

## تأثیر زبری سطح پره بر روی عملکرد کمپرسور محوری

سیدمیثم سجادی  
 کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی  
 واحد علوم و تحقیقات  
 عبداله اسداللهی قهیه  
 استادیار، دانشکده صنعت هواپیمایی کشوری

### چکیده

در این تحقیق، تأثیر زبری سطح پره‌ها بر روی پارامترهای عملکردی کمپرسور محوری گذر صوتی شامل راندمان و نسبت فشار مورد بررسی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی سه‌بعدی میدان جریان پیچیده کمپرسور محوری، از یک کد عددی استفاده شده که قادر به حل معادلات ناویر استوکس رینولدز-متوسط است. نتایج کد عددی با نتایج آزمایشگاهی کمپرسور محوری مورد مقایسه قرار گرفته بطوریکه نتایج نشان دهنده اعتبار کد عددی می‌باشد. سپس تأثیر تغییرات زبری سطح پره‌های تمامی طبقات بطور کمی و در حالات مختلف در نقطه طراحی بر روی پارامترهای عملکردی کمپرسور محوری مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که زبری روی سطح پره‌ها سبب افزایش ضخامت لایه مرزی و کاهش راندمان و نسبت فشار کمپرسور می‌گردد که کاهش راندمان نسبت به نسبت فشار بسیار محسوس‌تر می‌باشد.

کلمات کلیدی: کمپرسور محوری، شبیه‌سازی سه‌بعدی، زبری سطح پره

## Effect of Blade Surface Roughness on Axial Compressor Performance

S. M. Sajjadi  
 M.Sc., Mechanical and Aerospace Engineering  
 Department, Islamic Azad University Science and  
 Research Branch  
 A. Asadollahi Ghohieh  
 Assistant Professor, Civil Aviation Technology  
 College

### Abstract

In this research, an investigation to understand the effects of blades surface roughness on the axial transonic compressor performance parameters include of efficiency and pressure ratio was undertaken. A CFD code, which solves the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, was used to simulate the complicated 3D flow field of the axial compressor. The code was validated against experimental data of the axial compressor. Numerical data showed good agreement with experimental data. Then, the effects of blades surface roughness in all stages on the axial compressor performance parameters at design point, was analyzed. Results show that blades surface roughness leads to increase boundary layers and pressure loss and decrease the efficiency and pressure ratio which reduction of efficiency is more sensitive compare with pressure ratio in the compressor.

**Keywords:** Axial compressor, 3D simulation, Blade surface roughness

## ۱- مقدمه

عملکرد و کارایی کمپرسور وابستگی شدیدی به هندسه پره-های کمپرسور دارد. از این رو عدم طراحی صحیح، ایجاد تغییرات هندسی در فرایند ساخت و ایجاد تغییرات در هندسه پره‌ها به علت فرسایش کمپرسور باعث کاهش عملکرد و کارایی کمپرسور خواهد شد. زبری، خوردگی و رسوب پدیده‌هایی هستند که علیرغم پیشرفت تکنولوژی در ساخت پره‌ها با گذشت مدت زمانی از بهره برداری کمپرسور به علت عواملی مانند ورود گرد و غبار و ذرات ناخواسته به همراه هوای ورودی به داخل کمپرسور، هندسه‌ی پره را دچار تغییر می‌کند. در همین راستا در این مقاله اثرات زبری سطح پره‌های کمپرسور محوری گذر صوتی چهار طبقه‌ای BBC/SULZER بر روی عملکرد آن بصورت کمی بررسی می‌شود.

در این بررسی دو روش می‌تواند مورد استفاده قرار بگیرد، ۱- روش‌های آزمایشگاهی ۲- شبیه‌سازی عددی رفتار کمپرسور. انجام آزمون‌های تجربی پره‌زینه و زمان بر است، بدین علت از روش شبیه‌سازی عددی برای بررسی این آثار استفاده شده است. روش‌های مختلفی برای شبیه‌سازی کمپرسور محوری وجود دارد از جمله روش صفر بعدی، یک بعدی، شبه سه بعدی و روش سه بعدی. در این تحقیق به علت وجود هندسه دقیق و پیچیده سه بعدی، روش شبیه‌سازی می‌بایست قادر به حل این میدان جریان سه بعدی، با دقت بالا و بدون هیچگونه ساده سازی در حل معادلات باشد. از اینرو از روش شبیه‌سازی سه بعدی استفاده شده است که دارای دقت بالایی در شبیه‌سازی میدان‌های جریان سه بعدی با هندسه‌های پیچیده می‌باشد. مدل‌های عددی سه بعدی قادر به حل معادلات ناویر-استوکس بدون هیچگونه ساده سازی می‌باشند. در سال‌های اخیر محققان متعددی از جمله گو و همکارانش [۱]؛ ماگلی و همکارانش [۲]؛ کراورو و مارینی [۳] توربوماشین‌ها را با این روش شبیه‌سازی کردند و به نتایج مناسبی رسیدند.

سودر و همکارانش تاثیرات اضافه کردن زبری و ضخامت را به روتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی را بصورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند بطوریکه نتایج نشان داد که اضافه کردن زبری به سطح روتور سبب کاهش عملکرد کمپرسور شد و همچنین اضافه کردن ضخامت (بصورت سطح صاف) سبب اتلافات ۴ درصدی نسبت فشار در نقطه طراحی کمپرسور گردید [۴].

سیورد و همکارانش یک سری آزمایشهایی را روی موتور جت GE J85-13 انجام دادند. آنها با پاشش قطرات آب نمک به داخل کمپرسور محوری (۸ طبقه با نسبت فشار ۶/۵) موتور جت باعث رسوب سطح پره‌ها شدند که در نتیجه سبب افزایش زبری

در سطح فشار و مکش پره‌ها شد. نتایج آزمون آنها نشان داد که این زبری منجر به حرکت کلی منحنی‌های عملکردی به سمت دبی پایین‌تر و همچنین نسبت فشار پایین‌تر شد [۵].

مورینی و همکارانش شبیه سازی دینامیک سیالاتی محاسباتی رسوب در یک ردیف پره کمپرسور محوری را انجام دادند که این کار با کد عددی صورت پذیرفت و نتایج گویای این بود که عامل رسوب سبب کاهش ضریب جریان و ضریب فشار در ردیف پره گردید [۶].

بونز نشان داد که زبری پره‌ها نقش اساسی در تبادل منتوم و نرخ انتقال گرما در توربین‌های گاز دارد بطوری که با تغییر رژیم جریان در دیواره‌های زبر-گذرا یا متوسط به دیواره‌های کاملا زبر، ارتفاع لایه لزوج نزدیک به سطح و به دنبال آن اغتشاشات جریان حول دیواره افزایش می‌یابد [۷].

فیلا و همکارش به بررسی مفاهیم اساسی مدل‌سازی زبری در توربوماشین‌ها و تاثیرات آن بر روی جریان و لایه مرزی مغشوش و جدایش جریان پرداختند. نتایج نشان داد که افزایش ارتفاع، موقعیت و شکل زبری تأثیرگذار بر روی اتلافات و زاویه خروجی جریان در دهانه میانگین و همچنین سبب کاهش طول جدایش جریان است [۸].

