



## بررسی تأثیر زبری در افت کارایی یک مرحله کامل توربین گاز

علی فرخی پور<sup>۱\*</sup>، مسعود برومند<sup>۲</sup> و محمدجعفر کرمانی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

<sup>۲</sup> دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

<sup>۳</sup> دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۱۲/۲۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۵/۰۳/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۶/۱۷

### چکیده

توربین‌های گازی از اهمیت بالایی در صنعت برخوردار هستند و کاربردهای فراوانی دارند. تاکنون به رغم تعدادی از تحقیقات تجربی گزارش شده، تعداد کمی مطالعه عددی پیرامون تأثیر زبری بر عملکرد توربین ارائه شده است. این مقاله یک تحقیق عددی پیرامون کاهش عملکرد و میزان افت در یک مرحله از توربین جریان محوری ناشی از زبر شدن پره‌هاست. محاسبات عددی با استفاده از کدنویسی در نرم‌افزار C++ انجام شده است و از روش عددی رو برای حل معادلات حاکم در مختصات عمومی استفاده شده است. برای شبیه‌سازی جریان معشوش از مدل بالدوین-لومکس و جهت شبیه‌سازی زبری از مدل سبسی-چانگ استفاده شده است. برای پی بردن به اثرات زبری در یک مرحله توربین، چندین ارتفاع زبری معادل با ذرات شن و ماسه در رژیم زبری گذرا و کاملاً زبر روی پره‌های استاتور و روتور با ترکیب‌های مختلف شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهد که راندمان مرحله با افزایش ارتفاع زبری کاهش می‌یابد. همچنین افزایش بیشتر زبری سطح در استاتور و روتور باعث افزایش زاویه انحراف جریان و در نتیجه کاهش ضریب کار خواهد شد. در ضمن با اعمال زبری، ضریب افت هم در پره‌های استاتور و هم در پره‌های روتور افزایش می‌یابد، مخصوصاً روی سطوح مکش این افت مشهودتر - است.

**کلمات کلیدی:** توربین گازی؛ استاتور؛ روتور؛ زبری سطح؛ روش عددی رو.

## Analysis of Surface Roughness Effects on the Performance of a Gas Turbine Stage

A. Farokhipour<sup>1,\*</sup>, M. Boromand<sup>2</sup>, M. J. Kermani

<sup>1</sup> Ph.D. Student, Mech. Eng., Amirkabir Univ., Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Assoc. Prof., AeroSpace. Eng., Amirkabir Univ., Tehran, Iran.

<sup>3</sup> Assoc. Prof., Mech. Eng., Amirkabir Univ., Tehran, Iran.

### Abstract

Today, gas turbines are considered as one of the most important equipment in energy industry and with a lot of applications in other industries. So far, very few CFD studies on the effect of roughness on turbine performance have been performed. This paper presents numerical study of roughness which affects performance of a single stage axial flow turbine. Numerical calculations have been performed using an in-house developed software in the C++ environment employing Roe scheme to solve governing equations in generalized coordinates. In order to simulate the turbulent flow the Baldwin-Lomax model and for simulating the roughness the Cebeci-Chang model is used. To realize the roughness effects in a turbine stage, several roughness heights in transitionally rough and fully rough flow regimes on the stator and rotor blades have been simulated. Results show that the efficiency is reduced with increasing roughness height. Also, with increasing the surface roughness of the stator and rotor, deviation angle will increase and thus the work coefficient will reduce. Moreover, the loss coefficient in both stator and rotor blades is increased especially, suction surfaces are faced with more losses.

**Keywords:** Gas Turbine; Stator; Rotor; Surface Roughness; Roe Scheme.

\* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۹۳۷۵۴۱۸۲۷۱

آدرس پست الکترونیک: Farokhipour\_ali@aut.ac.ir

## ۱- مقدمه

توربین‌های گازی در معرض آلودگی‌های گوناگونی قرار دارند؛ از جمله این موارد، می‌توان به برخورد حشرات، برخورد گرد و خاک و ذرات شن و ماسه، بارش باران، ایجاد رسوب روی سطح پره‌ها و گذشت عمر و فرسوده شدن آن‌ها اشاره کرد. این آلودگی‌ها، روی عملکرد توربین‌های گازی اثرات مخربی دارند؛ به طوری که سبب زبر شدن سطح پره‌ها و افزایش افت‌ها می‌شوند. در توربین‌های گازی، خرابی و معیوب‌شدگی پره‌ها ۲۵/۵ درصد از خرابی‌های توربین را شامل می‌شود [۱]؛ بنابراین زبری سطوح، فاکتور مهمی در طراحی و عملکرد توربوماشین‌ها است. اگر نتایج حاصل از CFD برای پیش‌بینی کاهش عملکرد پره‌ها قابل اعتماد باشد، توصیف مکانیزم زبری برای محاسبه تلفات آن با جزئیات بیشتر و هزینه کمتری ممکن خواهد شد؛ همچنین وابستگی به نتایج تجربی برای ساخت پایگاه داده‌ای مرتبط برای بسیاری از موارد کاهش می‌یابد.

تا پیش از سال ۱۹۸۰، زبری سطح روی صفحه تخت مورد مطالعه قرار گرفته بود. اکثر مطالعات تجربی روی تیغه‌های زبر در توربوماشین‌ها نیز، از اوایل سال ۱۹۸۰ برای تعیین کمیت اثر زبری شروع شد. اکثر محققان به منظور مدل کردن زبری در هندسه‌های مختلف به سراغ روش‌های آزمایشگاهی و تست‌های تونل باد رفتند. تعداد اندکی نیز، از شبیه‌سازی عددی زبری و آنالیز شبه سه‌بعدی ناویر-استوکس بهره بردند.

یان<sup>۱</sup> و همکارانش، با قرار دادن کاغذهای سمباده دارای زبری معادل ۱۰۶ و ۴۰۰ میکرون روی پره‌های توربین جریان محوری، تک مرحله‌ای و سرعت پایین، نشان دادند که در رژیم زبری گذرا (۱۰۶ میکرومتر) با روتور یا استاتور زبر حدوداً ۴ درصد و با روتور و استاتور زبر حدود ۸ درصد کاهش راندمان خواهیم داشت؛ همچنین در رژیم کاملاً زبر (۴۰۰ میکرومتر) با زبری سطوح فشار حدود ۲ درصد و با زبری سطوح مکش، حدود ۶ درصد کاهش راندمان خواهیم داشت و با زبری فقط پره استاتور ۱۱ درصد، با زبری فقط پره روتور ۸ درصد و با زبری روتور و استاتور ۱۹ درصد، کاهش

راندمان برآورد شده است [۲]. بامرت و سندستد<sup>۲</sup> نشان دادند که زبری سبب کاهش ۵ تا ۱۰ درصدی کارایی توربین با پره‌های زبر ( $10^{-2} - 10^{-3} = \frac{k_s}{c}$ ) نسبت به سطوح صاف است. آن‌ها با آزمایش‌های فراوان در سرعت‌های کم روتور نشان دادند که زبری پره، سبب گذار سریع لایه مرزی و افزایش ضریب اصطکاک می‌شود [۳]. کیند<sup>۳</sup> و همکارانش، با آزمایش و تجربه به این نتیجه رسیدند که عملکرد سطح مکش نسبت به سطح فشار، حساسیت بیشتری نسبت به رسوب یا فرسایش دارد. آن‌ها نشان دادند که ارتفاع زبری، تأثیر کمی بر زاویه سرعت نسبی در ورودی و خروجی روتور در یک مرحله توربین دارد [۴]. مورینی<sup>۴</sup> و همکارانش، با استفاده از مدل‌های CFD برای یک مرحله از کمپرسور جریان محوری و شبیه‌سازی اثرات رسوب کردن روی پره‌ها با اعمال مقادیر مختلف برای ضخامت و ارتفاع زبری‌ها، به این نتیجه رسیدند که رسوب کردن، سبب کاهش ضریب کار<sup>۵</sup>، ضریب فشار و راندمان مرحله می‌شود. همچنین رسوب کردن، سبب رشد لایه مرزی روی پره‌ها و به تبع آن افزایش انسداد جریان می‌شود [۵، ۶ و ۷]. کانگ<sup>۶</sup> و همکارانش، کاهش عملکرد یک مرحله از توربین تک مرحله‌ای و سرعت پایین را به دلیل زبری سطح پره تخمین زدند. آن‌ها از کد تجاری CFX و توابع دیواره برای سطوح زبر استفاده کردند. آن‌ها با محاسبه ضریب کار و راندمان مرحله و مقایسه با نتایج تجربی مشاهده کردند که با افزایش زبری سطح، این دو متغیر کاهش پیدا می‌کنند و همچنین ارتفاع زیاد زبری، تغییر کمی در زاویه انحراف جریان در روتور و استاتور دارد [۸]. بویل<sup>۷</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۳، عملکرد پره توربین را در یک ردیف پره خطی، مورد مطالعه قرار دادند. اندازه‌گیری‌ها به طور تجربی برای عدد رینولدز خروجی برحسب کورد پره بین ۱۵۰۰۰ و ۱۸۰۰۰۰ انجام شد و نسبت rms زبری به طول کورد برای سطوح پره تقریباً  $2 \times 10^{-4}$  در نظر گرفته شد. هدف اصلی این آزمایش‌ها، بدست آوردن اطلاعاتی جهت صحت‌سنجی نتایج CFD برای اثرات زبری

<sup>2</sup> Bammert & Sandstede

<sup>3</sup> Kind

<sup>4</sup> Morini

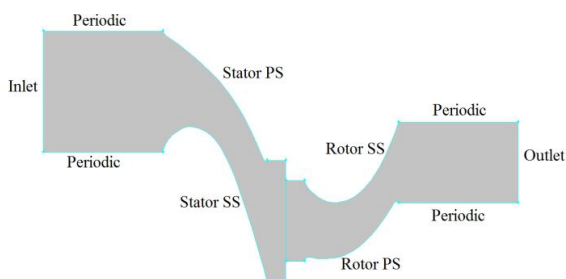
<sup>5</sup> Work Coefficient

<sup>6</sup> Kang

<sup>7</sup> Boyle

<sup>1</sup> Yun

در شکل ۱، شماتیکی از هندسه مسئله و شرایط مرزی آن نشان داده شده است.



