

مخرب کلی بر عملکرد موتور، این انسدادهای جریان از جمله عوامل مهم ایجاد ناپایداری و رخداد واماندگی زودرس در موتورهای هوایی هستند [۳]. در طراحی انواع موتورهای هوایی، به صورت پیش فرض جریان ورودی یکنواخت در نظر گرفته می شود اما به واسطه برخی شرایط، امکان ایجاد جریان غیر یکنواخت در ورودی موتورها نیز وجود دارد [۴]. یکپارچه سازی سیستم ورودی با بدنه، چیدمان و شکل پیشرفته و نوین ورودی در موتورهای هوایی از جمله عوامل رخداد جریان غیر یکنواخت به عنوان انسداد جریان است [۵]. در این میان، پرواز در گردابه های اتمسفری، مانورهای سریع، بادهای مخالف شدید و ... از جمله عوامل دیگر رخداد غیریکنواختی در ورودی موتورهای هوایی است. این غیر یکنواختی و ناپایداری ها می توانند در صورت ها و گونه های مختلفی به صورت تغییرات فشاری، تغییرات دمایی، ایجاد جریان چرخشی [۶]، تغییرات در چگالی و موارد دیگر ظهور کنند.

انسداد جریان چرخشی به عنوان یکی از مهمترین انواع انسداد جریان در ورودی مطرح است. تا به امروز تحقیقات مختلفی به صورت تجربی [۷-۹] و عددی [۱۰، ۱۱] به بررسی اثر جریان چرخشی بر عملکرد کمپرسورهای محوری و ارزیابی اثرات مخرب آن پرداخته اند. در مطالعه ای در سال ۲۰۲۱ توسط گواجین^۱ و همکاران به صورت تجربی و عددی، اثر انسداد جریان چرخشی بر عملکرد یک کمپرسور محوری مورد ارزیابی قرار گرفت. در این مطالعه با توسعه یک نیروی حجمی به عنوان تولید کننده جریان چرخشی در ناحیه ورودی به روتور، عملکرد یک کمپرسور سرعت پایین محوری دو طبقه تحت این مطالعه ارزیابی و نتایج شبیه سازی با نتایج تجربی مقایسه گردید. مطابق نتایج این مطالعه جریان چرخشی در ورودی موجب افزایش بارگذاری بر روی پره شده است [۱۲]. در سال ۲۰۱۸ نیز ژو دانگ^۲ و همکاران در مطالعه ای تجربی به ارزیابی اثر فرآیند رخداد واماندگی به همراه روش کنترلی روش اصلاح پوسته^۳ در یک کمپرسور محوری سرعت پایین تحت انسداد جریان چرخشی پرداختند [۱۳]. نتایج این مطالعه نشان داد که جریان چرخشی در خلاف جهت دوران روتور منجر به کاهش حاشیه واماندگی کمپرسور می گردد.

در سال های گذشته، روش های مختلفی برای کاهش اثرات نامطلوب انسدادهای جریان چرخشی در کمپرسورهای محوری مورد بررسی قرار گرفته است. استفاده از پره های راهنمای ورودی متغیر که متناسب با زاویه جریان چرخشی ورودی قابلیت تنظیم داشته، یکی از روش های کاهش اثرات نامطلوب جریان ورودی به موتور است [۱۴]. با این وجود استفاده از این پره های راهنمای ورودی به علت مشکلات افزایش نویز، افزایش وزن موتور، مشکلات یخ زدایی و ... همواره قابل استفاده نیست. افزون بر این، روش های مختلفی از جمله استفاده از تولید کننده گردابه^۴، مکش هوا، تزریق هوا از جمله تلاش ها برای کنترل جریان چرخشی شکل گرفته در داکت های ورودی موتورهای هوایی بوده است [۱]. در این بین استفاده از عملگرهای پلاسمایی در کنترل انسدادهای جریان در ورودی توربوماشین ها به عنوان یک روش جدید

مطرح است [۱۵].

کاربرد عملگرهای پلاسمایی DBD در کاهش ناپایداری های جریان و اصلاح زاویه جریان در حوزه توربوماشین ها، بسیار نوین و جدید است [۱۶]. در طی سال های اخیر، کاربرد این نوع از محرک های پلاسمایی در آیرودینامیک خارجی بسیار مورد مطالعه قرار گرفته است [۱۷]، اما مطالعات در حوزه توربوماشین ها به خصوص کنترل انواع انسداد جریان در ردیف پره دوار بسیار محدود بوده است. در حقیقت ویژگی های مهم و شاخص این روش، آن را به ابزاری جذاب در حوزه کنترل جریان در توربوماشین ها مبدل ساخته است. از جمله ویژگی های مثبت این روش را می توان به سادگی کارکرد، عدم اثر مخرب بر جریان، قابلیت اطمینان و اعتماد بالا، مقرون به صرفه بودن، نبود قسمت متحرک، پاسخ زمانی بالا و ... اشاره نمود [۱۸]. شیوه تاثیرگذاری این روش به این صورت است که با استفاده از تخلیه پلاسمایی، مومنوم ذرات در مناطق مورد هدف، افزایش می یابد. در واقع با یونیزه نمودن مولکول های هوا و در پی آن با برخورد ذرات باردار در حال حرکت در جریان سیال با ذرات خنثی، یک مومنوم القایی به جریان سیال افزوده می شود. عملگرهای پلاسمایی DBD، شامل دو یا چند الکترود هستند که توسط دو یا چند ماده دی الکتریک از هم مجزا گردیده اند. اعمال منبع الکتریکی ولتاژ قوی مستقیم (DC) یا منبع ولتاژ متناوب (AC) می تواند موجب تحریک این عملگرها شوند. این تحریک کننده با یونیزه نمودن هوا و در نتیجه تولید پلاسمای سرد، باعث اعمال یک نیروی حجمی القایی به میدان سیال اطراف خود می شوند [۱۹].

بررسی مطالعات و منابع در دسترس نشان می دهد که مطالعات محدود استفاده از عملگرهای پلاسمایی در کمپرسورهای محوری، بیشتر متمرکز بر کنترل جریان نشتی نوک بوده است و این در حالی است که استفاده از عملگرهای پلاسمایی در کنترل جریان ناشی از انسدادهای جریان به خصوص انسداد جریان چرخشی مورد مطالعه قرار نگرفته است. مفهوم کاربرد این محرک های پلاسمایی در کنترل جریان درز نوک پره کمپرسور محوری اولین بار توسط وو^۵ و همکاران معرفی شده است [۲۰]. در این مطالعه عددی به ارزیابی مکان بهینه عملگرهای پلاسمایی در کنترل جریان درز نوک در یک روتور کمپرسور محوری پرداخته شده است. مطابق نتایج این مطالعه، در کمپرسورهای محوری سرعت پایین بهینه ترین مکان نصب عملگرهای پلاسمایی در فاصله ۷ درصدی طول وتر پره در نوک و در بالادست آن است. از جمله مطالعات عددی برجسته دیگر، مطالعه جوتیپراساد^۶ و همکاران در سال ۲۰۱۲ بوده است [۲۱]. در این مطالعه با هدف افزایش حاشیه واماندگی در یک کمپرسور محوری سرعت پایین با کمک مدل سازی عملگرهای پلاسمایی با استفاده از یک توزیع نیرو حجمی خطی در شبیه سازی های عددی به ارزیابی اثر جهت اعمال نیروی القایی ناشی از این عملگرها پرداخته شده است. در مطالعه ای دیگر در سال ۲۰۲۱ توسط خوش نژاد و همکاران، به بررسی اثر اعمال محرک های پلاسمایی بر فیزیک گردابه های درز نوک و افت ناشی از آن در یک ردیف پره روتور کمپرسور محوری سرعت پایین در یک مطالعه عددی پرداخته شده است [۱۸]. مطابق نتایج این مطالعه وجود محرک های پلاسمایی

