

بهینه‌سازی ردیف پره‌ی روتور و استاتور توربین جریان محوری با استفاده از الگوریتم ژنتیک

ابوالحسن عسگرشمسی (دانشجوی دکتری)

علی حاجیلوی بنیسی* (استاد)

احمد عاصم‌پور (استاد)

احمد هاشمی (کارشناس ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۴)
دربی ۲ - ۳۱، شاری ۲، ص. ۱۲۵-۱۳۴، (پادداشت نمی)

در این پژوهش روشی خودکار برای بهینه‌سازی ردیف پره‌ی استاتور و روتور توربین جریان محوری معرفی می‌شود. در این روش الگوریتم ژنتیک، مولد هندسه، ایجادکننده‌ی شبکه‌ی محاسباتی و حل‌کننده‌ی میدان جریان به هم مربوط شده‌اند. تابع هدف در نظر گرفته شده عبارت است از تلفات فشارکل جریان در عبور از ردیف پره‌ی استاتور و روتور توربین، و نیز با استفاده از تغییر توزیع ضخامت ردیف پره‌های موجود، تعداد محدودی پارامتر طراحی منظور و وارد الگوریتم بهینه‌سازی می‌شود. با استفاده از قابلیت‌های نرم‌افزار تحلیل میدان جریان، شبکه‌ی ساختاریافته به‌صورت سه‌بعدی ایجاد و با تعریف شرایط مرزی مناسب، میدان جریان تراکم‌پذیر در ردیف پره تحلیل می‌شود. از معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر برای تحلیل میدان جریان، و برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k-\epsilon$ (RNG) استفاده می‌شود. از نتایج آزمون ردیف پره‌ی استاتور اولیه برای صحت‌سنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی استفاده می‌شود. بیشترین اختلاف نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج آزمون ردیف پره‌ی استاتور برابر ۱۴ درصد است. مقدار کاهش در تلفات فشارکل، برای ردیف پره‌ی روتور ۱/۵ درصد و برای ردیف پره‌ی استاتور ۳/۰ درصد در زاویه‌ی برخورد مورد نظر است، در حالی که مساحت استاتور بهبود یافته نسبت به پره‌ی اولیه ۱/۳ درصد افزایش یافته است. این مقدار برای ردیف پره‌ی روتور بهبود یافته برابر ۲/۰ درصد است.

a_shamsi@mech.sharif.ir
hajilouy@sharif.ir
assem@sharif.ir
ahmad_1365417@yahoo.com

واژگان کلیدی: استاتور، روتور، بهینه‌سازی، تلفات فشارکل.

۱. مقدمه

توربین‌های گازی در صنایع مختلف کاربردهای گسترده‌ی دارند؛ لذا بهینه‌سازی اجزاء مختلف آن‌ها در سالیان اخیر مورد توجه محققین بوده است. با توجه به افزایش قابلیت ابزارهای محاسباتی، مقالات و گزارش‌های مختلفی در این زمینه منتشر شده است. همچنین در زمینه‌ی بهینه‌سازی توربین جریان محوری، [۶-۱] کمپرسور محوری [۷-۱۲] و گریز از مرکز [۱۳-۱۴] منتشر شده است. میدان جریان در برخی از این مطالعات به‌صورت دوبعدی [۱۵-۱۶] و در برخی دیگر که در سال‌های اخیر مقالاتی درمورد آنها منتشر شده، به‌صورت سه‌بعدی [۱۷-۱۹] تحلیل می‌شود. معادلات حاکم در برخی مقالات معادلات اولر، و در برخی دیگر معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر [۶-۱] است. روش‌های جست‌وجوی نقطه‌ی بهینه در ابتدا گرا دیانی بوده [۱۵-۱۷] و سپس از روش‌های جست‌وجوی آماری یا ترکیب آن‌ها استفاده شده است. تابع هدف در الگوریتم بهینه‌سازی در ابتدا تک‌هدفی (تلفات فشارکل در ردیف پره، یا راندمان توربین یا کمپرسور) بوده و سپس با گسترش ابزارهای محاسباتی

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۲/۱۱/۷، اصلاحیه ۱۳۹۳/۵/۱۵، پذیرش ۱۳۹۳/۵/۲۵.

استاتور توربین جریان محوری مورد توجه بوده است. تابع هدف این مطالعات کاهش تلفات فشار کل، افزایش بارگذاری آیرودینامیکی و کاهش تعداد پره بوده است. در الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده ۱۸ متغیر طراحی، ۵ قید نابرابری و سه تابع هدف مختلف استفاده شده است. در طراحی توربین گازی، افزایش بازده و کاهش جرم کلی طبقه هدف عمده است. در طراحی توربین گازی که کاربردهای هوایی دارد، کمینه‌کردن وزن یک هدف مهم است در حالی که در توربین‌های زمینی (صنعتی) هدف عمده بهینه‌سازی بازده از اهمیت خاصی برخوردار است.^[۴۰] در پاره‌یی از مطالعات، بهینه‌سازی تابع هدف، کاهش وزن و بهینه‌سازی بازده به‌صورت هم‌زمان مورد توجه قرار گرفته است.^[۴۱]

از روش‌های تغییر شکل پره‌های توربین و کمپرسور، تغییر شکل یکپارچه‌سازی بدون تغییر شکل پروفیل‌های دوبعدی آن‌هاست که در برخی از پژوهش‌ها^[۴۲] برای تغییر شکل سه‌بعدی پره‌های توربین مورد نظر کاربرد داشته است. روش متداول دیگر، تغییر شکل پروفیل‌های دوبعدی سازنده‌ی پره است که در نوشتار حاضر مورد استفاده قرار گرفته است. در این پژوهش با ایجاد ارتباط خودکار بین الگوریتم ژنتیک و حل‌کننده‌ی سه‌بعدی معادلات ناویر - استوکس تراکم‌پذیر، میدان جریان در عبور از ردیف پره‌ی استاتور و روتور توربین جریان محوری شبیه‌سازی می‌شود. با استفاده از مقدار تلفات فشار کل در یک زاویه‌ی برخورد معین، شکل هندسی ردیف پره بهینه می‌شود.

۲. رویه‌ی بهینه‌سازی

بهینه‌سازی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، از دو قسمت اصلی تشکیل می‌شود: ۱. الگوریتم بهینه‌سازی؛ ۲. محاسبه‌گر تابع هدف. الگوریتم بهینه‌سازی بر مبنای روش‌های گزاردانی در کمینه‌های محلی متوقف می‌شوند و معمولاً در روش‌هایی با یک تابع هدف به کار می‌روند و در استفاده از آن‌ها لازم است تابع هدف پیوسته و مشتق‌پذیر باشد. در حالی که در روش‌های بهینه‌سازی بر مبنای روش‌های آماری جست‌وجو در فضای طراحی به‌طور کامل انجام می‌شود. در این مقاله از الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود که در آن تعداد معینی نسل اولیه در نظر گرفته می‌شود که هر کدام یک پره‌ی روتور یا استاتور معین است که به‌وسیله‌ی یک حالت از متغیرهای طراحی تولید می‌شود. این نسل اولیه به‌وسیله‌ی حل‌کننده در شرایط مرزی مشخص حل شده و با محاسبه‌ی مقدار تابع هدف ارزش‌گذاری می‌شود. تابع هدف، مقدار تلفات فشار کل است که در صفحات ورودی و خروجی ردیف پره با استفاده از میانگین‌گیری جرمی محاسبه می‌شود. سپس الگوریتم بهینه‌سازی براساس مقدار تابع هدف محاسبه شده، نسل‌های برتر را انتخاب می‌کند و با ترکیب آن‌ها نسلی جدید ایجاد و رویه‌ی بهینه‌سازی دوباره آغاز می‌شود. الگوریتم بهینه‌سازی، در مسئله‌ی «بهینه‌سازی شکل ردیف پره» از چهار بخش تشکیل می‌شود:

- سازنده‌ی هندسه‌ی جدید؛
- تولیدکننده‌ی شبکه‌ی محاسباتی ساختاریافته؛
- اعمال‌کننده‌ی شرایط مرزی مورد نظر، حل‌کننده‌ی معادلات ناویر - استوکس تراکم‌پذیر و پس‌پردازنده‌ی حل و محاسبه‌ی تابع هدف؛
- تغییر دهنده‌ی هندسه براساس الگوریتم ژنتیک.

