

افزایش راندمان پره‌های کمپرسور جریان محوری با استفاده از تکنیک دیواره نامتقارن

مجید مصباح*
پوریا فلاح نژاد
علیرضا مالکی
مسعود قدیمی

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، ایران، m_mesbah@sbu.ac.ir
کارشناس، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، ایران، pouriagrpf@gmail.com
کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، ایران، en.a.maleki@gmail.com
استادیار، گروه پژوهشی تجهیزات دوار مکانیکی، پژوهشگاه نیرو، ایران، mghadimi@nri.ac.ir

چکیده

این مقاله به بررسی کنترل جریان ثانویه در پره یک کمپرسور جریان محوری با هدف افزایش راندمان می‌پردازد. در ابتدا، پدیده جریان ثانویه در توربوماشین‌ها و تکنیک‌های کنترل آن معرفی می‌شود. با توجه به عملکرد این تکنیک‌ها که در پژوهش‌های قبلی منتشر شده‌اند، روش دیواره نامتقارن جهت بهبود عملکرد پره و افزایش راندمان مورد استفاده قرار گرفته است. برای طراحی دیواره نامتقارن، یک زنجیره بهینه‌سازی خودکار توسعه داده شده است که از ایجاد ابر داده و استفاده از مدل جایگزین بهره می‌برد. برای تحلیل میدان جریان و عملکرد پره، شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از مدل توربولانسی $k-\epsilon$ انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که طراحی دیواره نامتقارن باعث افزایش ۲/۷٪ راندمان نسبت به دیواره متقارن می‌شود. آنالیز پدیده‌های جریانی، کوچک شدن اندازه گردابه گوشه و همچنین کاهش جدایش جریان در ناحیه نزدیک به دیواره نامتقارن را نمایش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: جریان ثانویه، دیواره نامتقارن، کمپرسور محوری، شبیه‌سازی جریان، کنترل جریان، گردابه گوشه.

Enhancing Efficiency of Axial Compressor Blades Using Non-Axisymmetric Endwalls

M. Mesbah Mechanical and Energy Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
P. Fallahnezhad Mechanical and Energy Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
A. R. Maleki Mechanical and Energy Engineering Department, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
M. Ghadimi Mechanical Rotary Equipment Research Department, Niroo Research Institute, Tehran, Iran

Abstract

This article focuses on the control of secondary flow in an axial flow compressor blade to improve efficiency. It introduces the concept of secondary flow in turbomachinery and various control techniques. Based on the performance of these techniques published in previous research, the non-axisymmetric endwall method has been used to improve blade performance and increase efficiency. The design of a non-axisymmetric endwall is achieved through an automated optimization process using Surrogate method. Numerical simulations are performed to analyze the flow field and blade performance by solving the Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations with the $k-\epsilon$ turbulence model. The simulation results demonstrate a 2.7% increase in efficiency with the non-axisymmetric endwall design compared to a symmetric endwall. The analysis of flow phenomena reveals a reduction in corner vortex size and a decrease in flow separation near the endwall, which contribute to the improved efficiency.

Keywords: Secondary Flow, Non-Axisymmetric Endwall, Axial Compressor, Flow Simulation, Flow Control, Corner Vortex

۱- مقدمه

امروزه توربین‌های گاز یک بخش کلیدی در تولید نیرو و نیز صنعت هوانوردی می‌باشند. کوچک‌ترین بهبود در راندمان هریک از اجزای توربین‌های گاز که در مسیر جریان گاز عبوری قرار دارند منجر به صرفه جویی مقادیر هنگفت سوخت و نیز کاهش چشمگیر انتشار گازهای گلخانه‌ای در طول عمر توربین‌گاز خواهد شد. یکی از راه‌های افزایش راندمان کاهش تلفات جریان در پره‌های به کار رفته در توربین و کمپرسور می‌باشد. مکانیزم ایجاد تلفات در پره‌های توربین‌های گاز را می‌توان به سه دسته تقسیم کرد:

۱. تلفات در فضای خالی بالای پرده^۱

۲. تلفات پروفایل^۲ شامل اصطکاک سطح

۳. تلفات به خاطر جریان ثانویه در نزدیکی دیواره‌ها^۳

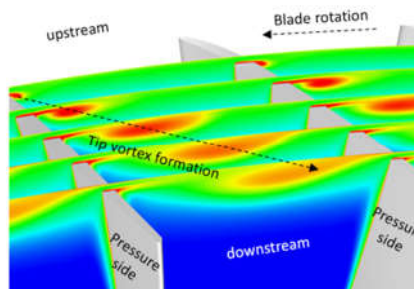
شکل ۱ گردابه تشکیل شده در نوک پره را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود فشار در سطح فشاری پره باعث فرار جریان از فضای بین دیواره و پره گردیده است که متعاقباً بر اثر این جت جریان عرضی، گردابه نوک پره تشکیل و به سمت پایین‌دست جریان توسعه پیدا می‌کند [۱]. مسدود بودن جریان ایجاد شده توسط این گردابه باعث تغییر توزیع بار آیرودینامیکی در امتداد پره می‌گردد. هرگونه انحراف از توزیع بار آیرودینامیکی در نظر گرفته شده در طراحی منجر به عدم تطابق جریان با

² Profile losses

³ Secondary flow losses

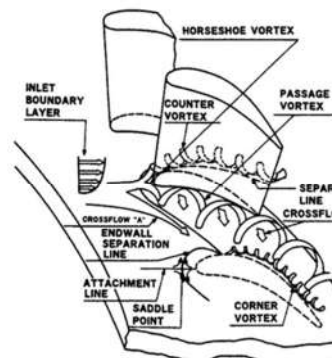
¹ Tip Clearance Losses

هندسه پره و افزایش اتلاف انرژی می‌شود. به عبارتی علاوه بر اصطکاک سطحی، عدم تطابق جریان با هندسه از پارامترهای تعیین کننده میزان تلفات پروفایل می‌باشد. در برخی از پژوهشها با استفاده از بکارگیری تصحیحاتی بر روی دیواره شروید مانند استفاده از شیارها تا حدودی موفق به کاهش این تلفات شده اند [۲].



شکل ۱- ایجاد گردابه نوک دیواره‌ی پره [۱]

جریان درون کمپرسور و توربین پیچیدگی‌های بسیاری دارد. شکل ۲ طرحواره‌ای از جریان‌های گردابی درون پره‌های توربین‌های گاز در نزدیکی دیواره را نشان می‌دهد [۳]. همان‌طور که مشاهده می‌شود در درون جریان، گردابه‌های زیادی مانند گردابه معبر^۱، گردابه نعل اسبی^۲ و گردابه عبوری از گوشه‌ها^۳ وجود دارد که این گردابه‌ها با یکدیگر در تعامل هستند. علاوه بر گردابه‌های نامبرده شده، یک جریان عرضی از طرف فشاری^۴ به مکشی^۵ در نزدیکی دیواره وجود دارد که در شکل ۲ نشان داده شده است. هرچند میزان این جریان عرضی بسیار کم می‌باشد اما باعث تحریک و رشد سایر گردابه‌ها می‌شود. در صنعت توربوماشین به این جریان عرضی، جریان ثانویه^۶ گفته می‌شود.



