



تأثیر پیچش پره روتور بر روی عملکرد کمپرسور محوری ترانسونیک

سید میثم سجادی^۱، محمدرضا علی‌گودرز^{۲*}، هادی کرابی^۳

۱-کارشناس ارشد مهندسی مکانیک، شرکت دوار صنعت شریف، تهران، ایران

۲-استادیار مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

۳-مدیر عامل، شرکت دوار صنعت شریف، تهران

* تهران، کدپستی ۱۶۷۸۸۱۵۸۱۱ maligoodarz@srttu.edu

چکیده- کمپرسور یکی از مهمترین اجزای توربین‌های گازی می‌باشد که وظیفه افزایش فشار در سیکل توربین گازی را بر عهده دارد. با توجه به اینکه جریان در کمپرسور تحت تأثیر گرادیان فشار مثبت می‌باشد و طبیعت جریان در کمپرسور بسیار پیچیده می‌باشد، از این رو طراحی آیرودینامیکی دقیق پره‌های کمپرسور که وظیفه انتقال کار به جریان را دارد، بسیار مهم می‌باشد. در این تحقیق، تأثیر تغییرات زاویه استگر پره روتور بر روی منحنی‌های عملکردی یک کمپرسور محوری ترانسونیک شامل راندمان و نسبت فشار مورد بررسی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی سه بعدی 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 بطوری که نتایج نشان دهنده صحت کد عددی می‌باشد. سپس تأثیر تغییرات پیچش پره روتور طبقه اول بر روی پارامترهای عملکردی کمپرسور محوری مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که پیچش پره روتور سبب کاهش راندمان و نسبت فشار در کمپرسور محوری می‌شود.

کلیدواژگان: کمپرسور محوری، زاویه استگر، راندمان، دینامیک سیالات محاسباتی.

Effect of rotor blade twist on axial transonic compressor performance

S. M. Sajjadi¹, M. R. Aligoodarz^{2*}, H. Karrabi³

1-Research Engineer., Sharif Rotary Industry, Northern Jamalzadeh, Tehran, Iran.

2-Assist. Prof., Mech. Eng., SRTT Univ., Tehran, Iran.

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

* P.O.B.1678815811, Tehran, Iran. maligoodarz@srttu.edu

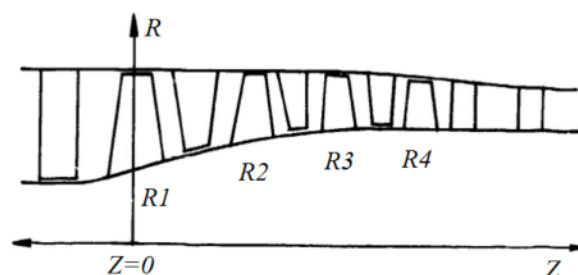
Abstract- Increasing the pressure in gas turbine cycle is done by Compressor which is one of the most important components of the Gas Turbines. Due to positive pressure gradient, the nature of the flow inside the compressor is complicated and for this reason and because of the duty of the blade for transferring energy to the flow, precise design of the compressor's blades from the aerodynamic view of point is very important. In this study, effects of changes the rotor blade stagger angle on a transonic axial compressor performance curves including efficiency and pressure ratio has been studied. To simulate the complicated three-dimensional flow field in axial compressors, a numerical code is used to solve Reynolds Average Navier-Stokes (RANS) equations. comparison between numerical results and experimental data shows a good agreement. When numerical code are verified. Then the rotor blade twist changes on axial compressor performance have been studied. The results show that the rotor blades twist leads to decrease in compressor efficiency and pressure ratio.

Keywords: Axial Compressor, Stagger Angle, Efficiency, CFD.

