

ایرفویل نیاز هست تا به کمک الگوریتم بهینه سازی و حل عددی جریان به هندسه‌ی مطلوبی دست یافت. انتخاب یک روش مناسب در تعریف هندسه ایرفویل به دلایلی از قبیل دادن درجه آزادی بیشتر به هندسه اصلی برای اعمال تغییرات در هندسه و انتخاب تعداد متغیر طراحی کمتر، برای تولید هندسه ایرفویل از اهمیت زیادی برخوردار است. هر چه تعداد متغیرهای طراحی کمتر گردد، میزان محاسبات در الگوریتم های بهینه سازی کمتر خواهد شد.

کراکیاینیتیس در سال ۱۹۹۳ [8] برای تولید هندسه دو بعدی پره، هندسه نزدیک به لبه فرار را با دو چندجمله ای درجه ۳ و منحنی لبه حمله را با معادله سهموی و سطوح فشاری و مکشی را با اسپیلاین ترسیم کرد. کولر در سال ۱۹۹۹ [9] هندسه ایرفویل را به وسیله تابع اسپیلاین درجه ۳ مدل کرد، برای سطح مکشی از دو تابع اسپیلاین درجه ۳، برای سطح فشاری از دو تابع اسپیلاین درجه ۳، برای لبه حمله از یک تابع بیضی و برای لبه فرار از یک تابع دایره استفاده کرد.

در سال ۲۰۰۴، سونادا و یاماگوچی [10] هندسه ای که دارای پیچیدگی بیشتر بود را با روش بی اسپیلاین تعریف کردند. سیداپاچی در سال ۲۰۱۲ [11] یک ابزار طراحی سه بعدی پره برای توربو ماشین براساس بهره گیری از روشهای مذکور تهیه کرد و ایرفویل های گوناگون را تعریف و اعتبارسنجی نمود و از اتصال این ایرفویل ها، پره های توربین و کمپرسور را تولید کرد. ترنر و همکاران در سال ۲۰۱۴ [12] فرآیند طراحی هندسه دو بعدی ایرفویل گذر صوتی، توربین و فن را ارائه کردند. برای ایجاد سطوح مکشی و فشاری، ابتدا خط انحنا تولید شد و بعد با اضافه کردن ضخامت به خط انحنا، سطوح مکشی و فشاری ایجاد گشت. خط انحنا با یک بی اسپیلاین درجه ۴ و ضخامت، با بی اسپیلاین درجه ۴ یا چند جمله ای درجه ۳ تولید شد و لبه حمله و فرار با بی اسپیلاین درجه ۴ یا معادله بیضی تولید گردید. استفاده از گزینه آخر، تولید یک هندسه مسطح را در لبه های اتصال تضمین خواهد کرد. در مرجع [13] برای تولید سطوح فشاری و مکشی از یک منحنی بزیر درجه ۵ و برای تولید لبه ای حمله و فرار از یک چندجمله ای درجه ۶ استفاده شده است. روش تعریف هندسه بزیر در ایجاد شکل های پیچیده و گوناگون در فرآیند بهینه سازی موفق عمل نمی کند. در پژوهش حاضر، به علت توانایی ایجاد هندسه های متفاوت، از روش بی اسپیلاین استفاده شده است.

بعد از انجام تعریف هندسه ایرفویل با روش بی اسپیلاین، فرآیند بهینه سازی آغاز می شود. یاموگوچی در سال ۲۰۰۰ [14] تعریف هندسه ایرفویل را از طریق چندجمله ای مرتبه هفتم با چهار نقطه کنترلی انجام داد و در تعریف تابع هدف به کمینه کردن ضریب افت فشار، کمینه کردن زاویه انحراف و کمینه کردن مجموع ضریب افت فشار در محدوده زاویه برخورد مثبت و منفی پنج درجه پرداخت و فرآیند بهینه سازی را به کمک الگوریتم ژنتیک چند هدفه MATLAB انجام داد. اوایاما و اوایاماشی در سال ۲۰۰۲ [15] فرآیند بهینه سازی پیشنهادی را جهت اعتبار سنجی بر روی پره‌ی ناسا روتور ۶۷ انجام دادند. تعریف هندسه ایرفویل را از طریق بی اسپیلاین درجه سه با ۱۴ متغیر طراحی انجام شد و فرآیند بهینه سازی در چهار مقطع به شعاع های ۰، ۳۱، ۶۲ و ۱۰۰ درصد از پره روتور صورت پذیرفت و در تعریف تابع هدف به کمینه کردن تولید آنتروپی از ورودی تا خروجی در نقطه طراحی با قیود جریانی شامل دبی و نسبت فشار بدون در نظر گرفتن

قیود هندسی پرداخته شد و بعد از فرآیند بهینه سازی، تولید آنتروپی ۱۹ درصد کاهش و میزان راندمان آیزنتروپیک به میزان ۱/۷۸۳ درصد بهبود داده شد.

گالی در سال ۲۰۰۴ [16] روشی را برای بهینه سازی ایرفویل مادون صوت و گذر صوت پره‌ی روتور کمپرسور معرفی نمود. در روش گالی تعریف هندسه خط انحنا و ضخامت ایرفویل توسط نرین^۱ انجام گرفت و در فرآیند بهینه سازی از الگوریتم ژنتیک و انتشار برگشتی شبکه عصبی به صورت ترکیبی استفاده شد و در تولید شبکه پروفیل پره از شبکه مثلثی بدون ساختار و برای حل جریان از مدل توربولانسی بال‌دوین-لومکس استفاده شد و بعد از فرآیند بهینه سازی در ایرفویل مادون صوت، راندمان به میزان ۷ درصد و نسبت فشار کل به میزان ۱ درصد افزایش یافت و در ایرفویل گذر صوتی، راندمان به میزان ۱/۷ درصد افزایش و ضریب افت فشار کل به میزان ۱۵ درصد کاهش یافت.

