

مدل‌سازی میدان جریان و بهبود عملکرد روتور یک توربین محوری با استفاده از روش الحاقی

حمید جعفری^{۱*}، حمید پرهیزکار^۲، رضا آقایی طوق^۳ و امیر مردانی^۴^۱ کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.^۲ استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.^۳ استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران.^۴ استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران.

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۶/۰۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۰۵/۲۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۹/۰۸

چکیده

پژوهش حاضر، مدل‌سازی سه‌بعدی جریان آشفته حول پره‌های روتور یک توربین و بهینه‌سازی آن‌رویدینامیکی هندسه پره‌ها است. جریان حول پره‌ها با استفاده از روش AUSM+ و آشفتگی جریان حول پره‌ها با به کارگیری روش SST k- ω مدل شده است. عملیات بهینه‌سازی با استفاده از روش گرادیانی الحاقی انجام شده است. این الگوریتم در پژوهش‌های گذشته، به صورت گداهای بهینه‌سازی برای هندسه‌های دو بعدی مورد استفاده قرار گرفته است و در این پژوهش برای اولین بار از این روش برای بهینه‌سازی پره یک توربومشین به صورت سه‌بعدی استفاده شده است.

برای اعتبارسنجی کار، بازده آیزنتروپیک کل به کل روتور (۷۳/۸۶ درصد) در کنار برخی دیگر از پارامترها، انطباق خوبی در مقایسه با مقادیر تجربی نشان می‌دهد. همچنین این پارامتر به عنوان تابع هدف مسئله بهینه‌سازی نیز تعریف شده است. با استفاده از بهینه‌سازی با الگوریتم الحاقی بازده آیزنتروپیک پره در حدود ۰/۱۸ درصد بهینه گردیده است که با استناد به کار دیگران و با در نظر گرفتن شرایط مدل‌سازی و نیز نتایج بهینه‌سازی با تابع هدف راندمان آیرودینامیکی، نشان از یک فرآیند بهینه‌سازی قابل قبول برای این روتور است.

کلمات کلیدی: پره توربین؛ روش بهینه‌سازی الحاقی؛ بازده آیزنتروپیک.

Flow Field Modeling and Performance Improving of an Axial Turbine's Using Adjoint Method

H. Jafari^{1*}, H. Parhizkar², R. Aghaei Tog³, A. Mardani⁴¹MSc., Aero. Eng., Malek Ashtar Univ. of Tech., Tehran, Iran.² Assist. Prof., Aero. Eng., Malek Ashtar Univ. of Tech., Tehran, Iran.³ Assist. Prof., Aero. Eng., Science & Research branch of Islamic Azad Univ., Tehran, Iran.⁴ Assist. Prof., Aero. Eng., Sharif Univ. of Tech., Tehran, Iran.

Abstract

This paper reports a 3D numerical analysis and geometrical optimization of fully turbulent flow around a turbine's rotor blades. Numerical analysis is done using the AUSM+ scheme and SST k- ω turbulence model. An Ad-joint Algorithm gradient method is used in geometrical aerodynamic optimization of blades. This algorithm has been used previously for 2D models as build-in codes and for 3D models is done for the first time in this research.

The total to total isentropic efficiency as objective function and other performance parameters have a good agreement with the experimental measurements in validation process. Through the optimization process, the objective function is improved by 0.18, which in comparison with others' reported works is a good progress in performance improvement.

Keywords: Turbine Blade; Adjoint Optimization Method; Isentropic Efficiency.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۹۱۰۹۵۰۳۶۶۵

آدرس پست الکترونیک: hd.jafari@yahoo.com

۱- مقدمه

استفاده از توربین‌ها به عنوان جزئی مهم از توربوماشین‌ها و به طور کلی ماشین‌های سیالی، سهمی اساسی در صنعت دارد. با توجه به این امر، بحث طراحی و بهینه‌سازی توربین‌ها در دو دهه اخیر حجم بزرگی از پژوهش‌های دانشگاهی و صنعتی را به خود اختصاص داده است. در سال‌های اخیر و با گسترش و پیشرفت علوم و تکنولوژی کامپیوتری، روش‌های عددی از اهمیت دوچندانی در طراحی و بهینه‌سازی توربین‌ها برخوردار شدند. ابداع و گسترش روش‌های عددی سبب شد تا پژوهش‌های صنعتی با صرف هزینه و زمان کمتر و با قابلیت‌های بالاتر انجام شود.