شکل ۱- هندسه استاتور و روتور در یک مرحله توربین به همراه میدان اطراف آن

شرایط مرزی در ورودی مقادیر فشار کل، دمای کل و جهت جریان و در خروجی فشار استاتیک معلوم است. برای شبیه‌سازی جریان در مرز بین استاتور و روتور، از روش عددی خط اختلاط<sup>۳</sup> استفاده شده است. در این روش، هر میدان به صورت پایا<sup>۴</sup> در نظر گرفته می‌شود و اطلاعات جریان در مجاورت میدان‌ها، از یک میدان به میدان دیگر پاس داده می‌شود و با تغییر از حالت مطلق به نسبی و یا برعکس، به عنوان شرایط مرزی برای میدان دیگر لحاظ می‌شود؛ این مراحل آنقدر تکرار می‌شود تا باقیمانده‌های حل و اختلاف فشار استاتیک در مرز خروجی استاتور و مرز ورودی روتور، از مقدار مشخص  $\epsilon$  کمتر شود.

### ۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر حرکت سیال در حالت دو بعدی، همان معادلات ناویر-استوکس هستند که در فرم ناپایا، تراکم‌پذیر، کاملاً بقایی و بدون در نظر گرفتن نیروهای حجمی در میدان فیزیکی به صورت روابط (۱) است:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} \quad (1-f)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho uv \\ \rho u h_t \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ p + \rho v^2 \\ \rho v h_t \end{bmatrix}$$

سطح روی عملکرد آیرودینامیکی توربین بود. در این بررسی، از آنالیز ناویر-استوکس دو بعدی و مدل اغتشاش  $k-\omega$  و بالدوین-لومکس<sup>۱</sup> استفاده شد. آن‌ها نشان دادند که در نتیجه زبری سطح پره، با افزایش عدد رینولدز خروجی، افت جریان بیشتر می‌شود [۹].

عمده کارهای پیشین انجام شده در زمینه اثرات زبری به صورت تجربی بوده، محاسبات عددی صورت گرفته نیز، فقط به شبیه‌سازی زبری بر پره‌های استاتور یا روتور تنها پرداخته است. در این مقاله، اثرات زبری بر کارکرد یک طبقه توربین شامل، یک پره استاتور ساکن و یک پره روتور متحرک با استفاده از روش‌های عددی بررسی خواهد شد.

### ۲- هندسه و شرایط مرزی

در جدول ۱، مشخصات عمومی یک طبقه از یک توربین نشان داده شده است. این طبقه این توربین، توسط شرکت آلفارومو<sup>۲</sup> در پروژه توربین اروپایی طراحی و یک مرحله توربین در تونل باد آزمایش شده است. نسبت فاصله محوری لبه حمله پره روتور از لبه فرار پره استاتور،  $0.38$  کورد محوری پره استاتور است. در جدول ۲ نیز، شرایط عملکردی سیال در یک مرحله توربین نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات هندسی مرحله توربین

پارامتر	استاتور	روتور
کورد محوری (میلی‌متر)	۲۸/۹۶	۲۷/۴۵
زاویه استگر (درجه)	۵۱/۷	۳۲/۷۱
تعداد پره‌ها	۴۳	۶۴
قطر لبه فرار (میلی‌متر)	۱/۱۸	۰/۹

جدول ۲- مشخصات سیال در ورود و خروج مرحله توربین

پارامتر	مقدار
دمای کل هوای ورودی (کلوین)	۳۱۱/۲
دمای کل هوای خروجی روتور (کلوین)	۲۴۳
فشار کل هوای ورودی (کیلو پاسکال)	۱۳۱/۷
زاویه مطلق ورودی هوا به استاتور (درجه)	۰
سرعت چرخش روتور (دور بر دقیقه)	۷۸۹۴
فشار هوای خروجی روتور (کیلو پاسکال)	۴۱/۶۲

<sup>3</sup> Mixing Line

<sup>4</sup> Steady

<sup>1</sup> Baldwin-Lomax

<sup>2</sup> Alfa Romeo

پارامترهای انتقال  $\xi_x, \xi_y, \eta_x, \eta_y$  می‌باشند و با روابط (۴)، دو میدان به هم مرتبط می‌شوند:

$$\begin{aligned} \xi_x &= Jy_\eta, \xi_y = -Jx_\eta \\ \eta_x &= -Jy_\xi, \eta_y = Jx_\xi \end{aligned} \quad (۴)$$

در روابط بالا  $x_\xi, y_\xi, x_\eta, y_\eta$ ، مقادیر مشتق در میدان فیزیکی و  $J$ ، نسبت حجم سلول‌ها در میدان محاسباتی به میدان فیزیکی است که به آن ژاکوبین<sup>۱</sup> انتقال می‌گویند و طبق رابطه (۵) بدست می‌آید.

$$J = \frac{Vol_{com}}{Vol_{phy}} = \frac{1}{x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi} \quad (۵)$$

همچنین فرم معادلات حاکم در مختصات عمومی به صورت روابط (۶) است:

$$\frac{\partial Q_1}{\partial t} + \frac{\partial F_1}{\partial x} + \frac{\partial G_1}{\partial y} = \frac{\partial F_{1v}}{\partial x} + \frac{\partial G_{1v}}{\partial y} \quad (۶-الف)$$

$$\begin{aligned} Q_1 &= \frac{Q}{J}, F_1 = \frac{\xi_x F + \xi_y G}{J} \\ G_1 &= \frac{\eta_x F + \eta_y G}{J} \\ F_{1v} &= \frac{\xi_x F_v + \xi_y G_v}{J}, G_{1v} = \frac{\eta_x F_v + \eta_y G_v}{J} \end{aligned} \quad (۶-ب)$$

#### ۴- روش حل عددی

برای حل معادلات حاکم، از روش عددی Roe-FDS در مختصات عمومی در یک شبکه باسازمان از نوع H استفاده شده است؛ همچنین جهت افزایش دقت حل عددی، از روابط ماسل<sup>۲</sup> استفاده شده است که در این روش برون‌یابی متغیرهای اولیه،  $q = [\rho \ u \ v \ e]^T$ ، به صورت رابطه زیر برای مرز شرقی سلول به کار می‌رود و برای سایر جهات نیز، به صورت مشابه لحاظ شده است.

$$q_E^L = q_{i,j} + \frac{\Phi}{4} [(1 - \alpha)\Delta_{Wq} + (1 + \alpha)\Delta_{Eq}] \quad (۷-الف)$$

$$q_E^R = q_{i+1,j} - \frac{\Phi}{4} [(1 - \alpha)\Delta_{EEq} + (1 + \alpha)\Delta_{Eq}] \quad (۷-ب)$$

در این روابط، بالانویس R و L به ترتیب سمت راست و چپ سلول هستند و  $\Delta_{Wq} = q_{i,j} - q_{i+1,j}$  و  $\Delta_{Eq} = q_{i+1,j} - q_{i,j}$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + k\frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (۱-ب)$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + k\frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix}$$

که Q بردار بقایی، F و G به ترتیب، بردار شار در جهت x و y،  $F_v$  و  $G_v$ ، ترم‌های مربوط به لزجت در مختصات فیزیکی هستند. در مطالعه حاضر، سیال عامل هوا است. در حالت عادی فاصله بین مولکول‌های هوا در حدود ۱۰ برابر قطر آن‌هاست؛ لذا نیروی جاذبه بین مولکولی ضعیف است. در چنین شرایطی که برهم‌کنش مولکول‌ها ناچیز است، می‌توان گاز را کامل فرض کرد. معادله حالت برای چنین گازی مطابق رابطه زیر می‌باشد:

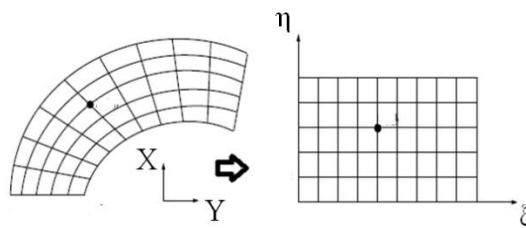
$$p = \rho RT \quad (۲)$$

در این رابطه، R ثابت گاز است؛ همچنین مقدار آنتالپی h و انرژی داخلی e، با فرض ثابت بودن گرمای ویژه در حجم و فشار ثابت به صورت روابط (۳) قابل محاسبه است:

$$e = c_v T \quad (۳-الف)$$

$$h = c_p T \quad (۳-ب)$$

برای افزایش کارایی و دقت روش‌های عددی و ساده‌سازی اعمال شرایط مرزی، یک انتقال از فضای فیزیکی به فضای محاسباتی انجام می‌شود. این میدان محاسباتی، مستطیلی شکل است و در فواصل برابر و واحد شبکه‌بندی شده است [۱۰]. در شکل ۲، میدان فیزیکی و محاسباتی برای یک میدان فرضی نشان داده شده است.