۱- مقدمه

کمپرسور یکی از مهم‌ترین اجزای 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 می‌باشد 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 می‌باشد. عملکرد و کارایی کمپرسور وابستگی شدیدی به هندسه پره‌های کمپرسور دارد از این‌رو عدم طراحی صحیح، ایجاد تغییرات هندسی در فرایند ساخت و ایجاد تغییرات در هندسه پره‌ها به علت بهره‌برداری کمپرسور باعث کاهش عملکرد و کارایی کمپرسور خواهد شد. در این تحقیق اثر تغییرات زاویه استگرپره روتور طبقه اول کمپرسور محوری گذر صوتی ۴ طبقه‌ای بی‌بی‌سی سولزر بر روی عملکرد آن بصورت کمی بررسی می‌شود. نمای نصف‌النهاری کمپرسور فوق در شکل ۱ نشان داده شده است که پروفیل پره‌های طبقات ۱ تا ۴ از نوع دی‌سی‌ای می‌باشد [۱].

در این بررسی دو روش می‌تواند استفاده شود، ۱- روش‌های آزمایشگاهی ۲- شبیه‌سازی عددی رفتار کمپرسور. انجام تست‌های آزمایشگاهی پره‌زین و زمان‌بر است، به این علت از روش شبیه‌سازی عددی برای بررسی این آثار استفاده شده است. 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 ساده‌سازی 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 است.



شکل ۱ نمای نصف‌النهاری کمپرسور بی‌بی‌سی سولزر

مدل‌های عددی سه بعدی قادر به حل معادلات ناویر-

استوکس بدون هیچ‌گونه ساده‌سازی می‌باشند. در سال‌های اخیر محققان متعددی از جمله گو و همکارانش [۲]، ماگلی و همکارانش [۳]، کراورو و مارینی [۴] توربوماشین‌ها را با این روش شبیه‌سازی کردند و به نتایج مناسبی رسیدند. سودر و همکارانش تأثیرات اضافه کردن زبری و ضخامت را به روتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی را بصورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند به طوری که نتایج نشان داد که اضافه کردن زبری به سطح روتور سبب کاهش عملکرد کمپرسور شد و همچنین اضافه کردن ضخامت (سطح صاف) سبب اتلافات ۴ درصدی نسبت فشار در نقطه طراحی کمپرسور گردید [۵].

سیورد و همکارانش یک سری آزمایش‌هایی را روی موتور جت جی‌ای جی ۱۳-۸۵ 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 تست آنها نشان داد که این زبری منجر به حرکت کلی منحنی‌های عملکردی به سمت دبی پایین‌تر و همچنین نسبت فشار پایین‌تر شد [۶].

در این تحقیق، کمپرسور محوری به روش سه بعدی شبیه‌سازی شده و نتایج بدست آمده از این حل عددی با نتایج آزمایشگاهی این کمپرسور مقایسه و اعتبارسنجی می‌شود. سپس به بررسی تأثیر پیچش پره روتور طبقه اول بر روی منحنی‌های عملکردی کمپرسور محوری ترانسونیک پرداخته می‌شود.

۲- شبیه‌سازی عددی

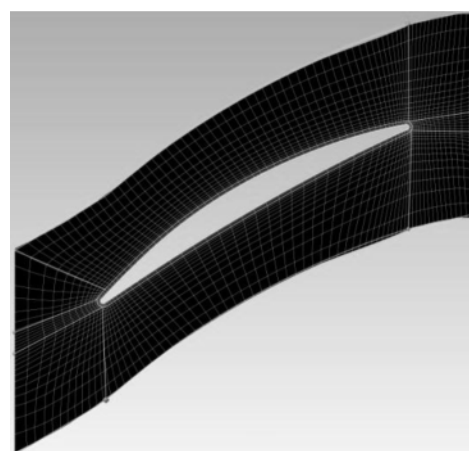
فرایند و مراحل شبیه‌سازی عددی در توربوماشین‌ها در شکل ۲ نشان داده شده است. در این بخش میدان جریان سه بعدی کمپرسور محوری شامل ۴ طبقه، بطور عددی مورد تحلیل قرار می‌گیرد.



