

بررسی عددی ساختار جریان نشستی نوک در روتور کمپرسور محوری گذر صوت در شرایط عملکردی مختلف

ثاراله عباسی^{*}، احسان بهروزی زاده

^۱دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اراک، اراک، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱ بهمن ۱۳۹۶
بازنگری: ۴ خرداد ۱۳۹۷
پذیرش: ۳ تیر ۱۳۹۷
ارائه آنلاین: ۱۵ تیر ۱۳۹۷

کلمات کلیدی:

کمپرسور محوری
شبیه‌سازی عددی
منحنی عملکردی
شرایط عملکردی

چکیده: در این مقاله، به بررسی ساختار جریان نشستی نوک در روتور یک کمپرسور محوری گذر صوت در شرایط عملکردی مختلف پرداخته می‌شود. نتایج بر اساس شبیه‌سازی عددی جریان لزج به صورت سه‌بعدی با حل معادلات ناویر-استوکس، پیوستگی و انرژی و با استفاده از نرم‌افزار تجاری انسیس سی. اف. ایکس ارائه گردیده است. در ابتدا، به منظور اعتبارسنجی نتایج حاصله، منحنی عملکردی با استفاده از شبیه‌سازی حاضر استخراج و با نتایج تجربی مقایسه گردیده است که تطابق خوبی مشاهده می‌شود. در ادامه، نتایج برای سه دبی عملکردی شامل شرایط طراحی، شرایط خفگی و شرایط نزدیک به استال استخراج و با یکدیگر مقایسه گردیده‌اند. نتایج نشان می‌دهند که با کاهش نرخ دبی جرمی از شرایط خفگی به شرایط نزدیک استال، جریان نشستی نوک تقویت گردیده و در مقابل جریان اصلی مقاومت کرده و منجر به ایجاد افت بیشتر می‌گردد. به علاوه با توجه به رخداد شوک در نزدیکی نوک، مشاهده می‌گردد که با کاهش دبی جریان، موقعیت رخداد شوک به سمت بالادست حرکت می‌کند. برخورد جریان نشستی نوک، شوک و جریان اصلی ساختار پیچیده‌ای را در شرایط نزدیک استال ایجاد می‌کند که موجب افزایش شدید آنتروپی، رخداد جریان‌های گردابی و انسداد در مسیر جریان می‌گردد.

۱- مقدمه

اصلی ممانعت می‌کند. در شرایط با درز نوک کوچک‌تر، جریان نشستی نوک در کنار لبه حمله به شدت بر جریان اصلی تأثیر گذاشته و باعث ایجاد انسداد و مزاحمت برای جریان پایین دست می‌شود؛ با افزایش اندازه درز نوک، شدت گرداب‌ها بیشتر شده و بخش بیشتری از جریان پایین دست را تحت تأثیر قرار می‌دهد و برگشت جریان ناشی از آن به طور قابل ملاحظه‌ای گسترش می‌یابد؛ همچنین یک گرداب کوچک در سطح فشار نزدیک لبه فرار پره در شرایط با درز نوک کوچک مشاهده گردید. باوجی لیو و همکاران [۲] در آزمایشگاه یک کمپرسور محوری با سرعت پایین را مورد مطالعه و بررسی قرار دادند. نتایج آن‌ها به خوبی مراحل تشکیل و انتشار گرداب‌های نشستی نوک پره را نشان می‌داد. در کمپرسور سرعت پایین آنها مشخص گردید که در شرایط نزدیک استال، در مقایسه با شرایط طراحی، گرداب‌های نشستی نوک زودتر تشکیل و مضمحل می‌گردند. همچنین تأثیر بیشتری بر جریان اصلی داشته و افت بیشتری ایجاد می‌کنند. جوشا کامرون و همکاران [۳] مطالعه‌ای عددی بر یک کمپرسور محوری سرعت بالا به منظور بررسی رابطه بین انسداد نوک و استال انجام دادند. آن‌ها نتایج خود را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه و ارائه دادند. چونیل [۴] تأثیر درز نوک بزرگ بر کمپرسور محوری را مورد مطالعه قرار داد. وی به این نتیجه رسید که با افزایش مقدار درز نوک،

جریان در کمپرسورهای محوری ذاتاً سه‌بعدی است و تداخل جریان‌های مختلف بر پیچیدگی آن می‌افزاید. در کمپرسورهای مادون صوت جریان اصلی، جریان نشستی نوک، وقوع لایه‌مرزی بر روی پرها و دیواره‌های کمپرسور و چرخش پرها باعث ایجاد جریان‌های سه‌بعدی پیچیده در کمپرسور می‌گردد. در کمپرسورهای گذر صوت ایجاد امواج ضربه‌ای و تداخل آن با سایر جریان‌ها بر پیچیدگی جریان می‌افزاید. جریان‌های نشستی نوک و رخداد پدیده‌های استال^۱ و سرچ^۲، عملکرد کمپرسورهای محوری را محدود کرده و لذا تحلیل جریان در آنها را لازم و ضروری می‌نماید. تحقیقات زیادی به صورت عددی و آزمایشگاهی به منظور درک تأثیرگذاری شرایط مختلف بر عملکرد و پایداری کمپرسورهای محوری انجام شده است.

اینو و همکاران [۱] دو اندازه متفاوت درز نوک در یک کمپرسور محوری را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در هر اندازه درز نوک، جریانی در مقابل جریان اصلی به وجود می‌آید که از حرکت جریان

¹Stall

²Surge

و تداخل آنها با جریان نشستی نوک و جریان اصلی وجود دارد. به علاوه در تحقیقات صورت گرفته شرایط خاصی از عملکرد کمپرسور مورد تحلیل قرار گرفته و بررسی ساختار جریان در شرایط مختلف عملکردی (از خفگی تا استال) و مقایسه آنها انجام نشده است. این در حالی است که درک عمیق تر عملکرد کمپرسور محوری و ساختار جریان‌های پیچیده موجود در یک کمپرسور محوری گذر صوت در شرایط عملکردی مختلف از شرایط خفگی تا استال در ارائه و به کارگیری راهکارهای کنترلی مناسب جهت بهبود عملکرد و جریان نشستی نوک امری لازم و ضروری می‌باشد. بر این اساس، در مقاله حاضر به تحلیل جریان در یک روتور کمپرسور محوری گذر صوت پرداخته شده و جزئیات ساختار جریان در شرایط مختلف عملکردی استخراج و با یکدیگر مقایسه می‌گردد. بررسی تداخل لایه مرزی، شوک و جریان نشستی نوک در شرایط مختلف عملکردی و اثرگذاری آنها بر پارامترهایی نظیر فشار، عدد ماخ و آنتروپی به درک عمیق تری از پدیده‌های مختلف موجود در کمپرسور محوری گذر صوت می‌انجامد.

۲- شبیه‌سازی عددی

۲-۱- هندسه محاسباتی

هندسه مورد استفاده در تحقیق حاضر، هندسه ناسا روتور ۳۷ است که روتور یک کمپرسور محوری گذر صوت است که در مرکز تحقیقات ناسا طراحی و آزمایش شده است. این روتور مورد مطالعه بسیاری از محققان قرار گرفته است [۱۶-۱۲]. هندسه و نتایج آزمایشگاهی این نوع روتور از کمپرسور

