

## بهینه‌سازی عملکرد کمپرسور جریان محوری با تغییر زوایای لین و سویپ

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی گلپایگان، گلپایگان، ایران

ابوالحسن عسگرشمی\*

### چکیده

در این پژوهش با ایجاد ارتباط خودکار بین یک حلگر معادلات ناویر-استوکس و الگوریتم ژنتیک، یک ابزار مناسب جهت تغییر شکل سه بعدی ردیف روتور و استاتور یک کمپرسور محوری یک طبقه ایجاد شده است. برای تغییر شکل ردیف پره روتور و استاتور، زوایای لین و سویپ هر ردیف پره مورد توجه قرار گرفته و تغییراتی در مختصات سه بعدی شکل پره ایجاد می‌شود. شبکه محاسباتی لازم بر اساس همین مختصات به صورت سازمان یافته ایجاد شده است. معادلات بقاء جرم و مومنتوم و معادلات آشناستگی به صورت پایا و تراکم‌پذیر حل و بازدهی طبقه کمپرسور و میزان دبی جرمی عبوری در هر حالت محاسبه گردید. بازدهی کمپرسور، برای محاسبه تابع هدف الگوریتم بهینه‌سازی استفاده می‌شود. بعد از دفعات تکرار مشخص، حالت بهینه زوایای لین و سویپ برای ردیف روتور و استاتور بدست آمد. با تغییر زوایای لین و سویپ ردیف پرهای در یک محدوده مشخص، بازده کمپرسور به میزان ۱.۳۵ درصد در نقطه کاری آن افزایش یافت، در حالی که میزان تغییرات دبی جرمی نسبت به حالت اولیه آن در حدود یک درصد می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی، کمپرسور محوری، زاویه لین، زاویه سویپ.

## Optimization of an Axial Flow Compressor Performance with Change of Lean and Sweep Angles

A. Asgarshamsi

Department of Mechanical Engineering, Golpayegan College of Engineering, Golpayegan, Iran

### Abstract

In this research, by coupling a Navier-Stokes solver with the genetic algorithm, an automated design procedure is prepared to change the three-dimensional shape of the rotor and the stator blades of an axial flow compressor. The lean and sweep angles of the blades are considered to change the shapes of the rotor and stator blades. The structured computational grids are developed based on these files. Setting the appropriate boundary conditions and using the mixing plane, the computational domain is prepared. Then, the steady state and compressible mass and momentum conservation and turbulence equations are solved. In each case, the isentropic efficiency and mass flow rate of the modified compressors are computed. The objective function of optimization algorithm is calculated based on the compressor efficiency. After a specified iteration number, the optimum values of lean and sweep angles are achieved. The proposed method results in 1.35% improvements in the compressor stage efficiency in design point while; the change in mass flow rate is 1% in comparison with the original compressor.

**Keywords:** Optimization, Axial Compressor, Lean Angle, Sweep Angle.

کرد. در کاربردهای صنعتی تغییر شکل سه بعدی متداول‌تر است [۱]

در این پژوهش، یک کمپرسور جریان محوری یک طبقه بررسی آبرودینامیکی می‌شود و تغییر زوایای لین (جابجایی محیطی) و سویپ (جابجایی محوری) ردیف پرهای ثابت و چرخان به صورت سه بعدی بررسی می‌گردد. با ایجاد یک ارتباط خودکار بین نرم‌افزار شبیه‌سازی میدان جریان و الگوریتم ژنتیک در نرم‌افزار متلب می‌توان کل زمان مورد نیاز جهت بهینه‌سازی و حصول به طرح‌های جدید را کاهش داد. جریان سیال حول پره‌های روتور و استاتور، تراکم‌پذیر، آشفته و شرایط کاری به صورت پایا فرض می‌شود. نتایج این تحقیق، قابل ارائه به سازمان‌های صنایع هوایی (جهت طراحی موتورهای هوایپیما یا بالگرد)، صنایع هوایی - فضا (جهت طراحی موشک‌های هوای تنسی)، صنایع نفت و گاز و صنعت برق (جهت طراحی توربومپرسورهای جدید) می‌باشد.

طراحی بهینه پره‌های یک مرحله منتخب در یک کمپرسور محوری ۱۰ طبقه بر اساس هماهنگی طبقات و عملکرد کلی کمپرسور به صورت دو بعدی، توسط فتحی و شادارام انجام شده است [۲]. در این پژوهش با استفاده از یک برنامه اনحصار خطوط جریان به میزان ۱.۱۸ درصد افزایش بازدهی کمپرسور در دور طراحی بدست آمد.

### ۱- مقدمه

بسیاری از توربوماشین‌های موجود در صنایع کشور ایران محصول تحقیقات انجام شده در سال‌های گذشته در سایر کشورها بوده و می‌توان با بهبود آبرودینامیکی آن‌ها به محصولات جدید با بازدهی بالاتر رسید. با بهبود آبرودینامیکی کمپرسورهای محوری و گریز از مرکز، توان مصرفی مجموعه یک کمپرسور با حفظ شرایط کاری آن کاهش می‌یابد.

