

طراحی بهینه یک شیار محیطی بر اساس بهبود عملکرد کمپرسور محوری گذر صوتی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک چندهدفه

مهرداد بزاززاده

دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

محسن آقا سید میرزابزرگ

استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

مرتضی حمزه زاده*

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

چکیده

هدف این مقاله طراحی بهینه یک شیار محیطی برای کمپرسور گذر صوتی روتور ۳۷ ناسا است. پارامترهای طراحی شامل عمق، عرض و موقعیت قرارگیری شیار و توابع هدف شامل حاشیه وامانش و راندمان بیشینه می‌باشند و از نسبت فشار وامانش به عنوان معیاری برای انتخاب طرح بهینه استفاده شده است. مدل‌سازی ریاضی کمپرسور که شامل برقراری رابطه بین متغیرهای طراحی و توابع هدف می‌باشد، با استفاده از شبکه‌های عصبی صورت گرفته است. به منظور آموزش شبکه‌های عصبی، از نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) برای ۱۲۳ نقطه طراحی استفاده شده است. در ادامه، طراحی بهینه به وسیله الگوریتم ژنتیک چند هدفه انجام شده است که منجر به مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه (پرتو فرانت) گردیده است. پس از مرتب‌سازی این مجموعه بر اساس بیشترین حاشیه وامانش، اولین پاسخی که نسبت فشار وامانش آن بیشتر از نسبت فشار وامانش حالت پوسته صاف بود به عنوان پاسخ نهایی انتخاب گردید. شبیه‌سازی این طرح نشان داد که شیار بهینه منجر به افزایش ۶/۲ درصدی حاشیه وامانش می‌شود و تأثیر بسیار ناچیزی بر راندمان کمپرسور دارد. **واژه‌های کلیدی:** شیار محیطی، بهینه‌سازی، الگوریتم ژنتیک چند هدفه، شبکه‌های عصبی، حاشیه وامانش، CFD.

Optimum Design of a Single Circumferential Groove to Improve the Compressor Performance with CFD, Neural Networks and Multi-Objective Genetic Algorithm

M. Bazazzadeh

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

M. Agha Seyed Mirzabozorg

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

M. Hamzehade

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

Abstract

The aim of this paper is the optimum design of a single circumferential groove for NASA Rotor 37, a transonic compressor. The design variables are the width, the depth and the position of the groove. Also the objective functions are the stall margin and the peak efficiency. The total pressure ratio at the near stall condition is used as a criterion to choose the optimum design. Neural networks are used to model the relation between design variables and objective functions. 123 various design points are simulated by CFD and the results are used to train the networks. Afterwards, a multi-objective genetic algorithm is used to optimize the design based on the maximum stall margin and the minimum reduction of the peak efficiency. After sorting the Pareto front according to the stall margin value, the first design point whose total pressure ratio is larger than the smooth wall condition, is selected as the optimum design. Simulation of the compressor with optimum groove shows the increase of the stall margin by 6.2 percent with negligible effect on the efficiency.

Keywords: Circumferential groove, Optimization, Multi-objective genetic algorithm, Neural networks, Stall margin, CFD.

هواپیماها را زیاده‌تر می‌کند. یکی از مهمترین عواملی که به شدت بر محدوده عملکردی کمپرسور تأثیر می‌گذارد جریان نشتی نوک می‌باشد. محققان دریافته‌اند که با کنترل این جریان، می‌توان حاشیه وامانش را در کمپرسور افزایش داد. یکی از روش‌هایی که به این منظور استفاده می‌شود، ایجاد تغییراتی در شکل پوسته کمپرسور است که به آن بهبود پوسته^۲ می‌گویند [۱].

۱- مقدمه

عملکرد مفید یک کمپرسور بین خفگی و وامانش^۱ محدود می‌شود و محققین همیشه در تلاش بوده‌اند تا محدوده عملکرد کمپرسور را هرچند به مقدار ناچیز گسترش دهند. گسترش محدوده عملکرد کمپرسور مخصوصاً در موتورهای هوایی و به طور ویژه در هواپیماهای نظامی دارای اهمیت بسیار بالایی می‌باشد زیرا توانایی مانور این‌گونه

² Casing treatment

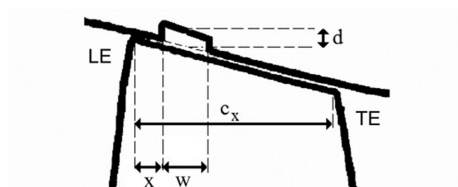
¹ Stall

از اوایل دهه ۱۹۶۰ تاکنون پیکربندی‌های مختلف بهبود پوسته از جمله پوسته متخلخل، شکاف محوری و شیار محیطی به وسیله روش‌های آزمایشگاهی و شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. در سال ۱۹۷۴، ویسلر و هیلورز [۲] بر اساس نتایج پرنس، برای بهبودهای شیار محیطی، بعضی قواعد سرانگشتی برای طراحی ارائه کردند. در سال ۱۹۷۵، پرنس و همکاران [۳]، اولین مطالعه جامع به منظور درک مکانیزم مؤثر بهبود پوسته را انجام دادند ولی نهایتاً به درک قطعی از آن دست نیافتند. در همین سال، ونزل و همکاران [۴]، تاثیر استفاده از بهبود پوسته بر روی عملکرد کمپرسور ۸ مرحله‌ای J85 GE13 را تست کردند. آنها از دو نوع پیکربندی استفاده کردند: شیارهای محیطی (در سه ردیف اول و سه ردیف آخر) و شکاف‌های محوری هم تراز شده با زاویه تیغه (در سه ردیف آخر). در نهایت آن‌ها به این نتیجه رسیدند که استفاده از بهبود پوسته در این کمپرسور چند مرحله‌ای تاثیری بر محدوده وامانش ندارد. در سال ۱۹۷۷، تاکاتا و تسوکودا [۵]، اولین کسانی بودند که اهمیت جهت شکاف‌های مورب را بر روی راندمان و محدوده وامانش گزارش دادند. در اواخر دهه ۱۹۷۰ تقریباً مشخص شده بود که بیشترین گسترش ناحیه وامانش به وسیله شکاف‌های مورب حاصل می‌شود. لذا از آن زمان تا اوایل ۱۹۹۰ اکثر تحقیقات انجام شده، بر روی درک اصل مکانیزم بهبودهای پوسته‌ای با شکاف مورب انجام می‌گرفت [۱]. در سال ۱۹۸۱، فوجیتا و تاکاتا [۶]، دریافتند که استفاده از بهبود پوسته، می‌تواند حساسیت راندمان و محدوده وامانش کمپرسور را به افزایش لقی نوک کاهش دهد. در سال ۱۹۹۰، عظیمیان و همکاران [۷]، تاثیر استفاده از بهبود پوسته شامل محفظه تیغه‌دار را بر روی راندمان و محدوده دبی یک فن محوری سرعت پایین به صورت آزمایشگاهی بررسی کردند. آنها چند پارامتر هندسی را مورد مطالعه قرار دادند و بیان کردند که درصدی از طول روتور که توسط محفظه پوشش داده می‌شود، تاثیرگذارترین پارامتر می‌باشد. اولین تحقیقات کامپیوتری به منظور بررسی کارایی بهبود پوسته در سال ۱۹۹۳ توسط کروک و همکاران انجام گردید. در سال ۱۹۹۶، هال و همکاران [۸]، بر اساس محاسبات کامپیوتری، آنالیز جامعی را برای پیکربندی‌های مختلف بهبود پوسته انجام دادند و به این نتیجه رسیدند که اگر هدف گسترش ناحیه وامانش با کمترین افت راندمان است، می‌توان از شیارهای محیطی استفاده کرد، ولی اگر هدف گسترش بیشتر ناحیه وامانش باشد، می‌توان از شکاف‌های محوری استفاده کرد. در سال ۲۰۰۲، ویلکه و کالو [۹]، تاثیرات استفاده از دو نوع پیکربندی شیارهای محیطی و یک نوع شکاف‌های محوری را بر جریان نشی نوک و گردابه حاصل از آن بررسی کردند. شبیه‌سازی‌های عددی آن‌ها نشان داد که یکی از عوامل ایجاد وامانش در کمپرسور، اضمحلال گردابه نشی نوک در اثر برخورد با موج ضربه‌ای می‌باشد و بهبود پوسته با به تاخیر انداختن اضمحلال گردابه، توانایی افزایش حاشیه وامانش کمپرسور را دارد. در سال ۲۰۰۴، بهشتی و همکاران [۱۰]، تاثیرات میزان لقی نوک را بر راندمان و پایداری یک کمپرسور گذر صوتی به صورت عددی بررسی کردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که کوچکترین لقی، بیشترین نسبت فشار و بیشترین حاشیه وامانش را ایجاد کرده است، ولی باعث کاهش راندمان شده است. از طرفی افزایش میزان لقی، باعث افزایش میزان دبی خفگی شده ولی متعاقباً حاشیه وامانش را نیز کاهش داده است. در سال ۲۰۰۹، کارل انگل و همکاران