¹ GUO Jin

² Xu Dong

³ Casing treatment

³ Vortex generators

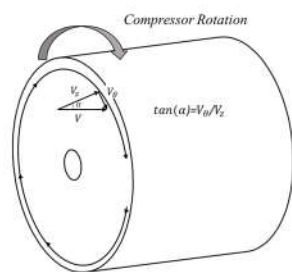
⁵ Vo

⁶ Jothiprasad

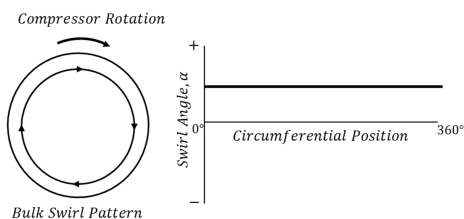
(swirl)، جریان چرخشی موضعی (Tightly wound vortices) و جریان چرخشی عرضی (Cross flow swirl) است.

جریان چرخشی با یک گردابه شاخص که موضوع مورد بررسی در این مطالعه است به صورتی تعریف می‌شود که تمامی جریان رسیده به ورودی کمپرسور در حال چرخش در یک جهت محیطی و با یک زاویه محیطی باشد. در واقع یکی از مشخصه‌های مهم در این جریان چرخشی، زاویه چرخش α است که مطابق رابطه (۱)، تعریف می‌گردد. این زاویه، در واقع زاویه بین سرعت محوری (V_z) و سرعت زاویه‌ای (V_θ) در ورودی است که در شکل ۱ نشان داده شده است [۱]. اگر زاویه جریان چرخشی منطبق بر دوران کمپرسور و مثبت باشد، با عنوان جریان چرخشی هم جهت (Co-Rotation) شناخته می‌شود و در صورتی که زاویه جریان چرخشی در خلاف جهت دوران روتور و منفی باشد، با عنوان جریان چرخشی خلاف جهت (Counter-Rotation) شناخته می‌شود.

$$\tan(\alpha) = \frac{V_\theta}{V_z} \quad (1)$$



الف) تعریف زاویه جریان چرخشی.



ب) توزیع جریان چرخشی.

شکل ۱- زاویه جریان چرخشی با یک گردابه شاخص در ورودی کمپرسور

۳- روش شبیه‌سازی عددی

۳-۱- هندسه و ناحیه محاسباتی

در این مطالعه از یک ردیف پره روتور منفرد کمپرسور محوری سرعت پایین بر اساس سری NACA-65 که شامل ۱۲ پره است، استفاده شده است. هندسه این روتور در مطالعات مختلف عددی [۱۵] و تجربی [۲۶] مورد استفاده قرار گرفته است. مشخصات عملکردی روتور در این مطالعه در شرایط عملکردی مختلف در سرعت دورانی ۱۳۰۰ دور بر دقیقه مورد ارزیابی قرار گرفته است. برخی از ویژگی‌های

علاوه بر کاهش افت ناشی از گردابه‌های درز نوک، موجب افزایش حاشیه پایداری روتور کمپرسور نیز گردیده است. از محدود مطالعات در زمینه کاربرد عملگرهای پلاسمایی در کنترل ناپایداری‌های ناشی از انسدادهای جریان در یک کمپرسور محوری، مطالعه مرجع [۱۵] در سال ۲۰۲۱ بوده است. در این مطالعه عددی به ارزیابی تاثیر استفاده از عملگرهای پلاسمایی در کنترل اغتشاشات ناشی از یک انسداد جریان شعاعی در بالادست ردیف پره یک روتور کمپرسور سرعت پایین پرداخته شده است. مطابق نتایج این مطالعه، عملگرهای پلاسمایی با مکانیزم تزریق مومنتوم به ناحیه کم سرعت در پشت صفحات انسداد جریان، منجر به بهبود عملکرد روتور در شرایط وجود انسدادهای شعاعی شده است.

افزون بر مطالعات عددی، اثر عملگرهای پلاسمایی بر افزایش حاشیه واماندگی کمپرسورها و فن‌های محوری سرعت پایین [۲۲-۲۴] و سرعت بالا [۲۵] در مطالعات تجربی نیز مورد بررسی قرار گرفته است. بیشتر این مطالعات متمرکز بر تاثیر این عملگرها بر عملکرد کمپرسورهای محوری بوده است. با این وجود اثر عملگرهای پلاسمایی به صورت تجربی بر انسدادهای جریان ورودی به خصوص انسداد جریان در هیچ مطالعه‌ای مورد بررسی قرار نگرفته است.

هدف اصلی در این مطالعه بررسی اثر انسدادهای جریان چرخشی بر عملکرد یک روتور کمپرسور محوری سرعت پایین و همچنین ارزیابی اثر عملگرهای پلاسمایی در کنترل ناپایداری‌های ناشی از این نوع از انسدادهای جریان بوده است. در شبیه‌سازی‌های انجام پذیرفته در این مطالعه، عملکرد و میدان جریان در کمپرسور تحت شرایط انسداد جریان چرخشی با زاویه ۵ و ۱۰ درجه، هم‌جهت و خلاف جهت دوران روتور مورد ارزیابی قرار گرفته است. در ادامه نیز با هدف کنترل ناپایداری‌های ناشی از این نوع از انسداد جریان چرخشی و اصلاح جریان ورودی به روتور، روش کنترلی نوین عملگرهای پلاسمایی در بالا دست روتور اعمال شده است. در واقع ارزیابی تاثیر مخرب انسدادهای جریان چرخشی بر عملکرد روتور کمپرسور محوری و تاثیر عملگرهای پلاسمایی در کاهش این اثرات نامطلوب از جمله اهداف این مطالعه بوده است. تمرکز این مطالعه نیز بر بهبود حاشیه واماندگی روتور و اصلاح زاویه جریان ورودی به روتور با کمک عملگرهای پلاسمایی در شرایط عملکردی مختلف بوده است.

۲- معرفی انسداد جریان چرخشی

امکان رخداد جریان چرخشی در ورودی بسیاری از موتورهای مدرن توربین گاز هوایی وجود دارد. انسداد جریان چرخشی با عنوان وجود مولفه سرعت در راستای زاویه‌ای (V_θ)، در جریان در صفحه ورودی موتور تعریف می‌گردد. این مولفه سرعت از طریق کاهش یا افزایش زاویه برخورد جریان به پره، می‌تواند منجر به تغییر در بارگذاری بر روی پره گردد [۱]. امروزه نیاز به استفاده از مجراهای S شکل و در هم تنیده در ورودی و گردابه ناشی از اثرات زمین و بدنه و ... منجر به ایجاد جریان چرخشی در ورودی موتوهای هوایی می‌گردد. جریان چرخشی در ورودی موتوهای هوایی به چهار نوع مختلف دسته‌بندی می‌شود که شامل، جریان چرخشی با یک گردابه شاخص (Bulk swirl)، جریان چرخشی با جفت گردابه شاخص (Paired

هندسی این ردیف پره در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- ویژگی‌های هندسی روتور کمپرسور محوری

