



# Numerical Investigation of the Effects of Minor Geometric Changes of the Stator Blade Profiles on the Steady Performance of a High-pressure Gas-turbine

## ARTICLE INFO

### Article Type

Original Research

### Authors

Babaei A.H.<sup>1</sup> MSc,  
Aghaei Tough R.\*<sup>2</sup> PhD,  
Nobakhti M.H.<sup>1</sup> PhD,  
Montazeri M.J.<sup>3</sup> PhD

### How to cite this article

Babaei A.H, Aghaei Tough R, Nobakhti M.H, Montazeri M.J. Numerical Investigation of the Effects of Minor Geometric Changes of the Stator Blade Profiles on the Steady Performance of a High-pressure Gas-turbine. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(5):1209-1220.

## ABSTRACT

In the high-pressure gas-turbines, with hot-flowing gas through the stator channels with a high mass-flow rate, even slight variation in the blade geometry will have significant effects on the downstream flow-field. These minor changes can be compared to corrosion rates. The first occurrence of this corrosion is the non-uniformity of flow in the stator-rotor axial distance. This non-uniform flow, due to the complex pattern of vortices, prevents the complete transfer of fluid energy to the rotor and greatly reduces the turbine performance. In this research, a high-pressure turbine is considered to be at high risk of corrosion. The main goal is to predict these variations due to corrosion. Firstly, a 3D numerical analysis of the turbine initial model was conducted to accurately observe the flow field and the results were validated by the existing experimental results. Then, in order to investigate the effects of corrosion on the turbine performance, the blades geometrical changes were applied in stator blade profile and the flow distribution was analyzed. Results show that the highest corrosion risk is at the trailing-edge of the blades. Due to reduction in the stator inlet-outlet area ratio, the axial-velocity is reduced. But simultaneously, with increasing the stator channels outlet area, the mass-flow rate is increased by 7.31%. Therefore, the turbine undergoes to an off-design condition. The flow pattern will be more complicated in the rotor's entrance, and corrosion will develop rapidly due to temperature rise as the flow separates from the rotor blades.

**Keywords** High-Pressure Turbine; Stator Blade Corrosion; Three-Dimensional Analysis; Turbine Performance

<sup>1</sup>Mechanical Engineering Department, Mechanics, Electrical Power & Computer Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

<sup>2</sup>Aerospace Engineering Department, Engineering Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

<sup>3</sup>Aerospace Engineering Faculty, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

### \*Correspondence

Address: Engineering Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran Postal Code: 1477893855

Phone: -

Fax: -

reza\_tog@srbiau.ac.ir

### Article History

Received: August 19, 2018

Accepted: December 14, 2018

ePublished: May 01, 2019

## CITATION LINKS

- [1] Experimental evaluation of supersonic turbine characteristic curve at full and partial admission in turbine test rig
- [2] Comparison of turbulence methods in CFD analysis of compressible flows in radial turbomachines
- [3] Hot corrosion in gas turbine components
- [4] Metallurgical failure analysis for a blade failed in a gas-turbine engine of a power plant
- [5] Study and numerical simulation of blades corrosion effects on a commercial axial turbine performance
- [6] Investigation on the effects of blade corrosion on compressor performance
- [7] Experimental and numerical investigation on the influence of trailing edge bleeding on the aerodynamics of a NGV cascade
- [8] Effects of stator blade camber and surface viscosity on unsteady flow in axial turbine
- [9] Erosion and deposition in turbomachinery
- [10] Failure analysis of a gas turbine blade made of inconel 738LC super alloy
- [11] Numerical analysis of blade roughness effects on gas turbine performance and flow field
- [12] Effect of surface roughness on the aerodynamic performance of turbine blade cascade
- [13] Effects of axial gap on the vane-rotor interaction in a low aspect ratio turbine stage
- [14] Numerical simulation of roughness effects on two stage turbine performance with full cooling
- [15] Investigation of different turbulence models performance on high-turning turbine blade loading calculations
- [16] Ansys Help Document, user's Guide, Mesh data, Version 16.1
- [17] Effects of nozzle arrangement angle on the performance of partially admitted turbines

## بررسی عددی آثار تغییر هندسی جزئی پروفیل پره استاتور توربین گازی پرفشار بر عملکرد پایای آن

امیرحسین بابائی MSc

گروه مکانیک، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

رضا آقایی طوق\* PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمدحسن نویدی PhD

گروه مکانیک، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمدجواد منتظری PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

### چکیده

در توربین‌های گازی پرفشار، گاز داغ عبوری از استاتور، دارای دبی جرمی بالایی است و احتمال تغییرات حتی اندک در هندسه پرها، تاثیر قابل توجهی بر میدان جریان پایین‌دست خواهد داشت. این تغییرات اندک را می‌توان در حد خوردگی قیاس کرد. اولین رخداد ناشی از این خوردگی، غیریکنواخت شدن جریان در فاصله محوری استاتور- روتور است. این جریان غیریکنواخت، به دلیل داشتن الگوی پیچیده‌ای از گردابه‌ها، از انتقال کامل انرژی سیال به روتور جلوگیری می‌کند و کارایی توربین را به شدت کاهش می‌دهد. در پژوهش حاضر، یک توربین گاز پرفشار خاص، در معرض خطر خوردگی سریع فرض شده است. هدف اصلی، پیش‌بینی تغییرات هندسی ناشی از این نوع خوردگی است. در ابتدای کار، تحلیل عددی سه‌بعدی مدل اولیه توربین، با هدف مشاهده دقیق میدان جریان، انجام و نتایج حاصل با نتایج آزمایش‌های تجربی موجود اعتبارسنجی شد. سپس به منظور بررسی تاثیر خوردگی بر عملکرد توربین، تغییرات هندسی در پروفیل پره استاتور اعمال و توزیع جریان تحت تاثیر این تغییرات، به صورت سه‌بعدی تحلیل شد. نتایج نشان داد بیشترین خطر خوردگی در نقطه‌ای نزدیک لبه فرار پره استاتور است. به علت خوردگی، نسبت سطح بین ورودی و خروجی پره‌های استاتور، کمتر و موجب کاهش سرعت محوری می‌شود. اما همزمان با افزایش سطح خروجی کانال استاتور، میزان دبی جرمی گاز ۷۱/۳۱٪ افزایش می‌یابد. در این شرایط، عملکرد توربین از نقطه طراحی خارج می‌شود. الگوی جریان در ورود روتور پیچیده‌تر می‌شود و با جدایش جریان از روی پره روتور و ایجاد تغییرات شدید دما روی ناحیه جداشده، خوردگی به سرعت توسعه می‌یابد. **کلیدواژه‌ها:** توربین پرفشار، خوردگی پره استاتور، تحلیل سه‌بعدی، عملکرد توربین

تاریخ دریافت: ۹۷/۵/۲۸

تاریخ پذیرش: ۹۷/۹/۲۳

\*نویسنده مسئول: reza\_tog@srbiau.ac.ir

### ۱- مقدمه

توربین عکس‌العملی محوری پرفشار، یکی از انواع توربین‌های گازی بوده که وظیفه آن تامین گشتاور مورد نیاز کمپرسورها و پمپ‌ها در سامانه‌های تولید توان یا تغذیه است. با توجه به کاربرد گسترده توربین‌های گازی در نیروگاه‌ها، کشتی‌ها، حمل و نقل زمینی و صنایع هوایی، شناخت هرچه بیشتر اجزا، نحوه عملکرد و عوامل تاثیرگذار بر کارکرد آنها، تاثیر قابل توجهی در بهره‌گیری هرچه بیشتر از قابلیت‌ها و بهینه‌سازی آنها خواهد داشت. در کار حاضر، شناخت و پیش‌بینی تغییرات هندسی ناشی از خوردگی و تاثیر آن بر عملکرد توربین و همچنین شناخت پدیده‌های مهم و قابل توجه بر الگوی جریان پایین‌دست استاتور، تحت تاثیر تغییرات هندسی اندک از جمله اهداف اصلی پژوهش است. استفاده همزمان از کد طراحی مقدماتی و تحلیل عددی سه‌بعدی توربین، منجر به کاهش قابل ملاحظه هزینه‌ها و زمان آزمون‌ها خواهد شد [1,2].

افزایش بازده توربین گاز، متأثر از افزایش نسبت فشار و دمای ورودی به توربین است. مهم‌ترین عامل در محدودیت افزایش دمای ورودی به توربین، حد تحمل تنش‌های حرارتی مواد تشکیل‌دهنده اجزای توربین، به خصوص پره‌های ردیف اول است که در معرض داغ‌ترین محصولات احتراق قرار دارند. علی‌رغم پیشرفت‌هایی که در زمینه استفاده از سوپرآلیاژها در ساخت پرها صورت گرفته است، در حال حاضر امکان ساخت پره‌ای که بتواند کاملاً در برابر خوردگی داغ مقاوم باشد، وجود ندارد. از سوی دیگر، مهم است که یک پژوهشگر یا طراح توربین، بتواند رفتار سامانه وابسته به توان تولیدی توربین را نسبت به تغییرات هندسی ناشی از این خوردگی داغ پیش‌بینی کند. بررسی تاثیرات ناشی از تغییر هندسی در پروفیل‌های توربوماشینی سابقه طولانی دارد. البته نگاه‌ها به موضوع متفاوت بوده و مشاهده شده است که موارد مطالعاتی، کاملاً رفتارهای خاص خود را داشته‌اند. نوع توربوماشین، سطح و توزیع دما و فشار در این نتایج تاثیرگذار بوده‌اند. همچنین، در پژوهش‌هایی که روی خوردگی پرها صورت می‌گیرد، مسایلی مانند افزایش فاصله محوری استاتور- روتور و زبری ایجادشده در اثر خوردگی نیز بررسی و ارزیابی می‌شود.

نخستین بار، ایلیز و همکاران [3] با بررسی سطح پره‌های خورده‌شده، علت‌های مختلفی را برای وقوع آن بیان کردند. آنها دریافتند که خوردگی به عوامل مختلفی همچون دمای بالا یا حتی نوسانات دمایی روی سطح پره بستگی دارد و به شکل‌های گوناگونی اتفاق می‌افتد. در نهایت، در کنار عوامل دیگر منجر به شکست پره می‌شود. خوردگی پرها و منجر شدن به شکست، یک نگرانی بزرگ در توربین‌های گازی محسوب می‌شود. به همین دلیل، ابتدا باید از خوردگی پرها پیشگیری کرد یا اینکه در مراحل اولیه تشخیص داده و از آسیب بیشتر جلوگیری شود.