مرحله‌ی اول در کد محاسباتی توسعه داده شده در نرم‌افزار متلب^۱، مراحل دوم و سوم در مازول سی‌اف‌اکس^۲ نرم‌افزار تجاری انسیس^۳ به‌صورت متوالی، تکراری و

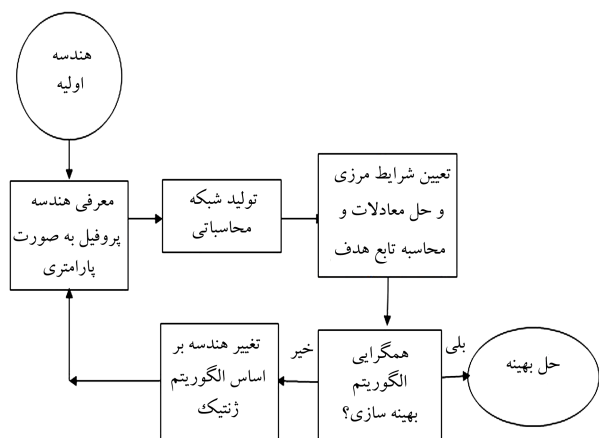
خودکار انجام می‌شود. مرحله‌ی انتهایی نیز با استفاده از الگوریتم ژنتیک در نرم‌افزار متلب انجام می‌شود. مراحل فوق در ادامه به‌صورت مختصر توضیح داده شده و در شکل ۱ ارائه می‌شود.

حل معادلات ناویر - استوکس در فرایند بهینه‌سازی دقیق زمان‌بر است. با استفاده از مدل‌های تخمینی با دقت کم‌تر، و افزایش دقت این مدل‌ها با نزدیک شدن به جواب بهینه می‌توان زمان کل صرف شده را کاهش داد. برخی از پیشنهادها در این مورد عبارت‌اند از:^[۴۳]

۱. استفاده از شبکه‌ی درشت در نسل‌های اولیه و ریزتر کردن شبکه‌ی محاسباتی در نسل‌های نهایی؛
 ۲. استفاده از شبکه‌ی هوش مصنوعی و آموزش آن به‌صورت مداوم با استفاده از حل‌های عددی انجام شده^[۴۴]؛
 ۳. استفاده از مدل‌های آشفته‌گی که به‌خوبی همگرا می‌شوند و دقت مناسب دارند و استفاده از مدل‌های دقیق‌تر در مقایسه‌ی نهایی.
- در این مقاله از روش اول و سوم برای کاهش زمان محاسبات استفاده می‌شود.

۱.۲. معرفی روش تغییر شکل پروفیل پره

گام اول فرایند بهینه‌سازی، تعریف هندسه‌ی ردیف پره‌ی روتور و استاتور است. پارامترهای هندسی ردیف پره‌ی اولیه در جدول ۱ ارائه می‌شود. در روش استفاده شده تعداد پره، گام، نسبت منظر، زاویه‌ی پره در ورود و خروج، و زاویه‌ی نصب^۴ آن در فرایند بهینه‌سازی ثابت است. هندسه‌ی این ردیف پره براساس پره‌های استاتور

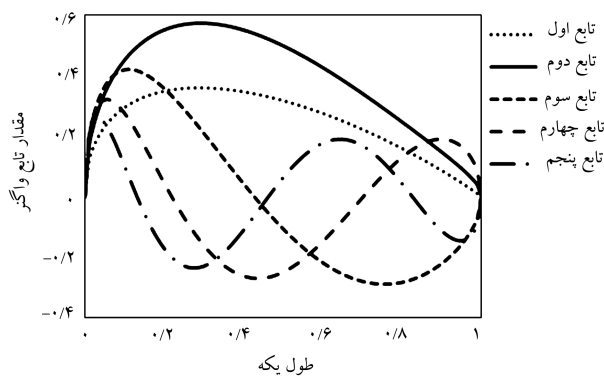


شکل ۱. مراحل الگوریتم بهینه‌سازی.

جدول ۱. پارامترهای هندسی ردیف پره‌ی روتور و استاتور.

پارامتر هندسی	روتور	استاتور
نسبت منظر	۱/۴۷	۰/۶۲۵
صلابت*	۰/۳۲	۰/۲۵
زاویه‌ی پره در ورود (درجه)	۲۵ -	۱۵
زاویه‌ی پره در خروج (درجه)	۵۰	۶۰ -
زاویه‌ی نصب (درجه)	۲۸	۳۷ -
حداکثر ضخامت (میلی‌متر)	۲/۸	۱۱/۶

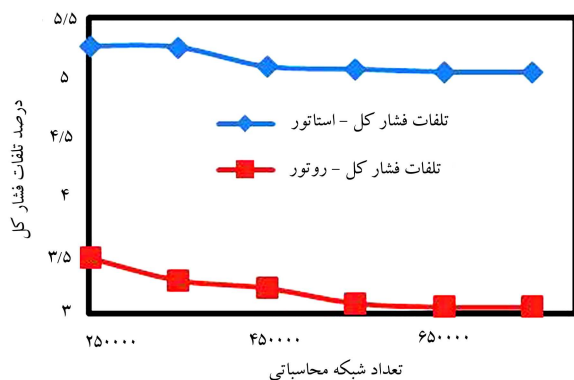
*solidity



شکل ۲. توابع شکل واگتر.



شکل ۳. رویه‌ی انجام تغییرات هندسی بر پروفیل روتور یا استاتور.



شکل ۴. روند استقلال حل از شبکه، ردیف پره‌ی استاتور و روتور.

برای شبیه‌سازی جریان ردیف پره‌ی استاتور و روتور در شکل ۴ و ۵ مشاهده می‌شود. در شکل ۴ مقدار تلفات فشار کل برای ردیف پره‌ی استاتور و روتور، هنگامی که تعداد المان‌های محاسباتی افزایش می‌یابد، مشاهده می‌شود. در فرایند بهینه‌سازی در نسل‌های مختلف از تعداد مختلف المان محاسباتی استفاده شده است، به طوری که در نسل‌های نهایی از حداکثر ۶۵۰۰۰ المان استفاده شد. در این صورت، مقدار y^+ روی دیواره با توجه به تعداد المان‌های انتخاب شده کمتر از ۵ است.

و روتور توربین جریان محوری موجود در آزمایشگاه توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف استخراج شده است.

