

بررسی حل عددی تأثیر سویپ پره روتور بر عملکرد یک طبقه کمپرسور گذر صوتی از توربین گاز صنعتی

رضا آقایی طوق^۲، میثم یوسفی^۳

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی مهندسی،
دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

عبدالله اسداللهی قهیه^۱

گروه تعمیر و نگهداری
دانشکده صنعت هواپیمایی ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۰/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۱/۲۴)

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 است؛ از این‌رو، طراحی آیرودینامیکی دقیق پره‌های کمپرسور که وظیفه انتقال کار به جریان را دارد؛ بسیار مهم است. در این مقاله برای اولین بار تأثیر حداکثر تغییرات سویپ رو به عقب و سویپ رو به جلوی پره روتور یک کمپرسور ترانسونیک خاص بر روی منحنی‌های عملکردی آن، شامل بازده و نسبت فشار مورد بررسی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی سه بعدی میدان جریان پیچیده کمپرسور محوری، از دانش دینامیک سیالات محاسباتی و نرم‌افزاری سی اف ایکس که قادر به حل معادلات مربوط به جریان می‌باشد استفاده شده است. نتایج محاسبات نرم‌افزاری با نتایج مطالعات قبلی مورد مقایسه قرار گرفته و صحت آن تأیید گردیده است، سپس تغییرات مورد نظر بر روی روتور طبقه اول اعمال شده و تأثیر تغییرات بر روی پارامترهای عملکردی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که اعمال تغییرات پیش‌گفته در این مورد خاص اگر چه باعث کاهش بازده می‌شود لکن در صورتی که هدف صرفاً افزایش نسبت فشار باشد کارایی قابل توجهی دارد.

واژه‌های کلیدی: کمپرسور محوری، سویپ رو به عقب، سویپ رو به جلو، دینامیک سیالات محاسباتی، حل عددی

Investigation Numerical Solution of Rotor Sweep on the Performance of One Stage Transonic Compressor of Industrial Gas Turbine

A Asadollahi Ghohieh

Civil aviation technology
college

R Aghaie Togh and M Yousefi

Department of aerospace engineering, faculty of
Engineering, Science and Research branch of
Islamic Azad University

(Received: 24/Dec/2018; Accepted: 13/Apr/2019)

ABSTRACT

Compressor Is One Of The Most Parts Of Gas Turbines That Increase The Pressure In The Cycle Of Gas Turbine. In Regard To The Fact That Flow In Compressor Is Influenced By Positive Pressure Gradient And Nature Of Flow At Compressor Is Very Complicated, So Exact Aerodynamic Design Of Compressor Blades (That It's Task Is Transmission Work To Flow) Is Vital. In This Project Effects of Maximum Changes of Backward Sweep and Forward Sweep of a Rotor Blade of Special Transonic Compressor over The Performance Curves Include the Efficiency and Pressure Ratio Has surveyed. For 3D Simulation of Complex Flow field Of Axial Compressor Utilized by Numerical Fluid Dynamics and Cfx Software That They Are Capable to Solve the Flow Equations. Results of Software Calculations Compared With prior Activities and Soundness of That Was certified Then Changes That above Mentioned Was Exerted over the First Stage Rotor and Change Effects on Performance Parameters Has Surveyed. Results Show Us Exert of Changes That above Mentioned causes To Reduction of Efficiency but If Just the Increase of Pressure Ratio Intended the Efficiency Rises Obviously.

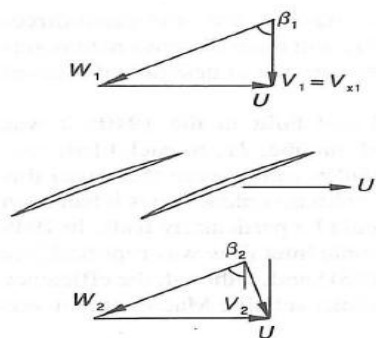
Keywords: Axial Compressor, Backward Sweep, Forward Sweep, CFD, Numerical Solution

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): Asadollahi@catc.ac.ir

۲- استادیار: Reza_Tog@srbiau.ac.ir

۳- کارشناس ارشد: Meissam.Yousefi@gmail.com

پره افت و چرخشی ایجاد شود که بر تغییرات دانسیته و فشار اثرگذار باشد و در ادامه باعث تغییراتی در جریان نصف‌النهاری شود. این رفتار مشابه جریان در ناحیه بین دو پره زیرصوتی است، اما رابطه بین تغییرات چگالی با افت و چرخش در جریان‌های مافوق صوتی بسیار قوی‌تر است.



شکل (۱): مثلث سرعت در یک کسکید مافوق صوت [۱].

در کمپرسورهای توربین‌های گاز، مهم‌ترین هدف رسیدن به افزایش بازده بالاتر است. به همین دلیل شکل پرها بایستی به گونه‌ای باشد، که حداقل افت را داشته و شرایط مرزی کنترل‌شده باشد. دومین و مشکل‌ترین قسمت، کمینه کردن افت در نزدیکی هاب می‌باشد، که در نتیجه افت جریان ثانویه به‌وجود می‌آید. بروگلمانز و همکاران در سال ۱۹۸۴، تأثیرات انحنا و سویپ^۱ پره را در تونل باد بررسی نموده و متوجه شدند که سویپ رو به جلو و انحنای مثبت پره در به تأخیر انداختن استال ریشه پره و تضعیف جریان ثانویه مؤثر است. نتایج این پژوهشگران نشان می‌دهد که استفاده از پره با سویپ رو به جلو نتایج بهتری را در افزایش بازده و حاشیه استال به دنبال دارد و برهم‌کنش بین موج شوک و لایه مرزی دیواره را کاهش می‌دهد [۲].

در طراحی مهندسی سه بعدی پره، از سویپ پره و دو کمانه کردن پرها جهت کنترل جریان ثانویه کمک می‌گیرند تا استال کنج پره کاهش یافته و از برگشت سیال با مومنتوم پایین در ردیف پرها جلوگیری کنند. ساساکی در سال ۱۹۹۸ پدیده ذکرشده فوق را با حل سه‌بعدی معادله ناویر استوکس پیش‌بینی نموده است. دبی، افزایش فشار و بازده، به‌شدت به شبیه‌سازی لایه مرزی پره و دیواره (که می‌تواند دچار جدایش شود) بستگی دارد. کاهش

۱- مقدمه

رشد جمعیت و نیاز روزافزون بشر به انرژی، مسئله صرفه‌جویی و همچنین بهینه‌سازی تجهیزات تولیدکننده انرژی را بسیار پراهمیت کرده است. صنایع نیروگاهی نیز به‌عنوان یکی از پرمصرف‌ترین صنایع سوخت‌های فسیلی همواره مورد توجه قرار داشته است تا از یک سو با کاهش مصرف سوخت، از آلاینده‌گی محیط‌زیست کاسته شود و از طرف دیگر با افزایش بازده تجهیزات، میزان بهره‌وری آن‌ها افزایش یابد.

همان‌طور که می‌دانیم توربین گاز به‌عنوان تولیدکننده انرژی برق در نیروگاه‌ها، صنایع هوایی و همچنین ایستگاه‌های تقویت فشار گاز مورد استفاده قرار می‌گیرد. کمپرسور نیز در توربین گاز به‌عنوان قلب مجموعه و عامل اصلی در تعیین بازده مجموعه توربین گاز مطرح می‌باشد، لذا در این مقاله به بررسی پارامترهای هندسی روتور به‌منظور بهبود عملکرد یک طبقه گذر صوتی از کمپرسور پرداخته شده است.

به‌دلیل این‌که در پره‌های مافوق صوت از معادله کار اویلر استفاده می‌شود، شرایط کار ورودی می‌تواند با تغییرات کوچک سرعت چرخشی و انحراف کمی در جریان نسبی روی پرها تغییرات بزرگی در شرایط کاری به‌وجود آورد. در یک جریان تراکم‌پذیر ممکن است تغییرات سرعت مطلق هیچ تغییری را در مسیر الگوی جریان شکل گرفته پره‌های متحرک نداشته باشد که تمام این‌ها مستلزم کاهش اثرات سرعت محوری است که در شکل ۱ نشان داده شده است. کاهش سرعت نسبی در گذر از ناحیه بین دو پره معمولاً با یک یا چند شوک همراه است. بنابراین، ویژگی دیگر پره‌های مافوق صوتی این است که انحنا در آن‌ها خیلی کم است. ضخامت نیز در این نوع پرها بسیار کم است که در حدود ۲٪ طول وتر از قسمت نوک پره برای یک فن گذر صوتی می‌باشد. تقریباً ایجاد یک طرح واقعی برای نشان دادن اهداف طراحی بدون مبالغه در ضخامت و انحنای پره امکان‌پذیر نیست. بررسی جریان‌های مافوق صوتی از تلفیق با یک جریان نصف‌النهاری گرفته شده است، که این جریان نصف‌النهاری تغییرات سطح جریان متوسط و سطح مقطع کاهش یافته جریان نصف‌النهاری را در گذر از ردیف پره نشان می‌دهد، در ادامه انتظار می‌رود که در جریان بین دو

انجام دادند. این آزمایش‌ها شامل آزمایش کلی عملکرد، لیزر داپلر و اندازه‌گیری فشار سکون بوده است. نتیجه اینکه برای سویپ مثبت یا منفی پره، تمایل به کاهش یا افزایش بار پره در مجاورت انتهای دیواره وجود دارد. در نرخ جریان‌های پایین، سویپ رو به جلو در بهبود منطقه استال و بازده مفید بوده است [۱۰].

سنو و همکاران در سال ۲۰۰۷ بهینه‌سازی عددی را برای طراحی خط نشست^۲ پره جریان محوری با روش انعکاس سطح انجام دادند و به بررسی سویپ و خم‌شدگی پره فن پرداختند و در نهایت، عملکرد کلی پس از انجام محاسبات سه‌بعدی طراحی خط نشست بهبود یافته است [۱۱].

کویتی‌خواه در سال ۲۰۰۹ با بررسی نتایج سویپ پره مربوط به روتور نشان داد که این تغییرات حتی اگر در ناحیه‌ای کوچک مربوط به نوک پره باشد؛ کل جریان آیرودینامیکی را تحت تأثیر قرار می‌دهد، با این وجود نتایج تغییرات هندسه بهبود قابل توجهی در عملکرد کلی روتور نداشته است [۱۲].