کمپرسورهای جریان محوری از اجزاء مهم توربین‌های گاز صنعتی و موتورهای هوایی می‌باشند. بهبود در عملکرد این توربوماشین‌ها باعث کاهش مصرف سوخت و افزایش توان خالص تولیدی می‌شود. این کمپرسورها به طور وسیعی در صنایع مختلف زمینی و هوایی استفاده از می‌شوند. امروزه طرح‌های نوین از این نوع توربوماشین‌ها، با استفاده از بازطراحی و ارتقاء نمونه‌های موجود حاصل می‌شود. یکی از روش‌های بهبود عملکرد این کمپرسورها، بهینه‌سازی آبرودینامیکی آنها است.

با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و الگوریتم‌های بهینه‌سازی عددی می‌توان در یک فرآیند تکراری با تغییر شکل دو بعدی پروفیل‌ها یا شکل سه بعدی پره به سمت حداکثر بازدهی حرکت

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: a\_shamsi@gut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۷/۲۰

تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۹/۱۹

ارائه الگوریتم نوین طراحی اولیه کمپرسورهای محوری چند مرحله‌ای، توسط عزیزی و همکاران [۳] انجام شده است. مقایسه نتایج حاصل از این الگوریتم چند هدفی و چند متغیره با یک کمپرسور هشت مرحله‌ای در شرایط ورودی مشابه طراحی، توانایی الگوریتم ارایه شده در ایجاد طرحی با مشخصات عملکردی بهتر را اثبات می‌کند.

در مقاله براززاده و همکاران [۴] با استفاده از روش حل عددی تاثیر نسبت فشار بر ساختار، قدرت و طول امواج ضربه‌ای و مشخصه‌های لایه مرزی بررسی شده است. در یک مجا را سطح مقطع ثابت و جریان تراکم پذیر، با افزایش نسبت فشار، سیستم امواج ضربه‌ای به سمت بالادست جریان حرکت کرده و ساختار موج ضربه‌ای حاصل هم تغییر شکل می‌یابد. در این مقاله تاثیر عدد ماخ و ضربه جریان نیز بررسی شده است.

تغییر زوایای لین و سویپ پره‌های کمپرسور هم می‌تواند در صورت تشکیل امواج ضربه‌ای در یک نسبت فشار معین، میزان تلفات جریان حاصل از برهمنش این امواج و لایه مرزی را تغییر دهد. یافته‌های پژوهش اویاما و همکاران [۵]، نیز به این مورد اشاره دارد. اویاما و همکاران، در طراحی مجدد پره‌های یک کمپرسور گذر صوتی<sup>۱</sup> از الگوریتم تکاملی استفاده کردند. در تحقیق آن‌ها، طراحی مجدد روتور کمپرسور ناسا ۶۷۶ با استفاده از معادلات سه‌بعدی معادلات ناویر-استوکس ارائه شد. اویاما و همکاران، افزایش بازدهی کمپرسور را در کاهش میزان تولید آنتروپی، به دلیل تغییر هندسه پره بوسیله تغییر زوایای سویپ و لین نتیجه‌گیری کردند. تغییر یک موج شوک قوی در شعاع‌های نزدیک به نوک پره و جایگزینی آن با دو موج شوک ضعیف از نتایج تغییر هندسه در این پژوهش بود.

پایرت، با استفاده از الگوریتم ژنتیک و مدل تخمینی شبکه عصبی مصنوعی، روتور کمپرسور ناسا ۶۷ را در یک فرآیند بهینه‌سازی چند هدفی و چند ضابطه‌ای بهینه‌سازی نمود [۶]. هدف این پژوهش، یافتن هندسه بهینه این پره، در یک سرعت دورانی ثابت و سه شرایط کاری مختلف بود.

جانگ و همکاران از بهینه‌سازی شکل سه بعدی ردیف روتور یک نمونه کمپرسور گذر صوتی برای ارتقاء عملکرد آن استفاده کردند. در این پژوهش متغیرهای بهینه‌سازی، زوایای نصب، زاویه لین و زاویه سویپ پره روتور می‌باشد [۷].

کسکین و همکاران [۸]، در طراحی اولیه پروفیل‌های دو بعدی کمپرسورهای محوری از بهینه‌سازی چند هدفی استفاده کردند. در پژوهش ایشان برای افزایش بازدهی و حاشیه سرچ یک کمپرسور جریان محوری نه طبقه از یک الگوریتم تکاملی و یک برنامه انحصار خط جریان استفاده شد.

هوپتر و همکاران [۹]، برای بهینه‌سازی پروفیل‌های دو بعدی کمپرسورهای محوری از طراحی آبرودینامیکی چند هدفی و شبکه عصبی استفاده کردند. استفاده از شبکه عصبی در این پژوهش، باعث شده است که الگوریتم بهینه‌سازی یک الگوریتم دو سطحی باشد.

مراجع مختلفی که در زمینه بهینه‌سازی آبرودینامیکی وجود دارند، از الگوریتم‌های معینی در فرآیند بهینه‌سازی استفاده می‌کنند. این

الگوریتم‌ها از اجزاء مختلف تشکیل شده که در ادامه معرفی می‌شوند. الگوریتم‌های یک سطحی [۱۰] که بهینه‌سازی را در مراحل تکرار زیادتر انجام می‌دادند به مرور بهبود یافته‌اند. به طوری که الگوریتم‌های چند سطحی به منظور استفاده از تجزیبات و دانش کسب شده در مراحل قبلی نیز مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱۱-۱۳].