مقدار	واحد	مشخصه
۱۲	-	تعداد پره
۱۳۰۰	rpm	سرعت دورانی
۲۲۴/۵	mm	شعاع نوک پره
۱۳۵	mm	شعاع ریشه پره
۰/۶	-	نسبت پایه به نوک
۱/۷	%	نسبت مقدار درز نوک به طول وتر پره
۱۱۷/۵	mm	طول وتر در نوک
۵۶/۲	deg	زاویه نصب پره در نوک

به منظور ارزیابی و مطالعه اثر جریان چرخشی ورودی بر عملکرد کمپرسور محوری، با اعمال سرعت در راستای محوری و زاویه‌ای در ورودی و در بالادست روتور، شبیه‌سازی انجام گرفته است. بر این اساس، انسداد جریان چرخشی با زاویه ۵ و ۱۰ درجه در راستای دوران روتور و در زوایای ۵ و ۱۰ درجه در جهت خلاف دوران روتور نسبت به محور اصلی آن مورد ارزیابی قرار گرفته است. به منظور ارزیابی اثر انسداد جریان چرخشی، ۴ گذرگاه جریان روتور، معادل ۱/۳ محیط کل ردیف پره کمپرسور، مورد استفاده قرار گرفته است. هر گذرگاه روتور نیز شامل سه ناحیه است که متشکل از، قسمت ثابت ورودی به روتور، قسمت متحرک پره دوار و قسمت ثابت خروجی است. برای شبیه‌سازی و حل معادلات ناویر-استوکس به صورت تراکم ناپذیر و پایا، از نرم افزار Ansys CFX استفاده شده است. در این نرم‌افزار برای حل معادلات حاکم شامل بقای جرم (معادله (۲)) و اندازه حرکت (معادله (۳)) در مختصات دوار از روش حجم محدود استفاده می‌شود. در معادله ۳، مشخصه τ_{ij} تانسور تنش‌های رینولدز در معادلات ناویر-استوکس است. در این مطالعه معادلات متوسط‌گیری شده در حالت سه بعدی و لزج به روش ضمنی مرتبه دو حل می‌شوند. به منظور شبیه‌سازی جریان پیچیده در کمپرسورهای محوری به خصوص در شرایط وجود انسداد جریان چرخشی در ورودی، نیازمند مدل آشفتگی با دقت مناسب است. به همین دلیل در شبیه‌سازی معادلات ناویر-استوکس، از مدل $k\omega - SST$ استفاده شده است. این مدل به دلیل اصلاحات نزدیک دیواره و همچنین دقت مناسب در جریان‌هایی با گرادیان فشار بالا و جریان چرخشی به عنوان یک مدل پیشنهادی در مسائل مربوط به توربوماشین شناخته شده است [۱۸] و به عنوان یک مدل رایج در این زمینه است. بر طبق گزارش ارائه شده در مقالات مختلف در زمینه توربوماشین، در مقایسه با مدل‌های آشفتگی دیگر، نتایج کسب شده از این مدل با خطای کمتری همراه است [۲۷]. جزئیات مربوط به این مدل توربولانسی در مرجع [۲۸] ارائه شده است. لازم به ذکر است که معیار همگرایی در شبیه‌سازی حاضر برای مقادیر باقی‌مانده در حل معادله‌های اصلی، محدوده 10^{-7} در نظر گرفته شده است.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{u}_i) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_i) \right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

۳-۲- شرایط مرزی

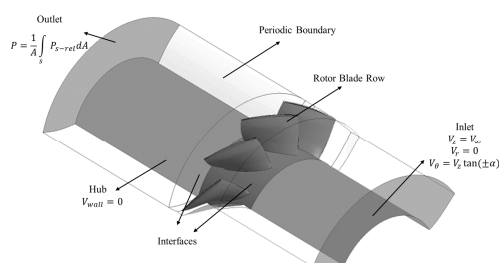
تعیین دقیق شرایط مرزی در شبیه‌سازی عددی انسداد جریان چرخشی در ورودی روتور از اهمیت بسزایی برخوردار است. به طور کلی در این شبیه‌سازی از شرط تعیین مقدار سرعت در ورودی و فشار استاتیک به همراه فرض تعادل شعاعی (Radial equilibrium) در خروجی مورد استفاده قرار گرفته است. در شرایط پایه و بدون وجود انسداد جریان، جریان به صورت هم محور با محور دوران روتور در نظر گرفته شده است. این در حالی است که در شرایط شبیه‌سازی انسداد جریان چرخشی، از زبان برنامه نویسی CEL در نرم افزار CFX، به منظور تعیین مولفه‌های سرعت در ورودی برای مدل‌سازی انسداد جریان چرخشی، استفاده شده است. همانطور که ذکر شد، مهمترین مولفه جریان چرخشی کلی در ورودی موتورهای هوایی با یک گردابه شاخص، زاویه جریان ورودی α_{Bulk} است. مولفه‌های سرعت در ورودی به منظور شبیه‌سازی جریان چرخشی با یک گردابه شاخص در مختصات استوانه‌ای مطابق معادله‌های (۴) الی (۷) است. در این معادلات مشخصه V_z معرف سرعت محوری، مشخصه V_r معرف سرعت شعاعی و مشخصه V_θ معرف سرعت زاویه‌ای در ورودی است. در طرفین میدان حل از شرط پریودیک و از شرط عدم لغزش بر روی دیوار آدیاباتیک بر روی پوسته و ریشه در گذرگاه استفاده شده است. همچنین ناحیه مربوط به روتور به صورت متحرک و چرخان و دامنه ورودی و خروجی ثابت در نظر گرفته شده است. نمایی از هندسه روتور به همراه شرایط مرزی در شکل ۲ نشان داده شده است.

$$V_z = V_\infty \quad (4)$$

$$V_r = 0 \quad (5)$$

$$V_\theta = V_z \cdot \tan(\pm \alpha_{Bulk}) \quad (6)$$

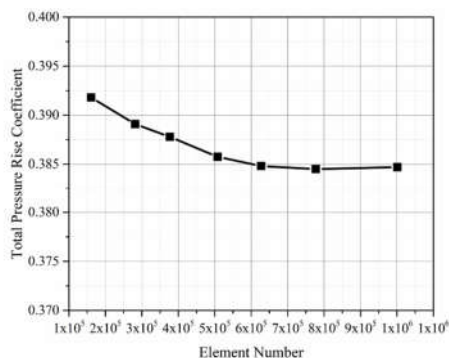
$$|V| = \sqrt{V_z^2 + V_\theta^2} \quad (7)$$



شکل ۲- شرایط مرزی حوزه حل محاسباتی

۳-۳- شبکه‌بندی

به منظور شبکه‌بندی سازمان یافته میدان محاسباتی از نرم افزار Turbogrid استفاده شده است. در شبکه‌بندی یک گذرگاه شامل ناحیه