راچل ترهان و روی در سال ۲۰۱۲ دو پره با سویپ رو به جلو و دو پره با سویپ رو به عقب را جهت ترکیب کسکید استفاده نموده‌اند، در این بررسی دیده شده که افت‌های نوک پره با اعمال سویپ رو به جلو کاهش می‌یابد [۱۳].

جانوس واد در سال ۲۰۱۲ نسبت‌های جریان گذرنده از پره سه‌بعدی در روتورهای محوری سرعت‌پایین یک فن صنعتی تحت تأثیر هر کدام از حالات طراحی با خم‌شدگی و سویپ رو به جلوی پره و ترکیب این دو را بررسی نموده است. مقایسه طراحی با خم‌شدگی و بدون خم‌شدگی نشان می‌دهد که جریان در لایه مرزی سطح مکش پره افزایش یافته و در راستای شعاعی به سمت بیرون متمایل می‌گردد و در نتیجه، انسداد جریان در ناحیه نوک پره افزایش یافته و سویپ رو به جلوی پره به دلیل تعدیل افت در نوک پره می‌تواند برای پره در حالت طراحی با خم‌شدگی در مقایسه با طراحی بدون خم‌شدگی بهتر باشد [۱۴].

جریان و جدایش در نواحی گوشه‌ای پره و دیواره بیشترین تأثیر را در جواب‌های دقیق شبیه‌سازی دارند [۳].

دنتون در سال ۲۰۰۲ با بررسی اثرات سویپ و خم‌شدگی^۱ پره یک فن گذر صوتی، اثبات کرد که تأثیر خم‌شدن پره در بهبود عملکرد و کاهش بازده بسیار بیشتر از سویپ پره است [۴].

تأثیر سویپ بر عملکرد فن، توسط دنتون و زیو در سال ۲۰۰۲ بررسی شده است. سویپ پره، بار پره را در لبه حمله کاهش داده و در لبه فرار، بالعکس افزایش می‌دهد. همچنین ملاحظه شده که زمانی که در خط نشست پره تغییراتی ایجاد می‌شود مقاطع پره در یک میدان فشار ثابت حرکت می‌کند. ضمناً موج شوک تمایل شدیدی به عمود باقی ماندن بر روی جداره دارد که این صرف نظر از هندسه پره است [۵].

اویاما و همکاران در سال ۲۰۰۳، افزایش بازده را در کاهش میزان تولید آنتروپی نتیجه‌گیری کردند، که دلیل آن در تغییر هندسه پره به وسیله سویپ پره بوده است [۶].

چون‌مان و همکاران در سال ۲۰۰۵، بهینه‌سازی سویپ پره در روتور کمپرسور گذر صوتی با هدف کاهش افت‌های ناشی از شوک را بررسی نمودند. در نتیجه بهینه‌سازی انجام‌گرفته، شکل بهینه پره با سویپ رو به عقب حاصل گردید و بازده آدیاباتیک به صورت موفقیت‌آمیزی تا ۱/۲۵ درصد افزایش داشته است [۷].

هوگر و همکاران در سال ۲۰۰۵، پره‌های با سویپ رو به جلو و رو به عقب را مورد بررسی قرار دادند و معلوم شد که در پره‌های کشیده‌شده رو به عقب، نسبت به پره‌های کشیده‌شده رو به جلو، دبی خفگی کاهش داشته است [۸].

برگنر و همکارانش در سال ۲۰۰۵ یک پره کشیده‌شده به سمت جلو را در یک کمپرسور مورد بررسی قرار دادند و متوجه شدند که با سویپ رو به جلوی پره، حاشیه استال افزایش می‌یابد [۹].

واد و همکاران در سال ۲۰۰۶ آزمایش‌هایی را جهت بررسی عملکرد و نسبت بازده روتورهای کمپرسور محوری با سویپ رو به جلو و رو به عقب برای جریان تراکم‌ناپذیر

سی اف دی^۲ بررسی نمودند که نتایج حاکی از این است که افزایش شش درجه‌ای سویپ رو به جلو، افزایش چشمگیری در فشار و بازده بیشینه ایجاد نموده است [۱۹].

امروزه بهینه‌سازی عملکرد کمپرسور توربین گاز یکی از زمینه‌های فعال تحقیقی بوده که کاربرد گسترده‌ای دارد. هدف از این بهینه‌سازی افزایش سود و کاهش هزینه است بدین ترتیب که هنگامی که یک مسئله مهندسی به صورت ریاضی یا با نرم‌افزارهای موجود مدل‌سازی شده و تابع هدف و محدودیت‌ها مشخص گردد، کمینه یا بیشینه نمودن تابع هدف مورد نظر قرار می‌گیرد و متغیرهای طراحی به‌گونه‌ای به دست می‌آیند که هیچکدام از محدودیت‌های مسئله نقض نشوند.

پروژه‌های مختلفی در خصوص کمپرسور مورد بررسی تعریف و اجرا شده است، لکن تاکنون بررسی خاصی پیرامون تأثیر حداکثر سویپی که می‌توان به پره روتور طبقه اول داد (به سمت عقب و جلو) انجام نگردیده است؛ لذا انجام این امر می‌تواند در صورت بهبود عملکردهای مورد نظر، به‌عنوان بهینه‌سازی عملکرد مورد استفاده قرار گیرد و در آتی با بسط و گسترش این موضوع در مجموع از کمپرسوری با عملکرد مطلوب‌تر بهره برد.

باتوجه به پیشرفت‌های انجام‌شده در زمینه مواد مورد استفاده در ساخت پره توربین گاز، سازندگان توربین گاز می‌توانند با تغییر هندسه پره‌ها، نسبت فشارهای بالاتر یا بازده بهتری را به دست آورند. این تغییر هندسه می‌تواند با بهبود موج شوک بر روی پره روتور باعث به دست آمدن نسبت فشار بالاتر یک طبقه کمپرسور شود. در ادامه با افزایش سهم نسبت فشار هر طبقه کمپرسور، کم شدن تعداد مراحل کمپرسور و در نتیجه کاهش وزن کمپرسور حاصل خواهد شد. حال برای بهبود عملکرد موج شوک، هندسه روتور بایستی به‌گونه‌ای باشد که موج شوک، کمترین افت پارامترهای مورد نظر را در عملکرد کمپرسور داشته باشد تا در نهایت بازده بالاتری از کمپرسور به دست آید.

نشاط و همکاران در سال ۲۰۱۵ اثرات هم‌زمان سویپ و خم‌شدگی پره‌ها را بر عملکرد یک کمپرسور گذر صوتی بررسی نموده و سپس به کمک روش حل عددی، جریان‌های سیال بر روی دو نمونه هندسه بهسازی‌شده که از نمونه اصلی برگرفته شده‌اند را تجزیه و تحلیل و واکاوی نمودند. نتایج نشان داده است که در هر دو حالت (پره با سویپ رو به عقب و خم‌شدگی کمتر و پره با سویپ رو به جلو و خم‌شدگی بیشتر) کارایی مرحله افزایش پیدا کرده و در حالت اول، نسبت فشار و نرخ جریان جرم خفه‌شده کاهش و در حالت دوم نسبت فشار و نرخ جریان جرم خفه‌شده افزایش می‌یابد [۱۵].

پارش هالدر و عبدالصمد در سال ۲۰۱۵ اثر سویپ پره را بر روی یک نوع پره توربین خاص بررسی نمودند (پره بدون سویپ و پره با سویپ ده درجه رو به عقب) و آنالیز عددی جریان را نیز با هر دو پره توسط نرم‌افزار انسیس^۱ انجام دادند و در نهایت این موضوع استنباط شد که سویپ پره، قویاً بر روی ناحیه استال پره تأثیرگذار است [۱۶].

چانگ هائو و همکاران در سال ۲۰۱۵ مقایسه عددی اثرات سویپ پره بر روی جریان ورودی به کسکید را برای کمپرسورهای محوری بررسی نموده‌اند و تعدادی کسکید با سویپ پره و بدون آن را جهت مقایسه و فهم شکل جریان ورودی انتخاب نمودند و به این نتیجه رسیده‌اند که با توجه به تغییر سرعت محوری در نتیجه اعمال سویپ، در معادلات شعاعی تغییری حاصل نشده است [۱۷].

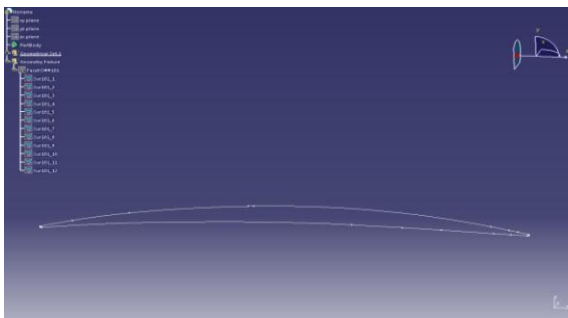
دانیل و همکاران در سال ۲۰۱۶ شرایط طراحی و محاسبات عددی یک مرحله فن محوری را در حالت پره با سویپ جهت رسیدن به نتایج مطلوب آکوستیک مورد بررسی قرار دادند و در نهایت، با سویپ رو به جلو پره و افزایش آن و انجام تغییراتی دیگر به این نتیجه رسیدند که سویپ پره مزایای آیرودینامیک و آکوستیک برای پره‌ایجاد خواهد نمود [۱۸].

ماسی و همکاران در سال ۲۰۱۷ اثرات سویپ پره در ناحیه نوک‌پره را در پره‌ای مدل‌سازی‌شده توسط نرم‌افزار

ترانسونیک خاص بر روی منحنی‌های عملکردی آن، شامل بازده و نسبت فشار مورد بررسی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی سه بعدی میدان جریان پیچیده کمپرسور محوری از دانش دینامیک سیالات محاسباتی و نرم‌افزاری سی اف ایکس^۱ که قادر به حل معادلات مربوط به جریان می‌باشد استفاده شده است. نتایج محاسبات نرم‌افزاری با نتایج مطالعات قبلی مورد مقایسه قرار گرفته و صحت آن تأیید گردیده است، سپس تغییرات مورد نظر بر روی روتور طبقه اول اعمال شده و تأثیر تغییرات بر روی پارامترهای عملکردی مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- پارامترهای هندسی

با توجه به این‌که اساس کار کمپرسورهای گذر صوتی هوایی است و کمپرسور مورد بحث پایه هوایی دارد، نوع ایرفویل پره روتور نیز از نوع دو کمانه^۲ می‌باشد که در شکل ۲ ایرفویل نزدیک‌ترین مقطع متصل به هاب پره در نرم‌افزار کتیا^۳ نمایش داده شده است.



