

بررسی عددی ترکیب روش‌های پارامترسازی هندسی سویپ، لین، دایهدرال و خم انتهایی در بهینه‌سازی پره‌های روتور و استاتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی

چکیده: پس از طراحی اولیه توربوماشین‌ها، بهینه‌سازی آن‌ها از اهداف اصلی مهندسی این رشته به شمار می‌آید. قدم نخست در انجام بهینه‌سازی، پارامترسازی متغیرهای هندسی پره و پیاده‌سازی آن در الگوریتم‌های تصادفی بهینه‌سازی می‌باشد. در این پژوهش، از ترکیب روش‌های سویپ، لین، دایهدرال و خم انتهایی، برای پارامترسازی هندسی پره‌های روتور و استاتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی یک طبقه استفاده شده است. سپس، بهینه‌سازی با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک، به همراه شبیه‌سازی‌های عددی به روش حجم محدود در یک بستر خودکار محاسباتی توسعه یافته انجام گردید. از نتایج بهینه‌سازی انجام گرفته با استفاده از روش‌های پارامترسازی ذکر شده، می‌توان به تغییر مکان موج ضربه‌ای عمودی به سمت لبه فرار و کاهش شدت موج ضربه‌ای قوسی در لبه حمله پره‌های روتور و نیز کاهش ناحیه جدایش جریان در استاتور اشاره نمود. این تغییرات منجر به افزایش بازده آیزنتروپیک به میزان ۳٪ و نسبت فشار کل به میزان ۱٪ در نقطه طرح می‌گردد. همچنین، کاهش اثر خفگی در جریان و افزایش دبی جرمی نسبت به طراحی اولیه در نتایج بهینه‌سازی مشاهده می‌شود. در این پژوهش، اثر همزمان روش‌های پارامترسازی هندسی ذکر شده، بر نتایج بهینه‌سازی مورد توجه قرار گرفته که در پژوهش‌های پیشین به این روش صورت نگرفته است.

واژه‌های راهنما: کمپرسور محوری گذر صوتی، بهینه‌سازی، الگوریتم ژنتیک، سویپ، لین، دایهدرال، خم انتهایی

شهریار شریفی
دانشجوی کارشناسی ارشد

امین رسام*
استادیار،

محمد عامری

استاد،
گروه تبدیل انرژی، دانشکده
مهندسی مکانیک و انرژی،
دانشگاه شهید بهشتی، تهران

مقاله علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۲
پذیرش: ۱۴۰۱/۰۲/۱۱

Shahryar
Sharifi
M.Sc. Student

Amin Rasam*
Assistant Professor

Mohamad Ameri
Professor, Energy
Conversion Group,
Faculty of Mechanical
and Energy
Engineering,
Shahid Beheshti
University, Tehran

Numerical investigation of the combination of geometric parameterization methods sweep, lean, dihedral and end bend in the optimization of rotor and stator blades of a transonic axial compressor

Abstract: After the initial design of turbomachinery, optimization is the main goal of engineers in this field. The first step is to parameterize the geometric variables of the blade shape and the next step is to implement it in stochastic optimization algorithms. In this research, a combination of sweep, lean, dihedral and end bend is used for the parameterization of the rotor and stator blades of a transonic single-stage axial compressor. The genetic algorithm is used in conjunction with numerical simulations, using finite volume method, implemented in an automated multi-objective optimization platform. Amongst the optimization benefits, performed with the aforementioned parameterization methods, is the displacement of the normal shock wave towards the trailing edge and reduction of the intensity of the bow shock wave at the leading edge of the rotor blades and also reduction of the flow separation area in the stator blade, can be pointed out. These changes led to an increase in the isentropic efficiency of the compressor by 3% and in the total pressure ratio by 1%, at the design point. Also, the mass flow rate increased and the choked flow effect was decreased, compared with the initial design. In this research, simultaneous effect of the use of the mentioned geometric parameterization methods on the optimization results is considered, which has not been performed in previous studies.

Keywords: Transonic axial compressor, Optimization, Genetic Algorithm, Sweep, Lean, Dihedral, End Bend

۱- مقدمه

و تکاملی اشاره نمود [۳]. این الگوریتم‌ها با در نظر گرفتن چندین نقطه، هنده طراحی را پوشش می‌دهند و با استفاده از عملیات انتخاب، ترکیب و جهش، براساس عملکرد هدف، نقطه بهینه واقعی را جست و جو می‌کنند [۴]. طراحی آزمایش از دیگر روش‌های تصادفی مورد استفاده در فرایند بهینه‌سازی است که به دنبال ارائه حداکثر اطلاعات با کمترین تعداد آزمایش عددی، به منظور کاهش بار محاسباتی می‌باشد [۲]. به طور کلی، از آنجا که در الگوریتم ژنتیک هر عضو از جمعیت در هر نسل نیازمند بررسی کارایی می‌باشد، این ارزیابی با استفاده از نتایج به دست آمده از دینامیک سیالات محاسباتی لازم خواهد بود. همچنین به دلیل تعدد اهداف و حجم محاسباتی بالا، برای بررسی کارایی هر عامل روی هر هدف، از الگوریتم بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفه استفاده می‌گردد تا با ایجاد یک توازن میان اهداف و عوامل موثر، فرآیند بهینه‌سازی انجام گیرد.

پس از انتخاب الگوریتم تصادفی، روش‌هایی نظیر پارامترسازی هندسی و طراحی آزمایش مورد توجه قرار می‌گیرد. در روش پارامترسازی، الگوسازی هندسی پره به منظور انجام بهینه‌سازی حائز اهمیت خواهد بود. از جمله این الگوها می‌توان به دو الگوی مهم و کاربردی سویپ^۱ و لین^۲ اشاره نمود. که خود دارای زیر مجموعه‌ها و روش‌های اجرایی متعدد می‌باشند. به عنوان مثال، روش سویپ با جابجایی محوری لبه جلویی پره باعث کاهش انحنا در جلوی پره و کاهش سرعت چرخش سیال می‌شود. همچنین، تغییر شکل لین با جابجایی محیطی پره باعث کاهش اختلاف زاویه ورودی و خروجی پره با زاویه سیال می‌شود و در نهایت کاهش افت فشار را به دنبال دارد. در ادامه، نتایج برخی پژوهش‌های مرتبط با تحقیق حاضر در مورد استفاده از روش‌های پارامترسازی لین و سویپ به اختصار مورد بررسی قرار می‌گیرد.

هوانگ و ژاو، به بررسی اثر سویپ محوری و لین محیطی روی پره روتور یک کمپرسور محوری برای افزایش نسبت فشار و بازده آیزنتروپیک پرداختند. پس از پارامترسازی، از شبکه عصبی مصنوعی به منظور افزایش سرعت همگرایی و بهینه‌سازی استفاده شده است [۵]. لیان و لیو، با استفاده از همین روش و الگوریتم ژنتیک چند هدفه، به بهینه‌سازی یک کمپرسور محوری گذر صوتی، با هدف افزایش نسبت فشار کلی و به حداقل رساندن وزن پره پرداختند، که به افزایش ۱/۸ درصدی نسبت فشار کل و کاهش ۵/۴ درصدی وزن پره انجامید [۶]. جین و همکاران، با ادغام الگوریتم ژنتیکی تطبیقی، طراحی آزمایش، روش سطح

با توجه به کاربرد گسترده کمپرسورهای محوری در صنعت؛ طراحی، تحلیل عملکرد و بهینه‌سازی آن‌ها به منظور افزایش کارایی، از اهمیت بالایی برخوردار است. از جمله حوزه‌های مورد اهمیت در این زمینه می‌توان به حوزه‌هایی مانند هوافضا، دریا و نیروگاه اشاره نمود، که بهینه‌سازی ساختار کمپرسورها، منجر به جلوگیری از اتلاف انرژی می‌گردد. بهینه‌سازی کمپرسورها، نیازمند در نظر گرفتن اهداف و شرایط طراحی اولیه و انتخاب الگوریتمی مناسب با توجه به حجم محاسبات و سرعت حل می‌باشد [۱]. به دلیل وجود اهداف متعدد در بهینه‌سازی کمپرسورها، نیاز به استفاده از توابع و الگوریتم‌های چندهدفه، که چندین متغیر عملکردی در آن‌ها شرکت دارند، وجود دارد. اما به دلیل حجم محاسباتی بالا، استفاده مستقیم از این‌گونه توابع مرسوم نبوده و عموماً روش‌های جایگزینی مانند روش‌های تقریبی و الگوریتم‌های تصادفی مورد استفاده قرار می‌گیرند. الگوریتم‌های تصادفی شامل پارامترسازی (بهینه‌سازی شکل)، طراحی آزمایش و روش‌های جایگزین (استفاده از فرض‌های مختلف به منظور ساده‌سازی) مبتنی بر تقریب هستند. از مدل‌های جایگزین به منظور بهینه‌سازی هندسه‌های پیچیده به کمک توابع حقیقی استفاده می‌شود. در این روش‌ها به دلیل فراخوانی زیاد توابع هدف، دقت بهینه‌سازی افزایش می‌یابد، اما از نظر هزینه‌های محاسباتی مقرون به صرفه نمی‌باشند. با توجه به اهداف متعدد و نیز مدل‌های فشرده محاسباتی در طراحی فرآیند بهینه‌سازی در سیستم‌های پیچیده، روش‌های بهینه‌سازی مبتنی بر تقریب، که با استفاده از مدل‌های تحلیلی ساده، مدلی تقریبی از توابع هدف ارائه می‌کنند، بسیار مورد توجه قرار دارند. از جمله این روش‌ها می‌توان به روش سطح پاسخ و روش شبکه عصبی مصنوعی اشاره نمود. روش پارامترسازی نیز شامل تغییر مشخصات و شکل پره است که به‌طور مستقیم تعداد متغیرهای طراحی در فرآیند بهینه‌سازی را تعیین می‌کند [۲].

بهینه‌سازی آیرودینامیکی را، با توجه به طراحی و بررسی الگوریتم‌های پارامترسازی، به دو طرح معکوس و مستقیم می‌توان تقسیم کرد. در طراحی معکوس، پروفیل پره با استفاده از توزیع فشار مورد نظر مشخص می‌شود، لذا اتکای زیادی بر تجربه طراح دارد. در طراحی مستقیم، بهینه‌سازی بر پایه روش‌های مبتنی بر شیب و الگوریتم‌های تصادفی می‌باشد. از جمله این الگوریتم‌های تصادفی می‌توان به الگوریتم‌های ژنتیک

² Lean¹ Sweep

اثر تغییر شکل خم انتهایی^۲ نیز در پژوهش‌های متعددی مورد بررسی قرار گرفته‌است. از این میان می‌توان به پژوهش انجام شده به وسیله رابینسون اشاره نمود که خمیدگی لبه انتهایی تیغه را برای کمپرسورهای جریان محوری مورد بررسی قرار داد. با استفاده از این تغییر شکل در انتهای ثابت پره، اصطکاک گوشه سطح مکش کاهش داده شد که منجر به بهبود بازده پلی‌تروپیک یک کمپرسور محوری گردید [۱۶].