هود [4] با استفاده از ریزنگارهای نوری، سه ناحیه حساس پره‌های توربین زیمنس شامل لبه حمله، لبه فرار و ناحیه داغ را به صورت متالورژیک بررسی کرد و مقدار عدد سختی ویکرز را برای هر ناحیه به دست آورد. وی علت شروع خوردگی‌ها و شکست‌ها را حفره‌ها و سوراخ‌های ریز ایجادشده در امتداد مرزهای دانه‌بندی دانست و خنک‌کاری و بهبود کیفیت آلیاژ پرها را جزء پیشنهادها سازنده به شمار آورد.

چهارطاقی و همکاران [5] تاثیر خوردگی و آسیب‌دیدگی پرها بر میدان جریان و کارایی یک توربین تجاری را به کمک شبیه‌سازی عددی بررسی کردند. نتایج نشان داد که مهم‌ترین عامل کاهش بازده، افزایش لقی نوک پره‌های روتور است. به طوری که در اثر اختلاف فشار بین سطوح مکش و فشار پره‌های توربین، جریان از سمت پرفشار به سمت کم‌فشار پره می‌رود و به علت اختلاف زوایا و سرعت‌های جریان ناشی و جریان اصلی در سمت مکش پره، اختلاط این دو جریان باعث افت در توربین می‌شود.

علاوه بر این، تشکیل گردابه‌های ناشی از جریان ناشی و از بین رفتن آن بر اثر تاثیرات لزجت و اغتشاش جریان، باعث افزایش اتلافات می‌شود. از طرفی، کاهش کارایی و افزایش ضرایب افت ناشی از آسیب‌دیدگی لبه حمله پرها، تنها اندکی نسبت به لبه فرار، تاثیرگذارتر خواهند بود. همچنین نشان دادند که با پدیدار شدن خوردگی، بازده توربین افت چشمگیری می‌یابد. این افت با افزایش دبی جریان که نتیجه افزایش نسبت فشار کل به استاتیک است، افزایش می‌یابد.

وانگ و همکاران [6]، تاثیر خوردگی را بر عملکرد کمپرسور محوری بررسی کردند. آنها دریافتند که خوردگی به انحرافات هندسی تیغه

بنابراین، مطابق با نتایج حاصل از پژوهش‌های اخیر، پره‌های استاتور در توربین‌های پرفشار به‌شدت نسبت به تغییرات هندسی پروفیل، حتی به‌میزان اندک، حساس هستند و مطالعات اولیه، تاثیر قابل توجه این پدیده را بر عملکرد توربین نشان می‌دهد. این تغییرات را می‌توان در قالب مفهوم خوردگی مورد مطالعه قرار داد. بدیهی است که انجام تحلیل‌های جامع و هدفمند می‌تواند الگوهای جدید و روندهای پیش‌بینی عملکرد و حتی طراحی نوین را در این زمینه فراهم کند. در پژوهش حاضر که پره‌های استاتور در معرض داغ‌ترین محصولات احتراق قرار دارند، شناسایی پارامترهای موثر و نحوه ایجاد ارتباط صحیح میان آنها و میزان خوردگی پره‌ها از جنبه‌های نوآوری این طرح به شمار می‌روند. ضمن اینکه مطالعه خوردگی پره‌های استاتور و آثار ناشی از آن تاکنون برای توربین مورد نظر صورت نگرفته است.

## ۲- تدوین کد پیش‌بینی عملکرد توربین

در این پژوهش، ابتدا کد مربوط به طراحی مقدماتی یک توربین محوری پرفشار نوشته شد و به‌منظور پیش‌بینی پارامترهای عملکردی و شرایط خارج از طراحی توربین، توسعه داده شد. محاسبات در این کد به‌صورت صفربُعدی و یک‌بُعدی بوده و نتایج شبه‌دو‌بُعدی در تولید هندسه اولیه جزء خروجی‌های آن است. ورودی‌های کد، دما و فشار سکون در ورود به استاتور، فشار استاتیک خروجی و دور روتور، خواص ترموفیزیک سیال و قطر متوسط روتور است. خروجی‌های کد، پارامترهای عملکردی مختلف مانند توان، بازده و اتلافات، مثلث سرعت‌ها و دیگر پارامترهای آیرودینامیک مانند توزیع دما، فشار، ماخ و ضرایب جریان و بار در مقاطع مختلف توربین را شامل می‌شود. به‌عنوان پارامترهای کلیدی در قضاوت عملکرد توربین، نحوه محاسبه کار ویژه تک‌آنتروپی، دبی مشخصه و فشار سکون در خروجی توربین به‌ترتیب طی روابط ۱-۳-۳ ارایه شده‌اند.

$$W_{is} = \frac{k}{k-1} RT_{01} \left( 1 - \frac{1}{\delta_T \frac{k-1}{k}} \right) \quad (1)$$

$$q(\lambda_w) = \lambda_w \left[ \frac{k+1}{2} \left( 1 - \left( \frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_w^2 \right) \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (2)$$

$$P_{02} = \frac{P_{s2}}{\left( 1 - \left( \frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_{c2}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (3)$$

در این روابط،  $\delta_T$  نسبت انبساط توربین،  $R$  ثابت گاز،  $k$  نسبت حرارت‌های ویژه و  $\lambda_c$  و  $\lambda_w$  به‌ترتیب بیانگر ماخ بحرانی مطلق و نسبی است.

## ۳- مدل‌سازی سه‌بُعدی و روش تحلیل عددی

### ۳-۱- روابط و معادلات حاکم بر جریان

معادلات بقا شامل پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی و نیز معادله مشخصه یا حالت گاز آرمانی حل می‌شوند. در این کار، برای مدل‌سازی آشفتگی، از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی (SST) استفاده شده است. این مدل آشفتگی، افت‌های ناشی از رشد لایه مرزی روی دیواره را بهتر و دقیق‌تر محاسبه می‌کند. این مدل برای پیش‌بینی دقیق شروع و میزان جدایش جریان، تحت گرادیان فشار نامساعد طراحی شده است. نتایج محاسبات با این مدل، پیشرفت قابل توجهی در زمینه شروع جدایش جریان نشان می‌دهد [14]. همچنین، این مدل برای اعداد رینولدز پایین در نزدیکی دیواره‌ها،

کمپرسور و افزایش ناهمواری سطح پره منجر خواهد شد. در این پژوهش، پره‌هایی را که هندسه آنها به‌علت خوردگی تغییر یافته بود، به‌صورت سه‌بُعدی شبیه‌سازی و تحلیل کردند. نتایج نشان داد که خوردگی می‌تواند موجب کاهش بازده و نسبت فشار کمپرسور شود. علاوه بر این، آنان توسط روش‌های عددی، پارامترهای عملکردی کمپرسور را در طول زمان شبیه‌سازی کردند و یک رابطه تجربی میان عملکرد و زمان خوردگی ارایه نمودند.

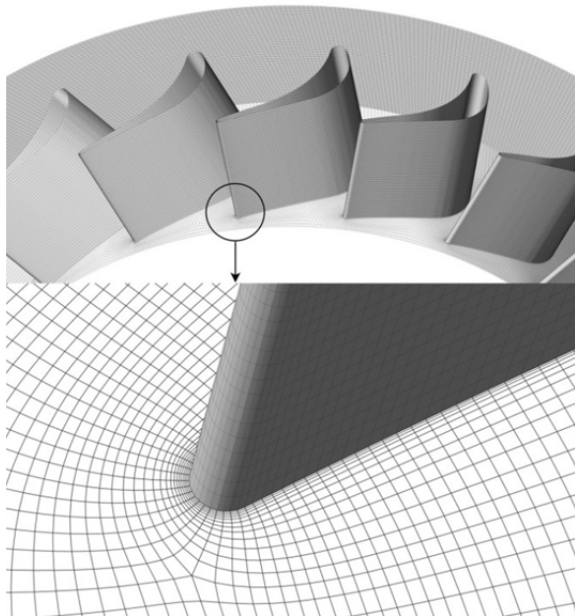
مونتیس و همکاران [7] به بررسی تاثیر لبه حمله روی آیرودینامیک پره‌های نازل راهنما به‌صورت عددی و تجربی پرداختند. ژائو و همکاران [8] تاثیر هندسه و سطح پره استاتور بر جریان عبوری از آن را بررسی و ارزیابی کردند. آنها به‌منظور بهبود عملکرد آیرودینامیک، مدل‌های مختلف پره استاتور و ویژگی جریان گذرنده از آن را شبیه‌سازی و تحلیل کردند. پژوهش‌هایی نیز در رابطه با مسیر حرکت ذرات موجود در جریان داخل توربین گاز و تاثیر آن بر رسوب و خوردگی پره انجام شده است. براساس آزمایش‌های هاند و همکاران [9]، با افزایش اندازه ذرات، سرعت و زاویه برخورد آنها با سطح، میزان خوردگی و زبری سطوح افزایش می‌یابد. همچنین، اثرپذیری سطح پره به‌شدت به هندسه و جنس سطح آن بستگی دارد. آنها همچنین مدلی برای مسیر حرکت ذرات در یک مرحله توربین بر پایه میدان جریان در قطر متوسط ارایه دادند که براساس این مدل، تعداد برخورد پره به سطح فشار پره، با افزایش اندازه ذرات و سرعت اولیه آنها در ورودی به طبقه توربین، افزایش می‌یابد. در روتور، ذرات به‌علت چرخش روتور دارای مولفه سرعت جانبی می‌شود و با حرکت به سمت پوشش خارجی توربین، منجر به افزایش خوردگی در نیمه بالایی پره می‌شود.