شکل ۲- طرحواره گردابه‌های جریان در نزدیکی دیواره [۳]

هدف از این تحقیق کنترل جریان ثانویه در یک کمپرسور جریان محوری با استفاده از تکنیک طراحی دیواره نامتقارن به منظور افزایش

راندمان می‌باشد. بدین منظور جریان اطراف یک پره کمپرسور بصورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته است و پدیده‌های سیالاتی آن بررسی شده است. سپس دیواره نامتقارن با استفاده از یک زنجیره بهینه سازی عددی طراحی و تأثیر این دیواره بر روی جریان مطالعه گردیده است.

لازم بذکر است که تاکنون تکنیک دیواره نامتقارن برای پره‌های موتورهای هوایی طراحی و مورد استفاده قرار گرفته است. در این تحقیق، برای اولین بار این تکنیک در کمپرسور یک توربین گاز تولید قدرت بمنظور بهبود عملکرد آن مورد بررسی واقع شده است. نکته قابل توجه این است که رفتار ایرودینامیکی هر پره به نوعی منحصر بفرد می‌باشد و بکارگیری یک تکنیک هر چند شناخته شده نتایج متفاوتی را میتواند در پی داشته باشد. به عبارتی بکارگیری یک روش در یک توربوماشین جدید پیچیدگی‌ها و دشواری‌های خاص خود را دارد که نیازمند فهم دقیقی از رفتار جریان و پدیده‌های مربوطه دارد.

در این مقاله، ابتدا جریان ثانویه و چگونگی ایجاد آن توضیح داده شده است. سپس مروری بر روش‌های کنترل جریان ثانویه ارائه گردیده است. نحوه شبیه سازی عددی و زنجیره اتوماتیک بهینه‌سازی شرح داده شده است. در ادامه نتایج بدست آمده از شبیه سازی پره با هندسه دیواره متقارن و همچنین نامتقارن به بحث گذاشته شده است. در انتها خلاصه و جمع‌بندی آورده شده است.

۲- جریان ثانویه در پره‌های توربین گاز

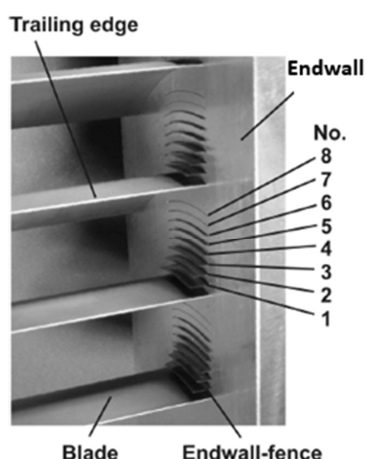
اگرچه اصول جریان ثانویه از سال‌ها قبل شناخته شده است (به مقاله شارما [۴] یا مقاله مروری لنگستون [۵] مراجعه شود)، اما تحقیقات عددی و آزمایشگاهی جهت درک و مدل‌سازی بهتر فیزیک پدیده‌های ایرودینامیکی جریان همچنان ادامه دارد. در این بخش، پدیده جریان ثانویه و چگونگی به‌وجود آمدن آن شرح داده شده است. یک ذره از سیال را تصور کنید که از میان دو پره در ارتفاعی خارج از لایه مرزی در حال عبور است. نیروهای وارد به این ذره در شکل ۲-الف نشان داده شده است. در این حالت یک نیروی گریز از مرکز به دلیل حرکت انحنا گونه به ذره وارد میشود. از طرفی یک نیروی حاصل از اختلاف فشار بین سطح فشاری و سطح مکشی ذره را تحت تأثیر قرار میدهند که برآیند این نیروها باعث عبور ذره منطبق با هندسه پره میشود. جریان سیال در نزدیکی دیواره به دلیل وجود لایه مرزی سرعت محوری کمتری دارد. در نتیجه مطابق شکل ۲-ب نیروی گریز از مرکز کمتری بر ذره اعمال خواهد شد در حالی که از نیروی فشاری به همان اندازه کاسته نشده است. در این حالت برآیند نیروها، ذره را به طرف سطح مکشی منحرف میکند. شکل ۳ خطوط جریان بر روی دیواره یک ردیف پره کمپرسور که توسط شبیه‌سازی جریان و نیز آزمایش بدست آمده را نشان میدهد [۶]. همانطور که مشاهده میشود جریان از مسیر منطبق با هندسه پره منحرف شده و به سمت سطح مکشی پره تمایل پیدا کرده است. به این جریان عرضی ایجاد شده جریان ثانویه میگویند.

¹ Passage Vortex
² Horse Shoe Vortex
³ Corner Vortex
⁴ Pressure Side
⁵ Suction Side
⁶ Secondary Flow

مسیر حرکت جریان ثانویه را تغییر دادند که هر دو روش منجر به کاهش تلفات گردید. بنتون و همکاران با بکارگیری جت‌های ثابت در سطح مکش موفق شدند که گردابه معبر را از سمت سطح مکش دور کنند که این منجر به کاهش قابل توجهی در تلفات جریان گردید [۸]. معمولاً در این تکنیک‌ها نسبت مومنوم بالایی برای اعمال جت بکار گرفته میشود، با این حال دیده شده است که اگر جت بصورت پالسی اعمال شود میزان جریان جرمی کمتر و موثرتری به‌وجود می‌آورد [۹]. همچنین پیشنهاد گردیده که اگر فرکانس پالس جت برابر با فرکانس ناپایداری طبیعی جریان باشد اثر این تکنیک در کاهش تلفات بسیار بیشتر خواهد بود.

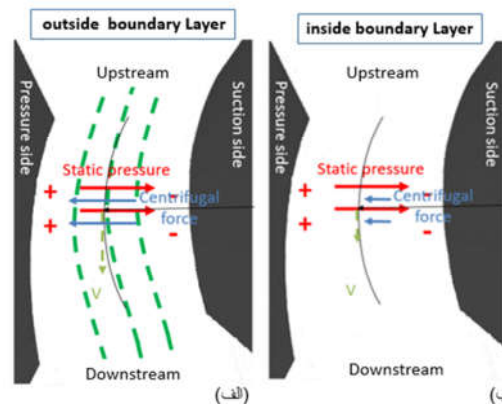
استفاده از فیلِت، یکی از قدیمی ترین روشهای کنترل جریان ثانویه میباشد. تاثیر فیلِت لبه حمله در تضعیف گردابه های ایجاد شده در اطراف اجسام دوکی شکل از دیر باز شناخته شده بوده است بگونه‌ای که نه تنها در پره های توربین‌ها بلکه در برجک زیر دریایی‌ها نیز استفاده می‌گردیده است [۱۰-۱۲]. با افزایش قدرت محاسبات کامپیوترها، فیلِت‌ها با هندسه‌های پیچیده‌تری طراحی شدند. در فیلِت‌ها جدید، فیلِت نه تنها در محل اتصال پره با دیواره ایجاد می‌گردد بلکه بخشی از پره را نیز شامل می‌شود [۱۳-۱۵]. این نوع طراحی علاوه بر کاهش تلفات جریان نزدیک دیواره، در توربوماشین‌ها با دشواری‌های ساخت همراه است.

