



تحلیل عددی تأثیر زبری سطح پره بر کارایی و میدان جریان توربین گاز

محمدرضا علیگودرز^{۱*}، فائزه احسانی درخشان^۲، هادی کرابی^۳

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

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، تبدیل انرژی، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، ایران

۳- مدیرعامل شرکت دوار صنعت شریف، خیابان جمالزاده شمالی، تهران، ایران

* تهران، صندوق پستی ۱۳۶-۱۶۷۸۵، maligoodarz@srttu.edu

چکیده- به دلیل مواجه بودن بخش توربین یک موتور توربین گاز با دمای بالا و خصوصیات گاز ورودی، کارایی توربین حین کارکرد در معرض کاهش قرار می‌گیرد. شرایط کارکرد منجر به ایجاد خوردگی یا رسوب و در نتیجه افزایش زبری سطح پره آن می‌شوند. با توجه به پیچیدگی جریان درون توربین برای شناخت میدان جریان و دما درون طبقه توربین نیاز به انجام تحلیل سه بعدی می‌باشد. هدف از این مقاله بررسی تأثیر زبری بر میدان جریان و کارایی توربین گازی با شبیه‌سازی عددی است. در این پژوهش طبقه چهارم توربین هانوفر که در آزمایشگاه دانشگاه صنعتی هانوفر آلمان به صورت تجربی آزمایش شده است، بصورت سه بعدی در نرم‌افزار انسیس-سی اف ایکس شبیه‌سازی و نتایج حل عددی با نتایج آزمایشگاهی اعتبارسنجی شد. در ادامه تأثیر زبری پره در دو ارتفاع معادل دانه‌های ماسه $106 \mu\text{m}$ (رژیم نیمه زبر) و $400 \mu\text{m}$ (کاملاً زبر) بر خصوصیات میدان جریان و عملکرد یک مرحله توربین در ۴ دبی جرمی مختلف مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد مجموع افت راندمان ناشی از زبری استاتور و زبری روتور برابر با افت راندمان ناشی از زبری کل مرحله است. به علاوه، تأثیر افزایش زبری پره استاتور و روتور در کاهش راندمان تقریباً مساوی است. **کلیدواژگان:** زبری پره، توربین گاز، تحلیل عددی جریان توربین، میدان جریان توربین گازی، تأثیر زبری بر عملکرد توربین.

Numerical analysis of blade roughness effects on gas turbine performance and flow field

M. Aligoodarz^{1*}, F.E. Derakhshan², H. Karrabi³

1- Assist. Prof. of Mech. Eng., Shahid Rajaei Teacher Training Univ., Tehran, Iran

2- MSc Student of Mech. Eng., Shahid Rajaei Teacher Training Univ., Tehran, Iran

3-CEO at Sharif Rotary Industrial Co., Northern Jamalzadeh, Tehran, Iran

* P.O.B. 16785-136, Tehran, Iran. maligoodarz@srttu.edu

Abstract- The performance of turbine section of a gas turbine deteriorates over operation because of working in high temperature conditions and characteristics of the entry gas. On the other hand, due to complexity of the flow field within the turbine, three-dimensional analysis is required. This paper presents a numerical study of roughness effects on turbine flow field and performance. In this paper, effects of blade surface roughness caused by operation conditions on turbine performance were numerically calculated. Numerical calculations were carried out for the fourth stage of an axial turbine which was experimentally tested in the technical university of Hannover, using ANSYS software. Calculated results were verified with the measured data and showed a good agreement. To find out the effects of blade surface roughness on turbine stage performance and flow field, Two equivalent sand-grain roughness heights of $106 \mu\text{m}$ (transitionally rough regime) and $400 \mu\text{m}$ (fully rough regime) in four different mass flow rates were considered. Results showed that summation of efficiency reductions of the rough stator and rough rotor approximately equals to that of the totally rough stage for each roughness height and effect of stator roughness on efficiency reduction is same as the effect of rotor roughness on stage efficiency.

Keywords: Blade Roughness, Gas Turbine, Turbine Flow Field Analysis, Gas Turbine Flow Field, Roughness Effects on Turbine Performance.

۱- مقدمه

سطح پره توربین در حین کار به دلیل چسبیدن گرد و غبار و دوده، اثر حرارت و وجود ناخالصی در سوخت، دچار رسوب و یا ایجاد حفره‌های ریز به علت برخورد ذرات دچار خوردگی می‌شود که همه این عوامل باعث افزایش زبری در سطح پره می‌شوند. پیش‌بینی تأثیر فرسودگی و عیوب بر کارایی موتور بسیار بحث برانگیز است زیرا کارایی یک موتور توربین گاز تابعی از عملکرد همزمان سه جزء اصلی آن یعنی کمپرسور، محفظه احتراق و توربین است. هریک از این اجزاء در طول عمر خود دچار فرسودگی شده و بر عملکرد کلی سیستم تأثیر می‌گذارد. به عنوان مثال ۲۱٪ کاهش راندمان کمپرسور و ۰/۵٪ کاهش راندمان توربین منجر به کاهشی به مقدار ۸/۶٪ در قدرت خروجی و ۳/۵٪ در راندمان موتور توربین گازی می‌شود [۱] و یا کاهش ۱٪ در راندمان توربین، باعث کاهش قدرت خروجی به مقدار ۳/۷٪ می‌شود [۲]. بنابراین پی بردن به مکانیزم این عیوب و تأثیری که بر عملکرد اجزاء موتور می‌گذارند بحثی قابل توجه و با اهمیت می‌باشد تا علاوه بر پیش‌گیری‌های ممکن، در تعمیرات و بازرسی‌های دوره ای به آنها توجه شود. اگرچه عیوب توربین به طور کامل قابل ترمیم نیستند اما بزرگی آنها قابل کنترل است و حتی ممکن است با تعویض قطعاتی خاص راندمان توربین را به راندمان توربین نو نزدیک کرد. عیوب عمده‌ای که در توربین تولید می‌شوند عبارت است از کاهش کیفیت سطح پره‌ها و زبر شدن آنها، افزایش لقی نوک پره، تغییر هندسه پره [۱].