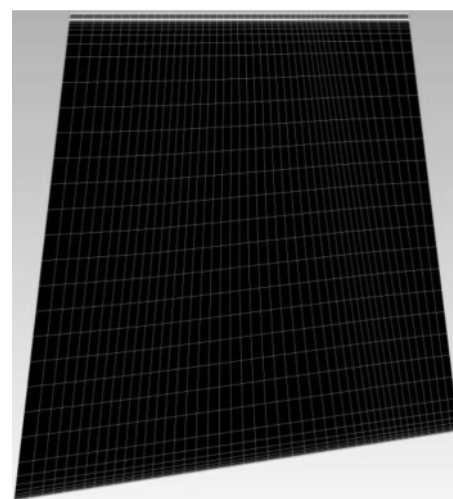
شکل ۲ روند کلی فرایند شبیه‌سازی

۱-۲- تولید شبکه

اولین و مهم‌ترین قدم جهت شبیه‌سازی رفتار توربوماشین تعریف هندسه و تولید شبکه است که نسبتاً زمان‌بر می‌باشد. انتخاب نوع شبکه و موقعیت مکان‌های با ندی ریزتر، در دقت نتایج بدست آمده و نرخ همگرایی بسیار مؤثر است. از شبکه‌بندی با سازمان و بلوک‌بندی دامنه حل و نوع مش‌شش وجهی^۱ در تولید شبکه سه بعدی کمپرسور استفاده شده است. شبکه تولید شده روی صفحه پره به پره و صفحه پرئودیک بین پرها در شکل‌های ۳ و ۴ نشان داده شده‌اند.



شکل ۳ شبکه با سازمان در نمای پره به پره بین پرها

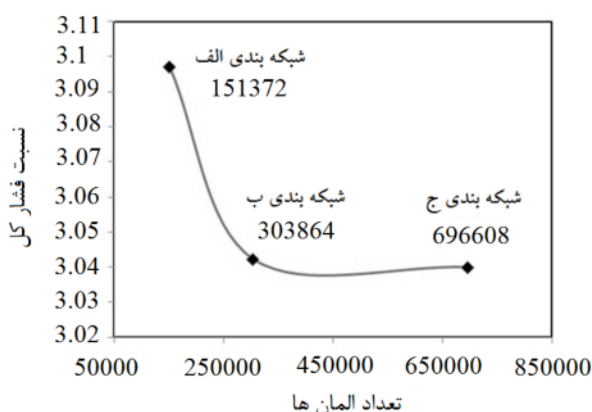


شکل ۴ شبکه با سازمان در نمای پرئودیک بین پرها

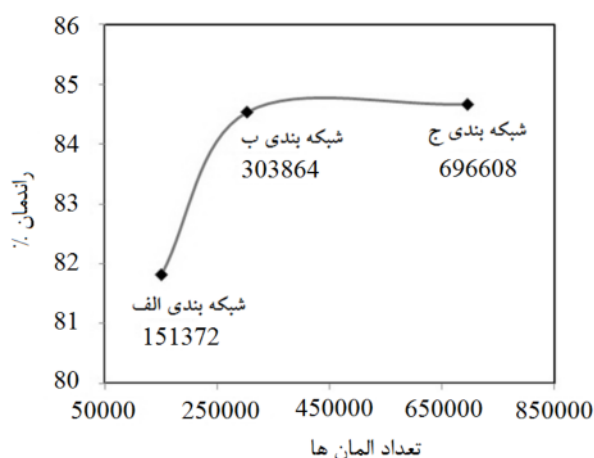
کاهش پیدا می‌کند [۷]. در این قسمت برای رسیدن به دقت مناسب، از سه سائز شبکه برای محاسبه راندمان و نسبت فشار استفاده شده است. همان‌طور که در شکل‌های ۵ و ۶ مشاهده می‌شود با ریزتر شدن شبکه محاسباتی، راندمان و نسبت فشار تغییر محسوسی نمی‌کند که نشان از بهینه بودن شبکه محاسباتی استفاده شده (ب) دارد. در این حالت نواحی نزدیک به سطوح و نوک پرها و همچنین دیواره‌های هاب و شروود که دارای گرادیان‌های شدیدی هستند، شبکه‌بندی با y^+ نزدیک به ۱ و در حالت (الف) نزدیک به ۱۰ انتخاب شده است.