شکل ۲- شماتیکی از پیکربندی شبکه در مختصات فیزیکی (چپ) و مختصات عمومی (راست) [۱۱]

<sup>1</sup> Jacobian  
<sup>2</sup> MUSCL

که در لایه داخلی از فرضیه طول اختلاط پرناتل<sup>۴</sup> به صورت رابطه (۱۱) استفاده می‌شود:

$$\mu_t = \rho L_m^2 |\Omega| \quad (11)$$

طول اختلاط  $L_m$  مطابق رابطه (۱۲) بدست می‌آید:

$$L_m = \kappa y \left[ 1 - \exp\left(\frac{-y^+}{A^+}\right) \right] \quad (12)$$

$y$  کم‌ترین فاصله از دیواره و  $\kappa$  ثابت ون کارمن<sup>۵</sup> است.  $|\Omega|$  نیز مطابق رابطه (۱۳) قابل محاسبه است:

$$|\Omega| = \left| \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right| \quad (13)$$

لزجت گردابه‌ای<sup>۶</sup> در لایه خارجی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$(\mu_t)_{outer} = \rho K C_{cp} F_{wake} F_{kleb} \quad (14)$$

در معادله (۱۴)،  $F_{wake}$  شامل، ترم طول اختلاط و  $F_{kleb}$ ، تابع فاصله کلبانف<sup>۷</sup> نام دارد.

$$F_{wake} = \min \left\{ y_{max} F_{max}, C_{wk} y_{max} \frac{U_{diff}^2}{F_{max}} \right\} \quad (15)$$

در این رابطه مقادیر  $F_{max}$  و  $y_{max}$  از ماکسیمم تابع  $F$  مطابق رابطه (۱۶) بدست می‌آید:

$$F(y) = y |\Omega| \left[ 1 - \exp\left(\frac{-y^+}{A^+}\right) \right] \quad (16)$$

همچنین برای  $U_{diff}$  داریم:

$$U_{diff} = \left( \sqrt{u^2 + v^2} \right)_{max} - \left( \sqrt{u^2 + v^2} \right)_{min} \quad (17)$$

تابع  $F$  در امتداد عمود بر سطح محاسبه می‌شود و  $F_{max}$ ، ماکسیمم تابع  $F$  و  $y_{max}$ ، جایی است که  $F_{max}$  روی می‌دهد. محاسبه تابع فاصله کلبانف نیز، از رابطه (۱۸) استفاده می‌شود:

$$F_{kleb}(y) = \left[ 1 + 5.5 \left( \frac{C_{kleb} y}{y_{max}} \right)^6 \right]^{-1} \quad (18)$$

جدول ۳، مقادیر ثوابت مورد استفاده در مدل بالدوین-لومکس را نشان می‌دهد.

می‌باشند [۱۱ و ۱۲]. همچنین برای کنترل مرتبه دقت بالادست از پارامتر  $\alpha$  و  $\Phi$  استفاده شده است.  $\Phi = 0$  برای دقت مرتبه اول و برای  $\Phi = 1$  دقت‌های بالاتر بدست می‌آید که به ازای  $\alpha = -1$  و  $\alpha = \frac{1}{3}$  به ترتیب، دقت‌های بالادست مرتبه دوم و سوم در یک شبکه با سازمان یکنواخت حاصل می‌شود.

جهت حذف نوسانات ناخواسته در حل مجاور نواحی با گرادیان بالا در دقت‌های بالاتر، معمولاً از توابع محدودساز شار استفاده می‌شود [۱۳]. در این مقاله، از تابع محدودساز شار ون‌آلبادا<sup>۱</sup> به صورت رابطه (۸) استفاده شده است:

$$\Phi_{i,j} = \frac{2(\Delta_{Wq})(\Delta_{Eq}) + \varepsilon}{(\Delta_{Wq})^2 + (\Delta_{Eq})^2 + \varepsilon} \quad (8)$$

ثابت  $\varepsilon$  یک عدد بسیار کوچک است که برای تضمین صفر نشدن صورت و مخرج رابطه بالا در دقت‌های بالادست بیشتر از یک استفاده می‌شود.

برای دوری جستن از حل‌های غیرواقعی مثل، ظاهر شدن شوک‌های انبساطی<sup>۲</sup> در بعضی نواحی که در عمل اتفاق نمی‌افتد، لازم است که آن‌تروپی تصحیح شود. این کار با استفاده از فرمول ارائه شده توسط هارتن و هایمن<sup>۳</sup> انجام شده است [۱۴].

$$\lambda_{new} \leftarrow \frac{\hat{\lambda}^2 + \delta^2}{2\delta} \quad |\lambda| < \delta \quad (9)$$

همچنین  $\hat{\lambda}$  مقدار ویژه ماتریس ژاکوبین است که با توجه به شرایط متوسط‌گیری روش Roe محاسبه می‌شود.

## ۵- مدل آشفتگی

در این مقاله، از مدل جبری بالدوین-لومکس برای محاسبه لزجت آشفتگی استفاده شده است. مهمترین حسن روش بالا این است که نیازی به تعیین ضخامت لایه مرزی نیست که اغلب برای مسائل مهندسی، دشوار است نیست. در این مدل، لزجت آشفتگی به صورت رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود [۱۵]:

$$\mu_t = \min[(\mu_t)_{inner}, (\mu_t)_{outer}] \quad (10)$$

<sup>4</sup> Prandtl's Mixing Length

<sup>5</sup> Von Karman

<sup>6</sup> Eddy Viscosity

<sup>7</sup> Klebanoff Intermittency Factor

<sup>1</sup> Van Albada

<sup>2</sup> Expansion

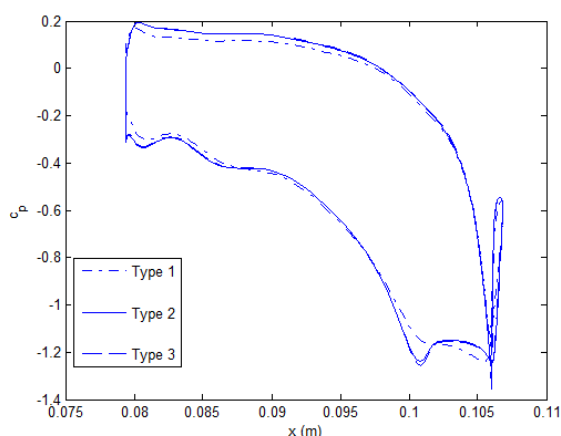
<sup>3</sup> Harten & Hyman

بالدوین-لومکس، جهت محاسبه تابع  $F$  امری ضروری است. در شبکه‌بندی، همواره سعی شده است که فاصله اولین گره از سطح دارای  $y^+$  در محدوده ۲-۵ باشد، به طوری که اثرات زبری به خوبی نمایان شود.

جدول ۴- تعداد سلول‌های شبکه‌بندی شده جهت بررسی استقلال از شبکه

میدان حل	شبهه درشت (نوع ۱)	شبهه متوسط (نوع ۲)	شبهه ریز (نوع ۳)
میدان استاتور	۱۳۰*۱۱۰	۱۹۵*۱۳۰	۲۳۰*۱۵۰
میدان روتور	۱۵۰*۸۰	۲۰۵*۹۵	۲۳۵*۱۱۰

نمودار ضریب فشار روی سطوح پره روتور برای هر سه شبکه، در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- ضریب فشار روی سطح پره روتور در سه شبکه مختلف

با بررسی این نمودار واضح است که حل در میدان با شبکه متوسط و شبکه ریز دارای مطابقت خوبی بوده، لذا می‌توان نتیجه گرفت که میدان با شبکه متوسط برای انجام محاسبات CFD بسیار مناسب است.

### ۸- نتایج

از آنجا که نتایج تست تونل باد برای این توربین در دسترس نمی‌باشد و جز اسناد محرمانه شرکت آلفارمو محسوب می‌شود؛ از این رو جهت صحت‌سنجی نتایج، مقادیر عدد ماخ روی سطح پره روتور با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت

جدول ۳- ثوابت مورد استفاده در مدل بالدوین-لومکس

پارامتر	مقدار
$K$	۰/۱۶۸
$\kappa$	۰/۴۱
$C_{wk}$	۱/۰
$C_{kleb}$	۰/۳
$C_{ep}$	۱/۶
$A^+$	۲۶

### ۶- مدل زبری

سبسی<sup>۱</sup> و چانگ<sup>۲</sup> پیشنهاد دادند که برای اعمال زبری به فاصله عمود بر سطح به میزان  $\Delta y$  افزوده شود، در نتیجه در رابطه طول اختلاط پراپرتل بجای  $y$ ، مقدار  $y + \Delta y$  و بجای  $y^+$ ، مقدار  $y^+ + \Delta y^+$  جایگزین شود [۱۶].

$$L_m = \kappa(y + \Delta y) \left[ 1 - \exp\left(\frac{-(y^+ + \Delta y^+)}{A^+}\right) \right] \quad (19)$$

در نتیجه روی دیواره در حالت سطح زبر، مقدار  $L_m$  دیگر صفر نیست؛ در نتیجه  $\mu_t(y = 0) > 0$  خواهد بود.