در این مقاله، ابتدا جریان در روتور یک توربین مدل‌سازی شده است. سپس مدل به دست آمده با به کارگیری الگوریتم الحاقی تحت بهینه‌سازی قرار گرفته تا با تغییر شکل دیواره پره، بازده آیزنتروپیک روتور، به عنوان تابع هدف مسئله بهینه شود. در پژوهش حاضر برای نخستین بار از ابزار بهینه‌سازی الحاقی در نرم‌افزار انسیس فلونت برای بهینه‌سازی دیواره پره یک توربوماشین استفاده شده است. هدف ثانویه در این مقاله، پیشنهاد این ابزار نوین بهینه‌سازی برای تحقیقات آتی در حوزه بهینه‌سازی پره توربوماشین‌ها می‌باشد.

۲- مروری بر پژوهش‌های پیشین

در سال ۲۰۰۴ کامرر^۱ و همکارانش نیز با روشی مشابه، بازده پلی‌تروپیک یک پره را به مقدار ۰/۵ درصد بیشتر کردند [۱]. در سال ۲۰۱۱، چو^۲ و همکاران، با به کار بردن یک روش الحاقی در نرم‌افزار تجاری VisualDoc، موفق شدند افت فشار کل را به میزان ۱۰/۸ درصد کاهش دهند [۲]. در سال ۲۰۱۵ چن و همکارش به بهینه‌سازی پره یک توربین توسط روش الگوریتم الحاقی پرداختند. پس از بهینه‌سازی، بازده توربین ۰/۳۷ درصد افزایش یافت [۳]. در همین سال، مونتالی^۳ و همکاران با استفاده از روش الحاقی، پره‌های یک توربین را به صورت دو بعدی بهینه کردند. در این پژوهش، افت فشار به عنوان تابع هدف انتخاب شد. در پایان کار آنها توانستند افت فشار را به میزان ۰/۶ درصد کاهش دهند [۴]. بحث بهینه-

سازی هندسه پره توربین تاکنون، در داخل کشور به طور جدی دنبال نگردیده است. در سال ۱۳۸۵ جوادی و همکارانش، با بهینه‌سازی منحنی پره‌های یک توربین، به کاهش تلفات و افزایش سرعت خروجی در آن پرداختند. این بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک استفاده شد و آنها با بررسی میدان جریان در هندسه بهبود یافته دریافتند که تغییرات فشار سکون کاهش و سرعت متوسط در خروجی توربین افزایش یافته است [۵]. صادقی و حمیدی از دیگر کسانی بودند که در سال ۱۳۹۲ در این زمینه پژوهشی را به انجام رساندند. آنها در این پژوهش به بهینه‌سازی شکل ایرفویل دو بعدی پره یک توربین گازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداختند. در این پژوهش، میدان جریان به وسیله روش پانل مدل شد و سپس با هدف کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ، بهینه‌سازی انجام گردید [۶].

۳- روش بهینه‌سازی الحاقی

به طور کلی ابزار الحاقی فلونت از الگوریتم الحاقی گسسته^۴ استفاده می‌کند. این الگوریتم از فرم گسسته‌شده معادلات حاکم بر جریان استفاده می‌کند و با تحلیل این معادلات گسسته، داده‌های حساسیست به دست می‌آید. در این روش، معادلات گسسته شده الحاقی هماهنگی و انسجام بیشتری با حلگر اصلی جریان دارد. این امر باعث شده که مسائلی مانند توابع دیواره و شبیه‌سازی آشفتگی کمتر با مشکل مواجه شود [۷]. همچنین این ابزار از چندجمله‌ای‌های برنستین^۵ برای پارامتری‌سازی هندسه استفاده می‌کند. با استفاده از این چندجمله‌ای‌ها می‌توان گره‌های شبکه محاسباتی در مرزها و نواحی هدف را به نقاط کنترل متناظر، مرتبط کرد و با این کار، با اعمال تغییرات لازم روی نقاط کنترل در فرآیند بهینه‌سازی، گره‌های متناظر بر روی شبکه به صورت یکنواخت تغییر می‌کنند.