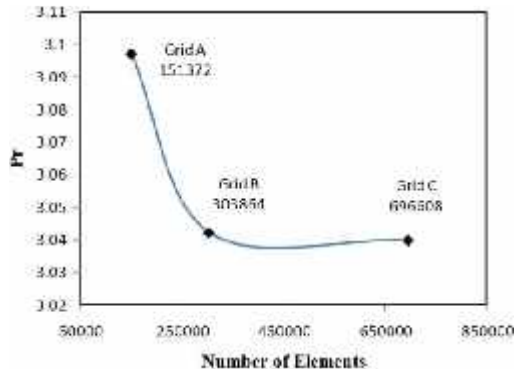
در این تحقیق، کمپرسور محوری BBC/SULZER به روش سه بعدی شبیه‌سازی شده و نتایج بدست آمده از این حل عددی با نتایج آزمایشگاهی این کمپرسور مقایسه و اعتبارسنجی می‌گردد. سپس به بررسی کیفی و کمی تأثیر زبری سطح پره‌های طبقات مختلف بر روی پارامترهای عملکردی کمپرسور محوری چهار طبقه‌ای پرداخته می‌شود.

## ۲- شبیه سازی عددی

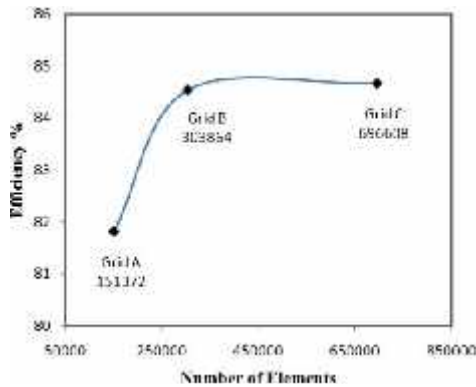
فرآیند حل عددی سه بعدی دارای سه مرحله اساسی تولید هندسه، تولید شبکه و آنالیز سیالاتی می باشد.

## ۲-۱- تولید شبکه

اولین و مهمترین قدم جهت شبیه سازی رفتار توربوماشین تعریف هندسه و تولید شبکه است که نسبتاً زمان‌بر می‌باشد. انتخاب نوع شبکه و موقعیت مکانهای با شبکه بندی ریزتر، در دقت نتایج بدست آمده و نرخ همگرایی بسیار مؤثر است. از شبکه بندی با سازمان در تولید شبکه کمپرسور استفاده شده است. شبکه تولید شده روی صفحه بین پره‌ای و در نمای کلی‌تر در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده‌اند. در نزدیک دیواره‌ها که لایه مرزی تشکیل می‌شود و گرادیانهای شدید وجود دارد شبکه به اندازه کافی ریز شده است.



شکل ۳- تأثیر اندازه شبکه بر روی نسبت فشار



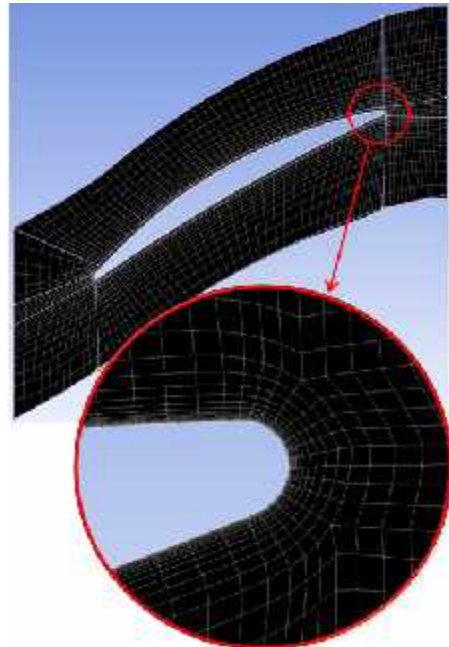
شکل ۴- تأثیر اندازه شبکه بر روی راندمان

## ۲-۲- روش حل عددی

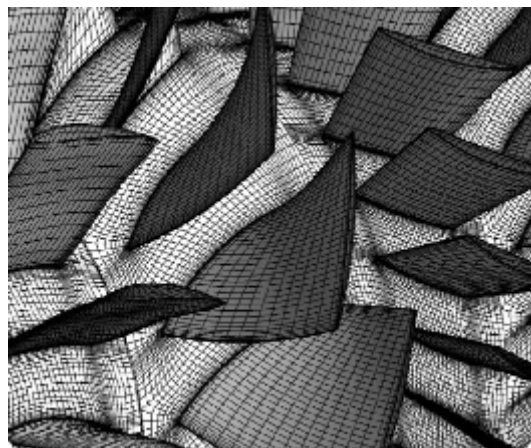
جهت تحلیل رفتار جریان برای تمام جریان‌ها، معادلات بقای جرم و مومنتوم حل می‌شود. برای جریان‌های تراکم پذیر یا جریان‌های شامل انتقال گرما، معادلات بقای انرژی نیز حل می‌شوند. معادلات مدلسازی اغتشاش نیز زمانی که جریان آشفته باشد استفاده می‌شوند. در مسئله مورد نظر، علاوه بر معادلات مومنتوم، بقای جرم و انرژی، با توجه به آشفتگی بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل می‌شوند. از مدل آشفتگی  $k-\omega$  از نوع SST برای مدل‌سازی جریان آشفته استفاده می‌شود که برای مسائل توربومشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است [۱۰]. در این تحقیق حل عددی میدان جریان کمپرسور با استفاده از نرم افزار Ansys CFX-13 و به روش حجم-محدود<sup>۱</sup> انجام شده و افت‌های میدان جریان از قبیل افت‌های ناشی از جریان ناشی نوک پره‌ها، لایه مرزی‌ها و گردابه‌های تشکیل شده اطراف پره‌ها در حل عددی دیده شده است.

با توجه به اثرات تراکم پذیری علاوه بر معادلات پیوستگی و مومنتوم از معادله گاز کامل و معادله انرژی نیز استفاده شده است. به طور کلی مدل آشفتگی SST افت‌های ناشی از رشد لایه مرزی روی جداره را بهتر محاسبه می‌کند [۱۱].

از لحاظ تئوری، خطای محاسباتی در حل، با ریزتر کردن شبکه کاهش پیدا می‌کند [۹]. در این قسمت برای رسیدن به دقت مناسب، از سه اندازه شبکه برای محاسبه راندمان و نسبت فشار استفاده شده است. همانطور که در شکل‌های ۳ و ۴ مشاهده می‌گردد با ریزتر شدن شبکه محاسباتی، راندمان و نسبت فشار تغییر محسوسی نمی‌کند که نشان از بهینه بودن شبکه محاسباتی دارد.