بنارزاده و همکاران [10] علت‌های شکست یک پره توربین گازی GE-F5 را با انجام آزمایش‌های مکانیکی و متالورژیک بررسی کردند. پره مورد نظر، سوپرآلیاژ پایه نیکل اینکونل LC738 بوده و پس از حدود ۶۵۰۰۰ ساعت در حین کارکرد دچار حادثه شده است. در اثر این حادثه، قسمت‌های متعددی از توربین دچار آسیب‌های شدید شده‌اند. بازرسی چشمی، اندازه‌گیری سختی، آنالیز ترکیب شیمیایی، بررسی ریزساختار و بررسی متالورژیک سطح شکست به‌منظور تشخیص علت‌های اصلی شکست پره صورت گرفته است. بررسی‌ها نشان داد حفره‌ها و ترک اولیه به‌دلیل پدیده خوردگی داغ ایجاد شده و با سازوکار خستگی از لبه حمله پره پیشروی کرده و در نهایت، منجر به کاهش سطح مقطع پره و شکست آن شده است. خوردگی، علاوه بر ایجاد تغییرات هندسی در پروفیل پره‌ها، موجب افزایش زبری پره‌ها نیز می‌شود. تاثیرات ناشی از خوردگی و زبری سطح پره‌ها، افزایش اصطکاک و ضخامت لایه‌مرزی را در پی خواهد داشت [11]. بائی و همکاران [12]، تاثیرات ناشی از زبری را بر عملکرد توربین محوری بررسی کردند. آنها دریافتند که زبری ناشی از خوردگی موجب تغییر نظم جریان از حالت آرمانی و کاهش عملکرد توربین می‌شود.

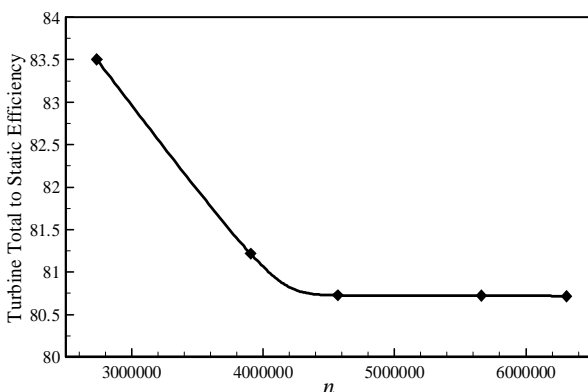
گاتانی و همکاران [13] تاثیر فاصله محوری استاتور- روتور را بر تعامل جریان در این ناحیه و جریان ورودی به کانال روتور بررسی کردند. نتایج نشان داد که تغییر این فاصله از مقداری مشخص، باعث ایجاد جریان‌های بازگشتی و تداخل جریان در این ناحیه می‌شود. با افزایش فاصله محوری، دنباله‌ها و گردابه‌های بیشتری در این ناحیه توسعه می‌یابند و به‌علت ایجاد گرادیان فشار در جهت شعاعی، زاویه برخورد جریان تغییر می‌کند. همچنین، تداخل دنباله‌ها و گردابه‌های پایین‌دست استاتور با گردابه و جریان‌های ثانویه گذرگاه موجب افزایش اتلافات می‌شود.

می‌یابد. در نهایت، درشت‌ترین شبکه‌ای که جواب مساله برای آن مستقل از ابعاد و تعداد المان‌های شبکه باشد، پس از چندین مرحله تکرار آزمون‌های عددی به دست آمده است. کنترل‌های لازم برای رسیدن به مقادیر مناسبی از دو معیار نسبت منطری و اعوجاج سلول‌ها صورت گرفته است که از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر کیفیت شبکه محاسباتی هستند و برای رعایت اختصار گزارش نمی‌شود. نمای کلی و جزئیات شبکه محاسباتی ایجاد شده در اطراف پره‌های استاتور در شکل ۲ نشان داده شده است.

نمودار ۱، استقلال حل از شبکه را براساس بازده توربین، به‌ازای تعداد المان‌های شبکه محاسباتی نشان می‌دهد. براساس نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده، تعداد سلول‌های شبکه بهینه برای مدل تناوبی توربین مورد مطالعه، اندکی بیشتر از ۴۵۰۰۰۰۰ سلول است. با افزایش تعداد سلول‌ها، تغییرات محسوسی در نتایج مشاهده نمی‌شود. همچنین با توجه به استفاده از مدل آشفتگی SST، شبکه‌بندی به‌گونه‌ای انجام شده است که  $\gamma^+$ ، یعنی فاصله اولین سلول شبکه تا دیواره، مقادیری کمتر از ۵ داشته باشد [16].



شکل ۲) شبکه محاسباتی در اطراف پره‌های استاتور



نمودار ۱) بررسی استقلال حل از شبکه

### ۳-۴- شرایط مرزی

به‌عنوان شرایط مرزی، در ورود فشار و دمای سکون، در خروج فشار استاتیک متوسط، تعیین سرعت دورانی برای بخش روتور، تمامی

به‌طور خودکار تابع دیواره مناسب را انتخاب می‌کند. زیرا به‌طور همزمان، توانایی بالای مدل  $k - \omega$  در نواحی با عدد رینولدز پایین و توانایی بالای مدل  $k - \epsilon$  در نواحی با عدد رینولدز بالا را در اختیار دارد. این خصوصیات باعث شده است که این مدل برای مجموعه وسیعی از جریان‌ها مانند جریان حاوی گردان فشار معکوس، ایرفول‌ها و امواج ضربه‌ای گذرا نسبت به مدل‌های استاندارد دیگر بسیار دقیق‌تر و مطمئن‌تر باشد [15].

### ۳-۲- توربین مورد مطالعه و مدل‌سازی هندسی

با توجه به نوع تحلیل و ظرافت‌های هندسی مورد نیاز در مدل‌سازی تغییرات هندسی اندک، کار تولید هندسه توربین و امکان ایجاد تغییرات مورد نظر در آن، با هزینه‌های مقرون‌به‌صرفه از نظر زمانی و صحت مدل، در این پژوهش بسیار مورد تأکید بوده است. کوچک‌ترین مغایرت میان پره مدل‌سازی شده و نمونه واقعی نیز می‌توانست نتایج را به‌کلی تحت تأثیر قرار دهد. توربین مورد مطالعه در این پژوهش، یک توربین محوری عکس‌العملی یک طبقه شامل یک ردیف پره استاتور و یک ردیف پره روتور است و ردیف پره‌های استاتور و روتور به‌ترتیب دارای ۲۱ و ۳۶ عدد پره هستند. مدل‌سازی هندسی با استفاده از نرم‌افزارهای پیشرفته تجاری صورت گرفته است که مجهز به ابزار کد هستند. خروجی این نرم‌افزارها، مختصات مجموعه نقاطی است که به‌عنوان مدل سه‌بعدی در نرم‌افزار Turbo Grid مورد استفاده قرار گرفته است. در این فرآیند، کنترل‌های لازم برای انطباق کامل هندسه تولید شده با مدل واقعی انجام یافته و مزیت کار، ایجاد بیشترین هماهنگی و همخوانی با نرم‌افزارهای تولید شبکه مانند Turbo Grid بوده است. شکل ۱ نمای کلی از هندسه سه‌بعدی توربین را نشان می‌دهد.



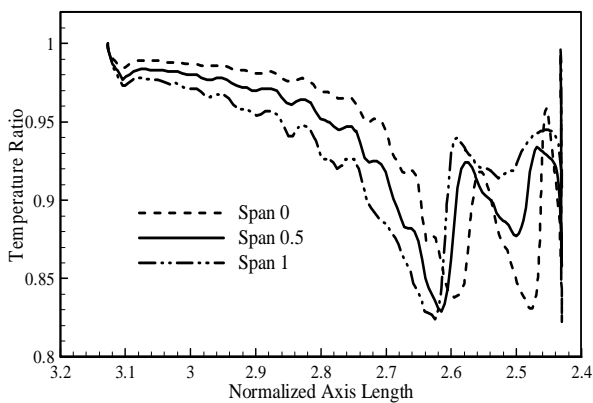
شکل ۱) هندسه سه‌بعدی توربین

### ۳-۳- ایجاد شبکه محاسباتی

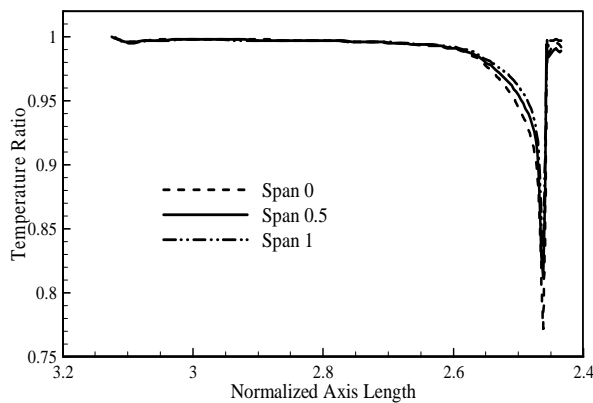
مرحله بعد از مدل‌سازی هندسه، ایجاد شبکه محاسباتی است. به‌دست‌آوردن نتایج صحیح و قابل اطمینان از شبیه‌سازی تغییرات هندسی اندک در این کار، بدون داشتن شبکه محاسباتی مناسب امکان‌پذیر نیست. شبکه محاسباتی با استفاده از نرم‌افزار Turbo Grid و به‌صورت کاملاً سازمان‌یافته ایجاد شده است تا با تأمین کیفیت شبکه مطلوب، هزینه‌های محاسبات عددی نیز به حداقل برسد. روی سطح پره‌ها به‌خصوص در نزدیکی لبه حمله و لبه فرار که گردان‌های شدیدتری وجود دارد، از شبکه‌بندی ریزتری استفاده شده است. با ریزشیدن شبکه محاسباتی، خطای روش عددی کاهش

تعدادی از نقاط در نزدیکی لبه فرار پره‌های استاتور روی سطح مکش در جدول ۱ گزارش شده است. در جدول ۱،  $T_0$  دمای سکون در نقاط مختلف پروفیل پره،  $T_{01}$  دمای سکون جریان ورودی به توربین،  $Z$  موقعیت نقاط در دستگاه مختصات و  $C_{st}$  بیانگر طول وتر پره استاتور است. مطابق با جدول ۱ که نسبت دمای سکون و تغییرات آن را نسبت به نقطه مجاور، برای نقاط زیادی از پروفیل پره استاتور نشان می‌دهد، رابطه‌ای ارایه شده است که بتواند ضریب خوردگی را براساس این دو پارامتر در هر نقطه محاسبه کند. تاثیرگذاری این دو پارامتر در محاسبه ضریب خوردگی یکسان نیست. بنابراین، در رابطه ۴ ضرایب  $C_1$  و  $C_2$  به‌گونه‌ای انتخاب شده‌اند که به‌ترتیب تاثیر دمای سکون و تغییرات آن نسبت به نقاط مجاور را در محاسبه ضرایب خوردگی به‌درستی ارزیابی کند. در این مطالعه، تاثیر مقدار تغییرات دمای سکون بر خوردگی، بیشتر از مقدار دمای سکون فرض شده و برای ضرایب  $C_1$  و  $C_2$  به‌ترتیب مقادیر ۰/۱ و ۰/۹ تعیین شده است.