۲-۲- روش حل عددی

برای تحلیل رفتار جریان برای تمام جریان‌ها، معادلات بقای جرم و مومنتم حل می‌شود. رژیم جریان سیال در این شبیه‌سازی بصورت پایا و تراکم پذیر در نظر گرفته شده است.



شکل ۵ تأثیر سائز شبکه بر روی نسبت فشار



شکل ۶ تأثیر سائز شبکه بر روی راندمان

شرط مرزی استفاده شده است.

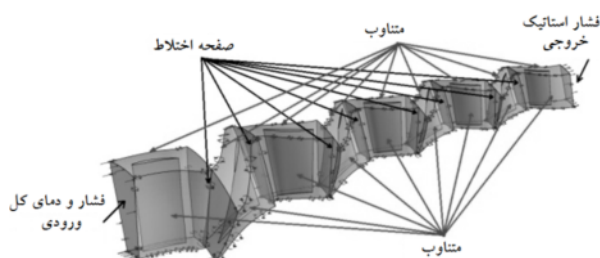
۳- شرط مرزی تمام دیوارهای ساکن و چرخان به صورت آدیاباتیک و شرط عدم لغزش برای سرعت بر روی سطوح فرض شده است.

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 روتور و استاتور استفاده شده است. یعنی می توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها یک پره از روتور و یک پره استاتور را در هر طبقه شبیه سازی کرد. در شکل ۷ شرایط مرزی استفاده شده در شبیه سازی مشاهده می شود.

۳- اعتبارسنجی نتایج عددی

کمپرسور محوری بی بی سی سولزر گذر صوتی و دارای ۴ طبقه و با سیال کاری هوا و در ورودی آن پره های راهنمای ورودی نصب می شوند. این کمپرسور برای نسبت فشار کل $3/06$ و دور 15000 rpm طراحی شده است [۱]. در شبیه سازی صورت گرفته تعداد المان های شبکه 303864 عدد می باشد که برای اعتبارسنجی به حد کافی ریز هستند. نتایج حاصل از شبیه سازی با نتایج آزمایشگاهی این کمپرسور مقایسه شده به طوری که این نتایج در دو نمودار نسبت فشار کل به دبی جرمی و راندمان به دبی جرمی در شکل های ۸ و ۹ نشان داده شده است. درصد خطای راندمان و نسبت فشار کل در نقطه طراحی کمپرسور به ترتیب $0/3\%$ و $0/9\%$ می باشد که نشان دهنده دقت بالا و مورد قبول شبیه سازی عددی است. 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 $3/02$ در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



شکل ۷ شرایط مرزی استفاده شده در شبیه سازی

برای جریان های تراکم پذیر یا جریان های شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز حل می شوند. معادلات مدل سازی اغتشاش نیز زمانی که جریان مغشوش باشد استفاده می شوند. در مسأله مورد نظر، علاوه بر معادلات مومنتم، بقای جرم و انرژی، با توجه به مغشوش بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل می شوند. از مدل آشفتگی از نوع SST برای مدل سازی جریان آشفته استفاده می شود که برای مسائل توربوماشین ها از دقت مناسبی برخوردار است [۸]. در این تحقیق حل عددی میدان جریان کمپرسور با استفاده از نرم افزار انسیس-سی اف ایکس و به روش حجم-محدود انجام شده و افت های میدان جریان از قبیل جریان نشی نوک پره ها، لایه مرزی ها و گردابه های تشکیل شده اطراف پره ها در حل عددی دیده شده است. با توجه به اثرات تراکم پذیری علاوه بر معادلات پیوستگی و مومنتم از معادله گاز کامل و معادله انرژی نیز استفاده شده است. به طور کلی مدل آشفتگی افت های ناشی از رشد لایه مرزی روی جداره را بهتر محاسبه می کند [۹].

از آنجا که کمپرسور مورد بررسی دارای تقارن محوری است، از روش صفحه اختلاط^۱ برای شبیه سازی آن استفاده می شود. 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 استاتور متوسط گیری شده و سپس از یک ناحیه به ناحیه دیگر منتقل می شود. روش صفحه اختلاط زمانی استفاده می شود که زاویه تناوب روتور و استاتور متفاوت باشد (تعداد پره های روتور و استاتور با هم برابر نباشد). به این ترتیب لازم نیست همه پره های روتور و استاتور شبیه سازی شود.