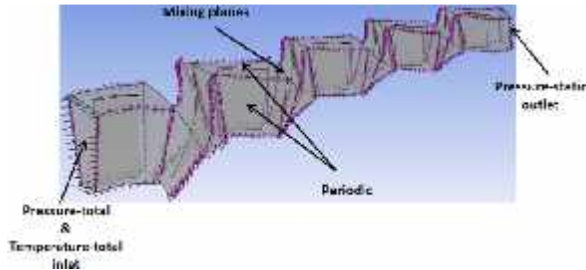


شکل ۱- شبکه با سازمان در نمای میان پره‌ای



شکل ۲- هندسه شبکه بندی شده کمپرسور

<sup>۱</sup>.FVM



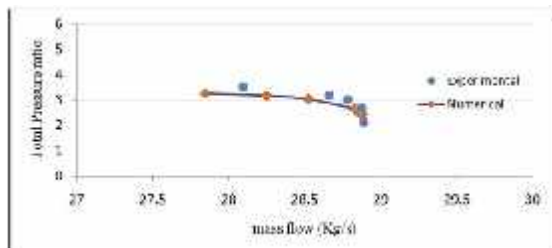
شکل ۵- شرایط مرزی شبیه‌سازی

### ۳- شبیه‌سازی و اعتبارسنجی نتایج کمپرسور محوری BBC/SULZER

کمپرسور محوری فوق از نوع گذرصوتی و دارای ۴ طبقه و با سیال کاری هوا می‌باشد و در ورودی آن پره‌های هدایت کننده ورودی نصب می‌شوند. این کمپرسور برای نسبت فشار کل ۳/۰۶ و دور ۱۵۰۰۰ rpm طراحی شده است [۱۲]. در شبیه‌سازی صورت گرفته تعداد المان‌های شبکه ۳۰۳۸۶۴ عدد می‌باشد که برای اعتبارسنجی به حدکافی ریز هستند. نتایج شبیه‌سازی فوق با نتایج آزمایشگاهی موجود این کمپرسور [۱۲] مقایسه گردیده است. این نتایج در دو نمودار نسبت فشار کل به دبی جرمی و راندمان به دبی جرمی در شکل‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. درصد خطای راندمان در نقطه طراحی کمپرسور ۰/۸٪ می‌باشد که در جدول ۲ نشان داده شده است. نتایج نشان دهنده دقت بالا و مورد قبول شبیه‌سازی عددی می‌باشد. مقایسه نتایج عددی و آزمایشگاهی در نمودارهای توزیع شعاعی فشار و دمای کل از ریشه تا نوک پره در مقطع خروجی کمپرسور به ازای نسبت فشار کل ۳/۰۲ در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

جدول ۲- مقایسه نتایج عددی و تجربی در نقطه طراحی

	عددی	آزمایشگاهی
راندمان	81.02	83.29



شکل ۶- نمودار نتایج عددی و تجربی بر حسب نسبت فشار و دبی

از آنجا که کمپرسور مورد بررسی دارای تقارن محوری است، از روش صفحه اختلاط<sup>۲</sup> برای شبیه‌سازی آن استفاده می‌شود. در این روش منطقه محاسباتی به نواحی ثابت (استاتور) و متحرک (روتور) تقسیم شده و هر کدام از این نواحی بصورت یک مسئله دائم حل می‌شوند. در هر چند تکرار مشخص، همه خواص جریان در صفحه اختلاط و در جهت محیطی روی خروجی روتور و ورودی استاتور متوسط گیری شده و سپس از یک ناحیه به ناحیه دیگر منتقل می‌شود. روش صفحه اختلاط زمانی استفاده می‌شود که زاویه تناوب روتور و استاتور متفاوت باشد (تعداد پره-های روتور و استاتور با هم برابر نباشد). به این ترتیب لازم نیست همه پره‌های روتور و استاتور شبیه‌سازی شود.

### ۳-۲- شرایط مرزی

شرایط مرزی که در این شبیه‌سازی استفاده شده است به صورت زیر می‌باشند:

۱- در ورودی کمپرسور شرط مرزی فشار سکون استفاده شده است. جهت جریان در ورودی به صورت عمود بر سطح ورودی و بدون پیش چرخش فرض شده است. دمای سکون، مدل آشفتگی به عنوان پارامترهای ورودی اعمال شده اند.

۲- فشار متوسط استاتیکی در خروجی کمپرسور به عنوان شرط مرزی استفاده شده است.

۳- شرط مرزی تمام دیوارهای ساکن و چرخان به صورت آدیاباتیکی و شرط عدم لغزش برای سرعت بر روی سطوح فرض شده است.

۴- شرط مرزی سطح مشترک بین روتور و استاتور در طبقات به صورت صفحه اختلاط تعریف شده است.

۵- از آنجا که کمپرسور تقارن محوری دارد، از شرط مرزی متناوب برای برای روتور و استاتور استفاده شده است. یعنی می‌توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها یک پره از روتور و یک پره استاتور را در طول طبقات شبیه‌سازی کرد بطوری که این کار سبب کاهش قابل توجه المان‌های شبکه و همچنین زمان محاسبات می‌شود.

در شکل ۵ شرایط مرزی استفاده شده در شبیه‌سازی و در جدول ۱ شرایط مرزی ثابت نشان داده شده است [۱۲].

جدول ۱- شرایط مرزی ثابت شبیه‌سازی و شرایط نقطه طراحی

Design speed	15000 rpm
inlet total pressure	0.975 bar
inlet total temperature	293.15° k
Design pressure ratio	3.06

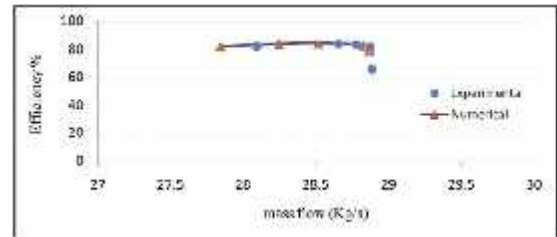
<sup>2</sup> . Mixing Plane

خفگی جریان در سرعت‌های بالا می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود با نزدیک شدن به مقطع نوک پره عدد ماخ نسبی افزایش می‌یابد بطوریکه در نزدیکی نوک پره جریان مافوق صوت می‌گردد بر خلاف مقطع ریشه پره‌ها که جریان کاملاً مادون صوت می‌باشد که مطابق با طبیعت جریان در کمپرسورهای گذر صوتی است [۱۳].

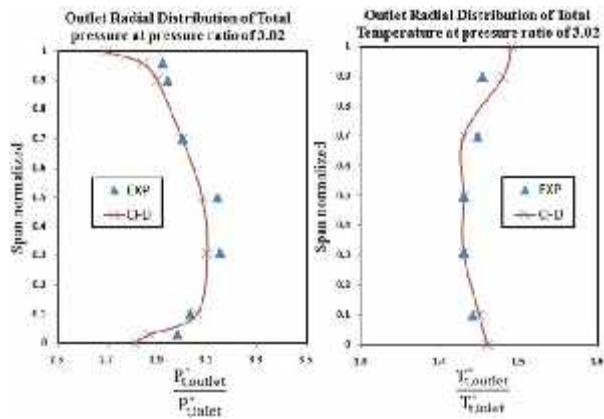
در شکل ۱۰ نیز توزیع عدد ماخ نسبی در نمای نصف النهاری نشان داده شده است. همانطور که در شکل نیز مشاهده می‌گردد به علت افزایش سرعت نسبی سیال در روتورها از سطح هاب تا شروود، عدد ماخ نسبی در روتورها از هاب تا شروود افزایش می‌یابد که مطابق انتظار است [۱۴]. به علت کاهش سرعت جریان در ورود به پره‌های استاتور، عدد ماخ نیز در طول پره‌های استاتور کاهش می‌یابد و از طرفی در پره‌های روتور در قسمت ابتدایی پره‌ها و روی سطح مکش بیشینه مقدار عدد ماخ نسبی مشاهده می‌گردد.