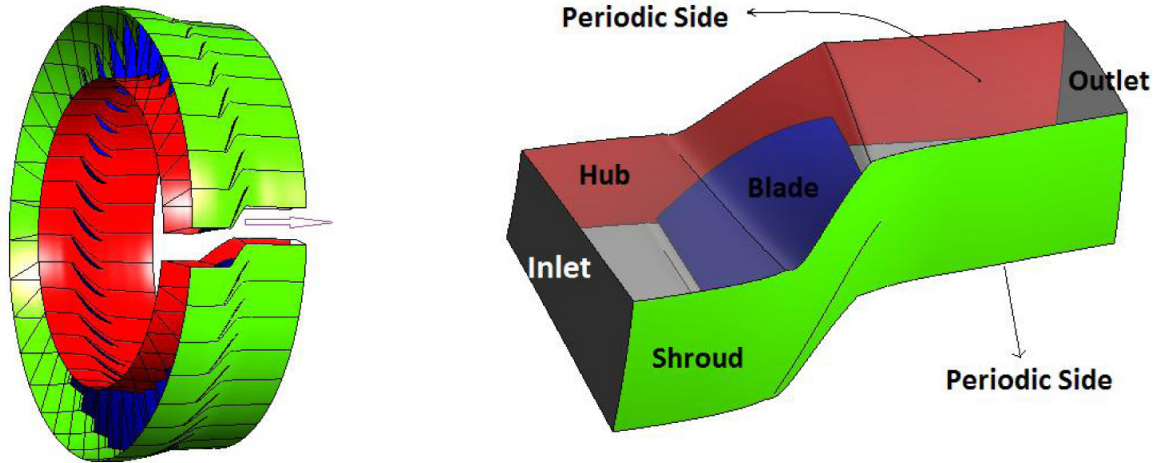
جدول ۱: مشخصات روتور ۳۷ [۱۶]

Table 1. Rotor 37 characteristics [16]

تعداد پره‌ها	۳۶
سرعت چرخش روتور	۱۷۱۸۸/۷ دور بر دقیقه
سرعت نوک روتور	۴۵۵ متر بر ثانیه
درز نوک روتور	۰/۳۵۶ میلیمتر
نسبت منظری	۱/۱۹
بیشترین نسبت فشار	۲/۱۵
بیشترین بازده آدیاباتیک	۰/۸۷۶
نسبت فشار در بیشترین بازده	۲/۰۵۶
دبی در بیشترین بازده	۲۰/۷۴ کیلوگرم بر ثانیه

انسداد ناشی از جریان نشستی نوک، از منشا تشکیل خود فاصله گرفته و به سمت درز نوک پره مجاور در طبقه بعد حرکت می‌کند. سید نومان دانیش و همکاران [۵] از طریق شبیه‌سازی عددی به مطالعه تأثیر اندازه درز نوک و فاصله بین روتور و استاتور بر بازده کمپرسور محوری پرداختند. آن‌ها برای بررسی صحت مدل خود، نتایج به دست آمده را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کردند. همچنین به این نتیجه رسیدند که درز نوک با اندازه ی زیاد، تأثیرات مضر و زیان‌آور بر نسبت فشار و بازده کمپرسور دارد؛ علاوه بر آن توانستند فاصله‌ای بین روتور و استاتور پیدا کنند که عملکرد کمپرسور در آن بهترین حالت را دارد. سودر و همکاران [۶] از روش‌های تجربی و عددی به منظور بررسی انسداد جریان در شرایط عملکردی طراحی و نزدیک به استال با سرعت چرخش روتور متفاوت استفاده کردند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در سرعت طراحی و حضور تداخل شوک و گرداب‌ها، اثر شعاعی جریان درز نوک تا ۲۰ برابر ارتفاع درز نوک گسترش می‌یابد؛ اما هنگام چرخش روتور با درصد کمتری از سرعت طراحی و غیبت شوک، اثر شعاعی جریان درز نوک فقط تا ۵ برابر ارتفاع درز نوک گسترش می‌یابد؛ همچنین در زمان چرخش با سرعت کمتر از طراحی، گرداب دومی که ناشی از درز نوک نیست، تشکیل می‌شود. شیادونگ رن و همکاران [۷] ساختار جریان در درز نوک یک پره از روتور کمپرسور محوری و انسداد جریان در آن را مورد مطالعه قرار دادند. آنها از به هم ریختگی ساختار جریان کمپرسور ناشی از جریان نشستی نوک در شرایط مختلف عملکردی خبر دادند. تامسون و همکاران [۸] با بررسی آزمایشگاهی اندازه‌های متفاوت درز نوک و تأثیر آن بر ساختار جریان در روتور کمپرسور محوری، اندازه‌های بهینه‌ای جهت بهبود نسبت فشار و بازده در شرایط مختلف برای استفاده طراحان و محققین ارائه دادند. شیکیانگ ون و همکاران [۹] تأثیر منحنی جریان ورودی به کمپرسور بر رخدادهای نوک پره را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که در جریان‌های ورودی متفاوت، رخداد شوک و شدت آن نیز متفاوت است که خود تأثیر به سزایی بر ساختار جریان درز نوک پره روتور دارد. سودر و همکاران [۱۰] تأثیر زبری پره روتور بر عملکرد کمپرسور محوری را بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌داد که زبر شدن پره موجب تشکیل یک لایه مرزی ضخیم‌تر شده و اثرات تداخل این لایه مرزی ضخیم در سطح مکش در پره، باعث افزایش انسداد جریان و کاهش عملکرد کمپرسور می‌شود. عباسی و همکاران [۱۱] به بررسی عددی وقوع ناپایداری در جریان نشستی نوک روتور یک کمپرسور محوری سرعت پایین پرداختند. با توجه به وجود جریان با سرعت کم در روتور مورد بررسی آنها، اثرات رخداد شوک و تداخل آن با جریان نشستی نوک بر عملکرد روتور و ساختار جریان مورد بررسی قرار نگرفته است.

بررسی تاریخچه تحقیقات حکایت از آن دارد که اکثر مطالعات در روتورهای با سرعت کم صورت گرفته است که پیچیدگی‌های ناشی از وقوع امواج ضربه‌ای و تداخل شوک و جریان نشستی در آنها وجود ندارد. این در حالی است که عمده کمپرسورها (به خصوص کمپرسورهای هوایی) در شرایط گذر صوت کار می‌کنند و پیچیدگی‌های ناشی از رخداد امواج ضربه‌ای



شکل ۱: هندسه و شرایط مرزی روتور ۳۷

Fig. 1. Geometry and boundary conditions of NASA Rotor 37

تا ۳۹۰۰۰۰ سلول محاسباتی تغییر محسوسی در مشخصه‌های عملکردی کمپرسور ایجاد نمی‌گردد. بنابراین تعداد ۲۹۰۰۰۰ شبکه برای تحلیل حاضر مناسب بوده و از این شبکه بندی استفاده شده است.

۲-۳- تنظیمات حل

حلگر انتخاب شده در تحقیق حاضر، نرم‌افزار انسیس سی. اف. ایکس^۱ است که قابلیت تحلیل جریان سه‌بعدی و لزج را دارا می‌باشد. این نرم‌افزار از

¹Analysis System Computational Fluid Dynamics (Ansys CFX)

محوری توسط ناسا طی گزارش‌های مختلفی ارائه شده است [۱۶]. در جدول ۱، برخی مشخصات ناسا روتور ۳۷ نشان داده شده است. با توجه به عدد ماخ جریان در این کمپرسور، موج ضربه‌ای در دور عملکرد طراحی رخ می‌دهد. به منظور کاهش هزینه محاسباتی و زمان حل، تحلیل‌های عددی جریان براساس مدل‌سازی یک گذرگاه صورت گرفته است. هر گذرگاه شامل سه قسمت ورودی روتور، پره روتور و خروجی روتور است. ابعاد دامنه‌ها و هندسه بخش‌های مختلف پره‌ها براساس اطلاعات گزارش‌های ناسا [۱۵] استخراج شده است. در شکل ۱ نمای کلی از ناسا روتور ۳۷ نشان داده شده است.