مقدار  $\Delta y^+$  پیشنهادی توسط سبسی و چانگ به صورت رابطه (۲۰) است [۱۶]:

$$\Delta y^+ = \begin{cases} 0.9[\sqrt{k_s^+} - k_s^+ \exp(-k_s^+/6)] & , 5 \leq k_s^+ < 70 \\ 0.7(k_s^+)^{0.58} & , 70 < k_s^+ \leq 2000 \end{cases} \quad (20)$$

### ۷- بررسی استقلال از شبکه

به منظور بررسی استقلال نتایج از تعداد سلول‌های شبکه‌بندی، از سه شبکه مختلف در میدان حل استفاده شده، مقدار فشار روی سطح پره روتور در هر سه با یکدیگر مقایسه شده است. تعداد سلول‌ها در این سه شبکه، در جدول ۴ نشان داده شده است. در هر سه حالت، از شبکه‌بندی لایه مرزی استفاده شده است. در این شبکه‌بندی، خطوط شبکه در نزدیکی سطح عمود بر سطح می‌باشند. استفاده از شبکه‌بندی لایه مرزی برای سهولت استفاده از مدل آشفستگی

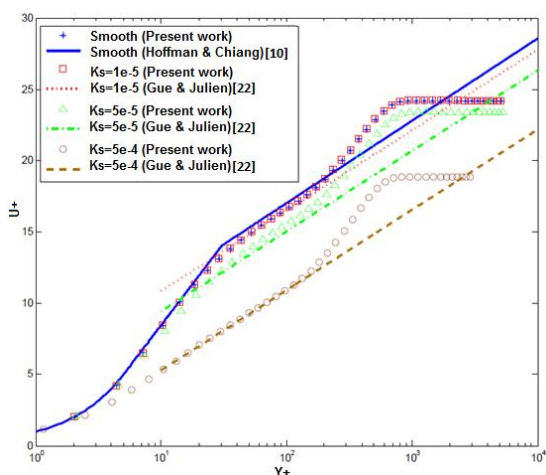
<sup>۱</sup> Cebeci

<sup>۲</sup> Chang

در معادله (۲۱)،  $y_0^+$  موقعیت بی‌بعد سطح دیوار تئوری است که مطابق رابطه (۲۲) محاسبه می‌شود [۲۱]:

$$\frac{y_0^+}{k_s^+} = \frac{1}{9k_s^+} + \frac{1}{30} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{k_s^+}{26}\right) \right] \quad (22)$$

با توجه به شکل ۵، می‌توان به عملکرد مناسب مدل زبری سبسی-چانگ و صحت کد نوشته شده پی برد. همانطور که مشخص است، با افزایش ارتفاع زبری مقدار  $y_0^+$  افزایش یافته، نمودار به سمت پایین انتقال می‌یابد.



شکل ۵- نمودار تغییرات سرعت بی‌بعد بر حسب فاصله بی‌بعد روی صفحه تخت زبر

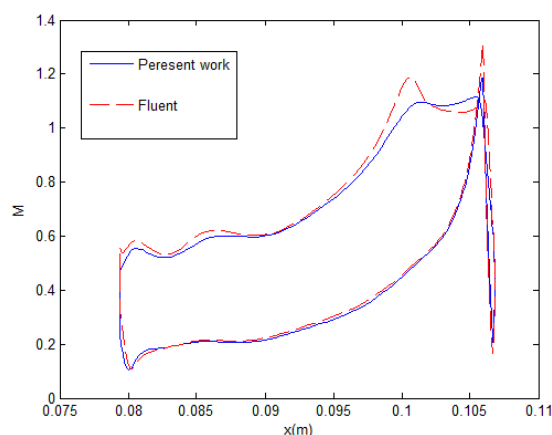
برای پی بردن به اثرات زبری در یک مرحله توربین، ترکیب‌های مختلفی از زبری در سطوح مختلف پره‌ها و در رژیم‌های مختلف بررسی شده است. برای مشخص کردن رژیم جریان به لحاظ زبری گذرا یا کاملاً زبر، نیاز به محاسبه عدد رینولدز زبری است که در فضای بین پره‌ای، از رابطه ارائه شده توسط یان و همکارانش استفاده می‌شود. آن‌ها پیشنهاد کردند که در یک مرحله توربین برای محاسبه  $k_s^+$ ، می‌توان از رابطه (۲۳) استفاده کرد [۲ و ۱۷]:

$$k_s^+ = Re_c \frac{k_s}{c} \sqrt{\frac{C_f}{2}} \quad (23)$$

آن‌ها برای محاسبه  $C_f$  نیز، از رابطه پیشنهادی شیلیختینگ<sup>۱</sup> [۱۸] مطابق رابطه (۲۴) استفاده کردند:

بدست آمده است و با نتایج حاصل از کد نوشته شده مقایسه شده است. در شکل ۴، عدد ماخ روی سطح پره روتور برای این دو حالت نشان داده است که تا حد زیادی به هم نزدیک هستند و نشان از صحت کد نوشته شده است.

لازم به ذکر است که پس از صحت‌گذاری این نتایج، دیگر نمی‌توان از نرم‌افزار فلونت استفاده کرد؛ چرا که ساز و کار مدل‌سازی زبری در این نرم‌افزار، کاملاً متفاوت و بر اساس توابع دیواره است.



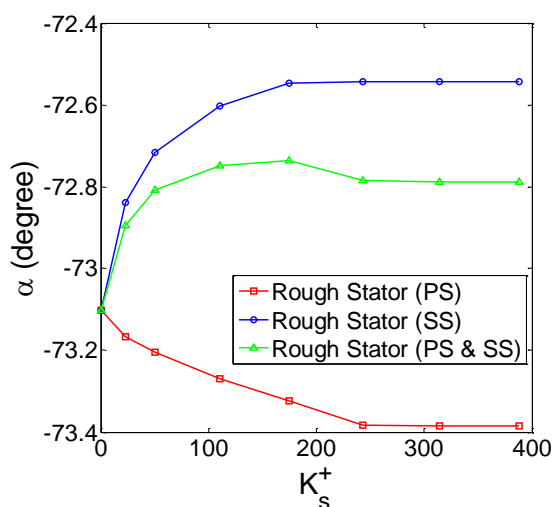
شکل ۴- عدد ماخ نسبی روی سطح پره روتور و مقایسه با نتایج نرم‌افزار فلونت برای سطح صاف

برای اعتبارسنجی مدل زبری استفاده شده (مدل سبسی-چانگ)، لایه مرزی آشفته روی یک صفحه تخت زبر را مورد بررسی قرار می‌دهیم. این صفحه، ضخامت ندارد و طول آن ۰/۳ متر است. با تغییر ارتفاع زبری، عدد رینولدز زبری،  $k_s^+$ ، را می‌توان تغییر داد و نشان داد که مدل زبری مورد استفاده، در طیف گسترده‌ای از  $k_s^+$  معتبر خواهد بود. شبیه‌سازی عددی برای زبری‌های  $0, 1e-5, 5e-5, 5e-4$  و عدد ماخ ورودی  $M=0.4$  انجام شده است. ارتفاع زبری به گونه‌ای انتخاب شده است که هر سه رژیم جریان (صاف، زبری گذرا و کاملاً زبر) را داشته باشیم. عدد رینولدز متناظر با مقطع مورد نظر نیز، برابر  $Re=1.2e6$  است. در جریان آشفته دارای زبری سطح، قانون لگاریتمی به صورت رابطه (۲۱) اصلاح می‌شود [۲۱]:

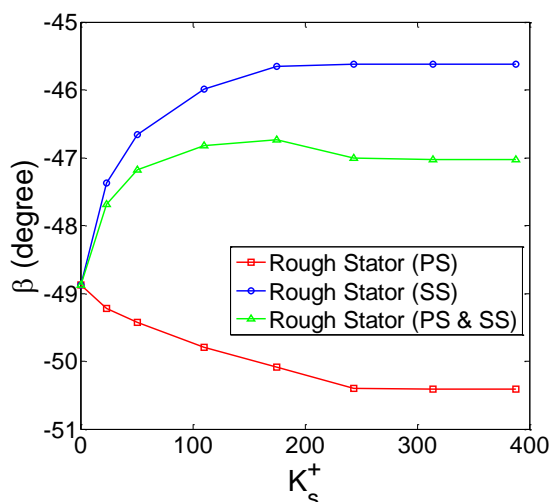
$$u^+ = \frac{1}{k} \ln \frac{y^+}{y_0^+} \quad (21)$$

<sup>۱</sup> Schlichting

این افزایش در رژیم زبری گذرا، شیب تندتری دارد و با ورود به رژیم کاملاً زبر، شیب نمودار کم‌تر خواهد شد. این بدان معناست که زاویه خروجی نسبت به زبری گذرا حساس‌تر است. در شکل ۷، تغییرات زاویه نسبی جریان در ورودی پره روتور نشان داده شده است. در حالت پیشینه زبری اعمال شده، سطح فشار ۰/۳ درصد افزایش، سطح مکش ۶/۶۵ درصد کاهش و هر دو سطح، ۳/۸ درصد کاهش را در اندازه زاویه ورودی نسبی پره روتور سبب می‌شوند.



شکل ۶- تغییرات زاویه جریان در خروجی استاتور ناشی از زبری سطوح پره استاتور



شکل ۷- تغییرات زاویه نسبی ورودی به روتور ناشی از زبری سطوح پره استاتور

$$c_f = \left[ 2.87 + 1.58 \log \frac{c}{k_s} \right]^{-2.5} \quad (24)$$

در جدول ۵، مقادیر ارتفاع زبری معادل با ذرات شن و ماسه به همراه عدد رینولدز زبری آورده شده است.