شکل ۱، شماتیکی از روند کار الگوریتم الحاقی در ابزار الحاقی فلونت را نشان می‌دهد. در این شکل می‌توان مراحل کلی بهینه‌سازی در الگوریتم بهینه‌سازی الحاقی را مشاهده نمود. در مرحله ۱ مسئله بهینه‌سازی لازم است میدان جریان مدل‌سازی شود. با این کار داده‌های اولیه میدان جریان به

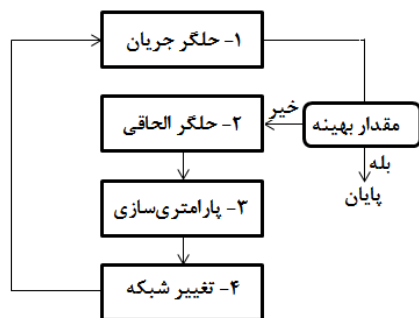
¹ Kamerer

² Cho

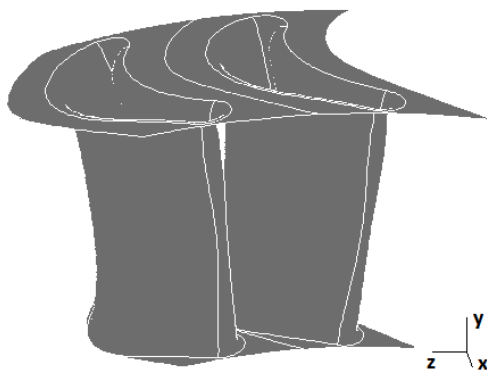
³ Montanelli

⁴ Discrete

⁵ Bernstein



شکل ۱- فلوچارت الگوریتم الحاقی در فلوئنت



شکل ۲- نمایی از دو پره مجاور هم در روتور تحت مطالعه

جدول ۱- مشخصات هندسی پره

پارامتر	مقدار
تعداد پره	۳۶
زاویه هر قطاع (degree)	۱۰
طول کورد (mm)	۱۴/۴۲
ضخامت فیلت (mm)	۰/۱۹
گام پره (برای مقاطع میانی) (mm)	۹/۴۲
طول ریشه تا نوک (mm)	۱۷/۱۳

با توجه به اهمیت پدیده‌های نزدیک دیواره، برای شبیه‌سازی آشفتگی، مدل توربولانسی $k-\omega$ SST به کار گرفته شد. این مدل برای مدل‌سازی جریان در زیرلایه لزج بهترین عملکرد را داشته و در نواحی بعد از لایه مرزی نیز تقریبی مناسب ارائه می‌دهد. همچنین برای محاسبه شار گذرنده از سطح از روش AUSM+ که برای هندسه‌های با دامنه فواصل زیاد مناسب است؛ استفاده گردید. برای گسسته‌سازی معادلات، فرمولاسیون مینیمم مجموع مربعات سلولی^۶ که دارای دقت بالایی می‌باشد؛ مورد استفاده واقع شد.

⁶ Least Square Cell-Based

دست می‌آید و بردار متغیرهای جریان به مرحله ۲ انتقال می‌یابند. مرحله ۲ شامل چند زیر مرحله است. در این مرحله ابتدا متغیرهای الحاقی محاسبه می‌شود. سپس معادلات الحاقی حل شده و مقادیر آنالیز حساسیت به دست می‌آید. در مرحله ۳ با استفاده از مقادیر آنالیز حساسیت به پارامتری‌سازی هندسه مورد نظر پرداخته می‌شود. با انجام مرحله ۳، تغییرات مورد نیاز در شبکه مورد مطالعه اعمال می‌شود. پس از مرحله ۴ لازم است تا میدان جریان روی شبکه جدید مدل شود. پس از مدل‌سازی دوباره جریان می‌توان داده‌های به دست آمده را مورد تحلیل و مقایسه قرار داد. در صورتی که جواب‌های حاصل قابل قبول بود؛ الگوریتم پایان می‌یابد و در غیر این صورت الگوریتم الحاقی از نو شروع به کار می‌کند.