[۱۱]، برای دست‌یابی به حاشیه وامانش مناسب در کمپرسور ۵ مرحله‌ای فشار متوسط موتور توربوپراپ TP400، از بهبود پوسته به جای استاتورهای متغیر استفاده کردند. در سال ۲۰۱۱، هینیچن و همکاران [۱۲]، تاثیر استفاده از یک شیار محیطی را بر روی سه کمپرسور گذر صوتی مختلف به صورت عددی بررسی کردند. نتیجه کلی که گرفتند این بود که در کمپرسورهای گذر صوتی که مکانیزم وامانش آن‌ها بر اساس اندرکنش موج ضربه‌ای و گردابه نشی نوک می‌باشد، استفاده از شیارهای محیطی می‌تواند بسیار مفید باشد. در همین سال، کروکل و همکاران [۱۳]، مطالعه آزمایشگاهی بر روی استفاده از بهبود پوسته بر روی یک کمپرسور فشار بالا ۲/۵ طبقه انجام دادند. آن‌ها عنوان کردند که در کمپرسورهای چند طبقه با بارگذاری نوک بالا، استفاده از بهبود پوسته برای هر ردیف روتور به صورت مؤثری می‌تواند محدوده وامانش را گسترش دهد. در سال ۲۰۱۳، کیم و همکاران [۱۴]، یک بهینه‌سازی چند هدفه بر روی یک کمپرسور گذر صوتی انجام دادند و به افزایش حاشیه وامانش مناسب در کنار افت راندمان ناچیز دست یافتند. آن‌ها همچنین در مقالات جداگانه‌ای اثر تعداد و شکل شیار محیطی را نیز بر روی همان کمپرسور بررسی کردند [۱۵ و ۱۶]. در سال ۲۰۱۳ تقوی و اسلامی [۱۷] از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده کردند و نشان دادند که بهبود پوسته باعث کاهش دامنه ناپایداری‌های جریان نشی نوک می‌شود و فرکانس آن‌ها را به فرکانس عبور تیغه نزدیک می‌کند که نتیجه آن کاهش انسداد و افت انرژی است. در سال ۲۰۱۴ ساکوما و همکاران [۱۸]، مطالعه عددی بر روی تاثیر عمق و محل قرارگیری یک شیار محیطی بر پایداری کمپرسور انجام دادند و دریافتند که شیارهای عمیق‌تر توانایی بیشتری جهت افزایش حاشیه وامانش دارند. میرزابزرگ و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۱۷، تاثیر استفاده از یک شیار محیطی کم عمق بر عملکرد کمپرسور گذر صوتی روتور ۳۷ را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان داد که شیار محیطی کم عمق، با کاهش نواحی انسداد جریان، باعث افزایش پایداری کمپرسور می‌گردد. با وجود تمام تحقیقات انجام گرفته، تاکنون روش مشخصی برای طراحی شیار محیطی ارائه نشده است. شیار طراحی شده برای هر کمپرسور منحصر به فرد است و ممکن است در صورت استفاده در کمپرسور دیگر، تأثیر منفی بر عملکرد آن داشته باشد. همچنین استفاده از شیار محیطی معمولاً منجر به کاهش راندمان کمپرسور می‌گردد. لذا طراحی شیار که هم بتواند باعث افزایش حاشیه وامانش شود و هم افت راندمان ناچیزی داشته باشد و یا حتی باعث افزایش راندمان شود، از اهمیت به سزایی برخوردار است. هدف از این تحقیق، افزایش حاشیه وامانش کمپرسور گذر صوتی ناسا روتور ۳۷ با استفاده از یک شیار محیطی بهینه است به طوریکه کمترین افت راندمان نیز حاصل شود. برای به دست آوردن نقشه عملکرد کمپرسور، شبیه‌سازی‌هایی در حالت پایا و با استفاده از نرم افزار ANSYS CFX انجام گرفت. با استفاده از شبیه‌سازی‌ها، نقشه عملکرد کمپرسور با ۱۲۳ شیار محیطی مختلف به دست آمد. پارامترهای طراحی در این شیارها، عمق، عرض و موقعیت قرارگیری شیار در نظر گرفته شد. از نتایج شبیه‌سازی‌ها جهت مدل کردن فضای طراحی استفاده شد. به منظور انجام هرچه دقیق‌تر این فرایند، از شبکه‌های عصبی مصنوعی استفاده گردید. سپس با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفه، تعداد هشت طرح به

۲-۲- هندسه شیار محیطی

سطح مقطع شیار محیطی مورد استفاده، چهار ضلعی می‌باشد که یکی از معمول‌ترین شیارهای مورد استفاده است. طرحواره شیار محیطی، در شکل ۲ مشاهده می‌شود.



شکل ۲- طرحواره شیار محیطی

در شکل ۲، d عمق شیار، w عرض شیار، C_x وتر محوری نوک پره و x فاصله محوری لبه حمله شیار از لبه حمله تیغه (موقعیت محوری شیار) می‌باشد. سه پارامتر طراحی مورد نظر (d ، w و x)، به صورت بی بعد مورد استفاده قرار می‌گیرند به طوریکه w و x بر اساس وتر محوری نوک (C_x) و d بر اساس لقی نوک (g) بی بعد می‌شود. پارامترهای طراحی بدون بعد در رابطه ۱ ارائه شده‌اند.

$$\begin{cases} d^* = \frac{d}{g} \\ w^* = \frac{w}{C_x} \times 100 \\ x^* = \frac{x}{C_x} \times 100 \end{cases} \quad (1)$$

شیار طوری در نظر گرفته شده است که فقط در قسمت فوقانی تیغه قرار گیرد. نام‌گذاری شیار بر اساس سه پارامتر طراحی بی بعد انجام شده است. به عنوان مثال، شیاری که عرض آن ۱۰ درصد وتر محوری (w^*)، عمق آن ۱۲ برابر لقی نوک تیغه (d^*) و فاصله لبه حمله آن از لبه حمله تیغه، ۲۰ درصد وتر محوری نوک (x^*) است، به صورت Config-x20w10d12 نامگذاری می‌شود. مشخصات شیارهای مورد استفاده در جدول ۲ ارائه شده است. مشخصات این شیارها در ادامه تحقیقات منتشر شده قبلی [۱۹] به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که پوشش مناسبی از فضای طراحی ایجاد کنند.

