



Optimization of CDA Airfoil Geometry in a Transonic Axial Compressor, using Genetic Algorithm and CFD

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Hoseini Navid N.S.¹,
Taghavi Zenuz R.^{1*}

How to cite this article

Hoseini Navid N.S, Taghavi Zenuz R, Optimization of CDA airfoil Geometry in a transonic Axial Compressor, using Genetic Algorithm And CFD. Modares Mechanical Engineering; 2025;25(01):1-9.

ABSTRACT

In recent years, due to the optimal geometry and lower pressure drop, diffusion control vanes have significant applications, especially in the aviation industry and in subsonic and transonic conditions. In the current research, the airfoil of the axial stator compressor section designed in the National Aerospace Laboratory of India has been selected as the basic geometry. The goal of optimization is to minimize the pressure drop of the entire fluid flow and consequently reduce the drop rate. The working method in this research is the change in the profile geometry of the blade by changing the parameters of the parsec method, which leads to the creation of new geometries at each stage of the code execution. The used optimization method is developed based on Genetic Algorithm. For the aerodynamic analysis of the generated geometry in each step and extracting the total pressure drop value, the MATLAB code is coupled with Ansys software and in each step, after numerical solution for each generated geometry, the total pressure drop value is extracted and returned to the code. Finally, the work output of the vane is more optimal and with a lower pressure drop, which is finally compared with the original vane and introduced as a suitable alternative. The total pressure drop between inlet and outlet in the optimized vane has decreased by 18% compared to the original vane, and the mass flow rate has also increased by 0.083 kg/s, which is a significant amount. The improvement of various aerodynamic characteristics such as Mach number distribution and pressure and drop coefficients can also be seen between the two basic and optimized blades, which is detailed at the end of the article.

Keywords Controlled Diffusion Airfoil, Geometry Optimization, Axial Compressor, PARSEC Method, Genetic Algorithm

CITATION LINKS

1- Airfoil shape optimization using non-traditional optimization technique and its validation. 2- Assessment of the Thin-airfoil Method for Predicting Steady Pressure Distribution on Partially-porous Airfoils. 3- Design and analysis of a controlled diffusion aerofoil section for an axial compressor stator and effect of incidence angle and Mach No. on performance of CDA. 4- Multipoint design optimization for a controlled diffusion airfoil compressor cascade. 5- Re' ssume' of Transonic-Compressor Research at NACA Lewis Laboratory. 6- Aerodynamic design of axial flow compressors. 7- Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application. 8- Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: part I—design and optimization. 9- Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part II—Experimental and theoretical analysis. 10- Optimization strategies demonstrated on a transonic centrifugal compressor. 11- Design and analysis of a controlled diffusion aerofoil section for an axial compressor stator and effect of incidence angle and Mach No. on performance of CDA. 12- Airfoil parameterization techniques: A review. 13- The steady aerodynamics of aerofoils with porosity gradients. 14- Airfoil shape optimization using non-traditional optimization technique and its validation. 15- The effect of leading-edge shape on separation-induced transition on the suction surface of a controlled-diffusion airfoil.

¹ Mechanical Engineering Department, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Department, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

taghavi@iust.ac.ir

Article History

Received: April 1, 2024

Accepted: January 31, 2025

ePublished: February 21, 2025

بهینه‌سازی هندسه پره کنترل دیفیوژن کمپرسور محوری گذر صوت با استفاده از روندنمای ژنتیک و دینامیک سیالات محاسباتی

نگین سادات حسینی نوید^۱، رضا تقوی زنوز^۱

^۱ گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

چکیده

در سال‌های اخیر، پره‌های کنترل پدیده انتشار به علت هندسه بهینه و افت فشار پایین‌تر به خصوص در صنایع هوایی و در شرایط فروصوت و گذر صوت کاربرد قابل توجهی دارند. در پژوهش حاضر، ایرفویل مقطع استاتور کمپرسور محوری طراحی شده در آزمایشگاه ملی هوافضای کشور هندوستان به عنوان هندسه مبنا انتخاب گردیده است. هدف بهینه‌سازی، کمینه کردن افت فشار کل جریان سیال و به تبع آن کاهش میزان افت می‌باشد. روش کار در این پژوهش، تغییر در هندسه پروفیل پره به وسیله تغییر در پارامترهای روش پارسک (Parsec) بوده که منجر به ایجاد هندسه‌های جدید در هر مرحله از اجرای کد می‌گردد. روش بهینه‌سازی مورد استفاده بر اساس روندنمای ژنتیک توسعه یافته است. برای تحلیل آیرودینامیکی هندسه تولید شده در هر مرحله و استخراج مقدار افت فشار کل، کد متلب با نرم افزار انسیس کوپل شده و در هر مرحله پس از حل عددی برای هر هندسه تولید شده، مقدار افت فشار کل استخراج و به کد برگشت داده می‌شود. در نهایت خروجی کار پره بهینه‌تر و با افت فشار کمتر بوده که در نهایت با پره اصلی مقایسه شده و به عنوان جایگزین مناسب معرفی شده است. مقدار افت فشار کل بین ورودی و خروجی در پره بهینه شده نسبت به پره اصلی ۱۸ درصد کاهش داشته و دبی جرمی نیز مقدار 0.083 kg/s افزایش داشته است که میزان قابل توجهی است. بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی مختلف نظیر توزیع عدد ماخ و ضرایب فشار و افت نیز بین دو پره مبنا و بهینه شده قابل مشاهده است که در بخش انتهای مقاله به تفصیل آورده شده است.

