مجله مهندسی مکانیک مدرس، دی 1396، دوره 17، شماره 10، ص‌ص 176-184

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بهینه‌سازی سه‌بُعدی آیروترمودینامیکی پره استاتور توربین گاز جریان- محوری در یک بستر محاسباتی متن‌باز

علیرضا یزدانی[1]، آرمان محسنی[2*]

1- دانش‌آموخته کارشناسی‌ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

* تهران، صندوق پستی 16589-53571، ar_mohseni@sbu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 24 مرداد 1396

پذیرش: 28 شهریور 1396

ارائه در سایت: 21 مهر 1396

کلید واژگان:

بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی

دینامیک سیالات محاسباتی

مدل‌سازی هندسی

توربین گازی

نرم‌افزار متن‌باز

چکیده

توربین‌های گازی از اصلی‌ترین تجهیزات تولید توان در صنایع گوناگون است. برای بهبود عملکرد این تجهیز یکی از راه‌ها بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی پره‌های ثابت و متحرک است. در مقاله حاضر یک بستر محاسباتی جهت بهینه‌سازی خودکار آیروترمودینامیکی سه‌بُعدی پره استاتور توربین گاز با استفاده از نرم‌افزارهای متن‌باز ارائه می‌شود. این بستر برای بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی هر نوع پره سه‌بعدی قابل استفاده و شامل مدل‌سازی پارامتری هندسه سه‌بعدی، تولید شبکه محاسباتی، حل جریان با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و اعمال الگوریتم بهینه‌سازی است. برای مدل‌سازی سه‌بعدی پره از مدل‌سازی دوبعدی با استفاده از منحنی بِزیر و تشکیل مدل سه‌بعدی با خط انباشتگی از نوع اسپلاین استفاده شده است. شبیه‌سازی جریان سیال با حل جریان تراکم‌پذیر و لزج حول پره بر شبکه چندبلوکی با سازمان با پردازش موازی انجام شده و الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی به کار رفته است. بهینه‌سازی با چهل و پنج متغیر که تغییر ضخامت در پنج مقطع در ارتفاع پره و تغییر در پارامترهای سه‌بعدی پره یعنی خمیدگی، کشیدگی و پیچش را ممکن می‌سازند، انجام شده است. در نتیجه بهینه‌سازی پره با تابع هدف فشار کل خروجی، 5% کاهش ضریب افت فشارکل حاصل شده است. استفاده از نرم‌افزارهای متن‌باز در بستر بهینه‌سازی حداکثر امکان خصوصی‌سازی و انجام تنظیمات را برای کاربر فراهم می‌آورد. نتایج نشان می‌دهد بستر محاسباتی ارائه شده می‌تواند به خوبی برای بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی توربوماشین‌ها به کار گرفته شود.

Three-Dimensional Aerothermodynamic Optimization of the Stator Blade of an Axial-Flow Gas Turbine in an Open-Source Platform

Alireza Yazdani, Arman Mohseni*

Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran.
* P.O.B. 16589-53571 Tehran, Iran, ar_mohseni@sbu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 August 2017
Accepted 19 September 2017
Available Online 13 October 2017

Keywords:
Aerothermodynamic Optimization
Computational Fluid Dynamics
Geometry Modeling
Gas Turbine
Open-Source Software

ABSTRACT

Gas turbines are among the most important types of power generation equipment in industries. One of the methods to enhance the performance of this equipment is the aerodynamic performance optimization of its stator and rotor blades. This paper presents an automatic aerothermodynamic optimization platform for the optimization of 3D stator blade geometry in axial-flow gas turbines using open-source software. This platform can be used for 3D aerothermodynamics optimization of 3D blades and includes parametric 3D modeling, mesh generation, CFD simulation, and implementation of optimization algorithm. 3D models are formed from 2D sections defined by Bézier curves and connected by spline stacking curve. Simulation of flow field includes the solution of compressible viscous flow on structured multi-block grid using parallel processing. Genetic algorithm is used as optimization algorithm. 45 optimization variables govern blade thickness variation in five sections and blade lean, sweep, and twist. Total pressure is selected as objective function and the result of optimization shows 5% decrease of total pressure loss coefficient in the blade. The use of open-source software in the optimization platform provides maximum customization capability to the user. The application of this platform for stator blade optimization shows that the platform can be used for aerothermodynamic optimization of turbomachines effectively.

1- مقدمه

توربین‌های گازی جریان- محوری از مهم‌ترین تجهیزات تولید توان مکانیکی در صنایع است و امروزه نقش قابل توجهی را در چرخه‌های تبدیل انرژی ایفا می‌کند. انرژی مورد نیاز آن‌ها به طور عمده توسط سوخت‌های فسیلی تأمین می‌شود که علاوه‌بر هزینه تأمین، آلودگی محیط‌زیست را به همراه دارد. با افزایش قیمت سوخت و سخت‌گیرانه‌تر شدن قوانین و مقررات زیست‌محیطی امروزه ارتقای عملکرد توربین‌های گاز جهت کاهش مصرف سوخت و کاهش آلودگی ناشی از استفاده از آن‌ها اهمیت ویژه‌ای پیدا کرده است. به همین

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

A. Yazdani, A. Mohseni, Three-Dimensional Aerothermodynamic Optimization of the Stator Blade of an Axial-Flow Gas Turbine in an Open-Source Platform, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 10, pp. 176-184, 2017 (in Persian)

جهت طراحی توربین‌های جدید با کارکرد بهینه هدف بسیاری از طراحان و تحقیقات اخیر بوده است. بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی پره‌های رتور و استاتور یکی از روندهای بهینه‌سازی توربین گاز است که به بهبود عملکرد توربین منجر می‌شود و دستیابی به اهداف بالا شامل کاهش مصرف سوخت و در نتیجه کاهش هزینه بهره‌برداری و کاهش آلودگی‌های زیست‌محیطی را ممکن می‌سازد. عملکرد بهینه به دلیل کاهش مصرف سوخت می‌تواند باعث افزایش طول عمر پره شده و به این ترتیب کاهش هزینه‌های نگهداری را به دنبال داشته باشد [1].

امروزه محققان با کمک رایانه‌های پیشرفته به بهینه‌سازی توربوماشین‌ها می‌پردازند تا به این اهداف دست یابند. کاهش تلفات ناشی از لزجت سیال و به تأخیر انداختن جدایش جریان روی پره توربین ازجمله اهداف مهم برای رسیدن به طراحی بهینه پره است. در گذشته به دلیل پرهزینه بودن شبیه‌سازی عددی و بهینه‌سازی سه‌بعدی اغلب روندهای بهینه‌سازی به مدل‌های ساده تک و دوبعدی خلاصه می‌گردید. امروزه با افزایش توان محاسباتی در دسترس و استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی[1] یا سی- اف- دی بهبودیافته این امکان برای محققان و طراحان فراهم شده است تا مدل‌های پیچیده و سه‌بعدی را در روندهای بهینه‌سازی به کار گیرند و با ارائه روش‌های جدیدتر روندهای طراحی و بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی را بهبود بخشند [2].