در شکل ۱۱ توزیع فشار کل در مقاطع ریشه، وسط ریشه و نوک و همچنین نوک پره‌ها و در نمای نصف النهاری در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد در روتورها بدلیل انتقال انرژی توسط روتور به سیال فشار کل افزایش می‌یابد ولی در استاتورها تقریباً ثابت می‌ماند که مطابق انتظار است. همچنین به سبب افزایش شدید عدد ماخ نسبی جریان در مقطع نزدیک به نوک پره‌های روتور بالاخص پره روتور طبقه اول و به سبب افزایش اتلافات، فشار کل افت نسبتاً شدیدی در این ناحیه پیدا می‌کند.

در شکل ۱۳ خطوط جریان عبور کننده از پره‌ها در نمای کلی و سه‌بعدی کمپرسور نشان داده شده است. همانطور که دیده می‌شود سرعت جریان در طی عبور از پره‌های روتور افزایش می‌یابد که به سبب افزایش انرژی جنبشی سیال و حین عبور از پره‌های استاتور به سبب نفوذ شدن کاهش می‌یابد.

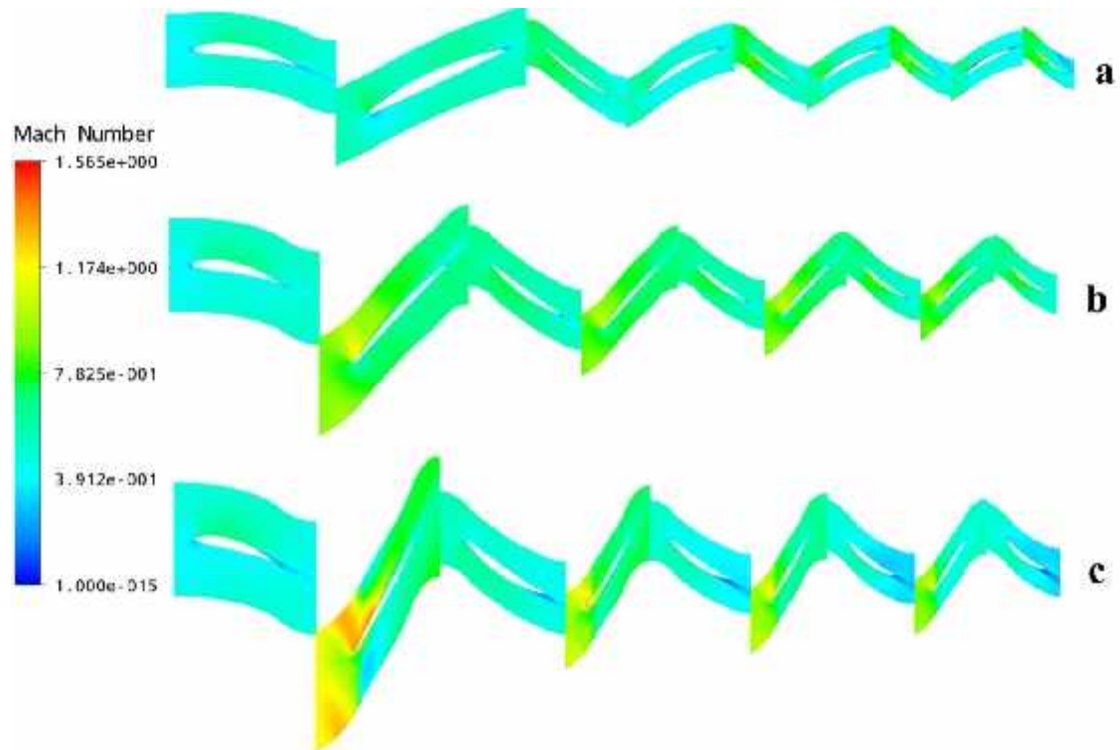


شکل ۷- نمودار نتایج عددی و تجربی بر حسب راندمان و دبی

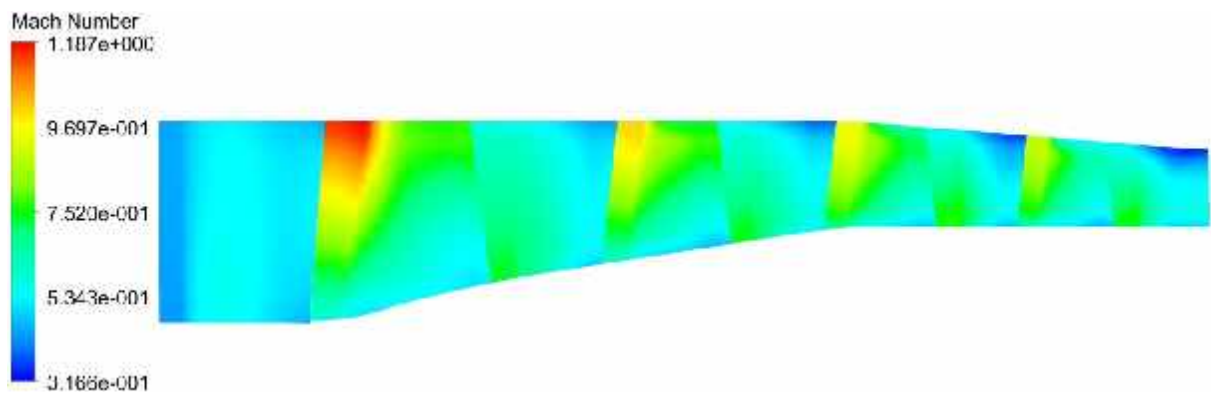


شکل ۸- مقایسه نتایج توزیع شعاعی فشار و دمای کل از ریشه تا نوک پره در مقطع خروجی به ازای PR=3.02