۴- معرفی مدل و روش کار

مدل استفاده شده در کار حاضر، روتور ۳۶ پره‌ای توربین محوری از یک سامانه تغذیه خاص است. این روتور برای ایجاد نسبت فشار ۰/۶ در دور ۳۵۰۰ رادیان بر ثانیه طراحی شده است. دبی جرمی روتور ۵۶/۸۸ کیلوگرم بر ثانیه می‌باشد. شکل ۱ نمایی از مدل مورد مطالعه را نشان می‌دهد. همچنین جدول ۱ برخی مشخصات هندسی مهم پره مورد مطالعه را ارائه می‌کند.

در تحقیق حاضر، پس از بیان مشخصات سیال، روش‌های مدل‌سازی، شبیه‌سازی آشفتگی و بهینه‌سازی، ابتدا با استفاده از مقادیر تجربی موجود، نتایج حاصل از مدل‌سازی اعتبارسنجی شده و سپس در سه مرحله، الگوریتم بهینه‌سازی الحاقی به اجرا گذاشته شده و درباره نتایج بهینه‌سازی بحث می‌گردد.

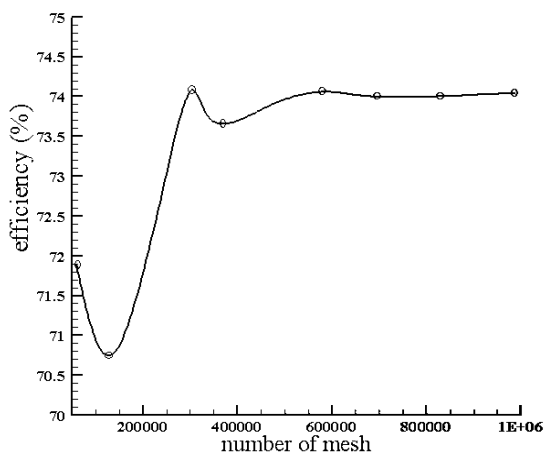
۵- مدل‌سازی میدان جریان

برای بررسی میدان جریان حول پره‌ها، حجم کنترلی به صورت قطاعی با زاویه ۱۰ درجه از روتور مورد نظر تولید شد. برای بسط میدان جریان حول یک پره به سایر پره‌های روتور، از مرزهای پرئودیک دوار حول پره استفاده گردید. شکل ۲ حجم کنترل و انواع مرزهای تعریف شده برای آن را نشان می‌دهد. مطابق این شکل میدان جریان پس از پره، در حدود بیش از سه برابر طول کورد امتداد داده شد تا اثرات جریان پس از عبور از پره مشاهده شده و نیز این اثرات تا رسیدن به خروجی حجم کنترل، میرا گردند.

۶- شبکه محاسباتی

برای میدان جریان، تعداد ۸ شبکه با اندازه مختلف تولید و تحلیل گردید. شکل ۳ نمودار مقادیر بازده آیزنتروپیک برای شبکه‌های مختلف را نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار، مقادیر بازده، پس از شبکه با تعداد ۵۸۹۲۰۷ سلول ثابت بوده و بنابراین شبکه با این تعداد سلول به عنوان شبکه تحت مطالعه انتخاب گردید. شبکه تولید شده از نوع بی‌سازمان بوده و سلول‌های تولید شده ترکیبی از المان‌های مثلثی، مربعی و چهاروجهی می‌باشد. شبکه مورد نظر در نرم‌افزار ICEM-CFD تولید شد. کیفیت شبکه با توجه به معیار کیفیت این نرم‌افزار که بر اساس معیارهای مختلف به دست می‌آید؛ در هیستوگرام موجود در شکل ۴ قابل مشاهده است. مطابق این شکل، شبکه انتخاب شده دارای حداقل مقدار ۰/۲۵ است و اکثر سلول‌های دارای کیفیت نزدیک به ۱ هستند.

در شبکه تولید شده برای پیش‌بینی دقیق‌تر جریان در نزدیکی دیواره، از لایه مرزی مناسب استفاده شده است. با اعمال این لایه مرزی متوسط فاصله بی‌بعد از دیواره‌ها (+y) برابر با مقدار ۴/۲۹ در نظر گرفته شد.