کلیدواژه‌ها: پره کنترل پدیده انتشار، بهینه سازی شکل هندسی، کمپرسور محوری، روش پارسک، روندنمای ژنتیک

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۲

* نویسنده مسئول: taghavi@iust.ac.ir

۱- مقدمه

بهبود کارایی کمپرسورهای محوری از مهم‌ترین اهداف مهندسان مکانیک، در طی سال‌های متمادی بوده است. با توجه به این‌که از طریق بهینه‌سازی شکل هندسی امکان بهبود کارایی و امکان بهره برداری مطلوب از کمپرسورها فراهم می‌آید^[۱]، این موضوع برای پژوهش حاضر انتخاب گردید. در مقاله حاضر برای بهینه‌سازی شکل هندسی پره کمپرسور محوری در جریان گذر صوت با رویکرد کمینه‌سازی افت فشار کل تلاش شده است. رویکرد مورد استفاده برای این کار، تغییر در هندسه ایرفویل از طریق تغییر در ۱۱ متغیر تعیین‌کننده شکل هندسی است که در روش پارامتری‌سازی پارسک از آن استفاده می‌شود. به دست آوردن مقادیر مختلف برای این متغیرها در طی اجراهای مختلف کد توسعه یافته، منجر به

تولید ردیف‌پره‌های مختلف و در نتیجه افت فشارهای مختلف می‌شوند. با در اختیار داشتن شکل اولیه ردیف‌پره، هدف بهینه‌سازی این است که شکل هندسی ایرفویل طوری تغییر داده شوند که افت فشار کل به حداقل مقدار خود رسیده و به تبع آن افت کمینه شود.

از میان روش‌های مختلف رایج برای بهینه‌سازی، از روندنمای ژنتیک و برای پارامتری‌سازی نقاط از روش پارسک و در مراحل مختلف انجام کار از دینامیک سیالات محاسباتی (Computational Fluid Dynamics) به عنوان حل‌گر میدان جریان برای تحویل تابع هدف استفاده شده است. دینامیک سیالات محاسباتی یکی از روش‌های حل مبتنی بر رایانه است که در مهندسی هوافضا کاربرد بیشتری دارد. قدرت محاسباتی و زمان با افزایش صحت تجزیه و تحلیل مورد نیاز برای انجام تجزیه و تحلیل افزایش می‌یابد^[۲].

در سال‌های اخیر، بهینه‌سازی آیرودینامیکی هندسه پره کمپرسور به بخش مهمی از طراحی توربین‌های گاز به خصوص در موارد استفاده هوایی تبدیل شده است. به طور کلی، برای بهینه‌سازی شکل یک ایرفویل، باید بتوان شکل مقطع مبنا و مقاطع به دست آمده را با دقت مناسب در دست داشت. امروزه طرح‌های مختلفی از مجموعه پارامترها مانند بی-اسپیلن و پارسک برای توصیف ایرفویل عمومی استفاده می‌شود. هدف اصلی این روش‌های پارامتری‌سازی، کاهش پارامترهای مورد نیاز تا کمترین تعداد ممکن، در عین کنترل موثر عوامل آیرودینامیکی است. در این جا کار بر اساس روش نمایش هندسه پارسک انجام شده است. هدف از این کار معرفی دانش توصیف ایرفویل عمومی با استفاده از یازده پارامتر با نمایش شکل آن به عنوان یک تابع چند جمله‌ای است. در این پژوهش به معرفی مفهوم روندنمای ژنتیک برای بهینه سازی ویژگی‌های آیرودینامیکی یک ایرفویل عمومی با شرایط معین پرداخته شده است. یک برنامه متلب برای پیاده سازی با روشی خاص از روش پارسک الگو گرفته شده^[۳]، و روندنمای ژنتیک برای پره با هندسه مقطع معین^[۴] توسعه داده شده است. روندنمای ژنتیک این برنامه برای این ایرفویل استاندارد، ایرفویل بهینه‌ای به دست می‌دهد که به دقت در انسیس - سی اف ایکس (ANSYS-CFX) مورد تحلیل قرار گرفته است. در نهایت نتایج با پره مبنا مقایسه شده است و نتایج و بهبود مشهود در مولفه‌های عملکردی ردیف‌پره بهینه ارائه شده است.

۲- پره کنترل پدیده انتشار (Controlled Diffusion)

کنترل پدیده انتشار، نام تجاری است که توسط پرت اند ویتنی (Whitney & Pratt) برای تعیین هندسه مقطع ایرفویل با کارایی بالا، به صورت سفارشی طراحی شده، تحت پتنت ایالات متحده شماره ۴,۴۳۱,۳۷۶ افشا و توسط بخش توربین گاز در نمایشگاه بین المللی پکن در سال ۱۹۸۵ و سمپوزیوم و نمایشگاه توربین

جلوگیری از جدایش زودرس لایه مرزی آرام یا ایجاد ناحیه گذار اعمال می‌شود. عدد ماخ بیشینه کمتر از ۱.۳ برای اجتناب از جدایش لایه مرزی است و می‌تواند توسط عکس العمل امواج ضربه شدید لایه مرزی القا شود تا موج ضربه در شرایط خارج طراحی توسعه یابد. یک ضربه آزاد پیوسته با کاهش سرعت از بیشینه تا عدد ماخ سطح مکش تا لبه پشتی، یک لایه مرزی آشفته با سطح پایین از اصطکاک پوسته‌ای نگهداری می‌کند و از جدایش جلوی لبه پشتی جلوگیری می‌کند. یک توزیع عدد ماخ نسبی به صورت تقریبی ثابت در صفحه فشار وجود دارد [4].

در مقابل، در نگاه اول توزیع عدد ماخ پره‌های CDA و MCA به نظر یکسان می‌آید. عدد ماخ بیشینه در صفحه مکش MCA بیشتر از مقدار آن برای CDA است. در مورد پروفیل پره DCA و NACA65 عدد ماخ سطحی بیشینه در سطح مکش در حدود ۴۰٪ - ۵۰٪ خط وتر اتفاق می‌افتد. بنابراین بار پره در حدود ۲۰٪ به سمت نیمه جلویی وتر حرکت کند. در مورد پره CDA نیمه پشتی کم و بیش مستقیم است و به موجب آن کاهش سرعت روان و پیوسته‌ای را تا لبه انتهایی ممکن می‌سازد [5,6].

۳- پارامتری سازی

پارامتری سازی شکل عبارت است از تبدیل مجموعه نقاط موجود در صفحه یا فضا به هندسه‌ای پیوسته که شکل هندسی مورد نظر از قبیل ایرفویل، بال، بدنه و دیگر سطوح را ایجاد کند. پارامتره کردن هندسه، از موضوعات بسیار مهم در زمینه طراحی آیرودینامیکی به‌ویژه در طراحی معکوس و فرآیند بهینه‌سازی است، چرا که همواره نیاز به تغییر اشکال هندسی وجود دارد و این مهم توسط جابجایی نقاط موجود روی آن‌ها رخ می‌دهد. از این رو، در طراحی بهینه شکل، لازم است که شکل مورد نظر به صورت پارامتریک بیان شود تا بتوان با تعریف متغیرهای طراحی به عنوان پارامترهایی از هندسه فرآیند بهینه‌سازی را آغاز نمود. روش‌های متداول برای پارامتری سازی مانند استفاده از منحنی‌های چند جمله‌ای، منحنی بزیر، منحنی بی-اسپیلاین و غیره. در مقاله حاضر، از روش پارسک برای این منظور استفاده شده است.