توزیع ضخامت پره در فرایند بهینه‌سازی تغییر می‌کند. برای تغییر توزیع ضخامت پره، ضخامت پره‌ی اولیه با اضافه کردن اغتشاش^۵ همواری به آن بهبود می‌یابد. مقدار اغتشاش در راستای عمود بر خط کمبر^۶ (Δn) ، با ترکیب خطی توابع شکل (f_k) ، مطابق رابطه ۱ تعریف می‌شود:

$$\Delta n = \sum_{k=1}^K W_k f_k(x) \quad (1)$$

که در آن x موقعیت نرمال خط کمبر بین $[0, 1]$ و k تعداد توابع شکل است که استفاده می‌شود. W_k ضرایب وزنی است که در الگوریتم بهینه‌سازی تعیین می‌شود و با تغییر مقدار آن‌ها پروفیل‌های دوبعدی جدید ایجاد می‌شود. در مطالعات انجام شده^[۱۷, ۱۶] از چهار تابع شکل مختلف استفاده و تعداد ده ضریب وزنی (پنج ضریب برای سطح فشاری، و پنج ضریب برای سطح مکشی) به عنوان پارامترهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شده است. با انتخاب توابع شکل مناسب، کارایی روش و سرعت همگرایی رویه‌ی بهینه‌سازی تغییر می‌کند. در این مقاله از توابع شکل واگتر^۷ استفاده می‌شود که نخستین بار در بهینه‌سازی ایرفویل‌ها به کار گرفته شد.^[۱۷] این توابع تغییرات نسبتاً زیاد با تناوب بالا ایجاد می‌کنند. با توجه به این که برد این توابع مقادیر منفی و مثبت را شامل می‌شود با ضرایب وزنی مثبت می‌توان ضخامت پروفیل را کاهش یا افزایش داد. در نتیجه با انتخاب این تابع دامنه‌ی متغیرهای طراحی کاهش می‌یابد. توابع واگتر در رابطه‌ی ۲ معرفی می‌شود:

$$f_1(x) = \frac{[\theta + \sin \theta]}{\pi} - \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right)$$

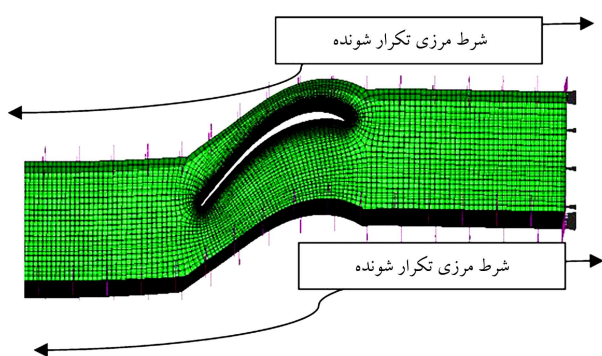
$$f_k(x) = \frac{\sin(k\theta)}{k\theta} + \frac{\sin[(k-1)\theta]}{\pi}, \quad k > 1 \quad (2)$$

که در آن $\theta = 2 \sin^{-1}(\sqrt{x})$ است. پنج تابع شکل واگتر در شکل ۲ مشاهده می‌شود. رویه‌ی انجام تغییرات هندسی بر پروفیل روتور یا استاتور در شکل ۳ ارائه می‌شود. مشخصات سطح مکشی و سطح فشاری در مرحله‌ی ابتدایی به صورت فایل متنی به برنامه داده می‌شود. در هر مرحله از تکرار فرایند بهینه‌سازی، وزن‌های W_k در الگوریتم ژنتیک به روز می‌شود.

نرم‌افزار توسعه‌یافته از قابلیت اعمال تغییرات بر سطح مکشی یا سطح فشاری یا بر هر دو سطح برخوردار است. در حالتی که تغییرات بر هر دو سطح اعمال می‌شود می‌توان تغییرات اعمالی بر هر دو سطح را برابر در نظر گرفت. در این حالت تعداد متغیرهای بهینه‌سازی کم‌تر است و شکل اولیه‌ی خط کمبر حفظ می‌شود.^[۲۳] اگر تغییرات برای دو سطح مکشی و فشاری در نظر گرفته شود، تعداد متغیرهای بهینه‌سازی ۲ برابر می‌شود. در این حالت خط کمبر پروفیل نهایی متفاوت از پروفیل اولیه خواهد بود. در نوشتار حاضر از روش دوم برای بهینه‌سازی ردیف پره‌ی استاتور استفاده می‌شود. در نتیجه تعداد متغیرهای طراحی برای بهینه‌سازی ردیف پره‌ی استاتور، ۱۰ عدد (۵ عدد برای سطح مکشی و ۵ عدد برای سطح فشاری) است درحالی که برای بهینه‌سازی ردیف پره‌ی روتور، تغییرات بر سطح مکشی اعمال می‌شود.

۲.۲. تولیدکننده‌ی شبکه‌ی محاسباتی ساختار یافته

با بررسی استقلال حل از شبکه، تعداد المان ساختار یافته‌ی لازم برای تحلیل جریان در ردیف پره‌ی استاتور و روتور مشخص می‌شود. روند بررسی استقلال حل از شبکه



شکل ۸. شبکه‌ی محاسباتی ردیف پره‌ی روتور در فرایند بهینه‌سازی.

محاسبه می‌شود و مقدار مؤلفه‌ی سرعت عمود بر دیوار و مقدار تنش برشی سطح دیوار برابر صفر در نظر گرفته می‌شود. با این شرط مرزی، شرایط ردیف پره در شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود و مقدار تلفات فشار کل به دلیل افت پروفیل محاسبه می‌شود. همچنین از شرط مرزی فشار کل (۴/۱۶۰ اتمسفر) و دمای کل (۳۲۰ کلوین) در ورودی و دبی جرمی معین (۱۶/۰ کیلوگرم بر ثانیه) در خروجی استفاده می‌شود. شرایط مرزی انتخاب شده در ورودی و خروجی ناحیه‌ی محاسباتی، مشابه شرایط موجود در آزمایشگاه است. در آزمایش ردیف پره‌ی استاتور مقدار دما و فشار کل در بالادست اندازه‌گیری و مقدار دبی جرمی جریان توسط شیر کنترل می‌شود.

شرط مرزی تکرارشونده‌ی انتقالی در سطح جانبی (مطابق شکل‌های ۷ و ۸) و شرط مرزی دیوار برای سطح ردیف پره استفاده می‌شود. میزان شدت آشفستگی جریان در ورود به ردیف پره، ۵ درصد فرض می‌شود. تحت این شرایط، عدد ماک جریان در ورودی ردیف پره‌ی روتور ۳۳/۰ و در خروجی آن ۵۹/۰ و برای پره‌ی استاتور عدد ماک ورودی ۲۳/۰ و عدد ماک خروجی ۵۰/۰ محاسبه می‌شود. «هوا» به‌عنوان سیال عامل و گاز کامل در شبیه‌سازی فرض می‌شود. با استفاده از شرایط مرزی تکرارشونده هندسه‌ی شبیه‌سازی مشابه هندسه‌ی ردیف پره در آزمایشگاه خواهد بود.