پیشینه تحقیقات نشان می‌دهد که ترکیب روش‌های پارامترسازی هندسی با الگوریتم ژنتیک خودکار کم‌تر مورد بررسی قرار گرفته‌است. در این تحقیق، علاوه بر به‌کارگیری و تغییر در الگوریتم ژنتیک خودکار، ترکیب روش‌های پارامترسازی نیز بر روی نقاط کنترلی بیشتری مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- الگوریتم ژنتیک مورد استفاده در بهینه‌سازی

توابع هدف بهینه‌سازی در این تحقیق، افزایش بازده آیزنتروپیک با کاهش منابع افت فشار سکون، افزایش نسبت فشار کل و دبی جرمی در نقطه طرح می‌باشند. ضمناً با افزایش دبی جرمی و کاهش خفگی جریان، حاشیه بهره نیز افزایش خواهد یافت. از جمله منابع افت فشار در کمپرسورهای گذر صوتی، افت ناشی از موج‌های ضربه‌ای، افت ناشی از جریان نشتی از نوک پره و نیز افت پروفیل می‌باشد. در این پژوهش، بعد از مشخص کردن روش‌های پارامترسازی، بستر خودکاری از الگوریتم ژنتیک، با توسعه کد نرم‌افزاری، ایجاد و بهینه‌سازی انجام گردید. مراحل اصلی بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک خودکار به کار رفته در پژوهش حاضر، در شکل ۱ نمایش داده شده‌است.

در این تحقیق، با تغییراتی در الگوریتم ژنتیک، انتخاب هوشمند جمعیت نسل جدید در تکرارهای بعدی صورت می‌گیرد. بدین ترتیب که اگر همگرایی و شرایط خاتمه میسر نشد، مجموع جمعیت تصادفی، فرزندان و جهش‌یافتگان ابتدا ادغام و سپس طبقه‌بندی می‌شوند. پس از انجام این طبقه‌بندی، جمعیت نسل جدید براساس بهترین نتیجه و شایستگی، مرتب شده و جمعیت نسل جدید واقعی از بهترین اعضا انتخاب شده و بقیه نتایج کنار گذاشته می‌شوند. این فرآیند باعث کاهش هزینه محاسباتی بهینه‌سازی می‌شود. از جمله شرایط خاتمه و همگرایی حل، می‌توان به تعداد فراخوانی تابع هدف اشاره نمود، که توسط کاربر تعیین می‌گردد. در محاسبات الگوریتم ژنتیک، تعداد دفعات فراخوانی تابع هدف، معیار مناسبی به منظور مقایسه بین

پاسخ مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی و یک حل‌گر عددی سه‌بعدی ناویر استوکس، اقدام به بهینه‌سازی کردند. از نتایج این تحقیق کاهش ناحیه جدایش جریان تا ۳۲٪ می‌باشد [۱۷]. وانگ و همکاران، با ترکیب الگوریتم ژنتیک، شبکه عصبی مصنوعی و روش پارامترسازی، اقدام به بهینه‌سازی کردند، که در نهایت منجر به کاهش ناحیه جدایش جریان، کاهش چشمگیر اثرات موج ضربه‌ای در روتور و بهبود بازده آیزنتروپیک گردید [۱۸]. آدجی و همکاران، با ترکیب پارامترسازی پره استاتور، الگوریتم ژنتیک چند هدفه و روش سطح پاسخ در فرآیند بهینه‌سازی، موفق به کاهش وزن تیغه تا ۶٪ و کاهش افت فشار کلی تا ۳۶٪ شدند [۱۹]. چنگ و همکاران، با ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و الگوریتم زنبور عسل، الگوریتم جدیدی برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی یک کمپرسور جریان محوری ایجاد کردند [۱۰]. از نتایج آن‌ها می‌توان به افزایش بازده اشاره نمود. کسکین و بستل، به منظور بهینه‌سازی چند هدفی با توجه به حداکثر کارایی، از ترکیبی از الگوریتم‌های مختلف تصادفی استفاده کردند. از نتایج کار آن‌ها می‌توان به کاهش زمان طراحی، بهبود هندسه و افزایش نسبت فشار اشاره نمود [۱۱]. گواسوامی و گوارهان، با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و پیاده سازی روش سویپ و لین، به مقدار ۵ تا ۱۵ درصد طول وتر، موفق به بهبود حاشیه بهره، کاهش خفگی جریان و در نهایت افزایش بازدهی کمپرسور ۶۷ ناسا شدند [۱۲]. عبدالحمید و همکاران نشان دادند که سویپ منفی، منجر به افزایش بازدهی و نرخ جریان عبوری می‌شود درحالی که سویپ مثبت، تاثیر معکوسی روی بازدهی و نرخ جریان دارد [۱۳]. اولیور و هال، با استفاده از سویپ مثبت و منفی روی تیغه راهنمای خروجی و نیز تغییر سرعت نوک تیغه، اقدام به بهینه‌سازی پره روتور و استاتور کرده و نشان دادند که سویپ باعث افزایش یا کاهش نویز و همبستگی شعاعی پره می‌شود. از دیگر نتایج این آزمایش می‌توان به کاهش اثر دنباله در خروجی استاتور اشاره نمود که منجر به افزایش بازده می‌گردد. این نتایج، وجود رابطه‌ای قوی بین دنباله و منابع نویز در پره را نشان می‌دهد [۱۴]. عبدالصمد و همکاران به منظور بهینه‌سازی عددی خط انباشت^۱ پره و رسیدن به تابع هدف، از الگوریتم ژنتیک چند هدفه با استفاده از شبیه‌سازی سه بعدی ناویر استوکس بهره بردند. جنبه پارتو در الگوریتم ژنتیک چند هدفه، با استفاده از چند جمله‌ای درجه دو ایجاد گردید. از نتایج این تحقیق می‌توان به افزایش بازدهی و نسبت فشار اشاره نمود [۱۵].

² End bend

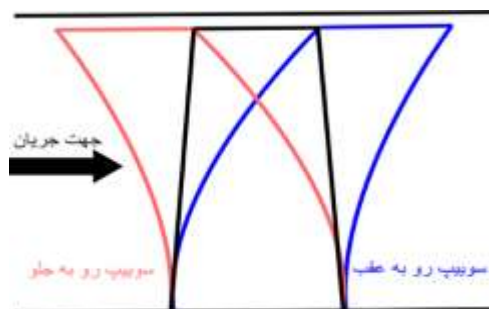
¹ Stack line

این روش‌های پارامترسازی روی آن‌ها اعمال شود، حائز اهمیت بوده و در تعیین آن‌ها ویژگی‌های فیزیکی جریان به منظور کاهش منابع افت در نظر گرفته شده است. در این پژوهش، سعی بر آن است تا با افزایش تعداد نقاط کنترلی، دقت نتیجه‌گیری و تولید هندسه بهبود یابد تا شرایط بررسی جامع‌تری فراهم شود [۱۷]. در ادامه، روش‌های پارامترسازی سویپ، لین، دایهدرال و خم انتهایی، که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته‌اند، به اختصار معرفی می‌گردند.

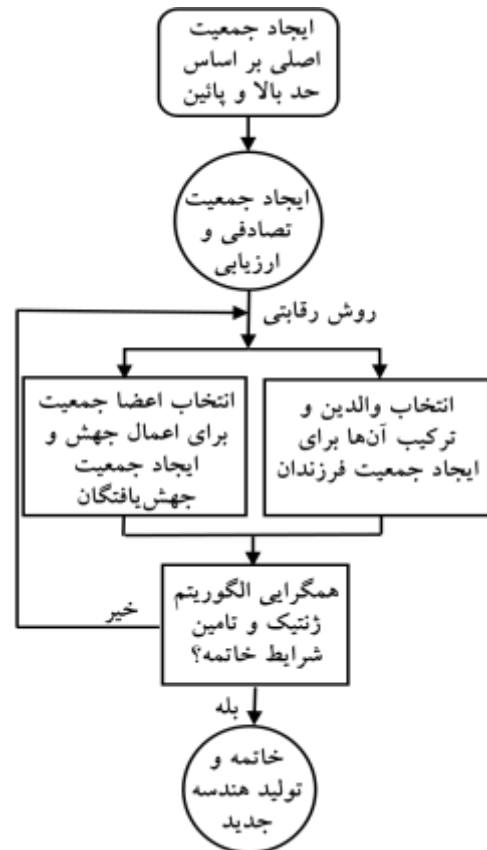
۳-۱- تغییر شکل سویپ

تصویر شماتیکی از سویپ در شکل ۲ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، سویپ با خم شدن پره در جهت جریان (سویپ رو به عقب یا منفی) یا در خلاف جهت آن (سویپ رو به جلو یا مثبت) همراه می‌باشد.

مقدار سویپ برحسب درصدی از طول وتر مشخص شده و عموماً مقدار جابجایی سویپ روی پارامترهای کنترلی به میزان ± 5 درصد تا ± 15 درصد طول وتر انجام می‌شود. لذا مقدار حد پایین و بالای تغییرات در الگوریتم بهینه‌سازی بر این اساس محاسبه می‌گردد [۱۸]. تغییر شکل سویپ در روتور موجب انتقال موج ضربه‌ای به پایین دست جریان شده و باعث کاهش افت فشار ناشی از آن می‌گردد [۱۹]. همچنین کاهش بار در قسمت لقی تیغه و در شعاع‌های بالا باعث کاهش افت ناشی از جریان نشتی از نوک تیغه‌ها و نیز جلوگیری از توسعه لایه مرزی می‌گردد. به همین منظور، غیر از بررسی سویپ در شعاع بالا و در صفحه نصف النهاری^۲، سویپ در شعاع متوسط و پایین و نیز در لبه انتهایی تیغه مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این تحقیق بر خلاف سایر پژوهش‌ها، فرآیند سویپ براساس شکل ۳، بر روی چند نقطه کنترلی روی لبه‌های جلویی و انتهایی پره‌ها اعمال می‌شود.