جدول ۲- مشخصات شیارهای محیطی بررسی شده

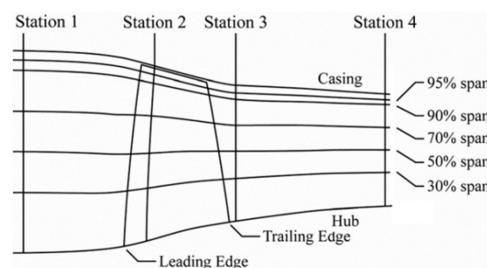
تعداد	w^*	d^*	x^*
۳۰	۵	۱۲٫۶٫۳	۹۰٫۸۰٫۷۰٫۶۰٫۵۰٫۴۰٫۳۰٫۲۰٫۱۰٫۰
۳۰	۱۰	۱۲٫۶٫۳	۹۰٫۸۰٫۷۰٫۶۰٫۵۰٫۴۰٫۳۰٫۲۰٫۱۰٫۰
۲۷	۲۰	۱۲٫۶٫۳	۸۰٫۷۰٫۶۰٫۵۰٫۴۰٫۳۰٫۲۰٫۱۰٫۰
۲۱	۴۰	۱۲٫۶٫۳	۶۰٫۵۰٫۴۰٫۳۰٫۲۰٫۱۰٫۰
۱۵	۶۰	۱۲٫۶٫۳	۴۰٫۳۰٫۲۰٫۱۰٫۰

عنوان طرح بهینه انتخاب شد. ویژگی طرح‌ها این بود که علاوه بر افزایش حاشیه وامانش، راندمان بالایی نیز ایجاد می‌کردند. سپس از میان این طرح‌ها، طرحی که نسبت فشار وامانش آن از نسبت فشار وامانش حالت پوسته صاف بیشتر بود به عنوان طرح نهایی انتخاب شد. نتایج شبیه‌سازی این طرح، بسیار به نتایج حاصل از شبکه عصبی نزدیک بود که نشان‌دهنده مدل‌سازی مناسب فضای طراحی می‌باشد. نهایتاً با استفاده از شیار بهینه، حاشیه وامانش کمپرسور به میزان ۶/۲ درصد افزایش یافت و همچنین تأثیر بسیار ناچیزی در راندمان بیشینه کمپرسور مشاهده گردید.

۲- هندسه

۱-۲- هندسه کمپرسور

ناسا روتور ۳۷ یکی از موارد شناخته شده در تست کمپرسورهای جریان محوری گذر صوتی می‌باشد که نتایج اندازه‌گیری‌های آن [۲۰] در بسیاری از تحقیقات به منظور صحت‌گذاری روش عددی در کمپرسورهای گذر صوتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. شکل ۱ نمای نصف النهاری روتور ۳۷ را نشان می‌دهد.



شکل ۱- نمای نصف النهاری NASA rotor 37 [۲۰]

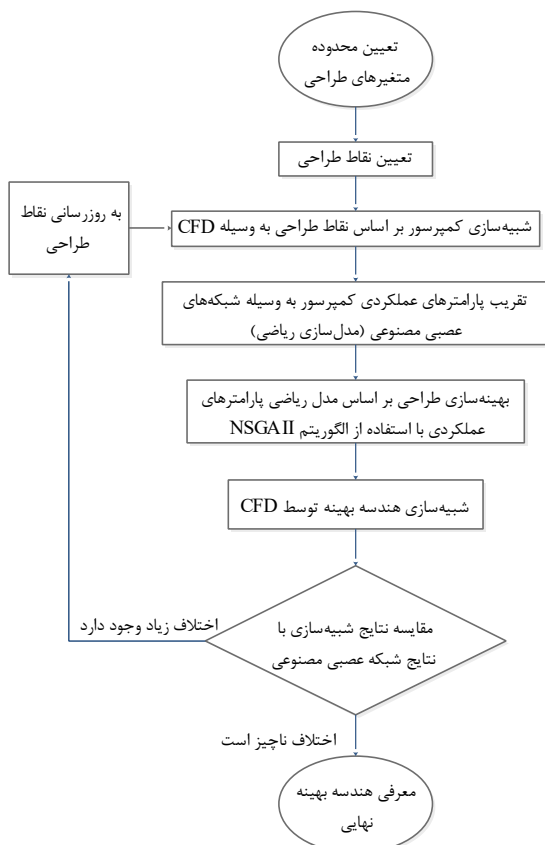
در نقطه طرح، دبی کمپرسور ۲۰/۱۹ کیلوگرم بر ثانیه و نسبت فشار کل ۲/۱۰۶ می‌باشد. همچنین دبی خفگی ۲۰/۹۳ کیلوگرم بر ثانیه و دبی وامانش ۰/۹۲۵ دبی خفگی می‌باشد. در سرعت طراحی ۱۷۱۸۸/۷ دور بر دقیقه، ماخ نسبی در ریشه و نوک روتور به ترتیب ۱/۱۳ و ۱/۴۸ اندازه‌گیری شده است. مشخصات هندسی روتور ۳۷ در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات هندسی کمپرسور NASA rotor 37 [۲۰]

تعداد پره	۳۶
پروفیل پره‌ها	کمان دایروی چندگانه
شعاع پره در نوک (mm)	۲۵۲
سرعت پره در نوک (m/s)	۴۵۴
لقی نوک در سرعت طراحی (mm)	۰/۳۵۶
نسبت ریشه به نوک	۰/۷
نسبت منظری	۱/۱۹
صلبیت در نوک	۱/۲۸۸

۳- الگوریتم طراحی بهینه شیار محیطی

در این بخش، روند کلی طراحی بهینه شیار محیطی شرح داده شده است. اولین اقدامی که باید انجام شود، مشخص کردن متغیرهای طراحی و محدوده آن‌هاست. سپس از این محدوده مشخص شده، تعدادی از حالت‌ها به عنوان نقاط طراحی انتخاب شده و توسط CFD شبیه‌سازی می‌شوند. بر اساس نتایج شبیه‌سازی، پارامترهای عملکردی کمپرسور شامل حاشیه و امانش، راندها و بیشینه و نسبت فشار در نقطه نزدیک و امانش محاسبه می‌شوند. این پارامترها در واقع همان متغیرهای هدف می‌باشند. در مرحله بعدی، مدلی ریاضی با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی ایجاد می‌شود که وظیفه آن برقراری ارتباط بین متغیرهای طراحی و متغیرهای هدف می‌باشد. علت استفاده از شبکه عصبی این است که رابطه‌ی بین متغیرهای طراحی و پارامترهای هدف بسیار پیچیده است و استفاده از دیگر روش‌های موجود برای برازش در این مورد جوابگو نخواهد بود. از مدل ریاضی حاصل از شبکه عصبی در فرآیند بهینه‌سازی استفاده می‌شود. بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه انجام شده و هندسه بهینه انتخاب می‌شود. در گام بعدی، هندسه بهینه با استفاده از CFD شبیه‌سازی می‌شود و پارامترهای عملکردی کمپرسور برای هندسه بهینه به دست می‌آیند. به منظور اطمینان از کیفیت شبکه عصبی مورد استفاده، این بار پارامترهای عملکردی کمپرسور برای هندسه بهینه با استفاده از شبکه‌های عصبی آموزش داده شده به دست می‌آیند. اگر اختلاف بین نتایج CFD و نتایج شبکه عصبی ناچیز باشد به این معناست که شبکه آموزش داده شده دارای کیفیت مطلوب می‌باشد، در غیر این صورت کیفیت شبکه عصبی مطلوب نیست. در این صورت به منظور ارتقاء کیفیت شبکه عصبی، نقطه بهینه انتخاب شده را به نقاط طراحی اضافه می‌کنیم و تمام مراحل عنوان شده را دو مرتبه طی می‌نماییم تا در نهایت مطابقت مطلوب بین نتایج CFD و نتایج شبکه عصبی حاصل شود. در این حالت هندسه بهینه به دست می‌آید. فلوچارت طراحی بهینه شیار محیطی در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- الگوریتم طراحی بهینه شیار محیطی