بهینه‌سازی آیرودینامیکی پره در حقیقت طراحی مجدد یک پره موجود به وسیله مرتبط ساختن یک حلگر دینامیک سیالات محاسباتی با یک الگوریتم بهینه‌سازی جهت دست یافتن به عملکرد بهتر پره است [3]. دِویتو و همکاران [4] با توسعه روش طراحی معکوس به بهینه‌سازی پره توربوماشین پرداختند. آن‌ها طراحی هندسی را با حل جریان با معادلات اویلر جهت کاهش زمان طراحی انجام دادند. آن‌ها فشار استاتیک در خروجی و دبی جرمی را به عنوان تابع هدف توزیع فشار در نظر گرفتند. در همین زمینه عرب‌نیا و قالی [5] به حداقل کردن جریان‌های ثانویه روی پره پرداختند. ایشان از الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی برای بهینه‌سازی بهره گرفتند و از نرم‌افزار تجاری فلوئنت[2] برای حل جریان استفاده کردند و توانستند راندمان یک طبقه از توربین را 1% بهبود ببخشند. در تحقیق دیگری [6] آن‌ها بهینه‌سازی را با در نظر گرفتن افت‌های سه‌بعدی پره توربین مادون صوت به عنوان تابع هدف و پارامترهای سه‌بعدی هندسه پره به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی انجام دادند. سیواشان‌موگام و همکاران [7] بر بهینه‌سازی راندمان و سازه پره کار کردند و با هدف بیشینه کردن بازده طبقه و کمینه کردن تنش بر پره از روش بهینه‌سازی چندهدفه ژنتیک به همراه شبکه عصبی بهره جستند و موفق شدند تنش حداکثر روی پره را 50% کاهش و بازده را 0.4% افزایش دهند، همچنین آن‌ها پژوهشی دیگر [8] در مورد بهینه‌سازی روتور[3] توربین گاز مادون صوت با هدف کم کردن ضریب افت فشار و با قید فرکانس و تنش روی پره انجام دادند. چو و همکاران با استفاده با روش گرادیانی اصلاح شده افت فشار کل پره توربین گاز را کاهش و بازده آن را افزایش دادند. آن‌ها قیدهای مساحت مقطع و بار پره را در نظر گرفتند. نتیجه کار آن‌ها 6% کاهش افت فشار کل و 0.6% افزایش راندمان بود [9]. لی و همکاران برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره دوبعدی توربین گذر صوتی روش الحاقی پیوسته همراه با الگوریتم شبه‌نیوتنی را به کار بستند و تابع هدف را نرخ تولید آنتروپی با قید جریان جرمی در نظر گرفتند. آن‌ها تنها لبه مکش را با استفاده از منحنی‌های نربز به عنوان متغیر در نظر گرفتند و جریان حول پره را به وسیله حل‌گر دوبعدی رَنز[4] حل کردند. در طرح بهینه آن‌ها شوک تضعیف شده و بازده آیرودینامیکی افزایش یافته است [10].

براساس این تحقیقات پیاده‌سازی الگوریتم‌های بهینه‌سازی آیرودینامیکی یا سازه‌ای در توربوماشین‌ها می‌تواند منجر به بهبود عملکرد شود، ولی روندهای بهینه‌سازی به دلیل پیچیدگی هندسی و استفاده از حلگرهای سازه یا جریان با هزینه محاسباتی قابل توجه همراه است.

پیاده‌سازی روندهای بهینه‌سازی در توربوماشین‌ها اغلب شامل پارامتری‌سازی، مدل‌سازی هندسی، تولید شبکه محاسباتی، حل معادلات حاکم، مقایسه نتایج و به‌روزرسانی پارامترها توسط الگوریتم بهینه‌سازی است. مدل هندسی و شبکه محاسباتی جدید برای مقادیر جدید پارامترها در هر تکرار حلقه بهینه‌سازی محاسبه و حل معادلات تکرار می‌شود. این روند تا به دست آمدن نتایج مطلوب ادامه می‌یابد. با توجه به پیچیدگی‌های هر مرحله میزان توانایی کاربر در تنظیم، ترکیب و کنترل روش‌های به کار رفته از اهمیت زیادی برخوردار است و می‌تواند بر روند بهینه‌سازی و نتایج آن مؤثر باشد و استفاده از روش‌ها و ابزار متن‌باز[5] این امکان را برای کاربر فراهم می‌آورد.

در این تحقیق یک بستر بهینه‌سازی آیروترمودینامیکی مبتنی بر ابزارهای متن‌باز ارائه می‌شود. این بستر می‌تواند برای بهینه‌سازی جریان سیال در هندسه‌های پیچیده مانند مجرای جریان در کمپرسور، توربین گازی، پمپ‌ها و غیره به کار گرفته شود. خصوصیت متن‌باز بودن این امکان را فراهم می‌آورد تا نرم‌افزارهای تولید شبکه و محاسب مختلف در آن به کار گرفته شوند و علاوه‌بر خصوصی‌سازی آن برای حل جریان‌های مختلف سیال، دامنه کاربری آن به مسائل فیزیکی دیگر ازجمله تحلیل سازه‌ای نیز توسعه داده شود. در ادامه بخش‌های مختلف این بستر به همراه ابزارهای محاسباتی به کار رفته در آن در قالب بهینه‌سازی یک پره استاتور توربین گازی جریان- محوری ارائه می‌شود.

2- مدل‌سازی هندسی و شبکه‌بندی

پارامتری‌سازی هندسی و انتخاب متغیرهای بهینه‌سازی یکی از مهم‌ترین مراحل در بهینه‌سازی است، به گونه‌ای که با کمترین تعداد متغیرها درجات آزادی لازم برای تغییر شکل پره به‌دست آید [11]. در پژوهش حاضر بهینه‌سازی پره سه‌بعدی با مشخصات جدول 1 انجام شده است. مدل‌سازی هندسه باید به شکلی باشد که بتوان آن را در فرآیند بهینه‌سازی به صورت مشخص و در یک چارچوب معین تغییر داد. این امر می‌تواند مشکل، زمان‌بر و حساس باشد. در صورتی که این مدل‌سازی بر پایه روابط پارامتری ریاضی انجام شود، می‌توان تغییرات آن را به نحو مطلوب و مشخص کنترل کرد [12]. به این منظور لازم است تغییر شکل با تعریف پارامترها، روند و محدوده تغییرات پارامترها مشخص شود.

در بهینه‌سازی‌های سه‌بعدی پره توربین دو روش به صورت متداول مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش اول چند ایرفویل در مقاطع مختلف پره از هاب[6] تا شرود[7] انتخاب می‌شود، سپس هر ایرفویل به صورت دوبعدی بهینه می‌شود. در آخر با اتصال ایرفویل‌های بهینه‌شده پره سه‌بعدی به‌دست می‌آید. در این روش بسیاری از اثرات سه‌بعدی جریان نادیده گرفته می‌شود و از اثر

[1] Computational Fluid Dynamics (CFD)
[2] Fluent
[3] Rotor
[4] Reynolds Averaged Navier–Stokes (RANS) equations
[5] Open-Source
[6] Hub
[7] Shroud

دیواره‌های انتهایی (هاب و شرود) در روند بهینه‌سازی صرف نظر می‌شود. همچنین این روش قابلیت بهینه‌سازی پارامترهای سه‌بعدی پره مانند خمیدگی[1]، کشیدگی[2] و پیچش[3] را ندارد.

در روش دوم شکل هندسی پره به صورت سه‌بعدی پارامتری می‌شود و طی فرآیند بهینه‌سازی رویه سه‌بعدی پره بهینه می‌شود و به این ترتیب پره سه‌بعدی بهینه شده به دست می‌آید. در این روش ویژگی‌های سه‌بعدی پره مانند خمیدگی، کشیدگی و پیچش در روند بهینه‌سازی لحاظ شده و میزان بهبود عملکرد پره نسبت به روش اول بیشتر است. با این حال به دلیل این‌که طی هر مرحله بهینه‌سازی باید جریان حول یک هندسه سه‌بعدی حل شود، این روش یک روش زمان‌بر و با هزینه محاسباتی بالاست. به همین دلیل اغلب پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه بهینه‌سازی پره سه‌بعدی از روش اول بهره می‌برند. با افزایش توان محاسباتی در سال‌های اخیر استفاده از روش دوم نیز توسعه یافته است. به دلیل مزیت‌های زیاد روش دوم در این تحقیق از این روش بهره گرفته شده است.

1-2- مدل‌سازی مقاطع دوبعدی

شروع کار در مدل‌سازی هندسه سه‌بعدی پره با تعیین چند مقطع محیطی در ارتفاع پره از هاب تا شرود آغاز و ابتدا شکل پره در هر مقطع تعیین و رسم می‌شود. سپس شکل سه‌بعدی پره از ارتباط این ایرفویل‌های دوبعدی به‌دست می‌آید. به طور معمول ایرفویل دوبعدی با مجموعه‌ای از نقاط محیط آن تعریف می‌شود. اولین گام برای رسم ایرفویل دوبعدی یافتن منحنی ایرفویل با کمک این نقاط است. به دلیل ایجاد شکستگی در هر نقطه استفاده از خط راست برای ارتباط نقاط ایرفویل اغلب از دقت کافی برای محاسبات سی- اف- دی برخوردار نیست. برازش چندجمله‌ای بر همه نقاط ایرفویل بعد از برازش خطی ساده‌ترین نوع درون‌یابی برای ارتباط نقاط و تشکیل محیط ایرفویل است. با این حال چندجمله‌ای‌های درجه پایین اغلب از دقت مطلوب برای برازش منحنی ایرفویل برخوردار نیستند و منحنی محیط ایرفویل را به صورت موج‌دار تقریب می‌کنند. از طرفی افزایش دقت برازش با افزایش مرتبه چندجمله‌ای با افزایش میزان موج‌دار بودن منحنی محیط ایرفویل همراه است که می‌تواند تأثیر نامطلوب در محاسبات سی- اف- دی داشته باشد. منحنی اسپلاین[4] از دسته چندجمله‌ای‌هایی است که به طور هموار تعدادی نقطه مشخص را به هم متصل می‌کند. اسپلاین خود انواع مختلفی دارد، برای نمونه می‌توان به اسپلاین درجه سه[5] اشاره کرد. اسپلاین‌ها این امکان را به طراح می‌دهند تا با تغییر شیب منحنی در دونقطه ابتدایی و انتهایی‌شان شکل منحنی را تغییر داد که مزیت بسیار مهمی برای آن محسوب می‌شود. با این حال به دلیل این‌که این منحنی از همه نقاط می‌گذرد، منحنی محیط ایرفویل را به صورت موج‌دار تقریب می‌کند که همان‌طور که اشاره شد می‌تواند در محاسبات سی- اف- دی تولید خطا کند [13].