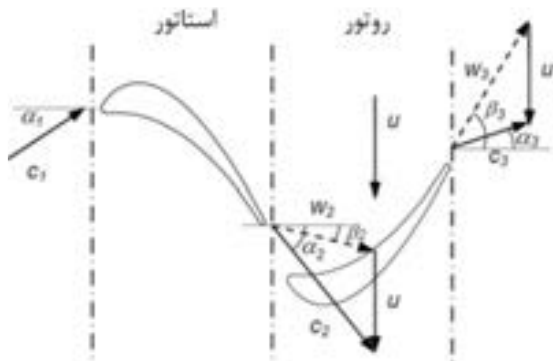
فیلا و همکارش [۳] در سال ۲۰۱۱ مقاله ای در رابطه با تأثیر زبری بر لایه مرزی جریان کاملاً آشفته و تأثیر احتمالی آن بر جریان گذار ارائه نمودند. در این پژوهش ابتدا انواع زبری و نحوه تعریف آن با استفاده از توابع دیوار ارائه شده است. سپس با استفاده از نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی، شبیه‌سازی عددی زبری را انجام داده و به این نتایج دست یافتند: زبری سطح تأثیر زیادی بر افت‌ها و انتقال حرارت سطح دارد. زبر لایه لزج قابلیت خود را برای اضمحلال اغتشاش از دست می‌دهد. همزمان، ارتفاع این لایه جریان در رژیم نیمه زبر کاهش می‌یابد. در رژیم کاملاً زبر، ارتفاع لایه مرزی افزایش می‌یابد اما دلیل آن افزایش اغتشاشات جریان مغشوش است. زبری فقط بر جریان پایین دست اثر می‌گذارد و توسعه اغتشاش در نزدیکی لایه مرزی لایه‌ای را افزایش می‌دهد.

سئوک کنگ و همکارانش [۴] در سال ۲۰۰۴، با استفاده از نرم‌افزار سی اف ایکس^۱ تأثیر زبری‌های متفاوت را بر راندمان و ضریب کار توربینی بررسی نمودند و نتایج آن را با آزمایش تطبیق دادند. آنها مشاهده کردند که زبری سطح تأثیری چشمگیر بر ضریب کار دارد و درصد کاهش ضریب کار در زبری $400 \mu\text{m}$ به مقدار ۲۱/۶٪ می‌باشد. همچنین زبری پره‌ها ضریب فشار و راندمان را کاهش می‌دهد و مجموع افت راندمان ناشی از استاتور زبر و روتور زبر، حدوداً برابر است با افت راندمان ناشی از زبری کل مرحله.

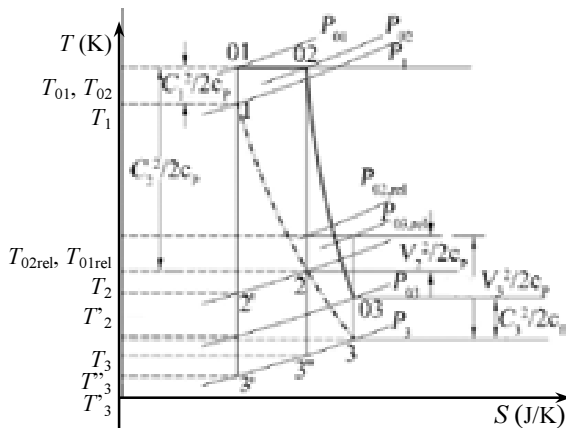
پژوهش‌هایی نیز درباره مسیر حرکت ذرات موجود در جریان داخل توربین گاز و تأثیر آن بر رسوب و خوردگی پره انجام شده است. بر اساس آزمایش‌های حامد و همکارانش [۵] با افزایش اندازه ذرات، سرعت و زاویه برخورد آنها با سطح، میزان خوردگی و زبری سطوح افزایش می‌یابد. همچنین اثرپذیری سطح پره، شدیداً به هندسه آن و ماده پوشاننده سطح بستگی دارد. آنها همچنین مدلی برای مسیر حرکت ذرات در یک مرحله توربین بر پایه میدان جریان در قطر متوسط ارائه دادند که بر اساس این مدل، تعداد برخوردها به سطح فشار پره، با افزایش سایز ذرات و سرعت اولیه آنها در ورودی به طبقه توربین، افزایش می‌یابد. در روتور، ذرات به علت چرخش روتور دارای مولفه سرعت جانبی می‌شوند که به آنها حرکتی به سمت پوشش خارجی توربین می‌دهد و منجر به افزایش خوردگی در نیمه بالایی پره می‌شود. مقداری از ذرات نیز بین لبه حمله روتور و لبه فرار سمت مکش استاتور گیر کرده و به هردو ضربه می‌زنند.