شکل (۲): ایرفویل پره (نزدیک‌ترین مقطع متصل به هاب).

همان‌طور که در شکل‌های ۳ و ۴ نشان داده شده است بیشینه ارتفاع پره برابر با $23841/528$ میلی‌متر و طول وتر پره برابر با $10325/819$ میلی‌متر باشد.

در ادامه با توجه به وجود هندسه پره اولیه و موجود بودن میزان حداکثری امکان جابه‌جایی پره با توجه به شکل کمپرسور مورد بررسی، هندسه‌های مربوطه ایجاد شده‌اند.

با توجه به این‌که طبقه کمپرسور مورد مطالعه گذر صوتی است، بررسی تأثیر سویپ پره بر عملکرد آن حائز اهمیت است؛ زیرا تأثیرات تغییر عملکرد طبقه با تغییر هندسه امری ثابت شده است. در این مقاله نیز، شناخت تغییر هندسه بر عملکرد کمپرسور جالب توجه می‌باشد. از طرفی تغییر هندسه می‌تواند تأثیرات دیگری را نیز بر جریان و عملکرد کمپرسور داشته باشد؛ لذا به دست آوردن شناخت کامل و بهینه این تغییرات باعث ضرورت اهمیت بررسی تأثیر تغییر هندسه خواهد شد و چنانچه این تغییرات، تأثیرات خوبی را بر عملکرد داشته باشد می‌تواند به‌عنوان یک بهینه‌سازی در هندسه طبقه کمپرسور تلقی شود.

بدیهی است اهمیت بررسی رفتار جریان طبقه اول به دلیل تعیین میزان دبی سایر طبقات (که تابع دبی خروجی از روتور طبقه اول است) و همچنین تأثیرپذیری شدید میزان افت و بازده سایر طبقات (که تابع ویژگی‌های سینماتیکی و ترمودینامیکی طبقه اول است) می‌باشد. توجیه و توضیح اثرات سویپ پره‌ها تا به حال در مقالات بسیاری مورد بررسی قرار گرفته است اما تعریف کلی و جامعی از تأثیر حداکثر تغییرات ممکن سویپ (روی روتور این کمپرسور خاص) بر رفتار جریان و عملکرد کلی ارائه نشده است.

بررسی پارامترهای هندسی در توربین گاز همواره به‌عنوان یک موضوع جالب مطرح بوده است و طراحان توربین گاز با اعمال تغییرات هندسی سعی در بهبود عملکرد توربین گاز داشته‌اند. تأثیر سویپ پره روتور می‌تواند در طبقات مختلف کمپرسور، دوره‌های مختلف چرخشی و شرایط ترمودینامیکی مختلف، تأثیرات گوناگونی داشته باشد. لذا در این نمونه خاص طبقه؛ بررسی تأثیر این تغییر هندسه جالب توجه می‌باشد تا علاوه بر مشاهده تغییر هندسه بر عملکرد طبقه کمپرسور، بر شرایط ایجادشده در جریان نیز اطلاع حاصل شود.

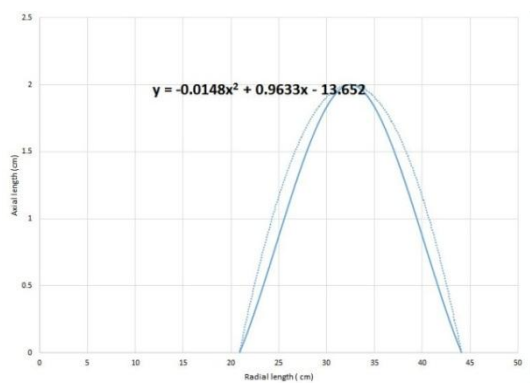
در این مقاله برای اولین بار تأثیر حداکثر تغییرات سویپ رو به جلو و عقب پره روتور یک کمپرسور

1- CFX

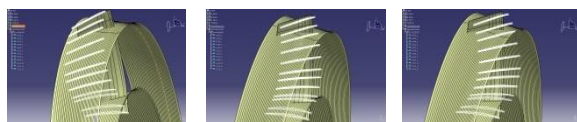
2- Multiple circular arc blade

3- CATIA

مختصات سه بعدی وارد نرم افزار توربوگرید^۱ نموده تا با کمک این نرم افزار یک شبکه بندی سازمان یافته سه بعدی انجام شود.



شکل (۵): تابع درجه دو در نظر گرفته شده جهت تولید پره های جدید.



شکل (۶): پره با سویپ رو به جلو، پره اصلی و پره با سویپ رو به عقب.

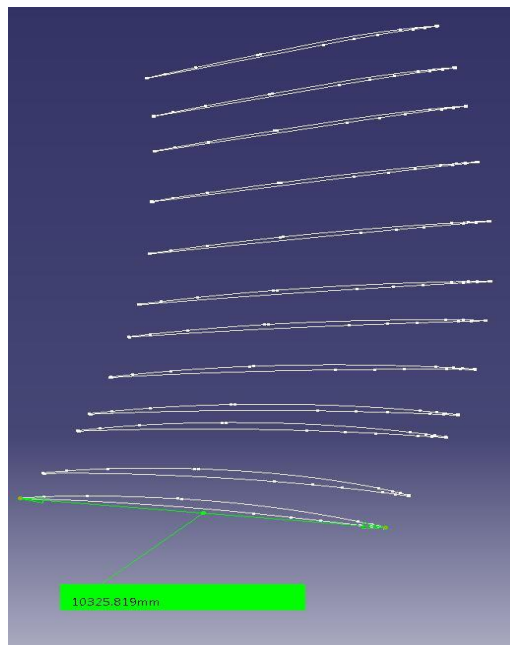
۳- هندسه طبقه

دو طبقه اول این کمپرسور گذر صوتی بوده که در دور نامی دارای ماخ نوک پره $1/4$ می باشد. طبقه گذر صوتی مورد مطالعه مربوط به طبقه اول بوده که قبل از آن یک پره راهنما با دور محور قرار دارد. در تحلیل سه بعدی انجام شده بر روی این طبقه، دور نامی مربوط به ۹۶ درصد دور نهایی است، زیرا عملکرد بهینه کل کمپرسور در این دور قرار دارد. مشخصات هندسه طبقه مورد نظر به طور مختصر در جدول ۱ آورده شده است.

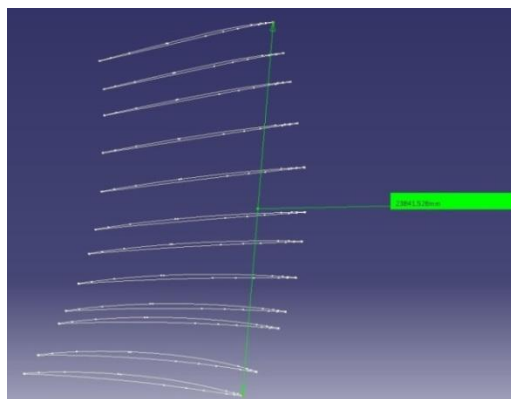
جدول (۱): مشخصات طبقه اول گذر صوتی کمپرسور.

مشخصه	جزئیات
پره راهنما	۴۸
پره روتور	۳۱
سرعت دورانی	۹۷۷۰ (دور بر دقیقه)
دبی ورودی	۷۹/۵ (کیلوگرم بر ثانیه)
نسبت فشار طبقه	۱/۷

این هندسه ها با تغییر پروفیل های پره اصلی در راستای محوری و با گذراندن یک تابع درجه دو به گونه ای ایجاد شده اند که حداکثر میزان سویپ را در فضای سه بعدی روتور ایجاد کنند.



شکل (۳): طول وتر پره مورد نظر.



شکل (۴): بیشینه ارتفاع پره مورد نظر.

تابع درجه دو در نظر گرفته شده با مقید گرفتن ریشه پره در شکل ۵ نمایش داده شده است.

شکل های پره پس از اعمال سویپ های رو به جلو و عقب در شکل ۶ نمایش داده شده است.

در ادامه با ایجاد تعداد نقاط مناسب بر روی هر پروفیل، مجموعه نقاط تمامی پروفیل ها را از طریق یک فایل با

۴- تحلیل عددی

کنترل می‌شود. به همین دلیل مدل‌های توربولانس برای این کاربردها پیشرفته‌تر شده است. عموماً مدل‌های توربولانسی که بر اساس معادلات ϵ هستند آغاز جدایش را بسیار دیر پیش‌بینی می‌کنند و پیش‌بینی ضعیفی در میزان جدایش پس از آن دارند.

معادله انرژی جنبشی:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (5)$$

معادله فرکانس توربولانسی:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (6)$$

برای حل عددی جریان در حالت دو بعدی و سه بعدی از نرم‌افزار سی اف ایکس کمک گرفته شده است. حل طبقه کمپرسور در حالت پایا انجام و به دلیل اهمیت اثرات دیواره و ناحیه‌ی بین پره‌ای از مدل توربولانی کی‌امگا^۲ استفاده شده است. در مقایسه روش کی‌اپسیلون^۳ و کی‌امگا، مدل کی‌امگا مزیت بیشتری دارد و این به دلیل در نظر گرفتن تأثیرات لایه مرزی و همچنین اثرات چرخش و افت‌های ناشی از تراکم‌پذیری است. شرایط مرزی ورودی و خروجی به ترتیب فشار یک اتمسفر و دمای ۲۸۸ کلوین در ورود و فشار استاتیکی در خروج در نظر گرفته شده است. این شرایط مرزی در مقطع میانگین ورودی پره راهنمای و خروجی روتور می‌باشد. مقدار توربولانس ۵٪، گام زمانی به میزان 10^{-4} و مقدار همگرایی باقی‌مانده 10^{-6} در نظر گرفته شده است.