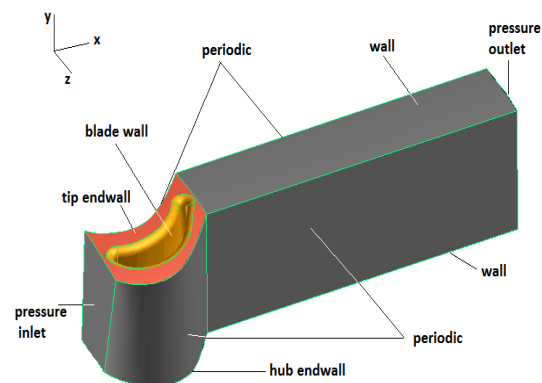


شکل ۴- مقادیر بازده برای ۸ شبکه با تعداد سلول مختلف

۷- نتایج مدل سازی میدان جریان

برای بررسی همگرایی حل در مدل سازی اجرا شده، نمودار تاریخچه همگرایی پارامتر بازده آیزنتروپیک در شکل ۶ نمایش داده شده است. با توجه به این نمودار می‌توان از همگرایی حل اطمینان حاصل نمود. جدول ۵، به برخی

سیال به کار گرفته شده برای مدل سازی از نوع گاز ایده-آل انتخاب شد. سایر مشخصات وارد شده در این قسمت در جدول ۲ قابل مشاهده است. همچنین جدول‌های ۳ و ۴، شرایط اعمال شده برای مرزهای ورودی و خروجی را نمایش می‌دهد. جریان ورودی با زاویه ۴۳ درجه به حجم کنترل وارد شده و به صورت عمودی از مرز خروجی خارج می‌شود.



شکل ۳- نمایی از حجم کنترل و مرزهای تعیین شده

جدول ۲- مشخصات سیال

مقدار	واحد	مشخصه
۷۹/۸۸۹۸	kg/m^3	دانشیه
۱۲۱۷/۴	$J/kg.K$	گرمای ویژه (C_p)
۰/۰۸۳۲۱۷۳	$w/m.K$	ضریب هدایت گرمایی
$۴/۷۶۹ \times 10^{-5}$	$kg/m.s$	لزجت
۲۹/۹۵	$kg/kgmol$	جرم مولکولی

جدول ۳- شرایط تعیین شده برای مرز ورودی

مقدار	پارامتر
۱۸۹/۷	فشار کل (bar)
۱۶۰	فشار اولیه (bar)
۷۵۰	دمای کل (K)

جدول ۴- شرایط تعیین شده برای مرز خروجی

مقدار	پارامتر
۱۴۹	فشار نسبی (bar)
۷۱۳	دمای کل (K)

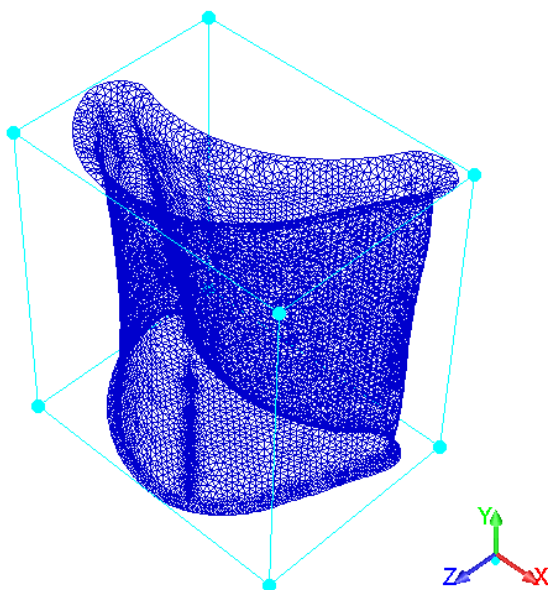
۸- بهینه‌سازی و نتایج آن

بهینه‌سازی در پژوهش حاضر با استفاده از ابزار الحاقی فلونت انجام شد. با توجه به اهداف پروژه، پارامتر بازده آیزنتروپیک کل به کل روتور به عنوان تابع هدف مسئله بهینه‌سازی تعریف گردید. پارامتر مذکور از رابطه (۱) به دست می‌آید [۹].

$$\eta_{tt} = \frac{1 - \left(\frac{T_{02}}{T_{01}}\right)}{1 - \left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (1)$$

که در آن T_{02} و P_{02} دما و فشار کل خروجی و T_{01} و P_{01} دما و فشار کل در ورودی حجم کنترل می‌باشند. γ نیز ضریب گرمایی ویژه سیال است.