رینولدز-پایین^۳ در نقاط شبکه با وضوح بالا^۴ و فرمولاسیون تابع دیواره^۵ در نقاط شبکه با وضوح پایین سوچ کند. این قابلیت باعث می‌شود که برخلاف مدل‌های آشفتگی استاندارد رینولدز-پایین، حل عددی حساسیت کمتری نسبت به وضوح شبکه در نزدیکی دیواره داشته باشد (۲۱ و ۲۲). دیواره‌ها اعم از چرخان و غیر چرخان به صورت صاف و آدیاباتیک در نظر گرفته شده‌اند. فقط گذرگاه یک پره با در نظر گرفتن شرط مرزی تناوبی در شبیه‌سازی استفاده شده است. در شرط مرزی ورودی، مقدار فشار کل، دمای کل (شرایط سطح دریا) و جهت جریان اعمال شده‌اند. در خروجی کمپرسور، فشار استاتیک در ریشه به همراه شرط تعادل شعاعی اعمال شده‌اند که در این حالت دبی کمپرسور به صورت ضمنی محاسبه می‌شود. جهت به دست آوردن متحنی عملکرد کمپرسور، فشار استاتیک در خروجی تغییر داده شده است. حالت خفگی زمانی است که با کاهش فشار استاتیک خروجی، دبی عبوری از کمپرسور ثابت باقی می‌ماند. پس از دستیابی به نقطه خفگی، فشار استاتیک خروجی به تدریج افزایش داده شده است. نتیجه شبیه‌سازی به ازای هر فشار استاتیک خروجی، یکی از نقاط نقشه عملکرد را تشکیل داده است. افزایش فشار استاتیک خروجی تا زمانی ادامه یافته که حل همگرا به دست بیاید. در واقع آخرین نقطه‌ای که در

۴- فرایند شبیه‌سازی

۴-۱- روش شبیه‌سازی

معادلات میانگین‌گیری شده رینولدز ناویر-استوکس (RANS) در حالت پایا^۱ توسط نرم افزار تجاری ANSYS CFX حل شده‌اند. به منظور تخمین دقیق‌تر جریان در نزدیک دیواره، از مدل آشفتگی دو معادله‌ای انتقال تنش برشی $k - \omega SST$ استفاده شده است. این مدل ترکیبی از مدل کا. امگا. در نواحی نزدیک دیواره و مدل $k - \epsilon$ در نواحی دور از دیواره می‌باشد. به همراه مدل اس. اس. تی. از رفتار دیواره خودکار^۲ نیز استفاده شده است که این امکان را به حلگر می‌دهد تا در نزدیکی دیواره‌ها به صورت خودکار بین فرمول‌بندی کلاسیک

³ Classical low-Re formulation

⁴ High resolution

⁵ Wall function

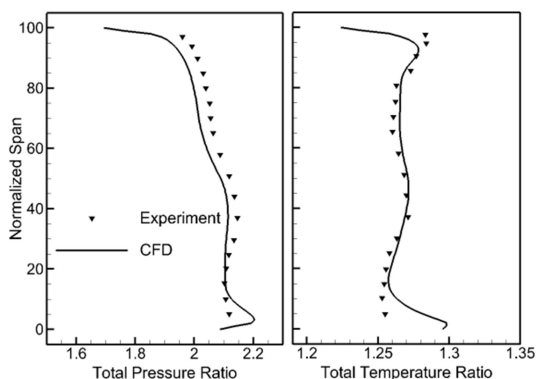
¹ Steady state

² Automatic wall treatment

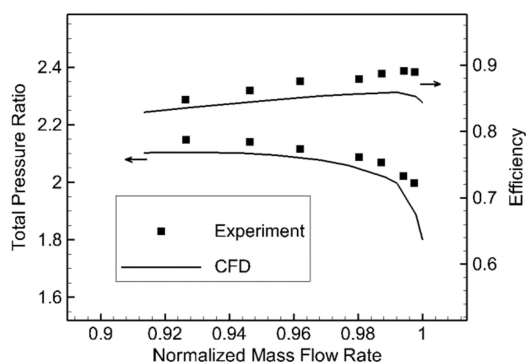
۳-۴- صحنه‌گذاری

جهت صحنه‌گذاری، نقشه عملکردی کمپرسور و همچنین توزیع شعاعی نسبت فشار کل و نسبت دمای کل در دبی نزدیک راندمان بیشینه (۹۸٪ خفگی) در ایستگاه شماره ۴ (شکل ۱) حاصل از اندازه‌گیری (۲۰) با نتایج حاصل از شبیه‌سازی با هم مقایسه گردیدند. شکل ۶ مطابقت قابل قبولی در مقدار توزیع شعاعی نسبت فشار کل و نسبت دمای کل در ایستگاه ۴ بین نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد. پرشی که در ناحیه ریشه در شبیه‌سازی مشاهده می‌شود ناشی از عدم شبیه‌سازی لقی موجود بین ناحیه چرخان و ناحیه غیرچرخان در ریشه می‌باشد که در شبیه‌سازی‌های انجام شده توسط سایر محققین نیز گزارش شده است [۲۰].

همچنین شکل ۷ نشان می‌دهد، در تمام دبی‌ها، نسبت فشار و راندمان تخمین زده شده توسط شبیه‌سازی مقداری کمتر از نتایج آزمایشگاهی است و دبی نقطه نزدیک وامانش نیز کمتر از مقدار اندازه‌گیری شده آن است ولی در کل می‌توان نتیجه گرفت که روش شبیه‌سازی توانسته است عملکرد کمپرسور را به خوبی تخمین بزند.



شکل ۶- توزیع نسبت فشار کل و نسبت دمای کل در راستای اسپین در ایستگاه شماره ۴ [۱۹]



شکل ۷- نقشه عملکردی روتور ۳۷ در سرعت طراحی [۱۹]

۵- روش بهینه‌سازی

۵-۱- توابع هدف و متغیرهای طراحی

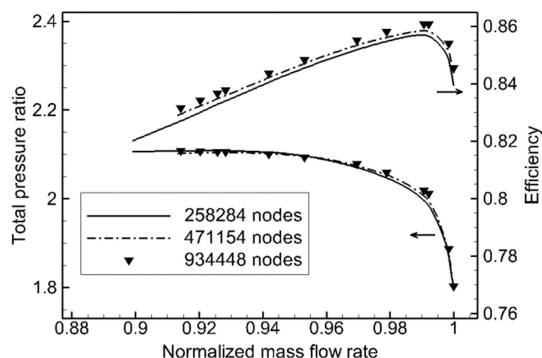
هدف از بهینه‌سازی چندهدفه در این تحقیق دستیابی به بیشترین حاشیه وامانش و بیشترین مقدار راندمان بیشینه در یک کمپرسور

آن حل همگرا می‌شود به عنوان نقطه نزدیک وامانش در حل عددی شناخته می‌شود [۱۰ و ۲۳]. در نزدیک وامانش، مقدار گام افزایش فشار استاتیک خروجی ۱۵۰ پاسکال در نظر گرفته شده است تا نقطه نزدیک وامانش با دقت مناسبی به دست آید.

در شبیه‌سازی‌هایی که در آن‌ها پوسته شیاردار بوده است، گذرگاه شیار و گذرگاه پره به صورت مشترک یک دامنه چرخان تعریف شده‌اند و یک سطح تماس از نوع GGI^۱ بین آن‌ها تعریف شده است.