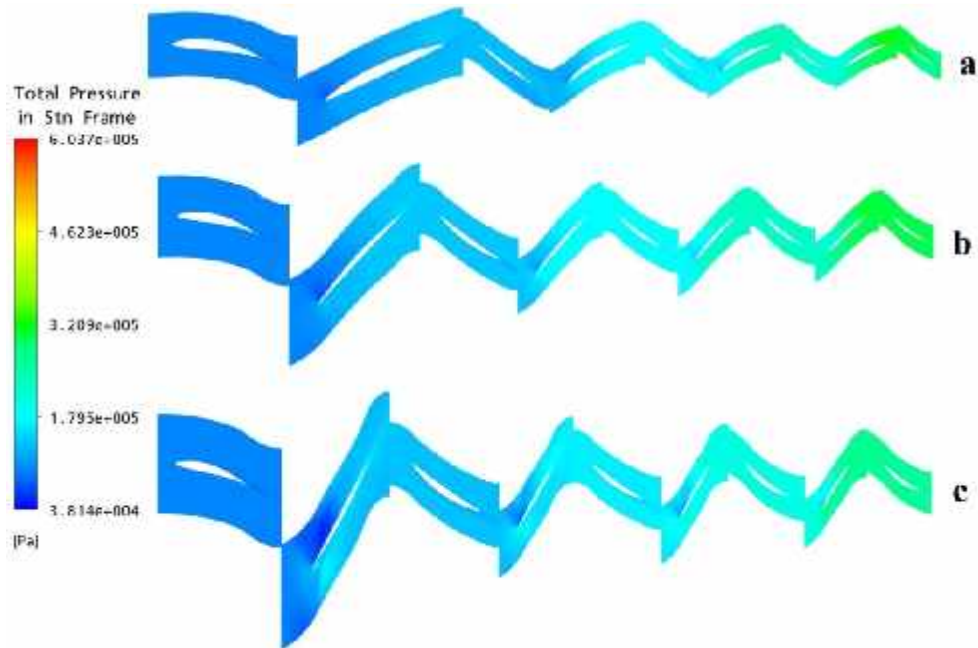
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی کمپرسور BBC/SULZER در نقطه طراحی ارائه می‌شود. در شکل ۹ توزیع عدد ماخ نسبی جریان در مقاطع ریشه، وسط ریشه و نوک و همچنین نوک پره‌ها نشان داده شده است. سرعت نسبی سیال در کمپرسورها در ابتدای مسیر جریان پره‌های روتور افزایش می‌یابد که منجر به افزایش ناگهانی عدد ماخ نسبی جریان در ناحیه می‌گردد. همانطور که انتظار می‌رود عدد ماخ نسبی در سطوح فشاری پره‌ها کاهش و در سطوح مکشی افزایش می‌یابد. در ابتدای سطوح مکش پره‌های روتور مخصوصاً در طبقه اول عدد ماخ نسبی از عدد یک فراتر می‌رود که به معنی وضعیت



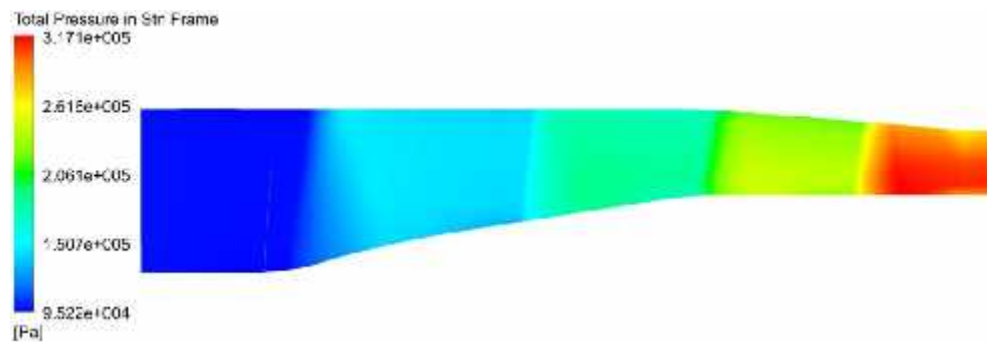
شکل ۹- توزیع عدد ماخ نسبی روی مقاطع (a) نزدیک ریشه (b) وسط ریشه و نوک (c) نزدیک نوک پره ها



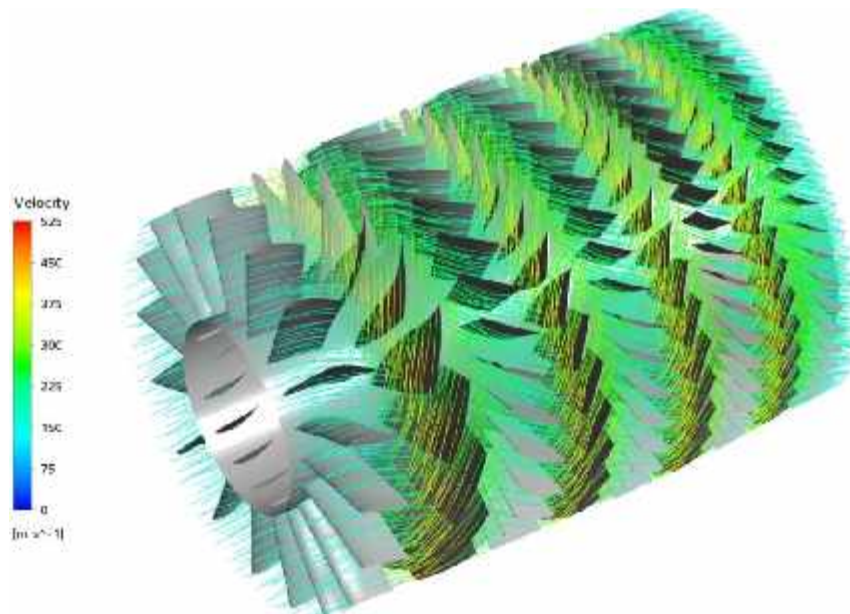
شکل ۱۰- توزیع عدد ماخ نسبی در نمای نصف النهاری



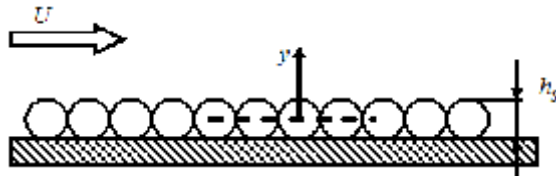
شکل ۱۱- توزیع فشار کل روی مقاطع (a) نزدیک ریشه (b) وسط ریشه و نوک (c) نزدیک نوک پره ها



شکل ۱۲- توزیع فشار سکون جریان در مقطع نصف النهاری



شکل ۱۳- خطوط جریان عبور کننده از پره ها در نمای کلی کمپرسور



شکل ۱۵- زبری ذرات معادل

بر حسب مقدار ارتفاع بی‌بعد ذرات  $h_s^+$ ، سه رژیم زبری تعریف می‌شود: الف) رژیم صاف هیدرولیکی ( $0 \leq h_s^+ \leq 5$ )، عامل اصطکاک تنها به عدد رینولدز وابسته است زیرا که ارتفاع زبری بسیار کم بوده و جلومادگی‌های ناشی از زبری در همان زیر لایه آرام باقی می‌مانند. ب) رژیم گذرا ( $5 \leq h_s^+ \leq 70$ )، عامل اصطکاک به عدد رینولدز و نسبت  $h_s/R$  وابسته است زیرا که جلومادگی‌ها تا حدی خارج از زیر لایه آرام قرار می‌گیرند که سبب افزایش مقاومت و پسا می‌گردد. ج) رژیم کاملاً زبر ( $70 \leq h_s^+$ )، عامل اصطکاک تنها به نسبت  $h_s/R$  وابسته است و تمامی جلومادگی‌ها در خارج از زیر لایه آرام قرار گرفته بطوریکه این رژیم دارای بالاترین مقاومت و پسا است [۶].