منابع تلفات در پره‌های توربین، عبارتند از افت پروفیل (که ناشی از شکل پره و لایه مرزی آن و اصطکاک پوستی است)، افت ناشی از لقی نوک پره روتور (که باعث نشت جریان از قسمت پرفشار به قسمت کم فشار و همچنین برخورد آن با لایه مرزی روی دیواره خارجی توربین و ایجاد گردابه‌های نوک پره می‌شود) و افت فشار ناشی از جریان‌های فرعی و ثانویه در لایه مرزی دیواره‌ها. بنابراین هرگونه عاملی که باعث افزایش این تلفات شود باعث افزایش ضرائب افت خواهد شد. در این مقاله علاوه بر پارامترهای راندمان و ضریب کار، رفتار جریان در گذرگاه‌های بین پره‌ها در یک مرحله توربین نیز مورد بررسی قرار گرفته است. مراحل که جهت نیل به اهداف پژوهش طی

1. CFX



شکل ۲ یک طبقه از توربین محوری و مثلث‌های سرعت [۶]



شکل ۳ نمودار دما-انتروپی برای یک طبقه عکس‌العملی توربین [۶]

شلیختینگ در سال (۱۹۶۸) و نیکورادزه در سال (۱۹۳۲) نشان دادند که عدد رینولدز زبری k_{eq}^+ معادل با ذرات ماسه k_{eq} با رابطه (۵) تعریف میشود.

$$k_{eq}^+ = U_\tau \frac{k_{eq}}{\nu} \quad (۵)$$

که می‌تواند به عنوان یک شناسه برای رژیم مغشوش دیواره زبر مورد استفاده قرار گیرد. بر این اساس سه نوع رژیم جریان برای جریان مغشوش نزدیک دیواره به شرح زیر بیان می‌شود:

$$k_{eq}^+ = U_\tau \frac{k_{eq}}{\nu} \leq 5 \quad \text{الف) ناحیه صاف}$$

$$5 \leq k_{eq}^+ = U_\tau \frac{k_{eq}}{\nu} \leq 70 \quad \text{ب) ناحیه نیمه زبر}$$

$$k_{eq}^+ = U_\tau \frac{k_{eq}}{\nu} \geq 70 \quad \text{پ) ناحیه زبر}$$

1. Equivalent Sand Grain Roughness Reynolds Number

شد عبارت بود از، مدل‌سازی توربین با تعریف شرایط آزمایشگاهی و اعتبارسنجی آن، تغییر شرایط مرزی به شرایط واقعی کارکرد و مدل‌سازی زبری و مقایسه کارایی توربین معیوب با حالت سالم در شرایط کارکرد واقعی.

۲- پارامترهای به کار رفته

پارامترهای به کار رفته [۶-۸] برای مقایسه کارایی توربین سالم و معیوب عبارتند از:

- راندمان کل به کل ایزنتروپیک که با توجه به شکل ۱، از رابطه (۱) به دست می‌آید.

$$\eta_{tot, is} = \frac{H_{02} - H_{01}}{H_{02'} - H_{01}} \quad (۱)$$

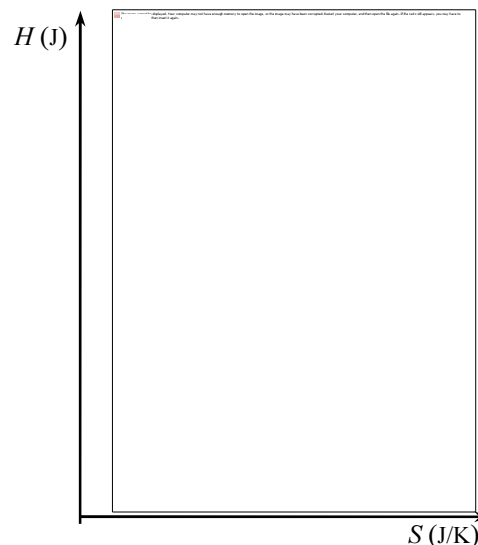
- ضریب کار که با توجه به بردارهای سرعت جریان مطابق شکل ۲ ضریب کار از رابطه (۲) به دست می‌آید.

$$\psi = \frac{C_a}{U} (\tan \beta_2 - \tan \beta_3) \quad (۲)$$

انواع تلفات پره که باعث افت فشار کل در طول مسیر گاز می‌شوند عبارتند از تلفات پروفیل، تلفات سطح حلقوی، تلفات جریان فرعی و تلفات لقی پره. ضرایب افت ناشی از این تلفات در استاتور و روتور با توجه به شکل ۳ از روابط (۳) و (۴) محاسبه می‌شود.

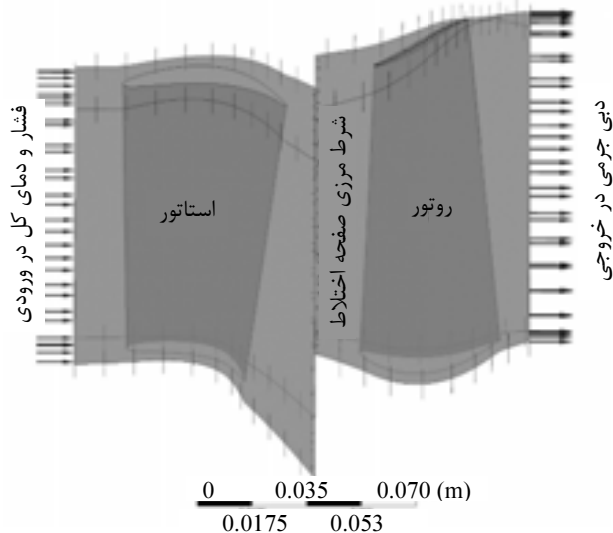
$$Y_s = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{01} - P_2} \quad (۳)$$

$$Y_R = \frac{P_{02rel} - P_{03rel}}{P_{03rel} - P_3} \quad (۴)$$



شکل ۱ نمودار دما-انتروپی در فرایند انبساط [۸]