۵- شبکه‌بندی

یکی از مهم‌ترین بخش‌های مدل‌سازی عددی، شبکه‌بندی می‌باشد. در مدل‌سازی حاضر این امر از اهمیت بیشتری برخوردار است. لذا با توجه به امکانات موجود و شرایط مدل‌سازی و همان‌طور که در شکل ۷ نشان داده شده است،

بدیهی است برای هر نوع جریان و هر نوع هندسه قوانین حاکم بر جریان عبارت‌اند از قوانین بقای جرم، بقای مومنتم و بقای انرژی که به شرح ذیل می‌باشند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\rho (\partial v)}{\partial t} + \rho \cdot (v \cdot \nabla) v = \nabla p + \nabla \tau + \rho g \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau) + U \cdot S_M + S_E \quad (3)$$

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U^2 \quad (4)$$

که در آن، h_{tot} آنتالپی کل و تابعی از فشار و دما است، و ترم $\nabla \cdot (U \cdot \tau)$ نشان‌دهنده کار انجام‌شده به وسیله تنش‌های ناشی از ویسکوزیته است. این ترم باعث به وجود آمدن حرارت داخلی به علت ویسکوزیته سیال می‌شود که در اکثر جریان‌ها قابل صرف‌نظر کردن است. ترم $U \cdot S_M$ نشان‌دهنده مومنتوم وارده از منابع خارجی است که معمولاً ناچیز است.

در حالت کلی این سه قانون یک دستگاه معادلات جفت‌شده غیرخطی^۱ هستند که تا به حال برای آن‌ها حل تحلیلی پیدا نشده است. در روش تحلیلی با اعمال یک سری فرضیات ساده‌کننده حول اجسام و هندسه‌های غالباً ساده، این معادلات ساده می‌شوند. ولی این ساده‌سازی‌ها اغلب به اندازه‌ای زیاد هستند که در عمل کاربرد چندانی ندارند و به‌طور غیرمستقیم استفاده می‌شوند.

یکی از مسائل عمده در مدل‌سازی توربولانس، پیش‌بینی دقیق جدایش جریان از سطوح صاف است. مدل‌های توربولانس دو معادله‌ای استاندارد، اغلب پیش‌بینی نادرستی را از شروع و مقدار جدایش جریان در شرایط گرا دیان فشار معکوس ارائه می‌دهند. این یک پدیده مهم در بسیاری از کاربردهای فنی است، خصوصاً در مسائل مربوط به آیرودینامیک که مشخصه‌های استال با جدایش جریان

۶- استقلال از مش

نتایج مورد نظر جهت بررسی صحت تحلیل عددی با بررسی تغییرات مش هندسه در نقطه بیشینه بازده مورد بررسی و مشاهده قرار گرفته است. به این صورت که با تغییر نحوه مش‌زنی هندسه اصلی (۵ مدل مش‌زنی متفاوت)، تعداد المان‌های شبکه در پنج بخش متفاوت به شرح جدول ۲ در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در جدول مذکور مشخص است به دلیل استفاده از شبکه‌بندی سازمان یافته و نرم‌افزار مش‌زنی بسیار قوی توربوگرید، نتایج به دست آمده از دقت قابل قبولی برخوردار است.

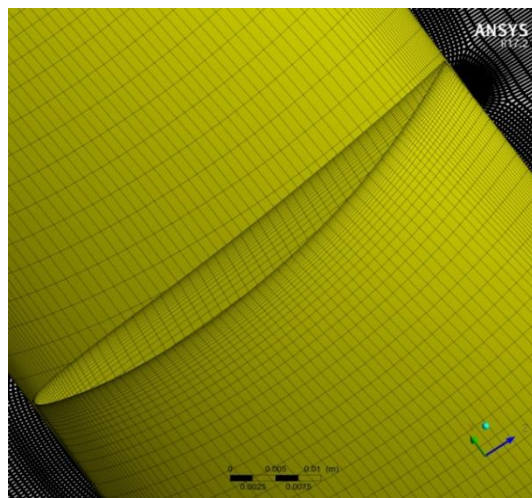
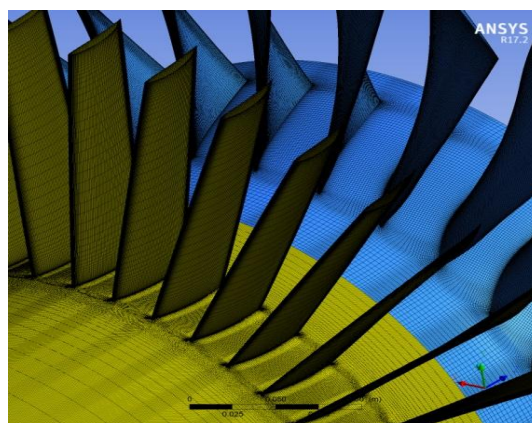
جدول (۲): نتایج استقلال از شبکه‌بندی.

نسبت فشار طبقه	راندمان	تعداد المان شبکه
۱/۳۸۴۵	۷۶/۹۱۲۱	۱۳۱۹۲۴۲
۱/۳۸۱۹	۷۷/۰۳۱۴	۱۶۹۶۸۱۶
۱/۳۸۶۹	۷۶/۶۵۰۱	۹۸۹۱۴۰
۱/۳۸۲۷	۷۶/۱۹۶	۶۵۹۸۵۰
۱/۳۸۱۱	۷۷/۴۶۸	۱۹۶۸۵۲۳

۷- شرایط مرزی

همان‌طور که بیان گردید برای مدل‌سازی جریان از نرم‌افزار سی اف ایکس و برای به وجود آوردن مقدمات آن نیز از انسیس ورک بنچ^۱ استفاده شده است. با استفاده از قابلیت‌های این نرم‌افزار می‌توان تمام هندسه طبقه را یکجا به عنوان ورودی به سی اف ایکس داد. مرزهایی که در این مدل‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرند شامل مرزهای فشار، دیوار، پریودیک و همپوشان می‌باشند. مرزهایی که شامل مش لغزنده هستند یا به عبارتی مرزهای بین روتورها و استاتورها از نوع مرز همپوشان به شمار می‌آیند. هاب، شروود و بدنه پره دیوار هستند و مرزهای کناری فضاهای پره‌ها از نوع پریودیک ساخته شده‌اند. شکل ۸ نمای کلی از شرایط مرزی در نظر گرفته شده در میدان حل و در شکل ۹ بخشی از این شرایط مرزی به صورت جزئی‌تر نمایش داده شده است.

سعی بر آن شده تا بهترین نوع شبکه‌بندی برای این مدل اعمال شود. پس از ایجاد هندسه سه بعدی مورد بررسی، جهت ایجاد شبکه محاسباتی از نرم‌افزار توربوگرید و تنظیمات لایه مرزی استفاده شده و به دلیل مشاهده تأثیرات لایه مرزی، مش پیرامون پره بسیار ریز بوده و میزان y^+ ، ۵ در نظر گرفته شده و در مجموع، تراکم مش ۱۳۱۹۲۴۲ برای مجموع هندسه طبقه ایجاد شده است.



شکل (۷): نماهای شبکه‌بندی شده هندسه طبقه.

بهبود شبکه‌بندی انتخاب شده با هدف بهبود مدل‌سازی توربولانس در لایه مرزی، با محدود کردن y^+ به حدود اعداد ۲۰ و ۳۰ صورت پذیرفته است. مقدار y^+ نیز با معادله (۷) مشخص می‌شود.

$$\Delta y = L \Delta y^+ + \sqrt{80} Re_x \left(\frac{1}{14} \right) \frac{1}{Re_L} \quad (7)$$

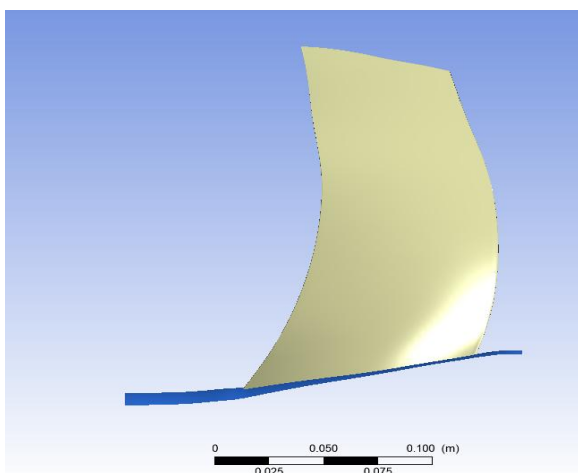
رینولدز هر محدوده محاسباتی در رابطه بالا، از سرعت حل انحنای جریان به دست آمده است.

به‌طور کامل دیده نمی‌شود و این به‌دلیل مقدار کم عدد ماخ در این نواحی است.

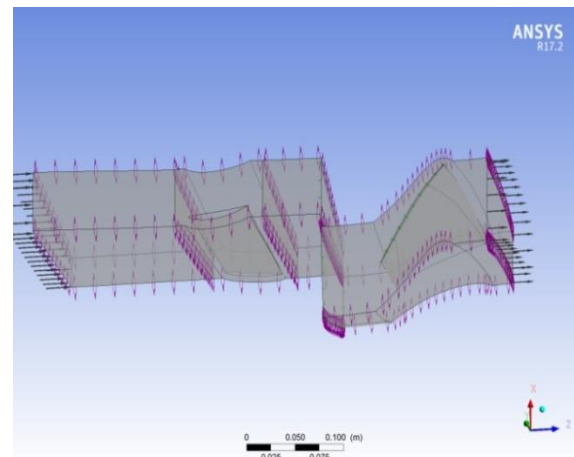
همان‌طور که در شکل‌های (۱۵ - ۱۰) مشاهده می‌شود، شوک کمانی^۱ در هندسه‌های مختلف دیده می‌شود. محل برخورد موج شوک به سطح مکش پره در پره‌های مورد نظر کمی متفاوت است، به‌طوری که در پره با سویپ عقب، موج شوک به سمت لبه حمله متمایل است.

در شکل‌های مربوط به کانتورهای فشار سه پره متفاوت، امواج شوک در پره‌های کشیده شده افزایش فشار ناگهانی را پس از ایجاد موج شوک نشان می‌دهد. از آنجایی که فلسفه وجود سویپ در پره روتور رسیدن به نسبت فشار بالاتر در تعداد طبقه کمتر کمپرسور می‌باشد لذا در این اشکال می‌توان این افزایش فشار ناگهانی در ناحیه بین پره‌ای را مشاهده کرد.