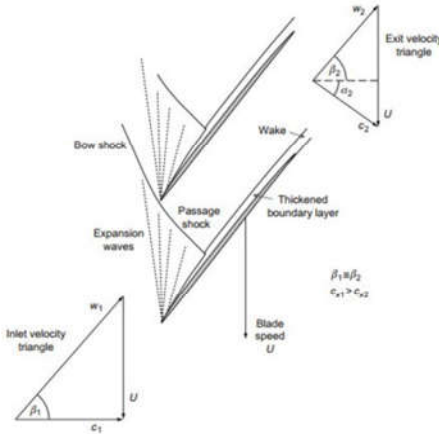
لنو در سال ۲۰۰۹ [17] فرآیند بهینه سازی را بر روی روتور ۳۷ ناسا انجام داد و در طی فرآیند با بهره گیری از الگوریتم بهینه سازی تکامل تفاضلی^۲، روش تعریف هندسه نرین و مدل آشفتگی RANS میزان راندمان آیزنتروپیک را ۱/۸ درصد بهبود بخشید. البرانت در سال ۲۰۱۲ [18] به بهینه سازی پره‌ی روتور بلند پرداخت و تعریف هندسه ایرفویل را با چهار منحنی نرین انجام داد. او در ابتدا خط انحنا و ضخامت را از طریق منحنی نرین و لبه حمله و فرار را با معادله بیضی تعریف کرد و در تعریف تابع هدف به کمینه کردن میزان افت فشار و بیشینه کردن میزان فشار استاتیکی پرداخت و در فرآیند بهینه سازی، از الگوریتم ژنتیک استفاده کرد.

جی یانگ در سال ۲۰۱۵ [19] هندسه ایرفویل را با روش بزیر تعریف کرد و افت فشار کل و ضریب پسا را به عنوان تابع هدف تعریف کرد و در فرآیند بهینه سازی برای تولید شبکه از نرم افزار AutoGrid5، برای حل عددی جریان از نرم افزار Ansys CFX و از الگوریتم ژنتیک چند جزیره ای به عنوان الگوریتم بهینه سازی استفاده نمود. فرآیند بهینه سازی منجر به کاهش ۲/۰۶ درصد افت فشار در نقطه طراحی، وسعت بیشتر محدوده عملکردی به میزان ۶/۴۱ درصد و کاهش قدرت ضربه عمودی در لبه حمله گشت. ترنر در سال ۲۰۱۶ [20]، هندسه ایرفویل را در سه مقطع ریشه، میانی و نوک پره با روش بی اسپیلاین تعریف کرد و راندمان را به عنوان تابع هدف تعریف کرد و با اصلاح خط انحنا، راندمان به میزان ۰/۸۶ درصد بهبود یافت. او در فرآیند بهینه سازی از نرم افزار AutoGrid5 برای تولید شبکه، نرم افزار Fine/Turbo برای شبیه سازی جریان حول ایرفویل و از الگوریتم ژنتیک MATLAB در فرآیند بهینه سازی بهره گرفت.

پژوهش حاضر از تلفیق روش تعریف هندسه بی اسپیلاین، الگوریتم ژنتیک و شبیه سازی جریان توسط Ansys CFX در بهینه سازی پره روتور ۶۷ ناسا استفاده شده است. الگوریتم بهینه سازی در مقاطع ریشه، میانی و نوک پره صورت گرفته است. مقاطع انتخاب شده، به ترتیب دارای جریان مادون صوت، گذر صوتی و مافوق صوت است. نهایتاً پروفیل های بهینه در هندسه سه بعدی روتور، جایگذاری شده و میدان جریان سه بعدی تحلیل شده است. هدف اصلی پژوهش، دست

¹ Non-Rational B-Splines (NURBS)

² Modified differential evolution (MDE)



شکل ۲- الگوی شوک در ایرفویل گذر صوتی [21]

۳- روش های تعریف هندسه پروفیل پره

انتخاب یک روش مناسب با درجه آزادی بیشتر در تعریف هندسه ایرفویل، برای اعمال اصلاحات در هندسه اصلی و تولید هندسه های جدید در الگوریتم های بهینه سازی از اهمیت بالایی برخوردار است. با انتخاب یک روش مناسب در تعریف هندسه، تعداد متغیرهای طراحی کمتر و سرعت محاسباتی در الگوریتم های بهینه سازی بیشتر خواهد شد. روش هایی از قبیل چندجمله ای ها، اسپیلاین، بزیر و بی اسپیلاین در تعریف هندسه ایرفویل استفاده شده است. در پژوهش حاضر، روش بی اسپیلاین، به علت اینکه سطوح مکشی و فشاری هندسه ایرفویل دارای جهت تقعر یکسان هست و این روش توانایی تولید هندسه های متفاوت را دارد استفاده شده است. ابتدا خط انحنا به وسیله منحنی بی اسپیلاین درجه ۴ تولید شده و ضخامت ایرفویل نیز توسط یک منحنی بی اسپیلاین درجه ۴ دیگر ایجاد می شود و به خط انحنا اضافه می گردد و سطوح مکشی و فشاری ایرفویل را تولید می کند. برای تولید لبه حمله و فرار، بر پروفیل دو منحنی دایره یا بیضی مماس می شود.