بی‌اسپلاین‌ها[6] نوع دیگری از منحنی‌های برازش است که به دلیل خصوصیاتشان به طور متداول برای تقریب ایرفویل به کار می‌روند. از انواع بی‌اسپلاین، منحنی نِربز[7] برای کار بهینه‌سازی مناسب است و قابلیت ارائه دقیق منحنی مقاطع مخروطی را دارد [14]. مزیت منحنی‌های بی‌اسپلاین و نربز در این است که با تغییر مکان نقاط کنترلی آن‌ها شکل منحنی به صورت هموار تغییر می‌کند. برازش با بی‌اسپلاین به دلیل کیفیت خوب، هموار و مماس بودن به بردار دلخواه در ابتدا و انتهای منحنی گزینه مناسبی برای رسم یک منحنی است.

اکسوز و آکماندور [15] که پره سه‌بعدی توربین را بهینه کردند برای نشان دادن سطوح مکشی و فشاری از منحنی‌های بزیر و برای لبه حمله و فرار با مقاطع بیضی استفاده کردند. آرنس و همکاران [16] هندسه آن را برای بهینه‌سازی افت فشار کل در جریان غیرلزج روی مقطع پره توربین گذرصوتی بهینه کردند. آن‌ها مقطع پره را با منحنی‌های بِزیر[8] نمایش دادند و ضرایب بزیر را به عنوان متغیرهای طراحی تعریف کردند. پاپادیمیتریو و گیاناکگلو [17] برای کمینه کردن تولید آنتروپی کسکید در اثر لزجت روابط ریاضی روش الحاقی پیوسته و گسسته را برای جریان لزج در ردیف پره توسعه دادند و برای اولین بار معادلات الحاقی را بر پایه تابع هدف تولید آنتروپی ایجاد و قید هندسی کمینه ضخامت پره را اعمال کردند و شکل پره را با منحنی‌های بزیر به شکل پارامتری درآوردند.

منحنی بِزیر یک منحنی چندجمله‌ای است که درجه این چندجمله‌ای وابسته به تعداد نقاط کنترلی آن است. این منحنی هموار است و از نقاط مورد برازش نمی‌گذرد، ولی به سمت آن‌ها متمایل می‌شود. هر یک از نقاط ایرفویل سبب تمایل منحنی به سمت خود می‌شود و تأثیر آن بر منحنی با نزدیک‌تر شدنش به منحنی افزایش می‌یابد. دلیل محبوبیت این منحنی تغییرپذیری آسان آن است که آن را به یک منحنی مناسب برای فرآیند بهینه‌سازی مبدل می‌کند. راه دیگر برای تغییر منحنی افزودن نقطه جدید به آن است. به دلیل خصوصیات یادشده برای منحنی بزیر از آن برای تعریف منحنی سمت فشار[9] و سمت مکش[10] و متغیر در فرآیند بهینه‌سازی استفاده شده است. تعریف منحنی بزیر طبق روابط (1) است [13].

$$\vec{C}(t) = \sum_{i=0}^{n} B_{i,n}(t)\vec{P}_i$$

$$B_{i,n}(t) = \frac{n!}{i!\,(n-i)!} t^i (1-t)^{n-i} \quad ,0 \le t \le 1 \qquad (1)$$

که در آن $\vec{P}_i$ نقاط کنترلی، $B_{n,i}(t)$ چندجمله‌ای بِرناستاین[11] i-ام مرتبه n است. در این مقاله بهینه‌سازی بر پایه تغییرات ایرفویل بر منحنی سمت مکش و سمت فشار ایرفویل انجام شده است و منحنی لبه حمله و لبه فرار در فرآیند بهینه‌سازی ثابت بوده‌اند. با توجه به خصوصیات بی‌اسپلاین از این منحنی برای مدل‌سازی لبه حمله و لبه فرار استفاده شده و سمت فشار و مکش به کمک منحنی بزیر رسم شده است. جهت تغییر شکل ایرفویل طی فرآیند بهینه‌سازی از تغییر مختصات نقاط کنترلی استفاده شده و از پنج نقطه کنترلی برای رسم منحنی بِزیر ایرفویل استفاده شده است. محدوده تغییرات نقاط کنترلی جهت بهینه‌سازی و تغییرات منحنی لبه مکش به عنوان نمونه در شکل 1 نشان داده شده است.

2-2- مدل‌سازی رویه سه‌بعدی پره

روش‌های زیادی برای ساخت رویه سه‌بعدی مانند لافت[12]، رویه اسپلاین و

جدول 1 مشخصات اصلی پره توربین جریان-محوری مورد بهینه‌سازی

Table 1 Main parameters of the turbine blade for optimization

شعاع هاب	634.5 mm
تعداد پره	56
ارتفاع پره	100 mm

[1] Lean
[2] Sweep
[3] Twist
[4] Spline
[5] Cubic Spline
[6] B-Spline
[7] NURBS
[8] Bézier Curve
[9] Pressure Side
[10] Suction Side
[11] Bernstein
[12] Loft

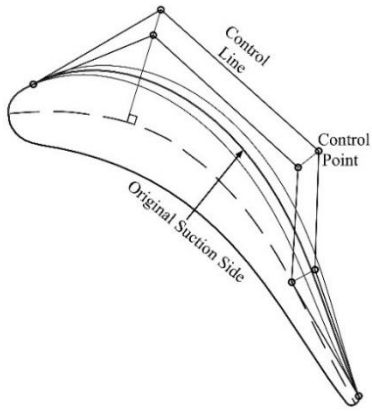

Fig. 1 Airfoil thickness variation by moving control points

شکل 1 تغییر ضخامت ایرفویل با جابجایی نقاط کنترلی

بی‌اسپلاین، و رویه بزیر وجود دارد [18,13].

در پژوهش حاضر از پنج مقطع برای طراحی رویه پره استفاده شده و به همین دلیل از صفحه پوشاننده[1] با اسپلاین به عنوان خط انباشتگی[2] استفاده شده است. خط انباشتگی که منحنی مسیر هم نامیده می‌شود جهت مرتبط کردن مقاطع به کار می‌رود و با اضافه کردن قیدهایی به آن کنترل هر چه بهتر صفحه پوشاننده را ممکن می‌کند [19]. صفحه پوششی که برای میان‌یابی بین مقاطع طراحی شده یکی از پراستفاده‌ترین روش‌های طراحی رویه در روش‌های طراحی به کمک رایانه[3] است. برای ایجاد این صفحه می‌توان از انواع منحنی اسپیلاین برای تعیین مکان و ترتیب مقاطع در فضا به عنوان منحنی مسیر بهره برد. در حقیقت اسپیلاین نقشی مانند ستون فقرات را در صفحه پوششی داراست. اسپیلاین با ایجاد قیدهایی می‌تواند به کنترل بهتر رویه کمک کند. تیلر [20] و وودوارد [21] از منحنی اسپیلاین برای تعیین مکان و جهت مقاطع در فضا استفاده کردند. پیگل و تیلر [22] از منحنی مسیری که مماس بر مقاطع بود برای مدل‌سازی هندسی استفاده کردند. رابطه (2-a) معادله پارامتری منحنی بی‌اسپلاین مقطع و رابطه (2-b) معادله پارامتری صفحه حاصل پوشاننده برحسب پارامترهای u و v است.