۳-۱- روش پارسک

در طراحی بهینه شکل، لازم است که شکل مورد نظر به صورت پارامتریک بیان شود تا بتوان با تعریف متغیرهای طراحی به عنوان پارامترهایی از هندسه فرآیند بهینه‌سازی را آغاز نمود. از این رو، در ابتدای کار پارامترهای پارسک آن استخراج شده است. از آن‌جا که در این روند با پارامترهایی کار می‌کنیم که در بازه ۰ تا ۱ هستند پره اصلی هم به صورت مقیاس شده با طول وتر ۱ در نظر گرفته شده است. در مرحله بعد، شکل مقطع ایرفویل پره با یک فرمت قابل فهم برای نرم افزارهای ایجاد شبکه فرستاده می‌شود. این روش توسط سوبی‌یزکی مورد استفاده قرار گرفته است [7,8]. این روش به ۱۱ متغیر برای توصیف ویژگی‌های هندسی ایرفویل نیاز دارد. سپس

گاز، درپکن، جمهوری خلق چین در ۱-۷ سپتامبر ۱۹۸۵ ارائه شد. دست‌نوشته نیز در مقر آزمه (ASME) در مه ۱۹۸۵. مقاله شماره ۸۵-۹-IGT دریافت شده است [1].

تا اوایل دهه ۸۰ میلادی، کمپرسورهای موتور تجاری با ایرفویل‌های انتشار کنترل شده به میزان ۲ درصد بهبود در راندمان پلی تروپیک (Polytropic) و ۶۰ درصد افزایش فشار در هر ایرفویل داشتند. موتور کمپرسور با بهره‌وری انرژی که توسط ناسا و پرت اند ویتنی توانایی بهبود افزایش فشار در هر ایرفویل جدید را تا مقدار ۱۵۰ درصد فن آوری استاندارد ایرفویل دهه هفتاد نشان داد، در حالی که بازده آن ۱ درصد بهبود می‌یابد. فناوری ایرفویل پدیده انتشار کنترل مزایایی فراتر از مسیر جریان، سرعت چرخشی و پیکربندی را با افزایش کارایی و بارگذاری فشار ایرفویل ایجاد کرد و ابزاری بود که عملکرد کمپرسور در بالاترین حد ممکن است را تا ۹۰ درصد راندمان پلی تروپیک افزایش دهد. هم چنین فناوری ایرفویل پدیده انتشار کنترل کاهش قابل توجهی در تعداد ایرفویل موتورهای تجاری مانند PW2037 و PW4000 ایجاد کرد. علاوه بر آن ا.ر.اف. بلکه (R. F. Behlke) در سال ۱۹۸۶ دست‌آوردهای بیشتر در کارایی و افزایش حاشیه سرج (Surge) با نسل جدید ایرفویل‌های پدیده انتشار کنترل قابل دستیابی است [2].

رایج‌ترین دسته‌بندی پروفیل ایرفویل‌ها که بر اساس ویژگی‌های هندسی و به تبع آن خصوصیات آیرودینامیکی آن‌ها ایجاد شده است عبارت است از: سری ناکا، ایرفویل‌های DCA و MCA. شکل تیغه DCA برای اعداد ماخ مافوق صوت بالا تا مافوق صوت کم و شکل تیغه MCA به طور گسترده در اعداد ماخ نسبی مافوق صوت بالاتر استفاده می‌شود. شکل چند جمله‌ای اختیاری، انعطاف پذیری بیشتری نسبت به شکل MCA می‌دهد و در واقع می‌تواند اشکال DCA و MCA را از طریق انتخاب ضرایب مناسب چند جمله‌ای کپی کند. بنابراین، شکل چند جمله‌ای را می‌توان برای تقریب سری‌های مختلف ایرفویل استفاده کرد و به این ترتیب، نسل جدیدی از ایرفویل‌ها به نام شکل کنترل شده با نفوذ هوا (CDA) را به دست آورد که قابلیت کنترل بهتر انتشار جریان را به دست می‌دهد. شکل این ایرفویل‌ها برای تحقق موضوع شکل دادن به پره در سرعت‌های بالاتر نقطه قله مکش سرعت سطح استفاده می‌شود به گونه‌ای که نرخ پخش و لایه مرزی ناحیه مکش مرتبط به کمترین مقدار افت برای ناحیه مکش ایرفویل انجامد. این موضوع با درجه بالای موفقیت برای ناحیه متوسط تا بالای فروصوت و حتی المان‌های گذر صوت پره استفاده شده است. در برخی از ایرفویل‌های CDA، هندسه به گونه‌ای است که علاوه بر کنترل انتشار فراتر از حداکثر سرعت سطح مکش، به بخشی از تیغه جلو تغییرشکلی داده شده است که در جریان‌های گذر صوت و فراصوتی نیز رفتار مناسبی از سیال دیده شود [3]. به این صورت می‌توان بیان کرد که شتاب پیوسته از لبه جلویی تا عدد ماخ بیشینه (در حدود ۲۰٪ طول وتر) در صفحه مکش ایرفویل برای

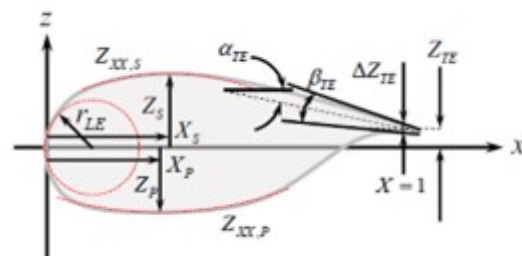
محدوده عدد ماخ گذر صوت، دارای جریانی بدون ضربه و محدوده عملکردی زیاد می‌باشند. در دهه ۱۹۹۰ کولر و همکاران بهینه‌سازی عددی را در ترکیب با حل دو بعدی جریان، برای تولید پروفیل بهینه در تغییر سیستماتیک خواص آبشار پره انجام دادند [9]. آن‌ها به وسیله محاسبه نقطه عملکردی برای هندسه‌ای مطلوب برای محدوده وسیعی از زاویه برخورد بهینه‌سازی کردند [10]. در ابتدای قرن بیستم بهینه‌سازی عددی به طراحی سه بعدی پره منتقل شد و از آن زمان توجه زیادی را به خود جلب کرد [11,12].