$$C_T = C_1 \left( \frac{T_0}{T_{01}} \right) + C_2 \left( \frac{\Delta T_0}{(\Delta T_0)_{max}} \right) \quad (4)$$



نمودار ۲) دمای سکون روی سطح مکش پره‌های استاتور



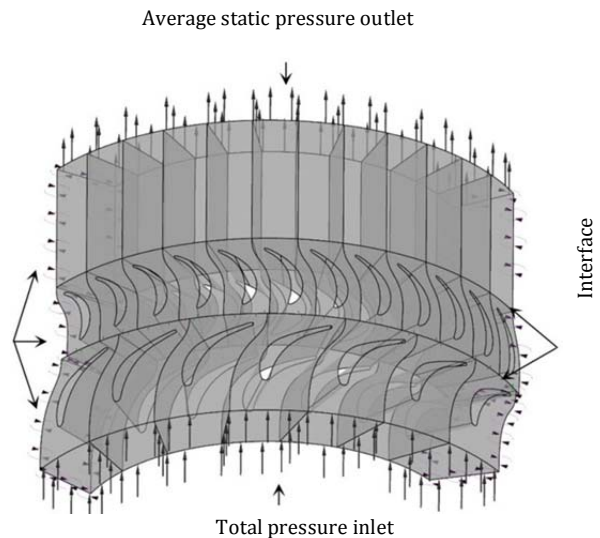
نمودار ۳) دمای سکون روی سطح فشار پره‌های استاتور

پس از محاسبه ضریب خوردگی در نقاط مختلف پروفیل پره، با داشتن اطلاعات تجربی از بیشینه میزان خوردگی پره‌های توربین برحسب زمان که طبق رابطه ۵ محاسبه می‌شود، می‌توان پره‌های خورده شده را در قالب ۴ مدل معیوب براساس جدول ۲، از بیشترین میزان خوردگی ۰/۱ تا ۰/۴ میلی‌متر مدل‌سازی کرد.

$$L_{st} = 0.028t^2 + 1.004t \quad (5)$$

در رابطه ۵،  $t$  بیانگر زمان برحسب ثانیه است و  $L$  بیشترین میزان خوردگی پره استاتور برحسب میلی‌متر را نشان می‌دهد.

دیواره‌ها بی‌دررو و با شرط عدم لغزش تنظیم شدند. برای کاهش هزینه‌های محاسبات، مدل تناوبی در تحلیل استفاده شده است. معادلات به‌کاررفته، معادلات ناویر استوکس میان‌گیری شده رینولدز، حاکم بر جریان لزوج تراکم‌پذیر هستند. کل دامنه حل به دو بخش استاتور و روتور تقسیم شده و صفحه میانی دقیقاً در وسط فضای محوری خروجی نازل‌ها و روتور انتخاب شده است. سیال عامل گاز آرمانی هوا بوده و رسیدن به دقت  $10^{-6}$  و تحقق پیوستگی دبی جرمی در ورود و خروج معیار همگرایی است. در شکل ۳، شرایط مرزی تعیین شده برای هندسه سه‌بعدی توربین نشان داده شده است.



شکل ۳) شرایط مرزی تعیین شده در تحلیل عددی سه‌بعدی

### ۳-۵- اعمال تغییرات هندسی ناشی از خوردگی روی پره‌های استاتور

در پژوهش حاضر، به‌علت بالا بودن دمای ورودی به توربین، مهم‌ترین عامل تغییرات هندسی پره‌ها خوردگی داغ فرض شده است. عوامل موثر دیگر بر خوردگی در ترکیب با عامل حرارتی، شرایط تحلیل را پیچیده کرده است و نقش عوامل مختلف مبهم می‌شود. بنابراین، با توسعه مطالعات در کارهای بعدی به این موارد پرداخته می‌شود.

پره‌های استاتور که در معرض گاز داغ ورودی به توربین قرار دارند، به‌صورت یکنواخت دچار خوردگی نمی‌شوند. براساس بررسی‌های صورت‌گرفته، در مقطعی از پره که دمای سکون و تغییرات آن روی سطح پره بیشتر است، خوردگی نیز تشدید می‌شود. توزیع دما در نقاط مختلف سطح پره یکسان نیست. بنابراین، به‌منظور مدل‌سازی دقیق خوردگی پره‌های استاتور، توزیع دما براساس نمودار دمای سکون در سه ارتفاع مختلف از ریشه تا نوک پره روی سطح مکش (نمودار ۲) و فشار (نمودار ۳) بررسی شده است. این نمودارها از تحلیل عددی سه‌بعدی مدل توربین سالم به دست آمده‌اند. در مناطقی که جدایش جریان از سطح پره اتفاق می‌افتد، ضمن افزایش ناگهانی دمای سکون نسبت به نقاط مجاور، میزان خوردگی داغ نیز افزایش خواهد یافت. بیشترین میزان خوردگی در نقطه‌ای نزدیک لبه فرار پره استاتور برآورد شده است.

بنابراین، برای محاسبه میزان خوردگی، دمای سکون و تغییرات آن روی نقاط زیادی از پروفیل پره، ارزیابی و ضریب خوردگی در تمامی این نقاط محاسبه می‌شود. به‌عنوان نمونه، اطلاعات مربوط به

جدول (۱) محاسبه ضریب خوردگی روی سطح مکش در ارتفاع میانی پره

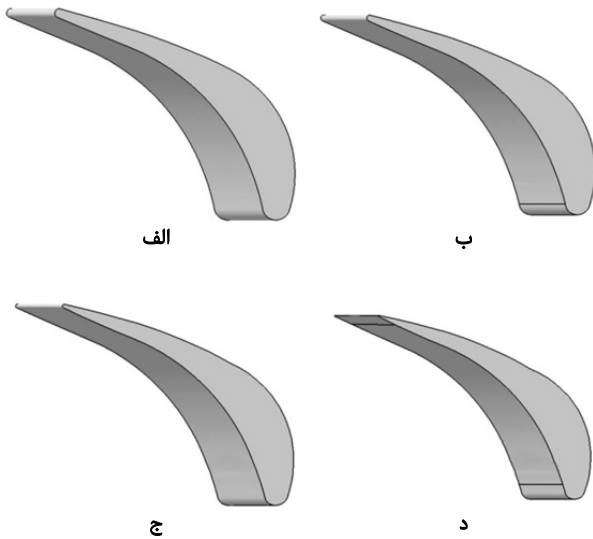
طول بی‌بعد ( $Z/C_{st}$ )	نسبت دمای سکون ( $T_0/T_{01}$ )	نسبت اختلاف دمای سکون در نقاط مختلف	ضریب خوردگی ( $C_T$ )
۲/۷۸	۰/۹۴	۰/۳۰	۰/۴
۲/۷۳	۰/۹۶	۰/۰۴	۰/۱
۲/۶۸	۰/۹۶	۰/۱۹	۰/۳
۲/۶۳	۰/۹۳	۰/۱۷	۰/۲
۲/۵۹	۰/۸۹	۰/۲۹	۰/۴
۲/۵۴	۰/۸۲	۰/۵۸	۰/۶
۲/۵۰	۰/۸۵	۱/۰۰	۱/۰
۲/۴۵	۰/۹۵	۰/۸۳	۰/۸

جدول (۲) بیشینه میزان خوردگی پره‌های استاتور برحسب زمان

زمان (ثانیه)	بیشترین میزان خوردگی پره استاتور (میلی‌متر)
۴۰	۰/۱
۷۰	۰/۲
۹۰	۰/۳
۱۰۰	۰/۴

جدول (۳) مشخصات هندسی پره‌های استاتور

پره‌های مدل‌سازی شده	بیشینه میزان خوردگی (میلی‌متر)	طول وتر پره (میلی‌متر)
پره سالم	۰	۲۱/۵۸
حالت اول	۰/۱	۲۱/۲۱
حالت دوم	۰/۲	۲۱/۰۷
حالت سوم	۰/۳	۲۰/۸۷
حالت چهارم	۰/۴	۲۰/۷۶



شکل (۵) مدل سه‌بعدی پره‌های خورده‌شده؛ الف) حالت اول (۰/۱ میلی‌متر)، ب) حالت دوم (۰/۲ میلی‌متر)، ج) حالت سوم (۰/۳ میلی‌متر)، د) حالت چهارم (۰/۴ میلی‌متر)

۳-۶- تحلیل عددی سه‌بعدی مدل‌های خورده‌شده

در انتهای رخداد یک خوردگی حرارتی خارج از کنترل، تغییرات محسوسی در اندازه و شکل پره‌ها به وجود می‌آید. در کار حاضر، فرض بر این تغییرات گسترده نیست، اما با توجه به نوع پُرفشاربودن توربین باید دید، آیا خوردگی‌هایی که تغییرات هندسی اندک را موجب می‌شوند نیز رفتار توربین را به شدت عوض می‌کنند یا نه؟ به‌منظور امکان شبیه‌سازی اثر این تغییرات، شبکه‌های محاسباتی در مورد تمامی مدل‌های پیش‌بینی‌شده به‌طور مستقل، تولید و از نظر معیارهای کیفی و استقلال شبکه بررسی شده‌اند. تعداد سلول‌های مدل‌های تناوبی ایجادشده برای بخش استاتور هندسه‌های سالم و خورده‌شده در جدول ۴ ارایه شده است.