۳-۲- شرایط مرزی

شرایط مرزی که در این شبیه سازی استفاده شده است به صورت زیر می باشند:

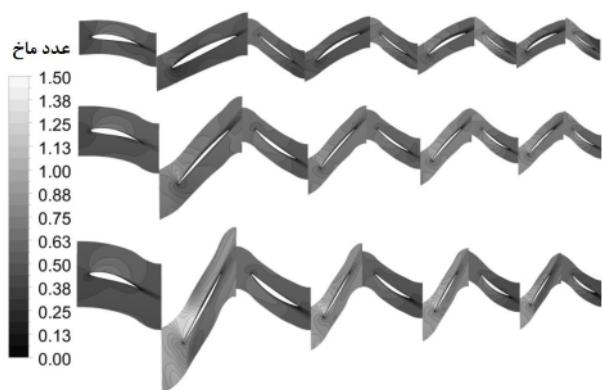
۱- در ورودی کمپرسور شرط مرزی فشار سکون استفاده شده است. جهت جریان در ورودی به صورت عمود بر سطح ورودی و بدون پیش چرخش فرض شده است. دمای سکون، مدل توربولانس به عنوان پارامترهای ورودی اعمال شده اند.

۲- فشار متوسط استاتیکی در خروجی کمپرسور به عنوان

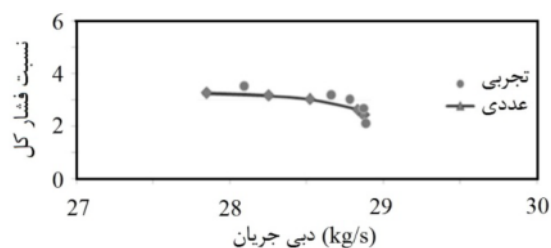
1. Mixing Plane

در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی کمپرسور بی‌بی‌سی سولزر در نقطه طراحی ارائه می‌شود. در شکل ۱۱ 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 این ناحیه می‌شود. همان طور که انتظار می‌رود عدد ماخ نسبی در سطح فشاری کاهش و در سطح مکشی افزایش می‌یابد. درلبه حمله و سطح مکش پره‌های روتور مخصوصاً طبقه اول عدد ماخ نسبی از عدد یک فراتر می‌رود که به معنی وضعیت خفگی جریان در سرعت‌های بالا می‌باشد. همان طور که مشاهده می‌شود با نزدیک شدن به مقطع نوک پره عدد ماخ نسبی افزایش می‌یابد به طوری که در نزدیکی نوک پره جریان کاملاً مافوق صوت می‌شود بر خلاف مقطع ریشه پره‌ها که جریان مادون صوت می‌باشد که مطابق با طبیعت جریان در کمپرسورهای گذر صوتی است [۱۰]. در شکل ۱۲ توزیع فشار کل در مقاطع ریشه، وسط ریشه و نوک و همچنین نوک پره‌ها نشان داده شده است.

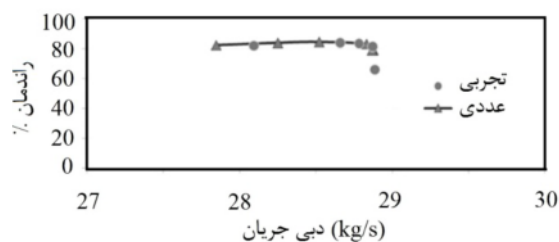
همان طور که مشاهده می‌شود روتورها به دلیل انتقال انرژی توسط روتور به سیال فشار کل افزایش می‌یابد ولی در استاتورها تقریباً ثابت می‌ماند که مطابق انتظار است. همچنین به سبب افزایش شدید عدد ماخ نسبی جریان در مقطع نزدیک به نوک پره‌های روتور بالاخص پره روتور طبقه اول و به سبب افزایش اتلافات، فشار کل افت نسبتاً شدیدی در این ناحیه پیدا می‌کند.



