

## تأثیر تغییرات ضخامت بیشینه و زبری سطح پره بر روی عملکرد کمپرسور محوری

سید میثم سجادی<sup>۱</sup> و رضا قربانی<sup>۲</sup>  
 عبدالله اسداللهی قهییه<sup>۳</sup>  
 دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا  
 دانشکده صنعت هواپیمایی کشوری  
 دانشگاه آزاد اسلامی - واحد علوم و تحقیقات  
 (تاریخ دریافت: ۹۰/۰۳/۳۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۱/۰۴/۱۱)

### چکیده

در این مقاله، تأثیر تغییرات هندسی پرها شامل ضخامت بیشینه و زبری سطح پره 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- میانگین است. نتایج کد عددی با نتایج آزمایشگاهی کمپرسور محوری مورد مقایسه قرار گرفته به طوری که نتایج نشان‌دهنده صحت کد عددی می‌باشد. سپس تأثیر تغییرات هندسی فوق‌الذکر بر روی منحنی‌های عملکردی کمپرسور محوری مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش زبری سطح و ضخامت پره سبب کاهش راندمان، نسبت فشار و دبی جریان در کمپرسور می‌شود.

**واژه‌های کلیدی:** کمپرسور محوری، ضخامت بیشینه پره، زبری سطح پره

## The Effects of Maximum Thickness and Surface Roughness Variability of Blades on the Performance of Axial Compressor

S.M. Sajjadi and R. Ghorbani  
 Mech. And Aerospace Eng. Dep't.  
 Sci. and Research Branch, Islamic Azad Univ.  
 A. Asadollahi Ghohieh  
 Civil Aviation Tech. College  
 (Received: 21 June, 2011; Accepted: 01 July, 2013)

### ABSTRACT

In this paper, an investigation to understand the effects of geometry variability of blades including maximum thickness and blade surface roughness on the axial transonic compressor performance parameters including efficiency and pressure ratio has been studied. A CFD code, which solves the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 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 geometry variability on the axial compressor blade performance curves, was analysed. Results show that increasing surface roughness and blade thickness lead to decrease in the compressor efficiency, pressure ratio and mass flow significantly.

**Keywords:** Axial Compressor, Blade Maximum Thickness, Blade Surface Roughness

۱- کارشناس ارشد: meysam.sajjadi63@gmail.com  
 ۲- کارشناس ارشد: reza.gh62@gmail.com  
 ۳- استادیار (نویسنده پاسخگو): ghohieh@yahoo.com

## ۱- مقدمه

کمپرسور یکی از مهم‌ترین اجزاء توربین‌های گازی است که وظیفه افزایش فشار در سیکل توربین گازی را بر عهده دارد. با توجه به اینکه جریان در کمپرسور، تحت تأثیر گرادیان فشار مثبت است و طبیعت جریان در کمپرسور بسیار پیچیده می‌باشد، از این‌رو طراحی آیرودینامیکی دقیق پره‌های کمپرسور که وظیفه انتقال کار به جریان را دارد، بسیار مهم است. عملکرد و کارایی کمپرسور وابستگی شدیدی به هندسه پره‌های کمپرسور دارد از این‌رو عدم طراحی صحیح، ایجاد تغییرات هندسی در فرآیند ساخت و ایجاد تغییرات در هندسه پره‌ها به علت فرسایش و بهره‌برداری کمپرسور باعث کاهش عملکرد و کارایی کمپرسور خواهد شد. در این مقاله، اثر تغییرات هندسی پره‌های کمپرسور محوری گذر صوتی ۴ طبقه‌ای BBC/SULZER، شامل ضخامت بیشینه و زبری سطح پره بر روی عملکرد آن به صورت کمی بررسی می‌شود.

در این بررسی دو روش می‌تواند مورد استفاده قرار بگیرد: ۱- روش‌های آزمایشگاهی و ۲- شبیه‌سازی عددی رفتار کمپرسور. انجام تست‌های آزمایشگاهی پره‌زینه و زمان‌بر 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 سه‌بعدی و روش سه‌بعدی. در این تحقیق به علت وجود هندسه دقیق و پیچیده سه‌بعدی، روش شبیه‌سازی می‌بایست قادر به حل این میدان جریان سه‌بعدی، با دقت بالا و بدون هیچ‌گونه ساده‌سازی در حل معادلات باشد. از این‌رو از روش شبیه‌سازی سه‌بعدی استفاده شده است که دارای دقت بالایی در شبیه‌سازی میدان‌های جریان سه‌بعدی با هندسه‌های پیچیده می‌باشد. مدل‌های عددی سه‌بعدی قادر به حل معادلات ناویر-استوکس بدون هیچ‌گونه ساده‌سازی می‌باشند. در سال‌های اخیر محققان متعددی از جمله گو<sup>۱</sup> و همکارانش [۱]، ماگلی<sup>۲</sup> و همکارانش [۲] و

کراورو و مارینی<sup>۳</sup> [۳] توربوماشین‌ها را با این روش شبیه‌سازی کردند و به نتایج مناسبی رسیدند.