یکی دیگر از روش‌های کنترل جریان ثانویه استفاده از تیغه‌ها کوچک در سطح دیواره میباشد. حضور فیزیکی این تیغه‌ها مانع عبور جریان ثانویه از سطح فشاری به سطح مکشی میشود. شکل ۵ نمونه تیغه‌های بکار گرفته شده توسط پژوهشگران مرکز تحقیقات هوافضای آلمان^۲ را نشان می‌دهد [۱۶]. هرچند استفاده از این روش برای کنترل جریان ثانویه بسیار مؤثر گزارش شده است [۱۶-۱۸]، اما استفاده از آن با توجه به مشکلات اجرای صنعتی در حد آزمایشگاهی باقی‌مانده است.

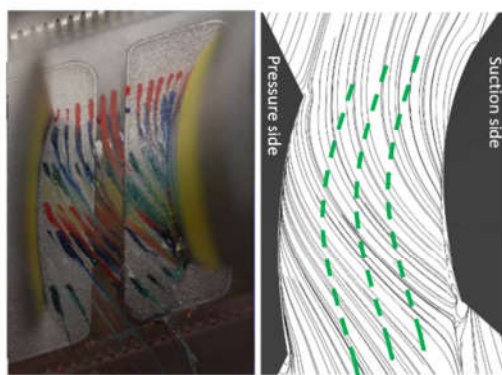


شکل ۵- بکارگیری تیغه‌های کوتاه در دیواره [۱۶]

روش سوم یعنی ایجاد دیوار انتهایی نامتقارن که تأثیرگذارترین



شکل ۳- طرحواره نیروهای وارد به ذره سیال، (الف) بیرون لایه مرزی، (ب) درون لایه مرزی



شکل ۴- آشکار سازی خطوط جریان بر روی دیواره بصورت عددی و آزمایشگاهی [۱۶]

۳- روش‌های کنترل جریان ثانویه در پره‌های توربین‌گاز

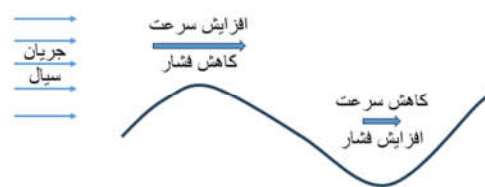
روشهای کنترل فعال و غیر فعالی بمنظور کاهش اثر جریان ثانویه در مقالات گزارش شده است. از روشهای کنترل فعال میتوان به تزریق جت یا مکش جریان در نزدیکی دیواره اشاره کرد و از روشهای غیر فعال میتوان استفاده فیلِت^۱، بکارگیری تیغه‌های کوچک در دیواره‌ها و ایجاد دیواره نامتقارن نام برد.

تکنیک‌های کنترل جریان فعال میتوانند برای یک دامنه وسیع از شرایط جریان مختلف به طور موثر بکارگرفته شوند. با این حال، پیاده‌سازی این تکنیک‌ها بسیار پیچیده و شامل اضافه کردن سخت‌افزارهای است که خود مصرف کننده انرژی هستند. مطالعاتی که تلاش کرده‌اند کنترل فعال را در توربوماشین‌ها انجام دهند، معمولاً شامل تزریق و یا مکش سیال بمنظور دگرگونی برخی از ویژگیهای جریانهای گردابی هستند. در یک تحقیق سوراخ‌های مکش جریان بر روی دیواره را به دو روش مورد استفاده قرار دادند [۷]. در روش اول سیال با مومنوم پایین را از گرداب معبر حذف کردند و در روش دوم

² DLR

¹ Fillet

تکنیک کنترل جریان ثانویه می‌باشد. طراحی دیواره انتهایی نامتقارن اولین بار توسط رز انجام شد [۱۹]. شکل ۷ اصول کلی این طراحی را نشان می‌دهد. یک سطح مقعر باعث افزایش فشار استاتیکی و کاهش سرعت می‌گردد و یک سطح محدب تاثیر معکوس دارد. به کمک این خاصیت سطح میتوان گرادیان فشار در جهت عمود بر محور ماشین را کنترل و اتلاف انرژی جریان ثانویه را کاهش داد.



شکل ۶- اصول جریان در نزدیکی سطوح منحنی

مطالعات بسیاری تاثیر مثبت دیواره نامتقارن بر راندمان پره‌های کمپرسور و توربین [۲۰-۲۵] را به روش تجربی و شبیه سازی تایید کرده‌اند. پرایزنر و همکاران تکنیک دیواره انتهایی نامتقارن را بر روی سه پره متفاوت اجرا نمودند و بهبود راندمانی بین ۴٪ تا ۱۲٪ را بطور عددی مشاهده نمودند [۲۰]. اندازه گیری‌های آزمایشگاهی بر روی همین پره‌ها مقادیر بالاتری از بهبود راندمان، حدوداً ۱۰٪ تا ۲۵٪، را نشان داد. همچنین تاثیر دیواره نامتقارن پره‌های کمپرسور بصورت عددی و آزمایشگاهی در مرجع [۲۴] مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج شبیه سازی بهبود ۳۰،۸٪ راندمان در نقطه طراحی را نشان میدهد که ناحیه متأثر از دیواره نامتقارن تا ۲۴٪ ارتفاع پره گزارش شده است، اما نتایج تونل باد افزایش راندمان کمتر و ناحیه متأثر از دیواره متقارن را تا ۱۸٪ ارتفاع پره گزارش نموده است.

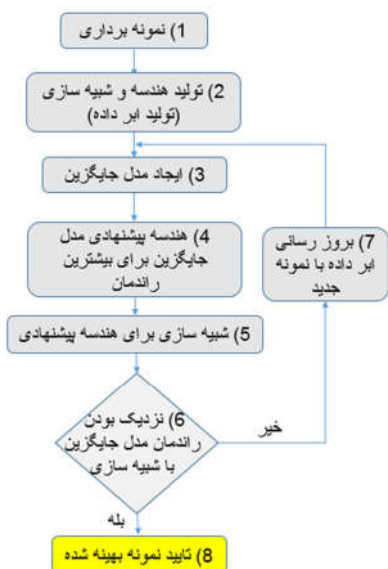
مارکس و همکاران به صورت عددی و آزمایشگاهی سه روش کنترل فعال، فیلتر و دیواره نامتقارن را مورد بررسی قرار دادند و تاثیر آنها بر روی ساختمان گردابه‌های نزدیک به دیواره انتهایی را مطالعه کردند [۲۲]. نتایج تحقیقات آنها نشان داد که تکنیک دیواره نامتقارن برای کاهش تلفات حاصل از گردابه‌های نزدیک دیواره نسبت به دو روش دیگر کارآمدتر است.