شکل ۲ تصویر شماتیکی از سویپ رو به جلو یا مثبت (قرمز) و رو به عقب یا منفی (آبی) پره در مقایسه با مقطع پره بدون سویپ (سیاه)



شکل ۱ روند بهینه‌سازی صورت گرفته در این تحقیق که در بستر خودکار الگوریتم ژنتیک انجام می‌شود.

فرآیندهای بهینه‌سازی می‌باشد. بدین‌گونه که فرآیندی که بیشترین فراخوانی تابع هدف را داشته باشد، به مقدار اکسترمم کلی نزدیک‌تر است و قابلیت اعتماد بیشتری دارد. لذا در کنار دقت بالا، فرآیند نتیجه‌گیری آن نیز طولانی‌تر خواهد بود. تعداد فراخوانی تابع هدف براساس حاصل ضرب مجموع تعداد فرزندان و جهش‌یافتگان در تعداد تکرار و مجموع آن با تعداد جمعیت اصلی مشخص می‌گردد.

۳-۲ روش‌های پارامترسازی هندسی مورد استفاده

در ابتدا لازم به ذکر است که کمپرسور محوری مورد بهینه‌سازی دارای یک طبقه و در طراحی اولیه فاقد سویپ و لین بوده و خط انباشت پره‌های آن براساس مرکز سطح مقاطع پره‌ها در نظر گرفته شده است.

در این تحقیق از تغییر شکل‌های لین، سویپ و دایهدرال^۱ و همچنین تغییر شکل انتهایی برای پارامترسازی هندسی پره‌ها استفاده می‌شود. این روش‌ها با تغییر در هندسه پره، عوامل افت فشار را کاهش می‌دهند. طبیعتاً شناسایی نقاط کنترلی که باید

² Meridional plane

¹ Dihedral

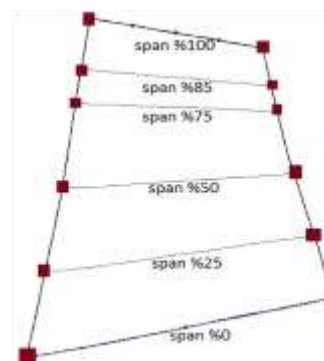
در مقایسه با پره بدون دایهدرال، در شکل ۶ نمایش داده شده است. لازم به ذکر است که تغییر شکل دایهدرال را می‌توان زیر مجموعه‌ای از لین دانست، اما از آنجایی که در این تحقیق برای انجام لین اقدام به جابجایی منفرد پارامترهای کنترلی شده است، از واژه دایهدرال برای جابجایی محیطی کل پره استفاده خواهد شد. تغییر شکل دایهدرال با کاهش اثر متقابل موج ضربه‌ای با لایه مرزی و همچنین کاهش انباشت سیال در لایه مرزی روی سطح مکش به دلیل وجود یک نیروی گریز از مرکز در قسمت انحناء نوک پره می‌تواند تاثیر قابل توجهی در بهبود کارایی و افزایش حاشیه استال داشته باشد [۲۱].

دایهدرال، جریان نصف‌النهاری در گوشه سطح فشاری را از بالادست جریان به خط انباشت اضافه می‌کند. این کار باعث کاهش عدد ماخ در گوشه انتهایی سطح مکش و در نهایت کاهش قدرت موج ضربه‌ای می‌گردد. در همین حال، در فاصله بین خط انباشت و لبه انتهایی تیغه با ایجاد یک گرادیان فشار مطلوب باعث کاهش گرادیان فشار نامطلوب می‌گردد [۲۲]. همچنین تغییر شکل دایهدرال با جابجایی محیطی پره در جهت فشاری، باعث کاهش تلفات ناشی از بارگذاری پره به دلیل تغییر در نیروی گریز از مرکز در نزدیکی پوسته می‌شود. تصویری از نقاط کنترلی مورد استفاده برای دایهدرال در شکل ۵ نشان داده شده است.

۳-۴- تغییر شکل خمیدگی انتهایی

از دیگر عوامل افت فشار سکون در کمپرسورها می‌توان به زاویه برخورد^۱ اشاره نمود. به دلیل اختلاف فشار دو طرف پره، زاویه سرعت نسبی سیال و پره یکسان نخواهد بود که باعث ایجاد زاویه برخورد می‌شود [۲۳]. همچنین توسعه لایه مرزی روی پره، باعث اختلاف زاویه سرعت نسبی سیال در خروجی پره و زاویه پره می‌گردد که زاویه انحراف^۲ نامیده می‌شود [۲۳]. وجود این عوامل منجر به عدم تساوی بین زاویه خروج سیال و زاویه انتهایی پره می‌گردد و از این رو در این تحقیق با به‌کارگیری روش خمیدگی انتهایی سعی بر آن است که این زاویه به حالت ایده‌آل خود نزدیک شده و اختلاف زاویه پره و خروج سیال به کمترین مقدار خود برسد. نمونه‌ای از تغییر شکل خمیدگی انتهایی در شکل ۷ نشان داده شده است.

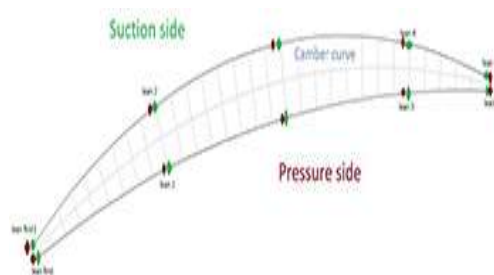
این تغییر شکل، با ایجاد انحنا در انتهای پره باعث خمیدگی بیشتر نسبت به خط کمر می‌شود. این تغییر شکل به دلیل وجود تلفات زیاد دوباره انتهایی مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۳ نقاط کنترلی (مربع‌های قرمز) مورد استفاده برای سویپ در فواصل مختلف پره روتور

۳-۲- تغییر شکل لین

همانطور که در شکل ۴ نشان داده شده است، تغییر شکل لین، ضمن تغییر انحنای پره به سمت جبهه فشاری یا مکشی، موجب تغییر ضخامت آن نیز می‌شود. انتظار می‌رود تا انجام لین روی پره روتور با تغییر انحنای پره، موجب کاهش اختلاف زاویه ورود سیال و پره و تغییر ساختار موج ضربه‌ای روی جبهه فشاری در نزدیکی لبه جلویی شود. این تغییر موجب افزایش فشار در جبهه فشاری، کاهش سرعت نسبی سیال روی پره، کاهش قدرت موج ضربه‌ای، کنترل ضخامت لایه مرزی و کاهش ناحیه جدایش جریان گردیده و آن را به سمت انتهای پره جابجا کند [۲۰]. در این تحقیق، تغییر شکل لین روی تمام قسمت‌های پره و با استفاده از ۵ نقطه کنترلی در هر یک از جبهه‌های فشاری و مکشی انجام می‌پذیرد. این نقاط کنترلی به عنوان نمونه روی مقطع ریشه پره روتور در شکل ۵ نمایش داده شده‌اند.



شکل ۵ تصویر شماتیکی از نقاط کنترلی روی مقطع ریشه پره روتور برای تغییر شکل‌های لین و دایهدرال

۳-۳- تغییر شکل دایهدرال

این تغییر شکل با حرکت کل پره به سمت جبهه فشاری یا مکشی انجام می‌شود. تصویری از تغییر شکل دایهدرال مثبت و منفی،

² Deflection angle

¹ Incidence angles

گردابه‌های μ_t ، براساس فرضیه بوسینسک، بوده و S_M نیروی حجمی وارده به سیال می‌باشد. معادله پیوستگی نیز به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (2)$$

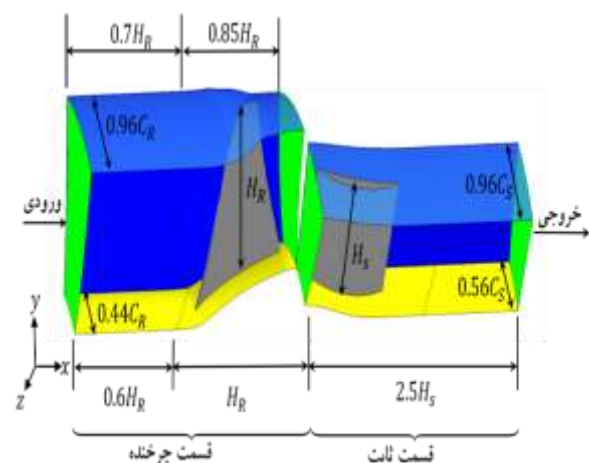
معادله انرژی متوسط‌گیری شده رینولدز نیز با استفاده از فرضیه گردایان پخش^۴ برای این جریان به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j h_{tot}) =$$

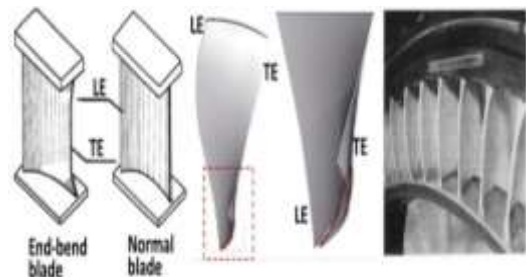
$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial h}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[U_i (\tau_{ij} - \overline{\rho u_i u_j}) \right]$$

در این معادله، h انتالپی متوسط، h_{tot} انتالپی کلی متوسط (شامل انرژی جنبشی آشفتگی)، τ_{ij} تنش ویسکوز، $\overline{\rho u_i u_j}$ تنش رینولدز متوسط (u_i مولفه‌های بردار نوسانی سرعت و خط بالای عبارت به معنی مقدار متوسط می‌باشد. از فرضیه بوسینسک برای مدل‌سازی این جمله استفاده می‌شود)، λ ضریب انتقال حرارت هدایت، T دما و Pr_t عدد پرانتل آشفتگی می‌باشد. از رابطه گاز ایده آل بین فشار، دما و چگالی در شبیه‌سازی‌های عددی استفاده شده است و برای محاسبه μ_t ، که در فرضیه بوسینسک استفاده شده، مدل آشفتگی $k - \varepsilon$ به کار گرفته شده است. در این روش μ_t از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$



شکل ۸ دامنه محاسباتی سه‌بعدی مورد استفاده در شبیه‌سازی‌های عددی. H_R و C_R به ترتیب ارتفاع و طول وتر متوسط روتور و H_S و C_S نیز ارتفاع و طول وتر متوسط استاتور می‌باشد.



شکل ۷ تصویری از خمیدگی انتهایی پره در استاتور یک کمپرسور محوری. برگرفته از مرجع [۲۲]

خمیدگی ایجاد شده در این روش تا حدودی موجب کنترل ضخامت لایه مرزی دیواره انتهایی، کاهش جریان‌های ثانویه و گردابه‌های جریان در نزدیکی لبه جلویی در شعاع پایین و نیز رفع انسداد جریان در لبه انتهایی می‌شود [۲۲].