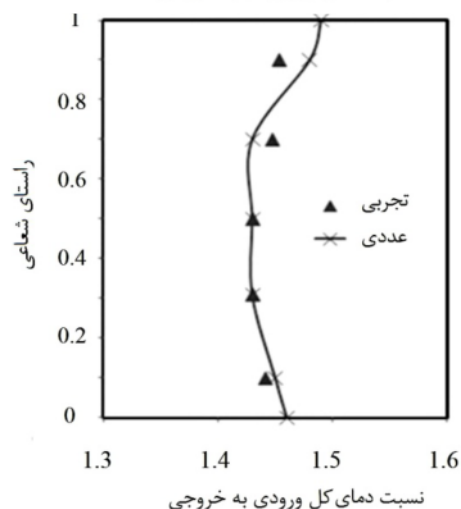
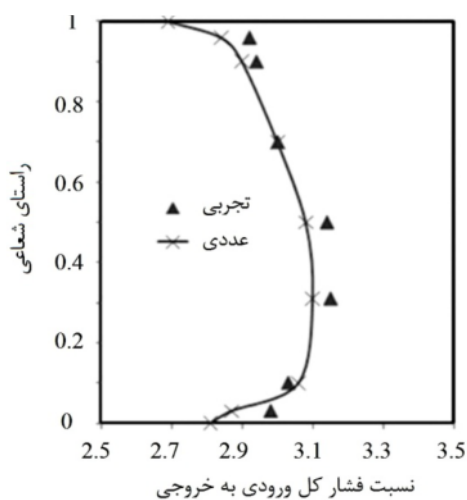
شکل ۱۱ توزیع عدد ماخ نسبی روی مقاطع از بالا به پایین الف- نزدیک ریشه ب- وسط ریشه و نوک ج- نزدیک نوک پره‌ها



شکل ۸ نمودار نتایج عددی و تجربی بر حسب نسبت فشار و دبی



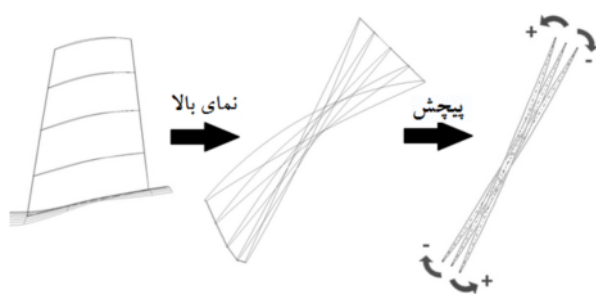
شکل ۹ نمودار نتایج عددی و تجربی بر حسب راندمان و دبی



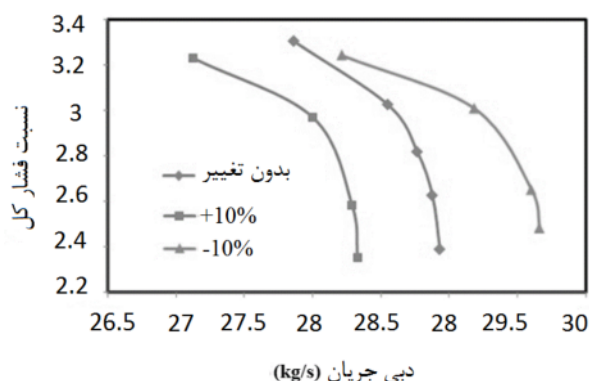
شکل ۱۰ مقایسه نتایج توزیع شعاعی فشار و دمای کل از ریشه تا نوک پره در مقطع خروجی به ازای نسبت فشار ۳/۰۲

بصورت خطی از ریشه تا نوک متغیر می‌باشد به طوری که مطابق شکل ۱۴ تغییر از ریشه آغاز به صورت خطی افزایش می‌یابد و در نوک پره ماکزیمم مقدار $\pm 10\%$ اعمال می‌شود.