منحنی بی اسپیلاین درجه ۴ توسط رابطه (۱) تولید می شود. در این فرمول $S(t)$ مربوط به محاسبه مختصات طول و عرض خط انحنا یا ضخامت می باشد. ns درجه بی اسپیلاین، Pr متغیرهای طراحی که با تغییر این متغیرها در الگوریتم ژنتیک شکل هندسه عوض خواهد شد، $Br(t)$ با توجه به درجه بی اسپیلاین، یکسری توابع چندجمله ای هستند که با فرض $ns=4$ مطابق رابطه (۲) می باشد.

$$S(t) = \sum_{r=0}^{n_s} P_r B_r(t) \quad \text{for } [0 \leq t \leq 1] \quad (1)$$

$$B_1(t) = \frac{(1-t)^4}{24}$$

$$B_2(t) = \frac{(-4t^4 + 12t^3 - 6t^2 - 12t + 11)}{24}$$

$$B_3(t) = \frac{(6t^4 - 12t^3 - 6t^2 + 12t + 11)}{24}$$

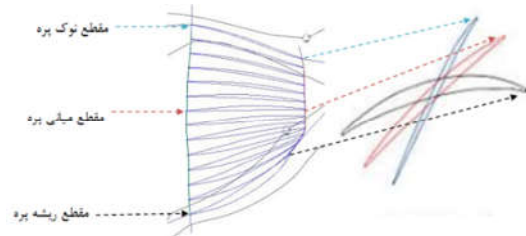
$$B_4(t) = \frac{t^4}{24} \quad (2)$$

با تغییر نقاط کنترلی یا همان متغیرهای طراحی توسط الگوریتم ژنتیک، خط انحنا و توزیع ضخامت پره قابل تغییر می باشد. با اضافه

یابی به روشی جهت بهینه سازی پره در رژیم های مادون صوت، گذر صوت و مافوق صوت از طریق بهینه سازی هندسه مقاطع مختلف از یک پره و بررسی عملکرد پره بهینه (میزان راندمان و نسبت فشار) بوده است. بنابراین نوآوری در تحقیق، استفاده از روش تعریف هندسه بی اسپیلاین و به کارگیری تعداد متغیر کمتر از طریق شناسایی و حذف متغیرهای کم اثر، برای تولید هندسه ایرفویل نسبت به سایر روش های موجود، استفاده از ساختار شبکه ایرفویل مناسب که توانایی تولید شبکه برای هندسه های گوناگون در طول اجرای کد MATLAB را دارا می باشد، تغییر الگوی شوک در مقاطع مختلف از پره با ایجاد تغییراتی در خط انحنا، توزیع ضخامت، محل بیشینه ضخامت ایرفویل و زاویه نصب ایرفویل، جلوگیری از هزینه محاسباتی بالا با استفاده از بهینه سازی مقاطع مختلف از پره و جایگذاری و ارزیابی این مقاطع در پره به منظور افزایش کارایی و نسبت فشار، استفاده از کوپل الگوریتم ژنتیک، Gambit و دینامیک سیالات محاسباتی در فرآیند بهینه سازی می باشد.

۲- مشخصات پروفیل های پره کمپرسور

پروفیل پره متناسب با موقعیت قرارگیری ایرفویل (از ریشه تا نوک پره) دارای هندسه های گوناگون است. در پرهی روتور ۶۷ ناسا، مقاطع نزدیک به ریشه دارای رژیم مادون صوت، مقاطع میانی دارای رژیم گذر صوت و مقاطع نوک پره دارای رژیم مافوق صوت می باشد. همان طور که در شکل ۱ نشان داده شده، هندسه ایرفویل در مقاطع مختلف از پره با توجه به نوع رژیم متغیر می باشد.

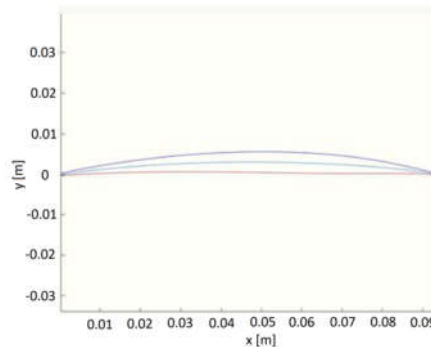


شکل ۱- پروفیل مقاطع مختلف پره روتور ۶۷ ناسا

در مقطع نوک پره، هندسه ایرفویل خصوصیتی از قبیل، قرارگیری ایرفویل با استگر زیاد (بیش از ۶۰ درجه)، کوچک بودن میزان انحنا، کوچک بودن ضخامت ایرفویل، قرار گرفتن حداکثر ضخامت در قسمت انتهایی ایرفویل و میزان چرخش کم جریان را دارا می باشد. در شکل ۲ هندسه یک ایرفویل مافوق صوت و الگوی شوک حول ایرفویل نمایش داده شده است. در ایرفویل مافوق صوت کاهش سرعت با یک یا چند موج شوک در مجرای جریان رخ می دهد. الگوی شوک در این نوع ایرفویل ها نه تنها تحت تاثیر هندسه، بلکه از عوامل دیگری مانند عدد ماخ ورودی و فشار پایین دست تاثیر می پذیرد. این موج از لبه حمله شروع و به سمت مجرای جریان گسترش می یابد.

در مقاطع نزدیک به ریشه پره خصوصیتی از قبیل داشتن ضخامت زیاد، چرخش جریان زیاد، دارا بودن حداکثر ضخامت در قسمت اولیه ایرفویل، قرارگیری ایرفویل با زاویه نصب کم حدود ۱۵ درجه را دارا می باشد.

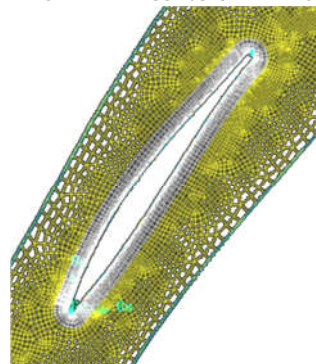
کردن ضخامت به خط انحنای پره، سطوح مکشی و فشاری مطابق شکل ۳ ایجاد خواهد شد. در ترسیم لبه حمله و فرار از معادله دایره استفاده شده است.