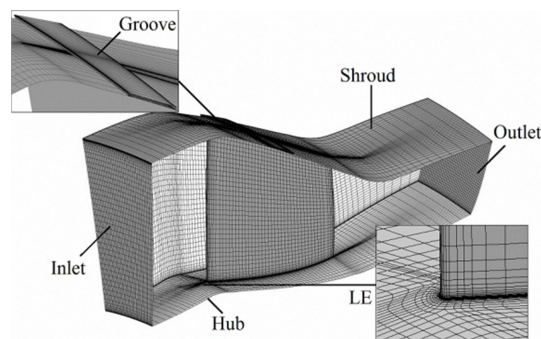
۴-۲- شبکه‌بندی

به منظور بررسی تاثیر اندازه شبکه بر شبیه‌سازی، سه شبکه با سازمان ایجاد شد و نقشه عملکردی کمپرسور در هر سه حالت با هم مقایسه گردید. شکل ۴ نشان می‌دهد که با تغییر اندازه شبکه از ۴۷۱۱۵۴ به ۹۳۴۴۴۸، نسبت فشار، راندمان آدیاباتیکی و دبی وامانش تغییر چندانی نمی‌کند، لذا شبکه با ۴۷۱۱۵۴ گره جهت ادامه مطالعه انتخاب گردید. جزئیات مربوط به شبکه‌بندی، در مقاله قبلی نویسنده ارائه شده است [۱۹].



شکل ۴- تأثیر اندازه شبکه بر نقشه عملکرد روتور ۳۷ [۱۹]

همچنین یک شبکه با سازمان در دامنه شیار ایجاد گردید که تعداد گره در آن با توجه به هندسه شیار از حدود ۴۰۰۰۰ تا ۲۰۰۰۰۰ متغیر است. کل شبکه محاسباتی مورد استفاده در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- شبکه محاسباتی

^۱ General Grid Interface

گذر صوری با استفاده از یک شیار محیطی می‌باشد. در نتیجه اولین تابع هدف حاشیه وامانش است که در یک کمپرسور محوری از رابطه (۲) محاسبه می‌شود [۱۴].

$$SM = \left(\frac{\dot{m}_{peak}}{\dot{m}_{stall}} \times \frac{PR_{stall}}{PR_{peak}} - 1 \right) \times 100\% \quad (2)$$

در این رابطه، $\dot{m}$ دی و PR نسبت فشار کل کمپرسور می‌باشد. همچنین زیر نویس stall نشانگر نقطه نزدیک وامانش و زیر نویس peak نشانگر نقطه حداکثر راندمان می‌باشد. با توجه به رابطه (۲)، حاشیه وامانش کمپرسور با پوسته صاف، مقدار ۱۳/۵۱ درصد به دست می‌آید. تابع هدف دوم راندمان بیشینه است که از روی نقشه عملکرد کمپرسور به دست می‌آید. از پارامتر نسبت فشار کمپرسور در نقطه نزدیک وامانش نیز به عنوان معیاری برای انتخاب طرح بهینه نهایی استفاده شده است.

متغیرهای طراحی مورد استفاده، پارامترهای هندسی شیار شامل عرض، عمق و موقعیت قرارگیری شیار می‌باشند. البته از مقادیر بی‌بعد این پارامترها که در بخش ۳ معرفی گردید استفاده شده است. حد بالا و حد پایین این متغیرها در جدول ۳ ارائه شده است. از آنجایی که شیار طوری در نظر گرفته شده که فقط در قسمت فوقانی روتور قرار گیرد، لذا حد بالای پارامتر x^* تابعی از پارامتر w^* می‌باشد.

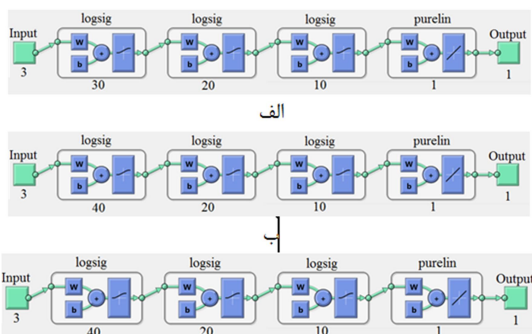
جدول ۳- حد بالا و حد پایین متغیرهای طراحی

d^*	x^*	w^*	
۳	۰	۵	حد پایین
۱۲	$100 - w^*$	۶۰	حد بالا

۵-۲- شبکه عصبی

به منظور انجام بهینه‌سازی، وجود رابطه‌ای بین متغیرهای طراحی و پارامترهای هدف ضروری می‌باشد. زمانی که ارتباط بسیار پیچیده‌ای بین این پارامترها وجود داشته باشد، استفاده از شبکه عصبی به عنوان یک ابزار قدرتمند در برازش توابع، بسیار مفید می‌باشد. شبکه عصبی یک ساختار منطقی است که از چندین لایه تشکیل شده که هر لایه نیز به نوبه خود از چندین نورون تشکیل شده است که به وسیله وزن‌هایی به یکدیگر متصل می‌شوند. این وزن‌ها هنگام آموزش شبکه عصبی طوری تنظیم می‌شوند که کمترین خطای خروجی حاصل شود. پس از آموزش شبکه عصبی، اعمال یک ورودی خاص به آن منجر به دریافت پاسخ خاصی می‌شود [۲۴]. در این تحقیق از ۱۲۳ زوج ورودی و خروجی استفاده شده است تا در یک روند که به آن "یادگیری نظارت شده" می‌گویند، شبکه عصبی آموزش داده شود. از نرم افزار MATLAB و شبکه پس انتشار تابع آموزش trainbr^۱ بدین منظور

استفاده شده است. البته این تابع پس از بررسی توابع مختلف و مشاهده نتایج آن‌ها انتخاب گردید. از تعداد ۱۲۳ زوج، ۲۰٪ به صورت تصادفی جهت تست و بقیه جهت آموزش شبکه به کار گرفته شده است. سه شبکه عصبی مجزا برای سه پارامتر حاشیه وامانش، راندمان بیشینه کمپرسور و نسبت فشار کمپرسور در نقطه نزدیک وامانش آموزش داده شد. شبکه‌های مختلف با تعداد لایه‌ها و نورون‌های متفاوت و همچنین توابع انتقال مختلف ایجاد گردید و نهایتاً شبکه‌هایی انتخاب شدند که کمترین میانگین مربع خطا را داشتند. طرحواره هر کدام از شبکه‌ها در شکل ۸ ارائه شده است.



شکل ۸- طرحواره شبکه‌های عصبی آموزش داده شده: (الف) حاشیه وامانش (ب) راندمان بیشینه (ج) نسبت فشار نقطه نزدیک وامانش

در شکل ۹ مقادیر واقعی و مقادیر حاصل از تخمین شبکه عصبی برای داده‌های آموزشی و تست با هم مقایسه شده‌اند که تطابق قابل قبولی را نشان می‌دهد.

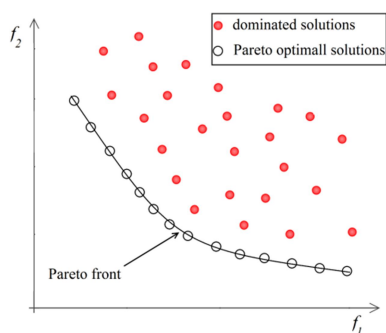
۵-۳- بهینه‌سازی چندهدفه

در این تحقیق از الگوریتم ژنتیک چند هدفه با مرتب‌سازی نامغلوب که به روش NSGA-II معروف است استفاده شده است. در این روش، اعضای جمعیت بر اساس مفهوم غلبه نداشتن مرتب می‌شوند. در یک مسئله کمینه‌سازی با دو تابع هدف f_1 و f_2 ، تعریف ریاضی مفهوم غلبه داشتن را می‌توان به این صورت ارائه داد که x_1 بر x_2 غلبه می‌کند اگر رابطه (۳) برقرار باشد [۲۵]:

$$f_1(x_1) < f_1(x_2) \text{ and } f_2(x_1) \leq f_2(x_2) \quad (3)$$

بر اساس این تعریف، به اعضای از جمعیت که نسبت به سایر اعضای آن نسل غلبه نشده هستند، رتبه ۱ نسبت داده شده و در جبهه اول قرار گرفته و از جمعیت کنار گذاشته می‌شوند و این روند تا قرار گرفتن تمامی اعضا در جبهه‌های مختلف ادامه می‌یابد [۲۶].