در مرحله‌ی بهینه‌سازی، زاویه‌ی برخورد^{۱۲} جریان ورودی به ردیف پره‌ی استاتور و روتور معادل صفر است. زاویه‌ی برخورد جریان به‌صورت اختلاف زاویه‌ی جریان و زاویه‌ی پره در ورودی است. با چرخش ردیف پره در شرایط آزمایشگاهی، زاویه‌ی ورودی جریان و در نتیجه زاویه‌ی برخورد تغییر می‌کند.

یادآور می‌شود که در این نوشتار بهینه‌سازی تک‌نقطه‌یی (در یک زاویه‌ی ورودی مشخص) اجرا و نتایج آن ارائه می‌شود. لذا باید جریان در یک زاویه‌ی ورودی مشخص بررسی شود. مقدار زاویه‌ی (کسینوس‌های هادی) جریان در ورودی به‌عنوان شرط مرزی داده می‌شود. زاویه‌ی برخورد صفر، نقطه‌ی کمینه‌ی نمودار ضریب تلفات - زاویه‌ی برخورد است.

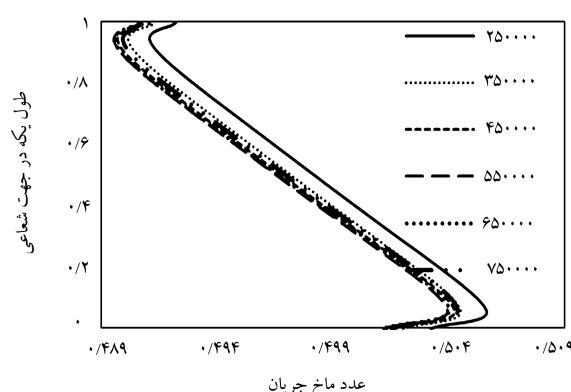
۴.۲. حل‌کننده‌ی معادلات حاکم

در فرایند بهینه‌سازی، معادلات ناویر - استوکس تراکم‌پذیر و معادلات آشفستگی مدل (k-e(RNG) در یک فرایند تکراری و با توجه به شرایط مرزی تعیین شده در نرم‌افزار حل می‌شود. برای مقایسه‌ی ردیف پره‌ی اولیه و ردیف پره‌ی بهبود یافته با دقت بالاتر، از مدل «آشفستگی انتقال تنش برشی»^{۱۳} استفاده می‌شود. با این روش زمان نهایی محاسبات کاهش می‌یابد. برخی از مزایای مدل آشفستگی (k-e(RNG عبارت است از:

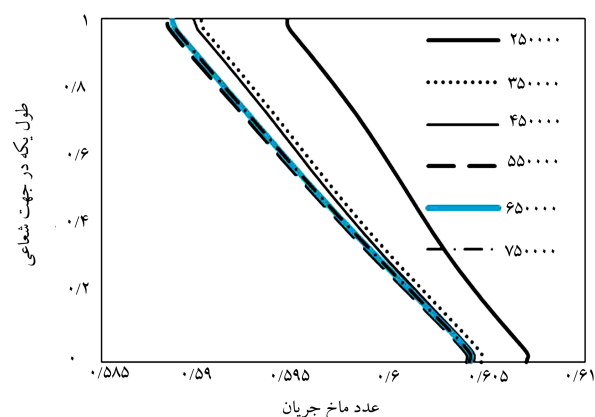
در شکل ۵ توزیع عدد ماک جریان در خروجی ردیف پره‌ی استاتور در راستای شعاعی، در تعداد المان‌های مختلف مشاهده می‌شود. در تعداد المان بیشتر از ۳۵۰۰۰۰، عدد ماک به‌صورت دقیق محاسبه می‌شود. توزیع عدد ماک در خروجی ردیف پره‌ی روتور هم به طریق مشابه بررسی شده و در شکل ۶ ارائه می‌شود. شبکه‌ی سه‌بعدی و شرایط مرزی تکرارشونده‌ی^۸ استفاده شده برای ردیف استاتور و روتور در شکل‌های ۷ و ۸ ارائه می‌شود.

۳.۲. اعمال شرایط مرزی

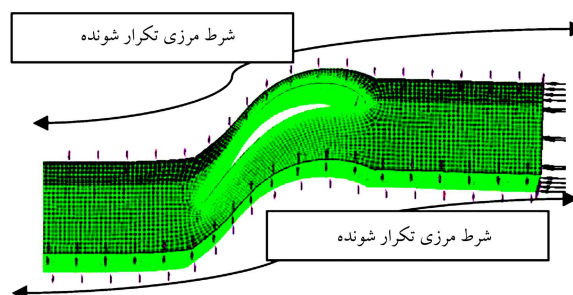
از شرط مرزی دیوار لغزان^۹ در سطح دیوارهای هاب^{۱۰} و شرو^{۱۱} ردیف پره استفاده می‌شود. در این شرط مرزی، مؤلفه‌ی سرعت موازی با دیوار مقدار معینی است که



شکل ۵. روند استقلال حل از شبکه، عدد ماک خروجی ردیف پره‌ی استاتور.



شکل ۶. روند استقلال حل از شبکه، عدد ماک خروجی ردیف پره‌ی روتور.



شکل ۷. شبکه‌ی محاسباتی ردیف پره‌ی استاتور در فرایند بهینه‌سازی.

نرخ ادغام 0.8° و نرخ جهش 15° در نظر گرفته شده و از روش متداول «چرخ رولت» برای انتخاب یک رشته از میان جمعیت‌های برتر استفاده می‌شود. [25] معیار همگرایی استفاده شده در نوشتار حاضر، تعداد نسل‌های معین است. با این معیار الگوریتم بعد از تولید تعداد نسل‌های مشخص متوقف می‌شود.

۳. اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی

آزمون ردیف پره با استفاده از هوای فشرده، یک آزمون متداول برای بررسی میدان جریان و اعتبارسنجی نتایج عددی است. برای مثال، در یکی از مطالعات انجام شده [26] با استفاده از نتایج حاصل از آزمون ردیف پره‌ی یک توربین ترنسونیک نتایج حل عددی حاصل اعتبارسنجی شد. نتایج آزمون ردیف پره، تاکنون مورد توجه محققین بوده و گاهی با نتایج آزمون شرایط واقعی یک توربین گازی مقایسه می‌شود [27].

ردیف پره‌ی استاتور اولیه در آزمایشگاه توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف ساخته شده و آزمایش‌های مختلف با استفاده از هوای فشرده انجام شده است. هدف از آزمایش ردیف پره، تعیین افت فشار سکون جریان درون ردیف پره است. افت فشار سکون، با استفاده از اندازه‌گیری اختلاف فشار سکون ورودی و خروجی تعیین می‌شود که این افت در زوایای مختلف برخورد و شرایط ورودی مختلف محاسبه می‌شود. [28] طرح‌واره‌ی بخش ردیف پره در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود. در ردیف پره‌ی ساخته شده در آزمایشگاه، به دلیل محدودیت در تأمین دبی جرمی و روش ساخت، امکان تهیه‌ی تعداد زیاد راهگاه جریان وجود نداشته و از سه مسیر جریان استفاده شده است. در این آزمایش، هوای فشرده از طریق مخازن ذخیره‌ی هوا و سیستم لوله‌کشی و پس از عبور از فیلترها و شیر پروانه‌ای وارد ردیف پره می‌شود. بیشینه دبی جرمی حدود 0.5° کیلوگرم بر ثانیه است که در این حالت بیشینه عدد ماخ خروجی برابر 0.6° می‌شود. خروجی ردیف پره به محیط تخلیه می‌شود. همچنین این ردیف پره قابلیت چرخش بین زوایای برخورد 25° - درجه تا 15° درجه را دارد. در ورودی ردیف پره، یک ترموکوپل و یک عدد پیتوت - استاتیک در فاصله‌ی به اندازه یک برابر وتر محوری از لبه‌ی ورودی ردیف پره قرار دارد. در خروجی ردیف پره از کاوش‌گر پنج‌راهه استفاده شده، که این کاوش‌گر در فاصله‌ی 0.4° برابر وتر محوری از لبه‌ی انتهایی قرار دارد. مشخصات کاوش‌گر استفاده شده، نمودارهای کالیبراسیون و نحوه‌ی استفاده از آن [29,28] قابل دسترسی است. به منظور مقایسه‌ی صحیح نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایش، هندسه‌ی ردیف پره آزمایشگاه به دقت