۲-۲- شبکه‌بندی

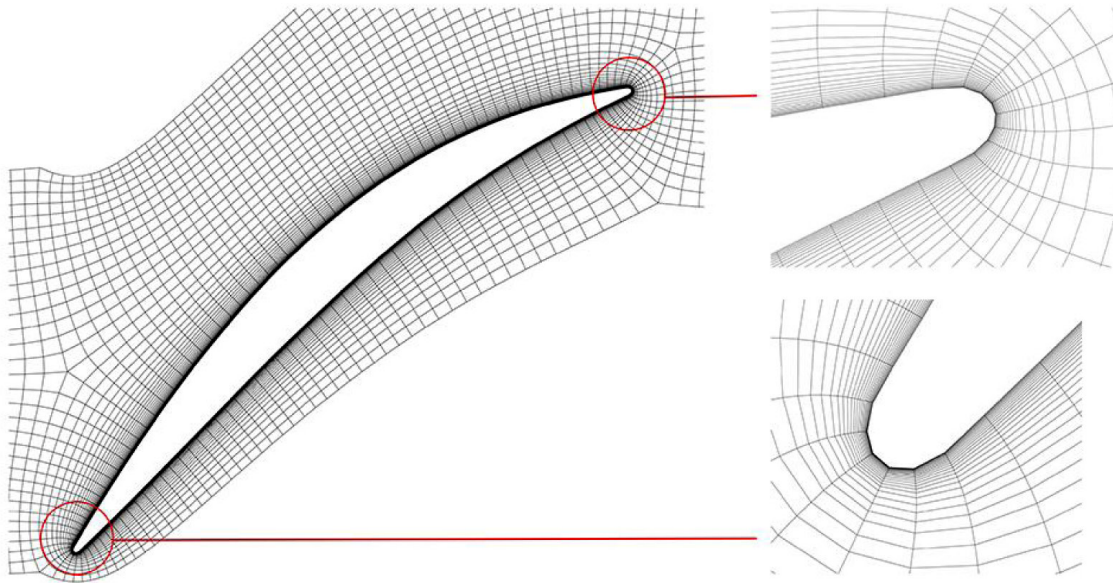
برای تولید شبکه از یک شبکه‌بندی سازمان‌یافته استفاده شده است. هر گذرگاه به ۱۰۰ قسمت در راستای محوری، ۳۰ قسمت در راستای شعاعی و ۶۹ قسمت در راستای مماسی تقسیم شده و فاصله درز نوک، ۱۲ قسمت شده است. چگالی شبکه در نزدیکی دیواره‌ها طوری می‌باشد که $y^+ < 5$ بوده تا بدون استفاده از توابع دیواره و با اعمال شرط عدم لغزش و آدیاباتیک، میزان شار لزجت در مجاورت دیواره ارزیابی شود. میدان محاسباتی برای یک گذرگاه شامل ۲۹۰۵۱۴ سلول محاسباتی می‌باشد.

به منظور اطمینان از شبکه‌بندی و تعداد شبکه‌های در نظر گرفته شده، در شبیه‌سازی حاضر، استقلال نتایج از تعداد شبکه بررسی گردیده است. بدین منظور شبکه‌بندی جریان در شش نوع مختلف انجام شده و عملکرد کمپرسور در هر یک از آنها مورد بررسی قرار گرفته است. در جدول ۲ حالت‌های مختلف شبکه‌بندی به همراه مقادیر نسبت فشار حاصله در هر یک از حالت‌ها ارائه گردیده است. در شکل ۳ مقادیر نسبت فشار در تعداد شبکه مختلف ترسیم گردیده است. مشخص است که با افزایش تعداد شبکه از ۱۵۰۰۰۰ سلول محاسباتی تا ۲۹۰۰۰۰ سلول محاسباتی مقادیر نسبت فشار تغییر می‌کنند. اما با افزایش تعداد شبکه از ۲۹۰۰۰۰ سلول محاسباتی

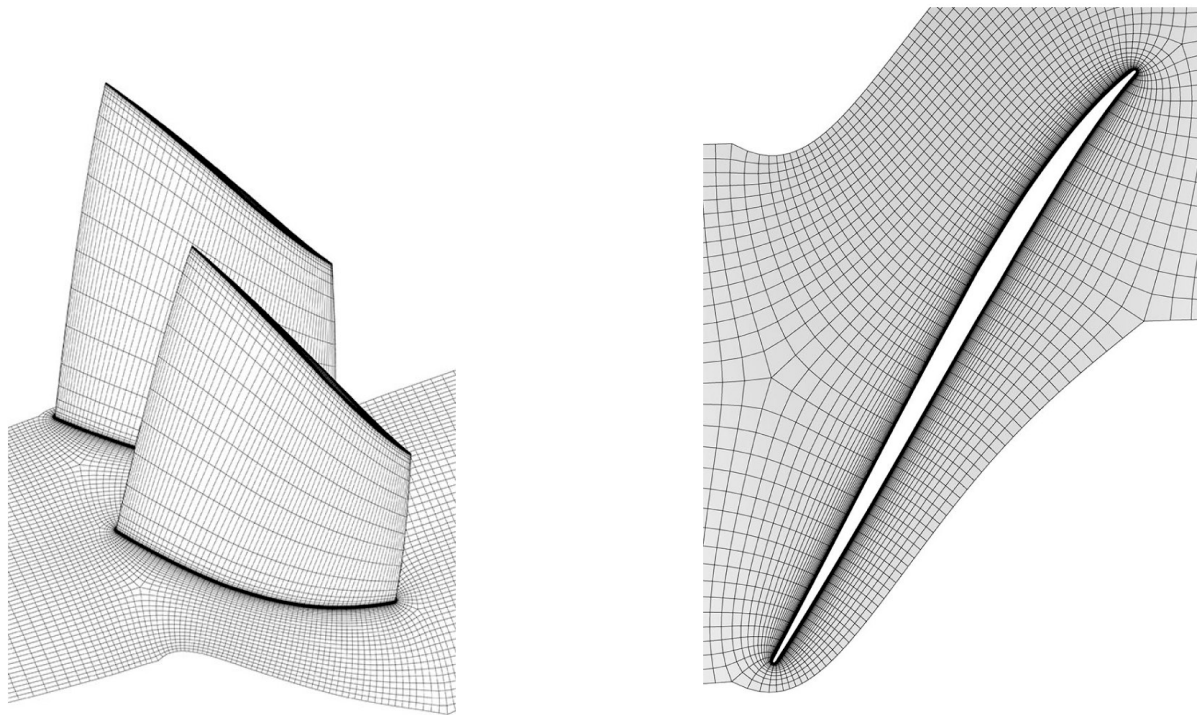
جدول ۲: حالت‌های مختلف شبکه بندی به منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه

Table 2. Different grids to study results independence of meshing

ردیف	تعداد سلول‌ها	تعداد گره‌ها	نسبت فشار
۱	۱۵۸۴۷۴	۱۷۲۳۱۸	۲/۰.۲۳
۲	۲۰۴۷۷۸	۲۲۱۲۹۵	۲/۰.۲۶۹
۳	۲۵۰۸۹۸	۲۶۹۹۴۶	۲/۰.۲۹۲
۴	۲۹۰۵۱۴	۳۱۰۳۸۶	۲/۰.۳۷۳
۵	۳۴۴۶۵۶	۳۶۸۲۹۲	۲/۰.۳۶۸
۶	۳۹۳۴۴۰	۴۱۹۰۴۳	۲/۰.۳۷



الف



ج

ب

شکل ۲: شبکه‌بندی پره روتور (الف) در ناحیه پایه، (ب) در ناحیه نوک پره و (ج) سه‌بعدی کل پره

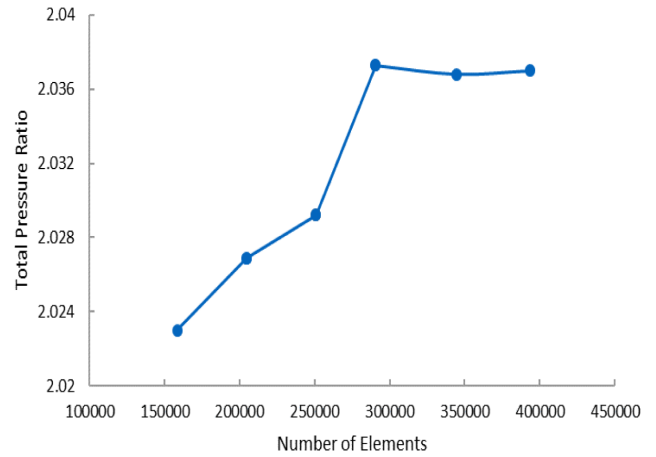
Fig. 2. Rotor blade meshing in (a) hub region, (b) blade tip and (c) all 3D Blade

شبیه‌سازی به صورت پایا انجام شده است. سیال عامل هوا به صورت گاز ایده‌آل در نظر گرفته شده است. در شکل ۱ شرایط مرزی اعمال شده در این تحلیل نشان داده شده است. در تحلیل حاضر، دستگاه‌های مختصات مرجع چرخان مورد استفاده قرار گرفته است. در مرز ورودی، فشار و دمای کلی به

روش حجم محدود برای حل معادلات حاکم شامل تکانه، پیوستگی و انرژی بهره می‌برد. جهت استخراج تنش‌های رینولدز و تخمین لزجت گردابه‌ای، از مدل آشفتگی دو معادله‌ای ک-امگا اس. اس. تی^۱ استفاده شده است.