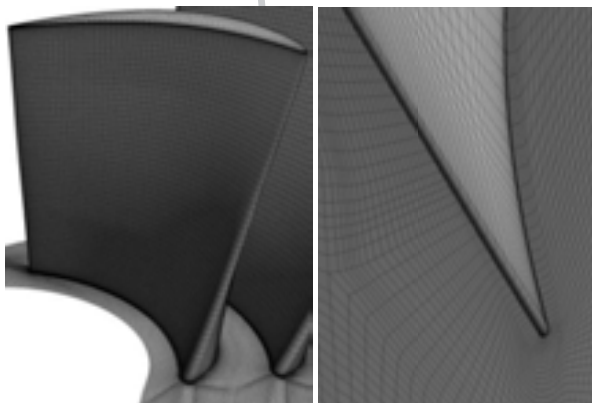
ناچیزی در نتایج عددی دیده شد و همچنین به منظور استفاده از توابع دیواره، از مدل $k-\epsilon$ در مدلسازی زبری استفاده گردید.



شکل ۴ شرایط مرزی در نمای سه بعدی استاتور و روتور



شکل ۵ هندسه سه بعدی توربین هانوفر



شکل ۶ شبکه بندی در روتور

۳- مدل سازی توربین و اعتبار سنجی آن

توربین در نظر گرفته شده برای بررسی، مرحله چهارم توربین هانوفر بود که در آزمایشگاه دانشگاه صنعتی هانوفر بر آن تست هوایی انجام گرفته و نتایج آن در دسترس است. ساخت مدل شامل ساخت هندسه سه بعدی در محیط بلیدجن^۱ (شکل ۵)، ایجاد شبکه در محیط توربو-گرید^۲ (شکل ۶)، بررسی استقلال از حل شبکه (شکل ۷)، و تعریف شرایط مرزی است.

شرایط مرزی تست هوایی عبارت بود از:

۱- تعریف پروفیل فشار کل و دمای کل در ورودی. جهت جریان در ورودی به صورت عمود بر سطح و بدون پیش چرخش فرض شد و از شدت توربولانس به مقدار ۵ درصد به عنوان پارامترهای ورودی استفاده شد.

۲- دبی جرمی در خروجی.

۳- تعریف شرط مرزی تمام دیوارهای ساکن و چرخان به صورت آدیاباتیک، و شرط عدم لغزش برای سرعت.

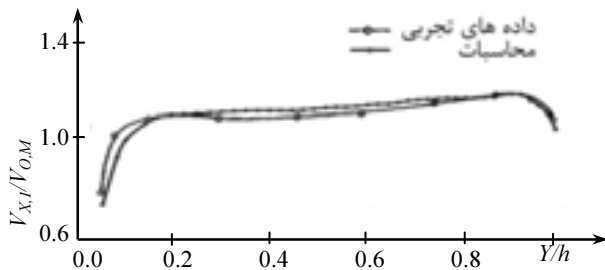
۴- استفاده از روش دستگاه مختصات چرخان به منظور در نظر گرفتن موقعیت حرکت نسبی نازل و روتور نسبت به هم. در سطح مشترک بین روتور و استاتور، شرط مرزی صفحه اختلاط تعریف شد [۱۰]. در این روش منطقه محاسباتی به نواحی ثابت (استاتور) و متحرک (روتور) تقسیم شده و هر کدام از این نواحی بصورت یک مسأله دائم حل می شوند. در هر چند تکرار مشخص، همه خواص جریان در صفحه اختلاط و در جهت محیطی روی خروجی روتور و ورودی نازل متوسط گیری شده و سپس از یک ناحیه به ناحیه دیگر منتقل می شود. در قسمت چرخان شتاب کوریولیس و گریز از مرکز به معادلات مومنتم اضافه و حل می شوند.

۵- چون توربین محوری تقارن محیطی دارد، از شرط مرزی متناوب برای روتور و نازل استفاده شد. یعنی می توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها یک پره از روتور و یک پره از استاتور را شبیه سازی کرد.

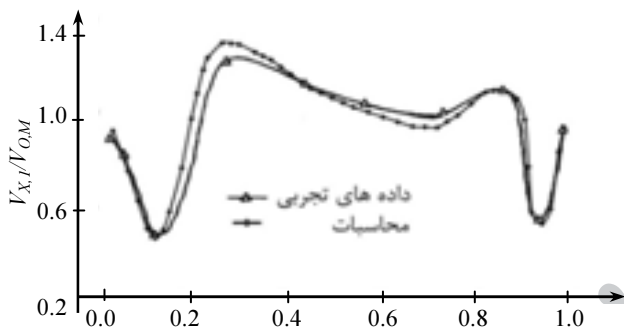
در شکل ۴ شرایط مرزی اعمال شده در نمای سه بعدی پره به پره مشاهده می شود. مدل سازی توربین در حالت سالم با مدل های دو معادله ای $k-\epsilon$ و SST^۳ انجام گرفت. چون با مقایسه نتایج حاصل، که در شکل ۷ مشاهده می شود، تغییرات

1. Blade-Gen
2. Turbo-Grid
3. Shear Stress Transport

[۴] و [۹]، $106 \mu\text{m}$ و $400 \mu\text{m}$ به ترتیب در ناحیه نیمه زبر (با رینولدز زبری $36/5$) و کاملاً زبر (با رینولدز زبری 227) بوده است.