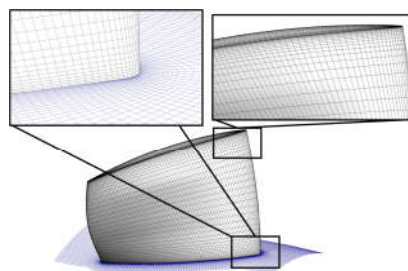


شکل ۵- استقلال شبیه‌سازی از شبکه‌بندی

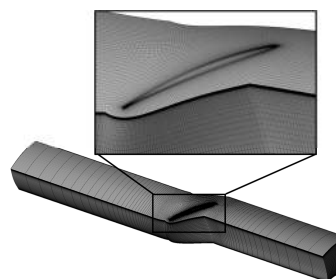
۴-۳- مدل عملگرهای پلاسمایی

در این مطالعه اثرات سیالاتی عملگرهای پلاسمایی با استفاده از مدل جبری پدیدارشناسی شای^۲ [۲۹] شبیه‌سازی شده است. دقت بالا، هزینه محاسباتی پایین و قابلیت پیاده‌سازی در حلگرهای دینامیک سیالات محاسباتی، موجب شده است، این مدل یکی از مدل‌های پرکاربرد در شبیه‌سازی اثرات عملگرهای پلاسمایی DBD در کاربردهای آیرودینامیکی در سال‌های اخیر گردد. با توجه به هزینه محاسباتی پایین این روش نسبت به سایر مدل‌های عملگرهای پلاسمایی، یکی از مناسب‌ترین مدل‌ها برای پیاده‌سازی اثرات این عملگرهای پلاسمایی در جریان پیچیده در کمپرسورهای محوری است. به همین منظور، در این مطالعه با استفاده از مدل عملگرهای پلاسمایی شای، به بررسی اثر این محرک‌ها بر کنترل انسداد جریان چرخشی ورودی به روتور پرداخته شده است. بر این اساس، محرک‌های پلاسمایی در شبیه‌سازی‌های عددی در این مطالعه در فاصله ۷ درصدی طول وتر پره در نوک و در بالادست روتور تعبیه شده است. این فاصله در مطالعات مختلف به عنوان فاصله بهینه در روتورهای کمپرسورهای سرعت پایین پیشنهاد شده است [۲۰]. نمایی از طرح‌واره قرارگیری عملگر پلاسمایی در بالادست رتور در شکل ۶ نشان داده شده است. این عملگر پلاسمایی به صورت محیطی در سرتاسر محیط پوسته در بالادست روتور اعمال شده است. نحوه تاثیرگذاری این روش کنترل فعال، تزریق مومنتوم به جریان نزدیک به پوسته و لبه حمله روتور و افزایش مولفه سرعت محوری در جریان به ورودی به روتور بوده است. در مدل عملگرهای پلاسمایی شای، توزیع نیروی القایی ناشی از این عملگرها، بر اساس ابعاد الکترودها و ولتاژ و فرکانس اعمالی به صورت یک مدل جبری به صورت متوسط زمانی ارائه شده است. در این مدل جبری، توزیع نیروی حجمی ناشی از عملگرهای پلاسمایی به صورت خطی در نظر گرفته شده است که ناحیه تاثیر این عملگرها در در یک ناحیه‌ی کوچک مثلثی به طول $b=3\text{ mm}$ و ارتفاع $a=1.5\text{ mm}$ بوده است. توزیع میدان الکتریکی و نیروی حجمی در این مدل در مختصات کارتزین به ترتیب مطابق رابطه (۸) و (۹) است. جزئیات مربوط به محاسبه این توزیع نیروی حجمی در مطالعه [۲۹] به طور کامل ارائه شده است. همچنین مشخصه‌های به کار گرفته شده در این

ثابت ورودی به روتور و خروجی از آن و همچنین ناحیه دوار روتور از ۷۷۷۱۱۸ المان استفاده شده است. در همین راستا، ۵۹۸۶۷۰ المان در بلوک روتور، ۸۰۴۰۸ المان برای ناحیه ثابت ورودی به روتور و ۹۸۰۴۰ المان برای بلوک خروجی به کار گرفته شده است. از آنجایی که ۴ گذرگاه در این شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار گرفته است، در مجموع ۳۰۱۰۸،۴۷۲ المان برای این شبیه‌سازی لحاظ شده است. این میدان محاسباتی به روش چندبلوکه شبکه‌بندی شده تا شبکه تولید شده را به سلول‌هایی با زاویه اریب^۱ کم هدایت کند. مقدار γ^+ در دامنه محاسباتی و روی دیواره‌ها از ۵ متجاوز نمی‌شود. به منظور شبیه‌سازی مناسب مدل پلاسمای، ۳۰ گره به صورت شعاعی در فاصله ۲ میلی‌متری ناحیه نشتی نوک لحاظ شده است. در شکل ۳ نمایی از ساختار توزیع مش بر روی پره و ریشه آن در حوزه محاسباتی نمایش داده شده است. افزون بر این، نمایی از نحوه شبکه‌بندی در اطراف پره در شکل ۴ نشان داده شده است. در این شبیه‌سازی، آزمون استقلال از شبکه به منظور ارزیابی صحت شبکه‌بندی مورد استفاده شده نیز مورد ارزیابی قرار گرفته است. این استقلال نتایج از شبکه‌بندی، با در نظر گرفتن ضریب افزایش فشار کل برای یک گذرگاه مد نظر قرار گرفته است و نتایج حاصل برای هفت نوع شبکه‌بندی مختلف در شکل ۵ نشان داده شده است. مطابق این شکل، با افزایش المان‌های محاسباتی تا میزان ۷۷۷۱۱۸ المان، ضریب افزایش فشار تغییرات زیادی دارد. این در حالی است که با افزایش تعداد المان شبکه‌بندی از این میزان، تغییرات ضریب افزایش فشار ناچیز است. بنابراین مناسب‌ترین تعداد شبکه برای این گذرگاه روتور ۷۷۷۱۱۸ المان است.



شکل ۳- نمایی از شبکه‌بندی بر روی دیواره حوزه حل در اطراف روتور در نرم‌افزار توربوگرید



شکل ۴- نمایی از شبکه‌بندی بر روی اطراف گذرگاه روتور

² Shyy

¹ Skewness

رابطه به همراه مقادیر آن‌ها در جدول ۲ معرفی شده است. نیروی ناشی از این عملگرها در طول زمان شکل‌گیری پلاسما به سیال اعمال می‌گردد که تنها شامل نیمی از چرخه جریان متناوب می‌باشد که تولید پلاسما فقط در طی این بازه زمانی انجام می‌شود. از همین رو مدت زمان تخلیه پلاسما (Δt) نسبت به مقیاس‌های زمانی در جریان سیال بسیار کوچک است. از سویی دیگر به دلیل فرکانس تخلیه بالا، می‌توان فرض کرد که نیروی اعمالی بر سیال به صورت یک نیروی متوسط ثابت در زمان است. همچنین لازم به ذکر است که در این شبیه‌سازی فرکانس اعمالی ۳ kHz و ولتاژ اعمالی ۴ kV در نظر گرفته شده است. در این مطالعه، مدل عملگرهای پلاسمایی شای به صورت توزیع نیروی حجمی، با استفاده از زبان برنامه نویسی CEL، در نرم افزار CFX، در قالب یک جمله اضافی مولد اندازه حرکت به معادلات ناویر-استوکس اضافه شده است. افزون بر این، به منظور اعمال محرک‌های پلاسمایی بر پوسته کمپرسور و توسعه یک مدل مناسب برای پیاده‌سازی در کمپرسورهای محوری، مختصات دکارتی به مختصات استوانه‌ای نیز انتقال یافته است.