طراحی هندسه دیواره انتهایی بشدت تابعی از مشخصات جریان است. بدلیل غیرخطی بودن رابطه بین هندسه دیوار و جریان ثانویه، بکارگیری یک روش عمومی برای همه پره‌ها امکانپذیر نمیباشد. در نتیجه در طراحی دیواره نامتقارن شاید بتوان از زنجیره بهینه سازی بعنوان یک تکنیک طراحی عمومی نام برد هرچند پارمترهای مختلفی در این زنجیره تاثیر گذار هستند. بدین منظور برای طراحی دیوار انتهایی نامتقارنی که منجر به کاهش اتلاف نسبت به دیواره متقارن شود نیاز به فهم دقیقی از فیزیک جریان و نیز توان محاسباتی بالا میباشد. امروزه استفاده از زنجیره بهینه سازی برای بهبود طراحی‌ها امری رایج گردیده است و از این تکنیک حتی در بهبود عملکرد پروپیل پره‌ها و یا دیواره - پره بطور همزمان استفاده میشود [۲، ۲۶].

۴- روش طراحی دیواره نامتقارن به وسیله زنجیره

بهینه‌سازی

همانطور که قبلاً اشاره شد به دلیل غیر خطی بودن رابطه بین هندسه دیواره و جریان ثانویه، طراحی دیواره انتهایی نیاز به یک پروسه اتوماتیک بهینه سازی دارد. شکل ۷ روند ایجاد فضای آزمایش و طراحی دیواره نامتقارن را نشان میدهد. فضای آزمایش^۱ یک رویکرد سیستماتیک است که در تحقیقات، مهندسی و زمینه‌های مختلف برای بهینه‌سازی فرآیندها، درک روابط و تصمیم‌گیری‌های مبتنی بر داده استفاده می‌شود.



شکل ۷- فلوچارت زنجیره‌ی بهینه‌سازی

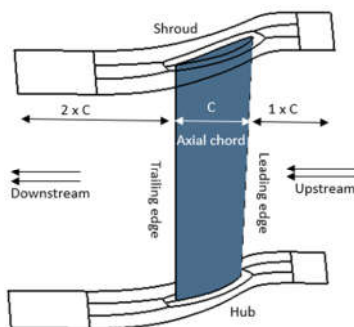
همانطور که در شکل ۷ مشاهده میشود اولین مرحله در ایجاد فضای آزمایش، نمونه برداری می‌باشد. در این مرحله ابتدا متغیرها، که در اینجا همان نقاط تأثیرگذار در هندسه صفحه نامتقارن می‌باشند، شناسایی میشوند. سپس بر اساس تعداد متغیرها (تعداد نقاط طراحی)، تعداد نمونه‌ها برای تولید ابر داده تعیین میگردد. برای تولید دیواره نامتقارن برای یک پره متداول به ازاء هر نقطه طراحی بین ۴ تا ۶ نمونه در نظر گرفته میشود. فرض کنید که تعداد نقاط طراحی برابر با ۳۰ باشد و برای هر نقطه ۶ نمونه در نظر گرفته شود، تعداد نمونه‌های دیواره غیر متقارن برای تشکیل ابر داده اولیه برابر با ۱۸۰ خواهد بود. برای نمونه برداری روشهای متنوعی مانند فاکتوریل کامل، فاکتوریل کسری، سطح پاسخ، تاگوچی، مربع لاتین و نمونه‌برداری لاتین مورد استفاده قرار میگیرند [۲۷]. روش تاگوچی اغلب در مهندسی برای بهینه‌سازی فرآیندها با در نظر گرفتن عواملی مانند نویز و تنوع استفاده می‌شود. طراحی فاکتوریل کامل یک دید جامع از نحوه تعامل عوامل ارائه می‌دهد، اما می‌تواند برای آزمایش‌های با منابع بزرگ

¹ Design of Experiment (DOE)

جایگزین با شبیه‌سازی عددی بسیار به هم نزدیک گردند، در اینحالت حلقه تکرار متوقف می‌شود. این رویکرد می‌تواند نیاز به ارزیابی‌های پرهزینه کاربرد مهندسی را با تمرکز بر مناطقی که مدل جایگزین کمتر قابل‌اعتماد است کاهش دهد و همچنین احتمال همگرایی به یک‌راه حل بهینه یا نزدیک به بهینه را افزایش می‌دهد [۳۱].

۵- شبکه محاسباتی و تنظیمات عددی

پره مورد مطالعه یک پره استاتور کمپرسور جریان محوری مادون صوت با نسبت منطری^۸ حدود $2/4$ می‌باشد که در شکل ۸ نشان داده شده است. در این تحقیق بمنظور کنترل جریان ثانویه و کاهش جدایش جریان تکنیک دیواره نامتقارن در شورد^۹ کمپرسور اجرا شده است. همانطور که در این شکل دیده می‌شود گستردگی دامنه محاسباتی از یک برابر وتر محور^{۱۰} در بالا دست لبه حمله تا دو برابر وتر محوری در پایین دست لبه فرار می‌باشد. برای ایجاد شبکه محاسباتی از توپولوژی O-H4 و 590×590 هزار سلول با شبکه‌ی سازمان‌یافته^{۱۱} استفاده شده است. اندازه اولین سلول کنار دیواره برابر با 10×5 متر که متناظر با $30^+ y^+$ می‌باشد. شکل ۹ تقسیم بندی بلوک‌ها و همینطور شبکه محاسباتی در صفحه پره به پره را نشان می‌دهد. برای بدست آوردن میدان جریان، معادلات متوسط گیری شده ناویر استوکس (رنز)^{۱۲} به‌همراه مدل توربولانسی $k-\epsilon$ حل گردیده است. در کنار دیواره‌ها از تابع دیواره^{۱۳} استفاده شده است. برای گسسته سازی مکانی روش گسسته‌سازی مرکزی با دقت مرتبه ۲ به‌کار گرفته شده است. در شرط مرزی ورودی پروفایل فشار سکون، دمای سکون و جهت بردار جریان و مقادیر توربولانسی اعمال شده است. این مقادیر از حل عددی همزمان تمام ردیفهای پره کمپرسور استخراج شده است. در مرز خروجی فشار استاتیک بگونه ای اعمال گردیده که دبی جرمی خروجی برابر با دبی جرمی عبوری از توربین‌گاز باشد.