شکل ۳- ایجاد سطوح ایرفویل پره کمپرسور توسط MATLAB

۴- روش های حل میدان جریان

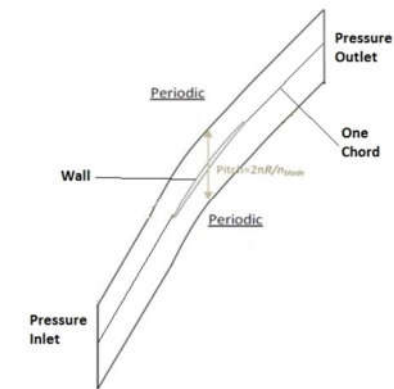
برای تولید شبکه دوبعدی در مقاطع مختلف از پره، در نزدیکی ایرفویل لایه مرزی در نظر گرفته شده است و در اطراف ایرفویل بصورت چهار ضلعی فاقد ساختار انتخاب شده است. فاصله اولین گره از دیواره در شبکه لایه مرزی، 2×10^{-5} متر در نظر گرفته شده است (مقدار Y^+ محاسبه شده بر روی ایرفویل در حدود ۱ خواهد شد). در شکل ۴، شبکه تولید شده در نرم افزار Gambit نشان داده شده است.



شکل ۴- ساختار شبکه حول ایرفویل کمپرسور

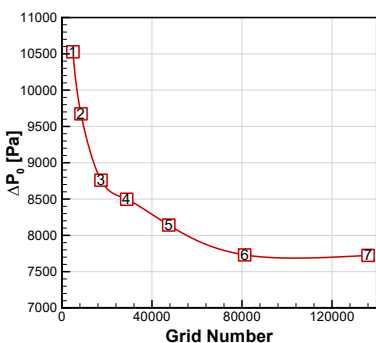
همان طور که در شکل ۵ نشان داده شده است، مرز ورودی و مرز خروجی از نوع فشاری، مرزهای بالا و پایین بصورت متناوب و ایرفویل بصورت دیواره تعریف گردیده است و فاصله مرز ورودی و خروجی از ایرفویل به اندازه یک طول وتر تعیین گردیده است.

برای شبیه سازی جریان حول ایرفویل از نرم افزار Ansys CFX استفاده گردیده است. مدل توربولانسی $k-\omega$ SST برای شبیه سازی اثرات لزجت انتخاب شده است. جریان به صورت پایا حل شده و سیال عامل، هوای گاز ایده آل در نظر گرفته شده است.



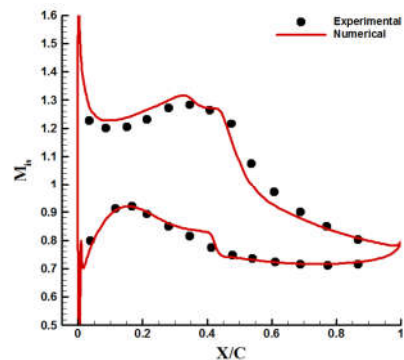
شکل ۵- محدوده محاسباتی و شرایط مرزی ایرفویل

برای بررسی استقلال نتایج از تعداد شبکه، ۷ شبکه مختلف انتخاب شده و میدان جریان حل شده است. همان طور که در شکل ۶ مشاهده می شود اختلاف بین مقدار افت فشار بدست آمده از شبکه شماره ۶ و ۷ ناچیز است و می توان از شبکه شماره ۶ با حدود ۸۰۰۰۰ المان برای تحلیل میدان جریان استفاده نمود.

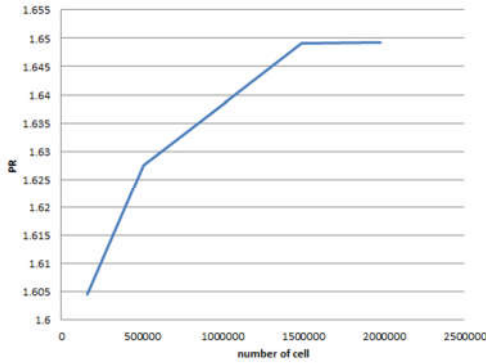


شکل ۶- بررسی استقلال نتایج حل از اندازه شبکه

برای اعتبارسنجی حلگر میدان جریان، نتایج شبیه سازی عددی با نتایج تجربی آبشار پره گذر صوتی مرجع [۲۶] مقایسه شده و در شکل ۷ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می شود، نتایج عددی و تجربی تطابق قابل قبولی دارند.



شکل ۷- حل عددی انجام شده به همراه نتایج تجربی آبشار پره گذر صوت



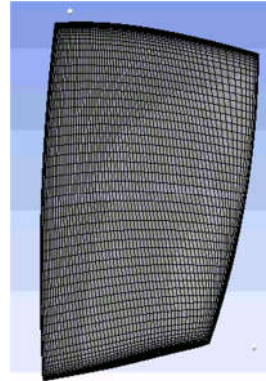
شکل ۱۱- نمودار استقلال از شبکه پره (تاثیر تعداد سلول بر نسبت فشار).

۵- الگوریتم بهینه سازی

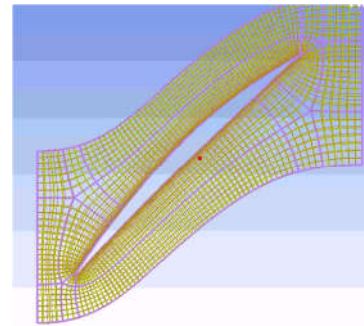
برای انجام بهینه سازی نیاز به الگوریتمی برای تولید هندسه ایرفویل و بهینه سازی مقاطع مختلف از پره می باشد. در ابتدا هندسه ای از شعاع خاص در پرهی روتور ناسا ۶۷ انتخاب می شود. بعد از تولید شبکه و حل جریان برای هندسه ایرفویل روتور ناسا ۶۷ در مقطع موردنظر، مقادیر افت فشار، نرخ دبی و چرخش جریان گزارش می شود. در این تحقیق، هدف کاهش افت فشار پروفیل پره با ایجاد تغییراتی در خط انحنای، توزیع ضخامت، محل بیشینه ضخامت ایرفویل و زاویه نصب ایرفویل با حفظ دبی جرمی و چرخش جریان در مقاطع گوناگونی از پره است. تغییرات صورت گرفته در پروفیل پره سبب افزایش بازده پرهی بهینه نسبت به پرهی مرجع می گردد. به همین منظور، افت فشار به عنوان تابع هدف انتخاب شده و دبی جریان و زاویه چرخش آن به صورت قید اعمال شده است. دبی جریان عبوری از پره جدید نایبستی از دبی پره اصلی کمتر باشد. همچنین میزان چرخش جریان در پره جدید می بایست با پره قبلی برابر باشد. برای محاسبه تابع هدف و قیود، با داشتن متغیرهای طراحی که ضرایب چند جمله ای بی اسپلین هستند هندسه پره جدید ساخته شده، تولید شبکه در Gambit انجام می گیرد و میدان جریان توسط CFX حل می شود و متغیرهای جریان استخراج می گردد. از الگوریتم ژنتیک برای بهینه سازی تابع هدف در حضور قیود استفاده شده است. کد الگوریتم ژنتیک با تغییر متغیرهای طراحی، هندسه های جدید تولید کرده و برای ارزیابی و محاسبه میزان افت فشار، نرخ دبی و چرخش جریان هندسه های جدید، بعد از تولید شبکه در Gambit، از حلگر عددی CFX استفاده شده است. الگوریتم بهینه سازی در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