جدول (۴) تعداد المان‌های شبکه محاسباتی برای مدل‌های معیوب

حالت‌های مختلف خوردگی	تعداد شبکه محاسباتی بهینه
سالم	۹۷۲۴۰۰
حالت اول	۹۸۴۱۲۰
حالت دوم	۹۹۰۶۸۰
حالت سوم	۹۹۶۹۱۲
حالت چهارم	۱۰۰۵۹۰۰

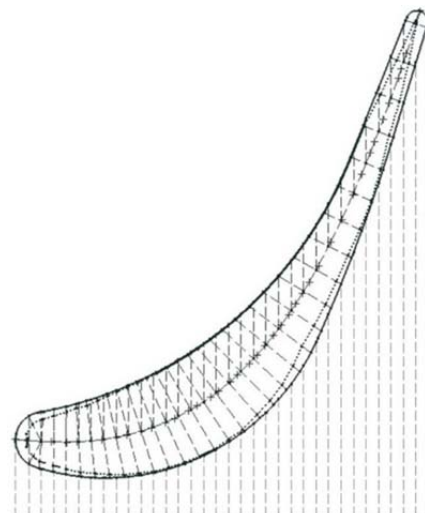
پس از ایجاد شبکه محاسباتی مناسب، برای تمامی موارد، شرایط مرزی و مدل آشفتگی همانند توربین سالم لحاظ شد. همچنین، یکی از مواردی که معمولاً در اثر خوردگی اتفاق می‌افتد، زبری سطح پره است که در تنظیمات مربوط در نظر گرفته شد.

۴- بررسی و تحلیل نتایج

۴-۱- صحت‌سنجی نتایج

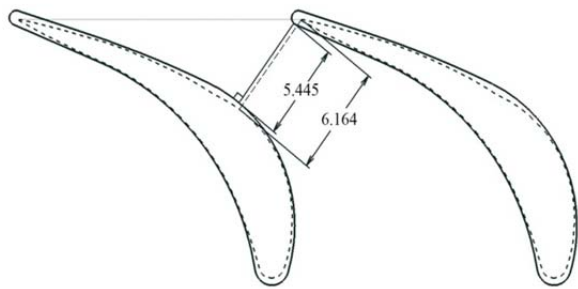
قبل از بررسی و تحلیل نتایج، ابتدا لازم است نتایج حاصل از کد

برای مدل‌سازی پره‌های خورده‌شده، از مدل پره سالم به‌عنوان مدل پایه استفاده شد. مطابق با شکل ۴، با رسم خط میانی پره، از تمامی نقاط روی پروفیل که ضریب خوردگی در آنها محاسبه شده است، عمودهایی بر خط میانی رسم شد. این روند در سه ارتفاع مختلف پره از ریشه تا نوک تکرار شد. با اعمال ضرایب خوردگی در نقاط مذکور و براساس رابطه ۵ که ارتباط میان زمان و بیشترین میزان خوردگی پره را نشان می‌دهد، یک فرآیند مدل‌سازی برای پره‌های معیوب طراحی شد که بتواند پروفیل پره‌ها را در هر مقطع به‌ازای بیشینه میزان خوردگی مدل‌سازی کند. در نهایت، مدل سه‌بعدی با استفاده از پروفیل پره در سه ارتفاع مختلف ایجاد شد. این روش، علاوه بر دقت بسیار بالا، روندی پیوسته در مدل‌سازی پره‌ها دارد. یعنی تنها با واردکردن یک عدد که بیانگر بیشینه میزان خوردگی است، تغییرات هندسی لازم در پروفیل پره ایجاد می‌شود و به‌دلیل جلوگیری از تکرار فرآیند مدل‌سازی، هزینه‌های تولید هندسه‌های جدید به حداقل می‌رسد. در تحقیق حاضر، مطابق با جدول ۲، اثرات ناشی از خوردگی در مدت‌زمان ۱۰۰ ثانیه پس از شروع کار توربین در قالب ۴ مدل معیوب بررسی می‌شود. اطلاعات مربوط به پره‌های مدل‌سازی‌شده در جدول ۳ ارایه شده است و شکل ۵، مدل هندسی پره‌های خورده‌شده را از بیشینه میزان خوردگی ۰/۱ تا ۰/۴ میلی‌متر نشان می‌دهد.

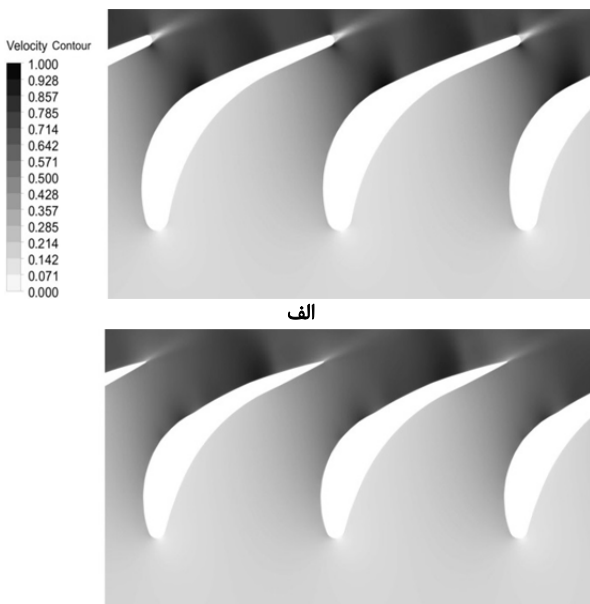


شکل (۴) اعمال ضریب خوردگی در نقاط مختلف پروفیل پره

بررسی عددی آثار تغییر هندسی جزئی پروفیل پره استاتور توربین گازی پرفشار بر عملکرد پایای آن ۱۳۱۵  
محوری استاتور- روتور است که با توجه به مطالعات پیشین [17]، آثار نامطلوبی در توزیع گردابه‌ها در این ناحیه خواهد داشت. به طوری که توسعه گردابه‌ها و تداخل دنباله‌های ناشی از آنها در پایین دست استاتور و ورودی روتور موجب افزایش اتلافات می‌شود.



شکل ۶ تغییر کمترین فاصله میان پره‌های استاتور



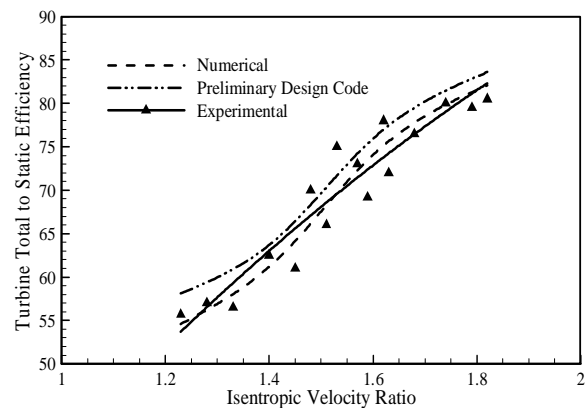
شکل ۷ توزیع سرعت در ارتفاع میانی پره‌های استاتور؛ الف) پره سالم، ب) پره خورده شده (۰/۴ میلی‌متر؛ حالت چهارم)

جدول ۵ میزان تغییر اندازه گلوگاه و فاصله محوری استاتور- روتور

حالت‌های مختلف خوردگی	نسبت سطح گلوگاه در مقطع میانی پره (میلی‌متر)	فاصله محوری استاتور- روتور (میلی‌متر)
توربین سالم	۵/۴۴	۴/۵۰
حالت دوم	۵/۷۳	۵/۰۴
حالت چهارم	۶/۱۶	۵/۴۶

تغییرات سرعت روی سطح مکش و فشار پره‌های استاتور در ارتفاع میانی به ترتیب در نمودارهای ۵ و ۶ نشان داده شده است. با توجه به این نمودارها، در ابتدای کانال استاتور، سرعت روی سطح مکش پره‌ها، اندکی نسبت به حالت سالم افزایش یافته است. در ادامه، سرعت به تدریج افزایش می‌یابد و در گلوگاه بین پره‌ها به بیشترین مقدار می‌رسد. تغییر موقعیت گلوگاه و کاهش سرعت در این ناحیه، روی نمودار سطح مکش به خوبی مشاهده می‌شود. همچنین با کوچک‌تر شدن ناحیه سکون در لبه فرار پره‌های خورده شده، افزایش سرعت کمتری در این ناحیه اتفاق می‌افتد. در سمت فشار پره‌ها، جز در لبه فرار، خوردگی تأثیر چندانی بر توزیع سرعت روی سطح پره نخواهد داشت.

پیش‌بینی عملکرد و تحلیل عددی سه‌بعدی، ارزیابی و صحت‌گذاری شوند. در نمودار ۴، مقایسه‌ای میان این نتایج با نتایج تجربی موجود ارائه شده است. مشاهده می‌شود که انطباق خوبی میان نتایج به دست آمده از کد و تحلیل عددی با نتایج تجربی وجود دارد. در دوره‌های متوسط به دلیل افزایش اتلافات ترمودینامیک، در برخی نقاط پراکندگی بیشتری در نتایج تجربی مشاهده می‌شود. به تدریج با افزایش دور و نزدیک شدن به نقطه طراحی، پراکندگی نقاط کاهش می‌یابد و انطباق بیشتری میان نتایج مشاهده می‌شود. مطابق با نمودار ۴، بیشینه اختلاف میان نتایج حاصل از کد پیش‌بینی و نتایج تجربی حدود ۶٪ و این مقدار برای نتایج حاصل از تحلیل عددی سه‌بعدی و نتایج تجربی حدود ۴٪ است. خطای بیشتر در محاسبات کد با توجه به اختلاف بعد میان شبیه‌سازی صورت گرفته قابل توجیه است. درصد خطای کم مشاهده شده در تحلیل عددی سه‌بعدی بیانگر آن است که این نتایج می‌تواند مبنای مناسبی برای قضاوت در مورد نتایج بعدی باشد.