سودر<sup>۴</sup> و همکارانش تأثیرات اضافه کردن زبری و ضخامت را به روتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی به صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که اضافه کردن زبری به سطح روتور سبب کاهش عملکرد کمپرسور شده و همچنین اضافه کردن ضخامت (سطح صاف) سبب اتلافات ۴ درصدی نسبت فشار در نقطه طراحی کمپرسوری می‌شود [۴].

سیورد<sup>۵</sup> 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 آزمایش آنها نشان داد که این زبری منجر به حرکت کلی منحنی‌های عملکردی به سمت دبی پایین‌تر و همچنین نسبت فشار پایین‌تر می‌شود [۵].

اثرات زائده‌های موجود در لبه حمله در کمپرسورها توسط گودهند و میلر<sup>۶</sup> به صورت آزمایشگاهی در دانشگاه کمبریج بررسی شد که نتایج نشان داد هنگامی که ارتفاع زائده کمتر از مقدار بحرانی است، اتلاف پروفیل ثابت می‌ماند، در غیر این صورت اتلافات تا ۳۰٪ افزایش می‌یابد [۶].

در این مقاله، کمپرسور محوری گذر صوتی ۴ طبقه‌ای BBC/SULZER به روش سه‌بعدی شبیه‌سازی شده و نتایج به دست آمده از این حل عددی با نتایج آزمایشگاهی این کمپرسور مقایسه و اعتبارسنجی می‌شود. در مرحله بعد، به بررسی تأثیر تغییرات ضخامت بیشینه و زبری سطح پره بر روی منحنی‌های عملکردی کمپرسور محوری فوق به روش عددی و به طور سه‌بعدی پرداخته می‌شود که بررسی این پارامترهای هندسی به روش سه‌بعدی، که دارای بالاترین دقت در مقایسه با دیگر روش‌های عددی از جمله صفر، یک و دوبعدی و شبه سه‌بعدی است، برای نخستین بار انجام می‌شود.

3- Cravero and Marini

4- Suder

5- Syverud

6- Goodhand and Miller

1- Gu

2- Mugli

## ۲- شبیه‌سازی عددی

فرآیند حل عددی سه‌بعدی دارای سه مرحله اساسی تولید هندسه، تولید شبکه و آنالیز سیالاتی می‌باشد. در این بخش میدان جریان سه‌بعدی کمپرسور محوری شامل ۴ طبقه، به‌طور عددی مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

### ۲-۱- تولید هندسه و شبکه

اولین و مهم‌ترین قدم جهت شبیه‌سازی رفتار توربوماشین مدل‌سازی هندسه و تولید شبکه است که نسبتاً زمان‌بر می‌باشد. در جدول ۱ مشخصات و تعداد پره‌های کمپرسور می‌باشد. BBC/SULZER نشان داده شده است. انتخاب نوع شبکه و موقعیت مکان‌های با شبکه‌بندی ریزتر، در دقت نتایج به‌دست آمده و روند همگرایی حل عددی بسیار مؤثر است. از شبکه‌بندی با سازمان و بلوک‌بندی دامنه حل و نوع شبکه شش وجهی<sup>۷</sup> در تولید شبکه سه‌بعدی کمپرسور استفاده شده است. در نواحی نزدیک به سطوح و نوک پره‌ها و همچنین دیواره‌های هاب و شروود که دارای گرادیان‌های شدیدی هستند، شبکه بندی با  $y+$  نزدیک به ۱ ریز شده است. در شبیه‌سازی صورت گرفته تعداد سلول‌های به‌کار رفته ۳۰۳۸۶۴ عدد است که برای اعتبارسنجی به حدکافی ریز هستند. شبکه تولید شده در نمای میان پره‌ای و پیرویدیک در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده‌اند.

از لحاظ تئوری، خطای محاسباتی در حل، با ریزتر کردن شبکه کاهش پیدا می‌کند [۷]. در بحث استقلال از شبکه، برای رسیدن به دقت مناسب از سه سایز شبکه برای محاسبه راندمان و نسبت فشار استفاده شده است. همان‌طور که در شکل‌های ۳ و ۴ مشاهده می‌شود با ریزتر شدن شبکه محاسباتی، راندمان و نسبت فشار تغییر محسوسی نمی‌کند که نشان از بهینه بودن شبکه محاسباتی دارد.