شکل ۸ مقایسه نتایج تجربی و عددی تغییرات سرعت محوری خروجی از استاتور در راستای شعاعی در نقطه طراحی

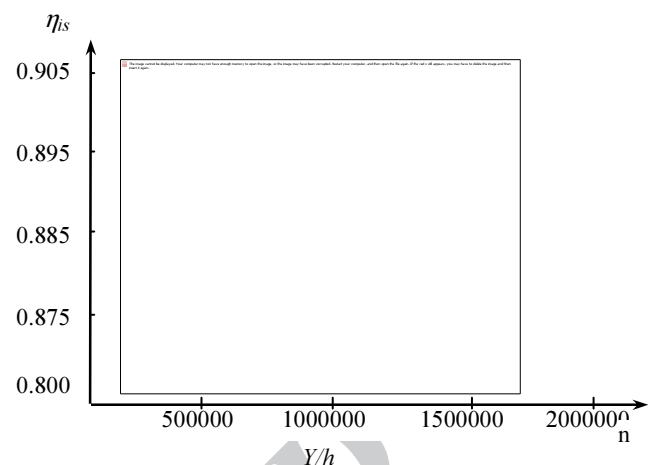


شکل ۹ مقایسه نتایج تجربی و عددی تغییرات سرعت محوری خروجی از روتور در راستای شعاعی در نقطه طراحی

برای به دست آوردن تأثیر زبری استاتور و روتور بر کارایی توربین، یک بار فقط استاتور، یک بار فقط روتور و در نهایت هر دو پره به مقدار $400 \mu\text{m}$ زبر شدند. ارتفاع اولین شبکه مجاور دیوار در حدود ارتفاع زبری در نظر گرفته شده است. شدت اغتشاش تعریف شده در ورودی 5% و مدل اغتشاشی مورد به دلیل استفاده از توابع دیواره در مدل کردن زبری، استفاده $k-\epsilon$ بوده است. در برنامه CFX، جهت تعریف مقدار زبری گزینه ارتفاع معادل دانه ماسه وجود دارد.

۵- نتایج حاصل از نرم افزار

در شکل های ۱۰ و ۱۱ تأثیر زبری بر بردارهای سرعت لبه فرار استاتور و روتور نشان داده شده است. افزایش زبری باعث افزایش اصطکاک و افزایش ضخامت لایه مرزی می شود که هر دو این عوامل افت پروفیل را بزرگتر می کنند.



شکل ۷ استقلال حل از شبکه برای راندمان توربین

در شرایط کارکرد واقعی، شرایط مرزی ۱ و ۲ به دمای سکون ورودی 1000K و مقدار دبی جرمی در ورودی، و فشار متوسط استاتیکی یک اتمسفر در خروجی تغییر یافت. همچنین از ترکیب محصولات احتراق به جای هوا استفاده گردید. تعداد المان های استفاده شده در شبکه بندی 1700000 عدد و میزان باقی مانده ای که با رسیدن به آن انجام مراحل تکراری حل معادلات متوقف می شود 10^{-5} در نظر گرفته شد. مشخصات مرحله توربین در جدول ۱ ارائه شده است.

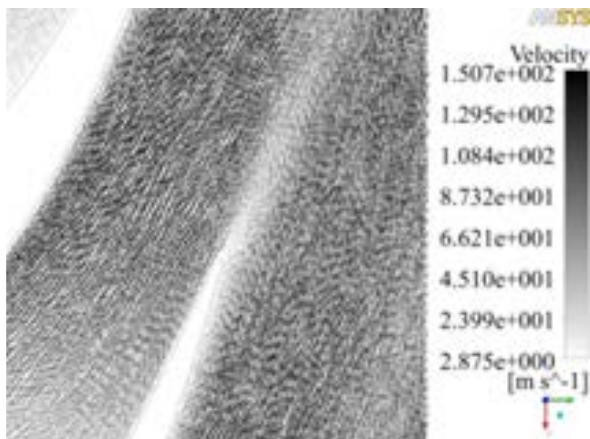
برای اعتبارسنجی از نمودارهای به دست آمده از اندازه گیری های آزمایش توربین برای سرعت محوری خروجی از استاتور و روتور استفاده شد (شکل های ۸ و ۹). همچنین راندمان آزمایشگاهی $90/5$ درصد بود و راندمان حاصل از حل عددی $90/2$ درصد به دست آمد. مشاهده می شود که تطابق خوبی بین داده های آزمایش و حل عددی وجود دارد [۱۱].

جدول ۱ مشخصات مرحله چهارم توربین هانوفر [۱۱]

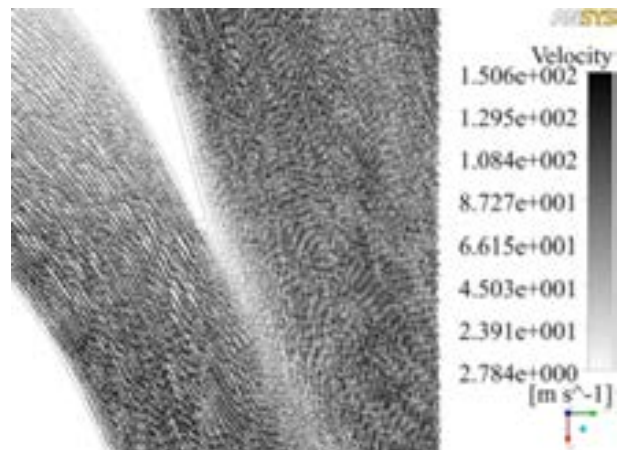
مقدار	مشخصه توربین
$7/\text{kg/s}$	دبی نقطه طراحی
7500rpm	دور روتور در نقطه طراحی
۳۰	تعداد پره های ردیف استاتور
۳۰	تعداد پره های ردیف روتور
$0/24\text{mm}$	لقی نوک پره روتور
270mm	قطر هاب