شکل ۱۰. طرح‌واره‌ی بخش ردیف پره‌ی استاتور در یک زاویه‌ی برخورد معین. [28]

۱. جریان در هندسه‌های خمیده و دارای انحنا به صورت دقیق پیش‌بینی می‌شود.
۲. در رژیم جریان با اعداد رینولدز بالا و پایین دقیق است. تأثیرات دیوار و سطوح بین اجزا^{۱۴} را بدون نیاز به داده‌های نیمه تجربی با دقت مدل می‌کند.
۳. ثوابت و شکل معادله نیاز به تغییر برای مسائل مختلف ندارد.
۴. همگرایی این روش مناسب است و نسبت به سایر روش‌ها، به کم‌ترین محاسبات اضافی نیاز دارد.

معیار همگرایی برای معادلات بقای اندازه حرکت، فشار، انرژی و آشفستگی، باقی‌مانده 10^{-6} در نظر گرفته می‌شود.

۵.۲. محاسبه‌ی تابع هدف

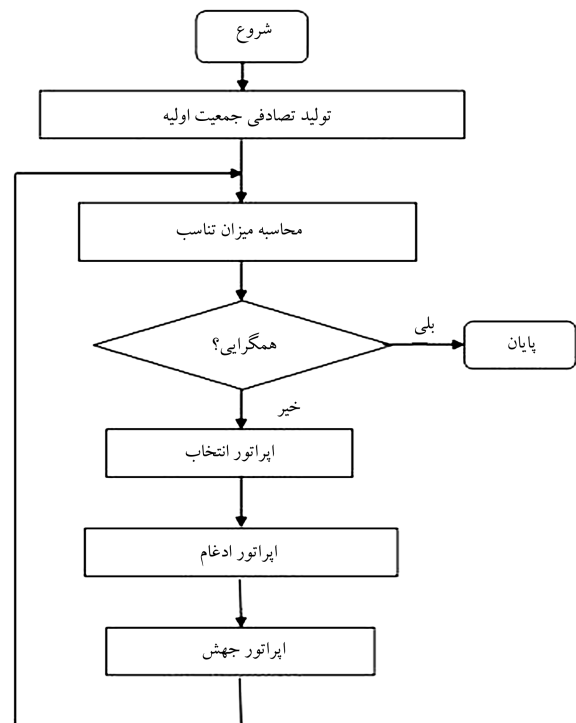
تابع هدف براساس تلفات فشار کل جریان تعریف می‌شود. تلفات فشار کل، با توجه به شرایط مرزی در نظر گرفته شده بیان‌گر افت پروفیل ردیف پره است و مطابق رابطه‌ی ۳ تعریف و محاسبه می‌شود:

$$F = \frac{Loss}{Loss_{org}} \quad (3) \quad Loss = \frac{P_{in} - P_{out}}{P_{out} - P_{out}}$$

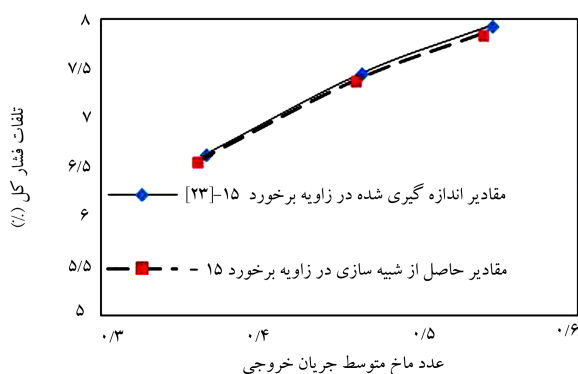
$Loss_{org}$ مقدار تلفات فشار کل در شکل اولیه‌ی ردیف پره است. مقادیر فشار استاتیک و فشار کل در صفحات ورودی و خروجی، در بالادست و پایین دست ردیف پره، میانگین‌گیری جرمی می‌شود.

۶.۲. الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک از بخش‌های مختلفی تشکیل می‌شود (شکل ۹). در این مطالعه تعداد نسل‌ها ۱۷، و در هر نسل، ۵۰ عدد جمعیت تصادفی در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۹. معرفی الگوریتم ژنتیک.



شکل ۱۳. تغییرات ضریب افت فشار سکون در مقابل متوسط عدد مای خروجی در زاویه‌ی برخورد ۱۵- درجه.

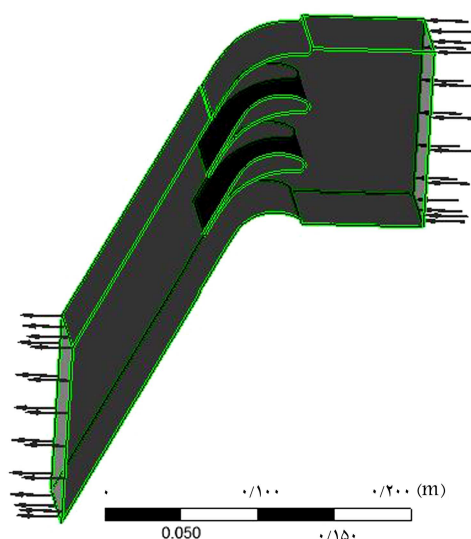
برشمرد:

۱. اندازه‌گیری مقدار فشار کل در پایین دست ردیف پره‌ی استاتور در آزمایشگاه، تحت تأثیر جریان‌های ثانویه و اثرات ناشی از دیواره‌های هاب و شروود است.
۲. به دلیل عدم قطعیت مدل‌های آشفتگی، مقادیر تلفات فشار کل کم‌تر پیش‌بینی می‌شود. نتایج حاکی از آن است که با افزایش عدد مای خروجی افت فشار سکون افزایش می‌یابد. چون با افزایش عدد مای خروجی اغتشاش جریان بیشتر شده و باعث کم‌تر شدن فشار سکون در خروجی می‌شود. [۲۸]
- در این بخش برای اعتبارسنجی، هندسه‌ی ردیف پره‌ی آزمایشگاه دقیقاً شبیه‌سازی و بررسی شد و از شرایط مرزی واقعی استفاده شد. در بخش بهینه‌سازی برای کاهش فضای محاسباتی از شرایط مرزی تناوبی استفاده می‌شود.