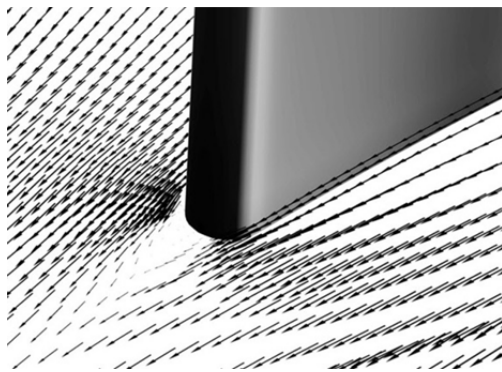


نمودار ۴ مقایسه نتایج کد طراحی مقدماتی توربین، تحلیل عددی سه‌بعدی و نتایج تجربی

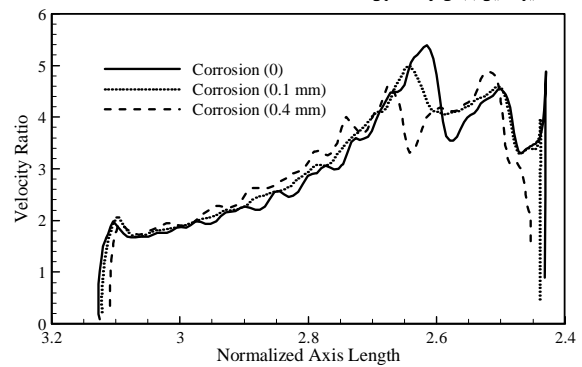
#### ۴-۲- تغییرات سرعت مطلق جریان در ارتفاع میانی پره‌های استاتور

در توربین عکس‌العملی، سرعت جریان گاز پرفشار ورودی با عبور از پره‌های استاتور به تدریج افزایش می‌یابد و در گلوگاه، یعنی کوچک‌ترین گذرگاه عبور جریان بین پره‌های استاتور، به بیشترین مقدار می‌رسد. سرعت مطلق، بیانگر انرژی سیال است و به تدریج با ورود جریان به روتور و تبدیل انرژی به کار، از میزان آن کاسته می‌شود. هرچه نسبت سطح ورودی و سطح گلوگاه گذرگاه پره‌ها بیشتر باشد، عملکرد نازلی استاتور قوی‌تر بوده و سرعت مطلق جریان در خروجی پره‌ها بیشتر است. همان‌طور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، با ایجاد خوردگی روی سطح پره‌های استاتور، اندازه و موقعیت گلوگاه بین پره‌ها تغییر می‌کند. در جدول ۵، میزان تغییر اندازه گلوگاه برای پره‌های خورده شده در حالت‌های دوم و چهارم و تأثیر آن بر فاصله محوری استاتور- روتور گزارش شده است. با توجه به جدول ۵، با افزایش خوردگی، مساحت گلوگاه بیشتر می‌شود و در نتیجه موجب کاهش بیشینه مقدار سرعت در خروجی استاتور خواهد شد. در شکل ۷، این کاهش سرعت در ارتفاع میانی پره‌های استاتور، برای مدل سالم و خورده شده (۰/۴ میلی‌متر) به خوبی مشاهده می‌شود.

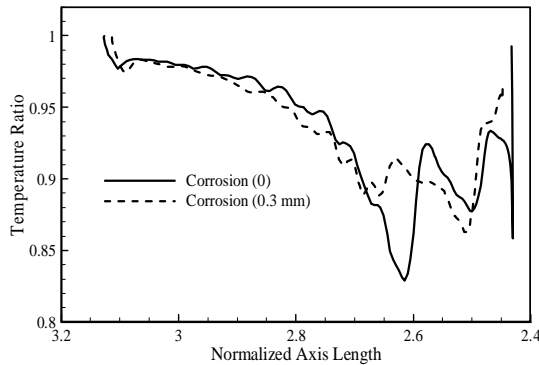
همچنین، در جدول ۵ مشاهده می‌شود که با افزایش میزان خوردگی در لبه فرار، ضمن کوتاه شدن وتر پره‌ها، موقعیت گلوگاه به ناحیه ورودی توربین نزدیک‌تر می‌شود. این به معنی افزایش فاصله



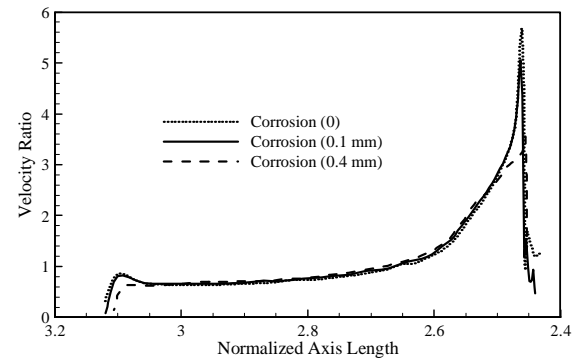
شکل ۹) جدایش جریان در لبه فرار پره استاتور



نمودار ۵) سرعت در ارتفاع میانی پره‌های استاتور روی سطح مکش



نمودار ۷) تغییرات دمای سکون روی سطح مکش پره‌های استاتور برای حالت سالم و حالت چهارم خوردگی

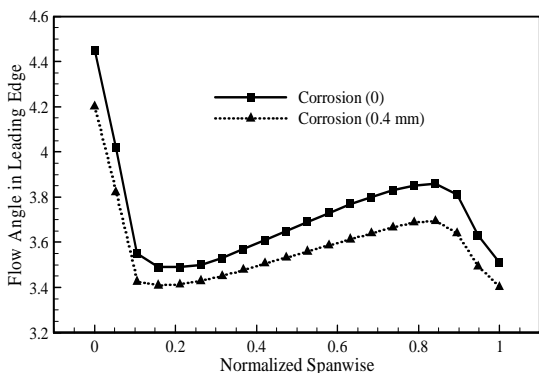


نمودار ۶) سرعت در ارتفاع میانی پره‌های استاتور روی سطح فشار

#### ۴-۴- انحراف زاویه جریان ورودی و خروجی پره‌های استاتور در اثر خوردگی

با کوتاه شدن طول وتر پره‌های استاتور، زاویه جریان خروجی از پره دچار انحراف می‌شود و با افزایش خوردگی، انحراف جریان از حالت مطلوب بیشتر می‌شود. اما در لبه حمله، خوردگی تاثیر چندانی بر زاویه ورود جریان به پره استاتور ندارد (نمودار ۸). توزیع بردارهای سرعت و میزان انحراف جریان خروجی از پره‌های استاتور در مقایسه با توربین سالم به ترتیب در شکل ۱۰ و نمودار ۹ نشان داده شده است.

مشاهده می‌شود، توزیع زاویه خروجی در جهت ارتفاع پره برای پره خورده شده به طور نسبی نرم تر از پره سالم است. همچنین، تحذب اندک در توزیع زاویه خروجی پره خورده شده، عکس تقعر مربوط به پره سالم است. این تفاوت‌ها نشان‌دهنده تفاوت الگوی جریان در دو حالت است و پیش‌بینی‌ها در مورد تاثیر خوردگی‌های حتی اندک در الگوی جریان را اثبات می‌کند.

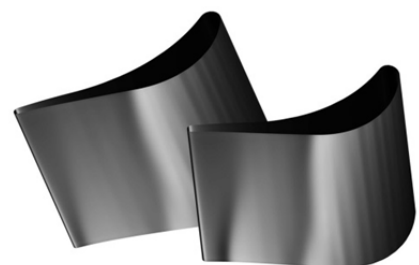
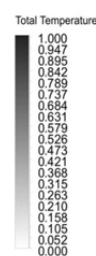


نمودار ۸) زاویه جریان ورودی به پره استاتور

#### ۳-۴- بررسی تغییرات دما روی سطح پره‌های استاتور

شکل ۸، توزیع دمای سکون روی پره را نشان می‌دهد. در ناحیه گلوگاه، ضمن کاهش فشار، دما نیز به شدت کاهش می‌یابد و در لبه فرار به دلیل منحرف شدن جریان و عدم تعقیب پروفیل پره، گویی جدایش جریان در این ناحیه از سطح پره رخ داده و در نتیجه موجب افزایش ناگهانی دما نسبت به نقاط مجاور شده است (شکل ۹). با توجه به ضخامت کمینه پره در این ناحیه، چنین رویدادی به معنی افزایش خطر خوردگی است.

نمودار ۷، مقایسه تغییرات دمای سکون روی سطح مکش پره‌های استاتور در حالت سوم خوردگی و حالت سالم را نشان می‌دهد. با شروع خوردگی و افزایش مساحت گلوگاه بین پره‌ها، نوسانات دمایی روی سطح پره کاهش یافته است. در عین حال، بیشترین تغییرات دما برای پره سالم، در ناحیه میانی سطح مکش پره و با روند کاهشی بوده است که برای پره خورده شده نیز تغییرات نسبی محسوسی در این ناحیه دیده می‌شود، اما با روند افزایشی. می‌توان گفت در این ناحیه، خورده شدن پره، الگوی جریان را تحت تاثیر قرار داده و اختلاط جریان‌های جت و ثانویه، الگوی متفاوتی را برای حالت خورده شده رقم زده است. در کارهای بعدی، با مطالعه الگوی گذرای جریان شاید بتوان اطلاعات بهتری در این زمینه ارائه داد.



شکل ۸) توزیع دمای سکون روی سطح پره‌های استاتور



#### ۴-۵- تغییرات دبی عبوری از توربین در اثر خوردگی

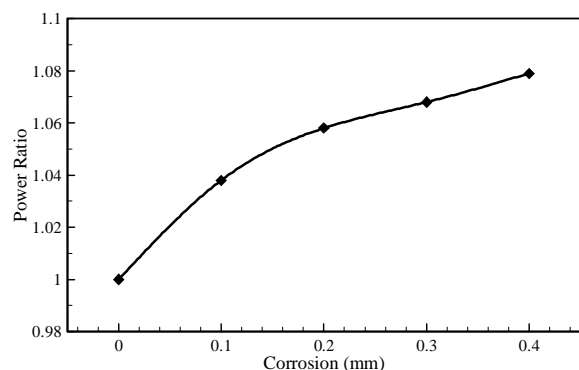
دبی عبوری از توربین یا به عبارت بهتر، ظرفیت عبوردهی توربین، یکی از مهم‌ترین پارامترهای موثر بر عملکرد توربین است. در بخش‌های قبل مشخص شد که با افزایش خوردگی، سرعت جریان عبوری از استاتور کاهش می‌یابد که این مساله می‌تواند موجب کاهش دبی جریان گاز عبوری از توربین شود. از طرفی، مساحت عبوردهی جریان نیز در اثر خوردگی افزایش می‌یابد. بنابراین، با توجه به افزایش دبی جرمی در نتایج تحلیل عددی، می‌توان نتیجه گرفت که تاثیر افزایش سطح عبوردهی جریان بر افزایش دبی از اثر کاهش سرعت، بیشتر بوده است. نسبت دبی عبوری در حالت‌های سالم و خورده‌شده در جدول ۶ ارایه شده است.