۴- مدل سازی زبری

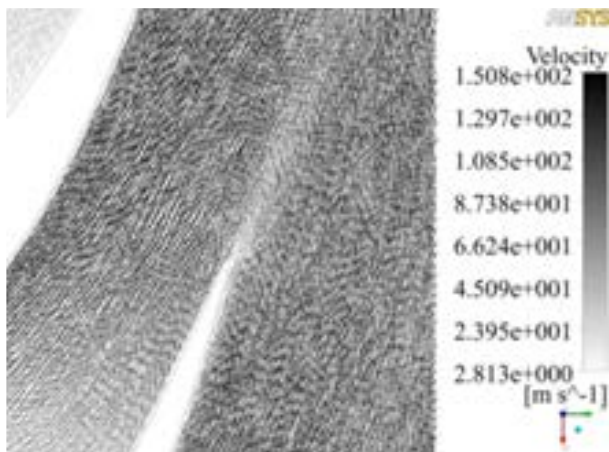
مقادیر زبری به کار رفته با توجه به تحلیل های عددی پیشین



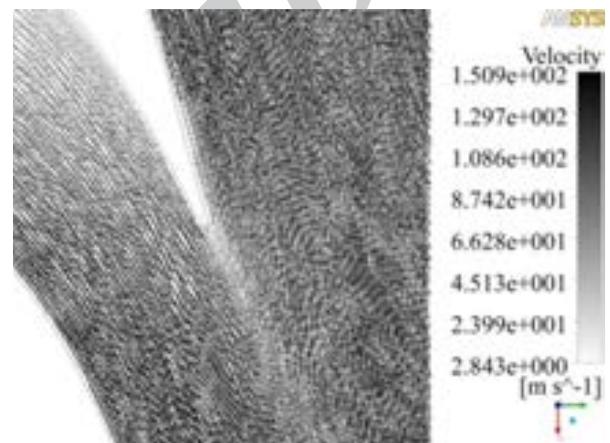
(الف)



(الف)



(ب)



(ب)

شکل ۱۱ بردارهای سرعت در لبه فرار پره روتور با الف- سطح زبر و ب- سطح صاف در قطر متوسط پره

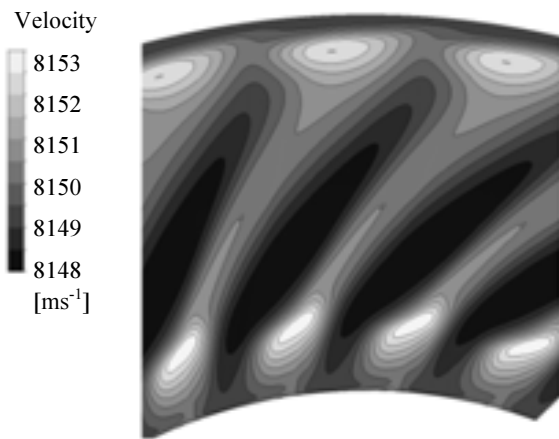
شکل ۱۰ بردارهای سرعت در لبه فرار پره استاتور با الف- سطح زبر و ب- سطح صاف در قطر متوسط پره

در شکل ۱۴ مقادیر راندمان در ۴ دبی جرمی و در زبری‌های مختلف با هم مقایسه شده‌اند. از آنجا که در حالت زبری، عناصر زبری از زیر لایه لزج خارج شده و پسا و مقاومت اضافی ایجاد می‌کنند، اصطکاک شدیداً افزایش می‌یابد، همچنین ضخامت لایه مرزی زیاد شده و باعث افزایش افت پروفیل می‌شود.

هردوی این پدیده‌ها راندمان را کاهش می‌دهند. همچنین با توجه به مقادیر جدول ۲ مجموع افت راندمان ناشی از زبری استاتور و زبری روتور برابر با افت راندمان ناشی از زبری کل مرحله است که این موضوع بیانگر وابستگی مستقیم راندمان به افزایش افت پروفیل ناشی از زبری است. همچنین تأثیر افزایش زبری پره استاتور و روتور در کاهش راندمان تقریباً مساوی است. در شکل ۱۵ مثلث‌های سرعت در مرحله توربین مدل شده، با سطح صاف و زبر، در قطر متوسط پره با هم مقایسه شده‌اند.

تلفات پروفیل، بر اثر رشد لایه مرزی در طول پروفیل پره، افت اندازه حرکت در سیال و در نتیجه افت فشار سکون به وجود می‌آیند. در شکل ۱۲ تأثیر زبری بر توزیع انتروپی در یک مرحله توربین و در شکل ۱۳ تأثیر زبری بر افزایش مقدار انتروپی خروجی از روتور نشان داده شده است. دیده شد که با افزایش زبری مقدار انتروپی تولید شده افزایش یافته است.

افزایش انتروپی به معنای افزایش برگشت ناپذیری و افزایش افت‌های فرایند می‌باشد. بیشتر افت در ناحیه لایه مرزی تولید شده و افتی که در لبه فرار سمت مکش استاتور رخ می‌دهد به جریان پایین دست نیز انتقال می‌یابد. اثر لایه مرزی در تصاویر به خوبی دیده می‌شود، علاوه بر افزایش افت پروفیل، لایه مرزی ضخیم تر روی پرها و دیواره‌های کناری، ظرفیت جریان را به خصوص در نزدیکی شرایط خفگی کاهش می‌دهد.