### ۲-۲- روش حل عددی

جهت تحلیل رفتار جریان برای تمام جریان‌ها، معادلات بقای جرم و مومنوم حل می‌شود. برای جریان‌های تراکم‌پذیر یا جریان‌های شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز

حل می‌شوند. معادلات مدل‌سازی اغتشاش نیز زمانی که جریان مغشوش باشد، استفاده می‌شوند. در مسئله مورد نظر، علاوه بر معادلات مومنوم، بقای جرم و انرژی، با توجه به مغشوش بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل می‌شوند. با توجه به پیچیدگی جریان و انحناء شدید مسیر جریان، از مدل آشفتگی K-ε از نوع RNG برای مدل‌سازی جریان آشفته استفاده می‌شود که برای مسائل توربوماشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است و اثرات تغییرات سریع گرادیان‌های فشار که در کمپرسورها بسیار زیاد است، در این مدل در نظر گرفته شده است. در این مقاله، حل عددی سه‌بعدی میدان جریان کمپرسور با استفاده از کد تجاری Ansys-CFX و به‌روش حجم-محدود<sup>۸</sup> انجام شده است. این کد قابلیت حل جریانات تراکم‌پذیر سه‌بعدی با در نظر گرفتن همه ملاحظات مانند مدل‌های مختلف توربولانس و اعمال شرایط مرزی دلخواه و... را دارا می‌باشد. هیچ نوع ساده‌سازی در حل معادلات صورت نمی‌گیرد و معادلات به‌طور کامل گسسته‌سازی و حل می‌شوند. افت‌های میدان جریان از قبیل جریان نشتی نوک پره‌ها، لایه مرزی‌ها و گردابه‌های تشکیل شده اطراف پره‌ها دیده شده است. فرم کلی معادلات حاکم میدان جریان در زیر آورده شده است [۸]. معادله بقای جرم یا پیوستگی به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0, \quad (1)$$

که در آن،  $\rho$  چگالی سیال و  $u_i$  مولفه‌های متوسط سرعت می‌باشد. معادله مومنوم یا اندازه حرکت در جهت  $i$  بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho g_i \quad (2)$$

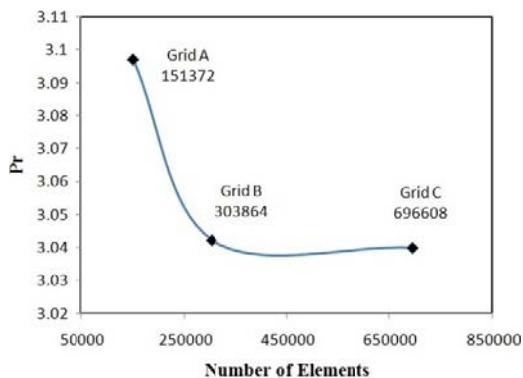
در رابطه فوق،  $p$  فشار متوسط استاتیکی،  $\tau_{ij}$  تانسور تنش و  $\rho g_i$  نیروی جسمی گرانشی در جهت  $i$  می‌باشد. معادله انرژی نیز به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (v(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left( k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j j_j + (\tau_{ij} v) \right) + S_h, \quad (3)$$

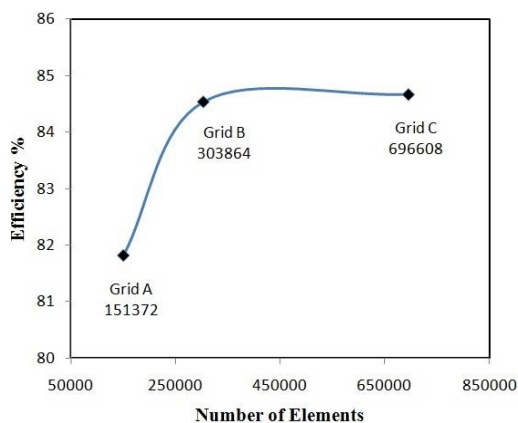
که در آن،  $keff$  هدایت موثر و  $J$  فلاکس دیفیوژن است.

جدول (۱): مشخصات و تعداد پره‌ها.