^۱ Bayesian regulation backpropagation



شکل ۱۰- طرحواره پرتو فرانت

جدول ۴- ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک مورد استفاده

تعداد جمعیت	۱۰۰
نرخ جهش	۰/۲
نرخ انتخاب	۰/۵
الگوریتم انتخاب والدین	Rank weighting
الگوریتم ادغام	تک نقطه‌ای

۶- نتایج

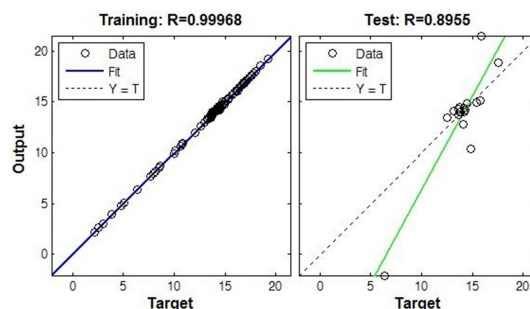
۶-۱- انتخاب هندسه بهینه

همانطوریکه در بخش قبل اشاره شد، خروجی الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه، یک نقطه مشخص نیست، بلکه تعدادی از نقاط هستند که به آن‌ها پرتو فرانت می‌گویند. پرتو فرانت به دست آمده در جدول ۵ ارائه شده است. نقاط موجود در پرتو فرانت بر اساس بیشترین حاشیه وامانش در جدول مرتب شده‌اند.

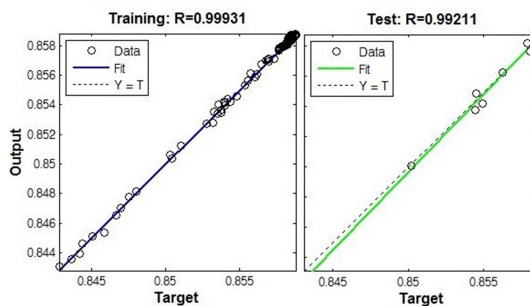
جدول ۵- پرتو فرانت

w^*	x^*	d^*	SM	η_{peak}	PR_{stall}
۲۶/۹۹	۲۹/۸۱	۳/۰۳	۲۰/۶۵	۰/۸۵۷۰	۲/۰۹۳۰
۳۰/۲۹	۳۰/۱۲	۳/۰۳	۲۰/۳۷	۰/۸۵۷۳	۲/۰۹۱۱
۲۴/۵	۲۹/۱۸	۵/۶۶	۲۰/۰۵	۰/۸۵۷۵	۲/۰۹۷۸
۲۵/۱۴	۲۹/۰۷	۶/۹۵	۲۰/۰۱	۰/۸۵۷۶	۲/۱۰۲۴
۱۹/۷۲	۵۱/۱۶	۸/۷۶	۱۹/۹۶	۰/۸۵۷۶	۲/۱۰۸۷
۲۴/۴۶	۲۹/۵۴	۸/۱۰	۱۹/۴۴	۰/۸۵۷۷	۲/۱۱۱۷
۲۳/۸۷	۲۹/۲۳	۳/۰۳	۱۹/۴۳	۰/۸۵۷۸	۲/۰۹۸۱
۲۳/۴۶	۲۹/۲۳	۹/۳۲	۱۷/۵۸	۰/۸۵۸۶	۲/۱۲۲

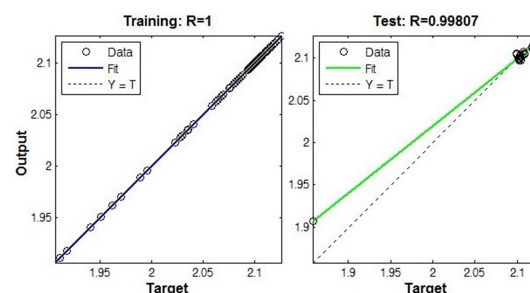
جدول ۵ نشان می‌دهد که به جز ردیف آخر، نقاط موجود در پرتو فرانت بسیار به هم نزدیک می‌باشند. لذا از میان آن‌ها، جوابی که با زمینه خاکستری مشخص شده است، انتخاب شد. علت این انتخاب، داشتن نسبت فشار بالاتر نسبت به نسبت فشار حالت بدون شیار در نقطه نزدیک استال است. البته ملاحظه می‌شود که بعضاً جواب‌هایی با نسبت فشار بالاتر وجود دارند ولی چون حاشیه وامانش کمتری دارند به



الف



ب



ج

شکل ۹- مقایسه مقادیر واقعی و مقادیر تخمینی: الف) حاشیه وامانش (ب) راندمان بیشینه ج) نسبت فشار نقطه نزدیک وامانش

در نهایت، مجموعه نقاطی که در رتبه ۱ قرار دارند در واقع نقاطی هستند که هیچ نقطه‌ای بر آن‌ها غلبه ندارد. این مجموعه نقاط به عنوان نقاط بهینه معرفی می‌شوند که به آن‌ها نقاط پرتو فرانت^۱ می‌گویند. طرحواره‌ای از مفهوم پرتو فرانت برای یک مسأله کمینه‌سازی با دو تابع هدف در شکل ۱۰ نشان داده شده است. همچنین ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک مورد استفاده در جدول ۴ ارائه شده است.

¹ Pareto Front

عنوان جواب بهینه انتخاب نشده‌اند. پس از انتخاب جواب بهینه، کمپرسور به همراه هندسه شیار انتخاب شده، توسط نرم افزار CFX شبیه‌سازی گردید. در جدول ۶، نتایج حاصل از تخمین پارامترهای هدف توسط شبکه عصبی با نتایج حاصل از شبیه‌سازی با هم مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که اختلاف بسیار ناچیزی بین اعداد تخمینی حاصل از شبکه عصبی و اعداد حاصل از شبیه‌سازی وجود دارد که نشان از کیفیت مطلوب شبکه آموزش داده شده دارد. لذا با توجه به الگوریتم ارائه شده در شکل ۳، تعداد نقاط طراحی اولیه کافی بوده و نیازی جهت به روزرسانی نقاط طراحی وجود ندارد.

جدول ۶- مقایسه خروجی شبکه عصبی با خروجی شبیه‌سازی برای

حالت شیار بهینه

شبیه‌سازی	شبکه عصبی	میزان خطا	
SM	۲۰/۰۱	۱/۴۷٪	
η_{peak}	۰/۸۵۷۵	۰/۱۲٪	
PR_{stall}	۲/۱۰۲۴	۰/۰۸٪	

در جدول ۷، طرح بهینه، با تعدادی از نقاط طراحی که دارای بیشترین حاشیه وامانش هستند، مقایسه شده است. در این جدول، ستون SMI نشان‌دهنده افزایش حاشیه وامانش است. ملاحظه می‌شود که Config-x40w30d12 که از نظر حاشیه وامانش در رتبه دوم قرار دارد، با حدود ۰/۵ درصد افت راندمان بیشینه مواجه است. از طرفی نسبت فشار وامانش آن، کمتر از نسبت فشار وامانش حالت پوسته صاف است. همچنین Config-x20w30d3 که دارای راندمان بیشینه و نسبت فشار وامانش مناسبی است، حاشیه وامانش آن حدود ۲/۲ درصد کمتر از طرح بهینه است. لذا می‌توان نتیجه گرفت که با استفاده از بهینه‌سازی، طرحی حاصل شده است که علاوه بر اینکه بیشترین حاشیه وامانش را دارد، دارای نسبت فشار وامانش مناسب و تأثیر ناچیز بر روی راندمان بیشینه است (راندمان بیشینه حالت پوسته صاف ۰/۸۵۸۴ می‌باشد).