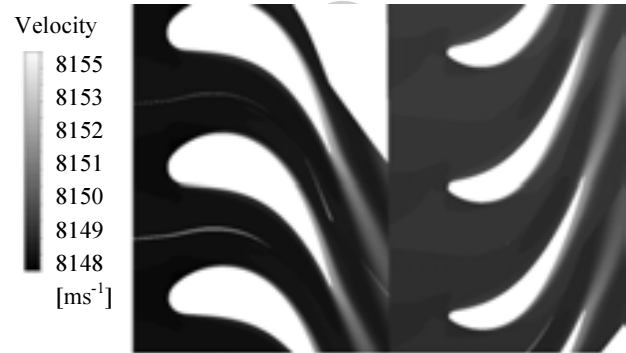


(ب)

شکل ۱۳ توزیع انتروپی در خروجی روتور با الف- سطح صاف و ب- سطح زبر در خروجی روتور

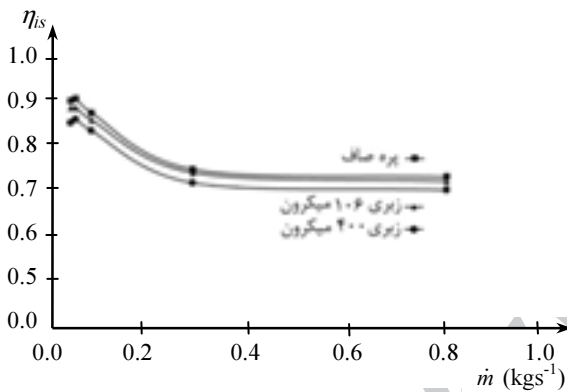


(الف)



(ب)

شکل ۱۲ توزیع انتروپی در مرحله توربین با الف- سطح صاف و ب- سطح زبر در قطر متوسط پره

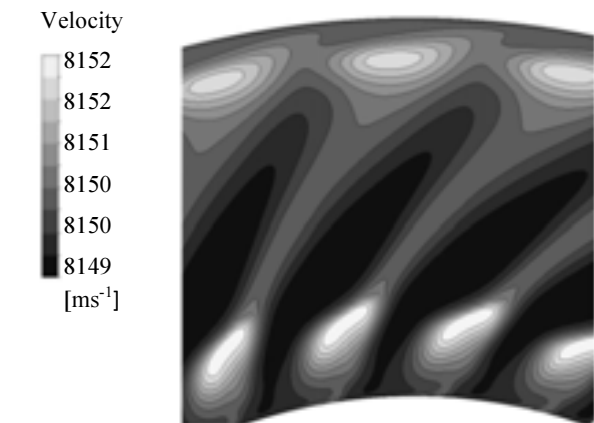


شکل ۱۴ راندمان توربین در حالت‌های صاف و زبری ۱۰۶ μm و ۴۰۰ μm

جدول ۲ مقادیر کاهش راندمان و افزایش ضرائب افت در حالت‌های زبری مختلف

مقدار زبری μm	کاهش راندمان	افزایش افت استاتور	افزایش افت روتور
زبری دو پره به مقدار ۱۰۶ μm	%۲/۹۳	%۱۸/۷	%۳۱/۳
زبری دو پره به مقدار ۴۰۰ μm	%۵/۸۳	%۳۴/۸	%۵۳/۲
زبری استاتور به مقدار ۴۰۰ μm	%۲/۸۵	%۳۴/۸	%۱۳/۹
زبری روتور به مقدار ۴۰۰ μm	%۳/۰۷	%-۷	%۵۳/۴

مشاهده می‌شود در حالت زبری سطح، مقدار آن کاهش یافته است که مطابق رابطه (۲) باعث کاهش مقدار ضریب کار می‌شود.



(الف)

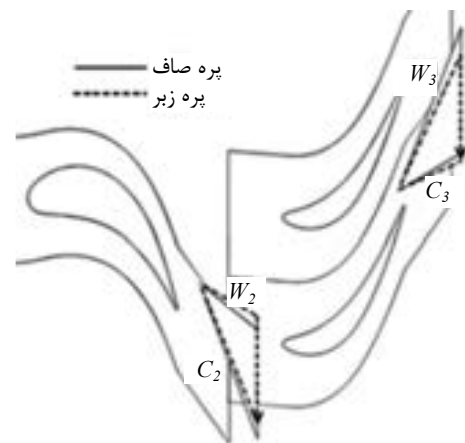
توربین مورد نظر بوده است. در ابتدا به روش سه بعدی شبیه‌سازی طبقه چهارم توربین هانوفر انجام شده و با استفاده از نتایج تست تجربی مربوط صحت‌سنجی شد. با مقایسه نتایج، تطابق خوبی بین نتایج حاصل از تحلیل طبقه توربین با نتایج تجربی مشاهده و از مدل ساخته شده برای بررسی آثار زبری استفاده گردید. در ادامه با اعمال زبری، مشخصه‌های کارایی توربین به دست آمد و با حالت سالم مقایسه شد.

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که محیط نرم‌افزار انسیس-سی اف ایکس، دارای قابلیت بالایی در انجام مدل‌سازی، و تجزیه و تحلیل توربین با دقت بالا می‌باشد. اختلاف اندکی که در بین نتایج وجود دارد در مقایسه با هزینه بالای انجام آزمایش‌های مربوط به توربوماشین‌ها قابل اغماض و صرف‌نظر است. بررسی مقادیر به دست آمده از شبیه‌سازی عددی نشان داد که زبری در ناحیه کاملاً زبر در کاهش راندمان توربین سهم زیادی دارد بنابراین از مهمترین خصوصیات پره، صاف بودن سطح آن است زیرا زبری در هر مقداری باعث افزایش افت اصطکاکی می‌شود. صاف بودن پره به خصوص در ابتدای مجرای ورود جریان و در لبه حمله از اهمیت زیادی برخوردار است زیرا ضخامت لایه مرزی اندک است و برجستگی‌های ناشی از زبری را نمی‌پوشاند و نیروی مقاومت شدیدی بر اثر مواجهه جریان با برجستگی‌ها شکل می‌گیرد.