در پژوهش کاردامونه، سه جزء اصلی یک فرآیند بهینه‌سازی یک سطحی، معرفی شده است [۱۰]:

- ✓ معرفی هندسه مورد بررسی به صورت پارامتری
- ✓ حل چندین میدان جریان و محاسبه تابع هدف
- ✓ الگوریتم بهینه‌سازی

در یک فرآیند بهینه‌سازی، تعدادی از قیود مکانیکی و هندسی نیز به مساله وارد می‌شوند تا جستجو جهت یافتن هندسه بهینه، به هندسه‌های واقعی محدود شود. الگوریتم بهینه‌سازی، هسته اصلی فرآیند طراحی بهینه است. در این الگوریتم پارامترهای طراحی بر اساس اطلاعاتی که از مراحل قبلی به دست آمده است بهبود می‌یابد. اگر پارامترهای طراحی، قیدهای مکانیکی و هندسی را ارضاء کنند، هندسه مربوط به آن به مرحله شبیه‌سازی میدان جریان منتقل می‌شود [۱۰]. در نتیجه در یک الگوریتم یک سطحی تابع هدف هر بار به صورت دقیق محاسبه می‌گردد. در این صورت زمان لازم برای رسیدن به یک حالت بهینه بیشترین مقدار است.

در یک فرآیند طراحی بهینه دو سطحی چهار قسمت اصلی وجود دارد [۱۱]:

- ✓ معرفی هندسه به صورت پارامتری
- ✓ محاسبه چندین تخمینی تابع هدف
- ✓ حل چندین دقیق میدان جریان و محاسبه تابع هدف
- ✓ الگوریتم بهینه‌سازی

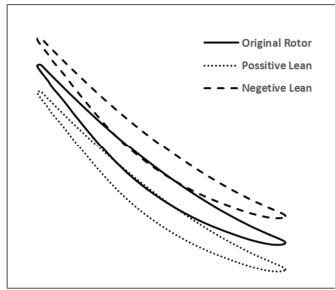
طراحی یک پره جدید، در این الگوریتم با تعیین کارآیی مورد نیاز شروع می‌شود. مرحله اول طراحی، شامل تعیین یک هندسه قابل قبول اولیه است، که به وسیله یک حل چندین میدان جریان تحلیل می‌شود. این مرحله با جستجو در پایگاه داده<sup>۲</sup> آغاز می‌شود، به طوری که هندسه‌ای که نزدیک‌ترین کارآیی را به کارآیی مورد انتظار دارد انتخاب می‌شود. سپس هندسه انتخاب شده در یک فرآیند بهینه‌سازی به کارآیی مورد انتظار تطبیق داده می‌شود. در این فرآیند می‌توان از یک شیوه جستجوی اتفاقی و یک مدل تخمینی با استفاده از شبکه عصبی مصنوعی<sup>۳</sup> استفاده کرد. این مدل تخمینی با استفاده از اطلاعاتی که در پایگاه داده جمع آوری شده است و با استفاده از درونیاتی و ارتباط بین کارآیی مورد انتظار، شرایط مرزی داده شده و پارامترهای هندسی، ساخته می‌شود [۱۱].

در نتیجه در یک الگوریتم دو سطحی از یک تخمین‌گر تابع هدف و از یک محاسبه چندین تخمینی با استفاده از صورت همزمان استفاده می‌شود. بهینه‌سازی اولیه با استفاده از نتایج حاصل از تخمین‌گر انجام شده، سپس نتیجه حاصل با استفاده از محاسبه چندین تخمین‌گر دقیق بررسی می‌شود. همگرایی زمانی حاصل می‌شود که نتیجه بهینه‌سازی در سطح اول و سطح دوم یکسان باشد.

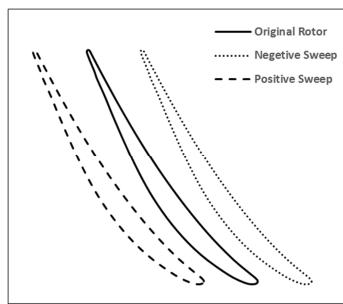
<sup>2</sup> Data-base

<sup>3</sup> Artificial Neural Network (ANN)

<sup>1</sup> Transonic



شکل ۱- ایجاد لین در پره با جابجایی مراکز سطوح در راستای مماسی



شکل ۲- ایجاد سوییپ در پره با جابجایی مراکز سطوح در راستای محوری

## ۱- بهینه‌سازی عددی

روش‌های بهینه‌سازی تلاش برای یافتن متغیرهای طراحی،  $X_i (i = 1 \dots n)$  است که یکتابع هدف،  $OF(U(X_i), X_i)$  را کمینه یا بیشینه می‌نماید. جایی که  $U(X_i)$  حل معادلات حاکم بر جریان،  $n_6 = 0$  است. به تعداد  $n_A$  قیود عملکردی، و  $n_B$  قیود هندسی، وجود دارد [۱۴]. در این پژوهش، بهینه‌سازی آبرودینامیکی شامل سه مرحله اصلی است: تغییر هندسه، بهینه‌سازی عددی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و شبیه‌سازی جریان با استفاده از حل کننده معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر. مراحل اصلی بهینه‌سازی آبرودینامیکی استفاده شده، در شکل ۳ مشاهده می‌شود. طراحی مرجع<sup>۱</sup> شامل مختصات هندسی سه بعدی از پره استاتور و روتور اولیه است که در فایل‌های متنی ذخیره می‌شود. فایل‌های متنی بوسیله نرم‌افزار تولید کننده شبکه محاسباتی خوانده شده و با توجه به تنظیمات ایجاد شده و تعیین تعداد شبکه مورد نیاز، شبکه محاسباتی مورد نظر ایجاد می‌شود. سپس با تنظیم شرایط مرزی روند تکراری معادلات ناویر-استوکس سه بعدی، تراکم‌پذیر و آشفته آغاز می‌شود. حل معادلات به صورت تکراری انجام می‌گیرد و حل تا زمانی که جواب‌ها در شرایط همگرایی را صدق نکند ادامه می‌یابد. معیار همگرایی برای معادلات بقای مومنتوم، فشار، انرژی و آشفتگی، باقیمانده<sup>۵</sup> ۱۰<sup>-۵</sup> است.