¹*k- ω Shear Stress Transport (SST)*

در تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی می‌باشند و بیشترین خطای نتایج حاضر در مقایسه با نتایج تجربی، ۳/۷۵ درصد است که بسیار مطلوب است. بررسی دقت نتایج حاصله حکایت از آن دارد که با کاهش دبی جریان از حالت خفگی به سمت استال میزان خطای شبیه‌سازی افزایش یافته است و بیشترین خطا در شرایط نزدیک استال رخ داده است. با کاهش دبی جریان از حالت خفگی به سمت استال میزان نوسانات موجود در ساختار جریان افزایش می‌یابد و این



شکل ۳: استقلال حل از تعداد سلول‌های محاسباتی

Fig. 3. Solving independence of calculation elements number

ترتیب ۱ اتمسفر و ۱۵ درجه سانتی‌گراد و در مرز خروجی، فشار ایستا اعمال گردیده است. توزیع فشار ایستا با به کارگیری شرط تعادل شعاعی در خروج به عنوان شرایط مرزی خروجی مورد استفاده قرار گرفته است. در طرفین میدان حل، شرط مرزی تناوبی اعمال شده است. شرط عدم لغزش بر روی تمام دیواره‌های جامد لحاظ شده است. پایه دامنه پره روتور، متحرک در نظر گرفته شده است در حالی که پایه و پوسته دامنه‌های ورودی و خروجی ثابت در نظر گرفته شده‌اند. به منظور تحلیل شرایط عملکردی مختلف کمپرسور، مطابق اطلاعات مندرج در مرجع، در هر تحلیل فشار ایستا خروجی متفاوت اعمال گردیده است. به نحوی که فشارهای ایستا کمتر در شرایط خفگی در نظر گرفته شده و به تدریج فشارهای ایستا افزایش می‌یابد تا شرایط نزدیک استال شبیه‌سازی گردد.

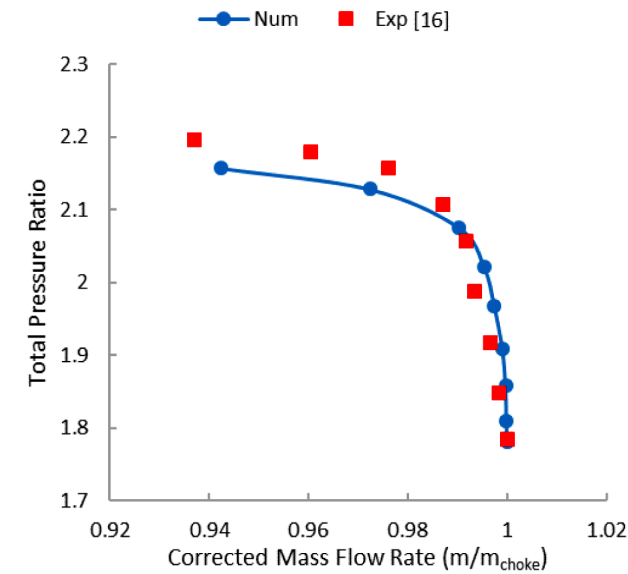
۳- نتایج و بحث

۳-۱- استخراج منحنی عملکرد و اعتبارسنجی نتایج

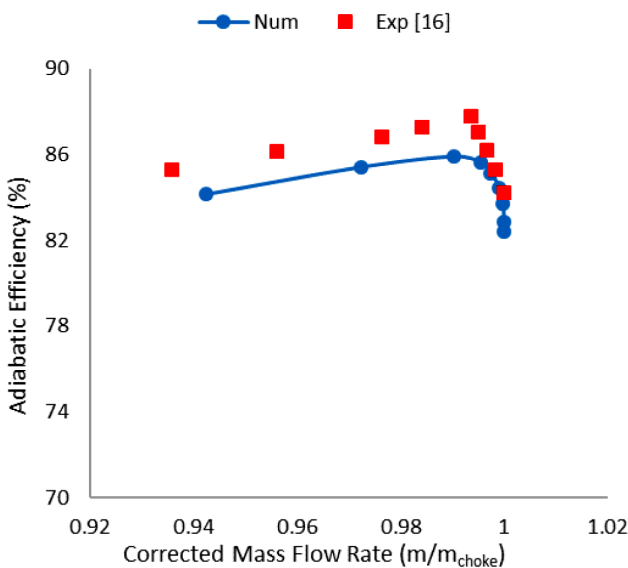
به منظور بررسی عملکرد کلی کمپرسور گذر صوت، تحلیل جریان روتور در اندازه درز نوک ۰/۳۵۶ میلی‌متر صورت گرفته است. براساس تحلیل عددی جریان، نمودارهای عملکردی کمپرسور به صورت منحنی‌های نسبت فشار-نرخ دبی جرمی و بازده آدیاباتیک-نرخ دبی جرمی، نمایش داده شده است. نتایج این تحلیل در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی [۱۶] در شکل ۴ نشان داده شده‌اند.

در شکل ۵ به منظور مقایسه تغییرات نسبت فشار در راستای شعاعی در شرایط مختلف عملکردی (خفگی، طراحی و نزدیک استال) نتایج حاصل از تحلیل عددی استخراج و با نتایج تجربی [۱۶] مقایسه گردیده است که تطابق خوبی مشاهده می‌شود.

همچنین به منظور مقایسه دقیق‌تر نتایج، مقادیر نسبت فشار، راندمان و میزان خطا در شرایط مختلف عملکردی در جدول ۳ ارائه گردیده‌است. بررسی نتایج شکل ۴ و شکل ۵ و جدول ۳ نشان می‌دهند که نتایج عددی



الف



ب

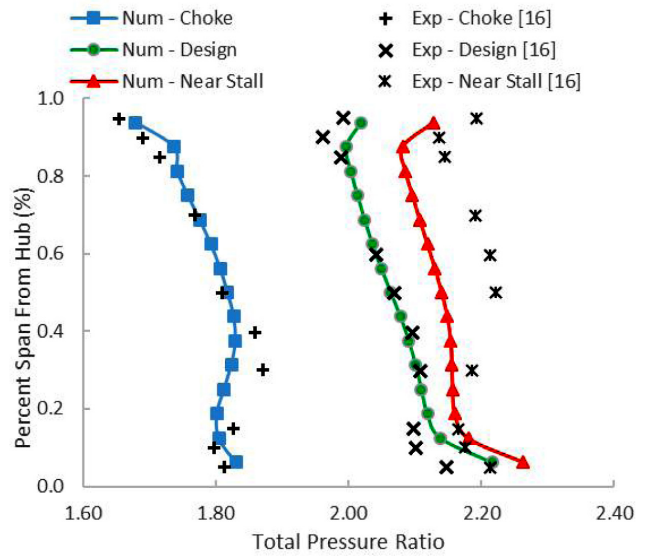
شکل ۴: نمودارهای عملکردی کمپرسور؛ (الف) نسبت فشار-نرخ دبی جرمی، (ب) بازده آدیاباتیک-نرخ دبی جرمی

Fig. 4. Compressor Performance Curves (a) Pressure Ratio-Mass Flow Rate (b) Adiabatic Efficiency-Mass Flow Rate

درز نوک، ساختاری گردابی پیدا می‌کنند. این موضوع در شرایط عملکردی نزدیک استال به وضوح دیده می‌شود. رخداد چنین گرداب‌هایی در مسیر جریان منجر به ایجاد انسداد گردیده که در صورت تداوم، عملکرد کمپرسور را دچار مشکل می‌نماید. مشخص است که سلول‌های استال در منطقه نوک و در شعاع‌های بالا ناشی از تقابل جریان نشستی نوک و جریان اصلی ایجاد گردیده و در مناطق با شعاع کمتر پیشروی می‌کنند. این در حالی است که در شرایط طراحی و خفگی هیچ جریان برگشتی و گردابی مشاهده نمی‌گردد. مشخص است که هر چه دبی جرمی از شرایط خفگی به سمت شرایط نزدیک استال کاهش می‌یابد مقادیر ماخ نسبی جریان نیز کاهش می‌یابد.