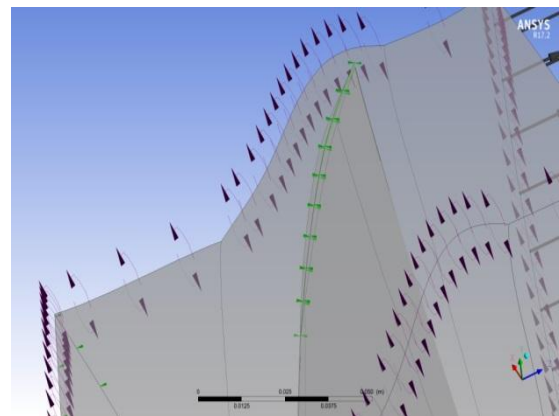
همچنین با توجه به این شکل‌ها می‌توان متوجه شد حداکثر بازده در حالتی است که موج شوک در لبه حمله پره قرار داشته باشد. چنانچه محل شکل‌گیری موج شوک از لبه حمله فاصله بگیرد به‌دلیل بر هم زدن زاویه ورود جریان به ناحیه بین پره‌ای، جدایش جریان و در نتیجه استال و سرچ به‌وجود خواهد آمد که طبیعتاً مطلوب نظر ما نمی‌باشد.



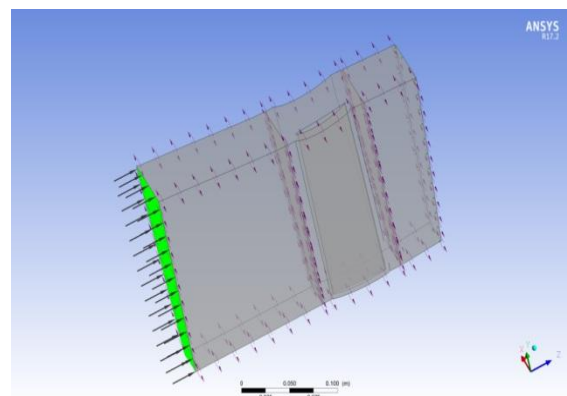
شکل (۱۰): نمایی از پره با سویپ رو به جلو.



شکل (۸): شرایط مرزی تعریف‌شده برای طبقه مورد بررسی.

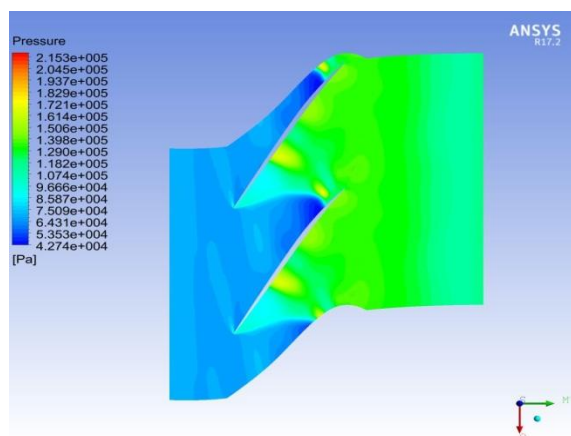


شکل (۹): نمایی جزئی از بخشی از شرایط مرزی تعریف‌شده.

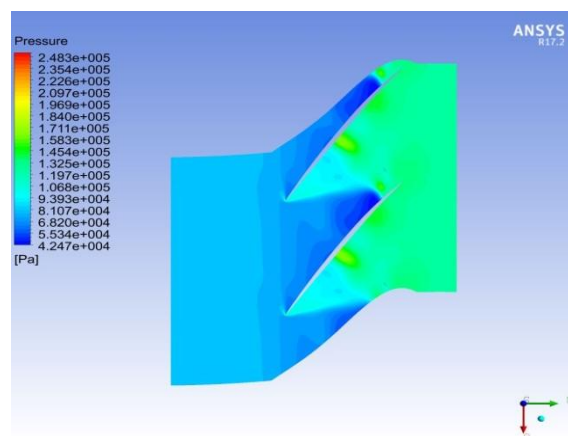


۸- نتایج حل عددی

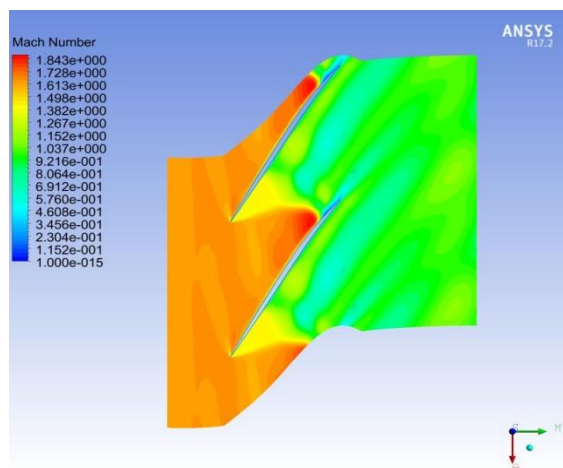
تحلیل سه‌بعدی صورت پذیرفته با توجه به اثرات کلی جریان در مقطع ۹۵٪ انجام گرفته است زیرا به‌دلیل گذر صوتی بودن طبقه، در مقاطع پایینی پره، الگوی موج شوک



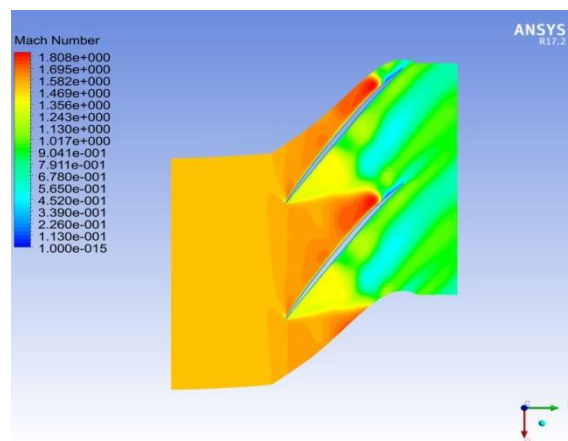
شکل (۱۴): کانتور فشار استاتیکی در حالت بیشینه بازده و اسپن ۹۵ درصد (سوییپ رو به عقب).



شکل (۱۱): کانتور فشار استاتیکی در حالت بیشینه بازده و اسپن ۹۵ درصد (سوییپ رو به جلو).

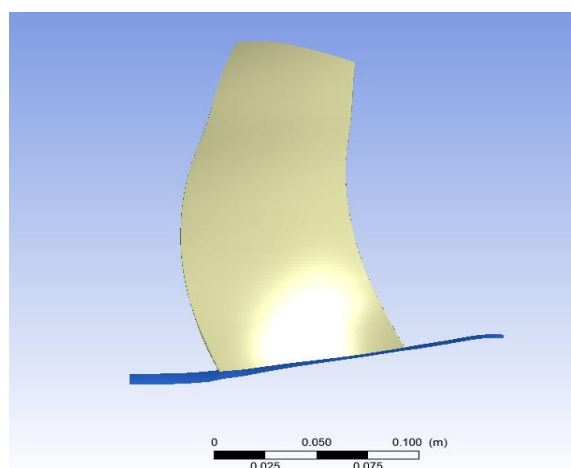


شکل (۱۵): کانتور ماخ در حالت بیشینه بازده و اسپن ۹۵ درصد (سوییپ رو به عقب).

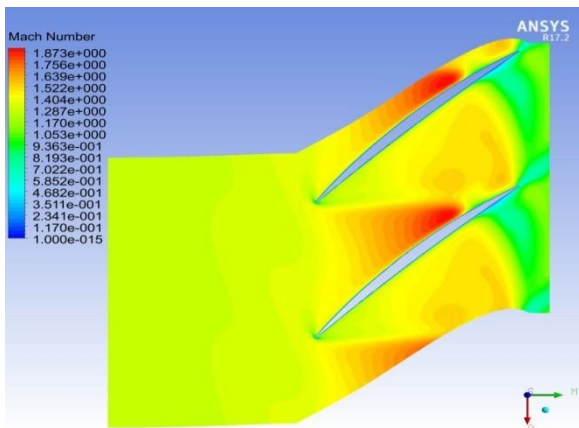


شکل (۱۲): کانتور ماخ در حالت بیشینه بازده و اسپن ۹۵ درصد (سوییپ رو به جلو).

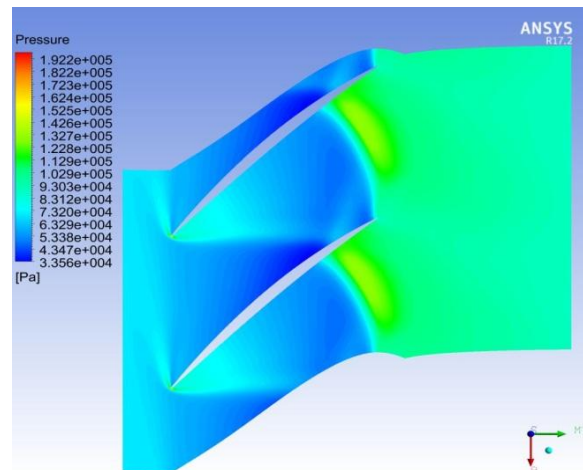
شکل‌های (۱۶-۱۹) نیز مربوط به کانتور فشار استاتیکی و ماخ در حالت خفگی جریان در مقاطع ۹۵ درصد اسپن می‌باشند. در حالت خفگی جریان موج شوک به سمت انتهایی پره متمایل می‌شود و از تغییرات پایین دست جریان مستقل می‌شود. در این حالت با تغییر فشار بین ورودی و خروجی پره، دبی تغییری نمی‌کند و به اصطلاح جریان خفه می‌شود. برای استفاده از تأثیر موج شوک در طبقات گذر صوتی بایستی موج شوک در ناحیه بین پره‌ای اتفاق بیفتد تا از تأثیر موج شوک بتوان استفاده کرد.



شکل (۱۳): نمایشی از پره با سوییپ رو به عقب.

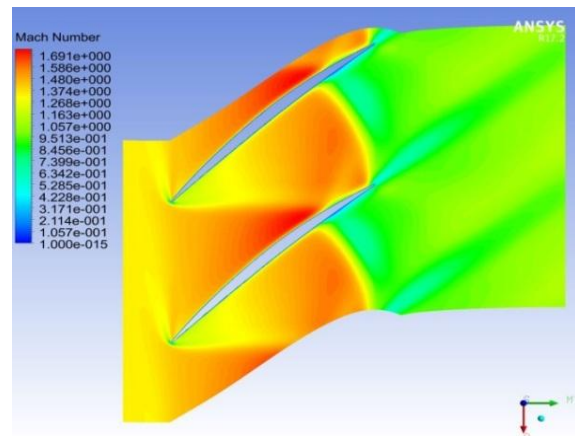


شکل (۱۹): کانتور عدد ماخ در حالت خفگی در اسپن ۹۵ درصد (سویپ رو به جلو).