در مراجع بررسی شده، بهینه‌سازی کمپرسور محوری تنها برای یک پره روتور انجام شده است. در حال حاضر با افزایش توان محاسباتی رایانه‌ها و استفاده از نرم‌افزارهای قادر تمند شبیه‌سازی، بهینه‌سازی برای یک چند طبقه از یک کمپرسور محوری انجام می‌شود. در این مقاله بهینه‌سازی برای یک کمپرسور یک طبقه انجام شده است و تأثیر زوایای لین و سوییپ روتور و استاتور به طور همزمان بررسی می‌گردد.

## ۲- روش پژوهش

می‌توان بدون تغییر شکل مقاطع دو بعدی و جهت آن‌ها نسبت به راستای محوری (زاویه نسبت)، در راستای شعاعی تغییرات مختلف در شکل سه بعدی پره ایجاد کرد و حالت بهینه خط یا منحنی یکپارچه‌سازی پره روتور و استاتور را در یک الگوریتم بهینه‌سازی جستجو کرد [۱۴]. پارامترهای این منحنی به تغییر شکل سه بعدی پره، تکیه دادن (لین)، شکل ۱، جابجا شدن در راستای محوری (سوییپ)، شکل ۲، مرتبط می‌شوند. زاویه لین مثبت است اگر جابجایی در جهت سطح مکشی باشد و زاویه سوییپ مثبت است اگر در جهت حریان باشد.

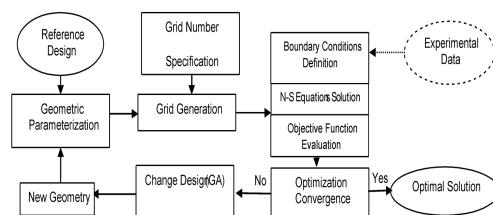
یک ضرورت عمدۀ درباره طراحی بهینه این است که فضای طراحی با محدوده قابل قبول از نظر ساختاری و تولیدی تشکیل شده باشد؛ همچنین به اندازه کافی بزرگ باشد که یک الگوریتم بهینه‌سازی به مقدار کافی آن را برای یافتن گزینه مناسب آبرودینامیکی جستجو کند. برای نمونه، تکیه دادن پره روتور در جهت دوران، گشتاور خمی به دلیل نیروی گریز از مرکز ایجاد می‌کند که ممکن است با بارگذاری آبرودینامیکی به تعادل برسد. لذا این حالت تکیه دادن پره مجاز می‌باشد [۱۵، ۱۶]. با استفاده از تحلیل حساسیت، پارامترهای طراحی و محدوده تغییرات آن‌ها انتخاب می‌شوند.

<sup>۱</sup> Reference Design

پس از همگرایی حل و پس پردازش نتایج تابع هدف محاسبه می شود. معیار همگرایی الگوریتم بهینه سازی استفاده شده در این پژوهش، تعداد نسل های معین است. با این معیار، الگوریتم بعد از تولید تعداد نسل های مشخص رسیدن به بهبود معین در تابع هدف، متوقف می شود. اگر همگرایی مورد نظر حاصل نشود، هندسه جدیدی با استفاده از الگوریتم زنگنه پیشنهاد می شود و روند شکل ۳ تکرار می شود.

یک محیط خود کار برای یکپارچه سازی فرآیند بهینه سازی پره های یک طبقه کمپرسور جریان محوری ایجاد می گردد که بر پایه یکپارچه سازی الگوریتم بهینه سازی، تولید کننده شبکه محاسباتی و حل کننده جریان است. این ارتباط ضروری است زیرا نتایج آنالیز میدان جریان کمیتی است که محاسبه کننده بهینه سازی بر اساس آن شایستگی هر والد را محاسبه می کند. در نتیجه باید یک تعامل خود کار و پیوسته بین بهینه کننده، تولید کننده شبکه محاسباتی و حل کننده جریان وجود داشته باشد. یک کنترل کننده بر همه گام های چرخه بهینه سازی نظارت دارد با این هدف که فرآیند بهینه سازی را آغاز کند، آن را اجرا کند و هنگامی که به محدوده مورد نظر رسید خاتمه دهد.