تعداد پره	نوع پروفیل	ردیف پره	طبقه
۱۸	NACA	Stator	IGV
۱۷	DCA	Rotor	۱
۲۸	DCA	Stator	۱
۲۷	DCA	Rotor	۲
۳۴	DCA	Stator	۲
۳۱	DCA	Rotor	۳
۴۰	DCA	Stator	۳
۳۷	DCA	Rotor	۴
۴۳	DCA	Stator	۴

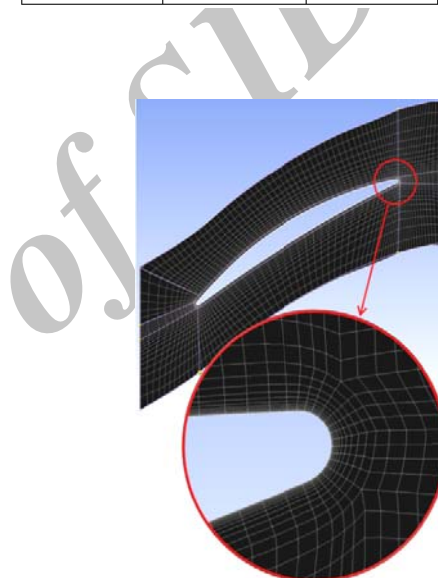


شکل (۳): تأثیر اندازه شبکه بر روی نسبت فشار.

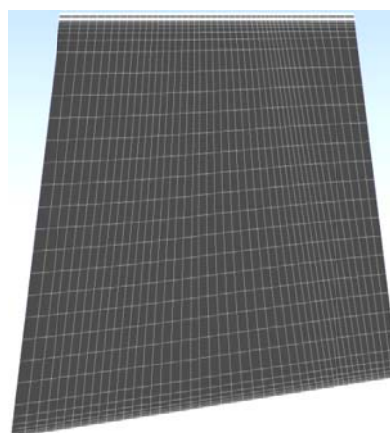


شکل (۴): تأثیر اندازه شبکه بر روی راندمان.

از آنجا که کمپرسور مورد بررسی دارای تقارن محوری است، از روش صفحه اختلاط<sup>۱</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 به صورت 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 متوسط‌گیری 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 پره‌های روتور و استاتور با هم برابر نباشد) به این ترتیب لازم نیست همه پره‌های روتور و استاتور شبیه‌سازی شود.



شکل (۱): شبکه باسازمان در نمای میان پره‌ای.



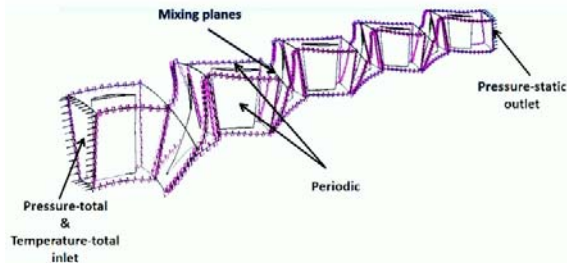
شکل (۲): شبکه باسازمان در نمای پرئودیک بین پره‌ها.

9- Mixing Plane

## ۳-۲- شرایط مرزی

شرایط مرزی که در این شبیه‌سازی استفاده شده است، به این صورت می‌باشد که 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 توربولانس به‌عنوان پارامترهای ورودی اعمال شده‌اند. فشار متوسط استاتیکی در خروجی کمپرسور به‌عنوان شرط مرزی استفاده شده است. شرط مرزی تمام دیوارهای ساکن و چرخان به‌صورت آدیاباتیک و شرط عدم لغزش برای سرعت بر روی سطوح فرض شده است. شرط مرزی سطح مشترک بین روتور و استاتور در طبقات به‌صورت صفحه اختلاط تعریف شده است. 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. در شکل ۵ شرایط مرزی استفاده شده در شبیه‌سازی و در جدول ۲ شرایط مرزی ثابت شبیه‌سازی نشان داده شده است [۹].

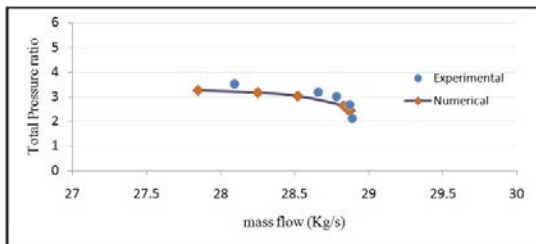
۸۳/۲۹٪ و ۸۳/۵۴٪ است. نتایج نشان‌دهنده دقت بالا و مورد قبول شبیه‌سازی عددی است.



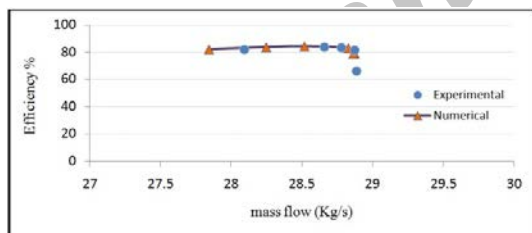
شکل (۵): شرایط مرزی استفاده شده در شبیه‌سازی.

جدول (۲): شرایط مرزی ثابت شبیه‌سازی و شرایط طراحی.