$$\vec{C}(u) = \sum_{i=0}^{n} N_{i,p}(u)\vec{P}_i \tag{2-a}$$

$$\vec{S}(u,v) = \sum_{i=0}^{m}\sum_{j=0}^{n} N_{i,p}(u)N_{j,q}(v)\vec{P}_{i,j} \tag{2-b}$$

در آن $N_{i,p}(u)$ منحنی پایه بی‌اسپلاین i-ام درجه p و $\vec{P}_i$ نقاط کنترلی منحنی، $\vec{P}_{i,j}$ نقاط کنترلی سطح، $\vec{C}(u)$ منحنی بی‌اسپلاین و $\vec{S}(u,v)$ سطح پوشاننده است. منحنی مقاطع می‌تواند به دلخواه انتخاب شود، اما صفحه پوششی زمانی کارآمد است که منحنی مقاطع با هم هم‌خوانی داشته باشند و هنگامی که منحنی‌ها تفاوت زیادی با هم داشته باشند کارایی لازم را نخواهد داشت [23]. در شکل 2 نمونه‌ای از ساخت صفحه با خط انباشتگی اسپلاین و مقاطع بزیر سمت فشار یک پره نمایش داده شده است. در این مقاله از صفحه پوشاننده با اسپلاین به عنوان خط انباشتگی استفاده شده است.

پره اولیه که جهت بهینه‌سازی مورد استفاده قرارگرفته یک پره مستقیم بدون خمیدگی، کشیدگی و پیچش است.

در مدل‌سازی هندسی پره امکان تغییر این پارامترها لحاظ شده تا در محدوده تغییرات آن‌ها بهترین کارایی پره به دست آید. برای ایجاد کشیدگی

[1] Skinning Surface
[2] Stacking Line
[3] Computer-Aided Design (CAD)

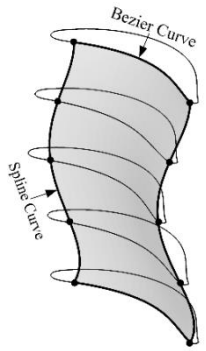

Fig 2 Modeling the pressure side 3D surface with skinned surface and spline stacking

شکل 2 مدل‌سازی سمت فشار تشکیل رویه سه‌بعدی با خط انباشتگی اسپلاین و صفحه پوشاننده

پنج ایرفویل دوبعدی در راستای محور ماشین، محور x در شکل 3 و برای ایجاد خمیدگی در راستای محیطی، محور y در شکل 3 جابه‌جا می‌شوند و برای ایجاد پیچش این مقاطع دور محور z در راستای شعاعی دوران می‌یابند. بر این اساس از رابطه (3-a) برای جابه‌جایی و از رابطه (3-b) برای دوران مقاطع گرد محور شعاعی گذرنده از محور ماشین و مرکز سطح ایرفویل، $x = x_0$ و $y = y_0$ استفاده شده است [13].

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta x \\ 0 & 1 & 0 & \Delta y \\ 0 & 0 & 1 & \Delta z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{bmatrix} \tag{3-a}$$

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 & x_0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 & y_0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 - x_0 \\ y_1 - y_0 \\ z_1 \\ 1 \end{bmatrix} \tag{3-b}$$

در آن (x_i, y_i, z_i) مختصات نقطه i-ام ایرفویل $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ بردار جابه‌جایی و θ زاویه دوران است. محل قرارگیری پنج مقطع ایرفویل در شکل 4 نشان داده شده است.

3- حل جریان

ردیف استاتور توربین شامل 56 پره است. چون پره‌های یک ردیف از توربین

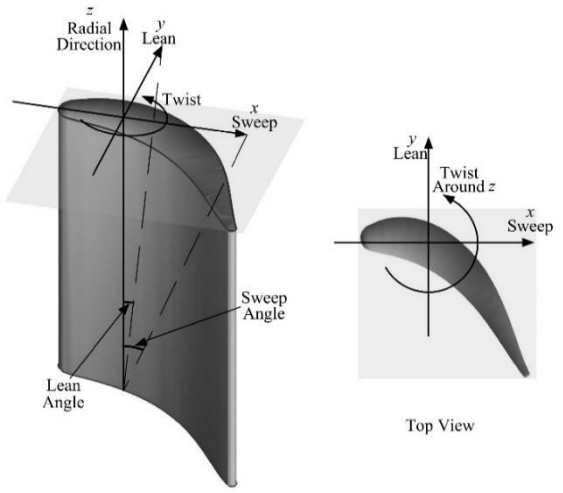

Fig. 3 Definitions of coordinate system and sweep, lean, and twist directions used in the geometric modeling of blade

شکل 3 تعریف دستگاه مختصات و محورهای کشیدگی، خمیدگی و پیچش مورد استفاده در مدل‌سازی هندسی پره

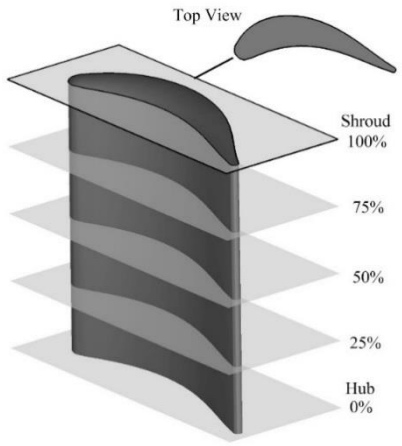

Fig. 4 Airfoil sections used for 3D blade modeling

شکل 4 مقاطع ایرفویل به کار رفته در مدل‌سازی سه‌بعدی پره

به طور متداول یکسان طراحی می‌شوند در بهینه‌سازی پره ضروری است از تغییرات جریان در جهت محیطی، برای نمونه ناشی از عملکرد محفظه احتراق، صرف‌نظر کرده و با فرض متناوب بودن جریان در راستای محیطی، تحلیل به یک پره محدود شود. در شکل 5 نمایی از ردیف پره‌های استاتور و حجم کنترل مورد استفاده در محاسبات سی- اف- دی نمایش داده شده‌اند. شبیه‌سازی جریان با استفاده از معادلات ناویر- استوکس با مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ انجام شده است [24].

3-1- بررسی استقلال از شبکه

جهت معتبر بودن حل ضروری است در هر شبیه‌سازی سی- اف- دی حل جریان مستقل از شبکه محاسباتی باشد. یعنی در صورت بیشتر شدن تعداد المان‌ها و کوچک‌تر شدن ابعاد آن‌ها در نتیجه حل جریان تغییری حاصل نشود. از آن‌جا که افزایش تعداد گره‌های شبکه به منظور افزایش دقت، افزایش هزینه محاسباتی را به دنبال دارد، کمینه کردن تعداد سلول‌ها یا گره‌های شبکه در محاسبات جریان به منظور بهینه‌سازی ضروری است. برای این منظور لازم است تعداد گره‌های شبکه تا حدی افزایش یابد که پس از آن پاسخ‌ها با تقریب مناسب تغییر نکنند. ریزتر شدن شبکه بیش از این حد هر چند می‌تواند نتایج دقیق‌تری به‌دست دهد، هزینه محاسباتی را افزایش می‌دهد؛ بنابراین بررسی استقلال از شبکه بهترین شبکه را جهت معتبر بودن پاسخ‌ها به‌دست می‌دهد.

برای کاهش تعداد گره‌های شبکه می‌توان از شبکه با سازمان جهت افزایش سرعت حل و همچنین کاهش چگالی شبکه در نواحی جریان یکنواخت و افزایش آن در نواحی دارای شیب تغییرات زیاد استفاده کرد.