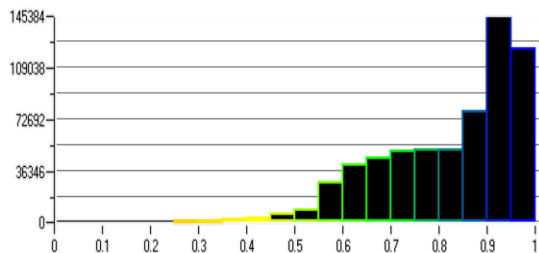
ناحیه هدف در بهینه‌سازی، کل بدنه روتور تعریف گردید. برای پارامتری‌سازی پره از تعداد نقاط کنترل در هر یک از سه جهت اصلی x ، y و z به ترتیب ۳۵، ۱۵ و ۲۵ عدد استفاده گردید و بنابراین تعداد کل نقاط کنترل برای پارامتری‌سازی دیواره پره ۱۳۱۲۵ شد.



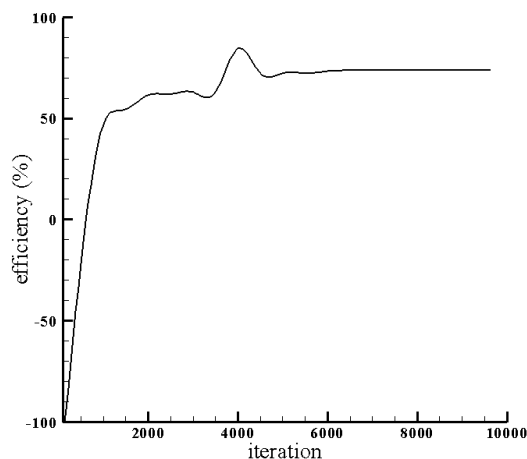
شکل ۷- ناحیه هدف بهینه‌سازی

با انجام آنالیز حساسیت، داده‌های حساسیت روی دیواره پره مطابق با کانتور شکل ۸ به دست آمد. این کانتور میزان حساسیت تابع هدف نسبت به تغییر هر یک از نقاط ناحیه هدف را نشان می‌دهد. با توجه به این کانتور می‌توان نتیجه

پارامترهای حاصل شده از مدل‌سازی و مقایسه آنها با مقادیر تجربی اشاره دارد. مقادیر تجربی ارائه شده از تست‌های تجربی توربین مربوطه در یکی از مراکز صنعتی کشور و نیز مرجع [۸] استخراج شده است. مطابق جدول مذکور، مقادیر عددی به مقادیر عددی قرابت قابل قبولی دارد.



شکل ۵- هیستوگرام کیفیت شبکه



شکل ۶- نمودار تاریخچه همگرایی مقادیر بازده آیزنتروپیک

جدول ۵- مقایسه مقادیر به دست آمده با داده‌های تجربی

پارامتر	مقدار حاصله	مقدار تجربی	درصد اختلاف
دبی جریان ورودی (kg/s)	۱/۶۳	۱/۵۸	۳/۰۶
ماخ ورودی	۰/۱۶۹	۰/۱۷	۱/۴۴
نسبت فشار کل	۰/۱۶۶	۰/۱۶۰	۱/۵۱
نسبت دمای کل	۰/۹۲	۰/۹۵	۳/۲۶
بازده آیزنتروپیک (/.)	۷۳/۸۶	۷۱	۳/۸۷

جدول ۶- مقایسه نتایج بهینه‌سازی

پارامتر	قبل از بهینه‌سازی	بعد از بهینه‌سازی	درصد اختلاف
بازده آیرودینامیک	۱/۸۲۰	۱/۸۲۵	۰/۲۷
ضریب افت انرژی	۱/۴۰۲	۱/۴۰۱	-۰/۰۷
بازده آیزنتروپیک روتور (%)	۷۳/۸۶۳	۷۳/۹۹۹	۰/۱۸

با توجه به تغییرات اندک مقدار تابع هدف پس از بهینه‌سازی، به طور کلی نمی‌توان انتظار تغییر رفتار جریان در حد زیادی داشت. با این حال برای بررسی رفتار جریان روی دیواره پره، کانتورهای توزیع مقادیر فشار استاتیک نمایش بهتری نسبت به کانتور سایر پارامترها دارند. این کانتورها در شکل ۱۰ و شکل ۱۱ نمایش داده شده‌اند.