Design speed	۱۵۰۰۰ rpm
inlet total pressure	۰/۹۷۵ bar
inlet total temperature	۲۹۳/۱۵ ° k
Design pressure ratio	۳/۰۶



شکل (۶): نمودار نتایج عددی و تجربی برحسب نسبت فشار و دبی.



شکل (۷): نمودار نتایج عددی و تجربی برحسب راندمان و دبی.

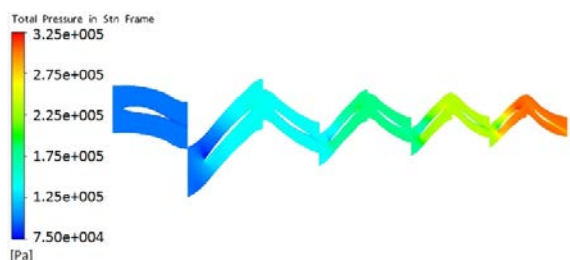
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی کمپرسور BBC/SULZER در نقطه طراحی ارائه می‌شود. در شکل ۸ توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع ۲۰٪ بین ریشه و نوک پره نشان داده شده است. شکل ۸ نشان می‌دهد که سرعت در سطح مکش پره‌ها افزایش و در سطح فشاری پره‌ها کاهش

## ۳-۳- شبیه‌سازی و اعتبارسنجی نتایج کمپرسور محوری

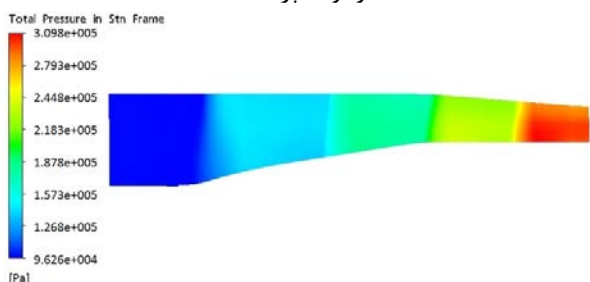
## BBC/SULZER

کمپرسور محوری BBC/SULZER گذر صوتی و دارای ۴ طبقه است و در ورودی آن پره‌های راهنما نصب می‌شوند. این کمپرسور برای نسبت فشار کل ۳/۰۶ و دور ۱۵۰۰۰ rpm طراحی شده است [۹]. حل عددی میدان جریان کمپرسور با استفاده از کد CFX نیازمند کامپیوتری با پردازشگر قدرتمند و حافظه بالا می‌باشد. در همین راستا در شبیه‌سازی صورت گرفته از کامپیوتری با پردازشگر نسل جدید و قدرتمند چهار هسته‌ای ۳/۲ گیگاهرتز و حافظه ۴ گیگابایت استفاده شده است.

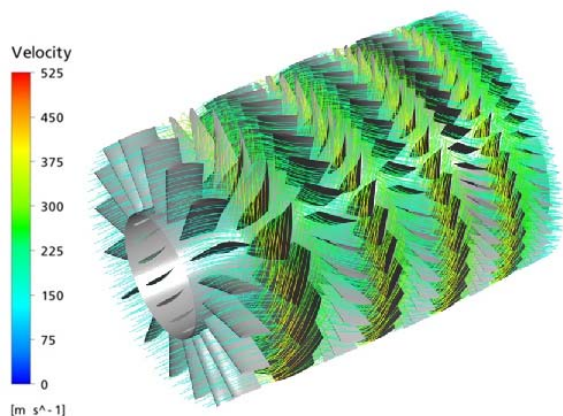
نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی [۹] این کمپرسور مقایسه شده که این نتایج در دو نمودار نسبت فشار کل به دبی جرمی و راندمان آیزنتروپیک به دبی جرمی در شکل‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. درصد خطای راندمان آیزنتروپیک در نقطه طراحی کمپرسور ۰/۳٪ می‌باشد که در حالت آزمایشگاهی و عددی به‌ترتیب برابر با



شکل (۱۰): توزیع فشار سکون روی مقطع متوسط بین ریشه و نوک پره.



شکل (۱۱): توزیع فشار سکون جریان در مقطع نصف‌النهاری.



شکل (۱۲): خطوط جریان عبور کننده از پره‌ها در نمای کلی کمپرسور.

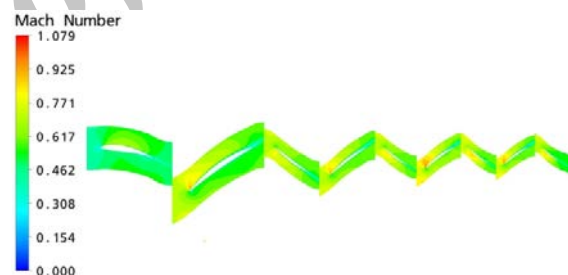
#### ۴- بررسی تأثیر تغییرات هندسی پره‌ها روی عملکرد کمپرسور

در این مقاله دو اثر تغییر هندسی بر روی پره‌های کمپرسور شامل ضخامت بیشینه و زبری سطح پره، مدل‌سازی و مورد بررسی قرار می‌گیرد.