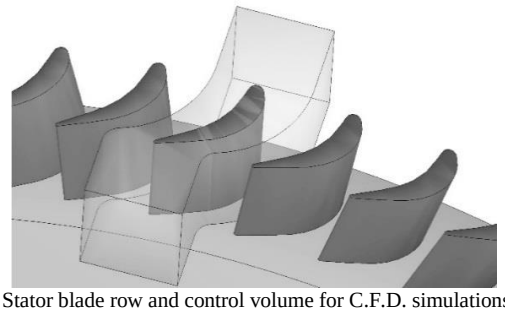

Fig. 5 Stator blade row and control volume for C.F.D. simulations

شکل 5 ردیف پره‌های استاتور و حجم کنترل مورد استفاده در محاسبات سی-اف-دی

در مسأله حاضر به دلیل سه‌بعدی بودن هندسه، بهینه بودن شبکه اهمیت قابل توجهی دارد، چرا که ریزتر شدن شبکه می‌تواند هزینه محاسباتی را تا چند برابر افزایش دهد. علاوه‌بر استفاده از شبکه با سازمان در نواحی پرگرادیان اطراف پره از سلول‌های کوچک استفاده شده است. برای این منظور دامنه حل با تعداد المان‌های مختلف و تغییر اندازه‌های آن‌ها گسسته‌سازی شده است. تعداد المان‌های شبکه جهت بررسی استقلال از شبکه در جدول 2 نشان داده شده است. در این بررسی مقدار فشار در چهار نقطه از میدان حل برای هفت مرحله افزایش نقاط شبکه نمایش داده شده است. نمودار استقلال از شبکه، شکل 6، مقادیر فشار در چهار نقطه از میدان فشار را نسبت به فشار به‌دست‌آمده از شبکه شماره 7 نمایش می‌دهد. در این نمودار مقادیر فشار بعد از شبکه پنجم تغییر محسوسی نشان نمی‌دهند؛ بنابراین شبکه شماره 5 برای انجام محاسبات به کار گرفته شد. شکل 7 این شبکه را نشان می‌دهد که شامل هشت بلوک محاسباتی است.

3-2- اعتبارسنجی

حل جریان با یک حل معتبر برای تعیین اعتبار شبیه‌سازی سی- اف- دی جریان سیال مقایسه شده است. برای این منظور از نمودار ضریب فشار مقطع میانی پره مرجع [11] استفاده شده است. نتیجه مقایسه شبیه‌سازی با این مرجع در نمودار شکل 8 قابل ملاحظه است که در آن δ فاصله نسبی از ابتدای پره است. با توجه به تطابق مطلوبی که بین حل انجام شده با نرم‌افزار متن باز اُپن‌فوم[1] و حل مرجع وجود دارد می‌توان از این روش حل جریان در حلقه بهینه‌سازی بهره‌برداری کرد. شرایط مرزی حل در جدول 3 نمایش داده شده است.

4- بهینه‌سازی

هدف از بهینه‌سازی یافتن بهترین پاسخ قابل‌قبول در فضای حل با توجه به محدودیت‌ها و شرایط مسأله است. برای یک مسأله ممکن است پاسخ‌های مختلفی موجود باشد که برای مقایسه آن‌ها و انتخاب پاسخ بهینه، تابعی به نام تابع هدف تعریف می‌شود. انتخاب این تابع به طبیعت مسأله وابسته است. برای نمونه زمان و هزینه سفر به صورت متداول به عنوان تابع‌های هدف بهینه‌سازی در شبکه‌های حمل و نقل به کار می‌رود. انتخاب تابع هدف

جدول 2 تعداد المان‌ها و گره‌های شبکه (به میلیون عدد) برای شبکه‌بندی‌های مختلف جهت بررسی استقلال از شبکه

Table 2 Number of grid cells and nodes for mesh independence study ($\times 10^6$)

شماره شبکه	1	2	3	4	5	6	7
تعداد المان	0.062	0.23	0.47	0.89	1.54	2.64	3.65
تعداد گره	0.074	0.20	0.52	0.92	1.58	2.50	3.73

جدول 3 شرایط مرزی جریان در ورودی و خروجی ردیف پره

Table 2 Boundary condition at inlet and outlet of blade row

فشار مطلق کل ورودی	144.4 kPa
فشار مطلق استاتیک خروجی	125.6 kPa
دمای کل ورودی	343.6 K
زاویه جریان ورودی نسبت به محور ماشین	0°

[1] Open Source Field Operation and Manipulation (OpenFOAM), www.openfoam.com

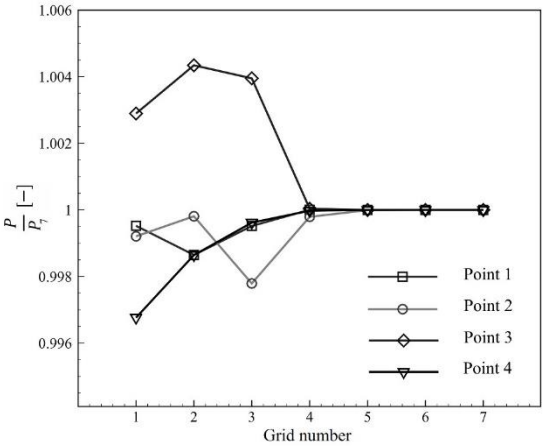

Fig. 6 Grid independence diagram. Pressure values at 4 points in flow field are scaled with their corresponding values of the 7th mesh.

شکل 6 نمودار استقلال از شبکه. مقادیر فشار در چهارنقطه میدان جریان نسبت به مقادیر متناظر فشار رسم شده در شبکه 7

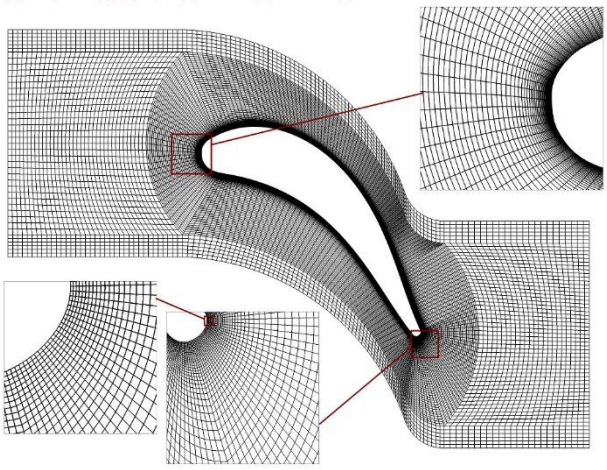

Fig. 7 Computational grid of flow passage with enlarged views at leading and trailing edges

شکل 7 شبکه محاسباتی مجرای جریان با بزرگ‌نمایی شبکه در لبه‌های حمله و فرار

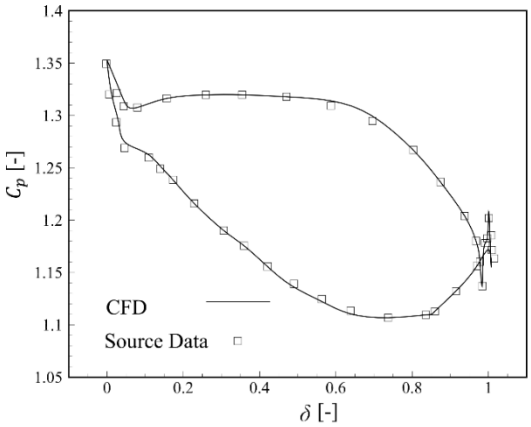

Fig. 8 Pressure coefficient distribution along blade at 50% span

شکل 8 توزیع ضریب فشار در امتداد محور در ارتفاع 50%

مناسب یکی از مهم‌ترین گام‌های بهینه‌سازی است. گاهی در بهینه‌سازی چند هدف به طور هم‌زمان مورد نظر قرار می‌گیرد. این‌گونه بهینه‌سازی را بهینه‌سازی چندهدفی می‌نامند.

هر مسأله بهینه‌سازی دارای تعدادی متغیر مستقل است که آن‌ها را متغیرهای طراحی می‌نامند. هدف از بهینه‌سازی تعیین متغیرهای طراحی است، به‌گونه‌ای که تابع هدف کمینه یا بیشینه شود. از دیدگاه قیدها یا محدودیت‌ها، مسائل بهینه‌سازی به دو دسته تقسیم می‌شوند، نامقید که در آن‌ها بیشینه یا کمینه کردن تابع هدف بدون هرگونه محدودیتی بر متغیرهای طراحی انجام می‌شود و مقید که در آن بهینه‌سازی با وجود قیدها[1] یا محدودیت‌هایی صورت می‌گیرد. محدودیت‌ها ممکن است به صورت مساوی یا نامساوی ارائه شوند که در هر مورد روش بهینه‌سازی متفاوت است. به هر حال قیود ناحیه قابل قبول در طراحی را معین می‌کنند [25].