جدول ۱) متغیرهای پارسک پره مبنا، مقادیر اولیه و بازه قابل قبول به دست آمده برای هر کدام

متغیر طراحی	توضیحات	کران پایین مقادیر	کران بالای مقادیر	مقادیر اصلی
Rle	شعاع لبه حمله	۰/۰۰۱۰	۰/۰۰۳۰	۰/۰۰۲۰
Xup	محل قله بالایی در مختصات افقی	۰/۴۳۱۵	۰/۴۵۱۵	۰/۴۴۱۵
Yup	محل قله بالایی در مختصات عمودی	۰/۱۳۴۷	۰/۱۵۴۷	۰/۱۴۴۷
YXXup	انحنای قله بالایی	-۱/۰۲۰۲	-۱/۰۰۰۲	-۱/۰۱۰۲
Xlow	محل قله پایینی در مختصات افقی	۰/۴۷۳۶	۰/۴۸۳۶	۰/۴۸۳۶
Ylow	محل قله پایینی در مختصات عمودی	۰/۰۹۳۸۸	۰/۰۹۵۸۸	۰/۰۹۴۸۸
YXXlow	انحنای قله پایینی	۰/۷۱۰۱۲	-۰/۶۹۰۱۲	-۰/۷۰۰۱۲
yTE	انحراف لبه فرار	۰/۰۳۴۰	۰/۰۳۶۰	۰/۰۳۵۰
Delta-y TE	ضخامت لبه فرار	۰/۰۰۸۰	۰/۰۱۰۰	۰/۰۰۹۰
α_{TE}	جهت لبه فرار	-۱۳/۸۹۳۹	-۱۳/۶۹۳۹	-۱۳/۷۹۳۹
β_{TE}	زاویه گوه در لبه فرار	۱۰/۰۱۹۰	۱۰/۲۱۹۰	۱۰/۱۱۹۰

به منظور بهینه‌سازی هندسه ایرفویل، در ابتدا به تعریف هندسه ایرفویل نیاز هست تا به کمک روندنمای بهینه‌سازی و حل عددی جریان به هندسه‌ای 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 روندنماهای بهینه‌سازی کمتر خواهد شد. کراکیانیتیس برای تولید دوبعدی پره، هندسه نزدیک به لبه فرار را با دو چند جمله‌ای درجه ۳ و منحنی لبه حمله را با معادله سهموی و سطوح فشاری و مکشی را با اسپیلاین ترسیم کرد [13]. کولر هندسه ایرفویل را به وسیله تابع اسپیلاین درجه ۳ مدل کرد، برای سطح مکشی از دو تابع اسپیلاین درجه ۳، برای لبه حمله از یک تابع بیضی و برای لبه فرار از یک تابع دایره استفاده کرد [13]. جی یانگ در سال ۲۰۱۵ هندسه ایرفویل را با روش بزیر تعریف کرد و افت فشار کل و ضریب

متغیرهای طراحی برای ساخت دستگاه معادلات خطی برای حل ۱۲ ضریب چندجمله‌ای استفاده می‌شوند. ضرایب چندجمله‌ای‌ها با دو معادله چندجمله‌ای صریح ادغام می‌شوند تا منحنی‌های سطوح فشار و مکش را تعریف کند. برای هر پارامتر مقادیر کران پایین و کران بالا به روندنمای ژنتیک داده شده و هر نسل تولیدشده بهترین مجموعه پارامترهای پارسک را دارد. پروفیل ایرفویل مربوطه هم با پارامتره‌سازی این روش ایجاد می‌شود [9]. در شکل ۱ شماتیک از متغیرهای پارسک مشخص شده است.



شکل ۱) شماتیک پارامتره کردن ایرفویل با استفاده از روش پارسک [10]

اولین قدم در این بخش، تولید متغیرهای منطبق بر روش پارسک برای هندسه ایرفویل مبنا به عنوان ورودی کد اصلی است. در مرحله بعد بازه متناسب با هریک، به دقت تعیین شد. نکته حائز اهمیت در این مرحله، اعمال بازه دقیق و مناسب برای هر متغیر است، چرا که در صورت گسترده بودن بیش از نیاز بازه، احتمال ایجاد هندسه‌های نامطلوب و حتی نامعقول به شدت بالا می‌رود و از طرف دیگر با کاهش محدوده بازه‌ها، تعداد قابل توجهی از هندسه‌ها هر مرحله از دست می‌رود و احتمال به دست آوردن هندسه بهینه‌تر و مناسب‌تر سلب می‌شود. لذا این مرحله از کار با دقت و وسواس زیاد با الهام از مقادیر و روابط حدودی رایج در پژوهش‌های مشابه و با اعتبارسنجی بازه‌های به دست آمده در قالب کد مستقلی که به این منظور شکل گرفت، صورت پذیرفت. در جدول ۱ مقادیر اولیه و بازه به دست آمده برای هر متغیر مشاهده می‌شود.

۴- بهینه‌سازی

کمپرسور محوری کاربرد گسترده‌ای در صنایع مختلف دارد. عملکرد این کمپرسورها به صورت کامل تحت تاثیر شکل پروفیل پره‌ها است. با پیشرفت‌های گسترده در مباحث شبیه‌سازی و بهینه‌سازی، طراحی پروفیل پره کمپرسور پیشرفت‌های زیادی داشته‌است. در ابتدای قرن گذشته طراحی پروفیل پره با استفاده از روش‌های تجربی در تونل باد صورت گرفته است و در دهه‌های قبلی با انطباق این نتایج، ایرفویل‌های ناکا ۶۵ و دو کمان دایروی معرفی شدند [6,7]. در دهه‌ی ۱۹۸۰ ایرفویل پدیده انتشار کنترل شده توسط هابس و همکاران مطرح گردید [8]. این ایرفویل‌ها در

شود، به شخص طراح و فرم مسئله بستگی دارد [12]. روند روندنمای ژنتیک در نمودار شکل ۲ آورده شده است.