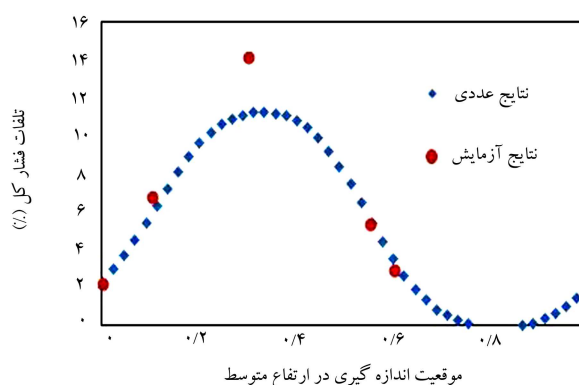
۴. نتایج

در فرایند بهینه‌سازی، با شرایط مرزی در نظر گرفته شده در شکل‌های ۷ و ۸ به جز سطح پره، دیوار (مرز جامد) در ناحیه‌ی حل وجود ندارد. با استفاده از شرط مرزی تکرارشونده‌ی انتقالی، خط جریانی که به مرز بالایی می‌رسد از آن خارج و از مرز پایینی وارد ناحیه‌ی حل می‌شود و برعکس (مشابه شکل ۱۴ و ۱۵). در این دو شکل خطوط جریان اطراف ردیف پره‌ی استاتور و روتور اولیه مشاهده می‌شود. با استفاده از شرط مرزی تکرارشونده، میدان جریانی شبیه‌سازی می‌شود که مشابه تعاریف ردیف پره است که مجموعه‌ی بی‌نهایت پره در مجاورت هم است. روند همگرایی الگوریتم ژنتیک در بخش بهینه‌سازی ردیف پره‌ی استاتور و روتور در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود. تغییرات کم‌ترین مقادیر تابع هدف در نسل‌های مختلف الگوریتم بهینه‌سازی در این شکل مشاهده می‌شود. الگوریتم بهینه‌سازی بعد از ۱۷ نسل مختلف، متوقف شده است. در نسل اول بهینه‌سازی ردیف پره‌ی استاتور، مقدار تابع هدف بزرگ‌تر از واحد بوده که نشان‌گر عدم بهبود تلفات فشار کل در این نسل است.

در این نوشتار، بهینه‌سازی در زاویه‌ی برخورد صفر درجه برای ردیف پره‌ی استاتور و روتور انجام شد. برای بررسی در سایر زوایای برخورد، مقادیر تلفات فشار کل در سایر زوایا برای پروفیل اولیه و وضعیت بهبود یافته محاسبه می‌شود. منحني تلفات فشار کل در زوایای برخورد مختلف برای ردیف پره‌ی روتور در شکل ۱۷، و برای ردیف پره‌ی استاتور اولیه و وضعیت بهبود یافته‌ی آن‌ها در شکل ۱۸ ارائه می‌شود. بررسی شکل ۱۸ نشان می‌دهد کاهش تلفات فشار کل در مورد استاتور در



شکل ۱۱. میدان محاسباتی ردیف پره‌ی استاتور به منظور اعتبارسنجی با نتایج آزمایشگاهی.

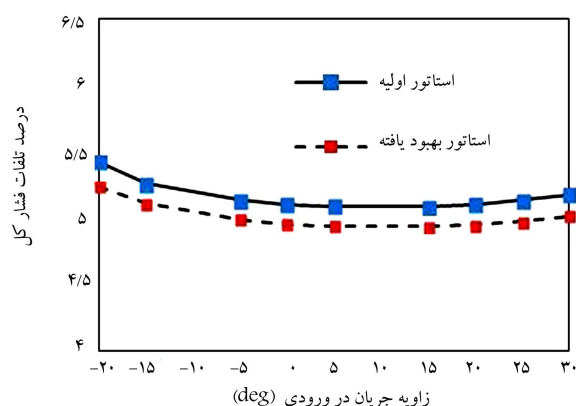


شکل ۱۲. تلفات فشار کل در طول یک گام در ارتفاع متوسط در پایین دست پره، براساس نتایج شبیه‌سازی و نتایج تجربی.

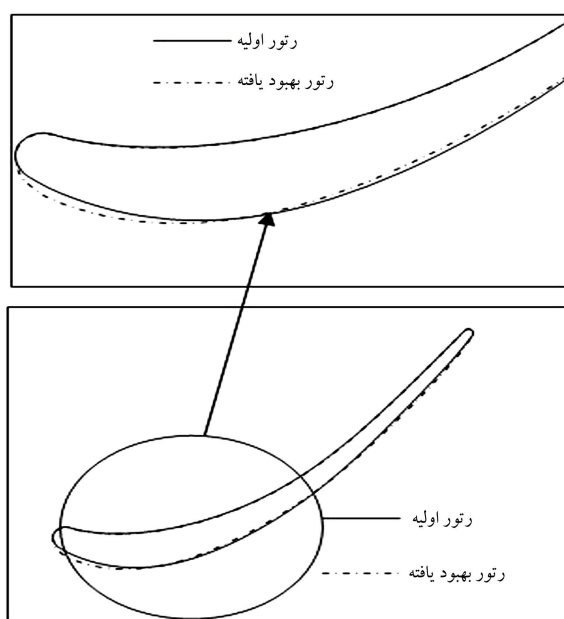
شبیه‌سازی می‌شود. مطابق شکل ۱۱، دو پره و دیواره‌های مجاور و سطوح بالایی و پایینی به عنوان شرط مرزی دیوار در نظر گرفته می‌شود. از شرایط مرزی دما و فشار سکون ورودی مربوط به آزمایش ردیف پره و فشار استاتیک خروجی آن استفاده می‌شود. مقادیر عددی آزمایش‌ها به ترتیب دمای ۳۰۰ کلوین، فشار سکون ۰/۹۴، ۰/۹۸ و ۱/۰۴ بار در ورودی و فشار استاتیک ۰/۸۸ بار در خروجی است.

با استفاده از کاوشگر پنج‌راهه مقدار فشار کل و استاتیک در پایین دست جریان ردیف پره‌ی استاتور در ۶ نقطه، در شرایط جریان ثابت با زاویه‌ی برخورد مشخص استخراج می‌شود. در شکل ۱۲ مقدار تلفات فشار کل محاسبه شده از شبیه‌سازی با مقدار تلفات اندازه‌گیری شده به این طریق در پایین دست ردیف پره مقایسه می‌شود.

تغییرات متوسط افت فشار کل در مقابل متوسط عدد مای خروجی در زاویه‌ی برخورد ۱۵- درجه، در شکل ۱۳ ارائه می‌شود. با تغییر مقدار دبی خروجی در هنگام آزمایش، عدد مای خروجی تغییر می‌کند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی در این حالت مقایسه می‌شود. در این مقایسه بیشترین تفاوت نتایج شبیه‌سازی از نتایج تجربی، ۱/۱۴ درصد است که علل آن را می‌توان چنین



شکل ۱۸. نمودار تلفات فشار کل در مقابل زاویه‌ی ورودی جریان برای استاتور اولیه و بهبود یافته.

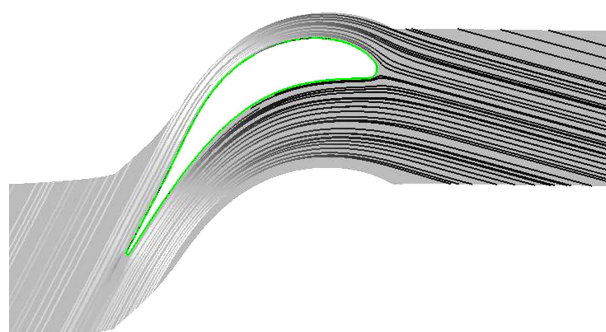


شکل ۱۹. مقایسه‌ی روتور اولیه و بهبود یافته و مقایسه‌ی آنها در لبه‌ی حمله.