الگوریتم‌های بهینه‌سازی بسیار متنوع است. بهینه‌سازی آیرودینامیکی یک فرآیند غیرخطی است و نقاط کمینه و بیشینه محلی بسیاری دارد، به همین دلیل استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی جهانی[2] مانند الگوریتم ژنتیک به مراتب از الگوریتم‌های گرادیانی[3] مناسب‌تر است [26]. حلقه خودکار بهینه‌سازی پره سه‌بعدی در این پژوهش شامل طراحی هندسه، شبکه‌بندی، حل جریان و الگوریتم بهینه‌سازی است. در شکل 9 نمایی از این حلقه مشاهده می‌شود. در فرآیند بهینه‌سازی خودکار ارائه شده در این مقاله، متغیرهای بهینه‌سازی شامل 9 متغیر برای هر یک از مقاطع پنج‌گانه و در مجموع 45 متغیرهندسی است. این 9 متغیر شامل 6 نقطه کنترلی برای تغییر منحنی بزیر سمت فشار و مکش که موجب تغییر ضخامت ایرفویل مقطع می‌شوند، یک متغیر جهت جابه‌جایی ایرفویل در راستای محوری و ایجاد کشیدگی، یک متغیر جهت جابه‌جایی ایرفویل در راستای محیطی و ایجاد خمیدگی و یک متغیر جهت تغییر زاویه دوران ایرفویل حول محور شعاعی و ایجاد پیچش در پره می‌شود. شکل 10 این متغیرها را در نمای دوبعدی نمایش می‌دهد. قیود بهینه‌سازی شامل حداکثر و حداقل ضخامت، کشیدگی، خمیدگی و پیچش پره و تابع هدف، بیشینه کردن فشارکل خروجی (کمینه شدن افت فشارکل) است.

در این مقاله از الگوریتم ژنتیک یا وراثت به دلیل تناسب با مسأله بهره گرفته شده است. ایده اصلی الگوریتم وراثت از نظریه تکاملی داروین گرفته شده است [27]. طبق این نظریه آن دسته از ویژگی‌ها که با قوانین طبیعی سازگاری بیشتری دارند، احتمال ماندگاری بیشتری را داراست. الگوریتم این نظریه به این صورت است که در هر نسل به گونه‌های مختلف فرصت تولیدمثل[4] داده شده و گونه‌های دارای خصوصیات نامطلوب به تدریج کنار گذاشته می‌شوند. در نتیجه باگذشت زمان اعضای نسل‌های مختلف تکامل[5] می‌یابند. این الگوریتم برای بهینه‌سازی مسائل پیچیده با فضای جستجو ناشناخته مناسب است. یکی از مزایای این الگوریتم این است که فقط از مقدار تابع استفاده می‌کند. به همین دلیل برای انتخاب تابع نیازی به دانستن معادله دقیق آن نیست و فقط روشی مورد نیاز است که به ازای متغیرهای ورودی مسأله مقدار عددی تابع را به دست دهد [28].

الگوریتم ژنتیک با ترکیب نسل‌های مختلف به جستجوی حالت بهینه می‌پردازد. به این ترتیب نتیجه اجرای این الگوریتم با تکرار محدود یک حالت بهینه نسبی است. برای توقف الگوریتم می‌توان حلقه محاسباتی را بعد از تعداد معینی نسل خاتمه داد و یا درصورتی‌که اختلاف چند نسل پیاپی از حدی کمتر شود حلقه محاسباتی خاتمه یابد [29].

در بستر بهینه‌سازی به کار رفته در این پژوهش تمام مراحل حلقه

[1] Constraints
[2] Global Optimization Algorithm
[3] Gradient-Based Optimization Algorithm
[4] Elitism
[5] Evolution

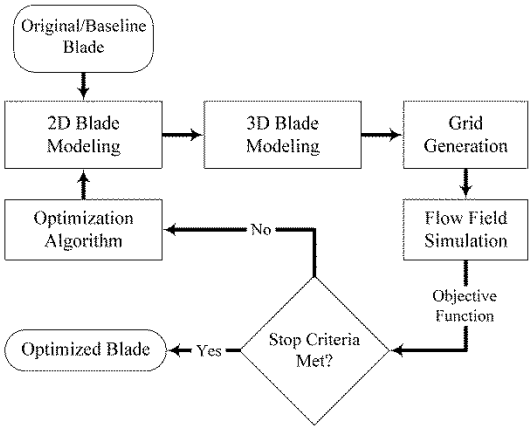

Fig. 9 Flow chart of the automatic optimization loop

شکل 9 نمودار حلقه خودکار بهینه‌سازی

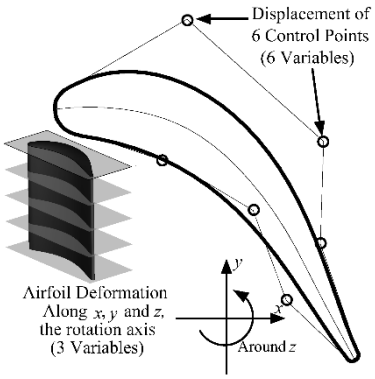

Fig. 10 Optimization variables including 9 variables in each of the five airfoil section (a total of 45 variables)

شکل 10 متغیرهای بهینه‌سازی شامل 9 متغیر در هریک از مقاطع پنج‌گانه (در مجموع 45 متغیر)

بهینه‌سازی به صورت خودکار انجام می‌شود و تنها لازم است هندسه اولیه و تعریف پارامترها به حلقه وارد شود و حلقه بهینه‌سازی هندسه بهینه را ایجاد می‌کند. جهت ایجاد حداکثر آزادی عمل کاربر در تمام مراحل بهینه‌سازی از نرم‌افزارهای متن‌باز استفاده شده است. برای مدل‌سازی هندسی و شبکه‌بندی سالومه[1] برای حل جریان اُپن‌فوم و برای اجرای الگوریتم بهینه‌سازی داکوتا[2] مورد استفاده قرار گرفته است.

سالومه یک نرم‌افزار متن‌باز و تحت لینوکس که با زبان برنامه‌نویسی پایتون نوشته شده است و قابلیت مدلسازی هندسه دوبعدی و سه‌بعدی و همچنین شبکه‌بندی دامنه حل را فراهم می‌آورد. اُپن‌فوم نرم‌افزار متن‌باز و شبیه‌ساز جریان سیال تحت لینوکس است که با زبان برنامه نویسی C++ نوشته شده است [30]. داکوتا نرم‌افزار متن‌باز تحت لینوکس است که قابلیت اعمال انواع الگوریتم‌های بهینه‌سازی روی مسائل گوناگون و برقراری ارتباط بین انواع نرم‌افزارهای شبیه‌سازی و برنامه‌های رایانه‌ایی توسعه یافته توسط کاربر را داراست [31].

5- بررسی و تحلیل نتایج

در هر تکرار در فرآیند بهینه‌سازی مقادیر نمو به متغیرها اضافه می‌شود که به‌روز شدن هندسه و مقدار تابع هدف را نتیجه می‌دهد. روند دستیابی به پاسخ بهینه در شکل 11 نمایش داده شده است. شکل بهینه شده پره در مقایسه با شکل اولیه آن در شکل 12 نشان داده شده است. این تغییر شکل سه‌بعدی، نتیجه تغییر مقاطع پنجگانه است که هریک به نحوی برای رسیدن به بهترین طراحی تغییر کرده‌اند.

شکل 13 موقعیت 5 ایرفویل مقطع پره را پس از بهینه‌سازی در مقایسه با پره اولیه نشان می‌دهد. تغییر مقاطع ایرفویل از جابه‌جایی 3 نقطه کنترلی منحنی سمت فشار، 3 نقطه کنترلی منحنی سمت مکش، جابه‌جایی ایرفویل در راستای محوری و محیطی و دوران آن حول محور شعاعی حاصل شده است. شکل 14 ردیف پره‌های استاتور بهینه را در مقایسه با ردیف پره استاتور اولیه نشان می‌دهد.

بهینه‌سازی با هدف کاهش افت انرژی انجام شده است و به این منظور فشارکل در خروجی برای تابع هدف انتخاب شده است. ضریب افت فشار کل، ζ، از رابطه (4) محاسبه می‌شود [32].

$$\zeta = \frac{\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{t2}}{\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{s1}} \tag{4}$$

در آن $\bar{p}_s$ و $\bar{p}_t$ به ترتیب فشار متوسط استاتیک و کل و زیرنویس‌های 1 و 2 به ترتیب مقاطع ورودی و خروجی ردیف پره را نشان می‌دهند. شکل 15 نمودار ضریب افت فشار در ارتفاع پره (راستای شعاعی) را از هاب تا شرود برای پره اولیه و بهینه نشان می‌دهد. به دلیل تأثیر لایه‌مرزی هاب و شرود بیشترین افت انرژی در دو انتهای بالا و پایین پره اتفاق می‌افتد و در نواحی میانی پره تغییر زیادی در ضریب افت فشار مشاهده نمی‌شود.