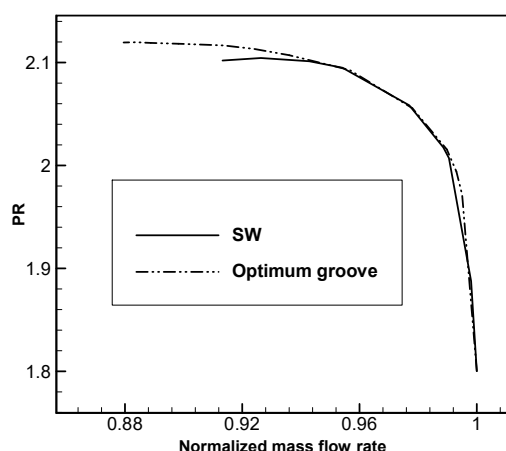
جدول ۷- مقایسه طرح بهینه با تعدادی از نقاط طراحی

رتبه از نظر SM	نام طرح	SMI	η_{peak}	PR_{stall}
۱	طرح بهینه	۶/۲	۰/۸۵۸۵	۲/۱۱۹۵
۲	Config-x30w40d12	۵/۷۸	۰/۸۵۳۸	۲/۰۸۶۷
۳	Config-x40w40d12	۵/۰۳	۰/۸۵۴۴	۲/۰۷۹۵
۴	Config-x40w40d3	۴/۴۹	۰/۸۵۴۵	۲/۰۸۳
۵	Config-x30w20d3	۴/۰۱	۰/۸۵۸۵	۲/۱۰۴۵

۲-۶- تأثیر شیار بهینه بر عملکرد کمپرسور

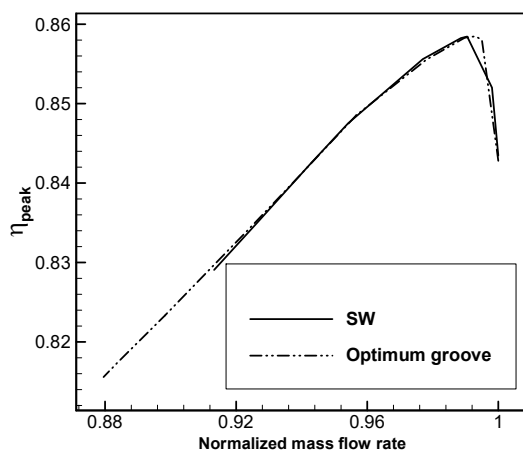
در این بخش نقشه عملکرد کمپرسور در دو حالت پوسته صاف و پوسته با شیار بهینه با هم مقایسه شده‌اند. شکل ۱۱ نسبت فشار کمپرسور را در دبی‌های مختلف در دو حالت پوسته صاف و پوسته با شیار بهینه نشان می‌دهد. با توجه به شکل، استفاده از شیار با هندسه

بهینه باعث کاهش قابل ملاحظه دبی وامانش و در نتیجه افزایش حاشیه وامانش شده است. همچنین شیار توانسته است نسبت فشار کمپرسور را در نزدیکی وامانش افزایش دهد.



شکل ۱۱- نسبت فشار کمپرسور در حالت پوسته صاف و پوسته و شیار بهینه

شکل ۱۲ راندمان آیزنتروپیک کمپرسور را در دبی‌های مختلف در دو حالت پوسته صاف و پوسته با شیار بهینه نشان می‌دهد. این شکل بیانگر تأثیر ناچیز استفاده از شیار بهینه بر راندمان کمپرسور در کل محدوده عملکرد است.

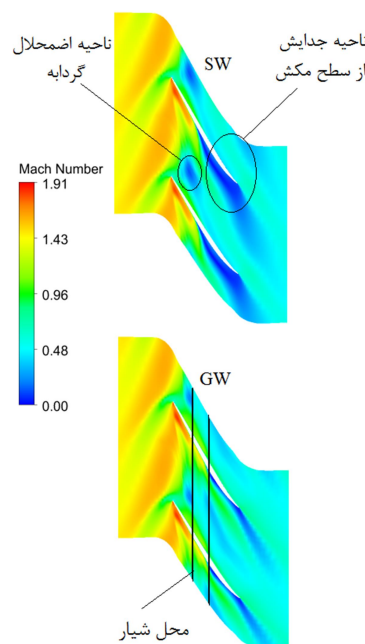


شکل ۱۲- راندمان کمپرسور در حالت پوسته صاف و پوسته و شیار بهینه

۳-۶- تأثیر شیار بهینه بر میدان جریان

کانتور عدد ماخ در اسپن ۹۸٪ در دو حالت پوسته صاف و پوسته با شیار بهینه در شکل ۱۲ با هم مقایسه شده‌اند. این مقایسه در دبی نقطه نزدیک وامانش حالت پوسته صاف (۱۹/۱۵ کیلوگرم بر ثانیه) انجام شده است. ملاحظه می‌شود که استفاده از شیار بهینه دو تأثیر عمده بر میدان جریان داشته است. شیار توانسته از یک طرف وسعت ناحیه اضمحلال گردابه که در اثر برخورد گردابه نشتی نوک با موج

ضربه‌ای به وجود می‌آید را کاهش دهد و از طرفی توانسته است وسعت ناحیه جدایش روی سطح مکش پره را که بر اثر اندرکنش موج ضربه‌ای و لایه مرزی به وجود می‌آید، کاهش دهد. با کاهش وسعت این نواحی که دارای ممنوم کمی هستند، وسعت ناحیه انسداد جریان نیز کاهش می‌یابد. با کاهش انسداد، جریان راحت‌تر از بین دو پره عبور می‌کند و همین امر به پایداری کمپرسور کمک می‌کند.



شکل ۱۲- کانتور عدد ماخ در اسپین ۹۸٪ در دبی نقطه نزدیک وامانش حالت پوسته صاف (۱۹/۱۵ کیلوگرم بر ثانیه)

۷- نتیجه‌گیری

هندسه شیار محیطی برای یک کمپرسور گذر صوتی به منظور دستیابی به بیشترین حاشیه وامانش و کمترین افت راندمان بهینه گردید. سه پارامتر عمق، عرض و موقعیت قرارگیری شیار به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته شدند. رابطه موجود میان متغیرهای طراحی و توابع هدف توسط شبکه عصبی مصنوعی تخمین زده شد. به منظور آموزش شبکه عصبی، از نتایج شبیه‌سازی کمپرسور با ۱۲۳ شیار مختلف استفاده شد. پس از انجام برازش، از الگوریتم ژنتیک چند هدفه به منظور بهینه‌سازی شیار استفاده شد و نهایتاً شیار بهینه به دست آمده و کمپرسور با شیار بهینه شبیه‌سازی گردید. نتایج به دست آمده به صورت زیر خلاصه می‌گردد:

- شبکه عصبی مصنوعی آموزش داده شده، توانایی بسیار خوبی در تخمین پارامترهای هدف دارد. همچنین تعداد نقاط طراحی اولیه جهت آموزش شبکه عصبی کافی بوده و نیازی جهت به روزرسانی نقاط طراحی مشاهده نمی‌شود.
- شیار بهینه، از میان نقاط موجود در پرتو فرانت بر اساس معیار نسبت فشار در نقطه نزدیک وامانش انتخاب شد. معیار

بدینگونه تعریف گردید که نسبت فشار در نقطه نزدیک وامانش در حالت پوسته شیاردار نباید کمتر از حالت پوسته بدون شیار (پوسته صاف) باشد.