به منظور دستیابی به مرز مشترک جریان نشستی نوک و جریان ورودی اصلی، از کانتور ضریب فشار کل نسبی استفاده می‌شود. جریان قبل از فصل مشترک متعلق به جریان اصلی ورودی و جریان بعد از آن متعلق به جریان نشستی نوک است. در شکل ۶ کانتور فشار کل نسبی در ۰/۹۷ فاصله شعاعی در شرایط مختلف عملکردی نشان داده شده است و خطوط جریان نیز بر آن الحاق گردیده است. محل فصل مشترک جریان اصلی و جریان نشستی نوک در این کانتورها با خطوط سیاه رنگ نشان داده شده است. مشخص است که در نرخ دبی جرمی خفگی (شکل ۶ الف)) این خط در نزدیکی لبه فرار پره روتور دیده می‌شود. اما با کاهش نرخ دبی جرمی در نزدیکی شرایط طراحی (شکل ۶ ب)) این خط به سمت بالادست حرکت می‌کند. با کاهش بیشتر نرخ دبی جرمی در شرایط نزدیک استال (شکل ۶ ج))، از قدرت جریان اصلی کاسته می‌شود. از سوی دیگر کاهش دبی جرمی همراه با افزایش نسبت فشار در کمپرسور می‌باشد که جریان نشستی نوک قوی‌تری را ایجاد می‌کند. با افزایش قدرت جریان نشستی نوک و کاهش قدرت جریان اصلی، خط فصل مشترک این دو جریان به سمت بالادست جریان حرکت کرده و در سمت لبه حمله روتور دیده می‌شود.

در شکل ۷ کانتور ماخ نسبی در ۰/۹۷ فاصله شعاعی در شرایط مختلف عملکردی نشان داده شده است. همانطور که مشخص است جریان نسبی ورودی به روتور کمپرسور محوری مافوق صوت است و با راستای پره زاویه



شکل ۵: نمودار توزیع شعاعی نسبت فشار کل روتور

Fig. 5. Radial distribution curve of blade total pressure ratio

امر تحلیل جریان به صورت پایا را با خطای بیشتری مواجه می‌کند. این عامل موجب خطای بیشتر نتایج با نزدیک شدن به شرایط نزدیک استال می‌گردد. البته همانطور که ذکر گردید میزان بیشینه خطا ۳/۷۵ درصد است که حکایت از دقت نتایج حاصله دارد.

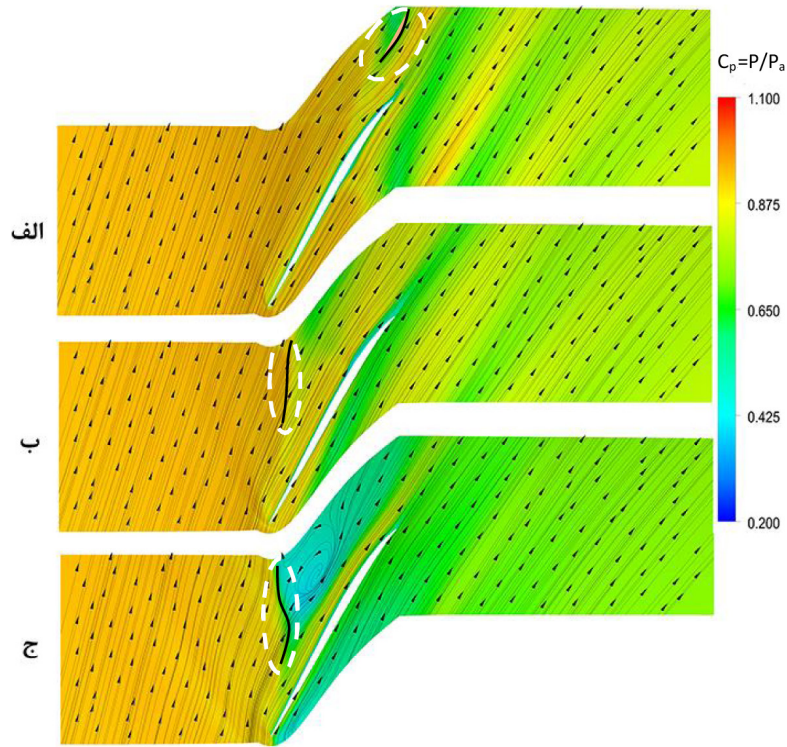
۳-۲- نتایج بررسی جزئیات ساختار جریان

به منظور بررسی جزئیات ساختار جریان در کمپرسور محوری، نتایج در سه حالت عملکردی شامل شرایط خفگی، طراحی و نزدیک استال استخراج و با یکدیگر مقایسه گردیده است. در شکل ۶ خطوط جریان در ۰/۹۷ فاصله شعاعی در شرایط مختلف عملکردی کمپرسور نشان داده شده است. مشخص است که با کاهش دبی جرمی به سمت شرایط استال، خطوط جریان در منطقه

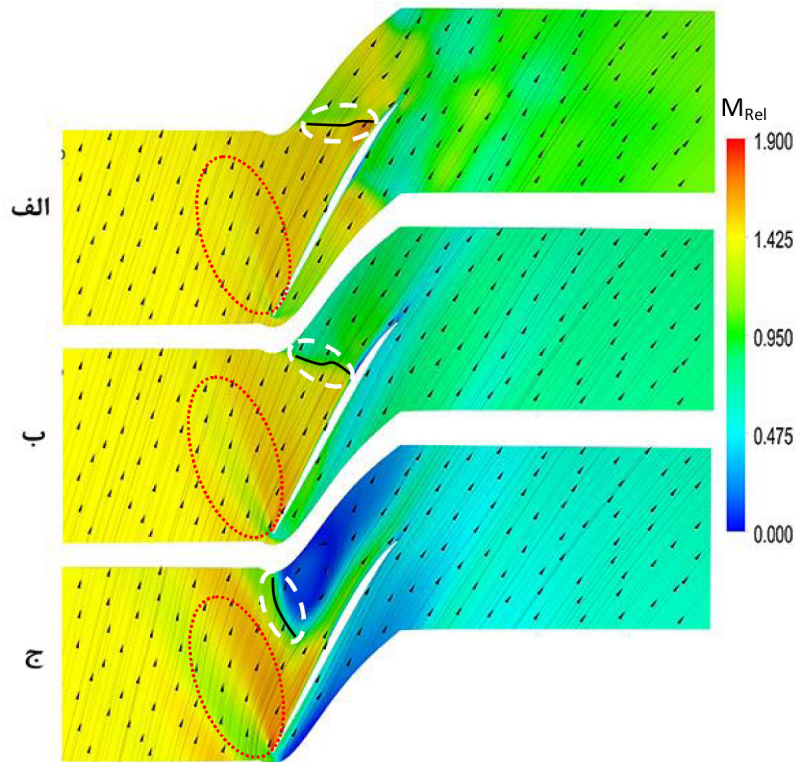
جدول ۳: مقایسه نتایج تجربی و عددی (نسبت فشار و بازده) در شرایط مختلف عملکردی

Table 3. Experimental and numerical results (total pressure and efficiency) comparison in different performance conditions

خطا (%)	بازده		خطا (%)	نسبت فشار		دبی اصلاح شده	شرایط عملکردی
	عددی	تجربی		عددی	تجربی		
۰/۲۱	۸۴/۴۸	۸۴/۳۰۲	۰	۱/۷۸۴	۱/۷۸۴	۱	خفگی
۲/۰۹	۸۵/۹۶۴	۸۷/۸۰۴	۰/۳۴	۲/۰۶۳	۲/۰۵۶	۰/۹۹۱۷	طراحی
۱/۹۲	۸۴/۸۳۶	۸۶/۴۹۸	۳/۷۵	۲/۱۳	۲/۲۱۳	۰/۹۶۰۴	نزدیک به استال