۴- شبیه‌سازی‌های عددی و اعتبارسنجی

شبیه‌سازی‌های عددی در دامنه محاسباتی سه بعدی نشان داده شده در شکل ۸ انجام شده و اندازه‌های دامنه محاسباتی نیز در این شکل برحسب ارتفاع پره‌های روتور و استاتور مشخص شده است. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از معادلات حاکم بر جریان سیال ویسکوز نیوتنی سه‌بعدی تراکم پذیر و با استفاده از نرم‌افزار حجم محدود سی‌اف‌ایکس^۱ نسخه ۱۸/۲ از مجموعه نرم افزارهای انسیس^۲ انجام شده است. با توجه به آشفتگی بودن جریان در کمپرسور، از معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز^۳ استفاده شده است. این معادلات که با متوسط‌گیری از معادلات ناویر استوکس و استفاده از تجزیه رینولدز [۲۴] حاصل می‌شوند با استفاده از قانون جمع اندیسی به صورت زیر نوشته می‌شوند.

(۱)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho U_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M, i, j = 1, 2, 3$$

در این رابطه، U_i مولفه‌های بردار سرعت متوسط در راستاهای x ، y و z بوده (جهت محورهای مختصات در شکل ۸ نشان داده شده است)، P فشار متوسط و ρ چگالی متوسط سیال می‌باشد. همچنین μ_{eff} ویسکوزیته موثر می‌باشد که برابر حاصل جمع ویسکوزیته دینامیکی سیال μ و ویسکوزیته

³ Reynolds-averaged Navier-Stokes

⁴ Eddy-diffusivity hypothesis

¹ CFX

² Ansys

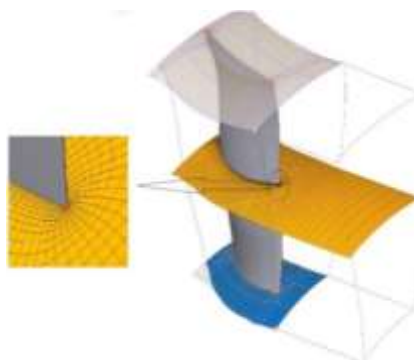
قسمت‌های چرخنده و ثابت دامنه حل نیز در شکل ۸ مشخص شده‌اند. شبکه‌بندی مورد استفاده در این تحقیق، با استفاده از نرم‌افزار تجاری توربو گرید^۳ انجام گرفته است. در شبکه‌بندی، فاصله اولین سلول محاسباتی از دیواره در مقیاس دیواره به صورت زیر می‌باشد.

$$y^+ = \frac{\rho y u_\tau}{\mu} < 1, \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (9)$$

در این رابطه، u_τ سرعت اصطکاکی و τ_w تنش برشی بر روی دیواره می‌باشد. بنابر این تعریف، اولین سلول محاسباتی در زیر لایه ویسکوز واقع شده است [۲۵]. همچنین عدد رینولدز جریان به صورت نسبی با در نظر گرفتن سرعت نسبی جریان ورودی و طول متوسط وتر پره در شعاع متوسط بزرگتر از 1×10^6 می‌باشد. از این رو، با توجه به شرایط جریان، آشفتگی در لایه مرزی و ناحیه دنباله اتفاق خواهد افتاد. نمونه‌ای از شبکه مورد استفاده برای روتور و استاتور در شکل ۹ نشان داده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۹ تصویر یک مقطع دوبعدی از شبکه سه‌بعدی مورد استفاده برای روتور (الف) و استاتور (ب) در شعاع متوسط به همراه بزرگنمایی ناحیه لبه فرار پره‌ها

در این رابطه $C_\mu = 0.09$ و مقادیر انرژی جنبشی آشفتگی، k و نرخ استهلاک آن، ε از معادلات زیر به دست می‌آیند.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon U_j) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (6)$$

در این روابط $C_{\varepsilon 1} = 1.44$ ، $C_{\varepsilon 2} = 1.92$ ، $\sigma_k = 1$ و $\sigma_\varepsilon = 1.3$ می‌باشند. جمله P_k نیز که تولید انرژی جنبشی آشفتگی می‌باشد از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (7)$$

گسسته‌سازی جملات انتشار در کلیه معادلات از نوع مرکزی مرتبه ۲ و برای جملات جابجایی، از نوع پادبادسو^۱ مرتبه ۱ می‌باشد تا ناپایداری در حل عددی به وجود نیاید [۲۴]. تمامی مانده‌ها^۲ در کلیه معادلات در شبیه‌سازی‌های عددی حداقل تا 10^{-5} همگرا شده‌اند.

در ورودی جریان از شرط مرزی دیریکله برای فشار و دمای کلی استفاده شده است که به صورت زیر می‌باشد.

$$\begin{aligned} T_{tot} &= 288.15k \\ P_{tot} &= 1atm \end{aligned} \quad (8)$$

از شرط مرزی عدم لغزش و آدیاباتیک برای سطوح جامد شامل پره‌های روتور و استاتور، توپی و پوسته استفاده شده است. در خروجی جریان، فشار متوسط استاتیک ثابت اعمال شده که مقدار آن متناسب با شرایط مساله می‌باشد و سطوح جانبی نیز دارای شرط مرزی تناوبی می‌باشند. بنابراین اندازه دامنه حل

³ Turbogrid¹ Upwind² Residuals

شبیه سازی‌های عددی برای بازده پلی‌تروپیک، نسبت فشار و سایر پارامترهای کلیدی مساله تطابق خوبی با داده‌های آزمایشگاهی مربوط به این کمپرسور نشان داده (جدول ۲ را ببینید) و با سایر شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده در تحقیقات مشابه مطابقت خوبی دارد [۲۷]. نتایج به دست آمده برای کمپرسور روتور ۳۷ و تشابه آن به کمپرسور مورد نظر در پژوهش حاضر، از لحاظ گذر صوتی بودن و نوع پره های به کار رفته و بازه اعداد ماخ، صحت روش شبیه‌سازی عددی به کار گرفته شده در این پژوهش را تایید می‌کند. این در حالی است که نسبت فشار کمپرسور در تحقیق حاضر کمتر از کمپرسور روتور ۳۷ و اندازه پرها نیز متفاوت می‌باشد.

جدول ۲ مقایسه پارامترهای مهم حاصل از شبیه سازی عددی حاضر با داده های آزمایشگاهی روتور ۳۷

کمیت	داده‌های آزمایشگاهی [۲۴]	نتایج شبیه‌سازی عددی حاضر	خطای نسبی (%)
دبی جرمی در نقطه خفگی (kg/s)	۲۰/۹۳	۲۰/۶۲	۱/۵
دبی جرمی در نقطه طرح (kg/s)	۲۰/۱۹	۲۰/۱۹	-
نسبت فشار کل	۲/۱	۲/۰۷	۱/۴۳
عدد ماخ نسبی نوک پره روتور در ورودی	۱/۴۸	۱/۵۲۶	۳/۱
عدد ماخ نسبی در ریشه پره روتور در ورودی	۱/۱۳	۱/۱۵۹	۲/۵۷

شکل ۱۰ تغییرات بازده روتور ناسا ۳۷ نسبت به دبی بی بعد شده (نسبت به دبی خفگی) را برای نتایج به دست آمده از شبیه سازی های عددی حاضر و نتایج تجربی نشان می‌دهد. این تصویر نحوه تعیین خطای نتایج و مقایسه آن ها با نتایج تحقیقات گذشته را به خوبی نمایش می‌دهد. بر این اساس، با کاهش دبی جرمی اختلاف نتایج آزمایشگاهی و عددی افزایش می‌یابد. این اختلاف در جایی که دبی جرمی کاهش می‌یابد به دلیل نزدیکی به نقطه واماندگی می‌باشد که به ناپایداری عددی نزدیک بوده و اجتناب ناپذیر است.

بررسی استقلال نتایج شبیه سازی‌های عددی از شبکه مورد استفاده با استفاده از سه شبکه در نقطه طرح انجام شده و نتایج حاصل از آن در جدول ۱ آورده شده است. با توجه به اهمیت بازده آیزنتروپیک، این پارامتر برای بررسی استقلال از شبکه مورد استفاده قرار گرفته است. از آنجایی که تغییرات بازده آیزنتروپیک بین شبکه‌های ۲ و ۳ تنها ۰/۲ درصد می‌باشد، تصمیم گرفته شد تا در شبیه‌سازی‌های عددی مورد استفاده در فرآیند بهینه سازی از شبکه ۲ و در محاسبات نهایی برای نتایج ارائه شده در بخش نتایج بهینه‌سازی از شبکه ۳ استفاده شود.

جدول ۱ نتایج حاصل از بررسی استقلال از شبکه در نقطه طرح

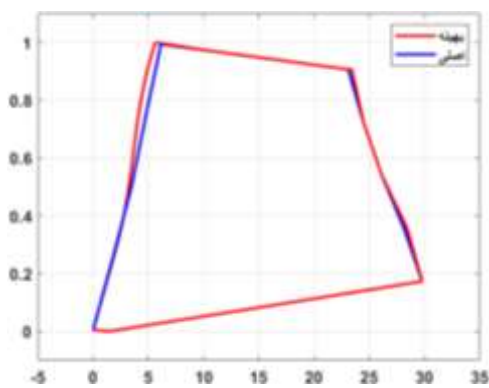
شبکه	تعداد نقاط شبکه	بازده آیزنتروپیک %
۱	۶۵۴ هزار	۷۹/۰۱
۲	۱ میلیون	۷۹/۴۱
۳	۱ میلیون و ۵۰۰ هزار	۷۹/۵۷

با استفاده از روش‌های پارامترسازی که در بخش ۳ مطرح شد، در مرحله اول، تولید خودکار هندسه، شبکه‌بندی و حل جریان انجام می‌گردد. در مرحله بعد، بهینه‌سازی با استفاده از یک فضای طراحی با ۱۳۶ نقطه کنترلی شامل زوایای ورود و خروج پره، خط انباشت، تغییرات محیطی خط کمبر و تغییر در ضخامت پره‌ها، انجام می‌گیرد. نقاط کنترلی روی صفحه نصف‌النهاری در شعاع‌های مختلف روی لبه‌های جلویی و انتهایی پره برای تغییر شکل سویپ و نیز روی تصویر زاویه‌ای پره در ورود و خروج در شعاع‌های مختلف انتخاب می‌گردد (همانطور که در شکل‌های ۳ و ۵ نشان داده شده است).