سایر زوایای برخورد نیز حاصل می‌شود. با توجه به شکل ۱۷، فشار کل برای پره‌ی روتور در زاویه‌ی برخورد مورد نظر کاهش یافته اما در برخی دیگر از زوایای برخورد، مقدار تلفات فشار کل افزایش یافته است. در نتیجه لازم است درمورد ردیف پره‌ی روتور بهینه‌سازی چند نقطه‌ی اجرا شود.

مقدار بهبود برای ردیف پره‌ی روتور ۱/۵ درصد و برای ردیف پره‌ی استاتور ۳/۰ درصد در زاویه‌ی برخورد مورد نظر است. در شکل ۱۹ هندسه‌ی پره‌ی روتور و در شکل ۲۰ هندسه‌ی پره‌ی استاتور اولیه و بهبود یافته (در لبه‌ی حمله) مشاهده می‌شود. بیشتر تغییرات در لبه‌ی حمله ایجاد شده است. درمورد ردیف پره‌ی روتور تغییرات در سطح مکشی و درمورد ردیف پره‌ی استاتور تغییرات در سطح مکشی و فشاری ایجاد شده است.

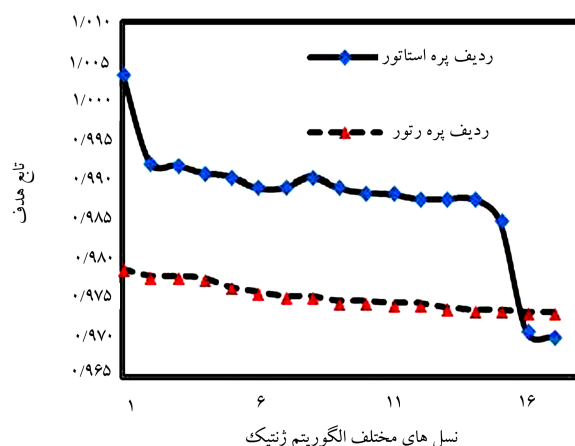
در فرایند بهینه‌سازی با این روش، تغییرات مساحت برای پروفیل اولیه و پروفیل بهبود یافته بررسی می‌شود. چنان که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، درصد افزایش مساحت برای پروفیل استاتور ۱/۳ و برای پروفیل روتور ۲/۰ درصد است.



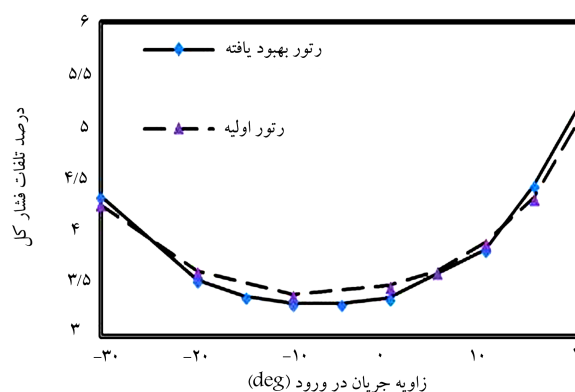
شکل ۱۴. خطوط جریان اطراف ردیف پره‌ی استاتور در زاویه‌ی برخورد صفر.



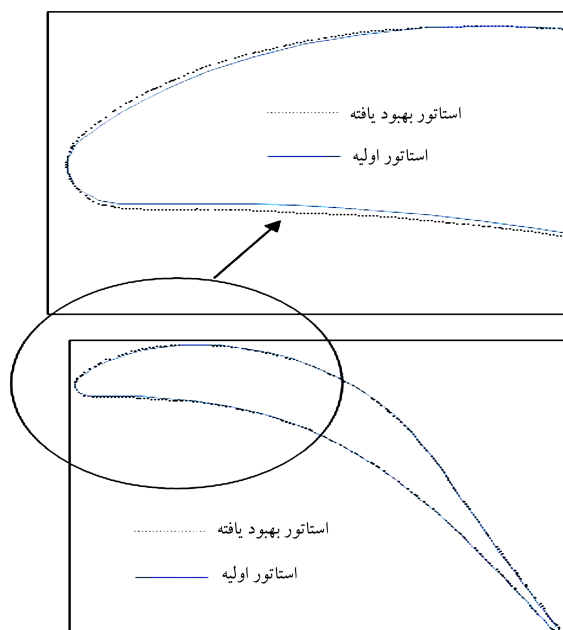
شکل ۱۵. خطوط جریان اطراف ردیف پره‌ی روتور در زاویه‌ی برخورد ۱۵ درجه.



شکل ۱۶. نمودار تغییرات تابع هدف در نسل‌های مختلف.



شکل ۱۷. نمودار تلفات فشار کل در مقابل زاویه‌ی ورودی جریان برای روتور اولیه و بهبود یافته.



شکل ۲. مقایسه‌ی استاتور اولیه و بهبود یافته در ناحیه‌ی لبه‌ی حمله.

جدول ۲. مقایسه‌ی مساحت ردیف پره‌ی روتور و استاتور.

پارامتر هندسی	مساحت (میلی متر مربع)	درصد تغییرات مساحت
روتور اولیه	۶۴	—
روتور بهبود یافته	۶۵٫۳	۲٫۰
استاتور اولیه	۵۹۱	—
استاتور بهبود یافته	۵۹۹	۱٫۳

۵. نتیجه‌گیری

از جمله روش‌های تغییر شکل پره‌های توربین، می‌توان به تغییر شکل خط یکپارچه‌سازی آن بدون تغییر شکل پروفیل‌های دوبعدی اشاره کرد. روش متداول دیگر، تغییر شکل پروفیل‌های دوبعدی سازنده‌ی پره است که در این مقاله استفاده شد. ایجاد هندسه‌ی دو و سه‌بعدی از پروفیل روتور و استاتور گام اساسی در الگوریتم بهینه‌سازی است. با ابزار توسعه یافته، ایجاد هندسه‌ی دو و سه‌بعدی از توربین در روند بهینه‌سازی در اختیار کاربر بوده و مستقل از ابزار شبیه‌سازی میدان جریان است. در این نوشتار، با استفاده از الگوریتم ژنتیک و یک برنامه‌ی رایانه‌ی تغییر هندسه و ارتباط خودکار آن با نرم‌افزار آنسیس، یک الگوریتم بهینه‌سازی با قابلیت‌های مختلف ایجاد شده است. ضرایب وزنی در الگوریتم بهینه‌سازی به سمت مقدار بهینه‌ی آن هدایت می‌شود.

از این الگوریتم برای بهبود شکل آئرو دینامیکی ردیف پره‌ی استاتور و روتور توربین جریان محوری استفاده شد. استقلال حل از شبکه بررسی و فرایند بهینه‌سازی در یک زاویه‌ی برخورد مشخص انجام شده است. اعتبارسنجی ابزار شبیه‌سازی با استفاده از نتایج آزمایش ردیف پره‌ی استاتور در آزمایشگاه توربین گازی دانشگاه صنعتی شریف انجام شد. مقدار بهبود برای ردیف پره‌ی روتور ۱٫۵ درصد و برای ردیف پره‌ی استاتور ۳٫۰ درصد در زاویه‌ی برخورد مورد نظر است. با توجه به نتایج به دست آمده، لازم است در مورد ردیف پره‌ی روتور، بهینه‌سازی چند نقطه‌یی اجرا شود که به عنوان موضوعی در ادامه‌ی تحقیق حاضر پیشنهاد می‌شود.