شکل‌های ۱۵ و ۱۶ نتایج بدست آمده از پیچش پره را به ترتیب در نمودارهای نسبت فشار-دبی و راندمان-دبی را نشان می‌دهد. در نقطه طراحی کمپرسور، با افزایش 10% زاویه نصب پره، دبی جرمی به میزان $1/93$ درصد کاهش و راندمان و نسبت فشار به میزان $0/35$ و $1/8$ درصد کاهش می‌یابد. با افزایش زاویه نصب، گلوگاه جریان نیز کاهش پیدا می‌کند و در نتیجه دبی کاهش پیدا می‌کند که نتایج گویای این مسأله است. با کاهش 10% زاویه نصب نیز مقدار دبی $2/21$ درصد افزایش و راندمان و نسبت فشار نیز $1/16$ و $0/53$ درصد کاهش می‌یابد.

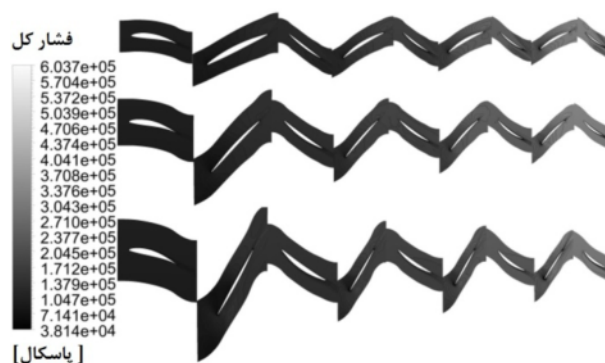


شکل ۱۴ نمایی از تغییرات اعمال شده زاویه نصب در نوک پره



شکل ۱۵ نمودار نسبت فشار-دبی

تغییر زاویه استگر پره منجر به تغییر زاویه برخورد می‌شود. زاویه برخورد طراحی دارای کمترین مقدار اتلافات فشار کل است زیرا منجر به کمترین زاویه انحراف در لبه فرار پره می‌شود. تغییر زاویه برخورد از حالت بهینه یا طراحی شده



شکل ۱۲ توزیع فشار کل روی مقاطع از بالا به پایین الف- نزدیک ریشه ب- وسط ریشه و نوک ج- نزدیک نوک پره‌ها

در شکل ۱۳ خطوط جریان عبور کننده از پره‌ها در نمای کلی و سه بعدی کمپرسور نشان داده شده است. همان طور 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 دیفیوز شدن کاهش می‌یابد.

۴- پیچش پره

پیچش پره ناشی از تغییر زاویه استگر در مقاطع مختلف پره از ریشه تا نوک می‌باشد. پدیده پیچش در طی فرایند ساخت پره‌های کمپرسور، پس از مرحله ریخته‌گری و در مرحله فرج رخ می‌دهد که ناشی از تلورانس ساخت پره است. به سبب حساسیت بالاتر ردیف پره‌های روتور طبقه اول در میدان جریان و کارایی کمپرسور، پیچش در ردیف پره‌های روتور طبقه اول اعمال شده است.



شکل ۱۳ خطوط جریان عبور کننده از پره‌ها در نمای سه بعدی کمپرسور

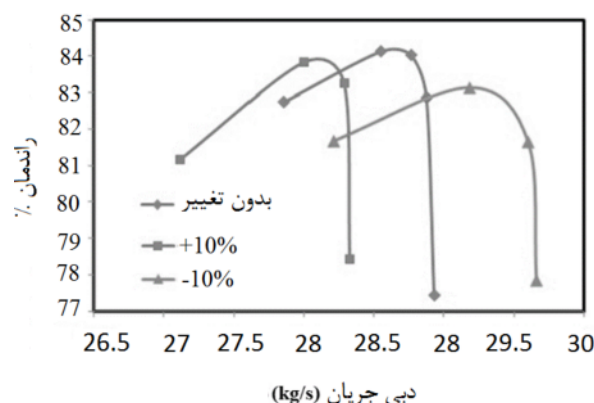
پیچش در قالب تغییرات زاویه استگر پره‌های روتور اولین طبقه

روی پره روتور طبقه اول اعمال گردید. نتایج بدست آمده از حل عددی سه بعدی نشان داد که با افزایش زاویه استگر پره، منحنی‌های عملکردی به سمت نسبت فشار و دبی و راندمان پایین تر و با کاهش زاویه استگر به سمت دبی بیشتر و نسبت فشار و راندمان پایین تر انتقال پیدا کرده‌اند. در هر دو حالت به سبب افزایش اتلافات، افت راندمان در کمپرسور مشاهده می‌شود.