شکل ۲) روندنمای بهینه‌سازی طراحی شده در پژوهش حاضر

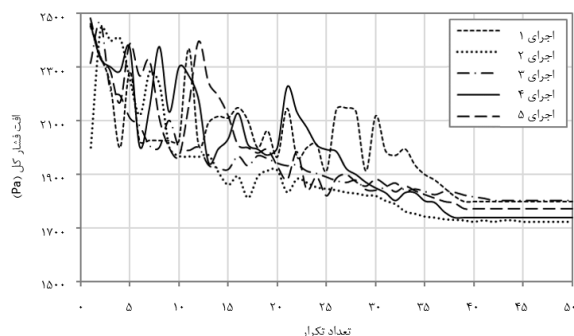
هر فرآیند بهینه‌سازی نیازمند یک یا چند تابع هدف است. تابعی که قرار است بهینه گردد را تابع شایستگی گویند. در مسئله بهینه‌سازی شکل در این مقاله یک تابع هدف بیشتر وجود ندارد و آن میزان افت فشار سکون در طول ردیف پره است. طبق معادله ۱ افت فشار سکون رابطه مستقیم با میزان افت داشته و از این طریق با کمینه کردن مقدار تابع هدف، میزان افت نیز به حداقل مقدار خود می‌رسد [13,14].

پس را به عنوان تابع هدف تعریف، کرد و در فرآیند بهینه‌سازی برای تولید شبکه از نرم افزار AutoGrid5 از روندنمای ژنتیک و از Ansys CFX برای حل عددی جریان و از روندنمای ژنتیک چند جزیره‌ای به عنوان روندنمای بهینه‌سازی استفاده نمود. این فرآیند بهینه‌سازی 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 [13]. ترنر در سال ۲۰۱۶ 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 بهینه‌سازی از نرم افزار اتوگرید ۵ (AutoGrid5) برای تولید شبکه، نرم افزار فاین/توربو (Fine/ Turbo) برای شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل و از روندنمای ژنتیک متلب در فرآیند بهینه‌سازی بهره‌گرفت [16].

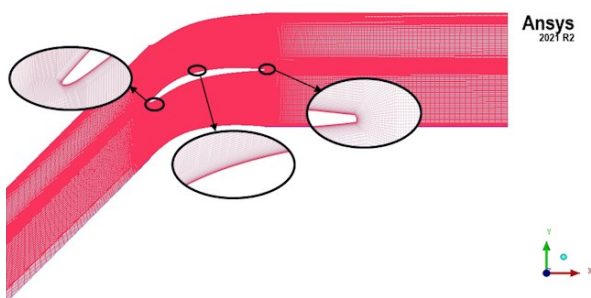
در این مقاله، با در نظر گرفتن هندسه پروفیل مقطع ایرفویل که توسط نیلش سالونکه و همکاران به عنوان هندسه مبنا معرفی شده بود [11]، برای پارامتره کردن هندسه از روش پارک و برای فرآیند بهینه‌سازی از روندنمای ژنتیک استفاده شده است. کد توسعه یافته در نرم‌افزار متلب بوده و با استفاده از منطق روندنمای ژنتیک ولی صفر تا صد توسط نگارنده متن توسعه یافته‌است و از هیچ کد آماده‌ای برای این کار بهره برده نشده است. در شکل ۳ فرآیند توسعه یافته در پژوهش حاضر در قالب یک روندنمای نموداری نمایش داده شده است.

۴-۱- روندنمای ژنتیک

در سی سال گذشته، نوع جدیدی از روندنماهای تقریب ظهور یافته‌اند که در اساس هدف از آن‌ها ترکیب روش‌های ابتکاری در چارچوب‌های کلان تر به منظور کاوش کارا و اثربخش فضای جستجو می‌باشد. روندنمای ژنتیک، الهامی از علم ژنتیک و نظریه تکامل داروین است و بر اساس بقای برترین‌ها یا انتخاب طبیعی استوار است. یک کاربرد متداول روندنمای ژنتیک، استفاده از آن به عنوان تابع بهینه‌کننده است. روندنمای ژنتیک ابزار سودمندی در بازشناسی الگو، انتخاب ویژگی، درک تصویر و یادگیری ماشینی است. در این روش، نحوه تکامل ژنتیکی موجودات زنده شبیه‌سازی می‌شود. این روندنماها با الهام از روند تکاملی طبیعت مسائل را حل می‌نمایند. یعنی مانند طبیعت یک جمعیت از موجودات را تشکیل می‌دهند و با اعمالی بر روی این مجموعه به یک مجموعه بهینه و یا موجود بهینه دست می‌یابند. با توجه به خصوصیات خاص خودشان به خوبی از عهده حل مسائلی که نیاز به بهینه‌سازی دارند بر می‌آیند. برای این‌که بتوانیم یک مسئله را بوسیله الگوریتم‌های ژنتیک حل کنیم، بایستی آن‌را به فرم مخصوص مورد نیاز این الگوریتم‌ها تبدیل کنیم. در این روند ما بایستی راه حل را به گونه‌ای تعریف کنیم که قابل نمایش بوسیله یک کروموزوم باشد. این‌که چه نوع بازنمایی برای این کار استفاده



شکل ۴) تابع هدف افت فشار کل بر حسب تعداد تکرار برای پنج اجرای منتخب



شکل ۵) دامنه حل و شبکه ایجاد شده

در هندسه مورد مطالعه مقدار صلبیت ردیف پره برابر با ۲ در نظر گرفته شده است. زاویه ورودی جریان ۴۵ درجه و زاویه برخورد صفر درجه است.

۴-۵- افت فشار کل

میزان تغییرات فشار کل در طول ایرفویل رابطه مستقیم با میزان افت در ردیف پره دارد. به همین دلیل به عنوان تابع هدف بهینه‌سازی حاضر قرار گرفته است. هرچه افت فشار کل در طول ردیف پره کاهش بیشتری داشته باشد، افت کمتری مشاهده می‌شود و ردیف پره از کارایی بالاتری برخوردار است.