- شیار بهینه حدود ۶/۲ درصد حاشیه وامانش کمپرسور را افزایش داده است.
- شیار بهینه تأثیر ناچیزی بر راندمان کمپرسور در کل دامنه عملکرد آن داشته است.
- شیار بهینه باعث تضعیف اندرکنش بین گردابه نشتی نوک و موج ضربه‌ای شده است. با تضعیف این اندرکنش، وسعت ناحیه اضمحلال گردابه که بعد از برخورد گردابه نشتی نوک به موج ضربه‌ای و در پایین‌دست آن به وجود می‌آید، کوچکتر شده است.
- همچنین شیار بهینه باعث تضعیف اندرکنش بین موج ضربه‌ای و لایه مرزی سطح مکش شده است. با تضعیف این اندرکنش، وسعت ناحیه جدایش در سطح مکش پره کاهش قابل ملاحظه‌ای یافته است.
- استفاده از شیار محیطی بهینه، باعث کاهش انسداد جریان در نزدیک نوک پره شده است و بدین طریق توانسته است به پایداری کمپرسور کمک کند.

در این تحقیق، تجربیات و نظرات دکتر علیرضا بابایی در بحث الگوریتم ژنتیک و همچنین مهندس امین نظریان شهر بابکی در بحث شبکه عصبی راهگشای مسیر بوده است که بدین وسیله از ایشان قدردانی می‌شود.

۸- سپاسگزاری

در این تحقیق، تجربیات و نظرات دکتر علیرضا بابایی در بحث الگوریتم ژنتیک و همچنین مهندس امین نظریان شهر بابکی در بحث شبکه عصبی راهگشای مسیر بوده است که بدین وسیله از ایشان قدردانی می‌شود.

۹- نمادها

C_x	وتر محوری نوک پره [mm]
d	عمق شیار [mm]
$\dot{m}$	دبی جرمی [kg/s]
N	سرعت دوران [rpm]
PR	نسبت فشار کل کمپرسور
SM	حاشیه وامانش [%]
w	عرض شیار [mm]
x	فاصله محوری لبه حمله شیار از لبه حمله پره [mm]

علائم یونانی

$\Delta\eta$	تغییرات راندمان
ΔSM	تغییرات حاشیه وامانش
η	راندمان آیزنتروپیک

بالانویس‌ها

عدد بی بعد شده

*

زیرنویس‌ها

پوسته شیاردار (grooved wall)	GW
نقطه راندمان بیشینه کمپرسور	peak
نقطه نزدیک وامانش کمپرسور	stall
پوسته صاف (smooth wall)	SW

۱۰-مراجع

- of a Transonic Axial Compressor, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 284, pp. 727-732, 2013.
- [16] Kim J. H., Choi K. J. and Kim K. Y., Performance evaluation of a transonic axial compressor with circumferential casing grooves, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 226, No. 2, pp. 218-230, 2012.
- [17] Taghavi-Zenouz R., and Eslami S., Effects of casing treatment on behavior of tip leakage flow in an isolated axial compressor rotor blade row. *Journal of the Chinese Institute of Engineers*, Vol. 36, No. 7, pp. 819-830, 2013.
- [18] Sakuma, Y., Watanabe, T., Himeno, T., Kato, D., Murooka, T. and Shuto, Y., Numerical Analysis of Flow in a Transonic Compressor With a Single Circumferential Casing Groove-Influence of Groove Location and Depth on Flow Instability, *Journal of turbomachinery*, Vol. 136, No. 3, 2014.
- [19] Mirzabozorg M.A.S., Bazazzadeh M. and Hamzezhade M., Numerical study on the effect of single shallow circumferential groove casing treatment on the flow field and the stability of a transonic compressor, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 10, No. 1, pp. 257-265, 2017.
- [20] AGARD, *CFD Validation for propulsion system components*, Agard-AR-355, May 1998.
- [21] Menter F., Ferreira J.C., Esch T., Konno B. and Germany A.C., The SST Turbulence Model with Improved Wall Treatment for Heat Transfer Predictions in Gas Turbines, In *Proceedings of the international gas turbine congress*, pp. 2-7, Tokyo, 2003.
- [22] Menter F. R., Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective, *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 23, No. 4, pp. 305-316, 2009.
- [23] Ito Y., Watanabe T. and Himeno T., Effects of endwall contouring on flow instability of transonic compressor, *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems*, Vol. 2, No. 1, pp. 24-29, 2008.
- [۲۴] سید مصطفی کیا، شبکه‌های عصبی در *MATLAB*، انتشارات دانشگاهی کیان، ۱۳۹۴.
- [25] Haupt, Randy L., and Douglas H. Werner. *Genetic algorithms in electromagnetics*. John Wiley & Sons, 2007.
- [۲۶] محمدرضا فروزان و محمدرضا نیرومند، روش‌های نوین بهینه‌سازی، جهاد دانشگاهی واحد صنعتی اصفهان، ۱۳۸۸.
- [1] Hathaway M. D., *Passive Endwall Treatments for Enhancing Stability*, NASA Report No. TM-2007-214409, 2007.
- [2] Wisler D.C., Hilvers D.E., *Stator Hub Treatment Study*, NASA CR-134729, December, 1974.
- [3] Prince D. C., Wisler D. C. and Hilvers D. E., A study of casing treatment stall margin improvement phenomena, In *ASME 1975 International Gas Turbine Conference and Products Show*, pp. V01AT01A059-V01AT01A059, American Society of Mechanical Engineers, 1975.
- [4] Wenzel L.M., Moss J.E., Mehalic C.M., *Effect of Casing Treatment on Performance of a Multistage Compressor*, NASA TM X-3175, January 1975.
- [5] Takata H., Tsukuda Y., Stall Margin Improvement by Casing Treatment—Its Mechanism and Effectiveness, *ASME Journal of Engineering for Power*, No.1, pp. 121-133, Jan. 1977.
- [6] Fujita H., Takata H., A Study of Configurations of Casing Treatment for Axial Flow Compressors, *Bulletin of JSME*, Vol. 27, pp. 1675-1681, 1984.
- [7] Azimian A.R., Elder R.L. and McKenzie A.B., Application of Recess vaned Casing Treatment to Axial Flow fans, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 145-150, JANUARY 1990.
- [8] Hall E.J., Topp D.A., Heidegger N.J., McNulty G.S., Weber K.F., and Delaney R.A., *Task 7-Endwall treatment inlet flow distortion analysis*, NASA Contractor Report 195468, May 1996.
- [9] Wilke I., Kau H.P., A Numerical Investigation of the Influence of Casing Treatments on the Tip Leakage Flow in a HPC Front Stage, *Proceedings of ASME TurboExpo, Amsterdam*, The Netherlands, June 3 – 6, 2002.
- [10] Beheshti B.H., Teixeira J.A., Ivey P.C., Ghorbanian K. and Farhanich B., Parametric Study of Tip Clearance-Casing Treatment on Performance and Stability of a Transonic Axial Compressor, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, pp. 527-535, October 2004.
- [11] Engel K., Zscherp C., Wolfrum N., Nürnberger D. and Kügeler E., CFD Simulations of the TP400 IPC With Enhanced Casing Treatment in Off-Design Operating Conditions, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air*, GT2009, Orlando, Florida, USA, June 8-12, 2009.
- [12] Heinichen F., Gummer V. and Schiffer H. P., Numerical Investigation of a Single Circumferential Groove Casing Treatment on Three Different Compressor Rotors, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2011*, GT2011, Vancouver, British Columbia, Canada, June 6-10, 2011.
- [13] Kroeckel T., Jeschke P. and Hiller S.J., Experimental investigation of advanced multistage casing treatments in a 2.5 stage high pressure compressor test rig, *20th Conference of International Society for Airbreathing Engines*, Gothenburg, Sweden, September 12-16, 2011.
- [14] Kim J.H., Choi K.J., Kim K.Y., Aerodynamic analysis and optimization of a transonic axial compressor with casing grooves to improve operating stability, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 29, No. 1, pp. 81-91, 2013.
- [15] Kim J.H., Kim K.Y. and Cha K.H., Effects of Number of Circumferential Casing Grooves on Stall Flow Characteristics