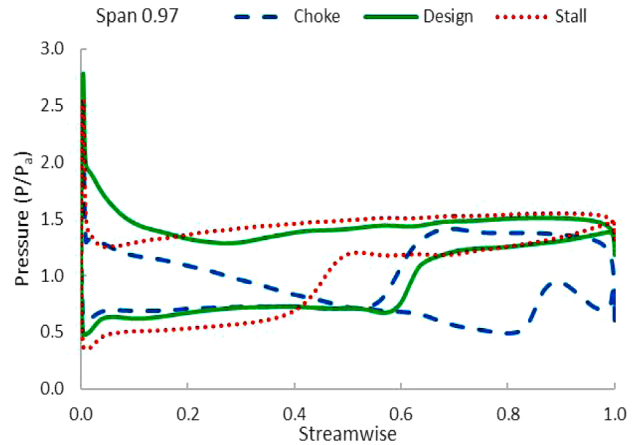
شکل ۶: کانتور توزیع فشار کل نسبی (P/P_a) در ۹۷٪ فاصله شعاعی به همراه خطوط جریان در سه نرخ دبی جرمی (الف) خفگی، (ب) طراحی و (ج) نزدیک استال
 Fig. 6. Total pressure ratio distribution contour (P/P_a) in span 0.97 with streamlines in three mass flow rates (a) choke, (b) design and (c) near stall



شکل ۷: کانتور توزیع ماخ نسبی در ۹۷٪ فاصله شعاعی به همراه خطوط جریان در سه نرخ دبی جرمی (الف) خفگی، (ب) طراحی و (ج) نزدیک استال
 Fig. 7. Relative mach number distribution contour in span 0.97 with streamlines in three mass flow rates (a) choke, (b) design and (c) near stall

جریان کاهش می‌یابد (از شرایط خفگی به شرایط نزدیک استال) اختلاف فشار بین سطوح فشار و مکش بیشتر می‌شود. بر این اساس و با افزایش اختلاف فشار بین سطوح فشار و مکش، جریان‌های ناشی نوک دارای قدرت بیشتری می‌گردند. این جریان در تقابل با جریان اصلی منجر به شکل‌گیری جریان‌های برگشتی در منطقه نوک پره می‌گردد. وقوع گرداب‌های ناشی نوک در شرایط عملکردی نزدیک استال به این دلیل قابل توجه می‌باشد که انسداد جریان را به همراه دارد.

در شکل ۹ نمودار آنتروپی در راستای جریان برای شرایط مختلف عملکردی نشان داده شده است. مشخص است که در هر سه نرخ دبی جرمی، آنتروپی اولیه جریان تا قبل از رسیدن به پره روتور با یکدیگر برابر است. اما با رسیدن جریان به روتور، آنتروپی به یکباره افزایش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده گردید وقوع امواج ضربه‌ای منجر به افزایش آنتروپی در جریان می‌گردد. ایجاد افزایش ناگهانی در میزان آنتروپی در تمامی شرایط عملکردی کمپرسور یکسان است. اما در شرایط نزدیک استال این پدیده زودتر از شرایط طراحی و در شرایط طراحی زودتر از خفگی رخ می‌دهد. به علاوه مقدار این افزایش نیز بیشتر است. موارد ذکر شده با توجه به رخداد جریان ناشی نوک قوی‌تر و بالتبع ایجاد افت‌های بیشتر در شرایط نزدیک استال نسبت به حالت‌های دیگر قابل توجه می‌باشند. به عبارت دیگر افزایش آنتروپی علاوه بر رخداد امواج ضربه‌ای، ناشی از وقوع گرداب‌های ناشی نوک در اثر تداخل جریان ناشی نوک و جریان اصلی می‌باشد. طبیعتاً گرداب‌های قوی‌تری در شرایط نزدیک استال ایجاد می‌گردند که با ایجاد انسداد در مسیر جریان اصلی آنتروپی را به دنبال دارند. با توجه به جابجایی فصل مشترک جریان اصلی و جریان ناشی نوک و همچنین خط شوک جریان به سمت بالادست در شرایط نزدیک استال محل افزایش آنتروپی نیز به سمت بالادست حرکت می‌کند. با توجه به اینکه در شکل ۹ موقعیت پره روتور بین ۰/۴ تا ۰/۶ می‌باشد بعد از عبور جریان از روتور، به واسطه نبود روتور،

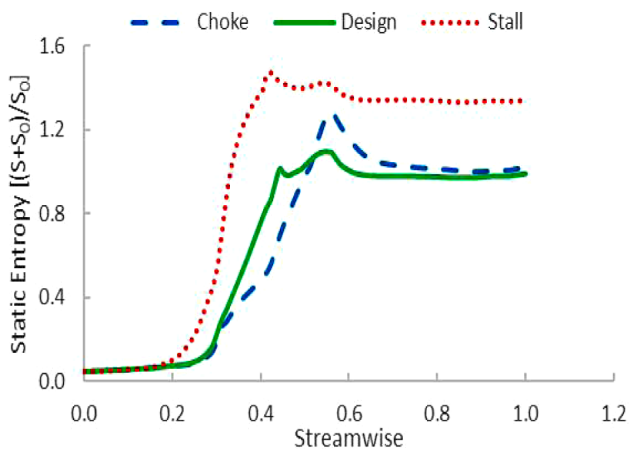


شکل ۸: نمودار بارگذاری فشار (P/P_0) در سطوح فشار و مکش پره در شرایط عملکردی کمپرسور در ۹۷٪ فاصله شعاعی

Fig. 8. Pressure loading curve (P/P_0) in pressure and suction sides of rotor in compressor performance conditions and span 0.97