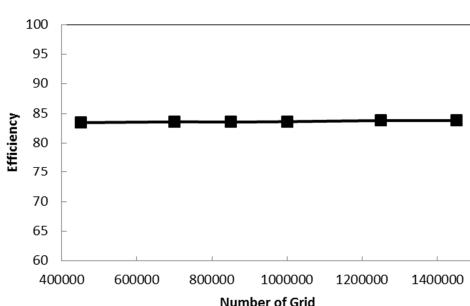
الگوریتم زنگنه موجود در توابع کتابخانه ای نرم افزار متلب<sup>۱</sup> که در این پژوهش استفاده شد، از بخش های مختلف تشکیل می شود. تعداد معینی والد در هر نسل<sup>۲</sup> توسط طراح تعیین می شود، و مقادیر ۰.۱۵ و ۰.۸ برای نرخ ادغام<sup>۳</sup> و جهش<sup>۴</sup> استفاده می گردد. دو والد ممتاز برای تولید نسل بعدی در نظر گرفته می شود. از روش چرخ رولت برای انتخاب یک رشته از میان جمعیت های برتر استفاده می گردد. این روش، یکی از روش های متداول در انتخاب یک رشته از میان جمعیت های برتر است [۱۵].



شکل ۳- روند محاسبات بهینه سازی آبرودینامیکی

## ۲-۲ تولید شبکه محاسباتی، شرایط مرزی و اعتبارسنجی

در این پژوهش، نتایج تجربی که از آزمون موتور توربو جوت حاصل شده است [۱۶] جهت تعیین شرایط مرزی لازم در شبیه سازی عددی و اعتبارسنجی نتایج حاصل از حل عددی در خصوص کمپرسور اولیه استفاده می گردد. مقادیر لازم در خصوص تنظیم شرایط مرزی در جدول ۱ ارائه شده است و در تمام طول الگوریتم بهینه سازی ثابت است.



شکل ۶- تغییرات بازدهی کمپرسور اولیه در برابر تعداد شبکه

<sup>1</sup>MATLAB

<sup>2</sup>Generation

<sup>3</sup>Crossover

<sup>4</sup>Mutation

جدول ۲- زوایای لین و سویپ کمپرسور اولیه و بهینه و محدوده تغییرات

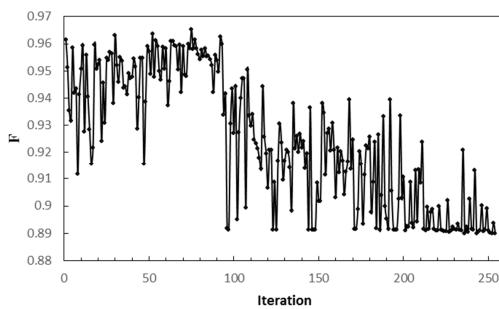
پره استاتور		پره روتور		
زاویه سویپ	زاویه لین	زاویه سویپ	زاویه لین	
-8.33	0	0	0	حالات اولیه
0	-2	0	-5	حد پایین
7	2	5	0	حد بالا
6.5	-1.56	4.68	-4.39	حالات بهینه

مقادیر اولیه و بهینه پارامترهای عملکردی کمپرسور و مقادیر تغییرات آنها در جدول ۳ ارائه می‌شود. با تغییر زوایای لین و سویپ در یک محدوده مشخص به میزان ۱.۳۵ درصد بازده کمپرسور در نقطه کاری آن افزایش یافت در حالی که میزان تغییرات دبی جرمی نسبت به حالت اولیه آن در حدود ۱% می‌باشد. با انتخاب شرایط مزدی فشار کل در ورودی و فشار استاتیک در خروجی، نسبت فشار کمپرسور اولیه و کمپرسور بهینه با دقت مناسبی تقریباً برابر است.

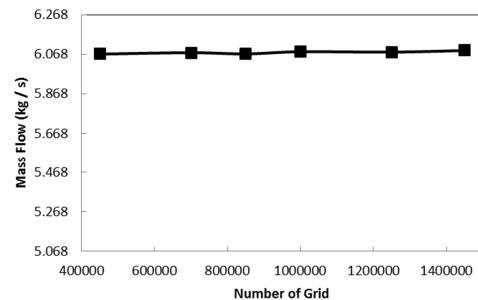
جدول ۳- تغییرات مقادیر بازدهی، دبی جرمی و نسبت فشار

نسبت فشار	دبی جرمی kg/s	بازده کمپرسور (درصد)	
1.224	6.079	83.81	حالات اولیه
1.228	6.144	85.16	حالات بهینه
0.004	0.065	1.35	مقدار تغییرات

در شکل ۸، تاریخچه بهینه‌سازی ارائه می‌شود. بعد از ده نسل، الگوریتم ژنتیک به بازدهی بالاتر همگرا می‌شود. در شکل ۹، تغییرات بازده آیزنتروپیک کمپرسورهای طراحی شده در نسل‌های مختلف ارائه می‌شود. در نقطه بهینه، مقدار تابع هدف برابر ۰.۸۹ می‌باشد. دبی جرمی کمپرسورهای مختلف در مراحل تکرار الگوریتم بهینه‌سازی در شکل ۱۰ ارائه می‌گردد. حداقل تغییرات دبی جرمی نسبت به حالت اولیه در حدود ۱% است.



شکل ۸- تغییرات تابع هدف در مراحل تکرار الگوریتم بهینه‌سازی



شکل ۷- تغییرات دبی جرمی کمپرسور اولیه در برابر تعداد شبکه

بازده آیزنتروپیک کمپرسور مطابق رابطه (۱) تعریف می‌شود.