شکل ۸- هندسه پره استاتور و دامنه شبکه محاسباتی

مناسب نباشد. در این پژوهش از روش نمونه‌برداری بیش‌مکعب لاتین^۱ برای ایجاد فضای آزمایش استفاده شده است. این روش این امکان را می‌دهد تا ترکیبات مختلف متغیرها بدون نیاز به اجرای تعداد زیادی آزمایش کشف شوند.

در مجموع، در نمونه برداری برای هر متغیر یک مقدار انتخاب و اختصاص می‌ابد، در نتیجه به هر متغیر به تعداد نمونه‌ها مقدار اختصاص داده می‌شود. در مرحله دوم، یک صفحه نامتقارن (غیر مسطح) متناظر با هر نمونه تولید می‌شود. هریک از صفحه‌های نامتقارن ایجاد شده به‌عنوان دیواره انتهایی پره در نظر گرفته می‌شود و برای هندسه ایجاد شده شبکه محاسباتی تولید می‌گردد. راندمان پره با شبیه سازی جریان اطراف پره محاسبه می‌شود. پس از گردآوری نتایج بازدهی به‌دست‌آمده از برنامه‌ی حلگر جریان برای هر نمونه، یک ابر داده تشکیل می‌شود. در مرحله سوم، از یک مدل جایگزین^۲ جهت یافتن رابطه‌ای میان نقاط صفحه و بازدهی مدل دیواره‌ی نامتقارن استفاده می‌شود. مدل‌های جایگزین، در زمینه مدل‌سازی، معمولاً برای تقریب رفتار یک مدل پیچیده‌تر و از نظر محاسباتی گران‌تر استفاده می‌شوند. از مدل‌های پر کاربرد می‌توان به مدل‌های سطح پاسخ^۳، رگرسیون چندجمله‌ای^۴، شبکه‌های تابع پایه شعاعی^۵، کریجینگ^۶ (رگرسیون فرآیند گاوسی^۷) اشاره کرد [۲۹، ۳۸]. در این تحقیق از تابع مدل کریجینگ استفاده گردیده است. کریجینگ یک تکنیک درون‌یابی و تخمین آماری است که برای پیش‌بینی و مدل‌سازی فضایی استفاده می‌شود، به‌ویژه زمانی که توزیع نقاط در یک منطقه نقاط داده توزیع نابرابر دارند. کریجینگ خودهمبستگی مکانی داده‌ها را در نظر می‌گیرد، به این معنی که چگونه مقادیر در یک مکان با مقادیر در مکان‌های نزدیک مرتبط هستند. دلیل استفاده از این مدل جایگزین در این پژوهش این است که کریجینگ مجموعه داده‌های کوچک را به‌طور مؤثر مدیریت می‌کند و تخمین‌هایی از عدم قطعیت ارائه می‌دهد. کریجینگ می‌تواند روابط پیچیده و غیرخطی را حتی با داده‌های نسبتاً کم ثبت کند [۳۰]. پس از دادن ابر داده‌ها به مدل کریجینگ، این مدل می‌تواند هندسه صفحه نامتقارنی را پیشنهاد دهد که بیشترین راندمان پره را ایجاد کند. در مرحله چهارم، صفحه‌ی پیشنهاد شده را باید مانند مرحله دوم مورد ارزیابی قرار داد. در مرحله پنجم، راندمان دیواره نامتقارن پیشنهادی توسط مدل کریجینگ، که مدل آن را بهترین حالت ممکن می‌داند، با راندمان بدست آمده از شبیه سازی جریان دیواره پیشنهادی مقایسه می‌گردد. اگر راندمان‌ها به هم نزدیک بودند مدل جایگزین کریجینگ دقیق است و صفحه‌ی بهینه نسبت به نقاط فضای آزمایش بدست‌آمده است. اگر راندمان‌ها به‌طور قابل‌توجهی متفاوت بودند، این نقطه به‌عنوان داده جدید (پارامترها و بازدهی واقعی) به ابر داده‌ها برای آموزش مدل اضافه می‌شود و به مرحله سوم باز می‌گردیم. این حلقه آن‌قدر تکرار می‌شوند تا مقدار پیشنهادی مدل

¹ Latin Hypercube Sampling (LHS)

² Surrogate Models

³ Response Surface Models (RSM)

⁴ Polynomial Regression

⁵ Radial Basis Function (RBF)

⁶ Kriging

⁷ Gaussian Process Regression

⁸ Aspect Ratio

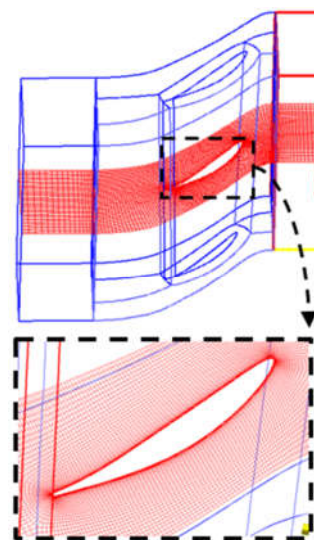
⁹ Shroud

¹⁰ Axial Chord

¹¹ Structured grid

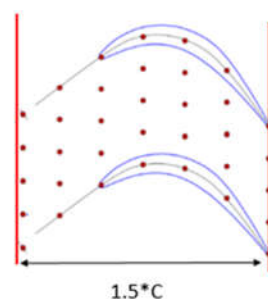
¹² Reynolds-averaged Navier-Stokes Equations

¹³ Wall Function



شکل ۹- شبکه محاسباتی ایجاد شده در نمای پره-به-پره

برای ایجاد دیواره نامتقارن، نواحی مختلفی از هاب یا شروود را میتوان مورد توجه قرار داد. سطح ناحیه مورد مطالعه بستگی به ماهیت جریان و توان محاسباتی میتواند شامل نواحی بالا دست لبه حمله، نواحی بین لبه حمله تا لبه فرار و در نهایت نواحی بالا دست لبه حمله تا لبه فرار باشد. در این تحقیق ناحیه طراحی شامل نصف وتر محوری در بالا دست لبه حمله تا لبه فرار در دیواره شروود میباشد. در این ناحیه ۳۶ نقطه طراحی (نقطه کنترلی) در نظر گرفته شده است. شکل ۱۰ طرحواره‌ای از ناحیه و نقاط طراحی را نشان میدهد. لازم به تذکر است که این تصویر فقط یک طرحواره می‌باشد و تعداد دقیق نقاط و توزیع آن‌ها را نشان نمی‌دهد.