در پره بهینه میزان افت فشار کل حدود ۱۸ درصد کمتر شده که مقدار بسیار خوب و قابل قبولی است. در جدول ۲ جدول مقدار فشار کل در ورود و خروج و مقدار افت فشار کل برای هر دو پره آورده شده است. مقایسه کانتور فشار کل برای پره مبنا و بهینه در شکل ۶ نمایش داده شده است.

جدول ۲) فشار کل ورودی و خروجی و افت فشار کل در هندسه مبنا و اصلی

فشار کل ورودی (pa)	فشار کل خروجی (pa)	افت فشار کل (pa)	
۳۳۸۰۰۰	۳۳۳۷۹۶	۴۲۰۴	پره مبنا
۳۳۸۰۰۰	۳۳۴۵۵۵	۳۴۴۵	پره بهینه

$$Y = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01} - p_1} = \frac{\Delta p_0}{1/2 \rho c_1^2} \quad (1)$$

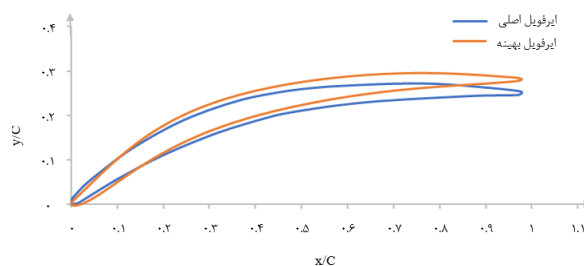
Y ضریب افت، p_0 و p به ترتیب میزان افت فشار کل، فشار کل و فشار استاتیک بر حسب (Pa)، ρ چگالی سیال بر حسب (kg/m^3) ، c_1^2 مجذور سرعت ورودی بر حسب (m/s) و اندیس‌های ۱ و ۲ به ترتیب نشان‌دهنده شرایط ورودی و خروجی هستند.

۵- نتایج و بحث

پس از اجرای متعدد و تکرارهای مورد نیاز کد توسعه‌یافته تا حصول نتیجه قابل قبول، هندسه بهینه‌شده به دست آمد و مولفه‌های عملکردی آن با هندسه مبنا مورد بررسی قرار گرفت.

۵-۱- روندنمای ژنتیک

پس از اجرای متعدد کد توسعه‌یافته، هندسه ایرفویل بهینه به دست آمده که مقایسه هندسه مبنا با هندسه بهینه‌شده در شکل ۳ مشهود است. از هندسه بهینه‌سازی شده می‌توان نتیجه گرفت که ضخامت کمبر اندکی افزایش یافته و مکان ضخامت بیشینه به سمت لبه فرار حرکت کرده است. قوس مربوط به سطح مکش نیز بیشتر شده است.



شکل ۳) هندسه مقطع ایرفویل بهینه‌شده در مقایسه با ایرفویل مبنا

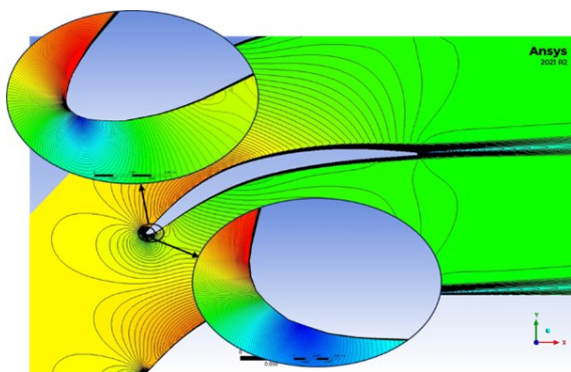
۵-۲- استقلال از عدد تصادفی

روندنمای موجود باید با تکرار بالا در نسل و افراد هر نسل تا همگرا شدن مقدار تابع هدف به مقدار مورد قبول و کمینه انجام شود. یکی از نکات مهم در این فرآیند اطمینان از مستقل بودن فرآیند و نتیجه حاصل و در واقع مقدار تابع هدف بازگردانده شده نهایی کد از عدد تصادفی تولید شده در هر مرحله است. شکل ۴ نمودار مقدار کاهش فشار کل بر حسب تعداد تکرار را برای پنج اجرا از اجرای انجام شده، نشان می‌دهد. همان‌طور که نمایان است، در هر بار اجرا و در انتها به مقدار افت فشار کل بازگردانی شده از کد همگرایی داریم. هم‌چنین مقادیر اجرای مختلف نیز به مقدار ۱۷۲۲ پاسکال نزدیکی و همگرایی دارند.

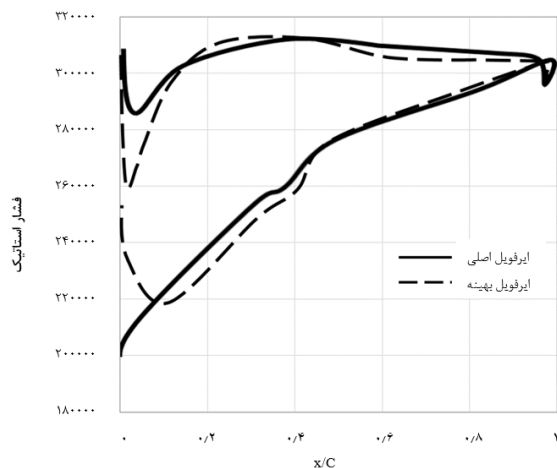
۵-۳- دامنه حل و شرایط مرزی اعمال شده

در هر مرحله از اجرا و برای هر هندسه، نیاز به تحلیل آیرودینامیکی هندسه مدنظر است که در نرم‌افزار سی اف ایکس انجام می‌شود. در شکل ۵ دامنه حل در نظر گرفته شده، نمایان است.

باشد. به‌طور کلی با مقایسه دو نمودار می‌توان بیان کرد که در ناحیه جلوی پره و در سطح مکش، در پره بهینه شده افزایش فشار محلی در قالب یک پیک فشار مشاهده می‌شود. علت آن، وجود یک موج ضربه‌ای در آن ناحیه است که بلافاصله بعد از پدیدار شدن این موج افزایش فشار محلی مشاهده می‌شود. در ادامه با افزایش مجدد سرعت جریان در ۲۰ درصد ابتدایی طول پره فشار استاتیک کاهش یافته است. همچنین، با مقایسه نمودارهای فشار استاتیک در هندسه‌های اصلی و بهینه شده مشاهده می‌شود که در ایرفویل بهینه نسبت به حالت مبنا، ناحیه دنباله و جدایش کوچک ایجاد شده در انتهای پره به‌صورت قابل قبولی کاهش پیدا کرده است. تصویر خطوط جریان نیز در انتهای پره موید این مطلب می‌باشد.