(۸)

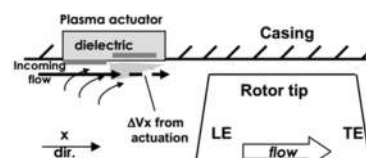
$$|E| = E_0 - k_1 x - k_2 y$$

(۹)

$$(F_x, F_y) = Ea\rho_e e_c f \Delta t \left(\frac{k_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}, \frac{k_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \right)$$

جدول ۲- مشخصات متغیرهای به کارگرفته شده در شبیه‌سازی مدل شای [۲۹]

متغیر	نماد	واحد	مقدار
فرکانس اعمالی	f	kHz	۳
چگالی بار کل	ρ_c	l/cm ³	۱۰ ^{-۱۱}
زمان تخلیه پلاسما	Δt	s	67×10^{-6}
میدان الکتریکی شکست	E_b	kV/cm	۳۰
ولتاژ اعمالی	U_a	kV	۴
فاکتور راندمان	α	-	۱
ارتفاع ناحیه پلاسمایی	a	mm	۱/۵
عرض ناحیه عملگر پلاسمایی	b	mm	۳
فاصله بین عملگرهای پلاسمایی	d	mm	۰/۲۵
طول الکترود در معرض	-	mm	۰/۵
طول الکترود پوشیده	-	mm	۳
ارتفاع الکترود	-	mm	۰/۱



شکل ۶- طرح‌واره قرارگیری عملگر پلاسمایی در بالادست رتور [۲۰]

۴- نتایج

۴-۱- صحت‌سنجی منحنی عملکردی کمپرسور

صحت‌سنجی شبیه‌سازی جریان در رتور کمپرسور مورد مطالعه بدون در نظر گرفتن محرک‌های پلاسمایی و انسداد جریان چرخشی با نتایج تجربی ارائه شده در مرجع [۲۶] در شرایط سرعت دورانی rpm ۱۳۰۰، انجام پذیرفته است. به همین منظور نتایج کسب شده از شبیه‌سازی عددی در قالب منحنی عملکردی کمپرسور (شکل ۷) با نتایج تجربی مقایسه شده است. منحنی عملکردی رتور شامل ضریب افزایش فشار کل (ψ) قبل و بعد از رتور و همچنین بازدهی رتور (η) در مقابل ضریب جریان (ϕ) در رتور می‌باشد که به ترتیب مطابق روابط (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) تعریف می‌شوند. در این روابط ΔP_t بیانگر اختلاف فشار کل قبل و بعد از رتور، U_t بیانگر سرعت در نوک پره، C_x بیانگر سرعت محوری ورودی به رتور، Q دبی حجمی گذرنده از رتور و ω سرعت دورانی رتور است.

(۱۰)

$$\psi = \frac{\Delta P_t}{1/2 \rho U_t^2}$$

(۱۱)

$$\phi = \frac{C_x}{U_t}$$

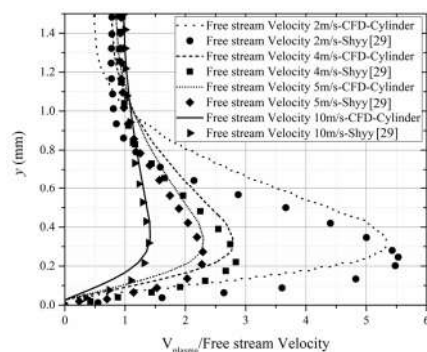
(۱۲)

$$\eta = \frac{Q \Delta P_t}{T \omega}$$

مقادیر ضریب جریان، ضریب افزایش فشار کل و بازدهی در شرایط طراحی و واماندگی با یکدیگر در جدول ۳ مقایسه شده‌اند. مطابق این جدول مشخص است که مقادیر ضریب جریان حاصل از شبیه‌سازی در شرایط واماندگی با نتایج تجربی خطایی کمتر از ۱ درصد دارد. این در حالی است که این خطا برای ضریب افزایش فشار کل در شرایط طراحی برابر ۳/۵٪ و در شرایط واماندگی برابر ۷/۵٪ است. در مجموع با در نظر گرفتن جریان پیچیده در شرایط واماندگی و خطای شبیه‌سازی عددی، نتایج کسب شده از شبیه‌سازی عددی مطابقت مناسبی با نتایج تجربی دارد.

جدول ۳- محاسبه درصد خطای شبیه‌سازی عددی و مقایسه با نتایج تجربی

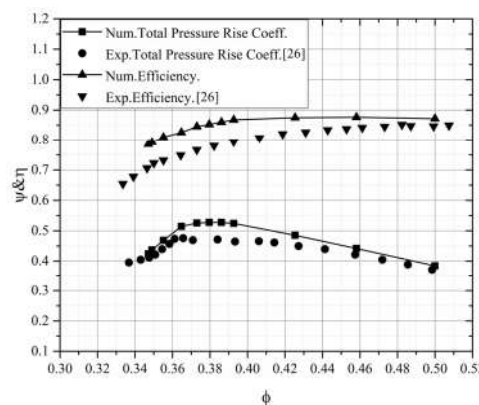
متغیر	تجربی	عددی	درصد خطا (%)
ضریب جریان در شرایط طراحی	۰/۴۹۸	۰/۵۱	۲/۴
ضریب جریان در شرایط واماندگی	۰/۳۶۵	۰/۳۶۴	۰/۲۷
ضریب فشار کل در شرایط طراحی	۰/۳۷۱	۰/۳۸۴	۳/۵
ضریب فشار کل در شرایط نزدیک به واماندگی	۰/۴۷۸	۰/۵۱۴	۷/۵
بازدهی در شرایط طراحی	۰/۸۴۹	۰/۸۶۸	۲/۲
بازدهی در شرایط واماندگی	۰/۷۵۱	۰/۸۲۷	۱۰/۱



شکل ۹- نتایج اعمال عملگرهای پلاسمایی بر روی استوانه در سرعت‌های مختلف جریان آزاد

۴-۳- اثر عملگرهای پلاسمایی بر انسداد جریان چرخشی

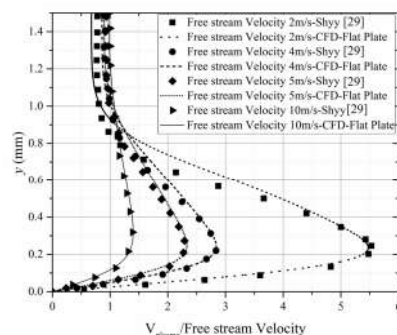
در این مطالعه در ابتدا اثر وجود جریان چرخشی در ورودی بر عملکرد کمپرسور محوری مورد ارزیابی قرار گرفته است. به همین منظور جریان در ورودی در زوایای ۵ و ۱۰ درجه در جهت دوران روتور و به همین صورت در زوایای ۵ و ۱۰ درجه در خلاف جهت دوران روتور در دور ۱۳۰۰ rpm مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج کسب شده در قالب منحنی توزیع فشار کل قبل و بعد از روتور نسبت به ضریب جریان عبوری از کمپرسور در شکل ۱۰ نشان داده شده است. مطابق شکل ۱۰ مشخص است که انسداد جریان چرخشی در جهت دوران روتور منجر به افزایش ناحیه پایداری روتور گردیده است و این در حالی است که با افزایش زاویه نیز ناحیه مربوط به ناپایداری کمپرسور در ضریب جریان بالاتری ایجاد می‌گردد و موجب افزایش ناحیه پایداری کمپرسور می‌گردد. لازم به ذکر است که شرایط واماندگی در کمپرسور متناسب با شرایطی است که با کاهش ضریب جریان در گذرگاه، ضریب افزایش فشار کل نیز کاهش می‌یابد. در عوض در شرایط وجود جریان چرخشی در خلاف جهت دوران روتور، موجب گشته که ناحیه واماندگی در کمپرسور زودتر رخ دهد. این موضوع نیز با افزایش زاویه جریان در ورودی از ۵ درجه به ۱۰ درجه نیز بیشتر شده است. در واقع انسداد جریان چرخشی هم جهت با دوران روتور موجب شده است ضریب افزایش فشار به سمت چپ و پایین منتقل شود و این در حالی است که انسداد جریان چرخشی خلاف جهت دوران روتور موجب انتقال منحنی ضریب افزایش فشار به سمت بالا و راست در نمودار شده است.