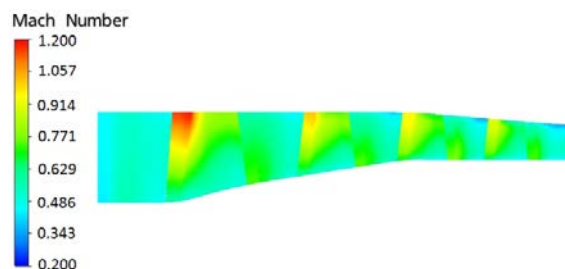
##### ۴-۱- ضخامت بیشینه پره

تغییرات ضخامت بیشینه، بر روی پره‌های روتور طبقه اول کمپرسور اعمال شده است. تغییر در ضخامت پره به دو

می‌یابد. در شکل ۹ نیز توزیع عدد ماخ نسبی در نمای نصف‌النهاری نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل نیز مشاهده می‌شود، به علت افزایش سرعت نسبی سیال در روتورها از سطح ریشه تا نوک پره، عدد ماخ نسبی در روتورها از ریشه تا نوک پره افزایش می‌یابد که مطابق انتظار است [۱۰]. 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 می‌شود. توزیع فشار کل در مقطع متوسط بین ریشه و نوک پره در شکل ۱۰ و در نمای نصف‌النهاری در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود. فشار کل در روتورها به دلیل انتقال انرژی به سیال افزایش می‌یابد. در شکل ۱۲ خطوط جریان عبور کننده از پره‌ها در نمای کلی کمپرسور نشان داده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، سرعت جریان در طی عبور از پره‌های روتور افزایش و حین عبور از پره‌های استاتور کاهش می‌یابد.

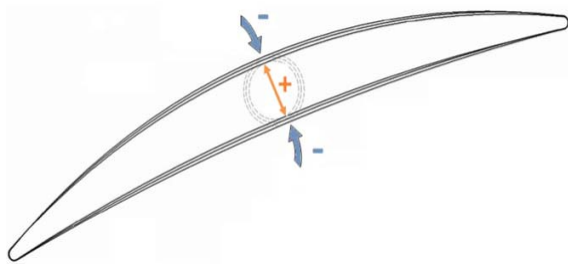


شکل (۸): توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع ۲۰٪ بین ریشه و نوک پره.

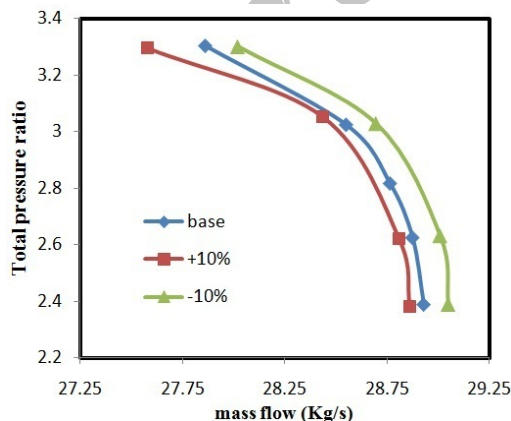


شکل (۹): توزیع عدد ماخ نسبی در نمای نصف‌النهاری.

سطح پره‌ها در قسمت جزئیات شرایط مرزی سطح پرها صورت می‌گیرد. بیشترین مقدار زبری ( $75\mu\text{m}$ ) در پره‌های هدایت کننده ورودی و روتور طبقه اول اعمال شده و در پره‌های طبقات بعدی مقدار زبری کاهش می‌یابد، به طوری که در استاتور طبقه چهار کمترین مقدار زبری اعمال شده است. شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نتایج به دست آمده از اعمال زبری پره را به ترتیب در نمودارهای نسبت فشار-دبی و راندمان-دبی نشان می‌دهد. افزایش زبری سطح پره‌ها نیز پدیده انسداد را در میدان جریان افزایش داده که منجر به کاهش عملکرد کمپرسور می‌شود. همان‌طور که نتایج به دست آمده نشان می‌دهد، زبری سطح پره سبب کاهش دبی، نسبت فشار کل و همچنین راندمان در کمپرسور می‌شود. نتایج حاصله از اعمال زبری در نقطه طراحی کمپرسور نشان از کاهش  $1/8$  درصدی دبی و  $3/31$  درصدی راندمان آیزنتروپیک در کمپرسور دارد.