تقدیر و تشکر

نگارندگان از حمایت معاونت پژوهشی دانشگاه صنعتی شریف و زحمات کارکنان آزمایشگاه توربین گازی کمال تشکر و قدردانی را دارند.

فهرست علائم

e : اضمحلال انرژی آشفتگی ($m^2.s^{-3}$)؛

f : تابع شکل؛

F : تابع هدف؛

k : انرژی جنبشی آشفتگی ($m^2.s^{-2}$)؛

K : تعداد توابع شکل استفاده شده؛

n : اغتشاش در جهت عمود بر خط کمبر؛

P : فشار استاتیک ($kg.m^{-1}.s^{-2}$)؛

P_0 : فشار کل ($kg.m^{-1}.s^{-2}$)؛

W : ضرایب وزنی، پارامترهای بهینه‌سازی؛

u^* : سرعت اصطکاکی $= \sqrt{\tau_w / \rho}$ ؛

x : موقعیت نرمال خط کمبر؛

y : برد تابع شکل (m)؛

$y^+ = \rho u^* y / \mu$: تابع دیوار

علائم یونانی

θ : زاویه؛

Δ : تغییرات.

زیر نویس‌ها

in : ورودی؛

org : حالت اولیه؛

out : خروجی.

پانوشته‌ها

1. MATLAB

2. CFX
3. ANSYS
4. stagger
5. perturbation

6. Camber
7. Wagner shape functions
8. periodic
9. free slip wall
10. Hub
11. Shroud
12. incidence
13. shear stress transport
14. interface

منابع (References)

1. Arabnia, M. and Ghaly, W. "A strategy for multi point shape optimization of turbine stages in three-dimensional flow", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Orlando, Florida, USA (2009).
2. Arabnia, M. and Ghaly, W. "On the use of blades stagger and stacking in turbine stage optimization", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Glasgow, UK (2010).
3. Arabnia, M., Sivashanmugam, V.K. and Ghaly, W. "Optimization of an axial turbine rotor for high aerodynamic inlet blockage", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Vancouver, British Columbia, Canada (2011).
4. Pierret, S. and Van den Braembussche, R. "Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network", *Journal of Turbomachinery*, **121**, pp. 326 (1999).
5. Asgarshamsi, A., Hajilouy Benisi, A., Assempour, A. and Pourfarzaneh, H. "Multi-objective optimization of lean and sweep angles for stator and rotor blades of an axial turbine", *Journal of Aerospace Engineering*, **229**(5), pp.906-916 (2015).
6. Asgarshamsi, A., Hajilouy Benisi, A., Assempour, A. and Pourfarzaneh, H. "Multi Point optimization of lean and sweep angles for stator and rotor blades of an axial turbine", *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Düsseldorf, Germany (2014).
7. 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*, **12**(2), pp. 72-86 (2013) (In Persian).
8. Huppertz, A., Flassig, P.M., Flassig, R.J. and Swo-boda, M. "Knowledge-based 2D blade design using multi-objective aerodynamic optimization and A neural network", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Montreal, Canada (2007).
9. Okui, H., Verstraete, T., Van den Braembussche, R. and Alsalihi, A. "Three dimensional design and optimization of a transonic rotor in axial flow compressors", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Vancouver, British Columbia, Canada (2011).
10. Zheng, R., Xiang, J. and Sun, J. "Blade geometry optimization for axial flow compressor", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Glasgow, UK (2010).
11. Luo, C., Song, L., Li, J. and Feng, Z. "Multi-objective optimization approach to multidisciplinary design of a three-dimensional transonic compressor blade", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Orlando, Florida, USA (2009).
12. Komarov, O.V., Sedunin, V.A. and Blinov, V.L. "Application of optimization techniques for new high-turning axial compressor profile topology design", *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany (2014).
13. Nili-Ahmadabadi, M., Durali, M. and Hajilouy-Benisi, A. "A novel Quasi 3-D design method for centrifugal compressor meridional plane", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Glasgow, UK, ASME (2010).
14. Kim, J.H., Choi, J.H. and Kim, K.Y. "Design optimization of a centrifugal compressor impeller using radial basis neural network method", *Proceeding of ASME Turbo Expo*, Orlando, Florida, USA (2009).
15. Lee, K. and Eyi, S. "Aerodynamic design via optimization", *Journal of Aircraft*, **29**(6), pp. 1012-1019 (Nov.-Dec. 1992).
16. Eyi, S., Hager, J. and Lee, K. "Airfoil design optimization using the Navier-Stokes equations", *Journal of Optimization Theory and Applications*, **83**(3), pp. 447-461 (1994).
17. Eyi, S. and Lee, K. "Turbomachinery blade design via optimization", AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th (2000).
18. 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).
19. Dennis, B.H., Egorov, I.N., Han, Z.X., Dulikravich, G.S. and Poloni, C. "Multi-objective optimization of turbomachinery cascades for minimum loss, maximum loading, and maximum gap-to-chord ratio", *International Journal of Turbo and Jet Engines*, **18**(3), pp. 201-210 (2000).
20. Cohen, H., Rodgers, G.F.C. and Saravanamuttoo, H.I.H., *Gas Turbine Theory*, Longman Group Limited, England (1987).
21. Rao, K.V.J., Kolla, S., Penchalayya, C., Rao, M.A. and Srinivas, J. "Optimum stage design in axial-flow gas turbines", *Proceedings of IMechE, Part A: Journal of Power and Energy*, **216**(6), pp. 433-445 (2002).
22. Van den Braembussche, R.A., *Numerical Optimization for Advanced Turbomachinery Design*, Optimization and Computational Fluid Dynamics, Springer, pp. 147-189 (2008).
23. Asgarshamsi, A., Hajilouy-Benisi, A. and Assempour, A. "Optimization of axial turbine stator and rotor cascades using genetic algorithm", The 2th National Gas Turbine Conference, Tehran, Iran (2013) (In Persian).
24. Keränen, J. "Comparison of compound lean nozzles and controlled flow nozzles at off-design", Ms Thesis, Department of Energy and Environmental Technology, Lappeenranta University of Technology, Lappeenranta (2003).
25. Mahdi, A.R., *Introduction to Genetic Algorithms and Their Applications*, Tehran, Iran, Naghoos Andishe (2007) (In Persian).
26. Abo El Ella, H.M., Kibsey, M. and Sjolander, S.A. "Computational study of a transonic turbine cascade: Validation and comparison of gridding approaches

- and challenges”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany (2014).
27. Schönleitner, F., Koch, H., Selic, T., Hoeger, M. and Marn, A. “Comparison of the experimental results between a 2D EG V cascade test and a rig test under engine representative conditions”, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany (2014).
28. Hashemi, A. “Experimental and theoritical investigation of losses and axial turbines simulations”, Ms Thesis, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran (2012) (In Persian).
29. Shahhoseini, M.R. “Experimental and theoritical investigation of losses in radial gas turbine”, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran (2008) (In Persian).