۴-۱- تولید شبکه محاسباتی پره

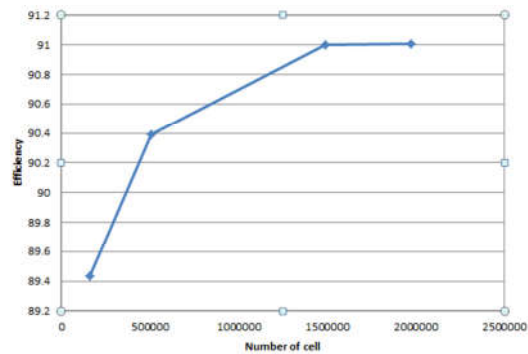
برای تولید شبکه محاسباتی پره سه بعدی از نرم افزار TurboGrid استفاده شده است. در شکل ۸، ساختار شبکه پره در حالت سه بعدی و در شکل ۹، توپولوژی انتخاب شده برای مقطع میانی پره نمایش داده شده است. در شکل ۱۰ و ۱۱، با افزایش سلول ها، بعد از سومین شبکه، تاثیر قابل توجهی بر روی اختلاف فشار و راندمان مشاهده نشده است بنابراین با ۱/۵ میلیون سلول، شبیه سازی های سه بعدی انجام شده است.



شکل ۸- ساختار شبکه پره سه بعدی



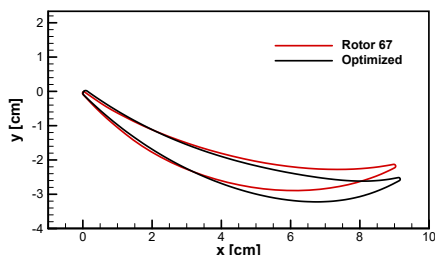
شکل ۹- ساختار شبکه در مقطع میانی



شکل ۱۰- نمودار استقلال از شبکه پره (تاثیر تعداد سلول بر راندمان).

جدول ۲- چرخش جریان، افت فشار و دبی در مقطع ریشه

چرخش جریان (درجه)	افت فشار (%)	دبی ورودی (kg/s)	ایرفویل
۵۲/۵	۶/۴	۰/۴۶	ایرفویل بهینه
۵۲/۵	۷/۶	۰/۴۶	مقطع ریشه پره روتور ۶۷



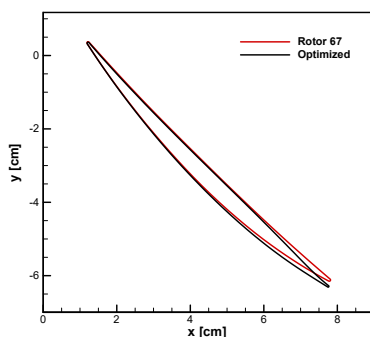
شکل ۱۳- هندسه ایرفویل روتور ۶۷ ناسا و بهینه در مقطع ریشه پره

۲-۶ نتایج بهینه سازی دوبعدی ایرفویل گذر صوت

در مرحله دوم، مقطع میانی روتور ۶۷ ناسا برای بهینه سازی انتخاب شده است. در شکل ۱۴ هندسه روتور ۶۷ و هندسه بهینه مقایسه شده است. مطابق جدول ۳ در ایرفویل روتور ۶۷ ناسا، میزان افت فشار ۱۰/۷ درصد و برای ایرفویل بهینه، افت فشار ۸/۶ درصد محاسبه شده است که نشان می دهد افت فشار ۱۹/۶۲ درصد کاهش یافته است. مقادیر چرخش جریان و دبی جرمی بدون تغییر مانده است.

جدول ۳- چرخش جریان، افت فشار و دبی جرمی در مقطع میانی

چرخش جریان (درجه)	افت فشار (%)	دبی ورودی (kg/s)	ایرفویل
۱۱/۲	۸/۶	۱/۴۴	ایرفویل بهینه
۱۱/۲	۱۰/۷	۱/۴۴	مقطع میانی پره روتور ۶۷



شکل ۱۴- هندسه ایرفویل روتور ۶۷ ناسا و بهینه در مقطع میانی پره



شکل ۱۲- فلوجارت الگوریتم بهینه سازی

۶- نتایج بهینه سازی ایرفویل

روتور ۶۷ ناسا، یک روتور با نسبت فشار در نقطه طراحی ۱/۶۳، دبی ورودی ۳۳/۲۵ کیلوگرم بر ثانیه، سرعت چرخش روتور ۱۶۰۴۳ rpm با ۲۲ پره می باشد. الگوریتم بهینه سازی، برای سه مقطع ریشه، میانی و نوک پره روتور ۶۷ ناسا پیاده سازی شده است. برای شبیه سازی دوبعدی در فرایند بهینه سازی برای هر مقطع نیاز به شرایط مرزی متناسب با همان مقطع است، مطابق جدول ۱ در هر یک از مقاطع روتور ۶۷ ناسا، مقادیر فشار و دمای سکون به صورت نسبی و در مختصات دوار بدست آمده است.