جدول ۵- مقادیر ارتفاع زبری شبیه‌سازی شده برای هر دو

رژیم زبری	
ارتفاع زبری معادل $K_s$ (μm)	عدد رینولدز زبری $K_s^+$
۵۰	۲۲/۲
۱۰۰	۵۰/۴
۲۰۰	۱۱۰/۴
۳۰۰	۱۷۵
۴۰۰	۲۴۳/۳
۵۰۰	۳۱۴/۳۴
۶۰۰	۳۸۷/۸

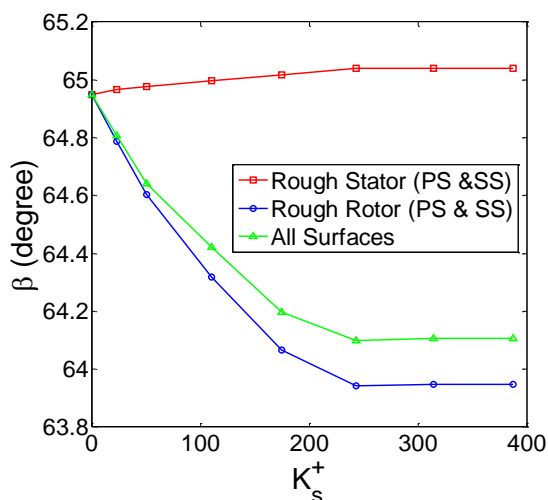
#### ۸-۱- تأثیر زبری بر زوایای ورود و خروج جریان

از جمله عوامل مهم و تأثیرگذار در طراحی یک توربین و عملکرد آن، زوایای ورود و خروج جریان در پره‌ها است. معمولاً زبر شدن پره‌ها، زوایای جریان را تغییر داده، در نتیجه توربین از شرایط کارکرد بهینه خود دور می‌شود. در شکل ۶، تغییرات زاویه مطلق جریان در خروجی استاتور، ناشی از زبری پره استاتور نشان داده شده است.  $\alpha$  و  $\beta$  به ترتیب، زاویه مطلق و نسبی جریان نسبت به محور اصلی توربین است و با استفاده از متوسط‌گیری سطحی<sup>۱</sup> در مرزهای ورودی و خروجی بدست آمده است.

نمودار (۶)، حاکی از این مطلب است که زبری روی سطح فشار پره استاتور، سبب افزایش اندازه زاویه مطلق خروجی می‌شود؛ در حالی که زبری روی سطح مکش، منجر به کاهش اندازه زاویه مطلق خروجی خواهد شد که البته تأثیر زبری سطح مکش در انحراف جریان بیشتر از سطح فشار است؛ به همین دلیل با زبر شدن هر دو سطح پره استاتور، اندازه زاویه مطلق خروجی پره کاهش می‌یابد. همان‌طور که مشخص است، در هر سه حالت با افزایش زبری، میزان انحراف جریان نسبت به پره صاف بیشتر می‌شود که

<sup>۱</sup> Area Weighted Average

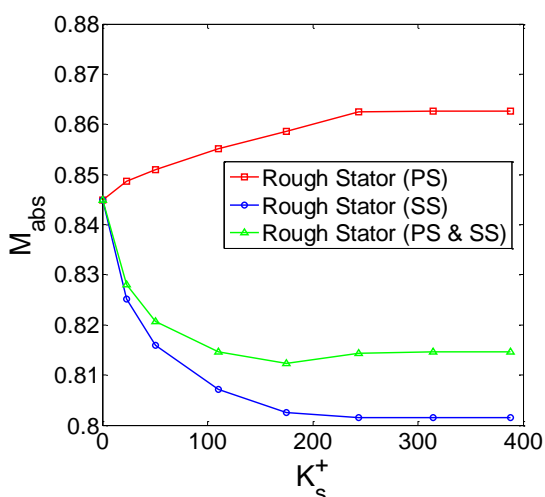




شکل ۹- تغییرات زاویه نسبی جریان در خروجی روتور ناشی از زبر شدن هر یک از پره‌ها

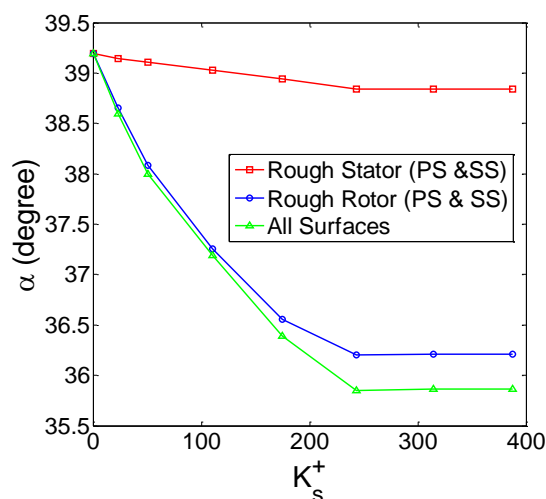
### ۸-۲- تأثیر زبری بر سرعت ورود و خروج جریان

با زبر شدن سطوح پره‌ها و افزایش انسداد جریان، میزان دبی جرمی عبوری کاهش می‌یابد؛ همچنین تأثیر دنباله ایجاد شده توسط پره‌ها افزایش می‌یابد؛ در نتیجه سرعت نسبی و مطلق جریان در ورود و خروج پره روتور کاهش خواهد یافت. در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲، تغییرات عدد ماخ مطلق و نسبی در خروجی استاتور و روتور ناشی از زبری سطوح نشان داده شده است.



شکل ۱۰- تغییرات عدد ماخ مطلق در خروجی استاتور ناشی از زبری سطوح پره استاتور

شکل‌های ۸ و ۹، تغییرات زوایای مطلق و نسبی جریان در خروجی مرحله را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، زاویه مطلق خروجی پره روتور در اثر زبری پره استاتور ناچیز است که البته این تغییرات در زبری‌های بزرگ کمی افزایش می‌یابد. زبر شدن پره روتور، سبب ایجاد تغییرات نسبتاً زیادی در خروجی آن می‌شود که میزان این تغییرات نسبت به تغییرات زاویه خروجی پره استاتور ناشی از زبری پره استاتور نیز بیشتر است. با مقایسه این نمودارها، مشخص است که درصد تغییرات زاویه مطلق به مراتب بیشتر از زاویه نسبی است؛ همچنین بیشترین تأثیر بر زاویه خروجی جریان در مرحله توربین، ناشی از زبری پره روتور است؛ به طوری که اعمال بیشترین ارتفاع زبری یعنی،  $600\mu m$  روی فقط پره استاتور، سبب افزایش  $0.14$  درصدی زاویه نسبی خروجی و کاهش  $0.09$  درصدی زاویه مطلق خروجی، زبری روی فقط پره روتور، باعث کاهش  $1/55$  درصدی زاویه نسبی خروجی و کاهش  $7/6$  درصدی زاویه مطلق خروجی و همچنین زبری هر دو پره،  $1/3$  درصد کاهش زاویه نسبی خروجی و  $8/5$  درصد کاهش زاویه مطلق خروجی مرحله را منجر می‌شود. نتیجه آن‌که اثر زبری بر زوایای ورود و خروج جریان مگر در ارتفاع‌های زیاد زبری کم است که این نتیجه با تحقیقات کینند و همکارانش [۴] و کانگ و همکارانش [۸] نیز مطابقت دارد.



شکل ۸- تغییرات زاویه مطلق جریان در خروجی روتور ناشی از زبر شدن هر یک از پره‌ها

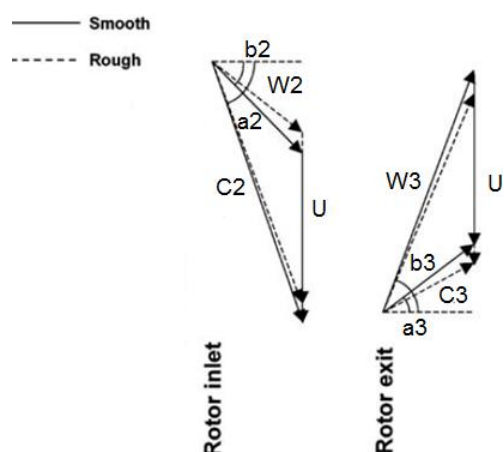
جدول ۶- درصد تغییرات عدد ماخ برای رژیم زبری گذرا

۶۰۰ μm			پارامتر/ سطح
زبری	زبری	زبری هر دو پره	
استاتور	روتور	دو پره	عدد ماخ مطلق در خروجی استاتور
۳/۵۸	۳/۳۲	۶/۲۲	
روتور	دو پره	استاتور	عدد ماخ مطلق در خروجی روتور
۲/۵	۳/۲۲	۵/۸۹	
روتور	دو پره	استاتور	عدد ماخ نسبی در خروجی روتور
۱/۶۲	۳/۱	۴/۷	

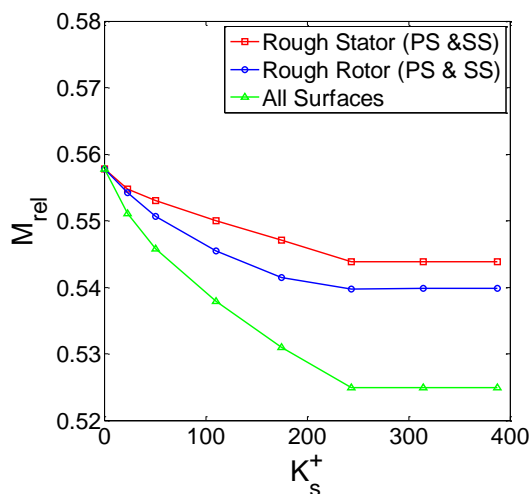
با مقایسه دو شکل ۱۱ و ۱۲ مشاهده می‌شود که رژیم کاملاً زبر به مراتب تأثیر بیشتری در کاهش عدد ماخ دارد؛ همچنین به طور مشابه اندازه سرعت، روندی مشابه عدد ماخ را طی می‌کنند و با زبری سطوح مقدار مطلق و نسبی در ورودی و خروجی روتور کاهش می‌یابد.