جدول ۶ تغییر نسبت دبی عبوری از توربین

نسبت دبی عبوری	حالت‌های مختلف خوردگی	زمان (ثانیه)
۱	حالت سالم	۰
۱/۰۳۱	حالت اول	۴۰
۱/۰۴۶	حالت دوم	۷۰
۱/۰۵۸	حالت سوم	۹۰
۱/۰۷۳	حالت چهارم	۱۰۰

#### ۴-۶- بررسی تاثیر خوردگی بر تغییر توان تولیدی توربین

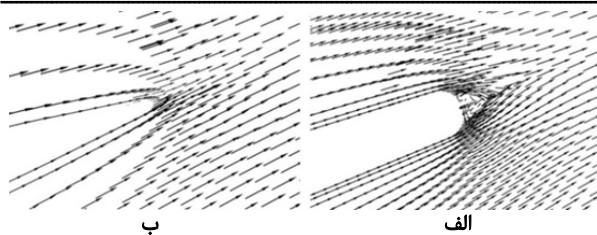
با افزایش دبی، ظرفیت عبوردهی توربین، بیشتر و موجب افزایش توان تولیدی می‌شود. بنابراین، مطابق با نمودار ۱۰ که تغییرات نسبت توان را براساس میزان خوردگی پره‌های استاتور بیان می‌کند، مشاهده می‌شود که با افزایش خوردگی پره‌ها توان توربین نیز بیشتر می‌شود. افزایش توان باعث بالارفتن دور روتور می‌شود و توربین را از نقطه کاری تعیین‌شده خارج می‌کند. افزایش دور می‌تواند مشکلات جدی در عملکرد زیرسامانه‌های وابسته ایجاد کند. همچنین مصرف سوخت را تحت تاثیر قرار می‌دهد. بنابراین در ماموریت‌های خاصی مانند یک پرواز هوایی یا یک انتقال فضایی که کمبود مصرف سوخت از پارامترهای اصلی و مورد توجه است، پیامدهای نامطلوبی خواهد داشت.



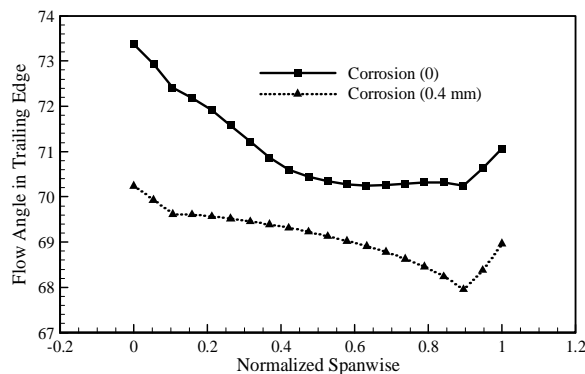
نمودار ۱۰ نسبت توان توربین برحسب خوردگی پره‌های استاتور

#### ۴-۷- اثرات خوردگی بر رفتار جریان در خارج از نقطه طراحی توربین

حال به منظور بررسی تاثیر خوردگی بر عملکرد توربین در شرایط خارج از طراحی، با کاهش فشار سکون ورودی تا نصف مقدار طراحی، تحلیل عددی برای توربین‌های سالم و خورده‌شده (۰/۲) و ۰/۴ میلی‌متر) تکرار می‌شود. همان‌طور که انتظار می‌رفت، نتایج تغییرات محسوس در عملکرد توربین نشان می‌دهند. با کاهش فشار سکون ورودی به توربین، سرعت کاهش می‌یابد و زاویه

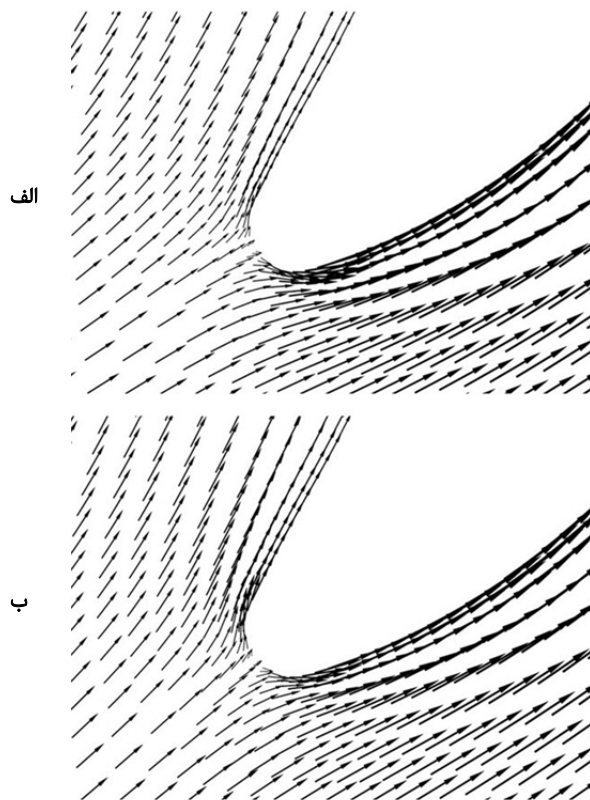


شکل ۱۰ انحراف جریان در لبه‌ی فرار پره استاتور؛ الف) پره سالم، ب) پره خورده‌شده (۰/۴ میلی‌متر؛ حالت چهارم)



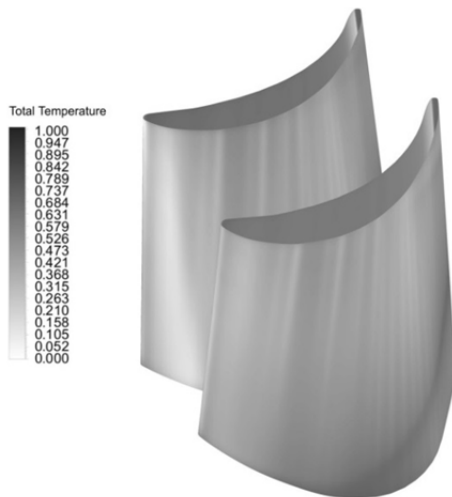
نمودار ۹ زاویه جریان خروجی از پره استاتور

از سوی دیگر، زاویه جریان خروجی از استاتور از مهم‌ترین عوامل موثر بر جریان ورودی به روتور است. شکل ۱۱، تاثیر خوردگی بر جریانی را نشان می‌دهد که به لبه حمله پره روتور برخورد می‌کند. مشاهده می‌شود با شروع خوردگی پره‌های استاتور، زاویه حمله جریان ورودی به روتور کاهش یافته است. تغییر این زاویه بر توان تولیدی توربین و جدایش جریان از سطح پره روتور اثرگذار است.

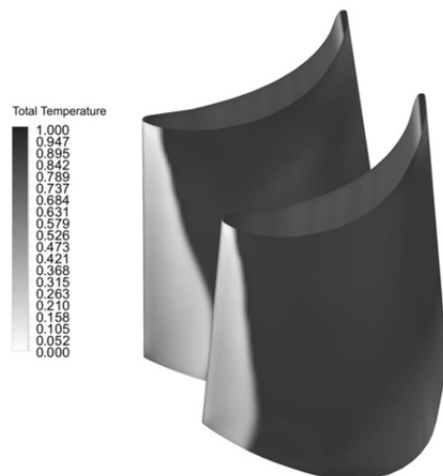


شکل ۱۱ بردار سرعت در لبه حمله پره‌های روتور؛ الف) پره سالم، ب) پره خورده‌شده (۰/۴ میلی‌متر؛ Case 4)

روی پره‌های استاتور، با توجه به تحلیل‌هایی که از تاثیر خوردگی بر جریان پایین‌دست استاتور صورت گرفت، ضمن کوتاه‌تر شدن طول وتر پره استاتور و تغییر سرعت و زاویه جریان خروجی از آن، ناپایداری شدیدی در جریان ورودی به روتور ایجاد می‌شود و در نهایت، کاهش زاویه جریان ورودی به لبه حمله پره روتور (نسبت به محور)، موجب بروز جدایش جریان از ابتدای سطح مکش و در تمامی سطح فشار آن می‌شود و در نتیجه، دمای پره به شدت بالا می‌رود. علاوه بر تنش‌های حرارتی، وجود تنش‌های حاصل از نیروی گریز از مرکز در روتور نیز سرعت خوردگی را تشدید خواهد کرد.



شکل ۱۳ توزیع دما روی سطح پره‌های روتور در نقطه طراحی توربین



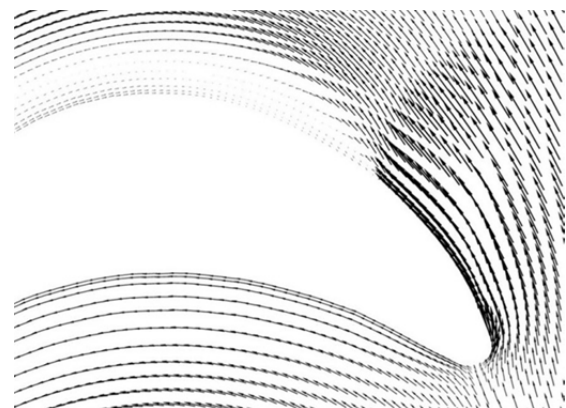
شکل ۱۴ توزیع دما روی سطح پره‌های روتور در خارج از نقطه طراحی توربین

### ۵- نتیجه‌گیری

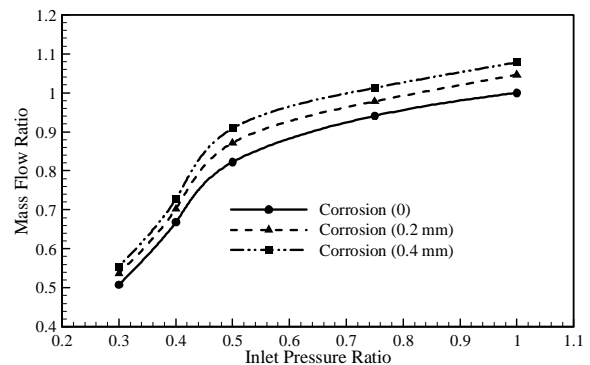
در این پژوهش، ابتدا کد طراحی مقدماتی به منظور پیش‌بینی پارامترهای عملکردی و شرایط آیرودینامیک توربین تدوین شد. سپس، برای مشاهده دقیق‌تر رفتار جریان، هندسه سه‌بعدی پره‌ها، مدل‌سازی و عملکرد توربین، تحلیل و با نتایج تجربی موجود اعتبارسنجی شد. در مرحله بعد، تغییرات هندسی ناشی از خوردگی روی پروفیل پره استاتور اعمال و توربین با پره‌های خورده شده با چهار مقدار مختلف، به صورت سه‌بعدی شبیه‌سازی شد و توزیع جریان در فاصله محوری استاتور- روتور، ورودی پره و داخل کانال‌های روتور مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفت. در نهایت، عملکرد

جریان ورودی به روتور نیز عوض می‌شود. این تغییرات، رفتار جریان عبوری از روتور را به کلی تحت تاثیر قرار داده است و همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، در نیمه ابتدایی سطح مکش پره روتور، جدایش جریان اتفاق می‌افتد.