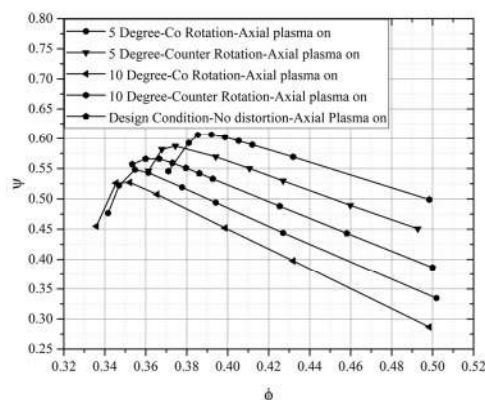
شکل ۷- صحت‌سنجی منحنی عملکردی کمپرسور (دور ۱۳۰۰ rpm)

۴-۲- صحت‌سنجی مدل عملگرهای پلاسمایی

به منظور پیاده‌سازی مدل عملگرهای پلاسمایی در معادلات ناویر-استوکس در ابتدای امر، مدل مورد استفاده، صحت‌سنجی گردیده است. بر این اساس در آغاز مطابق هندسه مرجع [۲۹]، مدل شای بر روی صفحه تخت شبیه‌سازی شده است و نتایج کسب شده با نتایج مرجع در شکل ۸ مقایسه شده است. مطابق این شکل مشخص است که شبیه‌سازی مدل عملگرهای پلاسمایی شای بر روی صفحه تخت در این مطالعه مطابقت مناسبی با نتایج مرجع دارد. در ادامه پس از صحت‌سنجی مدل به کار گرفته شده در شبیه‌سازی در مختصات دکارتی، با تغییر مختصات به مختصات استوانه‌ای، مدلی برای به کارگیری متناسب با پوسته کمپرسور محوری مورد مطالعه توسعه داده شده است. در واقع مدل پلاسمایی شای بر روی سطح یک استوانه پیاده‌سازی شده و جت جریان القایی حاصل از آن در مختصات استوانه‌ای اعمال شده است. مقایسه نتایج اعمال عملگرهای پلاسمایی بر روی پوسته استوانه‌ای با نتایج مرجع در شکل ۹ نشان داده شده است. نتایج نشانگر این است که اثرات کلی عملگرهای پلاسمایی مطابق مدل شای در استوانه همانند اثرات این عملگرهای پلاسمایی بر روی صفحه تخت می‌باشد.

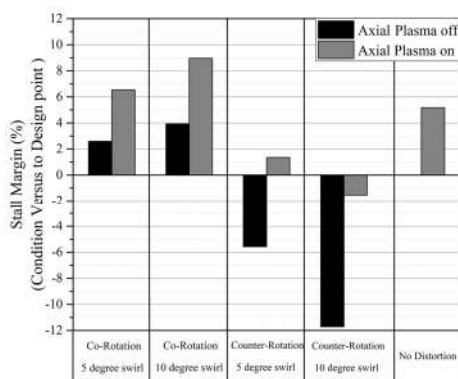


شکل ۸- نتایج اعمال عملگرهای پلاسمایی بر روی صفحه تخت، مطابق هندسه مطالعه شای در سرعت‌های مختلف جریان آزاد



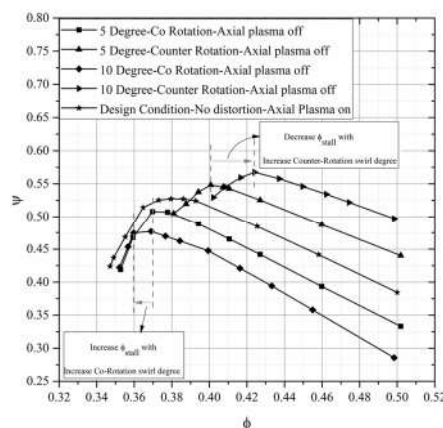
شکل ۱۱- منحنی عملکردی روتور تحت انسداد جریان چرخشی مختلف و با اعمال عملگرهای پلاسمایی

تغییرات در حاشیه واماندگی در شرایط مختلف وجود انسداد جریان چرخشی و همچنین وجود عملگرهای پلاسمایی نسبت به شرایط پایه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشخص است که وجود عملگرهای پلاسمایی در شرایط مختلف موجب افزایش حاشیه واماندگی در روتور شده است. این موضوع به صورتی است که در شرایط وجود جریان چرخشی با زاویه ۵ درجه در جهت دوران روتور در حدود ۲/۵ درصد بوده است و اعمال عملگرهای پلاسمایی موجب شده است این افزایش حاشیه واماندگی تا در حدود ۶/۸ درصد افزایش یابد که نشان از تاثیر مثبت استفاده از این عملگرها بوده است. از طرف دیگر در صورت وجود جریان چرخشی با زاویه ۵ درجه مخالف جهت دوران روتور حاشیه واماندگی روتور به میزان ۵/۷ درصد نسبت به حالت پایه کاهش می‌یابد. در شرایطی که اعمال عملگرهای پلاسمایی موجب شده است نه تنها میزان کاهش حاشیه واماندگی در شرایط جبران شود، بلکه موجب افزایش حاشیه واماندگی تا در حدود ۱/۵ درصد شده است.



شکل ۱۲- افزایش حاشیه واماندگی در شرایط عملکردی مختلف نسبت به شرایط طراحی در دور ۱۳۰۰ rpm

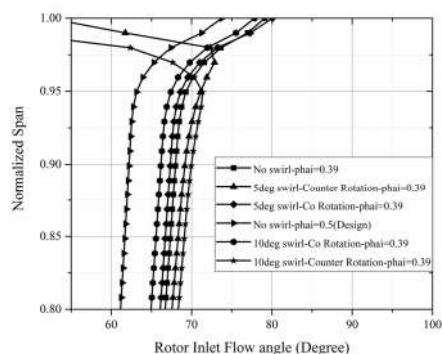
درصد تغییرات ضریب افزایش فشار کل در نزدیکی واماندگی در شرایط عملکردی مختلف تحت انسداد جریان چرخشی و عملگرهای پلاسمایی نسبت به شرایط پایه در شکل ۱۳ نشان داده شده است. در حالی که وجود انسداد جریان چرخشی با زاویه‌ای هم جهت با دوران



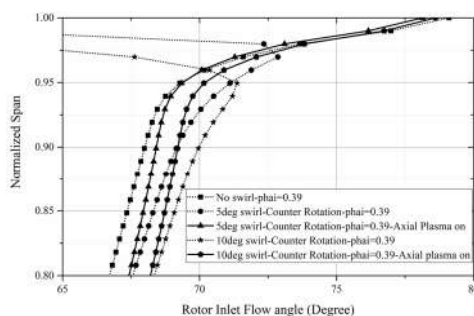
شکل ۱۰- ضریب افزایش فشار روتور تحت انسداد جریان چرخشی مختلف