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

در رابطه (۱)، زینویس ۱ به ورودی کمپرسور و ۲ به خروجی کمپرسور اشاره دارد. کمیت‌های دما و فشار کل در صفحات ورودی و خروجی با استفاده از متوسطگیری جرمی محاسبه می‌گردد.

جهت اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی، از نتایج تجربی مراجع [۱۶] استفاده می‌شود. این نتایج در آزمایشگاه توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف استخراج شده است. در دور مورد نظر دبی جرمی اندازه‌گیری شده ۶.۳۰۴ کیلوگرم بر ثانیه و بازده آیزنتروپیک اندازه‌گیری شده ۸۳% می‌باشد. دبی جرمی و بازده محاسبه شده، به ترتیب ۶.۰۷۹ کیلوگرم بر ثانیه و بازده ۸۳.۸۱% می‌باشد. خطای در محاسبه بازده کمتر از ۱% و در محاسبه دبی جرمی کمتر از ۰.۷% می‌باشد. با توجه به محدوده عدم قطعیت اندازه‌گیری‌های انجام شده، ابزار شبیه‌سازی دارای دقت مناسبی می‌باشد.

### ۳- نتایج الگوریتم بهینه‌سازی

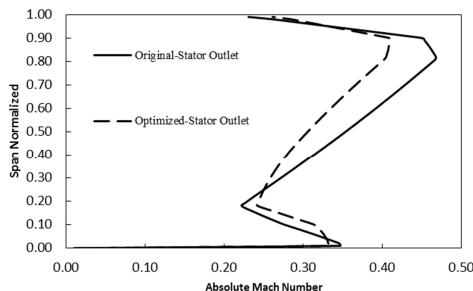
در این پژوهش، هدف بهینه‌سازی، افزایش بازده طبقه کمپرسور است. الگوریتم ژنتیک موجود در نرم افزار متلب تابع هدف الگوریتم بهینه‌سازی را حداقل می‌نماید، لذا تابع هدف، مطابق رابطه (۲) تعریف می‌شود.

$$F = \frac{1 - \eta}{1 - \eta^*} \quad (2)$$

در رابطه (۲)،  $\eta$  مقدار بازدهی کمپرسور اولیه است. در این پژوهش، بهینه‌سازی در نقطه کاری کمپرسور انجام شد.

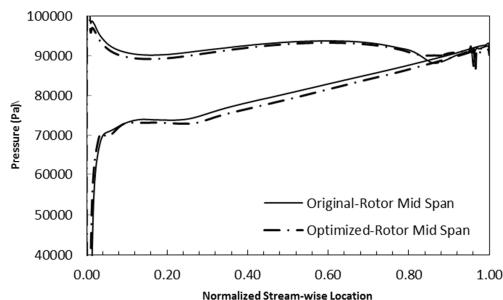
تغییر زوایای لین و سویپ پره، بر توزیع شعاعی سرعت، عدد ماخ و دبی جرمی و در نتیجه ویژگی‌های سه بعدی میدان جریان، تاثیر می‌گذارد. زوایای لین و سویپ پره روتور واستاتور (۴ متری طراحی) در محدوده تعیین شده تغییر می‌کند. موقعیت پروفیل‌های مقطع ریشه پره روتور و استاتور در فرآیند بهینه‌سازی ثابت است به طوری که زوایای لین و سویپ نسبت به آن سنجیده می‌شوند.

مقادیر اولیه و بهینه متغیرهای طراحی و محدوده تغییرات آنها در الگوریتم بهینه‌سازی در جدول ۲ ارائه می‌شود.