با توجه به گرادبان فشار مثبت در کمپرسورها، افزایش یافتن زبری سطح پره‌ها، منجر به بالاتر رفتن ضریب پسا ( $C_d$ ) و افزایش لایه مرزی ایجاد شده در سطوح فشاری و مکشی پره‌ها می‌گردد که اتلافات پروفیل را بالا می‌برد و ضریب افت ( $\omega$ ) افزایش می‌یابد که منجر به کاهش عملکرد و راندمان کمپرسور شده که در روابط ۴ و ۵ مشاهده می‌گردد [۱۷].

$$C_d = \left(2.625 - 0.6181 \ln \left(\frac{k_s}{c}\right)\right)^{-2.57} \quad (4)$$

$$\omega = C_d \sigma \frac{(\cos \beta_1)^2}{(\cos \beta_m)^3} \quad (5)$$

اعمال زبری روی سطح پره‌ها در قسمت جزئیات شرایط مرزی سطح پرها صورت می‌گیرد و برای پره مقدار ارتفاع زبری ( $k_s$ ) اعمال می‌شود. برای بررسی کمی اثرات زبری، در مرحله اول ۸ حالت مختلف در نظر گرفته شده که مطابق با جدول ۳ مقادیر زبری روی سطح پره‌های کمپرسور محوری اعمال شده است.

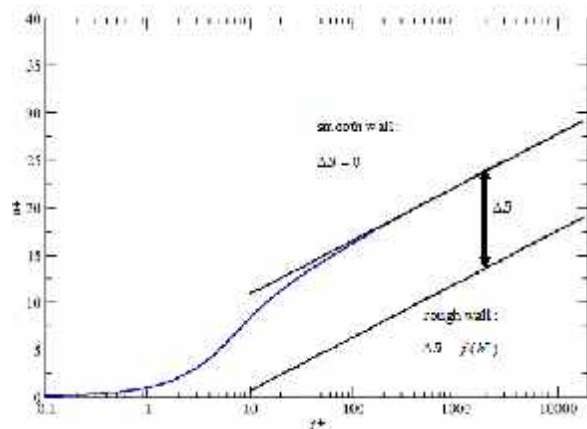
جدول ۳- حالت های مختلف اعمال زبری روی سطح پره ها

Blade	Sand Grain Roughness ( $\mu\text{m}$ )								
	Case A	Case B	Case C	Case D	Case E	Case F	Case G	Case H	Case I
10V	75	0	50	375	750	1500	3000	0	
71	75	10	50	375	750	1500	3000	00	
8	65	25	30	325	650	1300	2600	1000	
22	55	35	0	275	550	1100	2200	1400	
82	45	45	50	225	450	900	1800	1800	
23	35	55	20	175	350	700	1400	2200	
83	25	65	50	125	250	500	1000	2600	
R4	0	75	20	50	100	200	400	3000	
84	0	75	0	0	0	0	0	3000	

#### ۴- زبری سطوح پره‌ها

در این پژوهش اثرات زبری سطح پره‌ها بر روی پارامترهای عملکردی کمپرسور محوری شامل راندمان و نسبت فشار بطور کیفی و کمی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

به طور کلی با گذشت زمان و بهره برداری و کارکرد کمپرسور و ورود ذرات معلق در هوا مانند ذرات شن و خاک و... بسته به نوع شرایط کاری کمپرسور، زبری سطح پره‌ها افزایش می‌یابد. در جریانات آرام زبری سطوح تأثیر چندانی بر روی پروفیل‌های سرعت نزدیک دیواره‌ها ندارند درحالی‌که در جریانات آشفته مقادیر جزئی زبری سطوح نیز حتی سبب افزایش تنش‌های برشی سطوح و جدایش لایه داخلی لزج دیواره‌ها شده و به دنبال آن موجب افزایش شدید اصطکاک دیواره‌ها و ممنوم و انتقال گرما می‌شوند. در شکل ۱۴ کاهش سرعت لگاریتمی نشان داده شده است.



شکل ۱۴- کاهش پروفیل سرعت لگاریتمی

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + 5.2 - \Delta B \quad (1)$$

$$\Delta B = \frac{1}{k} \ln(1 + 0.3h_s^+) \quad (2)$$

$$h_s^+ = \frac{h_s u_\tau}{\nu} \quad (3)$$

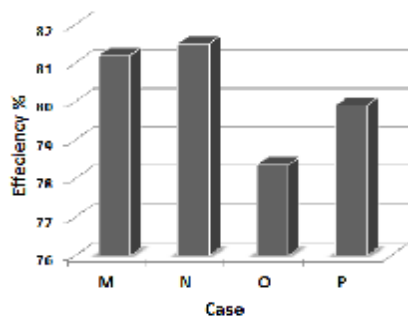
در رابطه ۱ که بیانگر رابطه بین سرعت نزدیک  $u^+$  و فاصله بی‌بعد از دیواره  $y^+$  است، مقدار افت پروفیل سرعت  $\Delta B$  تابعی از ارتفاع زبری بی‌بعد  $h_s^+$  می‌باشد. نمونه‌ای از ارتفاع زبری میانگین بر روی دیواره شامل یک لایه با دوایر توده‌ای نزدیک به هم در شکل ۱۵ نشان داده شده است [۱۵ و ۱۶].



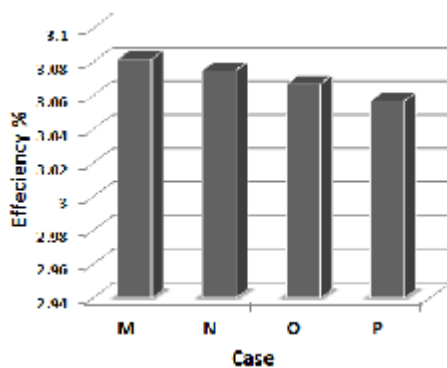
در مرحله بعدی جهت بررسی مقدار سهم پره‌های استاتور و روتور در کاهش راندمان به سبب زبری سطح‌شان، ۴ حالت دیگر مورد بررسی قرار گرفته است. در حالت‌های M و O تنها بر روی پره‌های روتور و در حالت‌های N و P تنها بر روی پره‌های استاتور زبری اعمال شده که مقادیر مطابق جدول ۴ ارائه شده است. نتایج نشان داده شده در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نمایانگر افت بیشتر راندمان در زمانبست که زبری بر روی پره‌های روتور اعمال می‌گردد که با افزایش مقدار زبری، این اختلاف بیشتر نیز می‌شود که حاکی از حساسیت بالاتر پره‌های روتور نسبت به زبری دارد. از طرفی نیز این حساسیت در مورد نسبت فشار بسیار کمتر می‌باشد.

جدول ۴-حالت‌های مختلف اعمال زبری روی سطح پره‌ها

Blade	Sacc. Grain Roughness (µm)			
	Case M	Case N	Case O	Case P
IGV	0	75	0	750
R1	75	0	750	0
S1	0	75	0	750
R2	75	0	750	0
S2	0	75	0	750
R3	75	0	750	0
S3	0	75	0	750
R4	75	0	750	0
S4	0	75	0	750