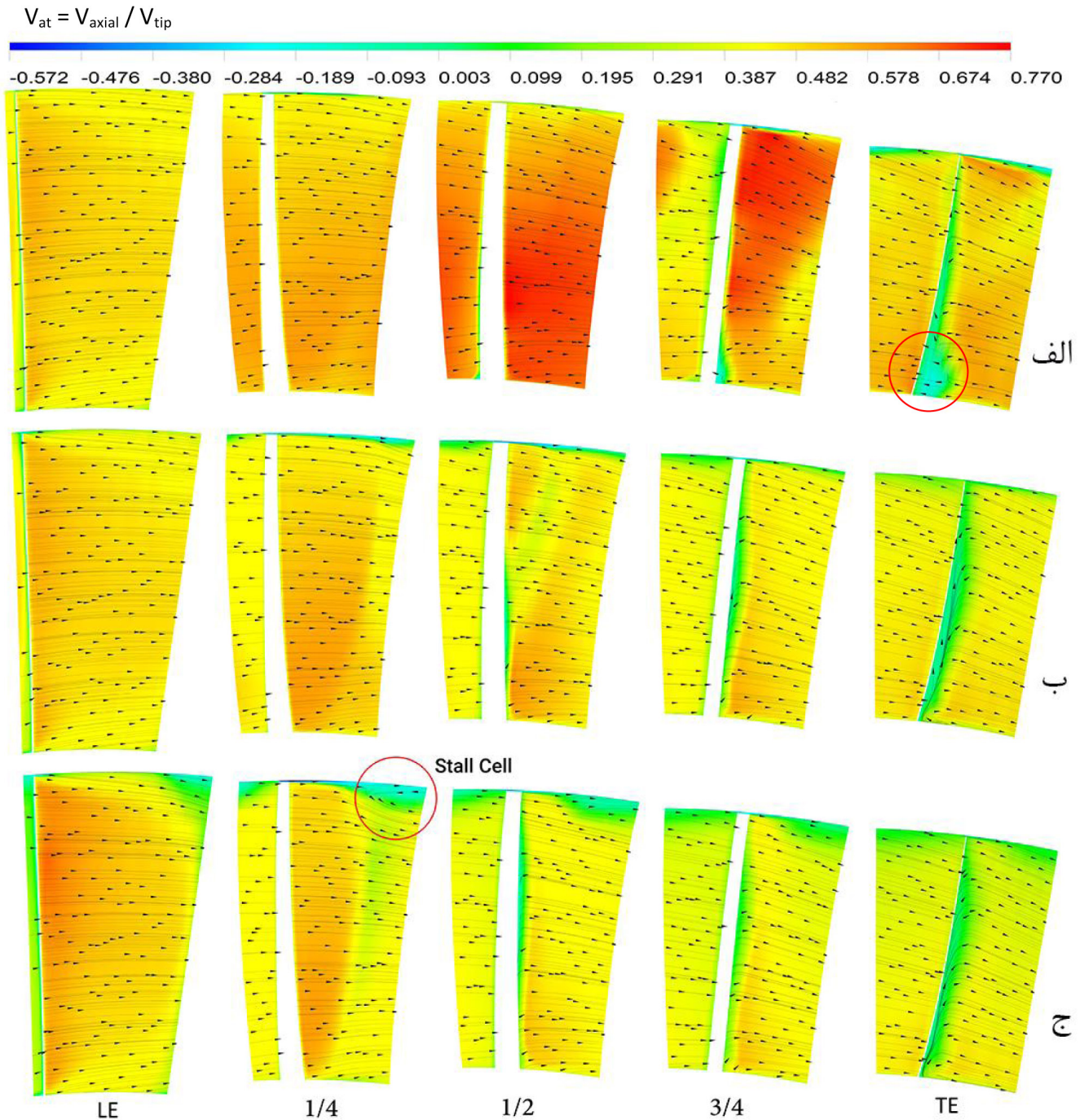
دارد. لذا به منظور چرخش جریان از این گوشه محدب، امواج انبساطی در ورودی روتور ایجاد می‌گردند. این امر موجب افزایش ماخ نسبی در ورودی روتور می‌گردد. لذا تغییرات کم سرعت در ورودی پره‌های کمپرسور ناشی از رخداد امواج انبساطی ضعیفی در این ناحیه می‌باشد. این تغییرات در کانتور شکل ۷ در قسمت ورودی پره‌ها، با نقطه‌چین قرمز رنگ، نشان داده شده است. همچنین در این کانتور، وقوع شوک (امواج ضربه‌ای تراکمی) و تغییر ناگهانی عدد ماخ مشاهده می‌گردد. در نرخ دبی جرمی خفگی (در شکل ۷ الف)) امواج ضربه‌ای در نزدیکی لبه فرار روتور قابل مشاهده است. با کاهش نرخ دبی جرمی به سمت شرایط طراحی (در شکل ۷ ب)) رخداد امواج ضربه‌ای از لبه فرار به سمت بالادست حرکت کرده و به لبه حمله نزدیک می‌شود. به همین ترتیب با کاهش بیشتر نرخ دبی جرمی به سمت شرایط نزدیک به استال (در شکل ۷ ج)) رخداد شوک زودتر اتفاق می‌افتد. با توجه به اینکه ایجاد موج ضربه‌ای منجر به ایجاد افت در میدان جریان و افزایش آنتروپی می‌گردد، مشخص است که در شرایط نزدیک استال، با کاهش دبی جرمی جریان، میزان سرعت نسبی ورودی به پره‌های روتور افزایش یافته و بر این اساس رخداد شوک زودتر اتفاق می‌افتد. با توجه به رخداد جریان ناشی نوک قوی‌تر در شرایط نزدیک استال که منجر به پیشروی فصل مشترک جریان اصلی و جریان ناشی نوک به سمت بالادست و رخداد شوک منجر به ایجاد افت در بالادست لبه حمله پره می‌گردد.

بررسی بارگذاری فشار بر روی سطوح فشار و مکش پره‌ها که به عنوان منشا رخداد جریان ناشی نوک می‌باشد از اهمیت زیادی برخوردار است. در شکل ۸ توزیع بارگذاری فشار بر روی سطوح فشار و مکش برای شرایط مختلف عملکردی کمپرسور ترسیم گردیده است. در شکل ۸، منحنی بالایی در هر نرخ دبی جرمی، مربوط به سطح فشار و منحنی پایینی با فشار کمتر مربوط به سطح مکش می‌باشد. مشخص است که هر چه دبی



شکل ۹: نمودار آنتروپی استاتیک در جهت جریان در شرایط عملکردی

Fig. 9. Static entropy curve in streamwise and performance conditions



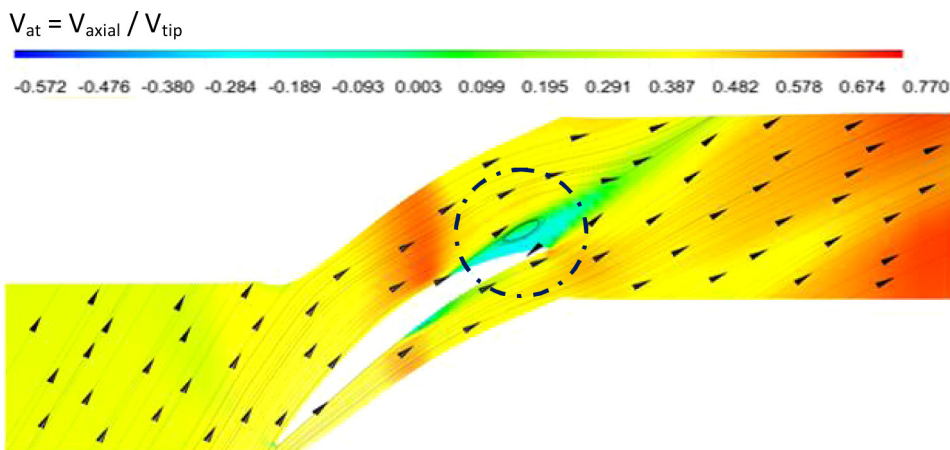
شکل ۱۰: کانتور نسبت سرعت محوری به سرعت نوک پره و خطوط جریان در ۵ مکان پره در سه نرخ دبی جرمی (الف) خفگی، (ب) طراحی و (ج) نزدیک استال

Fig. 10. Axial and blade tip velocity ratio contour with streamlines in five blade location in three mass flow rates (a) choke, (b) design and (c) near stall

در صفحات مختلف در راستای جریان (از پایه تا نوک) در شکل ۱۰ ترسیم گردیده است. به منظور درک بهتر ساختار جریان، خطوط جریان بر روی این کانتورها الحاق گردیده است. مشخص است که در شرایط عملکردی طراحی هیچ گونه جریان برگشتی و رخداد گرداب مشاهده نمی‌گردد و فقط در منطقه بسیار کوچکی در نزدیکی نوک پره در اثر جریان نشستی نوک، کاهش سرعت

افت‌های مرتبط با آن (نظیر افت مقطعی، افت‌های جریان نشستی نوک و غیره) از بین می‌رود. این امر منجر به کاهش بی‌نظمی موجود در ساختار جریان و بالتبع کاهش آنتروپی می‌گردد که در شکل ۹ مشاهده می‌گردد.