شکل ۱۰- طرحواره‌ای از ناحیه اعمال دیواره نامتقارن و نقاط کنترلی

در طراحی دیواره نامتقارن محدودیتهای بر روی نقاط طراحی در نظر گرفته شده است:

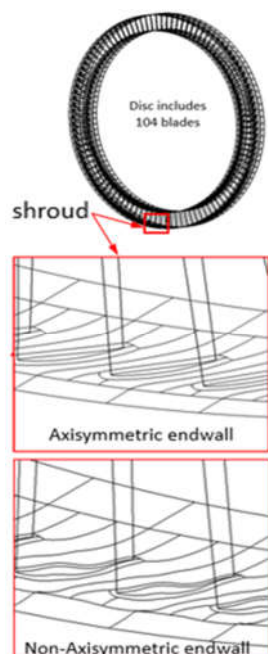
- دیواره نامتقارن در بعضی نقاط باعث تقعر و تحدب در پوسته کمپرسور میگردد. در حالتی که تقعر در سطح باشد منجر به نازک شدن سطح پوسته میشود که این خود یک محدودیت در میزان تقعر یا تحدب است. بنابراین دامنه نوسان شعاعی هر نقطه به اندازه $\pm 1.3\%$ ارتفاع پره محدود شده است.
- مرزهای کناری باید متناوب باشد. در نتیجه نقاط طراحی که در این مرزها واقع میشوند باید متقارن و دارای شعاع برابر

باشند.

- نقاط طراحی که در راستای محور دوران، در مرز و نیز نزدیک به مرز ناحیه دیوار نامتقارن می‌باشند باید تغییر شعاعی تدریجی داشته باشند تا شبکه محاسباتی که بر روی سطح ایجاد میشود از کیفیت قابل قبولی برخوردار باشد. همانطور که در بخش قبل شرح داده شد، برای تولید ابر داده از روش نمونه‌برداری بیش‌مکعب لاتین استفاده شده است. با توجه به تعداد نقاط طراحی که در این تحقیق ۳۶ نقطه میباشد، از ابر داده اولیه‌ای شامل ۲۱۶ نمونه^۱ استفاده شده است. بعد از ایجاد ابر داده اولیه مراحل بهینه سازی طبق فلوچارت نشان داده شده در شکل ۷ صورت گرفته است.

۶- نتایج طراحی دیواره نامتقارن و ارزیابی عملکرد آن

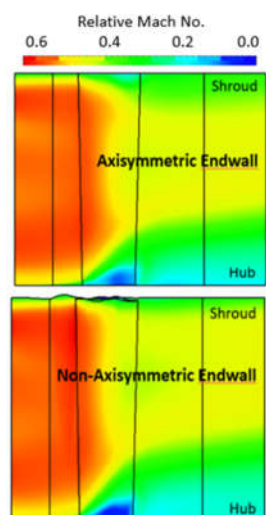
دیواره نامتقارن طراحی شده بر سطح شروود در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده میشود تحدب و تقعر ایجاد شده بر روی سطح از مدل کلاسیکی که در آن در نزدیکی سطح فشاری تحدب و در نزدیکی سطح مکشی تقعر ایجاد میکند پیروی نمیکند. در دیواره نامتقارن طراحی شده تحدب و تقعر در امداد محور کمپرسور تکرار شده است که نشان از رفتار منحصر بفرد هر پره و جریان دارد.



شکل ۱۱- دیواره متقارن و نامتقارن طراحی شده در ناحیه نوک پره

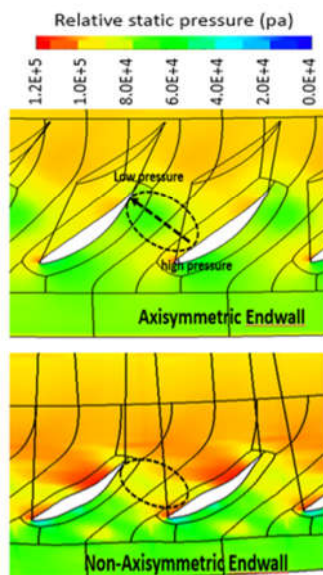
در میان پارامترهای محاسباتی میدان جریان، راندمان^۲ نسبت به سایر پارامترها دارای حساسیت بیشتری است و به طور کدتر از

¹ sample
² efficiency



شکل ۱۳- توزیع متوسط عدد ماخ در جهت دوران

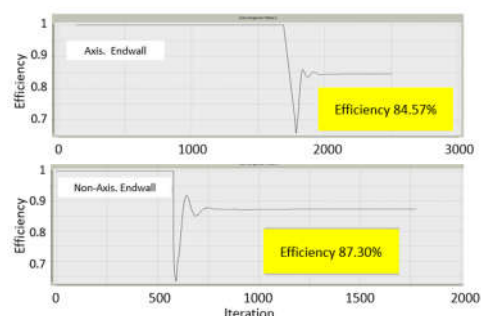
توزیع فشار استاتیک در سطح شroud در شکل ۱۴ نمایش داده شده است. توزیع فشار برای حالتی که سطح متقارن است، گرادیان فشار منفی از سمت سطح فشاری به سطح مکش را نشان میدهد که خود عامل اصلی به وجود آمدن جریان ثانویه میباشد. این ناحیه، توسط خط چین بیضوی شکل علامت گذاری شده است. از مقایسه توزیع فشار برای حالت دیواره متقارن و نامتقارن مشاهده میشود که در شroud نامتقارن، گرادیان فشار بشدت کاهش پیدا کرده است و تقریباً یک ناحیه هم فشار ایجاد گردیده است.



شکل ۱۴- توزیع فشار استاتیک نسبی در سطح دیواره شroud

همانطور که در شکل ۱۴ نشان داده شده است سطح نامتقارن باعث کاهش گرادیان فشار گردیده که انتظار میرود با کنترل جریان

سایرین همگرا می شود. شکل ۱۲ تاریخچه تغییرات راندمان در هر تکرار برای هر دو شبیه سازی سطح متقارن و نامتقارن را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود، در هر دو شبیه سازی، راندمان به خوبی به یک مقدار ثابت همگرا شده است. در نمونه های استفاده شده برای تولید داده و در طی زنجیره بهینه سازی، تنها از شبیه سازی هایی استفاده گردیده است که در ۱۰۰ تکرار آخر، تغییرات راندمان در آن ها کمتر از ۰.۱٪ بوده است. همانطور که از شکل ۱۲ مشاهده می شود، راندمان برای سطح متقارن و نامتقارن به ترتیب ۸۴.۵۷٪ و ۸۷.۳۰٪ است. به عبارت دیگر، سطح نامتقارن باعث افزایش ۲.۷٪ راندمان شده است.