۸-۳- تأثیر زبری بر مثلث‌های سرعت جریان در ورودی و خروجی پره‌ها

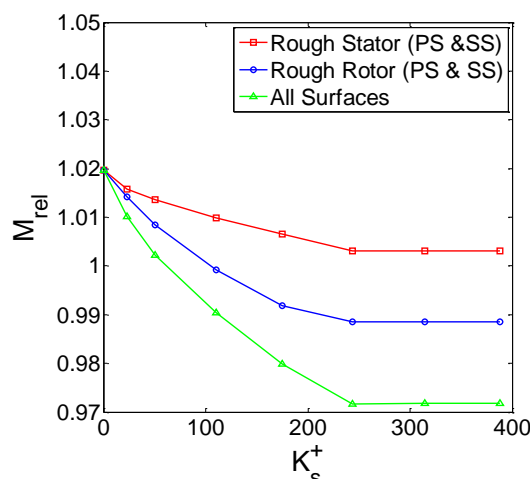
در بخش‌های قبل نشان داده شد که زبری سطوح پره‌ها، سبب کاهش اندازه زاویه و سرعت در ورودی و خروجی پره‌ها می‌شود. این فرایند را با استفاده از شکل ۱۳ می‌توان مشخص کرد که مثلث‌های سرعت در حالت پره صاف و زبر را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳- بردارهای سرعت در یک مرحله توربین برای پره‌های صاف و زبر



شکل ۱۱- تغییرات عدد ماخ مطلق در خروجی روتور ناشی از زبری هر پره

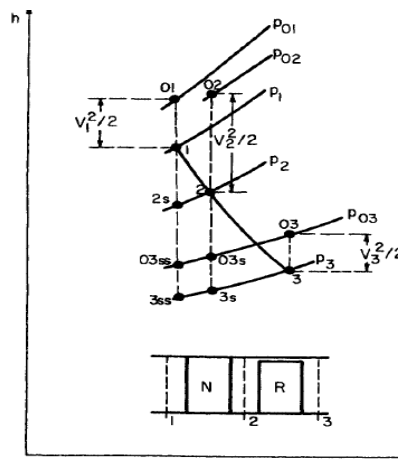


شکل ۱۲- تغییرات عدد ماخ نسبی در خروجی روتور ناشی از زبری هر پره

همان‌طور که مشخص است، تأثیر اصلی در کاهش سرعت ناشی از زبری سطح مکش است و همچنین زبری پره استاتور، تأثیر چندانی بر سرعت خروجی مرحله ندارد؛ به طوری که زبری ۶۰۰ μm، باعث کاهش فقط ۲ درصدی عدد ماخ می‌شود. شکل ۱۲، نشان می‌دهد که زبری در رژیم کاملاً زبر روی کلیه سطوح، سبب می‌شود که جریان نسبی در خروجی روتور از حالت مافوق صوت به حالت مادون صوت برسد و این مسئله در عملکرد و راندمان مرحله توربین تأثیر بسزایی دارد. در جدول ۶، درصد تغییرات نسبت به پره صاف نشان داده شده است.

۸-۴- تأثیر زبری بر ضرایب عملکردی توربین

در شکل ۱۴، فرایند ترمودینامیکی یک مرحله از توربین در گذر از پره‌های استاتور و روتور در دیاگرام h-s نشان داده شده است. در جدول ۷ نیز، روابط مورد استفاده در یک مرحله توربین شامل، راندمان، ضرایب افت فشار و انرژی و ضریب کار نشان داده شده است.



شکل ۱۴- نمودار عملکردی یک مرحله از توربین [۱۹]

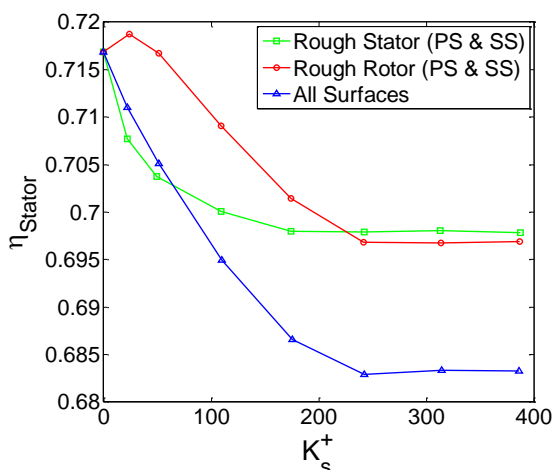
جدول ۷- ضرایب مورد بررسی در یک مرحله توربین

فرمول	نام ضریب
$\eta_{t,stage} = \frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h_{3ss}}$ [۲۰ و ۱۹]	راندمان مرحله (کل به استاتیک)
$\eta_{t,stage} = \frac{h_{01} - h_{03}}{h_{01} - h_{03ss}}$ [۱۹]	راندمان مرحله (کل به استاتیک)
$\omega_{stator} = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01} - p_3}$	ضریب افت فشار سکون [۸]
$\omega_{rotor} = \frac{p_{02rel} - p_{03rel}}{p_{01} - p_3}$	
$\xi_{stator} = \frac{h_{01} - h_2}{h_3 - h_{3s}}$	ضریب افت انرژی [۲۰]
$\xi_{stator} = \frac{h_{02rel} - h_3}{h_{02rel} - h_3}$	
$\psi = \frac{h_{01} - h_{03}}{0.5 U^2}$ [۲۱ و ۸]	ضریب کار

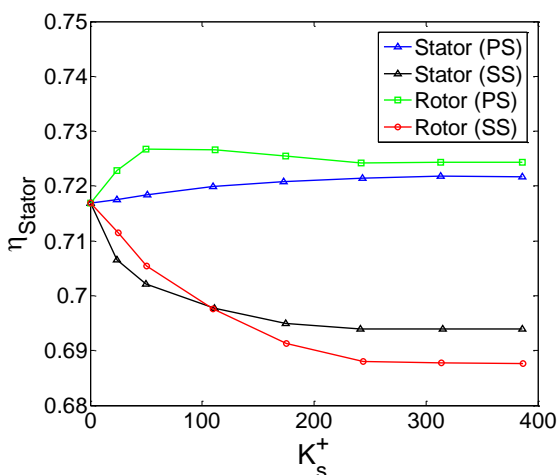
U سرعت خطی حرکت پره است.

لازم به ذکر است، تمامی مقادیر فشار و آنتالپی در خروجی استاتور و روتور جهت محاسبه ضرایب، باید به صورت سطحی میانگین‌گیری شوند.

شکل‌های ۱۵ و ۱۶، کاهش راندمان مرحله توربین را نسبت به عدد رینولدز زبری نشان می‌دهد. شیب این نمودار برای هر دو پره زبر در ناحیه زبری گذرا، بیشتر از ناحیه کاملاً زبر است و این بدان معناست که راندمان نیز، حساسیت بیشتری نسبت به زبری گذرا دارد. در واقع با افزایش زبری سطح، تأثیر زبری رو به ثابت شدن میل می‌کند که این مطلب با رابطه ۲۰ کاملاً هماهنگ است.

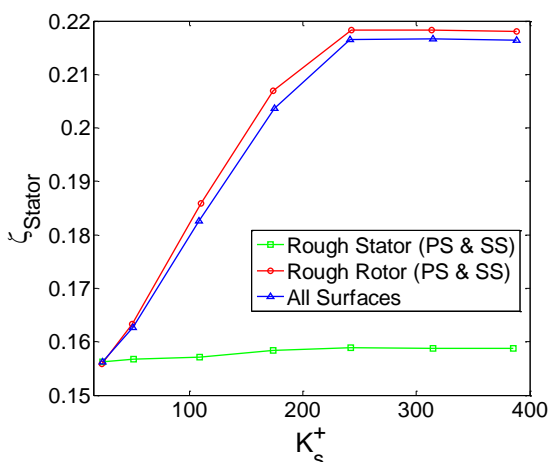


شکل ۱۵- تغییرات راندمان کل به استاتیک برای مرحله توربین نسبت به زبری پره‌ها



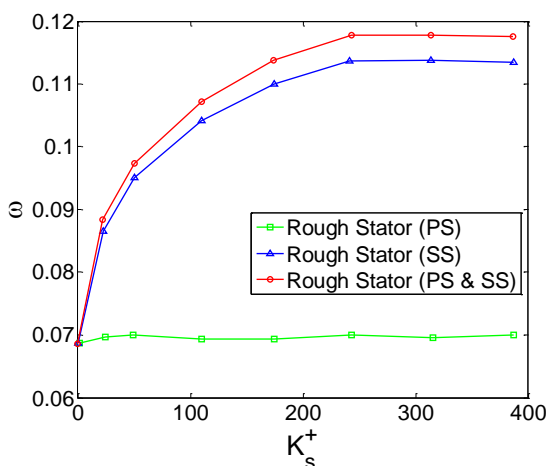
شکل ۱۶- تغییرات راندمان کل به استاتیک برای مرحله توربین نسبت به زبری سطوح

نکته جالبی که در شکل ۱۵ به چشم می‌خورد، این است که زبری در سطوح فشار اندکی باعث افزایش راندمان می-



شکل ۱۸- تغییرات افت انرژی در پره روتور نسبت به زبری پره‌ها

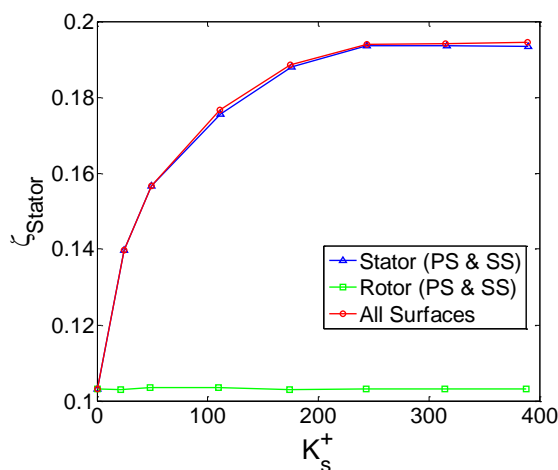
در واقع یکی از علت‌های افزایش بیشتر افت پره استاتور نسبت به پره روتور، سطح بزرگ‌تر پره استاتور است و این سطح بیشتر، سبب افزایش بیشتر لزجت آشفتگی و در نتیجه افت بیشتر شده است. نکته مهم در این شکل، شیب زیاد نمودار در قسمت رژیم گذرا است که علت آن، ناپایداری جریان در رژیم زبری گذرا است. در شکل‌های ۱۹ تا ۲۱، تغییرات افت فشار ناشی از زبری پره‌ها نشان داده شده است.