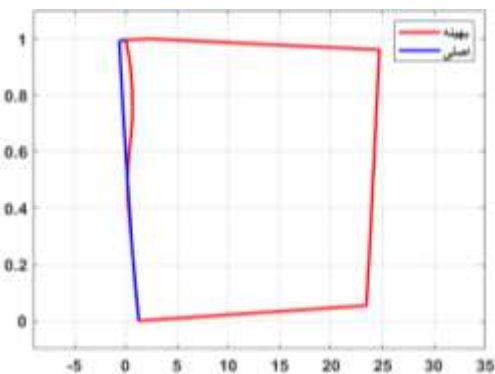
برای اعتبار سنجی روش شبیه‌سازی عددی و مدل آشفتگی به کار رفته در این پژوهش، روتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی به نام روتور ۳۷ ناسا [۲۶] که داده های تجربی آن در منابع موجود می‌باشد، با استفاده از روش عددی به کار رفته در این پژوهش، مورد شبیه‌سازی عددی قرار گرفت. روتور این کمپرسور دارای ۳۶ پره و سرعت دورانی ۱۷۱۸۸/۷ دور در دقیقه می‌باشد و نسبت فشار ۲/۰۷ را در نقطه طرح تامین می‌کند. دبی گذرنده در نقطه طرح و در ناحیه خفگی به ترتیب ۲۰/۶۵ و ۲۰/۱۹ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی‌های عددی حاضر، داده های آزمایشگاهی و میزان خطای شبیه سازی عددی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی در جدول ۲ نشان داده شده است. تعداد نقاط شبکه مورد استفاده در این شبیه سازی ۲/۳ میلیون نقطه شبکه بوده و شبکه مورد استفاده نیز به طریق مشابهی مانند آنچه در مورد کمپرسور مورد بهینه‌سازی گفته شد انجام شده است. نتایج به دست آمده از

شده روتور موجب کاهش افت ناشی از جدایش جریان و کاهش بار در نزدیکی نوک پره نیز گردد.

همچنین، سویپ مثبت پره روتور بهینه‌سازی شده در ۲۵ درصد ارتفاع آن، که در شکل ۱۱ (الف) مشاهده می‌شود، موجب کاهش جریان ثانویه در نزدیکی هاب می‌گردد.

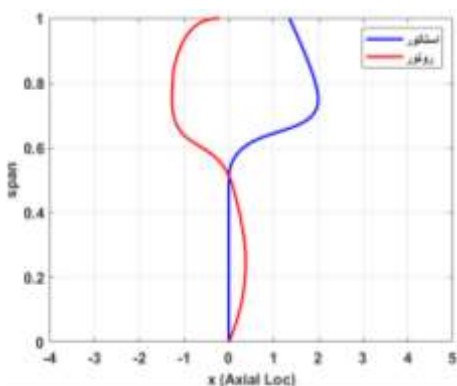


(الف)

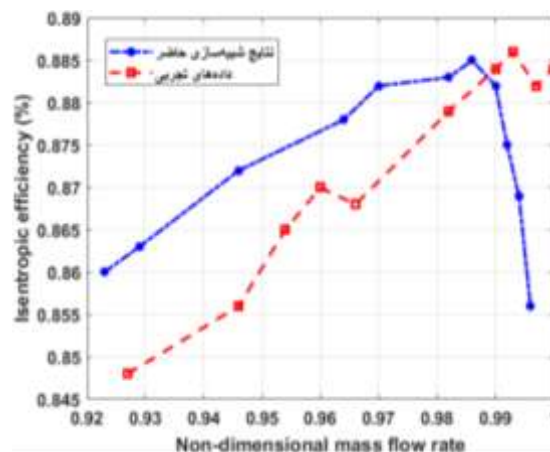


(ب)

شکل ۱۱ مقایسه نمای جانبی هندسه پره روتور (الف) و استاتور (ب) در حالت اصلی و بهینه‌سازی شده. محور افقی فاصله محوری بر حسب میلی‌متر و محور عمودی ارتفاع نسبت به ارتفاع پره را نشان می‌دهد.



شکل ۱۲ تغییرات محوری (در جهت X) پره‌های روتور و استاتور بر حسب میلی‌متر



شکل ۱۰ تغییرات بازده با نرخ جریان جرمی بی بعد برای روتور ناسا ۳۷

۵- بررسی تغییر شکل پره‌های روتور و استاتور پس از انجام بهینه‌سازی

در این قسمت، نتایج حاصل از بهینه‌سازی هندسه پره‌ها، با توجه به تاثیر روش‌های پارامترسازی ارائه شده، مورد بررسی قرار می‌گیرد. لازم به ذکر است که با توجه به گذر صوتی بودن کمپرسور، از پروفیل‌های چند کمان دایره‌ای^۱ و دو کمان دایره‌ای^۲ به ترتیب در طراحی اولیه روتور و استاتور استفاده شده است. لازم به ذکر است که X، Y و Z در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ مولفه‌های مختصات می‌باشد که در شکل ۸ نیز مشخص شده‌اند.

۵-۱- نتیجه بهینه‌سازی با تغییر شکل سویپ

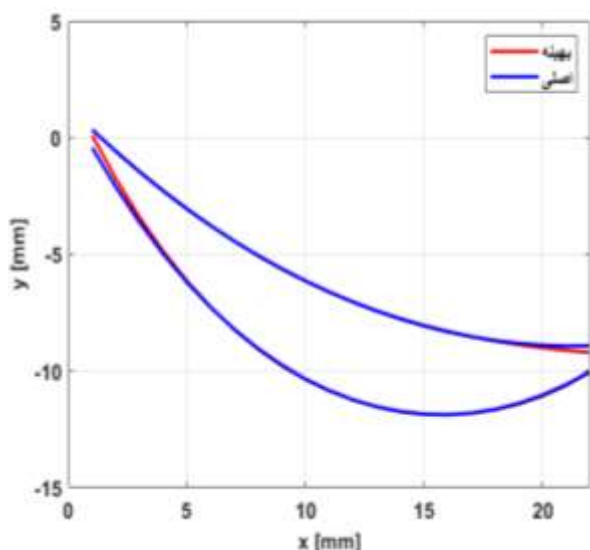
شکل ۱۱، نمای نصف‌النهاری از پره‌های بهینه‌سازی شده روتور و استاتور با استفاده از تغییر شکل سویپ را در مقایسه با طراحی اولیه نمایش می‌دهد. انتظار می‌رود که قدرت موج ضربه‌ای تشکیل شده در جریان گذر صوتی بر روی پره‌های روتور با افزایش شعاع و ازدیاد عدد ماخ نسبی، افزایش یابد.

در این شرایط، سویپ پره باعث نزدیک‌تر شدن موج ضربه‌ای به لبه‌ی فرار و در نتیجه کاهش تاثیر آن بر لایه مرزی و جدایش جریان خواهد شد. بنابراین، انتظار می‌رود تا در نتایج بهینه‌سازی، مقدار سویپ بیشتری در شعاع‌های بالاتر صورت گیرد. شکل ۱۱ نیز بیشترین مقدار سویپ مثبت را در ۷۵ تا ۱۰۰ درصد ارتفاع پره‌های روتور و استاتور در پره‌های بهینه‌سازی شده نشان می‌دهد. انتظار می‌رود تا تغییر شکل سویپ در پره بهینه‌سازی

³ Span

¹ Multiple circular arc

² Double circular arc

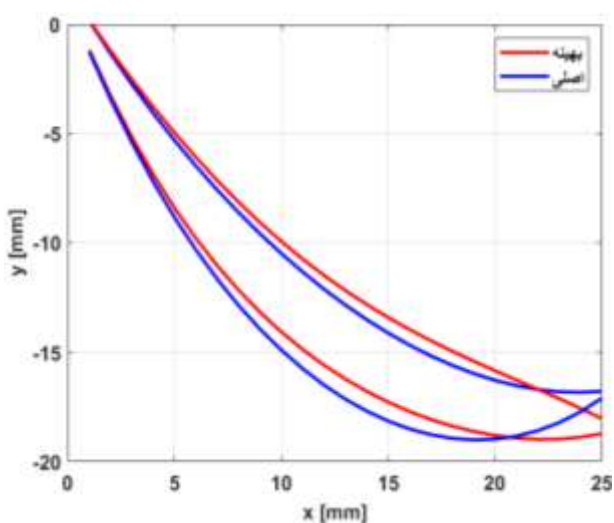


(ج)

شکل ۱۳ مقایسه مقاطع پره روتور بهینه‌سازی شده با تغییر شکل لین با طراحی اولیه در نوک (الف) و هاب (ب) و مقایسه مقاطع پره استاتور در شعاع متوسط برای پره استاتور (ج).

۳-۵- نتیجه بهینه‌سازی با تغییر شکل خمیدگی انتهایی

شکل ۱۴ (الف)، هندسه نهایی پره استاتور را بعد از تغییر شکل خمیدگی انتهایی و دایهدرال در ریشه پره استاتور نشان می‌دهد. ناحیه موثر در این تغییر شکل نیز در شکل ۱۴ (ب) مشخص شده است. این تغییر شکل با نزدیک کردن زاویه لبه فرار پره به زاویه خروج سیال در لبه انتهایی، منجر به کنترل ضخامت لایه مرزی شده و با تعویق جدایش جریان منجر به بهبود بازدهی کمپرسور می‌گردد.