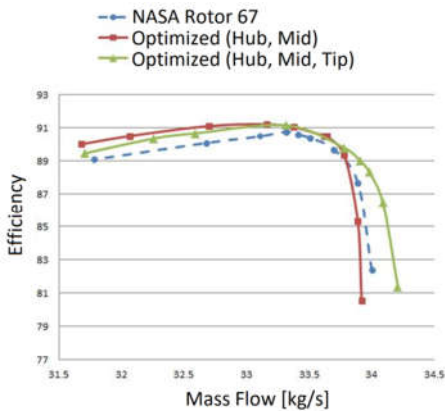
جدول ۱- مقادیر شرایط مرزی در سه مقطع از روتور ۶۷ ناسا

موقعیت	فشار سکون ورودی (kPa)	دمای سکون ورودی (K)	فشار استاتیک خروجی (kPa)
مقطع ریشه	۱۱۸	۳۰۲	۱۰۵
مقطع میانی	۱۶۵	۳۳۲	۱۲۳
مقطع نوک پره	۲۶۶	۳۸۰	۱۲۸

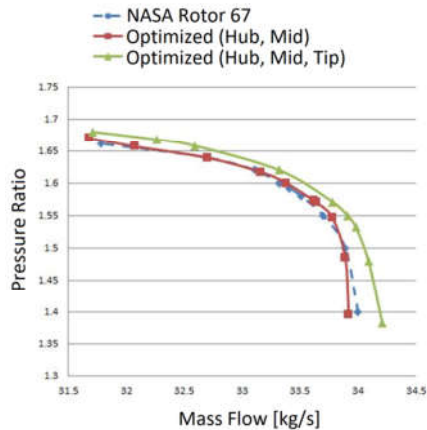
۱-۶ نتایج بهینه سازی دوبعدی ایرفویل مادون صوت

در اولین مرحله، الگوریتم بهینه سازی برای پروفیل مقطع ریشه روتور ۶۷ ناسا پیاده سازی شده و پروفیل موجود با پروفیل بهینه در شکل ۱۳ مقایسه شده است. مطابق جدول ۲ در ایرفویل روتور ۶۷ ناسا، میزان افت فشار ۷/۶ درصد و در ایرفویل بهینه افت فشار ۶/۴ درصد بدست آمده است. میزان افت فشار نسبی در مقطع ریشه، ۱۵/۷۹ درصد نسبت به حالت مرجع کاهش یافته است در حالیکه دبی جرمی و چرخش جریان ثابت نگه داشته شده است.

مقاطع ریشه و میانی و پره بهینه دیگر با تغییر مقاطع ریشه، میانی و نوک پره ترسیم شده است و در شکل ۱۷ نمودار عملکردی نسبت فشار بر حسب دبی جرمی برای هندسه های ذکر شده ارائه شده است. شایان ذکر است این هندسه صرفا شامل روتور است و استاتور ندارد.



شکل ۱۶- نمودار عملکردی راندمان بر حسب دبی جرمی



شکل ۱۷- نمودار عملکردی نسبت فشار بر حسب دبی جرمی

همان طور که در شکل ۱۶ مشاهده می شود، در محدوده نزدیک به واماندگی، طرح اول، بالاترین راندمان را داراست اما مقدار دبی خفگی آن نسبت به پره اصلی کمتر شده است. در شکل ۱۷ مشاهده می شود که طرح دوم نسبت به هندسه اصلی، در کل محدوده، مقدار نسبت فشار و راندمان بالاتری را نتیجه می دهد و دبی خفگی آن نیز بیشتر شده است. در نمونه ی اول میزان راندمان نسبت به پره ی ناسا ۰/۴۸ درصد افزایش داشته است. در نمونه ی دوم میزان بهبود راندمان نسبت به پره ی ناسا ۰/۴۱ درصد بوده است، اما این بهبود در کل محدوده عملکردی دیده می شود.

۶-۵ مقایسه کانتورهای عدد ماخ

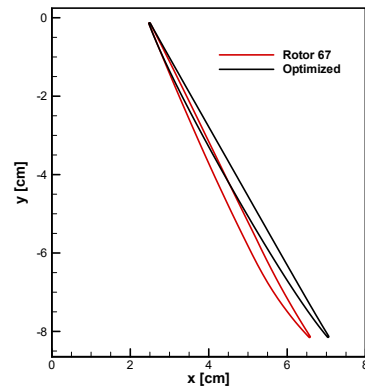
در شکل های ۱۸ تا ۲۰ کانتورهای عدد ماخ برای پره در ۷۰ درصد از ارتفاع پره نمایش داده شده است. کانتور عدد ماخ در شکل ۱۸ مربوط به پره ی بهینه با اصلاح مقاطع ریشه، میانی و نوک پره می باشد. در شکل ۱۹، کانتور عدد ماخ مربوط به پره ی بهینه با اصلاح

۶-۳ نتایج بهینه سازی دوبعدی ایرفویل مافوق صوت

در سومین مرحله از بهینه سازی، مقطع نوک پره در روتور ۶۷ ناسا انتخاب شده است. جریان ورودی این مقطع مافوق صوت است. مقایسه ایرفویل اولیه با ایرفویل بهینه در شکل ۱۵ نشان داده شده است. میزان افت فشار با شبیه سازی جریان حول ایرفویل روتور ۶۷ ناسا و ایرفویل بهینه در مقطع نوک پره، با میزان مشخصی از دبی ورودی و چرخش جریان، در نقطه طراحی محاسبه شده است. مطابق جدول ۴ در ایرفویل ناسا روتور ۶۷، میزان افت فشار ۱۹/۶ درصد و ایرفویل بهینه افت فشار ۱۷/۲ درصد محاسبه شده است. افت فشار ۱۲/۲۵ درصد نسبت به حالت مرجع بهبود یافته است.