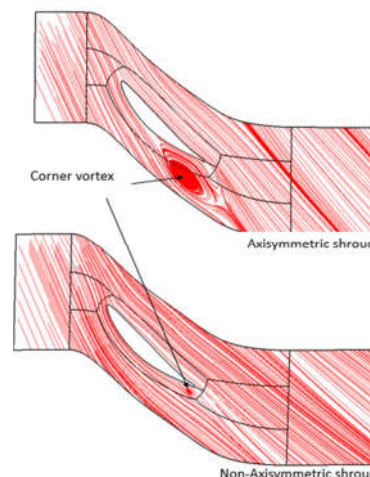


شکل ۱۲- تاریخچه همگرایی راندمان

در صورتیکه از سرعت جریان بی بعد (عدد ماخ) در جهت دوران پره (B2B) متوسط گیری شود شکل ۱۳ حاصل می شود. مقایسه دو میدان جریان نشان میدهد که ناحیه کم انرژی نزدیک به شroud به دلیل ایجاد سطح نامتقارن بسیار کوچک شده و انسداد جریان در آن ناحیه کاهش محسوسی پیدا کرده است. از طرفی در ناحیه هاب، جدایش جریان تقویت شده است. علت افزایش ناحیه کم انرژی در این ناحیه جابجایی بار^۱ آیرودینامیکی از ناحیه هاب به شroud می باشد که اجازه جدایش بیشتر را به جریان در نزدیکی هاب میدهد. چنین پدیده ای که وقتی در یکی از دیواره ها جریان ثانویه کنترل میشود در دیواره مقابل تلفات افزایش میابد توسط یوچن و همکاران نیز گزارش گردیده است [۳۲].

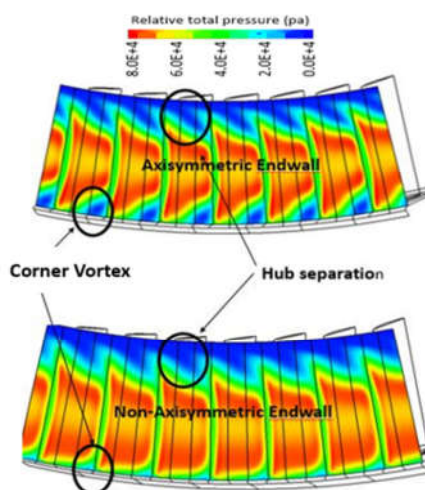
^۱ load

ثانویه جدایش در گوشه پره^۱ کاهش پیدا کند. شکل ۱۵ خطوط جریان در صفحه ای که پره را در ارتفاع ۹۵٪ قطع میکند را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که گردابه به‌وجود آمده در گوشه پره در حالتی که سطح نامتقارن است بسیار کوچکتر شده است.



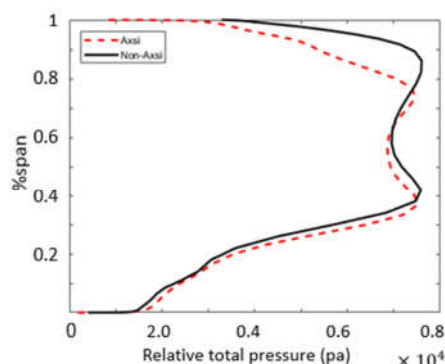
شکل ۱۵- خطوط جریان در صفحه واقع در ۹۵٪ ارتفاع پره

بمنظور بررسی بیشتر ابعاد گردابه گوشه پارامترهای جریان را در پایین دست پره مورد مطالعه قرار می‌دهیم. توزیع فشار سکون در صفحه عمود بر محور دوران برای هر دو هندسه در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود گردابه گوشه برای هندسه سطح نامتقارن بسیار کوچک گردیده است اما همانگونه که در توضیح شکل ۱۳ گفته شد، رفع مسدود بودن جریان در ناحیه شروع باعث کاهش بار در نواحی دیگر گردیده که خود باعث بسط جدایش جریان در نزدیکی دیواره هاب شده است.

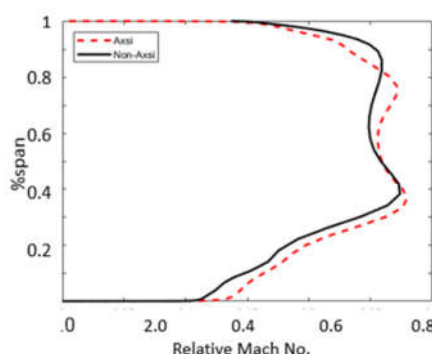


شکل ۱۶- توزیع فشار سکون نسبی در پایین دست جریان

بمنظور بررسی کمی تاثیر دیواره غیر متقارن در ناحیه شروع بر روی جریان، پروفایل فشار سکون و عدد ماخ که در جهت دوران روتور متوسط گیری شده اند را مورد مطالعه قرار می‌دهیم. شکل‌های ۱۷ و ۱۸ توزیع فشار سکون و عدد ماخ در جهت شعاعی در پایین دست پره را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود در ناحیه شروع پروفایل فشار تا ۲۵٪ ارتفاع پره بشدت افزایش پیدا کرده است. تاثیر این تغییربار در نواحی نزدیک به هاب و میانه پره نیز مشاهده می‌شود. در این نواحی انرژی جریان اندکی کاهش یافته است.



شکل ۱۷- نیم‌رخ توزیع فشار سکون نسبی در امتداد پره



شکل ۱۸- پروفایل توزیع عدد ماخ نسبی جریان در امتداد پره

۷- خلاصه و جمع بندی نتایج

این پژوهش به بررسی کنترل جریان ثانویه در توربوماشین‌ها با استفاده از تکنیک دیواره نامتقارن می‌پردازد. هدف اصلی این تکنیک، افزایش راندمان پره یک کمپرسور جریان محوری است. برای این منظور، یک زنجیره بهینه‌سازی خودکار برای طراحی دیواره نامتقارن مبتنی بر مدل جایگزین کریجینگ ایجاد شده است. برای حل میدان جریان و ارزیابی عملکرد پره، شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از مدل توربولانسی $k-\epsilon$ انجام شده است. در نهایت، یک دیواره نامتقارن برای شروع پره طراحی و عملکرد آن مورد بررسی قرار گرفته است.

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که دیواره نامتقارن منجر به ضعیف شدن جریان ثانویه و کوچک شدن گردابه گوشه می‌شود. مقایسه میدان جریان بین هندسه با دیواره متقارن و نامتقارن نشان می‌دهد که ناحیه جدایش جریان کاهش یافته و این باعث افزایش $\eta/7\%$ راندمان نسبت به دیواره متقارن می‌شود. آنالیز جریان آشکار

¹ Blade's Corner

profile contouring—Part I: Airfoil design. Journal of Turbomachinery, 2014. 136(8): p. 081005.