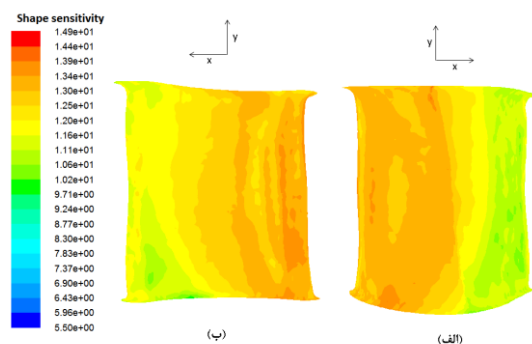
مطابق کانتورهای فشار استاتیک، پس از بهینه‌سازی تا حد اندکی از شدت جدایش جریان روی دیواره سطح مکش پره کاسته شده است. همچنین پس از بهینه‌سازی، دامنه گردابه تشکیل شده روی منتهی الیه سطح فشار و نوک پره در نیمه نخست پره، کاهش اندکی داشته است.

۹- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

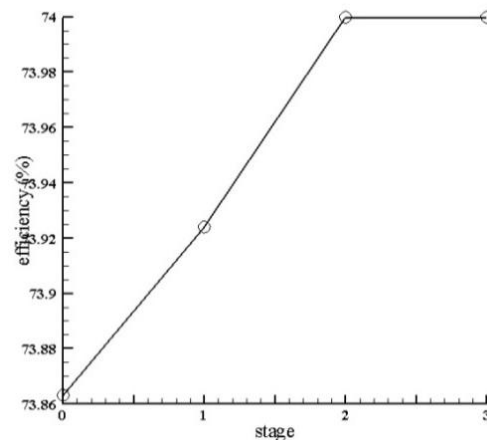
در این مقاله، ابتدا به تولید هندسه مناسب برای مدل‌سازی جریان حول پره روتور یک توربین محوری پرداخته شد و سپس با تولید شبکه محاسباتی مناسب، مدل‌سازی جریان با استفاده از روش AUSM+ و شبیه‌سازی آشفتگی با به کارگیری روش SST k- ω صورت پذیرفت. پس از آن با انجام عملیات آنالیز حساسیت در ابزار الحاقی فلوئنت، سه مرتبه بهینه‌سازی صورت گرفت. نتایج به دست آمده از این عملیات نشان‌دهنده افزایش ۰/۱۸ درصدی بازده آیزنتروپیک روتور به عنوان تابع هدف مسئله می‌باشد. این میزان بهبود سبب شد رفتار جریان در نقطه جدایش جریان بر روی سطح مکش پره بهتر شود و میزان جدایش جریان کاهش پیدا کند. در دفاع از میزان ارتقای عملکرد در این کار ذکر دو نکته ضروری است. اول اینکه در مقایسه با پژوهش‌های مشابه، دستیابی به این میزان از بهبود عملکرد غیرمنطقی نیست. به عنوان نمونه میزان بهبود در مرجع [۱]، ۰/۶ درصد، در مرجع [۳]، ۰/۳۷ درصد و در مرجع [۴]، ۰/۶ درصد است. دوم اینکه با توجه به شرایط مدل‌سازی تا حد زیادی به شرایط ایده‌آل طراحی

گرفت که تابع هدف نسبت به تغییرات دیواره پره در نیمه اول سطوح فشار و مکش پره حساسیت بیشتری نسبت به سایر نقاط دارد.

الگوریتم بهینه‌سازی برای هندسه مربوطه، سه مرتبه به کار گرفته شد. نمودار شکل ۹ میزان افزایش تابع هدف پس از هر مرتبه بهینه‌سازی را نمایش می‌دهد.



شکل ۸- کانتور توزیع مقادیر حساسیت روی الف) دیواره سطح مکش پره و ب) دیواره سطح فشار پره



شکل ۹- نمودار مقادیر بازده آیزنتروپیک پره بعد از هر مرحله بهینه‌سازی

با توجه به تغییرات قابل اغماض تابع هدف بعد از دومین مرتبه از عملیات الگوریتم الحاقی، این عملیات متوقف گردید. جدول ۶ به مقایسه مقادیر سه پارامتر مهم برای قبل و بعد از عملیات بهینه‌سازی می‌پردازد. مطابق این جدول، با بهینه‌سازی پره با تابع هدف بازده آیزنتروپیک، مقادیر پارامترهای بازده آیرودینامیک و ضریب افت انرژی نیز ارتقا یافته‌اند.