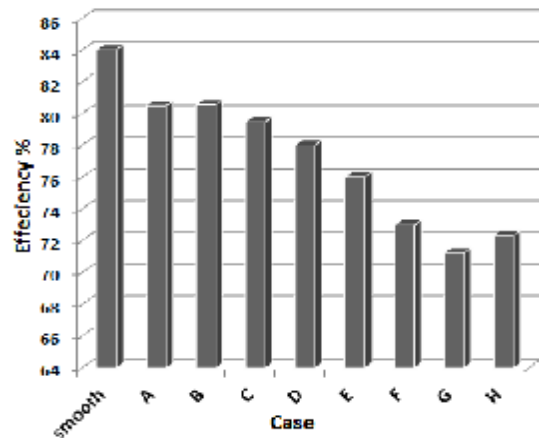


شکل ۱۸- راندمان کمپرسور در حالت‌های مختلف

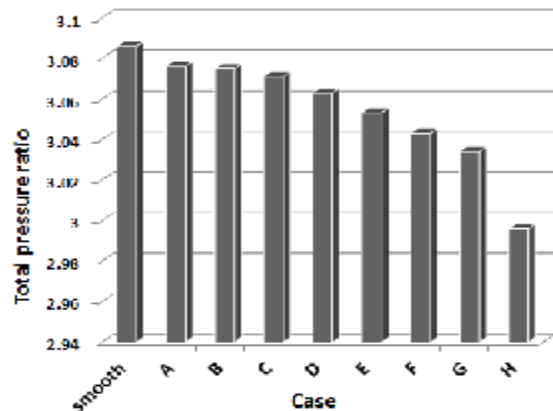


شکل ۱۹- نسبت فشار کل کمپرسور در حالت‌های مختلف

در حالت‌های اعمال شده مقدار ارتفاع زبری روی سطح پره‌ها در راستای طول محوری کمپرسور کاهش یافته به جز حالت B و H که افزایش یافته است. بیشترین زبری در حالت G و کمترین در حالت A اعمال شده است. نتایج بدست آمده در نقطه طراحی کمپرسور در دو نمودار راندمان و نسبت فشار مطابق شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نشان داده شده است. نتایج بدست آمده نشان دهنده رابطه مستقیم کاهش راندمان و نسبت فشار کل در مقابل افزایش زبری دارد که البته افت راندمان بسیار محسوس‌تر می‌باشد. در حالت A که کمترین ارتفاع زبری اعمال شده، راندمان نزدیک به ۴ درصد و نسبت فشار ۰.۳ درصد افت کرده است. در حالت G نیز که بیشترین ارتفاع زبری اعمال شده، راندمان ۱۲.۸ درصد و نسبت فشار ۱.۷ درصد افت کرده است. جهت بررسی تأثیر زبری در طبقات ابتدایی و انتهایی، در حالت‌های B و H که برعکس حالت‌های A و G است، مقدار زبری پره‌ها در امتداد طبقات افزایش یافته است. نتایج بدست آمده در این حالات نشان داد زبری در پره‌های طبقات ابتدایی تأثیر بیشتری روی افت راندمان کمپرسور نسبت به طبقات انتهایی دارند.

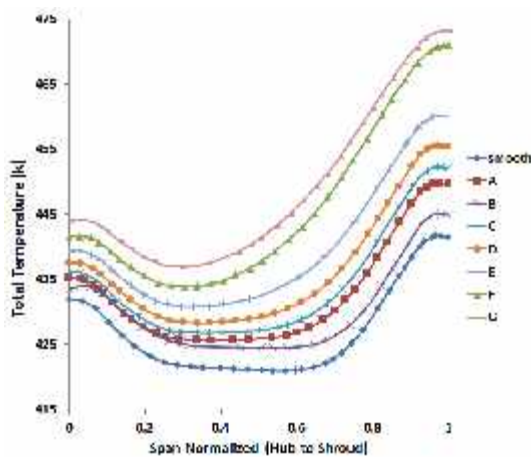


شکل ۱۶- راندمان کمپرسور در حالت‌های مختلف

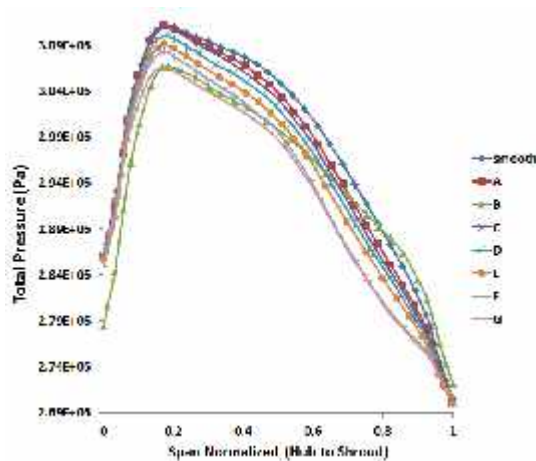


شکل ۱۷- نسبت فشار کل کمپرسور در حالت‌های مختلف

توزیع شعاعی دما و فشار سکون در مقطع خروجی کمپرسور برای حالت‌های مختلف زبری در شکل ۲۲ و ۲۳ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش زبری سطوح پره‌ها، دما در خروجی کمپرسور افزایش و فشار سکون کاهش می‌یابد که همانطور که قبلاً اشاره گردید در جریانات آشفته زبری تأثیر شدیدی بر افزایش انتقال حرارت دارد و از طرفی سبب افزایش اغتشاشات جریان و اتلافات و افت فشار سکون می‌شوند. در شکل‌های ۲۴ و ۲۵ نیز که نشان دهنده توزیع دما و فشار سکون در مقطع خروجی کمپرسور می‌باشند، افزایش دمای کل و افت فشار سکون با زبرتر شدن سطوح کاملاً مشهود می‌باشد.

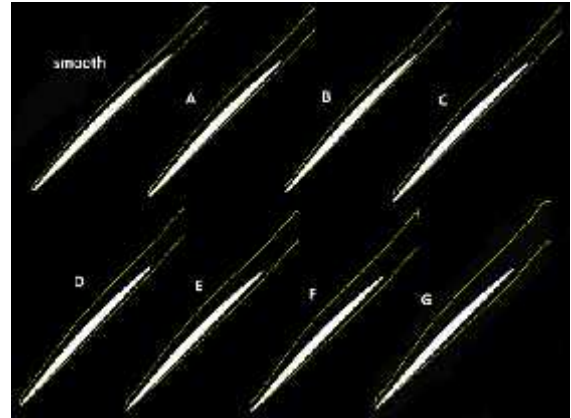


شکل ۲۲- توزیع شعاعی دمای کل در مقطع خروجی کمپرسور

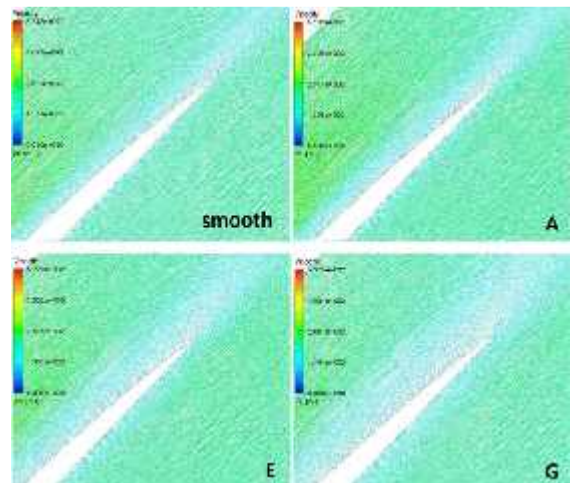


شکل ۲۳- توزیع شعاعی فشار کل در مقطع خروجی کمپرسور

در شکل ۲۰ خطوط انتروپی ثابت حول پره روتور طبقه اول حاکی از تأثیر قابل توجه زبری بر روی لایه مرزی تشکیل شده روی سطح پره‌ها دارد. برای اکثر حالت‌های زبری در نظر گرفته شده خطوط انتروپی ثابت نشان داده شده است. با افزایش مقدار زبری سطوح پره‌ها از حالت A تا G ضخامت لایه مرزی در سطوح فشار و مکش افزایش می‌یابد بطوریکه ضخامت لایه مرزی تشکیل شده در سطوح مکش در مقایسه با سطوح فشار پره بیشتر است. در ناحیه لایه مرزی تشکیل شده که اثرات لزجت غالب است سرعت جریان سیال نسبت به نواحی دیگر کمتر بوده که در شکل ۲۱ برای چهار حالت مختلف بردارهای سرعت حول لبه فرار پره روتور طبقه اول نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش ضخامت لایه مرزی سبب افت بیشتر سرعت در ناحیه حول لبه فرار شده که منجر به افت بیشتر و کاهش کارایی کمپرسور می‌شود.