جدول ۴- چرخش جریان، افت فشار و دبی جرمی در مقطع نوک پره

چرخش جریان (درجه)	افت فشار (%)	دبی ورودی (kg/s)	ایرفویل
۱/۹	۱۷/۲	۱/۳۷	ایرفویل بهینه
۱/۹	۱۹/۶	۱/۳۷	مقطع نوک پره روتور ۶۷



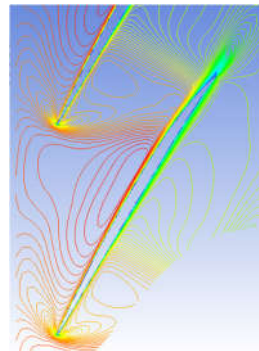
شکل ۱۵- هندسه ایرفویل ناسا روتور ۶۷ و بهینه در مقطع نوک پره

۶-۴ بررسی نتایج شبیه سازی عددی سه بعدی

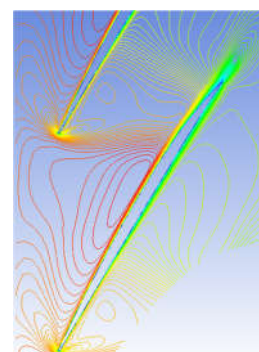
در بخش قبل، بهینه سازی سه مقطع ریشه، میانی و نوک پره روتور ۶۷ به صورت دوبعدی انجام گردید. پس از پایان فرایند بهینه سازی به منظور اعتبار سنجی الگوریتم بهینه سازی، ایرفویل های بهینه شده جایگزین ایرفویل های پره اصلی در مقاطع گوناگون شده و هندسه سه بعدی روتور تولید شده است. در ادامه، تولید شبکه سه بعدی با استفاده از نرم افزار TurboGrid انجام شده و میدان جریان سه بعدی تحلیل شده است. بدین ترتیب، عملکرد ایرفویل های بهینه در هندسه سه بعدی بررسی می گردد.

جایگزینی پروفیل پره کمپرسور در مقاطع مختلف از پره در دو مرحله صورت گرفت. در مرحله ی اول، مقاطع ریشه و میانی جایگزین شده و در مرحله ی دوم، هر سه مقطع ریشه، میانی و نوک پره ی روتور ۶۷ جایگزین مقاطع اصلی گردید. در شکل ۱۶ نمودار عملکردی راندمان بر حسب دبی جرمی برای پره ناسا روتور ۶۷، پره بهینه با تغییر

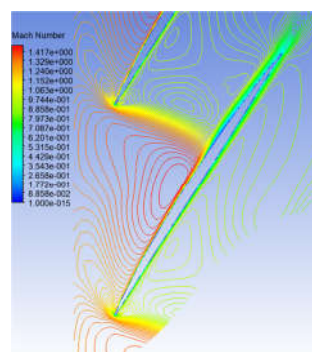
مقاطع ریشه و میانی پره ارائه شده است. کانتور عدد ماخ در شکل ۲۰ مربوط به پرهی روتور ناسا ۶۷ می باشد. در کانتور های عدد ماخ در ۷۰ درصد از ارتفاع پره، شدت شوک و عدد ماخ پشت شوک در پرهی بهینه کاهش یافته و جدایش جریان کمتر شده است. این مساله باعث افزایش راندمان پره جدید شده است.



شکل ۱۸- کانتور عدد ماخ پرهی بهینه با اصلاح سه مقطع



شکل ۱۹- کانتور عدد ماخ پرهی بهینه با اصلاح مقاطع ریشه و میانی



شکل ۲۰- کانتور عدد ماخ پرهی روتور ناسا ۶۷

۷- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر ابتدا مقطعی از پره کمپرسور ناسا روتور ۶۷ انتخاب گردیده است و یک سری قیود هندسی (شامل طول وتر، ضخامت در نقاط ابتدایی و انتهایی و زاویه خط انحنا در نقاط ابتدایی و انتهایی) و قیود جریانی (شامل چرخش جریان و میزان دبی ورودی) تعیین شده است. فرایند بهینه سازی با ایجاد تغییراتی در خط انحنا، توزیع ضخامت، محل بیشینه ضخامت ایرفویل و زاویه نصب ایرفویل

انجام شده است. بهینه سازی هندسه با در نظر گرفتن تابع هدف افت فشار سکون و قیدهای دبی جرمی و چرخش جریان با الگوریتم ژنتیک انجام شده است. برای تعریف هندسه، از دو منحنی بی اسپلین استفاده شده است. میدان جریان به صورت لزج و با استفاده از نرم افزار Ansys CFX شبیه سازی شده است. جهت دست یابی به متغیرهای تاثیر گذار در فرآیند بهینه سازی، بعد از انتخاب متغیرهای پره به عنوان ورودی، متغیرهای کم اثر از فرآیند بهینه سازی حذف شده است تا سرعت و دقت فرآیند بهینه سازی افزایش یابد. بعد از بهینه سازی مقاطع به صورت دوبعدی، پروفیل های بهینه شده در هندسه سه بعدی کمپرسور جایگزین شده و بعد از جایگذاری مقاطع بهینه، به کمک حل عددی جریان در پره های تغییر شکل یافته، میزان راندمان، نسبت فشار و دبی جرمی با پرهی اصلی در نمودار عملکردی مقایسه می گردد. بدین ترتیب، عملکرد ایرفویل های بهینه در هندسه سه بعدی بررسی می گردد. در نمونه ی اول میزان راندمان ۰/۴۸ درصد افزایش داشته است، اما دبی خفگی کاهش پیدا کرده است. در نمونه ی دوم میزان بهبود راندمان ۰/۴۱ درصد است در حالیکه ظرفیت دبی عبوری نیز بهبود پیدا کرده است. با توجه به کانتور های عدد ماخ در پرهی بهینه، شوک نسبت به حالت مرجع، مایل تر شده است و در محدوده ی بعد از شوک دارای افت سرعت کمتر، گذر جرمی بیشتر و به تعویق انداختن پدیده ی واماندگی شده است.