۱۰- مراجع

[1] Kammerer S, Mayer J, Stetter H, Paffrath M, Wever U, Jung A (2004) Development of a three-dimensional geometry optimization method for turbomachinery applications. *Int J Rotat Machin* 10(5): 373-385.

[2] Cho SY, Choi HJ, Kim C (2011) Design of cascade model using an optimization method. *IEEE, Asia-Pacific University of Tech. & Innovation, Kuala Lumpur, Malaysia.*

[3] Chen L, Chen J (2015) Aerodynamic optimization design of multi-stage turbine using the continuous Adjoint method. *Int J Turbo Jet-Engin* 32(2): 24.

[4] Montanelli H, Montagnac M, Gallard F (2015) Gradient span analysis method: application to the multipoint aerodynamic shape optimization of a turbine cascade. *J Turbomach* 137(9): 091006.

[۵] جوادی س م، وحیدی فر س، مه‌پیکر م ر، تیمورتاش ع ر (۱۳۸۵) بهینه‌سازی منحنی پره‌های توربین با هدف کاهش تلفات و افزایش سرعت خروجی با استفاده از الگوریتم ژنتیک. چهاردهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، اصفهان، دانشگاه صنعتی اصفهان ۸-۱.

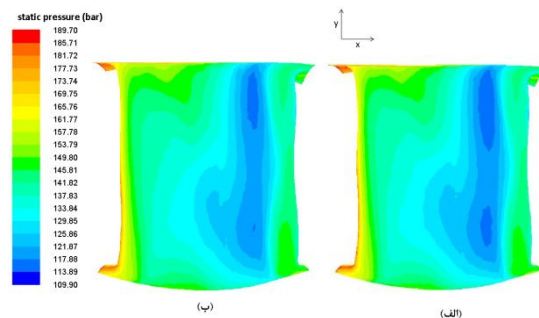
[۶] صادقی س، حمیدی ح ا (۱۳۹۲) بهینه‌سازی شکل ایرفویل کسکید توربوماشین‌ها به وسیله الگوریتم ژنتیک. هفتمین کنفرانس دانشجویی مهندسی مکانیک، تهران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر ۶-۱.

[7] ANSYS® Ansys Fluent, Release 15.0, Help System, Fluent theory guide, ANSYS, Inc.

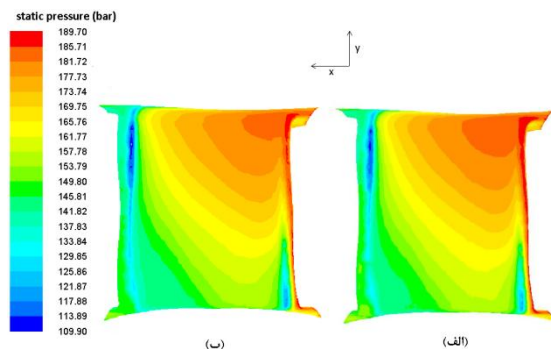
[8] Tog R, Tousi A (2013) Experimental and numerical investigation of design optimization of a partial admitted supersonic turbine. *Propul Power* 2: 70-83.

[9] Dixon SL, Hall CA (2014) *Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery*. 7th edn. Elsevier, Amsterdam.

نزدیک می‌باشد؛ انتظار درصد بالای بهینه‌سازی در پروژه جاری، انتظار غیر معقولی است. با این حال در صنایع توربوماشین خصوصا در موتورهای هوایی هر مقدار بهینه‌سازی و بهبود قابل اعتنا و توجه می‌باشد.



شکل ۱۰- کانتور مقادیر فشار استاتیک روی دیواره سطح مکش پره در حالت الف) قبل از بهینه‌سازی و ب) بعد از بهینه‌سازی



شکل ۱۱- کانتور مقادیر فشار استاتیک روی دیواره سطح فشار پره در حالت الف) قبل از بهینه‌سازی و ب) بعد از بهینه‌سازی