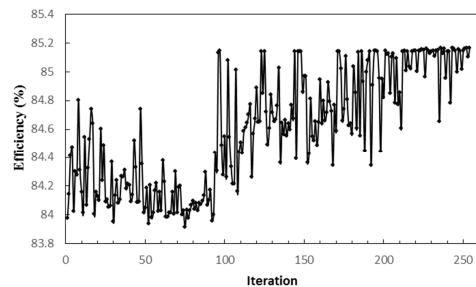


شکل ۱۲- تغییرات شعاعی عدد ماخ مطلق در خروجی استاتور

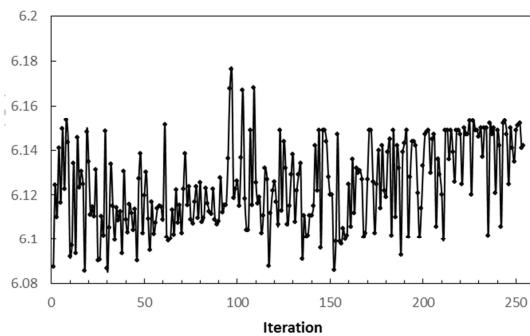
مطابق شکل ۱۲، عدد ماخ مطلق در خروجی استاتور هم تحت تاثیر تغییرات ایجاد شده در زاویه لین و سویپ است. در ریشه پره استاتور هم عدد ماخ جریان کاهش یافته است که این امر مطلوب است. از ارتفاع ۵% پره تا حدود ۲۰٪، عدد ماخ نسبت به حالت اولیه افزایش و بعد از آن تا ارتفاع ۰.۸۵٪ کاهش یافته است. در نتیجه، تغییرات عدد ماخ و سرعت جریان در خروجی کمپرسور یکنواخت‌تر شده است. بارگذاری فشاری، یا اختلاف فشار روی سطح مکشی و فشاری پره روتور و استاتور هم تحت تاثیر این تغییرات است. این تغییرات بوسیله در سطح مکشی پره بیشتر است و در ارتفاع‌های مختلف پره استاتور و روتور مشاهده می‌شود. برای مثال، تغییرات فشار در شعاع متوسط در چهت محوری روی پره روتور و استاتور برای دو کمپرسور اولیه و بهینه، به ترتیب، در شکل‌های ۱۴ و ۱۳ ارائه می‌شود. مطابق این دو شکل در شعاع متوسط روی پره روتور بارگذاری فشاری افزایش و روی پره استاتور کاهش یافته است. در این پژوهش، فرآیند بهینه‌سازی، در یک نقطه کاری انجام شد. برای بررسی کارآیی کمپرسور بهینه سازی، در سایر شرایط کاری، منحنی مشخصه کمپرسور اولیه و بهینه در دور طراحی، استخراج گردید. در شکل ۱۵ و ۱۶ به ترتیب، نسبت فشار و بازده آبرنتروپیک طبقه (کل به کل) در برابر پارامتر جرمی (راطیه (۳)) ارائه می‌شود. مشاهده می‌شود که افزایش بازدهی در سایر شرایط کاری نیز حاصل می‌شود. همچنین کمپرسور بهینه طراحی شده در محدوده دبی جرمی تعیین شده، نسبت فشار بالاتری دارد.



شکل ۱۳- توزیع فشار سطح پره روتور در شعاع متوسط

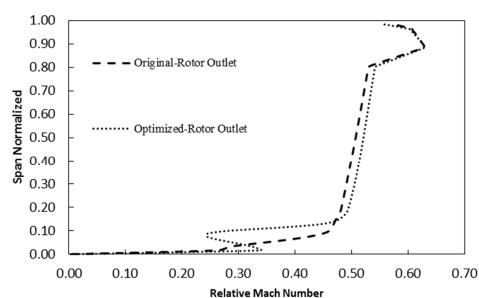


شکل ۹- بازده کمپرسورهای مختلف در مراحل تکرار بهینه‌سازی



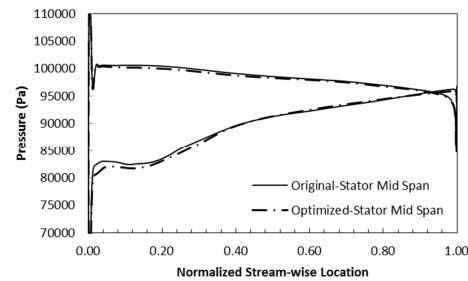
شکل ۱۰- دبی جرمی کمپرسورهای مختلف در مراحل تکرار بهینه‌سازی

در شکل‌های ۱۱ و ۱۲، توزیع شعاعی عدد ماخ نسبی در خروجی روتور و عدد ماخ مطلق در خروجی استاتور، در هر دو حالت کمپرسور اولیه و بهینه مشاهده می‌شود. در ورودی روتور توزیع عدد ماخ نسبی در هر دو حالت یکسان است. کاهش عدد ماخ نسبی در مجاورت ریشه پره روتور در حالت بهینه مطلوب است زیرا این امر موجب کاهش تلفات جریان ثانویه در این ناحیه می‌شود.



شکل ۱۱- تغییرات شعاعی عدد ماخ نسبی در خروجی روتور

در تابع هدف تعريف شده، چهار پارامتر هندسى برای بهينه‌سازى انتخاب گردید. بهينه‌سازى آيروديناميکى در يك نقطه کاري انجام شد. پس از رسيدن به هندسه بهينه کمپرسور جديد، منحنى مشخصه کمپرسور اوليه و بهينه، استخراج و با يكديگر مقايسه شدند. اين بهينه‌سازى، منجر به بهبود 1.35% در بازده کمپرسور در نقطه طراحى شده است. در حالى که اين افزایش در سایر نقاط کاري کمپرسور در دور طراحى نيز حاصل گردید.



شکل ۱۴- توزيع فشار سطح پره استاتور در شعاع متوسط

## ۵- نمادها

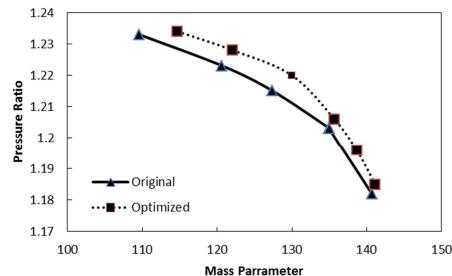
	F
تابع هدف	
دبى جرمى ( $\text{kgm}^{-1}$ )	$\dot{m}$
پارامتر جرمى	$MP$
تعداد قيود	$n$
ناوير-استوكس	$N - S$
فشار ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )	$P$
دور بر دقيقه	$RPM$
دما (K)	$T$
علائم یونانی	
زاویه لین	$\alpha$
زاویه سویپ	$\beta$
بازده آيرنتروپيك کمپرسور	$\eta$
بالانوبس ها	
مقادير حالت اوليه	*
زيرونوبس ها	
مقادير حالت سكون	0

## ۶- سپاسگزارى

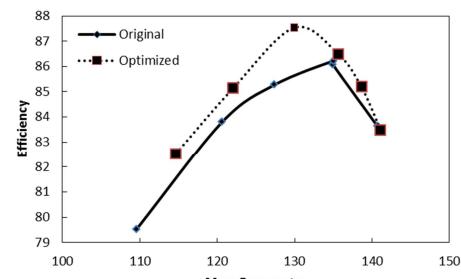
اين پژوهش با حمایت دانشکده فنى و مهندسي گلپایگان، در قالب طرح پژوهشى به شماره ۱۳۹۴/۱۲/۱۵ ۹۴۰۰/۳۱۴۱ انجام شده است. بدين وسیله از رياست محترم دانشکده تقدير و تشکر مى گردد.