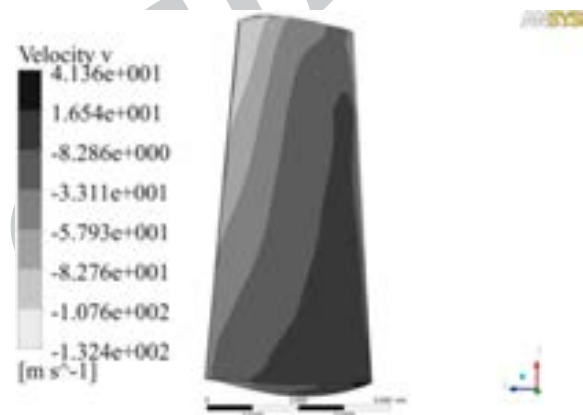
زبری سطح پره‌ها با افزایش ضخامت لایه مرزی، افزایش انتروپی تولید شده، کاهش مؤلفه محوری سرعت باعث کاهش ظرفیت جریان در تولید کار می‌شود. در این تحلیل نشان داده شد که مجموع مقدار کاهش راندمان بر اثر زبری استاتور و روتور برابر با مقدار کاهش راندمان ناشی از زبری کل مرحله است. همچنین زبری روتور تأثیری بر ضریب افت استاتور ندارد اما زبری استاتور باعث افزایش در مقدار افت روتور می‌شود ولی تأثیر افزایش زبری پره استاتور و روتور در کاهش راندمان تقریباً مساوی است.

۷- فهرست علائم

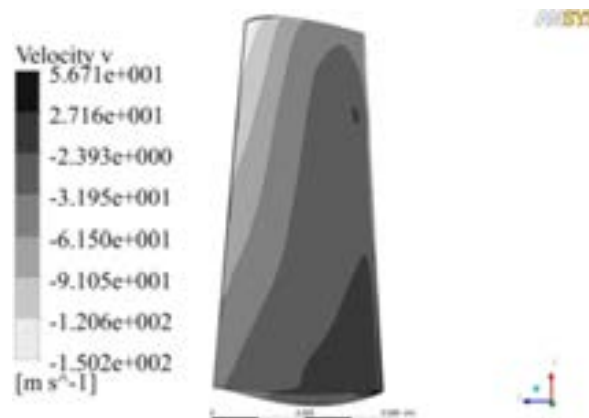
شرایط ورودی	01,in
شرایط خروجی	02,out
انتالپی (J)	H
ارتفاع زبری	k



شکل ۱۵ مثلث‌های سرعت در توربین با افزایش زبری به میزان $400 \mu\text{m}$ در دبی 0.1 kgs^{-1} در قطر متوسط پره



الف- با زبری سطح $400 \mu\text{m}$



ب- با سطح صاف

شکل ۱۶ توزیع مؤلفه محوری سرعت در پره روتور در دبی 0.1 kgs^{-1}

۶- بحث و نتیجه‌گیری

در این مقاله، بررسی و تحلیل اثرات زبری بر کارایی مرحله

- [4] Kang Y., Yoo J., Kang S., "Numerical Study of Roughness Effects on a Turbine Stage Performance", *Proceedings of ASME Turbo Exposition*, Vienna, Austria, June 14-17, 2004.
- [5] Hamed A., Tabakoff W., "Erosion and Deposition in Turbomachinery", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, 2006, pp. 350-360.
- [6] Cohen H., Rogers G.F.C., *Gas Turbine Theory*, 3rd Edition, John Wiley & Sons Inc, New York, 1987.
- [7] Montis M., Niehuis R., Fiala A., 2010, "Effect of Surface Roughness on Loss Behavior, Aerodynamic Loading and Boundary Layer Development of a Low-Pressure Gas Turbine Airfoil", *Proceedings of ASME Turbo Exposition*, Glasgow, UK, June 14-18, 2010.
- [8] Lakshminarayana B., *Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery*, New York, USA, John Wiley and Sons Inc., 1996.
- [9] Yun Y., Park Y., Song S., "Performance Degradation Due to Blade Surface Roughness in a Single-Stage Axial Turbine", *Proceedings of ASME Turbo Exposition*, Vienna, Austria, June 14-17, 2004.
- [10] Aligoodarz M.R., Karrabi H., Soleimanitehrani M.R., Study and analysis of blade twist, lean and bow effects on the axial turbine performance, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 4, pp. 9-20, 2012. (In Persian)
- [11] Gruschup G., *HANNOVER-Turbine Geometry and Test Data and Sample Calculation*, Institute of the Technical University of Hannover, 1977.

n	تعداد المان‌های شبکه
\dot{m}	دبی جرمی (kg s^{-1})
P	فشار (Pa)
R	ثابت جهانی گازها
S	انترپی (J/K)
T	دما (K)
U	سرعت (ms^{-1})
Y	ضریب افت
η_{is}	راندمان ایزنتروپیک
μ	ویسکوزیته دینامیکی (Nsm^{-2})
ν	ویسکوزیته سینماتیکی (m^2s^{-1})

۸- مراجع

- [1] Kurz R., Brun K., "Gas Turbine Tutorial Maintenance and Operating Practices Effects on Degradation and Life", *Proceeding of The Thirty-six Turbomachinery Symposium*, Southwest Research Institute, San Antonio, 2007, pp. 173-190.
- [2] Diakunchak I. S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines", *International Gas Turbine and Aero-Engine Congress and Exposition*, New York, USA, Jun 3-6, 1991.
- [3] Fiala A., Kugeler A., "Roughness Modeling for Turbomachinery", *Proceedings of ASME Turbo Exposition*, Vancouver, British Columbia, Canada, June 6-10, 2011.