در ادامه اثر وجود عملگرهای پلاسمایی بر عملکرد کمپرسور تحت انسداد جریان چرخشی مورد ارزیابی قرار گرفته است. برای دستیابی به این مهم در شرایط وجود جریان چرخشی در ورودی با زاویه ۵ و ۱۰ درجه هم جهت با جهت دوران روتور و همچنین در شرایط خلاف جهت نیز اثر وجود عملگرهای پلاسمایی نیز اعمال شده است. این اثرات در قالب منحنی توزیع فشار کل نسبت به ضریب جریان عبور از گذرگاه روتور در شکل ۱۱ نشان داده شده است. وجود عملگرهای پلاسمایی در شرایط مختلف موجب شده است تا ناحیه واماندگی دیرتر رخ دهد. به عبارتی در شرایط وجود عملگر پلاسمایی ناحیه پایداری کمپرسور تحت انسداد جریان چرخشی نیز افزایش یافته است. به عنوان مثال با مقایسه شکل ۱۰ (در شرایط بدون عملگر پلاسمایی) و شکل ۱۱ (در صورت وجود عملگر پلاسمایی) مشخص است که شرایط واماندگی در حالت وجود انسداد جریان چرخشی ۱۰ درجه هم جهت با محور دوران روتور در حوالی ضریب جریان ۰/۳۶ رخ داده است و این در حالی است که در صورت وجود عملگرهای پلاسمایی در این شرایط، موجب تاخیر در واماندگی تا حوالی ضریب جریان ۰/۳۵ می‌گردد. در واقع نتایج این دو شکل نشان می‌دهد که رفتار عملکردی روتور در شرایط وجود عملگرهای پلاسمایی نیز به گونه‌ای است که انسداد جریان چرخشی هم جهت با جهت دوران روتور موجب افزایش حاشیه پایداری و کاهش افزایش فشار تحویلی روتور است و این در حالی است که انسداد جریان چرخشی خلاف جهت با جهت دوران روتور موجب کاهش ناحیه پایداری اما افزایش نسبت فشار تحویلی شده است. از جمله روش‌های نمایش اثرگذاری انواع روش کنترلی جریان در کمپرسورها و همچنین اثرات نامطلوب انواع انسداد جریان از جمله انسداد جریان چرخشی، بررسی و ارزیابی جایجایی نقطه واماندگی در شرایط مختلف نسبت به شرایط طراحی است. از جمله معیارهای ارائه شده در مراجع به منظور ارزیابی میزان افزایش حاشیه واماندگی در کمپرسورها، رابطه (۱۳) است. در این رابطه تغییرات نسبی در ضریب جریان بین دو شرایط عملکردی مختلف، قابل مقایسه است.

$$\Delta \varphi = \left[(\varphi_{stall})_1 - (\varphi_{stall})_2 \right] / (\varphi_{stall})_1 \quad (13)$$



شکل ۱۴- توزیع زاویه جریان ورودی به روتور در شرایط عملکردی مختلف بدون اعمال عملگرهای پلاسمایی



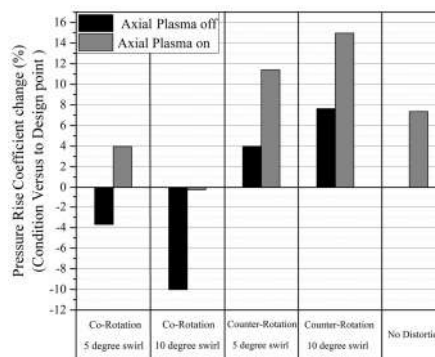
شکل ۱۵- توزیع زاویه جریان ورودی به روتور در شرایط انسداد جریان چرخشی خلاف جهت دوران روتور با اعمال عملگرهای پلاسمایی

۵- نتیجه گیری

بررسی اثر انسداد جریان چرخشی بر عملکرد یک روتور کمپرسور محوری سرعت پایین و تاثیر روش نوین و جدید کنترل جریان عملگرهای پلاسمایی در کنترل این انسدادهای جریان موضوع این مطالعه بوده است. نتایج ارائه شده در این مطالعه براساس نتایج شبیه سازی پایا در ضرائب جریان مختلف و در شرایط عملکردی متفاوت با وجود انسدادهای جریان چرخشی و همچنین اعمال عملگرهای پلاسمایی بوده است. به طور کلی برجسته ترین نتایج کسب شده از این مطالعه به شامل موارد زیر است:

- ۱- وجود انسداد جریان چرخشی موجب تغییر شرایط عملکردی روتور شده است. این موضوع به صورتی است که جریان چرخشی هم جهت با جهت دوران روتور موجب کاهش ضریب جریان واماندگی و کاهش ضریب افزایش فشار روتور می گردد. این در حالی است که جریان چرخشی خلاف جهت دوران روتور با کاهش حاشیه واماندگی روتور همچنین افزایش ضریب فشار تحویل روتور همراه بوده است.
- ۲- انسداد جریان چرخشی موجب تغییر در زاویه جریان ورودی به روتور و به تبع آن تغییر زاویه برخورد جریان در ورودی به روتور شده که سبب تغییر الگوی جریان و تاثیر مخرب بر عملکرد روتور می شود.
- ۳- وجود انسداد جریان چرخشی با زاویه ۵ و درجه هم جهت با دوران روتور موجب افزایش حاشیه واماندگی روتور به ترتیب به میزان ۲/۶ و ۳/۹ درصد شده است. این در حالی است که انسداد جریان چرخشی با زاویه ۵ و ۱۰ درجه خلاف جهت دوران روتور به ترتیب

روتور موجب افزایش حاشیه واماندگی می شود، اما این شرایط موجب کاهش فشار کل در نزدیکی واماندگی روتور می گردد. در شرایط انسداد جریان با زاویه ۵ درجه هم جهت با دوران روتور موجب کاهش ۳/۸ درصدی در ضریب افزایش فشار کل در روتور شده است. اما اعمال عملگرهای پلاسمایی موجب شده است که علاوه بر افزایش حاشیه واماندگی، ضریب افزایش فشار تحویلی روتور نیز افزایش یابد. در شرایط وجود انسداد جریان با زاویه ۱۰ درجه هم جهت با دوران روتور موجب شده است که ضریب فشار کل روتور به میزان ۱۰ درصد کاهش پیدا کند که اعمال عملگرهای پلاسمایی موجب شده است این کاهش ۱۰ درصدی در ضریب فشار کل تحویلی روتور جبران شود.



شکل ۱۳- افزایش ضریب فشار کل در شرایط عملکردی مختلف نسبت به شرایط طراحی در دور ۱۳۰۰ rpm

در شکل ۱۴ توزیع زاویه جریان در راستای ارتفاع پره و در ورودی به روتور در شرایط بدون اعمال عملگرهای پلاسمایی و با اعمال شرایط انسداد جریان چرخشی در راستای مختلف نشان داده شده است. مطابق این شکل در حالت بدون انسداد جریان، با کاهش ضریب جریان عبوری از روتور، زاویه جریان ورودی به آن افزایش پیدا می نماید. در ضریب جریان ۰/۳۹، اعمال انسداد جریان چرخشی هم جهت با جهت دوران روتور موجب کاهش زاویه جریان ورودی به روتور گشته است. این در حالی است که وجود انسداد جریان چرخشی در خلاف جهت دوران روتور موجب افزایش زاویه جریان در ورودی به پره و به تبع آن افزایش زاویه برخورد به روتور شده است که موجبات واماندگی زودرس در روتور را به همراه داشته است. رخداد واماندگی در این شرایط با تغییر ناگهانی زاویه جریان و کاهش آن در نوک پره مشهود است.