- [14] Marks CR, Sondergaard R, Bear PS, Wolff M. Reynolds number effects on the secondary flow of profile contoured low pressure turbines. in 54th AIAA aerospace sciences meeting. 2016.
- [15] Sangston K, Little J, Lyall ME, Sondergaard R. End wall loss reduction of high lift low pressure turbine airfoils using profile contouring—Part II: Validation. Journal of Turbomachinery, 2014. 136(8): p. 081006.
- [16] Hergt A, Meyer R, Liesner K, Nicke E. A new approach for compressor endwall contouring. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2011.
- [17] Kawai T, Shinoki S, Adachi T. Secondary flow control and loss reduction in a turbine cascade using endwall fences. JSME international journal. Ser. 2, Fluids engineering, heat transfer, power, combustion, thermophysical properties, 1989. 32(3): p. 375-387.
- [18] Chung J, Simon T, Buddhavarapu J. Three-dimensional flow near the blade/endwall junction of a gas turbine: application of a boundary layer fence. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 1991. American Society of Mechanical Engineers.
- [19] Rose MG. Non-axisymmetric endwall profiling in the HP NGV's of an axial flow gas turbine. in Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air. 1994. American Society of Mechanical Engineers.
- [20] Praisner TJ, Allen-Bradley E, Grover EA, Knezevici DC, Sjolander SA. Application of non-axisymmetric endwall contouring to conventional and high-lift turbine airfoils. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2007.
- [21] Dorfner C, Nicke E, Voss C. Axis-asymmetric profiled endwall design by using multiobjective optimisation linked with 3D RANS-flow-simulations. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2007.
- [22] Marks CR, Fletcher N, Sondergaard R. Comparison of Endwall Loss Reduction Techniques in a High-Lift Turbine Passage. Journal of Turbomachinery, 2021. 143(9): p. 091007.
- [23] Muller R, Vogeler K, Sauer H, Hoeger M. Endwall boundary layer control in compressor cascades. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2004.
- [24] Ma Y, Teng J, Zhu M, Qiang X. Non-axisymmetric endwall contouring in a linear compressor cascade. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2020. American Society of Mechanical Engineers.
- [25] You F, Li X, Lu Q, Zhang H, Chu W. Numerical Investigation into a New Method of Non-Axisymmetric End Wall Contouring for Axial Compressors. Energies, 2022. 15(9): p. 3305.

[۲۶] حاج صادقی م، مددی ع، نوری س. بهینه سازی پروفیل پره کمپرسور محوری گذر صوتی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و دینامیک سیالات محاسباتی. مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، ۱۴۰۱. ۵۲(۳).

- [27] Hicks CR. Fundamental concepts in the design of experiments. 1964.
- [28] Forrester A, Sobester A, Keane A. Engineering design via surrogate modelling: a practical guide. 2008: John Wiley & Sons.
- [29] Kim JH, Choi JH, Kim KY. Surrogate modeling for optimization of a centrifugal compressor impeller. International Journal of Fluid Machinery and Systems, 2010. 3(1): p. 29-38.

می‌کند که کنترل جریان ثانویه در نزدیکی دیواره، راندمان فشاری در سمت دیواره هاب را کاهش می‌دهد. این نتایج نشان می‌دهند که کنترل جریان ثانویه توسط دیواره نامتقارن تاثیر مثبتی بر راندمان و عملکرد پره دارد و اگر در هاب و شروود همزمان اعمال شود، می‌توان انتظار افزایش بیشتری در راندمان داشت.

به‌طور کلی، این مقاله یک روش مؤثر و کارآمد برای کنترل جریان ثانویه در توربوماشین‌ها ارائه می‌دهد که منجر به افزایش راندمان و بهبود عملکرد پره می‌شود. آنالیز پدیده‌های جریانی ارائه شده، اثربخشی این روش در طراحی و بهینه‌سازی توربوماشین‌ها را نشان می‌دهد.

۸- تشکر و قدردانی

این تحقیق بر اساس قرارداد پژوهشی ق/ه/۹۷/۳۰۵/۲۱۱ مابین دانشگاه شهید بهشتی و پژوهشگاه نیرو انجام شده است. بدین‌وسیله از همکاری و حمایت مسئولین پژوهشگاه نیرو مراتب تشکر و قدردانی خود را اعلام می‌نمایم.

۹- مراجع

- [1] Mesbah M, Thomas JF, Thirifay F, Naert A, Hiernaux S. Investigation of Forced Response Sensitivity of Low Pressure Compressor With Respect to Variation in Tip Clearance Size. Journal of Turbomachinery, 2015. 137(9): p. 091011.
- [۲] عباسی ث، اسماعیل زاده‌ولی ش. بررسی اثر اعمال شیار محیطی در پوسته بر رفتار جریان و عملکرد یک کمپرسور چرخشی معکوس. مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، ۱۴۰۱. ۵۲(۴).
- [3] Harvey NW, Rose MG, Taylor MD, Shahpar S, Hartland J, Gregory-Smith DG. Nonaxisymmetric turbine end wall design: part I—three-dimensional linear design system. J. Turbomach., 2000. 122(2): p. 278-285.
- [4] Sharma O, Butler T. Predictions of endwall losses and secondary flows in axial flow turbine cascades. 1987.
- [5] Langston, L. Secondary flows in axial turbines—a review. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001. 934(1): p. 11-26.
- [6] Mesbah M, Geuzaine P, Arts T, Simon JF. Impact of Weld Joint on Compressor Blade Performance. Journal of Propulsion and Power, 2017. 33(1): p. 276-284.
- [7] Bloxham MJ, Bons JP. Combined blowing and suction to control both midspan and endwall losses in a turbomachinery passage. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2010.
- [8] Benton SI, Bons JP, Sondergaard J. Secondary flow loss reduction through blowing for a high-lift front-loaded low pressure turbine cascade. Journal of turbomachinery, 2013. 135(2): p. 021020.
- [9] Benton SI, Bernardini C, Bons JP, Sondergaard R. Parametric optimization of unsteady end wall blowing on a highly loaded low-pressure turbine. Journal of Turbomachinery, 2014. 136(7): p. 071013.
- [10] Lethander AT. Assessment of a leading edge fillet for decreasing vane endwall temperatures in a gas turbine engine. 2003, Virginia Tech.
- [11] Sauer H, Müller R, Vogeler K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall. in Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2000. American Society of Mechanical Engineers.
- [12] Zess, G, Thole KA. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane. J. Turbomach., 2002. 124(2): p. 167-175.
- [13] Eric LM, King PI, Clark JP, Sondergaard R. Endwall loss reduction of high lift low pressure turbine airfoils using

- [30] Montero JM, Fernández-Avilés G, Mateu J. *Spatial and spatio-temporal geostatistical modeling and kriging*. John Wiley & Sons. 2010.
- [31] Jeong S, Murayama M, Yamamoto K. *Efficient optimization design method using kriging model*. Journal of aircraft, 2005. **42**(2): p. 413-420.
- [32] Ma Y, Teng J, Zhu M, Qiang X. *Effective strategy of non-axisymmetric endwall contouring in a linear compressor cascade*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022. **236**(8): p. 1473-1487.