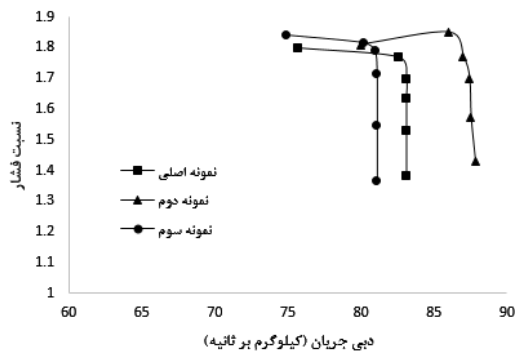


شکل (۱۶): کانتور فشار استاتیکی در حالت خفگی در اسپن ۹۵ درصد (سویپ رو به عقب).

شکل ۲۰ تغییرات نسبت فشار طبقه با دبی ورودی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود پره نمونه دوم (روتور با سویپ عقب) بهترین عملکرد را هم از نظر افزایش دبی خفگی و هم نسبت فشار داشته است، که به میزان ۵٪ در نسبت فشار افزایش و دبی خفگی حدود ۴/۷ کیلوگرم بر ثانیه بهبود یافته است. در مورد پره نمونه سوم (روتور با سویپ به سمت جلو) اگرچه نسبت فشار طبقه به مقدار ۴٪ بهبود داشته است، ولی دبی خفگی به میزان ۲/۱۳ کیلوگرم بر ثانیه نسبت به نمونه اصلی کاهش داشته است.

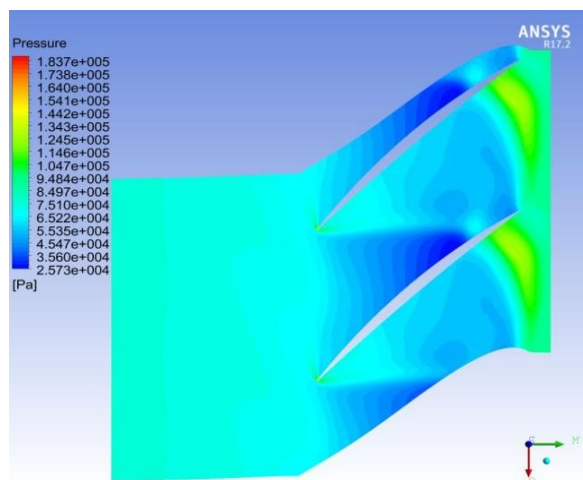


شکل (۱۷): کانتور عدد ماخ در حالت خفگی در اسپن ۹۵ درصد (سویپ رو به عقب).

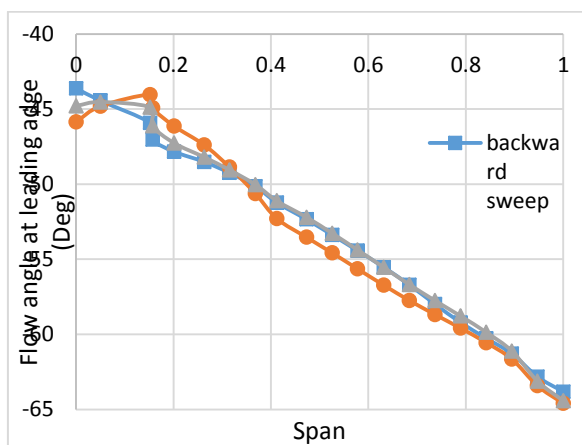


شکل (۲۰): نمودار تغییرات نسبت فشار طبقه بر حسب دبی ورودی.

شکل ۲۱ بازده طبقه گذر صوتی بر حسب دبی ورودی را نشان می‌دهد. نتایج مربوطه نشان می‌دهد که بیشینه بازدهی مربوط به روتور اولیه بوده است و هر دو تغییر صورت گرفته در پره‌های تغییر یافته باعث کاهش بازده می‌شود. البته این مشکل در پره‌های کشیده شده است و



شکل (۱۸): کانتور فشار استاتیکی در حالت خفگی در اسپن ۹۵ درصد (سویپ رو به جلو).

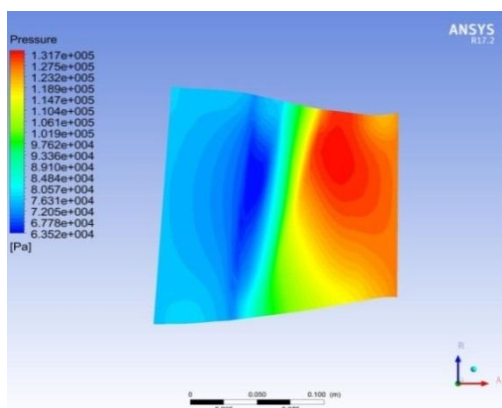


شکل (۲۳): زاویه جریان در لبه حمله در حالت بیشینه بازده.

یکی دیگر از نکاتی که در هندسه‌های تغییر یافته قابل توجه است، مربوط به زاویه جریان می‌باشد، همان‌طور که در شکل ۲۳ مشاهده می‌شود زاویه جریان در لبه حمله نسبت به پره اصلی تغییر زیادی نداشته است.

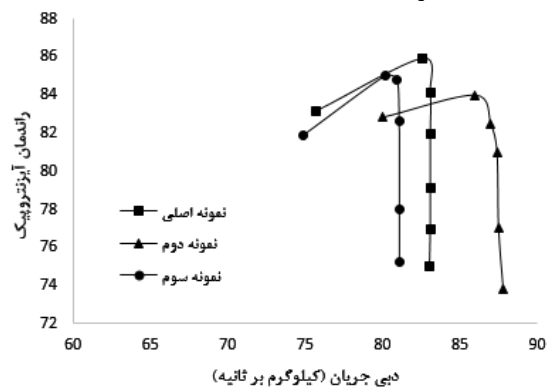
کانتورهای اشکال ۲۴ تا ۲۷ مربوط به دید نصف‌النهاری و مربوط به فشار استاتیکی در حالت بیشینه بازدهی می‌باشد. چنانچه به کانتورهای مربوط به نمای نصف‌النهاری دقت کنیم متوجه این نکته می‌شویم که نوع شکل پره در کانتورهای مربوطه تأثیر داشته و باعث تغییر در الگوهای مربوط به فشار شده است.

همان‌گونه که مشخص است در حالت بیشینه بازده موج شوک در حالت بحرانی و نزدیک به لبه حمله قرار دارد. با توجه به کانتور فشار، دیده می‌شود که در حالت کشیدگی رو به عقب، توزیع فشار نسبتاً یکنواخت‌تری در مقایسه با کشیدگی به سمت جلو بر روی پره وجود دارد.



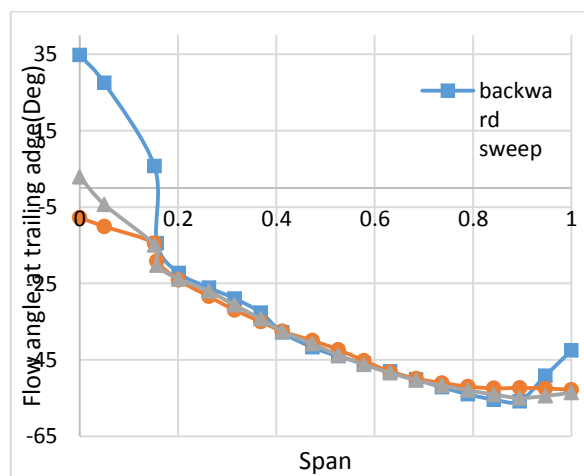
شکل (۲۴): دید نصف‌النهاری مربوط به فشار استاتیکی در حالت بیشینه بازدهی (پره اصلی).

کاهش بازدهی بهایی است که برای افزایش فشار بایستی داده شود. همان‌طور که در نمودار نشان می‌دهد کشیدگی به سمت جلو بازده بیشتری نسبت به پره کشیده شده به سمت عقب دارد.



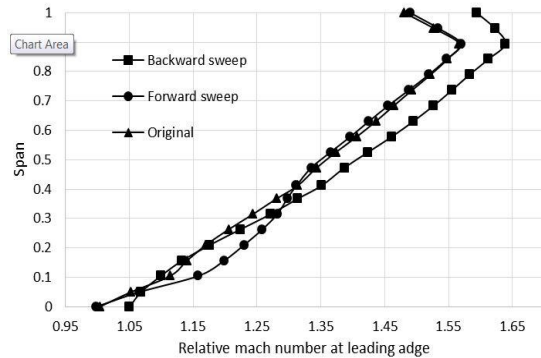
شکل (۲۱): نمودار بازده طبقه مورد نظر بر حسب دبی ورودی.

شکل ۲۲ توزیع زاویه جریان در لبه فرار از هاب تا شرود را در حالت بیشینه بازدهی نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشخص است و مشاهدات نشان می‌دهد زاویه جریان در لبه فرار تقریباً منطبق با پره اصلی است لکن در هندسه کشیده شده به سمت عقب در ناحیه نوک پره مقداری تغییر داشته است که طبیعتاً مطلوب نظر ما نمی‌باشد. ضمناً همان‌طور که مشخص است پره کشیده شده به سمت جلو کمترین انحراف زاویه جریان را نسبت به جریان پره اصلی داشته است.



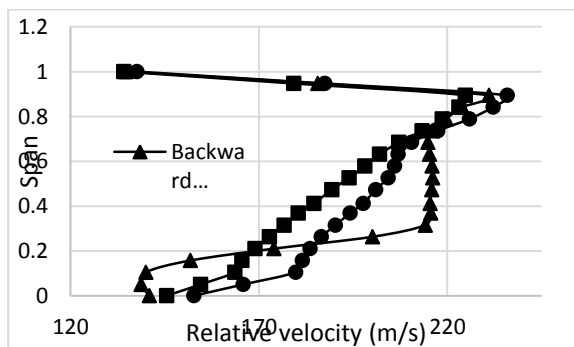
شکل (۲۲): توزیع زاویه جریان در لبه فرار از هاب تا شرود در حالت بیشینه بازدهی.

باعث ورود جریان با ماخ بالاتر به داخل گذرگاه بین‌پره‌ای^۱ خواهد شد که این می‌تواند افزایش بیشتر نسبت فشار طبقه را به دنبال داشته باشد. در خصوص هندسه پره کشیده شده به سمت جلو تغییر چندانی نسبت به هندسه اولیه نداشته است.