۸- نمادها

C	طول وتر پره
$S_{i,t}$	مولفه طولی یا عرضی یک نقطه از ایرفویل در معادله بی اسپلین
$P_i + r$	متغیر طراحی
Br, t	ضریب ثابت معادله
N_s	درجه ی بی اسپلین
M_{is}	عدد ماخ آیزنروپیک
t	متغیری بین ۰ تا ۱
x	مختصات در جهت x

۹- مراجع

- [1] Lieblein, S., and Johnsen, I., 1961. "Resume of Transonic-Compressor Research at NACA Lewis Laboratory". Journal of Engineering for Power, 83, pp. 219-234.
- [2] Johnsen, I., and Bullock, R., 1965. Aerodynamical Design of Axial-Flow Compressors. Tech. Rep. SP-36, NASA.
- [3] Hobbs, D., and Weingold, H., 1983. "Development of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Application". In ASME 1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit, American Society of Mechanical Engineers.
- [4] Koller, U., Monig, R., Kusters, B., and Schreiber, H.-A., 2000. "Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines — Part I: Design and Optimization". Journal of Turbomachinery, 122(3), pp. 397-405.

- [21] Miller G. R., Lewis G. W., and Hartmann M. J., Shock losses in transonic rotor rows, *Trans. ASME Journal of Engineering for Power*, 1961.
- [22] Cumpsty, N. A., *Compressor Aerodynamics*, Longman, 1989.
- [23] Ansys, Innovative Turbulence Modelling: SST model in ANSYS CFX, Ansys Inc., Technical report, 2006.
- [24] Strazisar A. J., et al., Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial Flow Fan Rotor, NASA TP 2879, 1989.
- [25] Jun Li, Hiroshi Tsukamoto, and Nobuyuki Satofuka, "Optimization of Aerodynamic Design for Cascade Airfoil by Means of Boltzmann Selection Genetic Algorithms, A Collection of the 18th AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE Technical Papers, Vol. 2, AIAA, 2000, p. 864.
- [26] Fuchs R., W. Steinert and H. Starke. Transonic compressor rotor cascade with boundary-layer separation: Experimental and theoretical results. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 78927. American Society of Mechanical Engineers, 1993.
- [5] Küsters B., Schreiber H.-A., Köller U., and Mönig R., Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines— Part II: Experimental and Theoretical Analysis. *Journal of Turbomachinery*, 122(3), pp. 406–414, 2000.
- [6] Aulich M., Voss C., and Raitor T., Optimization Strategies demonstrated on a Transonic Centrifugal Compressor. *ISROMAC 15*, 2014.
- [7] Voss C., Aulich, M., and Raitor, T., Metamodel Assisted Aeromechanical Optimization of a Transonic Centrifugal Compressor. *ISROMAC 15*, 2014.
- [8] Korakianitis T., Prescribed-curvature-distribution airfoils for the preliminary geometric design of axial turbomachinery cascades". *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 115, April, pp. 325–333, 1993.
- [9] Köller U., Mönig R., Küsters B., Schreiber H.-A., , "Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines - Part I: Design and Optimization", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, pp. 397-405, 2000
- [10] Sonoda T., Yamaguchi Y., Arima T., Olhofer M., Sendhoff B., Schreiber H.-A., , "Advanced High Turning Compressor Airfoils for Low Reynolds Number Condition – Part I: Design and optimization, *ASME Journal of Turbomachinery*, 126, pp. 350-359, 2004.
- [11] Siddappaj, K., Turner M. G., and Merchan, A., 2012. General capability of parametric 3d blade design tool for turbomachinery". In *Proceedings of ASME Turbo Expo*, 2012
- [12] Nemnem, A. F., Turner, M. G., Siddappaji, K., and Galbraith, M., 2014. "A smooth curvature-defined meanline section option for a general turbomachinery geometry generator". In *Dusseldorf, Germany*, no. GT2014-26363.
- [13] Biollo, R., Systematic Investigation on Swept and Leaned Transonic Compressor Rotor Blades, Ph.D. thesis, Scuola di Dottorato di Ricerca in Ingegneria Industriale, Università degli Studi di Padova, 2008.
- [14] Y. Yamaguchi and T. Arima. Multiobjective optimization for transonic compressor stator blade. In *8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 2000.
- [15] OYAMA, A.; LIOU, M.S.; OBAYASHI, S.: Transonic Axial Flow-Blade Shape Optimization Using Evolutionary Algorithm and ThreeDimensional Navier-Stokes Solver. In: *9 th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (Atlanta, Georgia, 04. - 06. September 2002)*. Atlanta : American Institute of Aeronautics and Astronautics., – Paper: AIAA 2002-5642, 2002.
- [16] Mengistu, T., and Ghaly, W., "Single and Multipoint Shape Optimization of Gas Turbine Blade Cascades," *AIAA Paper 2004-4446*, Aug. 2004.
- [17] Luo, C., Song, L. M., Li, J., and Feng, Z. P., 2009, "Multiobjective Optimization Approach to Multidisciplinary Design of a Three-dimensional Transonic Compressor Blade," *ASME Paper No. GT2009-59982*.
- [18] Ellbrant L., et al., "CFD Optimization of a Transonic Compressor Using Multiobjective GA and Metamodels," in *Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2012.
- [19] Jiang B., Zheng Q., Zhang H., Zhang X., Chen Z., Qiu Y., M. Li, "Advanced Axial Compressor Airfoils Design and Optimization", *Proc. ASME Turbo Expo*, 2015.
- [20] Mahmood, S.-H, Turner M. G., Siddappaji, K., and Balasubramanian, K., 2016, "Flow Characteristics of an Optimized Axial Compressor Rotor using Smooth Design Parameters,