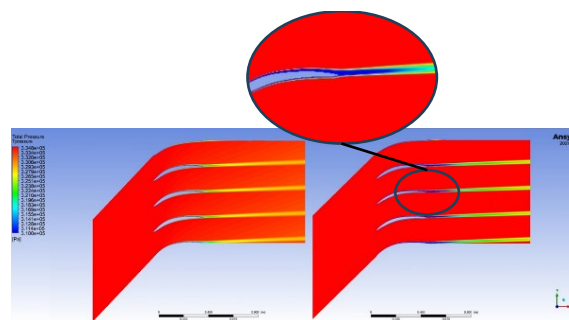
شکل ۸) خطوط ماک ثابت حول ایرفویل بهینه



شکل ۹) مقایسه نمودار فشار استاتیک ایرفویل مبنا با ایرفویل بهینه

۵-۷- ضریب افت

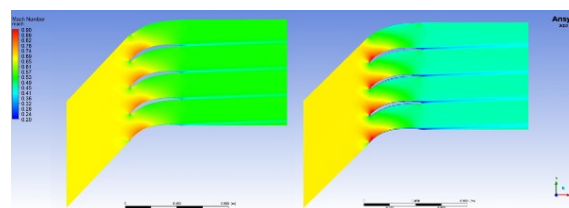
مقایسه نمودار ضریب افت برای پره مبنا و پره بهینه شده مربوط به زاویه برخورد صفر درجه در شکل ۱۰ قابل مشاهده است. در محور افقی نمودار، t برابر با فاصله میان دو پره و y ناحیه پیمایش در نظر گرفته شده است و محور افقی در واقع به‌صورت بی‌بعد بیان شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، میزان افت در پره بهینه نسبت به پره اصلی کاهش قابل ملاحظه‌ای داشته است. این



شکل ۱۰) توزیع فشار کل حول مقطع مبنا (راست) و توزیع فشار کل حول مقطع بهینه (چپ)

۵-۵- میدان سرعت جریان

در شکل ۷ میدان سرعت جریان برای دو ردیف پره مبنا و بهینه شده در قالب کانتور ماخ آورده شده است. همان‌طور که مشهود است، سرعت و به تبع آن عدد ماخ ورودی در طول ابتدایی ایرفویل در پره بهینه نسبت به پره اصلی افزایش واضح داشته، که بیانگر سرعت گرفتن بیشتر جریان در این ناحیه است.



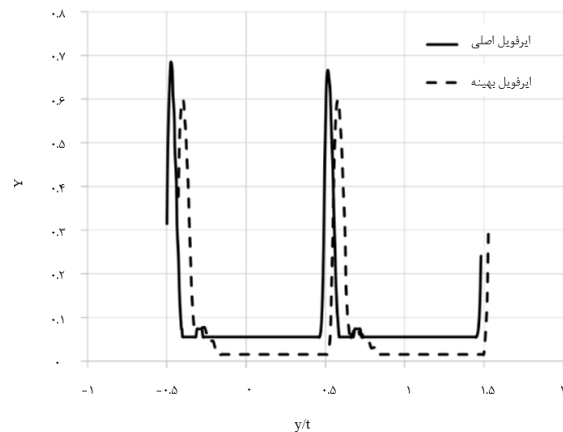
شکل ۱۱) توزیع عدد ماخ حول مقطع مبنا (راست) و توزیع عدد ماخ حول مقطع بهینه (چپ)

نمای کلی از خطوط ماک ثابت حول ایرفویل بهینه شده در شکل ۸ نمایش داده شده است. در نزدیکی لبه جلویی ایرفویل و در سطح مکش، افزایش محلی عدد ماخ را داریم. امواج شاک ایجاد شده در ابتدای پره در سطح مکش ایجاد شده اند که باعث بروز نواحی پرسرعت شده و پس از آن افت سرعت مشاهده می‌شود. در نواحی بزرگنمایی شده شکل، امواج شاک ایجاد شده در ابتدای پره در سطح مکش ایجاد شده اند که باعث بروز نواحی پرسرعت شده و پس از آن افت سرعت مشاهده می‌شود. در نواحی بزرگنمایی شده شکل، در ناحیه مثلث‌مانند قرمز امواج شاک قابل رویت‌اند. با توجه به خطوط ماک ثابت می‌توان تغییرات عدد ماخ در ناحیه کم فشار و پرسرعت که منجر به رانده شدن بهتر جریان از روی ایرفویل می‌شود را با دقت بیشتری مشاهده کرد.

۵-۶- فشار استاتیک

شکل ۹ توزیع فشار استاتیک حول ایرفویل‌های بهینه و پایه را نشان می‌دهد. توزیع فشار استاتیک در مقطع بهینه شده در مقایسه با مقطع پایه به‌طور مشخص بهبود یافته است که می‌تواند به علت کاهش محسوس افت فشار کل و یکنواختی توزیع عدد ماخ

کاهش هم در ناحیه جریان آزاد بین دو پره (ناحیه افقی شده روی نمودار)، هم در ناحیه دنباله (قله‌های نمودار) مشهود است.



شکل ۱۰) مقایسه افت پره مبنا و بهینه در زاویه برخورد صفر درجه

۶- نتیجه‌گیری و پیشنهادها

از مزایای استفاده از الگوریتم ژنتیک می‌توان به توانایی آن در یافتن راه‌حل‌های خوب برای مسائل پیچیده با پارامترهای زیاد و توانایی آن در رسیدگی به اهداف متعدد و جستجوی کل فضای حل اشاره کرد [15]. از این‌رو مبنای روش بهینه‌سازی در مقاله حاضر قرار گرفت.