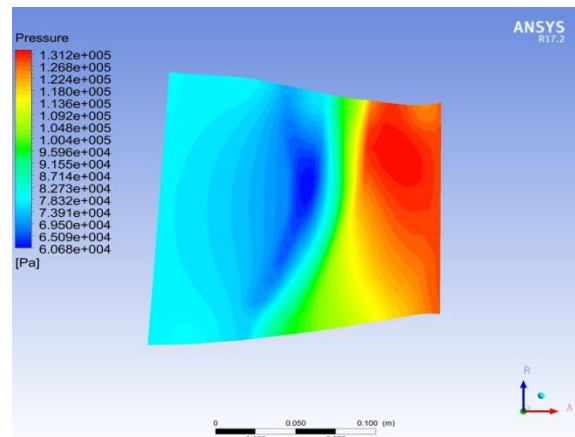
شکل (۲۷): تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه حمله روتور در حالت پیشینه بازدهی.

شکل ۲۸ تغییرات سرعت نسبی جریان در لبه فرار پره روتور در حالت بیشترین بازده را نشان می‌دهد. تغییرات سرعت نسبی بیشترین اختلاف را در ناحیه میانی پره تجربه می‌کند و سرعت در این ناحیه در هر دو هندسه تولیدشده نسبت به هندسه اولیه بیشتر بوده است.

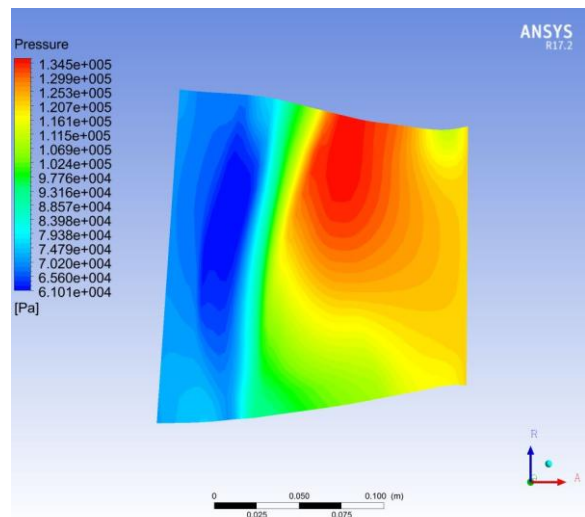


شکل (۲۸): تغییرات سرعت نسبی جریان در لبه فرار پره روتور در حالت پیشینه بازدهی.

شکل ۲۹ تغییرات ماخ نسبی جریان در حالت بیشترین بازده در لبه فرار پره را نشان می‌دهد. همانند شکل ۱ بیشترین اختلاف مربوط به پره با کشیدگی به سمت عقب

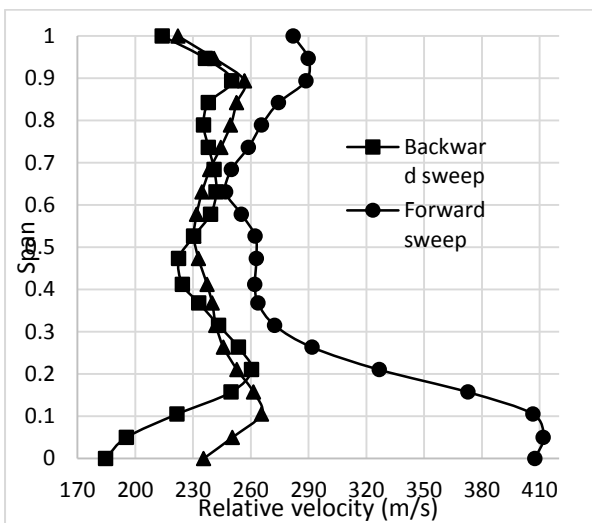


شکل (۲۵): دید نصف‌النه‌اری مربوط به فشار استاتیکی در حالت پیشینه بازدهی (سوییپ رو به جلو).



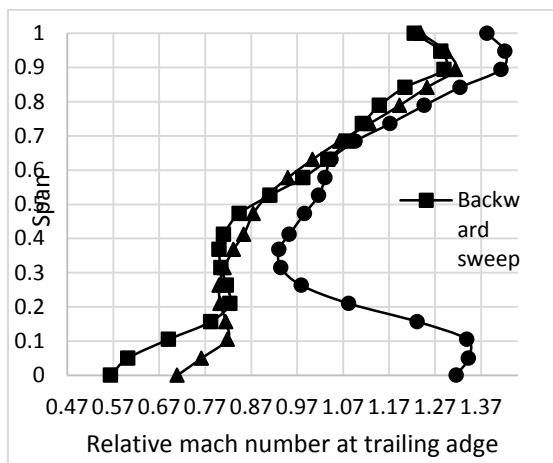
شکل (۲۶): دید نصف‌النه‌اری مربوط به فشار استاتیکی در حالت پیشینه بازدهی (سوییپ رو به عقب).

شکل ۲۷ تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه حمله روتور در حالت بیشترین بازده نشان می‌دهد. همان‌طور که در این نمودار مشاهده می‌شود مقدار ماخ نسبی جریان در این حالت نزدیک به یک می‌باشد و در مقاطع بالا بیشتر از یک می‌باشد. از آنجایی که در حالت بیشترین بازده موج شوک نزدیک به لبه حمله تشکیل می‌شود بررسی این نمودار بسیار حائز اهمیت است. تغییر در خط نشست پره باعث تغییرات ماخ در لبه حمله روتور شده است. بیشترین انحراف نسبت به هندسه اولیه در پره با کشیدگی به سمت عقب می‌باشد. این افزایش ماخ در مقاطع بالای ۰.۴٪ به خوبی مشهود است می‌توان نتیجه گرفت کشیدگی به سمت عقب



شکل (۳۱): تغییرات سرعت نسبی جریان در لبه فرار روتور در حالت خفگی جریان.

شکل ۳۲ تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه فرار پره روتور در حالت خفگی جریان را نشان می‌دهد. میزان تغییرات ماخ در هندسه پره روتور با کشیدگی به سمت جلو نسبت به حالت اولیه بسیار زیاد است. پره با کشیدگی به سمت عقب مطابقت بیشتری با پره اولیه دارد.

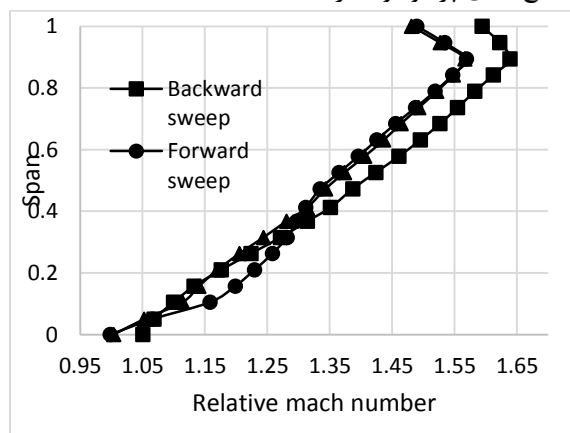


شکل (۳۲): تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه فرار پره روتور در حالت خفگی جریان.

۹- خطوط جریان

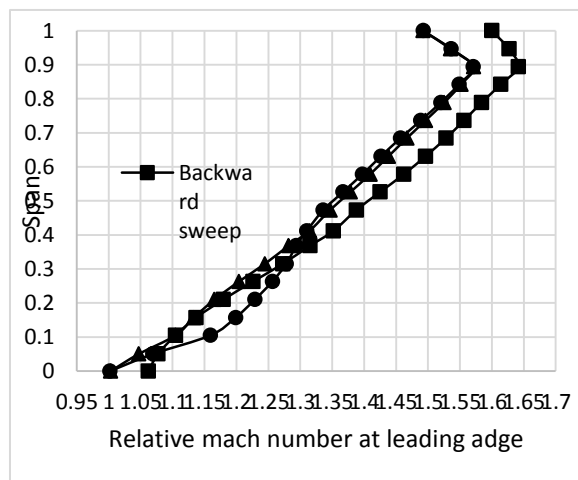
شکل ۳۳ مربوط به نمودارهای خطوط جریان در دومین^۱ در نظر گرفته شده (روتور و آی جی وی) می‌باشد.

می‌باشد و بیشترین ماخ نسبی در این هندسه به خصوص در مقاطع بالای پره وجود دارد.



شکل (۲۹): تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه فرار پره روتور در حالت بیشترین بازده.

شکل ۳۰ تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه حمله روتور در حالت خفگی جریان را نشان می‌دهد. همانند حالت بیشترین بازده، در حالت خفگی نیز بیشترین مقدار ماخ در پره با کشیدگی به سمت عقب می‌باشد.



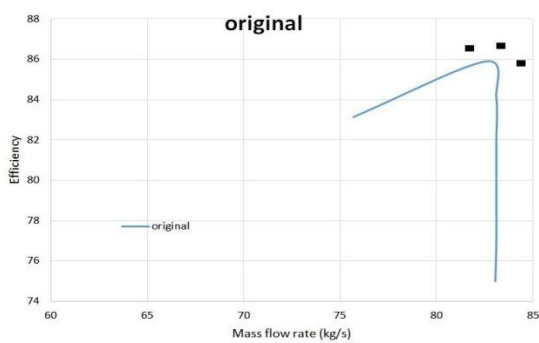
شکل (۳۰): تغییرات ماخ نسبی جریان در لبه حمله روتور در حالت خفگی جریان.

تغییرات سرعت نسبی جریان در لبه فرار روتور در حالت خفگی جریان در شکل ۳۱ نشان داده شده است. نمودار مربوط به روتور با کشیدگی به سمت جلو بیشترین انحراف را خصوصاً در مقاطع پایینی پره نشان می‌دهد. این انحراف شدید ضعف پره با کشیدگی به سمت جلو در شرایط خفگی جریان را نشان می‌دهد.