به منظور بررسی نحوه رخداد سلول‌های استال و چگونگی پخش محیطی و شعاعی آن، کانتور سرعت محوری در شرایط مختلف عملکردی و



شکل ۱۱: کانتور نسبت سرعت محوری به سرعت نوک پره و خطوط جریان در نرخ دبی جرمی خفگی در ۱٪ فاصله شعاعی

Fig. 11. Axial and blade tip velocity ratio contour with streamlines in choke mass flow rate in span 0.01

در منطقه پایه پره و در نزدیکی لبه فرار مشاهده می‌گردد. به عبارت دیگر در شرایط خفگی کمپرسور از ناحیه پایه مستعد برگشت جریان و وقوع ورتکس می‌باشد. با کاهش نرخ دبی جرمی، در شرایط نزدیک استال، خطوط جریان در منطقه درز نوک، ساختاری گردابی پیدا می‌کنند. مشخص است که سلول‌های استال در منطقه نوک و در شعاع‌های بالا ناشی از تقابل جریان نشتی نوک و جریان اصلی ایجاد گردیده و به مناطق با شعاع کمتر پیشروی می‌کنند. رخداد چنین گرداب‌هایی در مسیر جریان منجر به ایجاد انسداد و ایجاد افت در مسیر جریان گردیده که در صورت تداوم، عملکرد کمپرسور را دچار مشکل می‌نماید. بررسی توزیع فشار حول پره در منطقه نوک حکایت از افزایش اختلاف فشار بین سطوح فشار و مکش و بارگذاری پره در شرایط نزدیک استال دارد که منجر به افزایش قدرت جریان نشتی نوک در مقابل جریان اصلی گردیده و رخداد گرداب‌هایی قوی‌تر را ناگزیر می‌نماید. بررسی کانتور فشار کل نسبی حکایت از حرکت فصل مشترک جریان اصلی و جریان نشتی نوک به سمت بالادست جریان با کاهش نرخ دبی جرمی دارد. این امر نشان از افزایش قدرت جریان نشتی نوک در مقابل جریان اصلی با کاهش نرخ دبی جرمی دارد. همچنین بررسی توزیع ماخ نسبی جریان نیز از حرکت موقعیت رخداد شوک به سمت بالادست جریان از لبه فرار به سمت بالادست جریان و لبه حمله خبر داد. تغییرات آنروپی در شرایط عملکردی جریان نشان داد که در تمامی شرایط عملکردی، آنروپی جریان تا قبل از رسیدن به پره روتور با یکدیگر برابر است. اما با رسیدن جریان به روتور، ناشی از وقوع امواج ضربه‌ای آنروپی به یکباره افزایش یافته است. با توجه به رخداد شوک در نزدیکی لبه حمله در شرایط نزدیک استال، در این شرایط عملکردی، این پدیده زودتر از شرایط طراحی و در شرایط طراحی زودتر از خفگی رخ می‌دهد. به علاوه مقدار افزایش آنروپی نیز بیشتر است. رخداد جریان نشتی نوک قوی‌تر و بالتبع ایجاد افت‌های بیشتر در شرایط نزدیک استال نسبت به حالت‌های دیگر، میزان بیشتر افزایش آنروپی در شرایط نزدیک استال را

محوری جریان ایجاد می‌گردد. در شرایط خفگی ساختار جریان در نوک پره مشابه حالت طراحی بوده و هیچ‌گونه برگشت جریان و رخداد گرداب مشاهده نمی‌گردد. اما با پیشروی در طول پره و در نزدیکی لبه فرار پره مشاهده می‌گردد که سرعت محوری جریان و گرداب‌هایی در نزدیکی پایه پره رخ داده است. بررسی کانتور سرعت محوری در شرایط نزدیک استال از رخداد گرداب نشتی نوک و کاهش سرعت محوری جریان در مناطق نزدیک لبه حمله خبر می‌دهد. سلول استال ایجاد شده در نزدیکی درز نوک در حالت استال نیز در شکل ۱۰ (ج) و در محل ۱/۴ طول وتر پره کاملاً مشخص است. با توجه به شکل ۱۰ مشخص گردید که در شرایط خفگی در منطقه نزدیک پایه پره گرداب‌هایی ایجاد گردیده است. بررسی کانتور سرعت محوری در فاصله شعاعی ۰/۰۱ که خطوط جریان نیز بر آن الحاق گردیده است از جدایش جریان در لبه فرار پره و ایجاد گرداب در این منطقه حکایت دارد (شکل ۱۱).

۴- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، شبیه‌سازی عددی جریان در روتور کمپرسور محوری گذر صوت در شرایط عملکردی مختلف با استفاده از نرم‌افزار انفیس سی. اف. ایکس صورت گرفت. اعتبارسنجی نتایج از طریق مقایسه منحنی‌های عملکرد و توزیع شعاعی نسبت فشار کل در شرایط مختلف عملکردی انجام گردید که تطابق خوبی مشاهده گردید. بیشترین خطای نتایج حاضر در مقایسه با نتایج تجربی، ۳/۷۵ درصد است که بسیار مطلوب است. به منظور بررسی ساختار جریان در شرایط مختلف عملکردی، نتایج تحلیل در سه نرخ دبی جرمی متناظر با شرایط عملکردی مختلف استخراج و با یکدیگر مقایسه گردید. نتایج نشان دادند که در شرایط طراحی جریان به نحوی است که هیچ‌گونه برگشت جریان و گردابی در هیچ منطقه‌ای مشاهده نمی‌گردد. در شرایط خفگی، در منطقه نوک پره هیچ‌گونه گردابی رخ نداده اما وقوع گرداب‌هایی

منابع

- Rotor, *Journal of Turbomachinery*, 120(3) (1998) 477486.
- [9] Z. Wang, B. Lu, J. Liu, J. Hu, Numerical simulation of unsteady tip clearance flow in a transonic compressor rotor, *Aerospace Science and Technology*, 72 (2018) 193203.
- [10] K.L. Suder, R.V. Chima, A.J. Strazisar, W.B. Roberts, The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor, *Journal of Turbomachinery*, 117(4) (1995) 491-505.
- [11] S. Abbasi and R. Taghavi Zenouz, Computational Analysis of Unsteady Tip Leakage Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor Blade Row, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(3) (2017) 485-49.
- [12] C.-T. Dinh, M.-W. Heo, K.-Y. Kim, Aerodynamic performance of transonic axial compressor with a casing groove combined with blade tip injection and ejection, *Aerospace Science and Technology*, 46 (2015) 176-187.
- [13] S. Han, J. Zhong, Effect of blade tip winglet on the performance of a highly loaded transonic compressor rotor, *Chinese Journal of Aeronautics*, 29(3) (2016) 653661.
- [14] B.H. Beheshti, J.A. Teixeira, P.C. Ivey, K. Ghorbanian, B. Farhanieh, Parametric Study of Tip Clearance—Casing Treatment on Performance and Stability of a Transonic Axial Compressor, *Journal of Turbomachinery*, 126(4) (2004) 527-535.
- [15] L. Reid, R. D. Moore, Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor, 1978.
- [16] R. D. Moore, L. Reid, Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26 respectively, and with design pressure ratio of 2.05, 1980.
- [1] M. Inoue, M. Kuroumaru, Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor, *Journal of Turbomachinery*, 111(3) (1989) 250-256.
- [2] B. Liu, H. Wang, H. Liu, H. Yu, H. Jiang, M. Chen, Experimental Investigation of Unsteady Flow Field in the Tip Region of an Axial Compressor Rotor Passage at Near Stall Condition With SPIV, (36894) (2003) 877888.
- [3] J.D. Cameron, M.A. Bennington, M.H. Ross, S.C. Morris, J. Du, F. Lin, J. Chen, The Influence of Tip Clearance Momentum Flux on Stall Inception in a HighSpeed Axial Compressor, *Journal of Turbomachinery*, 135(5) (2013) 051005-051005-051011.
- [4] C. Hah, Effects of Double-Leakage Tip Clearance Flow on the Performance of a Compressor Stage With a Large Rotor Tip Gap, (49699) (2016) V02AT37A005.
- [5] S.N. Danish, S.R. Qureshi, M.M. Imran, S.U.-D. Khan, M.M. Sarfraz, A. El-Leathy, H. Al-Ansary, M. Wei, Effect of tip clearance and rotor–stator axial gap on the efficiency of a multistage compressor, *Applied Thermal Engineering*, 99 (2016) 988-995.
- [6] K.L. Suder, M.L. Celestina, Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor, *Journal of Turbomachinery*, 118(2) (1996) 218-229.
- [7] X. Ren, C. Gu, A numerical study on the tip clearance in an axial transonic compressor rotor, *Applied Thermal Engineering*, 103 (2016) 282-290.
- [8] D.W. Thompson, P.I. King, D.C. Rabe, Experimental Investigation of Stepped Tip Gap Effects on the Performance of a Transonic Axial-Flow Compressor

Please cite this article using:

S. Abbasi, E. Behroozzade, Numerical Simulation of Tip Leakage Flow Structure in the Transonic Axial Compressor in Different Performance Conditions, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 51(2) (2019) 471-481.
DOI: 10.22060/mej.2018.13976.5768

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