شکل ۲۰- خطوط انتروپی ثابت حول پره روتور طبقه اول در حالت‌های مختلف



شکل ۲۱- بردارهای سرعت حول لبه فرار پره روتور طبقه اول در حالت‌های مختلف

کمپرسور می‌گردد که کاهش راندمان در مقایسه با نسبت فشار بسیار محسوس‌تر می‌باشد.

مراجع

[1] Gu, F., Engeda, A., Cave, M. and Di Liberti, L., "ANumerical Investigation on the Volute/Diffuser Interaction Dueto the Axial Distortion at the Impeller Exit," Transactions of the ASME, Journal of Fluid Engineering, Vol. 123, no. 3, pp. 475-483, 2001.

[2] Mugli, F., Holbein, P. and Dupont, P., "CFD Calculation of a Mixed Flow Pump Characteristicfrom Shut-off to Maximum Flow", in Proc. ASME Fluid Engineering Division Summer Meeting (FEDSM'01), NewOrleans, LA, USA, paper FEDSM2001-18072, May-June 2001.

[3] Cravero, C. and Marini, M., "Modeling ofIncompressible Three-Dimensional Flow in RotatingTurbomachinery Passages", in Proc. ASME FluidsEngineering Division Summer Meeting (FEDSM'02), Montreal, Quebec, Canada, paper FEDSM2002-31177, July 2002.

[4] K. L Suder, R. V. Chima, A. J. Strazisar, W. B. Roberts, "The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor", Journal of Turbomachinery. Vol. 117/491, 1995.

[5] Syverud, E., Brekke, O., and Bakken, L. E., "Axial Compressor Deterioration Caused by Saltwater Ingestion", ASME J. Turbomach., 129, pp. 119-127, 2007.

[6] MirkoMorini, Michele Pinelli, Pier RuggeroSpina, Mauro Venturini, "Computational Fluid Dynamics Simulation of Fouling on Axial Compressor Stages", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 132 / 072401-1, 2010.

[7] Bons, J. P., "A Review of Surface roughness effects in gas turbines", Journal of Turbomachinery, Vol. 132/021004-1, 2010.

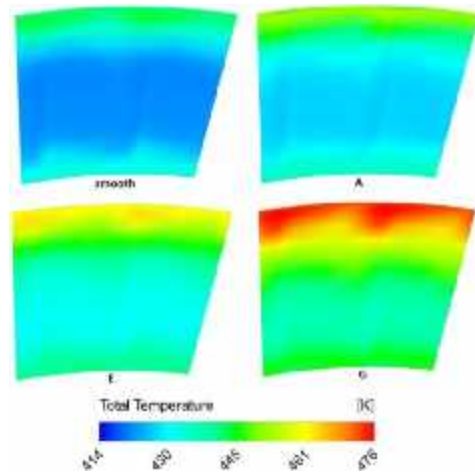
[8] Fiala. A., Kugeler, "Roughness Modeling for Turbomachinery", Proceedings of ASME Turbo Expo2011, June 6-10, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011.

[9] Ferziger, J.H. and Peric, M., "Computational Methods for Fluid Dynamics", Springer, Berlin, Germany, 1996.

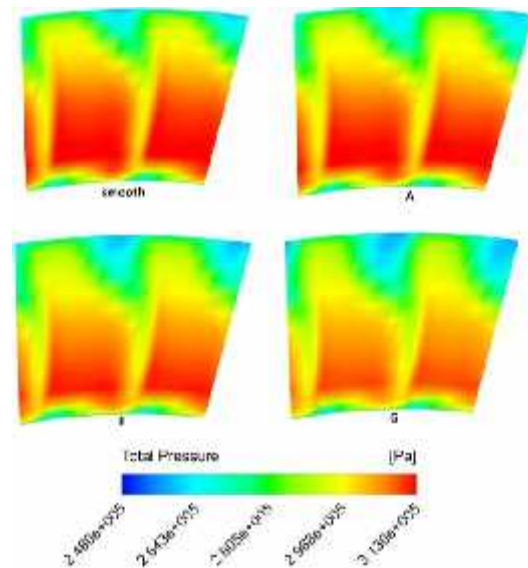
[10] ANSYS CFX-13 User's Guide.

[11] Menter, F. R., "Two-Equation Turbulence-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA J. 32, pp. 1598-1605, 1994.

[12] Ch. Hirsch and J. D. Denton, " Propulsion and Energetic panel working group 12 on Through flow calculations in Axial Turbomachines", AGARD Advisory Report No.175, Advisory group for Aerospace research and development.



شکل ۲۴- توزیع دمای کل در مقطع خروجی کمپرسور



شکل ۲۵- توزیع فشار کل در مقطع خروجی کمپرسور

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله به شبیه‌سازی سه بعدی جریان در یک کمپرسور جریان محوری پرداخته شده و تأثیر تغییرات هندسی بوجود آمده بر روی پرها شامل تغییرات ضخامت بیشینه و زبری بر روی عملکرد کمپرسور بررسی شده است. ابتدا به منظور اعتبارسنجی حل عددی سه بعدی، نتایج حل عددی سه‌بعدی با نتایج آزمایشگاهی کمپرسور محوری مقایسه شده است که ۰.۸٪ خطا در نقطه طراحی کمپرسور بین راندمان محاسبه شده عددی و آزمایشگاهی مشاهده شد که حاکی از دقت بالای روش عددی دارد. سپس اعمال زبری روی سطح پرها اعمال گردید. نتایج بدست آمده از حل عددی نشان داد که عامل زبری روی سطح پرها سبب افزایش ضخامت لایه مرزی و اتلافات و از طرفی موجب کاهش راندمان و نسبت فشار

- [13] Budugur Lakshminarayana, "Fluid dynamics and Heat transfer of Turbomachinery", JohnWiley& sons Inc, ISBN 0-471-85546-4, 1996.
- [14] Royce N. Brown, "Compressors : Selection and sizing ", 2nd edition, Gulf Puplishing company,1986.
- [15]H. Schlichting., "Boundary Layer Theory", McGraw-Hill, 1979.
- [16]White, F.M., "Viscous Fluid Flow", Second Edition, McGraw-Hill, 1991.
- [17]A.Hamed,W.Tabakoff and D.Singh, "Modeling of compressor performance deterioration due to erosion", International journal of rotating machinery, Vol. 4, No. 4, pp. 243-248, 1998.