شکل (۱۳): نحوه اعمال تغییر ضخامت بیشینه پره.



شکل (۱۴): نمودار نسبت فشار-دبی.

صورت در نظر گرفته شده که در مورد اول در تمامی مقاطع پره روتور، از ریشه تا نوک پره به میزان ۱۰ درصد ضخامت بیشینه در همان مقطع، به ضخامت بیشینه افزوده شده است. در مورد دوم اعمال تغییر هندسی از تمامی مقاطع پره روتور طبقه یک از سطح ریشه تا نوک پره، به میزان ۱۰ درصد کاسته شده است. در شکل ۱۳ نحوه اعمال تغییرات در ضخامت بیشینه پره نشان داده شده است.

در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نتایج به دست آمده از تغییر ضخامت بیشینه به ترتیب در نمودارهای نسبت فشار-دبی و راندمان-دبی نشان داده شده است. یکی از پدیده‌هایی دینامیکی سیال که تأثیر زیادی روی عملکرد کمپرسور دارد، پدیده انسداد<sup>۱۰</sup> است. این پدیده فیزیکی منجر به کاهش دبی جریان به سبب لایه مرزی تشکیل شده روی پره‌ها و کاهش راندمان کمپرسور می‌شود [۱۱]. افزایش ضخامت بیشینه پره منجر به افزایش این پدیده در میدان جریان شده و دبی جریان و راندمان کمپرسور را کاهش می‌دهد. در نقطه طراحی کمپرسور، با افزایش ۱۰٪ ضخامت بیشینه پره، دبی جرمی به میزان ۰/۴ درصد کاهش و راندمان آیزنتروپیک به میزان ۰/۱ درصد کاهش می‌یابد. با افزایش ضخامت پره، مقطع جریان تنگ‌تر شده و انسداد جریان افزایش می‌یابد که این باعث کاهش دبی می‌شود. نتایج نشان از ۰/۴ درصد کاهش دبی جریان دارد. با کاهش ۱۰٪ ضخامت بیشینه نیز مقدار دبی ۰/۵ درصد افزایش و راندمان نیز ۰/۰۹ درصد افزایش می‌یابد. این افزایش دبی نیز به علت بازتر شدن مقطع جریان منطقی است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که در یک دبی ثابت نیز با افزایش ضخامت بیشینه پره، نسبت فشار کاهش و با کاهش ضخامت بیشینه، نسبت فشار افزایش می‌یابد.

#### ۴-۲- زبری سطح پره

زبری سطح پره‌های طبقات اولیه کمپرسور که سیال ابتدا از آنها عبور می‌کند، بیشینه مقدار را داراست و در امتداد کمپرسور این زبری کاهش یافته، به طوری که در طبقات آخر کمترین مقدار زبری اعمال شده است. اعمال زبری روی

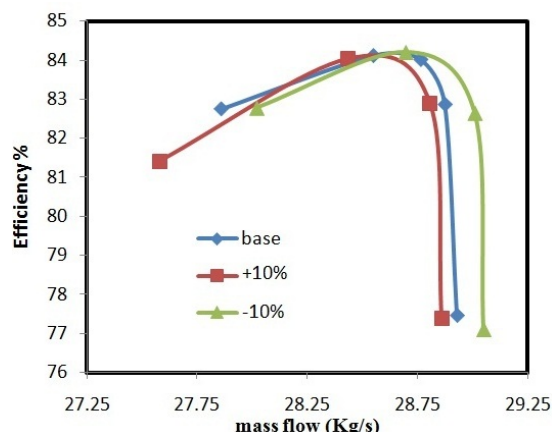
عملکرد کمپرسور بررسی شده است. ابتدا به منظور اعتبارسنجی حل عددی سه بعدی، نتایج حل عددی سه بعدی با نتایج آزمایشگاهی کمپرسور محوری مقایسه شده است که ۳/۰٪ خطا در نقطه طراحی کمپرسور بین راندمان محاسبه شده عددی و آزمایشگاهی مشاهده شد که حاکی از دقت بالای روش عددی دارد. سپس تغییرات هندسی مورد نظر شامل ضخامت بیشینه و زبری سطح پره روی پرها اعمال گردید. نتایج به دست آمده از حل عددی سه بعدی نشان داد که عامل زبری روی سطح پرها سبب کاهش محسوس راندمان کمپرسور به میزان ۳/۳۱ درصد و دبی جرمی سیال به میزان ۱/۸ درصد در نقطه طراحی و همچنین سبب کاهش نسبت فشار کلی کمپرسور می شود. افزایش ۱۰ درصدی ضخامت بیشینه پره، راندمان و دبی را در نقطه طراحی به ترتیب ۰/۱ و ۰/۴ درصد کاهش و منجر به کاهش نسبت فشار کلی می شود. کاهش ۱۰ درصدی ضخامت بیشینه نیز راندمان و دبی را در نقطه طراحی به ترتیب ۰/۰۹ و ۰/۵ درصد افزایش و منجر به افزایش نسبت فشار کلی می شود.