تاثیر عملگرهای پلاسمایی بر انسداد جریان چرخشی در خلاف جهت دوران روتور در شکل ۱۵ نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشخص است که در شرایط بدون اعمال عملگرهای پلاسمایی زاویه جریان در ناحیه درز نوک با کاهش ناگهانی مواجه شده است. این موضوع به دلیل ایجاد گردابه جریان نشستی و مسدودشدگی جریان در ناحیه درز نوک بوده است. این موضوع در مطالعه [۱۸] مورد بررسی قرار گرفته است. با اعمال عملگرهای پلاسمایی، زاویه جریان به حالت عادی برگشته و حتی در ناحیه درز نوک به شرایط بدون وجود انسداد جریان در ضریب جریان ۰/۳۹ نزدیک شده است. این موضوع نشان دهنده تاثیر اعمال عملگرهای پلاسمایی در کنترل زاویه جریان ورودی به روتور بوده است.

low-speed compressor with swirl distortion. *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 140, 2018.

- [14] Stocks C. and Bissinger N., The design and development of the Tornado engine air intake. *AGARD Aerodyn. of Power Plant Installation*, 1981.
- [15] Khoshnejad A., Ebrahimi R. and Pouryossefi G., Numerical study on enhancement of low speed axial compressor rotor performance under radial inlet distortion via DBD plasma actuators. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 2021.
- [16] Ashpis D. E. and Thurman D. R., Dielectric Barrier Discharge (DBD) Plasm Actuators for Flow Control in Turbine Engines: Simulation of Flight Conditions in the Laboratory by Density Matching. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, Vol. 36, pp. 157-173, 2019.
- [17] Patel M. P., Ng T. T., Vasudevan S., Corke T. C. and He C., Plasma actuators for hingeless aerodynamic control of an unmanned air vehicle. *Journal of Aircraft*, Vol. 44, pp. 1264-1274, 2007.
- [18] Khoshnejad A., Ebrahimi R., Pouryoussefi G. and Doostmahmoudi A. R., Numerical Simulation of Plasma Actuator Effect on Control of Tip Leakage Vortex in Low Speed Axial Compressor Rotor. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020.
- [19] McGowen R., Corke T. C., Matlis E. H., Kaszeta R. and Gold C., Pulsed-DC plasma actuator characteristics and application in compressor stall control. In *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 0394, 2016.
- [20] Vo H. D., Suppression of short length-scale rotating stall inception with glow discharge actuation. In *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air*, pp. 267-278, 2007.
- [21] Jothiprasad G., Murray R. C., Essenhig K., Bennett G. A., Saddoughi S., Wadia A., Control of tip-clearance flow in a low speed axial compressor rotor with plasma actuation. *Journal of Turbomachinery*, 2012.
- [22] Li G., Xu Y., Yang L., Du W., Zhu J. and Nie C., Low speed axial compressor stall margin improvement by unsteady plasma actuation. *Journal of Thermal Science*, Vol. 23, pp. 114-119, 2014.
- [23] Ashrafi F., Michaud M. and Vo H., Delay of rotating stall in compressors using plasma actuators. *Journal of Turbomachinery*, Vol. 138, p. 091009, 2016.
- [24] McGowan R. C., Corke T. C., Matlis E. H., Kaszeta R. W. and Gold C. X., Pulsed-DC plasma actuation for stall control in an axial fan. In *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 1357, 2018.
- [25] Saddoughi S., Bennett G., Boespflug M., Puterbaugh S. and Wadia A., Experimental investigation of tip clearance flow in a transonic compressor with and without plasma actuators. *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, p. 041008, 2015.
- [26] Inoue M., Kuroumaru M. and Fukuhara M., Behavior of tip leakage flow behind an axial compressor rotor. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986.
- [27] Simoes M. R., Montojos B. G., Moura N. R., and Su J., Validation of turbulence models for simulation of axial flow compressor. In *20th international congress of mechanical engineering*, 2009.
- [28] Menter F., Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows. In *23rd fluid dynamics, plasma dynamics, and lasers conference*, 1993.
- [29] Shyy W., Jayaraman B. and Andersson A., Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics. *Journal of applied physics*, Vol. 92, pp. 6434-6443, 2002

موجب کاهش حاشیه واماندگی روتور به میزان ۵/۵ و ۱۱ درصد شده است.

۴- اعمال عملگرهای پلاسمایی با مکانیزم تزریق مومنتوم به ناحیه جریان درز نوک منجر به کاهش افت‌های ناشی از گردابه‌های شکل گرفته در این ناحیه و اصلاح زاویه جریان ورودی به روتور در شرایط وجود انسدادهای جریان پرخشی شده است.

۵- اعمال عملگرهای پلاسمایی در شرایط انسدادهای جریان پرخشی هم جهت در زوایه ۵ و ۱۰ درجه موجب افزایش حاشیه واماندگی به میزان ۶/۵ و ۹ درصد شده است. در شرایط انسداد جریان خلاف جهت دوران روتور به میزان ۵ درجه نیز علاوه بر جریان اثرات نامطلوب انسداد جریان، موجب افزایش حاشیه واماندگی به میزان ۱/۳ درصد شده است.

۶- مراجع

- [1] Mehdi A., Effect of swirl distortion on gas turbine operability, PhD. Thesis, Power and Propulsion Department, Cranfield University, 2014.
- [2] Stevens C., Spong E. and Hammock M., F-15 inlet/engine test techniques and distortion methodologies studies. Vol. 8, 1978.
- [3] Tan C., Day I., Morris S. and Wadia A., Spike-type compressor stall inception, detection, and control. *Annual review of fluid mechanics*, Vol. 42, pp. 275-300, 2010.
- [4] Zhang M. and Hou A, Investigation on stall inception of axial compressor under inlet rotating distortion. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 231, pp. 1859-1870, 2017.
- [5] Ryman J. F., Prediction of Inlet Distortion Transfer Through the Blade Rows in a Transonic Axial Compressor, MSc. Thesis, Mechanical Engineering Department, Virginia Tech, 2003.
- [6] Zhou Y., Li J. and Song G., Experimental investigation and detached-eddy simulation of compressor aerodynamic performance in inlet distortion. *AIP Advances*, Vol. 9, p. 065202, 2019.
- [7] Beale D., Demonstration of a Remotely-Controlled Swirl Generator for Simulating Aircraft Inlet Secondary Flows During Turbine Engine Ground Tests. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, p. V001T01A015, 2018,
- [8] Xu R., Hu J., Wang X., Jiang C. and Ji J., Experimental Investigation of Rotating Instability in an Axial Compressor with a Steady Swirl Distortion Inlet. *Energies*, Vol. 14, p. 8057, 2021.
- [9] Lu-ning F., Bang-qin C., Jia-le W., Ping T. and Qiang W., Experimental Research on the Influence of the Bulk Swirl on the Compressor. In *Aerospace Mechatronics and Control Technology*, Springer, pp. 129-139, 2022.
- [10] Tu B., Wang H. and Hu J., Numerical and Experimental Investigation on the Effects of Inlet Swirl Distortion on a Low Speed Axial Compressor. In *17th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST)*, pp. 441-449, 2020.
- [11] Acton M. J., Wolff M. and List M. G., Computational Inlet Swirl Distortion Investigation of a High-Speed Compressor. In *AIAA Scitech 2021 Forum*, p. 0387, 2021.
- [12] Guo J., Hu J., Wang X. and Tu B., Efficient Modeling of an Axial Compressor with Swirl Distortion. *Journal of Thermal Science*, Vol. 30, pp. 1421-1434, 2021.
- [13] Dong X., Sun D., Li F., Jin D., Gui X. and Sun X., Effects of stall precursor-suppressed casing treatment on a