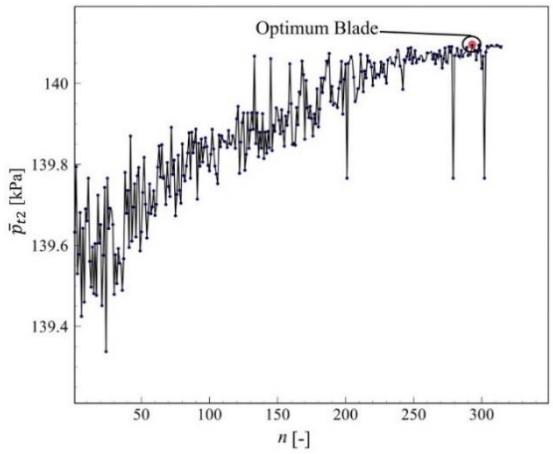

Fig. 11 Optimization of outlet total pressure in automatic optimization loop

شکل 11 روند بهینه‌سازی فشار کل خروجی در حلقه بهینه‌سازی خودکار

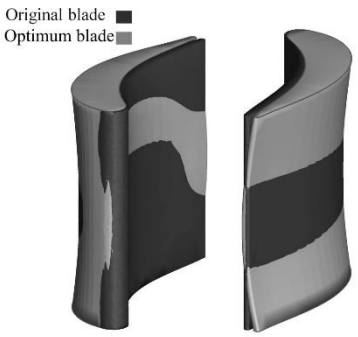

Fig. 12 Comparison of baseline and optimized blades

شکل 12 مقایسه شکل هندسی پره اولیه و پره بهینه‌شده

[1] Salome-Meca, www.salome-platform.org
[2] Design and Analysis Toolkit for Optimization and Terascale Applications (Dakota), dakota.sandia.gov

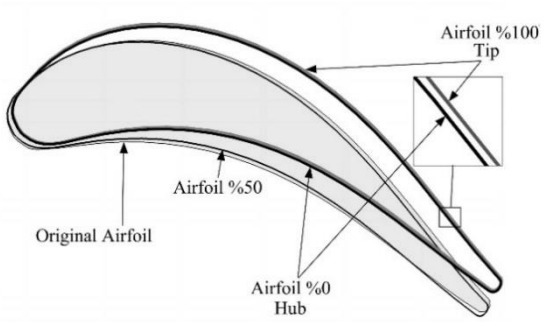

Fig. 13 Blade airfoil sections after blade optimization compared to baseline airfoil

شکل 13 ایرفویل‌های مقاطع پره بعد از بهینه‌سازی در مقایسه با ایرفویل اولیه

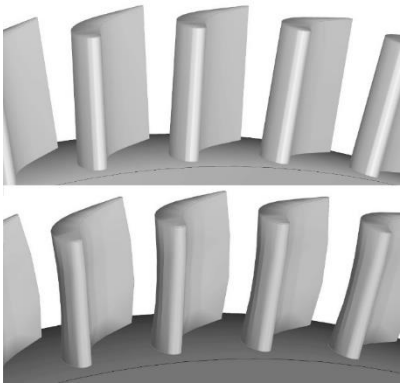

Fig. 14 Comparison of baseline (top) and optimized (bottom) stator blade rows

شکل 14 مقایسه بین ردیف استاتور اولیه (بالا) و بهینه شده (پایین)

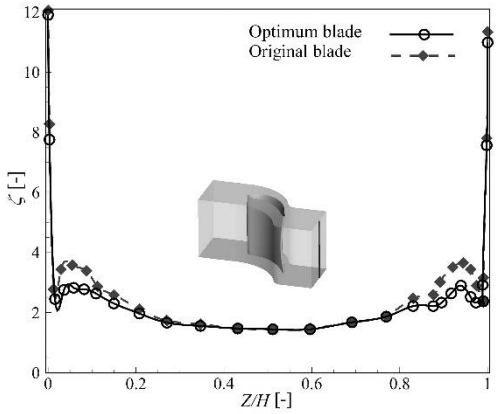

Fig. 15 Comparison of total pressure loss coefficient between baseline and optimized blades

شکل 15 مقایسه بین ضریب افت فشار کل بین پره اولیه و پره بهینه

در شکل‌های 16 و 17 مقایسه تغییرات فشار و عدد ماخ در پره اولیه و پره بهینه در مقطع 98% از هاب نمایش داده شده است. همان طور که در شکل مشخص است ایرفویل در این مقطع تغییر مکان داده است و دو ایرفویل اولیه و بهینه‌شده بر هم منطبق نیستند. در بررسی تغییرات فشار ملاحظه می‌شود فشار استاتیکی در خروجی ردیف پره بهینه نسبت به پره اولیه افزایش یافته است. بررسی عدد ماخ نیز در خروجی پره بهینه افزایش عدد ماخ را نشان می‌دهد و ملاحظه می‌شود در پره بهینه خطوط ماخ ثابت به انتهای سطح مکش ایرفویل منتقل شده‌اند. دلیل بروز تغییرات یکباره در خطوط فشار ثابت، قرارگیری این خطوط در محل تلاقی بلوک‌ها و تغییر یکباره در

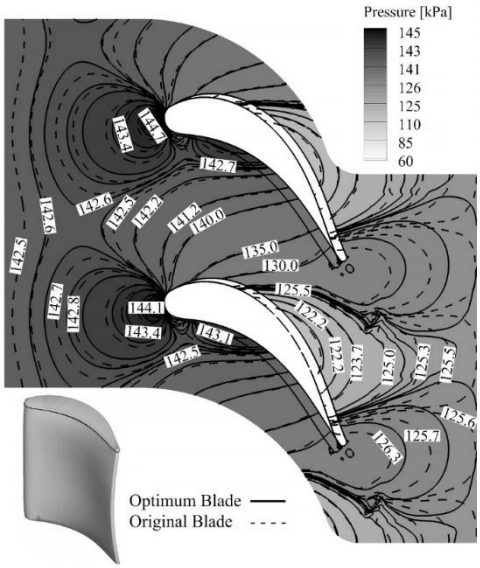

Fig. 16 Static pressure contours for baseline and optimized blade cascades

شکل 16 توزیع فشار استاتیک ردیف پره برای پره اولیه و پره بهینه

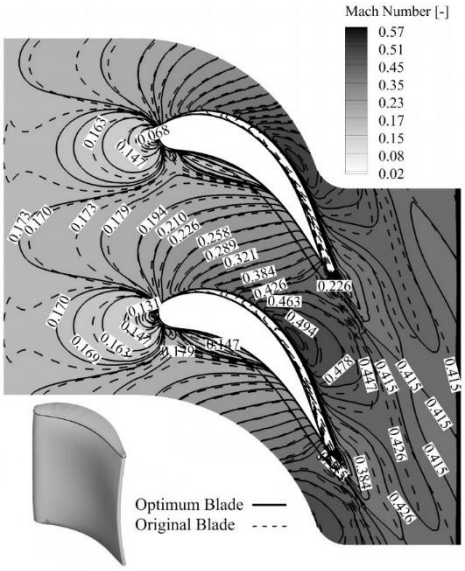

Fig. 17 Mach contours for baseline and optimized blade cascades

شکل 17 توزیع عدد ماخ ردیف پره برای پره اولیه و پره بهینه

خصوصیات شبکه در این نقاط است. در نتیجه بهینه‌سازی پره، ضریب افت فشار 5% کاهش و نسبت فشار کل در خروجی ردیف پره به ورودی آن 0.2% افزایش یافته است.