در پره بهینه‌شده میزان کاهش فشار کل از ۲۰۸۵ پاسکال در پره مبنا به ۱۷۲۲ پاسکال در پره بهینه رسیده است که حدود ۱۸ درصد بهینه‌سازی را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که نسبت فشار استاتیک ردیف پره نیز از مقدار ۱/۱۷ به مقدار ۱/۳ در ردیف پره بهینه رسیده است. لازم به ذکر است که افزایش جریان گذر جرمی از ۴۱/۳۰ kg/s به ۵۲/۵۲ kg/s نیز مشاهده می‌شود. نکته حائز اهمیت این است که هندسه پره به نحوی اصلاح شده‌است که با وجود افزایش سرعت ابتدایی، جدایش جریان از روی سطح دیده نشده و افت مضاعف را منجر نشده که این امر می‌تواند افزایش کارایی پره را به همراه داشته باشد.

در صورتی که پره به صورت چرخان مدل شود، با به‌دست آمدن گشتاور روی پره، می‌توان بازدهی را محاسبه نمود و مقایسه بازدهی میان حالت پایه و بهینه را داشت. اما در حد تحلیل ردیف‌پره، مولفه‌های عملکردی به‌طرز معناداری ارتقا پیدا کرده‌اند. از نظر نقاط قوت روش مورد استفاده می‌توان به کوپل بودن حل‌گر میدان جریان (ANSYS - CFX) و روندنمای بهینه‌سازی با روندنمای ژنتیک (Genetic Algorithm) در نرم افزار متلب (MATLAB) جهت ایجاد اتوماسیون در فرآیند بهینه‌سازی اشاره کرد.

اتوماسیون ایجاد شده علاوه بر کوپل بودن نرم‌افزارهای مورد استفاده، در هندسه ورودی مستقل نیز مشهود است. از آن‌جا که

دامنه حل و هندسه ورودی به‌صورت کامل مستقل وارد روندنمای می‌گردد، به راحتی و روشنی می‌توان از روند ایجاد شده جهت بهینه‌سازی هر پره دیگر بهره‌رست و نیاز به تغییرات اساسی و زیاد در متن کد و روند ایجاد شده نیست.

همان‌طور که پیش‌تر نیز بیان شده، بهینه‌سازی در پژوهش حاضر با استفاده از روندنمای ژنتیک انجام شده‌است که هزینه محاسباتی به نسبت بالایی دارد و زمان‌بر است. پیشنهاد می‌شود جهت کاهش زمان و هزینه از شبکه عصبی و روندنمای ژنتیک همزمان بهره‌برده شود که از این طریق علاوه بر اعتبارسنجی نتیجه حاصل از این پژوهش می‌توان در زمان کوتاه‌تر به نتیجه رسید.

عنوان این پژوهش با تحلیل دوبعدی جریان حول ایرفویل تعریف و اجرا شده است. از آن‌جایی که بررسی آیرودینامیکی جریان در طول گستردگی پره واقعی باید از پایه تا نوک تحلیل شود، پیشنهاد می‌گردد که در ادامه و جهت تکمیل کار انجام‌شده کنونی، تحلیل در فضای سه‌بعدی انجام شود تا احتمال افت درز نوک و افت ناشی از جریان ثانویه و گردابه‌های اطراف نوک و عدد ماخ این ناحیه و متغیرهای دیگر به‌طور دقیق بررسی شود.

فهرست علائم

عدد ماخ	Ma
فشار کل (Pa)	p_0
فشار استاتیک ورودی (Pa)	p_1
وتر پره (m)	c
صلبیت ردیف‌پره	c/s
ضریب افت	γ

تاییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیر ایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: تعارض منافعی برای اظهار وجود ندارد.

منابع

- 1- Mukesh R, Lingadurai K, Selvakumar U. Airfoil shape optimization using non-traditional optimization technique and its validation. Journal of King Saud University-Engineering Sciences. 2014;26(2):191-7.
- 2- Luesutthiviboon S, Ragni D, Avallone F, Snellen M. Assessment of the Thin-airfoil Method for Predicting Steady Pressure Distribution on Partially-porous Airfoils. In25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2019 (p. 2647).
- 3- Salunke NP, SA C. Design and analysis of a controlled diffusion aerofoil section for an axial compressor stator and effect of incidence angle and Mach No. on performance of CDA. International Journal of Fluid Machinery and Systems. 2010;3(1):20-8.
- 4- Huang S, Yang C, Han G, Zhao S, Lu X. Multipoint design optimization for a controlled diffusion airfoil compressor cascade. Proceedings of the Institution of

- Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science. 2020;234(11):2143-59.
- 5- Lieblein S, Johnsen IA. Re' sume' of Transonic-Compressor Research at NACA Lewis Laboratory.
- 6- Bullock RO, editor. Aerodynamic design of axial flow compressors. National Aeronautics and Space Administration; 1965.
- 7- Hobbs DE, Weingold HD. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application.
- 8- Köller U, Mönig R, Küsters B, Schreiber HA. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: part I—design and optimization. InTurbo Expo: Power for Land, Sea, and Air 1999 (Vol. 78583, p. V001T03A021). American Society of Mechanical Engineers.
- 9- Küsters B, Schreiber HA, Köller UD, Mönig R. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part II—Experimental and theoretical analysis. InTurbo Expo: Power for Land, Sea, and Air 1999 (Vol. 78583, p. V001T03A022). American Society of Mechanical Engineers.
- 10- Aulich M, Voß C, Raitor T. Optimization strategies demonstrated on a transonic centrifugal compressor.
- 11- Salunke NP, SA C. Design and analysis of a controlled diffusion aerofoil section for an axial compressor stator and effect of incidence angle and Mach No. on performance of CDA. International Journal of Fluid Machinery and Systems. 2010;3(1):20-8.
- 12- Salunke NP, Ahamad RJ, Channiwala SA, Channiwala SA. Airfoil parameterization techniques: A review. American Journal of Mechanical Engineering. 2014;2(4):99-102.
- 13- Hajian R, Jaworski JW. The steady aerodynamics of aerofoils with porosity gradients. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2017;473(2205):20170266.
- 14- Mukesh R, Lingadurai K, Selvakumar U. Airfoil shape optimization using non-traditional optimization technique and its validation. Journal of King Saud University-Engineering Sciences. 2014;26(2):191-7.
- 15- Tong X, Lian B, Yu P, Qiang X, Ouyang H. The effect of leading-edge shape on separation-induced transition on the suction surface of a controlled-diffusion airfoil. Physics of Fluids. 2023;35(7).