جدایش جریان از سطح و افزایش ضخامت لایه مرزی، ظرفیت عبوردهی جریان را تا نزدیکی شرایط واماندگی کاهش می‌دهد. در نمودار ۱۱، مقایسه‌ای بین میزان دبی عبوری از توربین در حالت سالم و خورده شده در شرایط عملکردی مختلف انجام شده است. با توجه به این نمودار، انتظار افزایش نسبی توان برای حالت‌های خورده شده، حتی در شرایط خارج از طراحی نیز وجود دارد. اگر توربین برای تولید توان الکتریکی در شرایط کم- بار که یک وضعیت خارج از طراحی است، مورد استفاده واقع شود، این افزایش اندک توان در تنظیمات مبدل‌ها و کنترل‌گرهای مدار انتقال باید لحاظ شود.



شکل ۱۲ جدایش جریان در ارتفاع میانی پره‌های روتور



نمودار ۱۱ نسبت دبی توربین برحسب نسبت فشار ورودی

همچنین، تغییر شرایط جریان بالادست روتور در اثر خوردگی، گردابه‌های رها شده از لبه فرار پره‌های استاتور، جدایش جریان و اثر متقابل بین ردیف پره‌های دوار و ثابت باعث ایجاد جریان ناپایدار و در نهایت منجر به بارگذاری ناپایدار روی پره‌ها می‌شود. شکل‌های ۱۳ و ۱۴ به ترتیب توزیع دما روی سطح پره‌های روتور را در شرایط طراحی و خارج از طراحی (نصف فشار سکون ورودی طراحی) نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود در خارج از نقطه طراحی، با جدایش جریان از سطح پره روتور، دمای سکون افزایش یافته است. ایجاد تغییرات شدید دمایی باعث تشدید خوردگی پره‌های روتور نیز خواهد شد.

در نقطه عملکرد توربین، تنها در لبه فرار پره‌های روتور، جدایش جریان اتفاق می‌افتد. اما با گذشت زمان و ایجاد خوردگی بیشتر

$P_{s2}$  فشار استاتیک جریان خروجی از توربین (پاسکال)

$P_{01}$  فشار سکون جریان ورودی به توربین (پاسکال)

#### علامت یونانی

$\lambda_w$  ماخ بحرانی نسبی

$\lambda_c$  ماخ بحرانی مطلق

$\alpha_1$  زاویه جریان ورودی به استاتور

$\alpha_2$  زاویه جریان خروجی از استاتور

#### زیرنویس‌ها

0 شرایط سکون

s شرایط استاتیک

st استاتور

1 شرایط در ورودی توربین

2 شرایط در خروجی توربین

is تک‌آنتروپی

#### منابع

- 1- Aghaei Tog R, Mesgarpoor Tousi A. Experimental evaluation of supersonic turbine characteristic curve at full and partial admission in turbine test rig. *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*. 2017;28(2):1-20. [Persian]
- 2- Aghaei Tog R, Mesgarpoor Tousi A, Tourani A. Comparison of turbulence methods in CFD analysis of compressible flows in radial turbomachines. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2008;80(6):657-665. [Persian]
- 3- Eliaz N, Shemesh G, Latanision RM. Hot corrosion in gas turbine components. *Engineering Failure Analysis*. 2002;9(1):31-43.
- 4- Huda Z. Metallurgical failure analysis for a blade failed in a gas-turbine engine of a power plant. *Materials and Design*. 2009;30(8):3121-3125.
- 5- Chahartaghi M, Ghatee M, Samaeenia A, Karrabi H. Study and numerical simulation of blades corrosion effects on a commercial axial turbine performance. *Modares Mechanical Engineering*. 2015;14(15):279-289. [Persian]
- 6- Wang Z, Ma J, Wang S, Wang M. Investigation on the effects of blade corrosion on compressor performance. *Journal of the Chinese Institute of Engineers*. 2016;39(7):816-824.
- 7- 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. *ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air*, 8-12 June, 2009, Orlando, Florida, USA. New York: American Society of Mechanical Engineers; 2009.
- 8- Gao K, Xie Y, Zhang D. Effects of stator blade camber and surface viscosity on unsteady flow in axial turbine. *Applied Thermal Engineering*. 2017;118:748-764.
- 9- Hamed A, Tabakoff WC, Wenglarz RV. Erosion and deposition in turbomachinery. *Journal of Propulsion and Power*. 2006;22(2):350-360.
- 10- Bannazadeh R, Riahi M, Aieneravaie M. Failure analysis of a gas turbine blade made of inconel 738LC super alloy. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2018;50(1):103-112. [Persian]
- 11- Aligoodarz MR, Derakhshan F, Karrabi H. Numerical analysis of blade roughness effects on gas turbine performance and flow field. *Modares Mechanical Engineering*. 2014;13(13):112-120. [Persian]
- 12- Bai T, Liu J, Zhang W, Zou Z. Effect of surface roughness on the aerodynamic performance of turbine blade cascade. *Propulsion and Power Research*.

کلی توربین تحت تاثیر تغییرات هندسی ناشی از خوردگی، تحلیل و عملکرد آن با توربین سالم مقایسه شد. مهم‌ترین نتایج حاصل به شرح زیر است:

۱- دمای سکون و تغییرات آن روی سطح پره‌های استاتور از مهم‌ترین عوامل موثر بر خوردگی هستند و مقدار آن از ریشه تا نوک پره به تدریج کاهش می‌یابد. در لبه فرار استاتور که به نوعی جدایش جریان از سطح پره اتفاق می‌افتد، ضمن افزایش ناگهانی دمای سکون نسبت به نقاط مجاور، میزان خوردگی داغ به شدت افزایش می‌یابد و بیشترین میزان خوردگی در لبه فرار پره استاتور روی سطح فشار اتفاق می‌افتد.

۲- با ایجاد خوردگی روی سطح پره‌های استاتور تا حالت چهارم، مساحت گلوگاه بین پره‌ها حدود ۱۳/۲٪، بیشتر و موجب کاهش سرعت در ناحیه استاتور می‌شود. همچنین با افزایش میزان خوردگی در لبه فرار، ضمن کوتاه‌تر شدن وتر پره‌ها، فاصله گلوگاه از پره‌های روتور افزایش می‌یابد.

۳- در حالت چهارم خوردگی، دبی توربین ۷/۳۱٪ افزایش می‌یابد و موجب افزایش توان تولیدی به میزان ۷/۸۵٪ می‌شود. در نتیجه دور روتور افزایش می‌یابد و توربین را از نقطه طراحی خارج می‌کند. همچنین، افزایش دور اثرات نامطلوبی در عملکرد زیرسامانه‌های وابسته خواهد داشت.

۴- خوردگی در لبه فرار موجب کاهش طول وتر پره‌ها و در نتیجه افزایش فاصله محوری استاتور- روتور می‌شود. در حالت چهارم خوردگی، افزایش فاصله محوری به میزان ۱۰/۶۵٪ اتفاق می‌افتد و موجب افزایش اتلافات و کاهش عملکرد توربین می‌شود. زیرا گردابه‌های بیشتری در این ناحیه توسعه می‌یابد و ضمن ایجاد جریان‌های ثانویه، تاثیرات نامطلوبی بر کیفیت جریانی خواهد داشت که به روتور می‌رسد.

۵- تغییر شرایط جریان بالادست روتور در اثر خوردگی، گردابه‌های رها شده از لبه فرار پره‌های استاتور، جدایش جریان و اثر متقابل بین ردیف پره‌های دوار و ثابت باعث ایجاد جریان ناپایدار و در نهایت منجر به بارگذاری ناپایدار روی پره‌ها می‌شود. در خارج از نقطه طراحی، با جدایش جریان از سطح پره روتور و افزایش دمای سکون، پره‌ها در معرض خوردگی سریع قرار می‌گیرند.

**تشکر و قدردانی:** موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

**تأییدیه اخلاقی:** موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

**تعارض منافع:** تعارض منافع با فرد یا سازمان خاصی وجود ندارد.

**سهام نویسندگان:** امیرحسین بابائی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۲۸٪)؛

محمدحسن نوبختی (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۲۸٪)؛

محمدجواد منتظری (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی (۱۶٪)

**منابع مالی:** تامین مالی توسط نویسندگان صورت گرفته است.

#### ۶- پی‌نوشت

##### علامت

$C_{st}$  طول وتر پره استاتور (میلی‌متر)

$\delta_T$  نسبت انبساط توربین

R ثابت گاز

K ضریب آدیاباتیک گاز

$T_{01}$  دمای سکون جریان ورودی به توربین (کلوین)

$W_{is}$  کار تک‌آنتروپی ( $[\text{kg}^{-1}]$ )

q دبی مشخصه

$C_T$  ضریب خوردگی

$L_{st}$  بیشترین میزان خوردگی پره استاتور (میلی‌متر)

turbulence models performance on high-turning turbine blade loading calculations. *Amirkabir Journal of Science and Research*. 2015;47(1):1-12. [Persian]

16- ANSYS. Ansys Help Document, user's Guide, Mesh data, Version 16.1 [Internet]. Canonsburg: ANSYS, Inc; 2016 [cited 2018 Aug 01]. Available from: Not Found

17- Aghaei Togh R, Mesgarpoor Tousi A. Effects of nozzle arrangement angle on the performance of partially admitted turbines. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2018;32(1):455-464.

2014;3(2):82-89.

13- Gaetani P, Persico G, Osnaghi C. Effects of axial gap on the vane-rotor interaction in a low aspect ratio turbine stage. *Journal of Propulsion and Power*. 2010;26(2):325-334.

14- Chahartaghi M, Ghatee M, Samaeenia A, Karrabi H. Numerical simulation of roughness effects on two stage turbine performance with full cooling. *Modares Mechanical Engineering*. 2014;13(13):143-156. [Persian]

15- Saberi R, Fathali M. Investigation of different