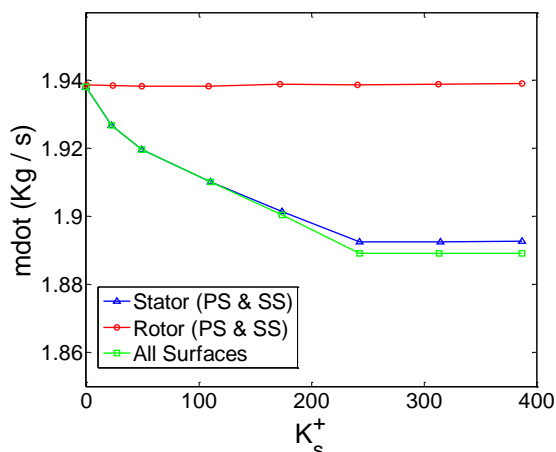
شکل ۱۹- تغییرات ضریب افت فشار پره استاتور ناشی از زبری سطوح پره استاتور

شود؛ در حالی که زبری در سطوح مکش راندمان را کاهش می‌دهد. لازم به ذکر است که زبری در سطوح مکش پره‌ها به علت دارا بودن سرعت بیشتر نسبت به سطح فشار و در نتیجه ضخامت کمتر لایه مرزی، تأثیر بیشتری بر راندمان مرحله دارد؛ به طوری که زبری  $600\mu m$  روی فقط سطح فشار پره استاتور، سبب افزایش راندمان  $0.78\%$  درصدی و زبری سطح مکش، سبب کاهش راندمان  $3.15\%$  درصدی مرحله می‌شود. در مورد پره روتور نیز، زبری سطح فشار  $1.13\%$  درصد افزایش راندمان و زبری سطح مکش  $4\%$  درصد کاهش راندمان را منجر می‌شود. در شکل‌های ۱۷ و ۱۸، تغییرات افت انرژی ناشی از زبری پره‌ها نشان داده شده است.

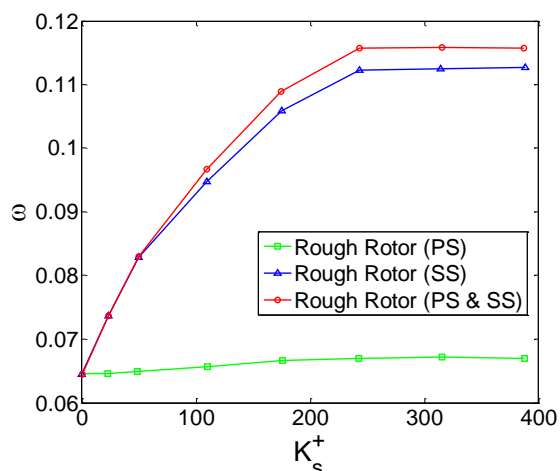
همان‌طور که مشخص است، با افزایش ارتفاع زبری ضریب افت انرژی در پره استاتور افزایش می‌یابد. به طور مشابه، ضریب افت انرژی در پره روتور نیز، روندی مشابه دارد. زبری پره استاتور، تأثیر زیادی بر افت انرژی در این پره دارد، به طوری که در زبری  $600\mu m$ ، باعث افزایش  $85\%$  درصدی آن می‌شود، اما تأثیر آن در افت انرژی پره روتور ناچیز است؛ همچنین زبری پره روتور، هیچ تأثیر بر افت انرژی در پره استاتور ندارد، ولی در ارتفاع زبری  $600\mu m$ ، سبب افزایش  $40.3\%$  درصدی ضریب افت انرژی در پره روتور می‌شود.



شکل ۱۷- تغییرات افت انرژی در پره استاتور نسبت به زبری پره‌ها



شکل ۲۲- تغییرات دبی جرمی عبوری ناشی از زبری

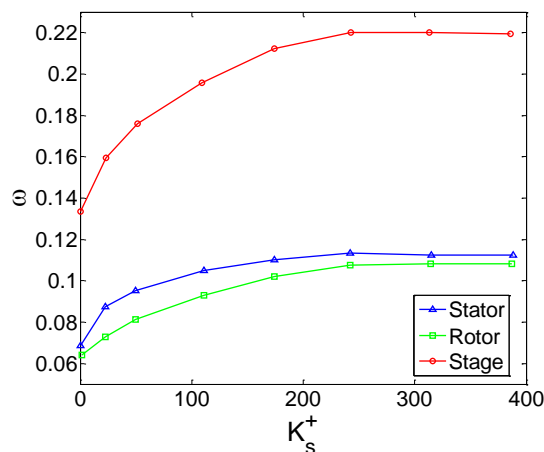


شکل ۲۰- تغییرات ضریب افت فشار پره روتور ناشی از زبری سطوح پره روتور

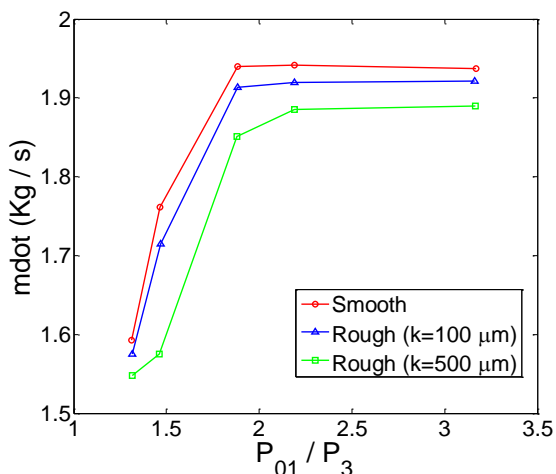
### ۸-۵- بررسی نمودارهای عملکردی مرحله توربین

در بخش‌های قبلی، فشار استاتیک در انتهای مرحله توربین یکسان بود و نتایج فقط برای همان شرایط کاری توربین برقرار بود. هدف از این قسمت، تغییر فشار خروجی مرحله و بررسی تأثیر زبری سطح بر عملکرد پره‌ها است. لازم به ذکر است که در تمامی نتایج مربوط به این مبحث، کل سطوح پره‌های استاتور و روتور زبر می‌باشند.

در شکل ۲۳، تغییرات دبی جرمی عبوری برای نسبت فشارهای مختلف برای پره‌های صاف و زبر نشان داده شده است.

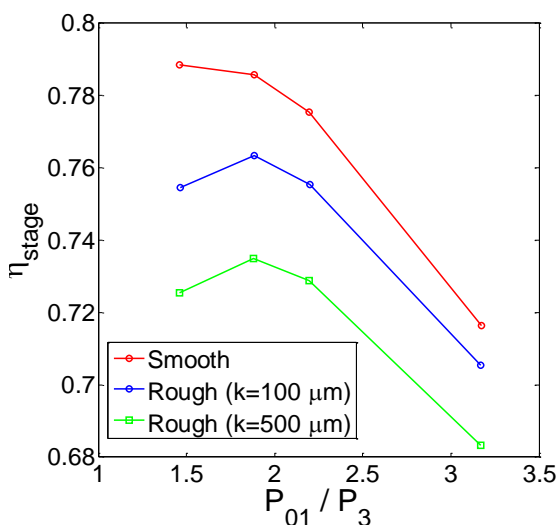


شکل ۲۱- تغییرات ضریب افت فشار پره‌ها با زبری تمامی سطوح

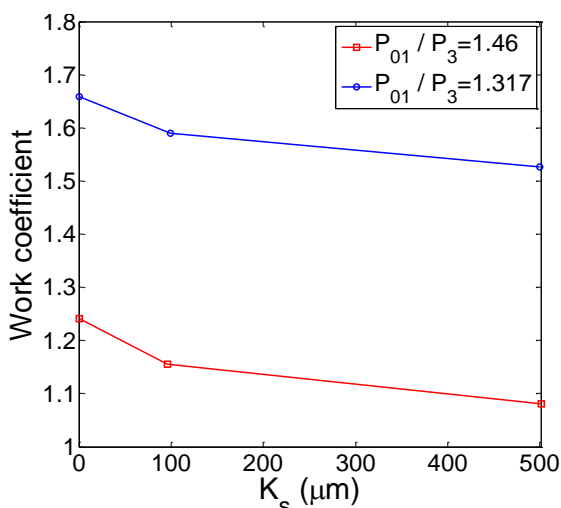


شکل ۲۳- تغییرات دبی جرمی با نسبت فشار در زبری‌های مختلف

شکل ۲۲، تغییرات دبی جرمی عبوری در خروجی مرحله را نشان می‌دهد و حاکی از این است که زبری پره روتور، تأثیری ناچیزی بر دبی جرمی عبوری از مرحله توربین دارد، اما با زبر شدن سطوح پره استاتور، میزان دبی خروجی کاهش می‌یابد و با زبر شدن هر دو سطح، کاهش دبی خروجی نزدیک به کاهش دبی ناشی از زبری پره استاتور است، به طوری که در بیشترین زبری اعمال شده، پره استاتور سبب کاهش دبی جرمی ۲/۳۶ درصدی و زبری هر دو پره، کاهش ۲/۵۵ درصدی را منجر می‌شود.