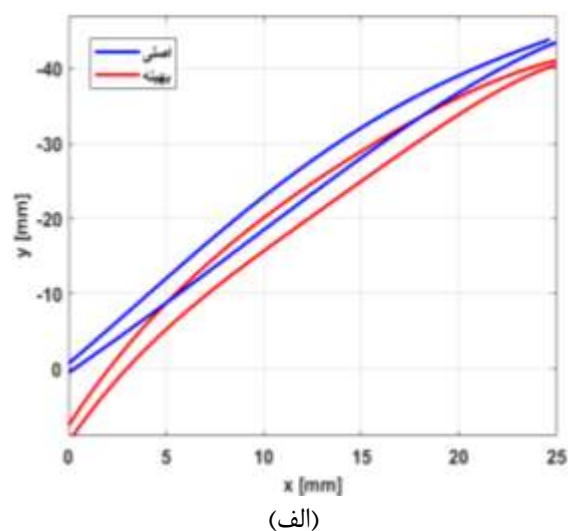


(الف)

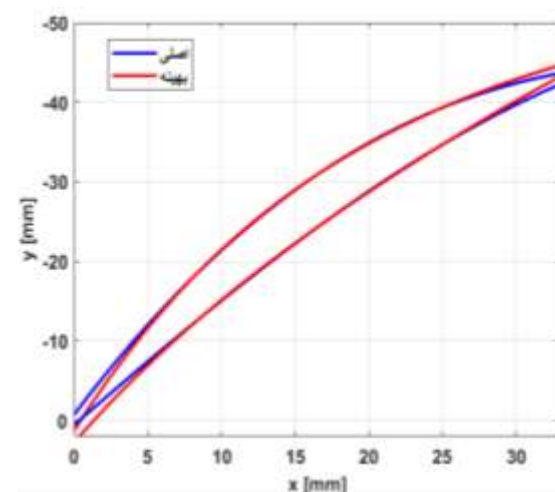
تغییرات هندسی ناشی از سویپ، موجب تغییر در خط انباشت پره‌ها، در مقایسه با پره‌های اصلی که خط انباشت آن‌ها در مرکز هندسی پره‌ها می‌باشد، خواهد شد. این تغییرات در خط انباشت پره‌های روتور و استاتور در شکل ۱۲ نمایش داده شده و نشان دهنده سویپ مثبت در شعاع‌های بالا می‌باشد. در حالی که سویپ منفی در ارتفاع‌های بالاتر از ۶۰ درصد ارتفاع پره در استاتور مشاهده می‌شود.

۲-۵- نتیجه بهینه‌سازی با تغییر شکل لین

تغییر شکل لین در پره‌های بهینه‌سازی شده روتور و استاتور در شکل ۱۳ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، مقاطع پره روتور در نزدیکی نوک پره و هاب^۱، به ترتیب دارای بیشترین و کمترین تاثیر لین در مقایسه با طراحی اولیه می‌باشند.



(ب)

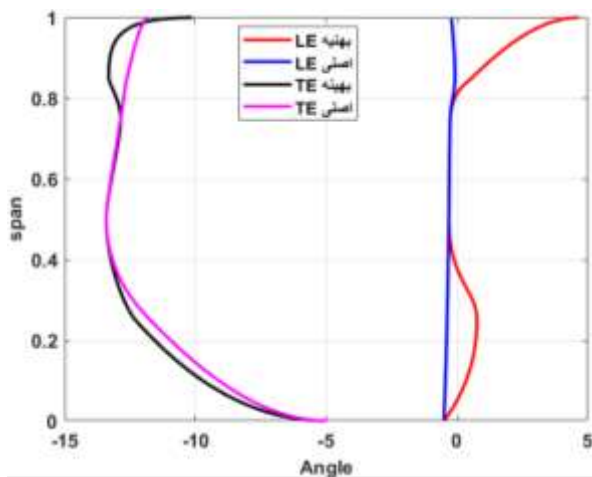


(ب)

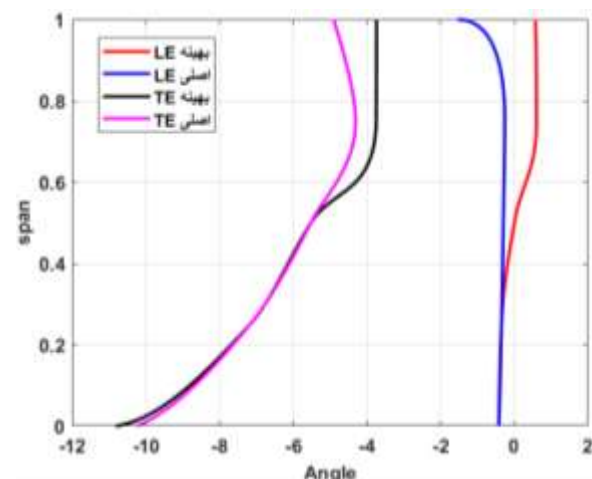
¹ Hub

زوایایی که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود ناشی از ترکیب روش‌های پارامترسازی لین، دایهدرال و خمیدگی انتهایی می‌باشد.

تغییرات زوایای ورودی و خروجی در پره روتور در شکل ۱۶ (الف) در بازه‌های کمتر از 0.4 و بیشتر از 0.8 ارتفاع پره مشاهده می‌شود. در حالی که در پره استاتور، در شکل (ب)، بیشتر تغییر زوایا در فاصله بیش از 0.4 از ارتفاع پره نسبت به ریشه آن مشاهده می‌شود. البته، همانطور که انتظار می‌رود تغییر زاویه خروجی به دلیل تغییر شکل خم انتهایی نیز در ارتفاع صفر در پره استاتور دیده می‌شود. انتظار می‌رود که این تغییر زوایای ورود و خروج پره‌ها با نزدیک شدن به حالت بهینه، منجر به کاهش منابع افت فشار سکون ناشی از موج‌های ضربه‌ای و اختلاف زاویه برخورد و انحراف و جدایش جریان گردد.

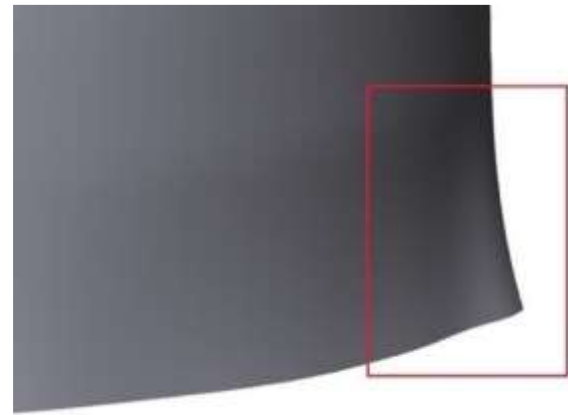


(الف)



(ب)

شکل ۱۶ تغییرات محیطی زوایای ورود **LE** و خروج **TE** برحسب ارتفاع پره‌ها در حالت طراحی اولیه و بهینه‌سازی شده برای پره‌های روتور (الف) و استاتور (ب)

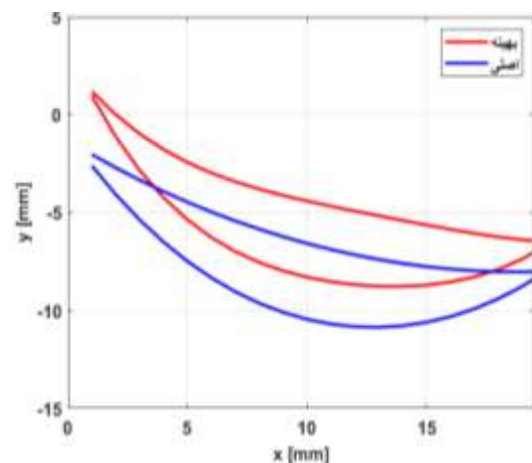


(ب)

شکل ۱۴ مقطع ریشه (الف) و نمای جانبی (ب) پره بهینه‌سازی شده استاتور بعد از انجام تغییر شکل خمیدگی انتهایی. مستطیل قرمز ناحیه مربوط به خمیدگی انتهایی را مشخص می‌کند.

۴-۵- نتیجه بهینه‌سازی با تغییر شکل دایهدرال

شکل ۱۵ تصویری از تغییر شکل دایهدرال در مقطع پوسته را برای پره استاتور بهینه‌سازی شده، در مقایسه با پره اصلی، نمایش می‌دهد. می‌توان دید که مقطع پره بهینه‌سازی شده نسبت به پره اصلی دارای دایهدرال منفی می‌باشد.



شکل ۱۵ مقایسه مقطع پره استاتور بهینه‌سازی شده در مقطع پوسته بعد از انجام تغییر شکل دایهدرال

۵-۵- تاثیر بهینه‌سازی بر روی زوایای ورود و خروج پره‌های روتور و استاتور

تغییرات زاویه‌های ورود و خروج پره‌های روتور و استاتور برحسب نسبت ارتفاع به ارتفاع پره‌ها در حالت طراحی اولیه و بهینه‌سازی شده در شکل‌های ۱۶ (الف) و (ب) نمایش داده شده است. تغییر

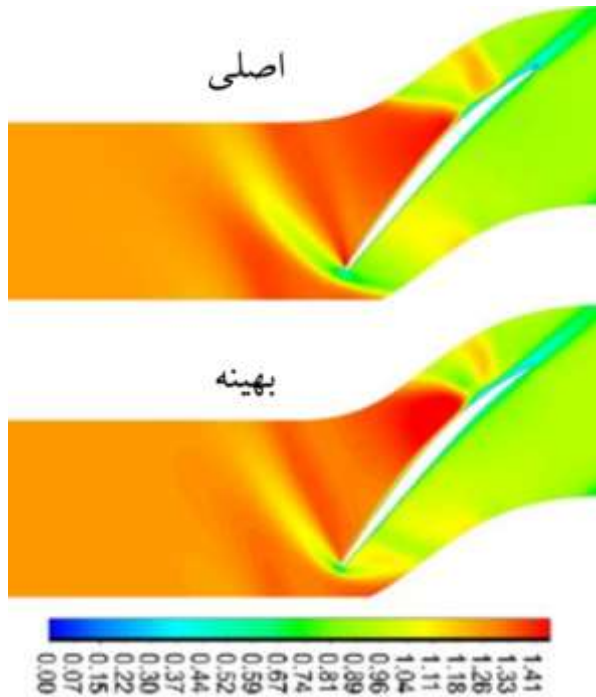
۶- بررسی عملکرد کمپرسور بهینه‌سازی شده در نقطه طرح

در این قسمت به بررسی عملکرد کمپرسور بهینه‌سازی شده، در مقایسه با کمپرسور اصلی، با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی در نقطه طرح پرداخته می‌شود. لازم به ذکر است که نتایج این تحقیق تحت تاثیر ترکیب تمام روش‌های پارامترسازی مورد بحث به دست آمده، لذا بهبود توابع هدف، ناشی از تاثیر ترکیب این روش‌ها می‌باشد. نقطه طرح کمپرسور مورد تحقیق در فشار خروجی استاتیک ۳۳ kPa و دبی جرمی ۲/۳۳ kg/s بوده و در این نقطه دارای بازدهی آیزنتروپیک ۷۸/۲ درصد می‌باشد.