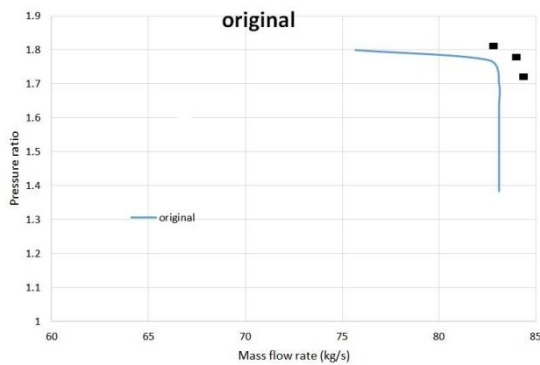
1- Domain
2- IGV & ROTOR

۱۰- اعتبار سنجی حل

به منظور حصول اطمینان از عملکرد نرم افزار مورد نظر می‌بایست نتایج حاصل با نتایج قبلی مورد مقایسه قرار گیرد؛ بدین منظور نیاز است منحنی‌های بازده و نسبت فشار پره اصلی (بدون تغییر) با نمونه قبلی که توسط آزمایش ارزیابی گردیده است مقایسه شود. همان‌طور که در شکل‌های ۳۴ و ۳۵ مشاهده می‌شود نتایج حاصل با خطایی جزئی (در حد ۰.۵٪) مورد تأیید قرار می‌گیرد.



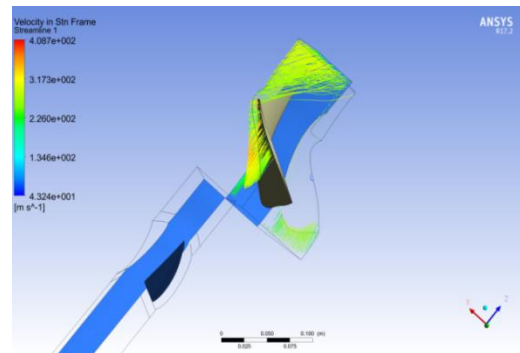
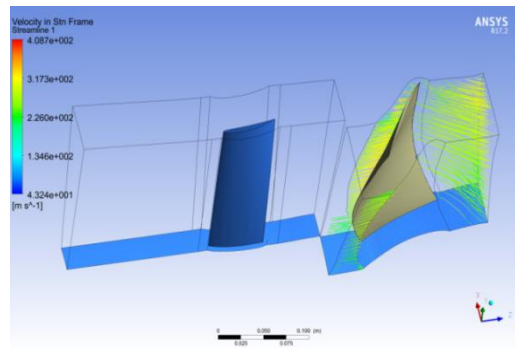
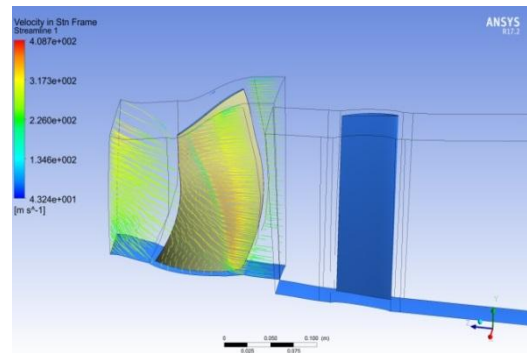
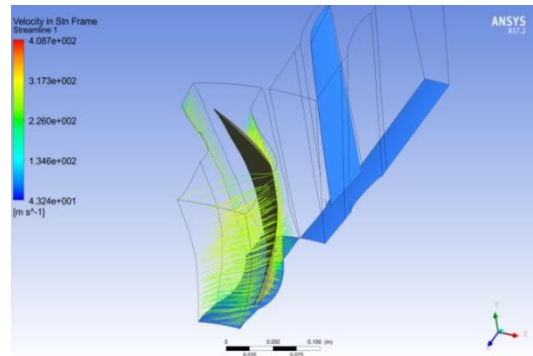
شکل (۳۴): مقایسه نمودار بازده پره اصلی با داده‌های قبلی موجود.



شکل (۳۵): مقایسه نمودار نسبت فشار با داده‌های قبلی موجود.

۱۱- نتیجه گیری

در این مقاله بررسی عددی حداکثر میزان مجاز سویپ رو به جلو^۱ و عقب^۲ پره روتور طبقه اول یک کمپرسور صنعتی خاص (با پایه هوایی) بر روی عملکرد آن انجام شده است. این تغییر هندسه پره با تغییر خط نشست پره^۳ و با در نظر



شکل (۳۳): نمودارهای خطوط جریان در دومین مورد نظر.

- 1- Forward sweep
- 2- Backward sweep
- 3- Stacking line

2. Breugelmans, F., Carels, Y. and Demuth, M. "Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two Dimensional Compressor Cascade", *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 106, No. 3, pp. 578-584, 1984.
3. Sasaki, T. and Breugelmans, F. "Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, No. 3, pp. 454-464, 1998.
4. John, Denton. "The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance", a Computational Study, *Task Quarterly*, Vol. 6, No.1, pp. 7-23, 2002.
5. Denton, J. D. and Xu, I. "The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance", In *ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air*, pp. 23-32. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2002.
6. Chon, M. J., Ping, Li. and Kwang Yong, K. "Optimization of Blade Sweep in a Transonic Axial Compressor Rotor", *JSME International journal, Series B*, Vol. 48, No. 4, pp. 793-801, 2005.
7. Akira, O., Meng-Sing, L. and Shigeru, O. "High-Fidelity Swept and Leaned Rotor Blade Design Optimization Using Evolutionary Algorithm", 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Orlando, Florida, 2003.
8. Martin, H., Martin, E. and Jörg, B. "Impact Of Transonic Compressor Rotor Leading Edge Shape On The Shock Structure Near The Casing", *The 10th Of International Symposium On Transport Phenomena And Dynamics Of Rotating- Machinery Honolulu, Hawaii*, March 07-11, 2004.
9. Bergner, J., Kablitz, S., Hennecke, D. K., Passrucker, H., Steinhart, E., "Influence Of Sweep On The 3D Shock Structure In An Axial Transonic Compressor", In *ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air*, pp. 343-352. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2005.
10. J Vad, A. R. A. and Kwedikha, H Jaberg. "Effect of Blade Sweep On The Performance Characteristics Of Axial Flow Turbo Machinery Rotors", Department Of Fluid Mechanics, Budapest University, 2006.
11. S-J Seo, S-M Choi, K-Y Kim. Design "Optimization of A Low-Speed Fan Blade with Sweep and Lean", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 222, No. 1, pp. 87-92, 2008.
12. Ali R. A. Kwedikha. "Aerodynamic Effects Of Blade Sweep And Skew Applied To Rotors Of Axial Flow Turbomachinery", *The Booklet Of The Thesis Submitted For The Degree Of*

گرفتن یک تابع درجه دو انجام گردیده، سپس با استفاده از نرم افزار سی اف ایکس، هندسه های تولید شده با نمونه اولیه مقایسه شدند. نتایج نشان داد که سویپ در پره روتور این کمپرسور خاص باعث افزایش نسبت فشار طبقه می شود اما بازده طبقه را کاهش می دهد. از طرفی سویپ به سمت جلو افزایش فشار کمتری را نسبت به پره با سویپ به سمت عقب ایجاد می نماید؛ اما بازده طبقه کمپرسور در پره با سویپ به سمت جلو در مقایسه با پره با سویپ رو به عقب بیشتر است. دبی خفگی نیز در پره با سویپ به سمت جلو کاهش یافته و در پره با سویپ به سمت عقب افزایش داشته است.

ویژگی منحصر به فرد این پره های ایجاد شده در نظر گرفتن حداکثر تأثیر سویپ پره است که در دو هندسه ایجاد شده با توجه به قیود به کاررفته مقدار کشیدگی یکسان ولی در جهت عکس یکدیگر می باشند.

در پره با سویپ رو به عقب توزیع فشار نسبتاً یکنواختتری در ناحیه بین پره ای نسبت به پره با سویپ رو به جلو وجود دارد. همچنین در پره با سویپ به سمت جلو تغییرات سرعت نسبی جریان در لبه فرار در حالت خفگی، انحراف شدیدتری نسبت به پره اصلی و پره با سویپ رو به عقب دارد.

یکی دیگر از نتایج به دست آمده این مقاله مربوط به موج شوک های ایجاد شده در ناحیه بین دو پره است که نشان می دهد هر چه موج شوک به لبه حمله پره نزدیک تر باشد بازده نیز افزایش پیدا می کند تا جایی که در حالتی که موج شوک به لبه فرار پره نزدیک می شود حالت خفگی اتفاق می افتد.

در ادامه این طور به نظر می رسد که اعمال سویپ در پره روتور این کمپرسور خاص، عملکرد بهتری را برای افزایش نسبت فشار طبقه به دنبال دارد ولی بازده طبقه کاهش می یابد، ضمناً در مجموع عملکرد مطلوب تری با اعمال سویپ به سمت عقب در این کمپرسور مشاهده شده است.

۱۲- مراجع

1. Cumpsty, N. A. "Compressor Aerodynamic", Longman Scientific & Technical, pp. 194-219, 1989.

- Doctor Of Philosophy, Budapest University Of Technology And Economics, 2009.
13. Rachel F. Trehan, Bhaskar Roy, "Application of Sweep To Low Pressure Turbine Cascade Blade For Tip Flow Containment", American Institute Of Aeronautics And Astronautics, Indian Institute Of Technology-Bombay, Mumbai, 400076, AIAA 2012-3878, 2012.
 14. Janos, V. "Forward Blade Sweep Applied To Low-Speed Axial Fan Rotors Of Controlled Vortex Design: an overview", Department Of Fluid Mechanics, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 135, No. 1, 2013.
 15. Neshat, M. A., Akhlaghi, M., and Fathi, A. "Investigating the Effect of Blade Sweep and Lean in one Stage of an Industrial Gas Turbine's Transonic Compressor", Propulsion and Power Research, V. 4, No. 4, pp. 221-229, 2015.
 16. Paresh Halder, A. S.. "Marine Energy Turbine Performance Effect of Blade Sweep", Wave Energy and Fluids Engineering Laboratory, 5th International Conference on Advances in Energy Research, ICAER, 2015.
 17. Chang, H., Zhu, F., Jin, D., and GUI, X. "Effect of Blade Sweep on Inlet Flow in Axial Compressor Cascade", Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 28, No. 1, pp. 103-111, 2015.
 18. Giesecke, D. Friedrichs, J., Stark, U., Dierks, M. "Aerodynamic and Acoustic Performance Of A Single Stage Axial Fan With Extensive Blade Sweep Designed To Limit Noise Emissions", In ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, pp. V001T09A004-V001T09A004. American Society of Mechanical Engineers, 2016..
 19. Massimo, M. and Andrea, L. "Preliminary Investigation On The Effect Of The Modification Of The Sweep Angle At The Blade Tip Of Forward Swept Axial Fan", Turbo Machinery Technical Conference And Exposition, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2017.