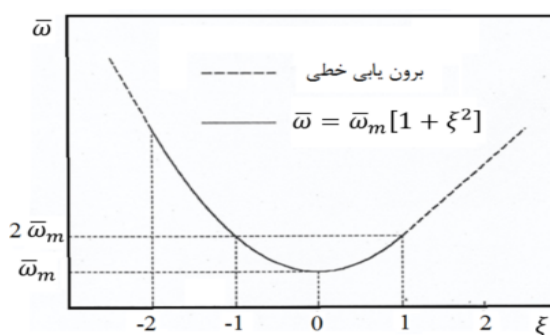
۶- مراجع

- [1] Hirsch Ch., 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, ADA109292, 1981.
- [2] Gu F., Engeda A., Cave M., 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.
- [3] Mugli F., Holbein P., 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)*, New Orleans, LA, USA, paper FEDSM2001-18072, May-June 2001.
- [4] Cravero C., Marini M., "Modeling of incompressible Three-Dimensional Flow in Rotating Turbomachinery Passages", *In Proc. ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting (FEDSM'02)*, Montreal, Quebec, Canada, paper FEDSM2002-31177, July 2002.
- [5] Suder K. L., Chima R. V., Strazisar A. J. Roberts W. B., "The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 117/491, 1995.
- [6] Syverud E., Brekke O., Bakken L. E., "Axial Compressor Deterioration Caused by Saltwater Ingestion", *ASME J. Turbomach.*, 129, pp. 119-127, 2007.
- [7] Ferziger J.H., Peric, M., *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Springer, Berlin, Germany, 1996.
- [8] ANSYS CFX-11 User's Guide.
- [9] Menter F. R., 1994 "Two-Equation Turbulence-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA J.* 32, pp. 1598-1605.
- [10] Lakshminarayana B., *Fluid dynamics and Heat transfer of Turbomachinery*, John Wiley & Sons Inc, ISBN 0-471-85546-4, 1996.
- [11] Roland. H., Aungier, 2003, *Axial Flow Compressors: A Strategy for Aerodynamic Design and Analysis*, American Society of Mechanical Engineers, ISBN-10: 0791801926.

سبب افزایش زاویه انحراف و جریانات گردابی شده و در نتیجه منجر به بالا رفتن اتلافات فشار و کاهش راندمان کمپرسور می‌شود. تغییر یافتن زاویه برخورد از حالت طراحی، مطابق شکل ۱۷ سبب افزایش ضریب اتلافات فشار کل شده [۱۱] و منجر به کاهش راندمان و نسبت فشار کمپرسور می‌شود که نتایج بدست آمده از تغییر زاویه استگر پره روتور نشان دهنده این کاهش راندمان در کمپرسور می‌باشد.



شکل ۱۶ نمودار راندمان-دبی



شکل ۱۷ نمودار اتلافات بر حسب زاویه برخورد بی بعد

۵- نتیجه گیری

دراین مقاله به شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان در یک کمپرسور محوری پرداخته شده و تأثیر تغییرات هندسی بوجود آمده بر روی پرها شامل تغییرات زاویه استگر بر روی عملکرد کمپرسور بررسی شده است. ابتدا به منظور اعتبارسنجی حل عددی سه بعدی، نتایج حل عددی سه بعدی بانبیای آزمایشگاهی کمپرسور محوری مقایسه شده است که ۰/۳٪ خطا در نقطه طراحی کمپرسور بین راندمان محاسبه شده عددی و آزمایشگاهی مشاهده شد که حاکی از دقت بالای روش عددی دارد. سپس تغییرات پیچش پره روتور شامل زاویه استگر پره