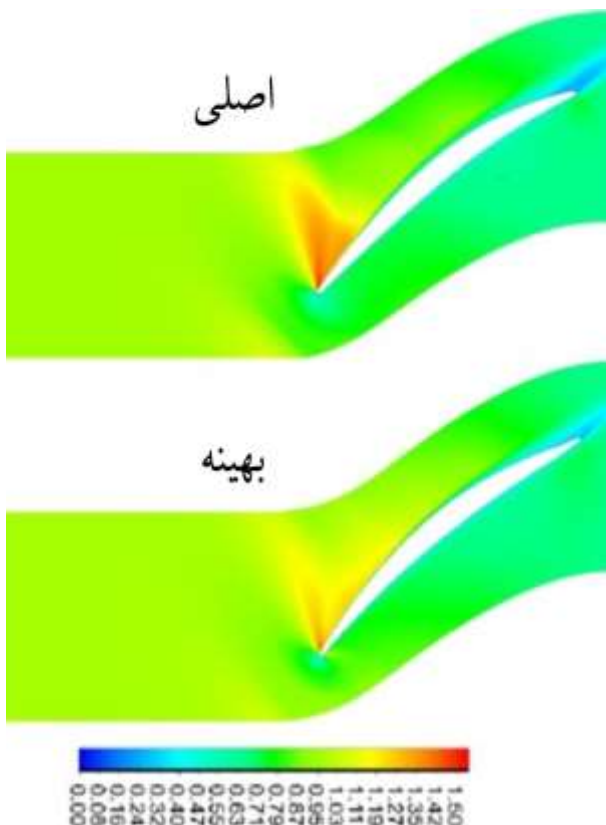
۶-۱- تاثیر بهینه‌سازی بر عملکرد پره روتور

برای بررسی اثر بهینه‌سازی بر روی کاهش اثرات امواج ضربه‌ای ناشی از گذر صوتی بودن جریان، که منجر به کاهش عملکرد کمپرسور می‌گردد، توزیع عدد ماخ نسبی در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ در دو مقطع از پره روتور نمایش داده شده است. یکی از این مقاطع بالاتر از شعاع متوسط و در ۰/۷۵ از ارتفاع پره (شکل ۱۷) و دیگری پایین‌تر از شعاع متوسط و در ۰/۲۵ ارتفاع پره (شکل ۱۸) در نظر گرفته شده است. در این شکل‌ها نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی برای هر دو پره اصلی و بهینه‌سازی شده جهت مقایسه آورده شده است.

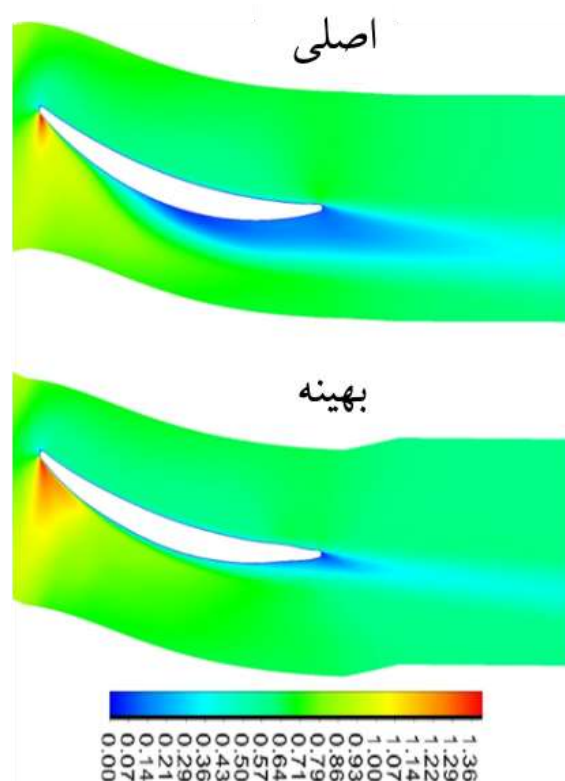
همانطور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود (در ۰/۷۵ از ارتفاع پره) برخورد موج ضربه‌ای با لایه مرزی در نزدیکی لبه انتهایی پره باعث جدایش لایه مرزی در هر دو پره اصلی و بهینه‌سازی شده گردیده است. در پره بهینه‌سازی شده، موج ضربه‌ای کمی نسبت به پره اصلی به سمت لبه انتهایی پره نزدیک‌تر شده که باعث کاهش اندازه ناحیه جدایش جریان در شکل ۱۷ گردیده است. اگرچه این تغییر در عملکرد، حاصل ترکیب روش‌های پارامترسازی اعمال شده می‌باشد، اما شاید بتوان گفت که تغییر انحنای پره در اثر تغییر شکل سویپ، سهم بیشتری در این تغییر عملکرد پره روتور در این مقطع، نسبت به سایر روش‌های پارامترسازی مورد استفاده داشته باشد.



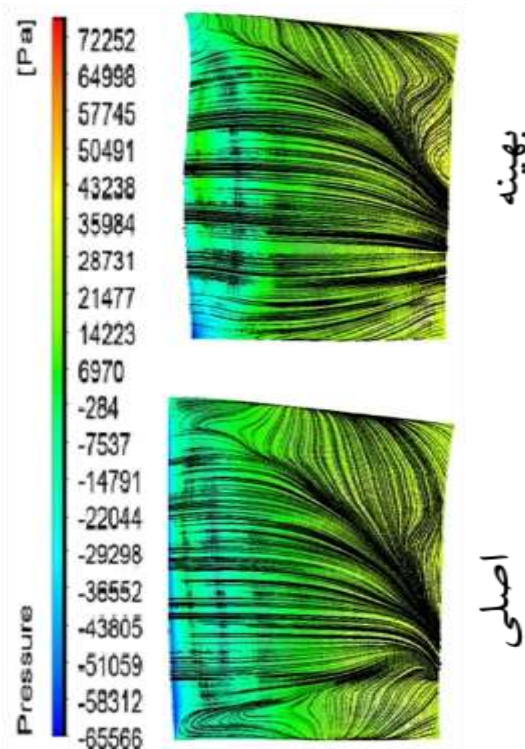
شکل ۱۷ مقایسه توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع پره روتور در ۰/۷۵ ارتفاع آن بین حالت اصلی و بهینه‌سازی شده



شکل ۱۸ مقایسه توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع پره روتور در ۰/۲۵ ارتفاع آن بین حالت اصلی و بهینه‌سازی شده



شکل ۱۹ مقایسه توزیع عدد ماخ نسبی در مقطع پره استاتور در نزدیکی ریشه بین حالت اصلی و بهینه‌سازی شده



شکل ۲۰ مقایسه خطوط جریان و توزیع فشار استاتیک بر روی سطح پره استاتور بین دو حالت اصلی و بهینه‌سازی شده

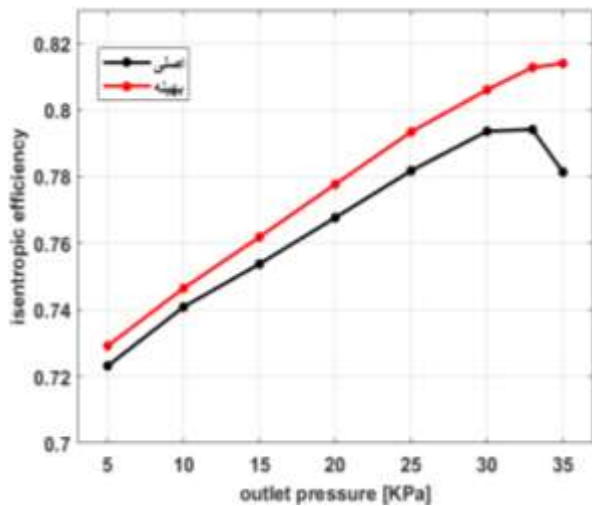
همانطور که در هر دو شکل ۱۷ و ۱۸ مشاهده می‌شود، تغییر انحنای لبه جلویی پره در اثر تغییر شکل لین، شدت موج ضربه‌ای قوسی^۱ در لبه حمله پره بهینه‌سازی شده را تا حدودی کاهش داده است. کانتورهای عدد ماخ در ارتفاع ۰/۲۵ پره روتور بهینه‌سازی شده در شکل ۱۸ نیز کاهش اثرات موج ضربه‌ای در نزدیکی لبه جلویی پره روتور را نشان می‌دهد. همچنین، تغییر شکل لبه انتهایی پره منجر به کاهش ناحیه جدایش جریان در قسمت انتهایی پره شده است. در مجموع، می‌توان گفت که ترکیب روش‌های پارامترسازی مورد استفاده منجر به بهبود قابل ملاحظه‌ای در عملکرد پره روتور و کاهش اثرات موج‌های ضربه‌ای و جدایش جریان شده است.

۶-۲- تاثیر بهینه‌سازی بر عملکرد پره استاتور

برای بررسی اثر بهینه‌سازی بر عملکرد پره استاتور، توزیع عدد ماخ نسبی در نزدیکی هاب در شکل ۱۹، نشان داده شده است. این شکل، جدایش جریان را در ناحیه بزرگی از قسمت انتهایی پره اصلی نشان می‌دهد، که طبیعتاً منجر به افت فشار سکون و کاهش عملکرد استاتور می‌گردد. در حالت بهینه‌سازی شده، ناحیه جدایش جریان در قسمت انتهایی پره به میزان زیادی کاهش یافته است. این تغییر رفتار جریان را می‌توان به دلیل تغییر انحنای لبه جلویی پره و همچنین لبه انتهایی آن در اثر بهینه‌سازی نسبت داد. این تغییرات در نواحی بالایی پره روتور نیز قابل مشاهده است که با کاهش موج ضربه‌ای ابتدایی پره، اثر موج ضربه‌ای در ناحیه بین دو پره مجاور نیز کاهش یافته و به سمت ناحیه انتهایی پره‌ها منتقل شده است. ناحیه جدایش نیز به تعویق افتاده و به سمت انتهای پره منتقل شده است.

خطوط جریان در نزدیکی پره استاتور به همراه توزیع فشار استاتیک سطحی در شکل ۲۰ برای دو حالت اصلی و بهینه‌سازی شده نشان داده شده است. تغییرات خطوط جریان در پره استاتور بهینه‌سازی شده نسبت به حالت اصلی، نشان‌دهنده کاهش ناحیه جدایش جریان در اثر بهینه‌سازی می‌باشد، که با بهبود عملکرد کمپرسور همراه خواهد بود. همانطور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود، تغییرات در خطوط جریان با تغییر در توزیع فشار بر روی سطح استاتور به خصوص در لبه جلویی آن همراه است.