#### ۶- تشکر و قدردانی

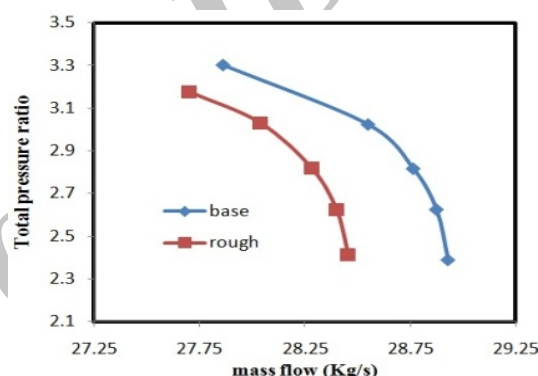
با تقدیر و تشکر از حمایت شرکت توربو کمپرسور تک خاورمیانه.

#### مراجع

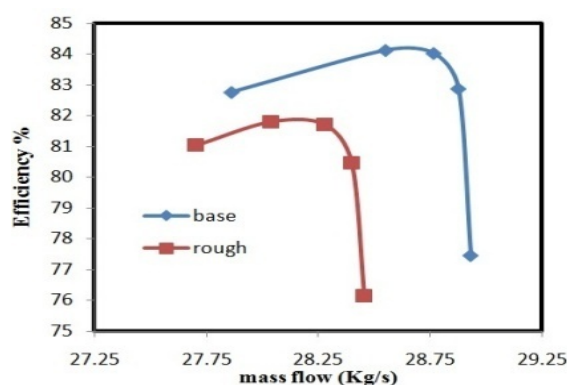
1. Gu, F., Engeda, A., Cave, M., and Di Liberti, L. "A Numerical Investigation on the Volute/Diffuser Interaction Due to the Axial Distortion at the Impeller Exit", Trans. of the ASME, J. Fluid Eng., Vol. 123, No. 3, pp. 475-483, 2001.
2. Mugli, F., Holbein, P., and Dupont, P. "CFD Calculation of a Mixed Flow Pump Characteristic from Shut-off to Maximum Flow", in Proc. ASME Fluid Eng. Division Summer Meeting (FEDSM'01), New Orleans, LA, USA, Paper FEDSM2001-18072, May-June 2001.
3. Cravero, C. and Marini, M. "Modeling of Incompressible Three-Dimensional Flow in Rotating Turbomachinery Passages", in Proc. ASME Fluids Eng. Division Summer Meeting (FEDSM'02), Montreal, Quebec, Canada, paper FEDSM2002-31177, July 2002.



شکل (۱۵): نمودار راندمان - دبی.



شکل (۱۶): نمودار نسبت فشار - دبی و راندمان - دبی.



شکل (۱۷): نمودار نسبت فشار - دبی و راندمان - دبی.

#### ۵- نتیجه گیری

در این مقاله به شبیه سازی سه بعدی جریان در یک کمپرسور محوری پرداخته شده و تأثیر تغییرات هندسی به وجود آمده بر روی پرها شامل تغییرات ضخامت بیشینه و زبری بر روی



8. ANSYS CFX-13 User's Guide.
9. Hirsch, Ch. and Denton, J.D. "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.
10. Brown, R.N. "Compressors: Selection and Sizing", 2nd Ed., Gulf Publishing Company 1986.
11. Morini, M., Pinelli, M., Spina, P.R., and Venturini, M. "Computational Fluid Dynamics Simulation of Fouling on Axial Compressor Stages", J. Eng. for Gas Turbines and Power, Vol. 132, No. 7, pp. 072401-10, 2010.
4. Suder, K.L., Chima, R.V., Strazisar, A.J., and Roberts, W.B. "The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor", J. Turbomachinery. Vol. 117, No. 4, pp.491-505, 1995.
5. Syverud, E., Brekke, O., and Bakken, L.E. "Axial Compressor Deterioration Caused by Saltwater Ingestion," ASME J. Turbomach., Vol. 129, No. 1, pp. 119-127, 2007.
6. Goodhand, M.N. and Miller, R.J. "Compressor Leading Edge Spikes: A New Performance Criterion", Proc. ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air, GT2009-59205, 2009.
7. Ferziger, J.H. and Peric, M. "Computational Methods for Fluid Dynamics", Springer, Berlin, Germany, 1996.

Archive of SID