## ۷- مراجع

- [1] Yuan X., Tanuma T., Zhu X., Lin Z. and Nomura D., A CFD approach to fluid dynamic optimum design of steam turbine stages with stator and rotor blades, ASME Turbo-Expo, GT2010-22477, 2010.
- [2] Fathi A. and Shadaram A., Optimization of a 10-stage axial flow compressor using streamline curvature method with respect to aerodynamic criteria, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 2, pp. 72-86, 1391.
- [3] Azizi R., Ebrahimi R. and Ziabasharagh M., The novel preliminary design algorithm of multistage axial compressors through two layer multi-objective/multi-variables optimization, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 12, pp. 1-13, 1392.
- [4] براززاده م، دهقان منشادي م و کرياسي زاده م، بررسى عددى تاثير نسبت فشارى بر پدیده تداخل موج ضريهای و لایه مرزی در يك مجراء با سطح مقطع ثابت. مجله مهندسي مکانيك دانشگاه تبريز، ۵، ۴۷، ش. ۳، ص ۵۱-۵۶، ۱۳۹۶.
- [5] Oyama A., Liou M.S. and Obayashi S., Transonic axial-flow blade shape optimization using



شکل ۱۵- منحنى های مشخصه کمپرسورهای اوليه و بهينه، تغييرات نسبت فشار در برابر پارامتر جرمى



شکل ۱۶- منحنى های مشخصه کمپرسورهای اوليه و بهينه، تغييرات بازده طبقه در برابر پارامتر جرمى

$$MP = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \quad (3)$$

در رابطه (3)، فشار و دمای کل ورودی به ترتیب، بر حسب اتمسفر و کلوین محاسبه شده است.

## ۴- جمع بندى

رويه بهينه‌سازى سه‌بعدى، ابزار مفیدی برای طراحى پره‌های کمپرسورهای جريان محوري با بازدهی بالاتر است. هدف اصلی اين پژوهش، استفاده از بهينه‌سازى شكل سه‌بعدى پره‌ها، بر مبنای مطالعه تأثير تغيير زوايا لين و سويپ پره روتور و استاتور بر كارآيی طبقه کمپرسور است. بعد از استخراج هندسه و شرایط کاري يك کمپرسور جريان محوري از يك موتور توربوwarts موجود و ارتباط خودکار نرم افزار شبیه‌سازی میدان جريان و الگوريتم بهينه‌سازى در نرم افزار متلب، الگوريتم بهينه‌سازى اجرا شد.

- evolutionary algorithm and three-dimensional Navier-Stokes solver, AIAA 2002-5642. vol. 4. Citeseer, 2002.
- [6] Pierret S., Multi-objective and multi-disciplinary optimization of three-dimensional turbomachinery blades, *Proceedings of the 6th World Congresses of Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2005.
  - [7] Choon-Man J., Abudus S. and Kwang-Yong K., Optimal design of swept, leaned and skewed blades in a transonic axial compressor, ASME Turbo-Expo, GT2006-90384, 2006.
  - [8] Keskin A., Dutta A. K. and Bestle D., Modern compressor aerodynamic blading process using multi-objective optimization, ASME Turbo-Expo, GT2006-90206, 2006.
  - [9] Huppertz A., Flassig P.M., Flassig R.J. and Swoboda M., Knowledge-based 2d blade design using multi-objective aerodynamic optimization and a neural network, ASME Turbo-Expo, GT2007-28204, 2007.
  - [10] Cardamone P., *Aerodynamic Optimization of Highly Loaded Turbine Cascade Blades for Heavy Duty Gas Turbine Applications*, Thesis, Universität der Bundeswehr München, Universitätsbibliothek, 2006.
  - [11] Pierret S. and Van den Braembussche R., Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 326, 1999.
  - [12] Mengistu T. and Ghaly W., Aerodynamic optimization of turbomachinery blades using evolutionary methods and ANN-based surrogate models, *Optimization and Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 239-255, 2008.
  - [13] Kim J. H., Choi J. H. and Kim K. Y., Design optimization of a centrifugal compressor impeller using radial basis neural network method, ASME Turbo-Expo, GT2009-59666, 2009
  - [14] Thévenin D., Janiga G. and NetLibrary I., *Optimization and computational fluid dynamics*: Springer Verlag, 2008.
  - [15] Chipperfield A., Fleming P., Pohlheim H. and Fonseca C., Genetic Algorithm Toolbox for use with Matlab, University of Sheffield, 2001.
  - [16] Pourfarzaneh H., Hajilouy-Benisi A., Farshchi M., Zero-dimensional modeling of axial and centrifugal compressors of a turbojet and validation by test results, *Sharif Mechanical Engineering*, Vol. 28, No. 3, pp. 23-27, 1391.