¹ Bow shock



شکل ۲۲ مقایسه رفتار توابع هدف در دو کمپرسور اصلی و بهینه سازی شده

۸- نتیجه گیری

در این پژوهش، ترکیب روش‌های هندسی سویپ، لین، دایهدرال و خم انتهایی برای پارامترسازی هندسی پره‌های روتور و استاتور یک کمپرسور محوری گذر صوتی یک طبقه مورد استفاده قرار گرفت. یک بستر بهینه‌سازی خودکار با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه با تغییراتی جهت کاهش بار محاسباتی بهینه‌سازی، انجام و نتایج مورد بررسی قرار گرفت. در این بررسی‌ها، بهینه‌سازی با استفاده از پارامترسازی‌های هندسی به صورت مجزا و با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفه و به صورت موازی انجام گرفت. نتایج حاصل از ترکیب پارامترسازی‌های هندسی مورد استفاده در بهینه‌سازی در مجموع منجر به افزایش بازده آیزنتروپیک به میزان ۳٪ و نسبت فشار کلی به میزان ۱٪ و همچنین افزایش دبی جرمی به میزان ۳٪ و بهبود حاشیه بهره در نقطه طرح گردید. با استفاده از نتایج شبیه‌سازی‌های عددی می‌توان گفت که بهینه‌سازی با استفاده از تغییر هندسی سویپ باعث جابجایی محوری موج ضربه‌ای بین پره‌های روتور به سمت انتهای پره و کاهش ناحیه جدایش و ضخامت لایه مرزی و در نتیجه کاهش منابع افت فشار سکون ناشی از آن گردید. همچنین بهبود ناشی از تغییر انحنای پره‌های روتور و استاتور در لبه جلویی آن‌ها در اثر تغییر شکل لین، موجب کاهش عدد ماخ نسبی جریان در لبه جلویی و افت‌های ناشی از آن گردید. خمیدگی انتهایی نیز با تغییر زاویه خروجی در شعاع پایین پره به جلوگیری از برگشت جریان و ایجاد گردابه کمک کرده و باعث کاهش ناحیه جدایش جریان در استاتور گردید.

۷- تاثیر بهینه‌سازی بر منحنی‌های عملکردی

برای مقایسه عملکرد کمپرسور بهینه‌سازی شده با طراحی اولیه، منحنی‌های عملکردی کمپرسور با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی در شکل ۲۱ آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، کمپرسور بهینه‌سازی شده در نقطه طرح با افزایش دبی جرمی، نسبت فشار کل و بازده آیزنتروپیک همراه است. مطابق شکل ۲۱ (الف)، با افزایش فشار استاتیک خروجی استاتور، کمپرسور به سمت سرچ و انسداد (کاهش دبی جرمی) حرکت می‌کند. همچنین، کمپرسور بهینه‌سازی شده در نقطه طرح، در مقایسه با کمپرسور اصلی، دبی جرمی و نسبت فشار بالاتری دارد. این روند در شکل ۲۱ (ب) نیز مشاهده می‌گردد. در این شکل، هرچه نمودار به نقطه طرح کمپرسور نزدیک می‌شود، دبی جرمی در کمپرسور بهینه‌سازی شده افزایش می‌یابد که با افزایش بازده آیزنتروپیک نیز همراه است. این افزایش دبی جرمی به علت تاثیر روش‌های پارامترسازی هندسی بر روی منابع انسداد جریان می‌باشد. به طور مثال، ایجاد خمیدگی انتهایی بر روی پره در نزدیکی ریشه، از برگشت جریان و خفگی جلوگیری می‌کند. از همین رو، رفتار منحنی‌های عملکردی کمپرسور بهینه‌سازی شده نسبت به کمپرسور اصلی بهبود یافته است.

۷-۱- مقایسه رفتار توابع هدف

رفتار توابع هدف در دو کمپرسور بهینه‌سازی شده و اصلی در شکل ۲۲ نمایش داده شده است. تغییرات اعمالی در کمپرسور بهینه‌سازی شده منجر به تفاوت رفتار توابع هدف نسبت به کمپرسور اصلی شده است. این تفاوت به علت کاهش منابع افت فشار سکون و منابع خفگی جریان در کمپرسور ظاهر می‌شود. کاهش افت‌های ناشی از موج ضربه‌ای قوسی در لبه جلویی و نزدیک‌تر شدن موج ضربه‌ای عمودی بین پره‌ها به لبه انتهایی پره روتور، کاهش نشتی جریان در نوک پره که با کاهش افت ناشی از جدایش جریان همراه است و نیز عوامل خفگی جریان به طور ویژه در شعاع‌های پایین پره استاتور، موجب افزایش توابع هدف مانند دبی جرمی، بازده آیزنتروپیک و نسبت فشار کل می‌گردد.

علائم انگلیسی

- [4] Ghalandari, M., Ziamolki, A., Mosavi, A., Shamshirband, S., Chau, K.-W., and Bornassi, K.-W., "Aeromechanical optimization of first row compressor test stand blades using a hybrid machine learning model of genetic algorithm, artificial neural networks and design of experiments", *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 13, No. 1, pp. 892-904, (2019).
- [5] Huang, N. Z., Zhao, X., and Zhang, Y.-H. "The Swept and Leaned Blade Influence on the Aerodynamic Performance of a Transonic Axial Compressor Rotor", *In Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, pp. 227-235, (2018).
- [6] Lian, Y., Liou, M. S., and Oyama, A., "An enhanced evolutionary algorithm with a surrogate model", *In Proceedings of Genetic and Evolutionary Computation Conference*, Seattle, WA, (2004).
- [7] Jin, D., Liu, X., Zhao, W., and Gui, X., "Optimization of endwall contouring in axial compressor S-shaped ducts", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 4, pp. 1076-1086, (2015).
- [8] WANG, Z. y., QU, F., WAN, L., and M. WANG, "Optimization design of compressor rotor based on bending-swept parameter control", *Journal of Dalian Maritime University*, No. 1, pp. 15, (2018).
- [9] Adjei, R. A., Wang, W., and Liu, Y., "Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor stator using parameterized free-form deformation", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 141, No. 10, (2019).
- [10] Cheng, J., Chen, J., and Xiang, H., "A surface parametric control and global optimization method for axial flow compressor blades", *Chinese Journal of Aeronautics*, (2019).
- [11] Keskin, A., Bestle, D., "Application of multi-objective optimization to axial compressor preliminary design," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 7, pp. 581-589, (2006).
- [12] Goswami, S. N., Govardhan, M., "Effect of sweep on performance of an axial compressor with casing grooves", *In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers*, Vol. 49699, pp. V02AT37A004, (2016).
- [13] Abdelhamid, H. F., Shreeve, R. P., and Hobson, G. V., "Sweep in a Transonic Fan Rotor: Part 2—CFD and Stress Analyses", *In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers*, Vol. 78620, pp. V001T01A137, (1998).
- [14] Atassi, O. V., Hall, C. M., "Effect of Rotor Tip Speed and Stator Sweep on Rotor-Stator Interaction",

لبه حمله	LE
لبه فرار (انتهایی)	TE
منبع	s
تانسور تنش ویسکوز	τ_{ij}
تنش برشی دیواره	τ_w
مولفه های بردار سرعت متوسط	U_i
مولفه های نوسانی بردار سرعت	u_i
سرعت اصطکاکی	u_τ
فشار	p
چگالی	ρ
دما	T
انتالپی کلی	h_{tot}
ضریب انتقال حرارت هدایت	λ
نیروهای حجمی در معادلات متوسط گیری شده	S_M
عدد پیرانتل آشفنگی	Pr_t
ویسکوزیته موثر	μ_{eff}
ویسکوزیته دینامیکی	μ
ویسکوزیته گردابه ای	μ_t
جمله تولید انرژی آشفنگی	P_k
نرخ استهلاک انرژی جنبشی آشفنگی	ε
انرژی جنبشی آشفنگی	k
تولید انرژی جنبشی آشفنگی	P_k
ضریب مدل ویسکوزیته گردابه ای	C_μ
ضریب مدل در معادله انرژی جنبشی آشفنگی	σ_k
ضرایب مدل در معادله نرخ استهلاک انرژی جنبشی آشفنگی	$C_{\varepsilon_1}, C_{\varepsilon_2}, \sigma_\varepsilon$
مولفه های مختصات	x, y, z
فاصله از دیوار در مختصات دیواره	y^+
ارتفاع روتور	H_r
ارتفاع استاتور	H_s

۹- مراجع

- [1] Asghari, M., Mirzabozorg, M. A. S., and Adami, M., "Aerodynamic optimization of the tangential stacking line of a transonic axial flow compressor rotor using genetic algorithm," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 41, No. 1, pp. 1-12, (2019).
- [2] Li, Z., Zheng, X., "Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 93, pp. 1-23, (2017).
- [3] Holland, J. H., "Genetic algorithms", *Scientific american*, Vol. 267, No. 1, pp. 66-73, (1992).

- [21] Sasaki, T., Breugelmans, F., "Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance", 454-463, (1998).
- [22] Li, Z., Liu, Y., "Blade-end treatment for axial compressors based on optimization method," *Energy*, vol. 126, pp. 217-230, (2017).
- [23] Dixon, S. L., Hall, C., "Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery", Cambridge university press, (2000).
- [24] Versteeg, H. K., Malalasekera, W., "Computational fluid dynamics-The finite volume ", Pearson press, (2007).
- [25] Pope, S. B., "Turbulent flows". Cambridge university press, (2000).
- [26] Moore, R.D., Reid, L., "Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.8"2. NASA Technical paper 1659, (1980).
- [27] Naseem, A., Bin, J., Qun, Z., et al. "Performance enhancement of a transonic axial flow compressor with circumferential casing grooves to improve the stall margin", *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 13(1), pp. 221-32 (2019).
- In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, Vol. 41707, pp. 1775-1786, (2004).
- [15] Samad, A., Lee, K.-S., and Kim, K.-Y., "Optimization of Stacking Line and Blade Profile for Design of Axial Flow Fan Blade", *Fluids Engineering Division Summer Meeting*, Vol. 48418, pp. 255-260, (2008).
- [16] Robinson, C. J., "End-Wall Flows and Blading Design for Axial Flow Compressors," Ph.D. Thesis, Cranfield Institute of Technology, United Kingdom, (1991).
- [17] Cai, Y., Hu, H., Pan, Z., Sun, W., and Yan, M., "Metaheuristic optimization in shielding design for neutrons and gamma rays reducing dose equivalent as much as possible," *Annals of Nuclear Energy*, vol. 120, pp. 27-34, (2018).
- [18] Envia, E., Huff, D., and Morrison, C., "Analytical assessment of stator sweep and lean in reducing rotor-stator tone noise," *Aeroacoustics Conference*. 1791, (1996).
- [19] Denton, J. D., Xu, L., "The effects of lean and sweep on transonic fan performance," in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, vol. 3610, pp. 23-32, (2002).
- [20] Harrison, S., "The influence of blade lean on turbine losses", 180-190, (1992).