6- نتیجه‌گیری

امروزه با توجه به هزینه بالای سوخت‌های فسیلی و اهمیت حفاظت از محیط زیست، صنایع استفاده‌کننده از توربین‌های گازی درصدد رسیدن به بهره‌برداری بهینه با افزایش راندمان، کاهش مصرف سوخت و کاهش آلاینده‌های زیست‌محیطی هستند. یکی از گام‌های مهم در این زمینه بهبود وضعیت پره‌های این توربین‌هاست. در پژوهش حاضر بستری کاملاً خودکار برای بهینه‌سازی انواع پره توربوماشین ارائه شده و برای نمایش کارایی آن پره توربین گاز جریان- محوری بهینه شده است. نتیجه این بهینه‌سازی کاهش 5 درصدی در ضریب افت فشار و افزایش 0.2 درصدی در نسبت فشار کل در

خروجی ردیف پره به ورودی آن است. به این ترتیب میزان آلایندگی حاصل از عملکرد توربین را با استفاده از این پره در یک طبقه از توربین می‌توان با کاهش مصرف سوخت کاهش داد. استفاده از نرم‌افزارهای متن‌باز در بستر بهینه‌سازی، تأمین حداکثر کنترل کاربر بر روند بهینه‌سازی را به همراه دارد و این بستر می‌تواند به صورت موثر در روندهای بهینه‌سازی صنعتی و تحقیقاتی مورد استفاده قرار گیرد.

7- فهرست علائم

$B_{n,i}(t)$	چندجمله‌ای بِرناستاین i-ام مرتبه n
$\vec{C}(u)$	منحنی بزیر یا بی‌اسپلاین
H	ارتفاع پره (m)
i	شمارنده متغیر
n	شماره تکرار حلقه بهینه‌سازی
$N_{i,p}(u)$	منحنی پایه بی‌اسپلاین i-ام درجه p
p	فشار (Pa)
p_s	فشار استاتیکی (Pa)
$\bar{p}_{s1}$	میانگین فشار استاتیکی (Pa)
p_t	فشار کل (Pa)
$\bar{p}_{t1}$	میانگین فشار کل ورودی (Pa)
$\bar{p}_{t2}$	میانگین فشار کل خروجی (Pa)
$\vec{P}_i$	نقاط کنترلی منحنی، واحد هر مؤلفه (m)
$\vec{P}_{i,j}$	نقاط کنترلی سطح، واحد هر مؤلفه (m)
$\vec{S}(u,v)$	سطح پوشاننده، واحد هر مؤلفه (m)
(x_i, y_i, z_i)	مختصات نقطه i-ام، واحد هر مؤلفه (m)
Z	فاصله از ریشه (هاب) پره (m)

علائم یونانی

δ	فاصله نسبی از ابتدای پره
$(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$	بردار جابجایی، واحد هر مؤلفه (m)
ζ	ضریب افت فشار کل
θ	زاویه چرخش پره (°)

8- مراجع

[1] A. Yazdani, A. Mohseni, Application of optimization techniques to improve the performance of axial-flow turbines, *6th Conference on Thermal Power Plants*, CTPP2016, 19-20 Jan., Tehran, 2016. (in persian فارسی)

[2] R. Dornberger, P. Stoll, D. Büche, A. Neu, Multidisciplinary turbomachinery blade design optimization, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, AIAA-2000-0838, 2000.

[3] A. Oyama, M. S. Liou, S. Obayashi, Transonic axial-flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three-dimensional Navier-Stokes solver, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, AIAA-2002-5642, 2002.

[4] L. de Vito, R. A. Van den Braembussche, H. Deconinck, A novel two-dimensional viscous inverse design method for turbomachinery blading, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 125, No. 2, pp. 310-316, 2003.

[5] M. Arabnia, W. Ghaly, A strategy for multi-point shape optimization of turbine stages in three-dimensional flow, *Proceedings of ASME Turbo Expo GT2009*, June 8-12, Orlando, Florida, USA, 2009.

[6] M. Arabnia, W. Ghaly, On the use of blades stagger and stacking in turbine stage optimization, *Proceedings of ASME Turbo Expo GT2010*, June 14-18, Glasgow, UK, 2010.

[7] V. K. Sivashanmugam, M. Arabnia, W. Ghaly, Aero-structural optimization of an axial turbine stage in three-dimentional flow, *Proceedings of ASME Turbo Expo GT2010*, June 14-18, Glasgow, UK, 2010.

[8] M. Arabnia, V. K. Sivashanmugam, W. Ghaly, Optimization of an axial turbine rotor for high aerodynamic inlet blockage, *Proceedings of ASME Turbo Expo GT2011*, June 6-10, Vancouver, Canada, 2011.

[9] S. Y. Cho, E. S. Yoon, B. S. Choi, A Study on an axial-type 2-D turbine blade shape for reducing the blade profile loss, *KSME International Journal*, Vol. 16, No. 8, pp. 1154-1164, 2002.

[10] S. L. Li, Y. H. Li and Z. Feng, 2D viscous aerodynamic shape design optimization for turbine blades based on adjoint method, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 133, No. 3, pp. 031014-1 to 031014-8, 2010.

[11] B. Chen, X. Yuan, Advanced aerodynamic optimization system for turbomachinery, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 2, pp. 021005-1 to 021005-12, 2008.

[12] J. Vince, *Mathematics for Computer Graphics*, 5th edition, pp. 2-4, London: Springer, ISBN: 9781447173366, 2017.

[13] D. Salomon, *Curves and Surfaces for Computer Graphics*, pp. 175-200, New York: Springer, ISBN: 0-387-24196-5, 2006.

[14] T. Mengistu, W. Ghaly, Aerodynamic optimization of turbomachinery blades using evolutionary methods and ANN-based surrogate models, *Optimization and Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 239-255, 2008.

[15] Ö. Öksüz, İ. S. Akmandor, Multi-objective aerodynamic optimization of axial turbine blades using a novel multilevel genetic algorithm, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 132, No. 4, pp. 041009-1 to 041009-14, 2010.

[16] K. Arens, P. Rentorp, S. O. Stoll, U. Wever, An adjoint approach to optimal design of turbine blades, *Applied Numerical Mathematics*, Vol. 53, No. 2, pp. 93-105, 2005.

[17] D. I. Papadimitriou, A. S. Zymaris, K. C. Giannakoglou, Discrete and continuous adjoint formulations for turbomachinery applications, *EUROGEN 2005, Munich*, September 12-14, 2005.

[18] K. Anjyo, H. Ochiai, *Mathematical Basics of Motion and Deformation in Computer Graphics*, 2nd Edition, pp. 53-60, Berkeley: Morgan & Claypool Publishers, 2017.

[19] L. A. Piegl, W. Tiller, Surface skinning revisited, *The Visual Computer*, Vol. 18, No. 4, pp. 273-283, 2002.

[20] W. Tiller, Rational B-splines for curve and surface representation, *IEEE Computer Graphics and Applications*, Vol. 3, No. 6, pp. 61-69, 1983.

[21] C. D. Woodward, Skinning techniques for interactive B-spline surface interpolation, *Computer-Aided Design*, Vol. 20, No. 8, pp. 441-451, 1988.

[22] L. Piegl, W. Tiller, *The NURBS book*, Springer, 1997.

[23] Y. Tokuyama, Skinning-surface generation based on spine-curve control, *The Visual Computer*, Vol. 16, No. 2, pp. 134-140, 2000.

[24] Frank M. White, *Viscous Fluid Flow*, 2nd edition, pp. 59-96, New York: McGraw-Hill, ISBN: 0-07-100995-7, 1991.

[25] P. Pedregal, *Introduction to Optimization*, pp. 1-20, New York: Springer, ISBN: 978-1-4419-2334-9, 2004.

[26] S. Pierret, A. Demeulenaere, B. Gouverneur, C. Hirsch, R. Van den Braembussche, Designing turbomachinery blades with the function approximation concept and the navier-stokes equations, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, AIAA-2000-4879, 2000.

[27] O. Kramer, *Genetic Algorithm Essentials: Studies in Computational Intelligence*, pp. 1-4, Springer International Publishing AG, ISBN: 9783319521565, 2017.

[28] R. L. Haupt, S. E. Haupt, *Practical Genetic Algorithms*, 2nd edition, pp. 30-47, New Jersey: John Wiley & Sons, 2004.

[29] M. Safe, J. Carballido, I. Ponzoni, N. Brignole, On stopping criteria for genetic algorithms, *Advances in Artificial Intelligence–SBIA*, 2004.

[30] F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish, *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM and Matlab*, Springer International Publishing, ISBN: 9783319168746, 2015.

[31] B. M. Adams, Others, *Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.0 User's Manual*, Sandia Technical Report SAND2014-4633, July 2014. Updated November 2015 (Version 6.3).

[32] A. Mohseni, E. Goldhahn, R. A. Van den Braembussche, J. R. Seume, Novel IGV designs for centrifugal compressors and their interaction with the impeller, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 134, pp. 021006-1 to 021006-8, 2012.