شکل ۲۵- تغییرات راندمان مرحله (کل به استاتیک) نسبت به تغییرات فشار خروجی



شکل ۲۶- تغییرات ضریب کار نسبت به ارتفاع زبری معادل

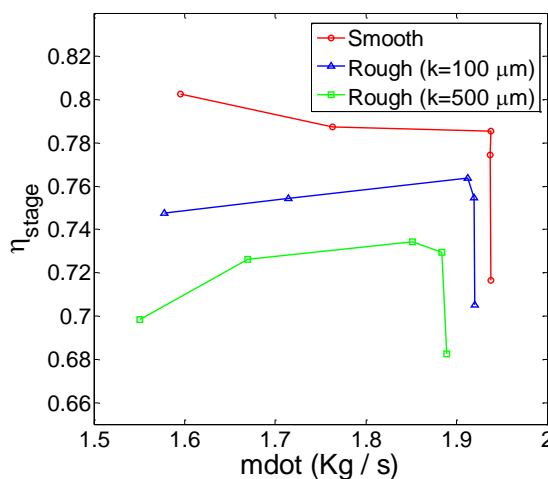
### ۹- جمع‌بندی

حل عددی برای جریان عبوری از یک مرحله توربین گازی با اعمال زبری‌های مختلف برای پره‌های استاتور و روتور انجام شد. از این محاسبات نتایج زیر حاصل شده است:

\* کاهش راندمان و همچنین افزایش افت فشار و انرژی با اعمال زبری گذرا دارای حساسیت بیشتر یا به عبارتی دیگر شیب تندتری است.

همان‌طور که مشخص است، زبری همواره سبب کاهش دبی جرمی عبوری می‌شود؛ به طوری که افزایش ارتفاع زبری کاهش بیشتری را منجر خواهد شد. در شکل ۲۴، راندمان بر حسب دبی جرمی رسم شده است. این شکل نشان می‌دهد که با زبر شدن سطوح، خطوط عملکردی توربین به سمت پایین و چپ منتقل می‌شود که به سبب کاهش دبی عبوری و کاهش راندمان است؛ همچنین در نمودار راندمان بر حسب نسبت فشار که در شکل ۲۵ نشان داده شده است، زبری سبب انتقال نمودار به پایین می‌شود. هنگامی که نسبت فشار سکون ورودی مرحله به فشار استاتیک خروجی آن ( $\frac{P_{01}}{P_3}$ ) از ۳/۱۶۴ به ۱/۳۱۷ می‌رسد، راندمان مرحله در زبری  $100 \mu m$ ، با کاهش ۷ درصدی و در زبری  $500 \mu m$ ، با کاهش ۱۳ درصدی نسبت به پره صاف مواجه می‌شود.

در شکل ۲۶، تغییرات ضریب کار نسبت به ارتفاع زبری برای دو فشار مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که از این نمودار مشخص است، ضریب کار با افزایش زبری سطح کاهش می‌یابد. برای هر دو فشار در این نمودار، کاهش ضریب کار سیر مشابهی را طی می‌کند. در ضمن شیب کاهش برای زبری گذرا، بیشتر از رژیم کاملاً زبر است که ناشی از حساسیت بیشتر ضریب کار به زبری در این رژیم می‌باشد.



شکل ۲۴- تغییرات راندمان مرحله (کل به استاتیک) نسبت به دبی جرمی خروجی

J/kg.K، ثابت گاز،	$R$	* مجموع کاهش راندمان در پره استاتور زبر تنها و پره روتور
J/kg.K، گرمای ویژه در فشار ثابت،	$c_p$	زبر تنها تقریباً برابر کاهش راندمان در پره استاتور و روتور زبر
J/kg.K، گرمای ویژه در حجم فشار ثابت،	$c_v$	می‌باشد. به طور مشابه برای زوایای جریان و افت‌ها نیز چنین
ضریب اصطکاک	$c_f$	مسئله‌ای برقرار است.
آنتالپی، J/kg	$h$	* تأثیر اعمال زبری روی سطح مکش در پره‌های استاتور و
انرژی داخلی، J/kg	$e$	روتور به مراتب بیشتر از تأثیر آن در سطح فشار می‌باشد.
عدد ماخ	$M$	* در نسبت فشار ۱/۳۱۷ راندمان مرحله در زبری $100\mu m$ با
سرعت نسبی، m/s	$W$	کاهش ۷ درصدی و در زبری $500\mu m$ با کاهش ۱۳ درصدی
کورد محوری، m	$c$	نسبت به پره صاف مواجه می‌شود.
ژاکوبین انتقال	$J$	* زبری روی پره‌ها تأثیر زیادی بر توزیع فشار روی سطوح و
سطح مکش	$SS$	زاویه انحراف جریان ندارد. با این وجود همین تغییرات ناچیز
سطح فشار	$PS$	تأثیرات مهمی بر ضریب کار دارد.
زاویه مطلق جریان با محور توربین، deg	$\alpha$	* در رژیم زبری گذرا $100\mu m$ ضریب افت فشار و ضریب
زاویه نسبی جریان با محور توربین، deg	$\beta$	افت انرژی به ترتیب $32/6$ و $23/2$ درصد افزایش و راندمان

## ۱۱- مراجع

- [1] Giampaolo A (2006) Gas Turbine Handbook: Principles and Practices. 3rd edn. The Fairmont Press.
- [2] Yun Y, Park Y, Song SJ (2005) Performance Degradation Due to Blade Surface Roughness in a Single-Stage Axial Turbine. ASME J Turbomach. 137-143.
- [3] Bammert K, Sandstede H (1972) Measurements Concerning the Influence of Surface Roughness and Profile Changes on the Performance of Gas. ASME J Engineering for Power. 207-213.
- [4] Kind RJ, Serjac PJ, Abbott MWP (1998) Measurements and Prediction of the Effects of Surface Roughness on Profile Losses and Deviation in a Turbine. ASME J Turbomach. 20-27.
- [5] Morini M, Pinelli M, Spina PR, Venturini M (2009) CFD Simulation of Fouling on Axial Compressor Stages. ASME TURBO EXPO.
- [6] Morini M, Pinelli M, Spina PR, Venturini M (2010) Numerical Analysis of the Effects of Non-Uniform Surface Roughness on Compressor Stage Performane. ASME TURBO EXPO.
- [7] Morini M, Pinelli M, Spina PR, Venturini M (2010) Influence of Blade Deterioration on Compressor and Turbine. ASME J Engineering for Gas Turbines and Power.
- [8] Kang YS, Yoo JC, Kang SH (2006) Numerical Predictions of Roughness Effects on the Performance Degradation of an Axial-Turbine

\* ضریب کار در نسبت فشار ۱/۳۱۷ در زبری  $100\mu m$  ، ۷ درصد کاهش و در زبری  $500\mu m$  ، ۱۲ درصد کاهش می‌یابد.  
\* در آخر اینکه اثرات زبری در پره‌های توربین بسیار حایز اهمیت است و نمی‌توان آنرا نادیده گرفت.

## ۱۰- علایم و اختصارات

چگالی، kg/m <sup>3</sup>	$\rho$
فشار استاتیک، Pa	$p$
فشار سکون، Pa	$p_0$
دما، K	$T$
دمای سکون، K	$T_0$
سرعت محوری، m/s	$u$
سرعت عمودی، m/s	$v$
عدد رینولدز	$Re$
ضریب هدایت سیال، W/m.K	$K$
فاصله تا دیواره، m	$y$
فاصله بی‌بعد	$y^+$
زبری معادل دانه‌های شن و ماسه، m	$k_s$
عدد رینولدز زبری	$k_s^+$

- Wave/Boundary Layer Interactions. AIAA J. 921-921.
- [16] Shin J, Chen HH, Cebeci T (1992) A Turbulence Model for Iced Airfoils and Its Validation. AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting.
- [17] Back SC, Sohn JH, Song SJ (2010) Impact of Surface Roughness on Compressor Cascade Performance. ASME J Fluids Engineering.
- [18] Schlichting H (1979) Boundary Layer Theory. McGraw-Hill Ins. 7th edn, New York.
- [19] Lakshminarayana B (1996) Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery Wiley Interscience Publication, USA.
- [20] Dahlquist AN (2008) Investigation of losses prediction methods in 1D for axial gas turbines. MSc thesis. Faculty of Engineering LTH Lund University. Sweden.
- [21] Kang SH, Kang YS, Han KH (2003) Numerical Study on Blade Roughness Effect on the Performance of Turbomachines. IGTC.
- [22] Guo J, Julien PY (2007) Buffer Law and Transient Roughness Effect in Turbulent Open-Channel. ISEH.
- Stage. KSME J Mechanical Science and Technology. 1077-1088.
- [9] Boyle RJ, Senyitko RG (2003) Measurements and Predictions of Surface Roughness Effects on Turbine Vane Aerodynamics. ASME TURBO EXPO.
- [10] Hoffmann AK, Chiang ST (2000) Computational Fluid Dynamics. Vol 1-2-3, 4th edn, Engineering Education System Publication, USA.
- [11] Kermani MJ, Plett E.G (2001) Roe Scheme in Generalized Coordinate. part I- Formulations. AIAA J.
- [12] Kermani MJ, Plett E.G (2001) Roe Scheme in Generalized Coordinates, part II- Application to Inviscid and viscous flows. AIAA J.
- [13] Blazek J (2001) Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. Elsevier Science Ltd, UK.
- [14] Kermani MJ, Plett E.G (2001) Modified Entropy Correction Formula for the Roe Scheme Roe. AIAA J.
- [15] Visbal M, Knight D (1984) the Baldwin-Lomax Turbulence Model for Two-Dimensional Shock-