

## تحلیل عددی گذرا یک طبقه کمپرسور تاندم

رضا شمس‌الدینی لری، ابوالقاسم مسگرپورطوسی<sup>۱</sup>، حمزه اشراقی

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۵ بهمن ۱۳۹۵  
بازنگری: ۱۴ اردیبهشت ۱۳۹۶  
پذیرش: ۳۱ اردیبهشت ۱۳۹۶  
ارائه آنلاین: ۷ خرداد ۱۳۹۶

### کلمات کلیدی:

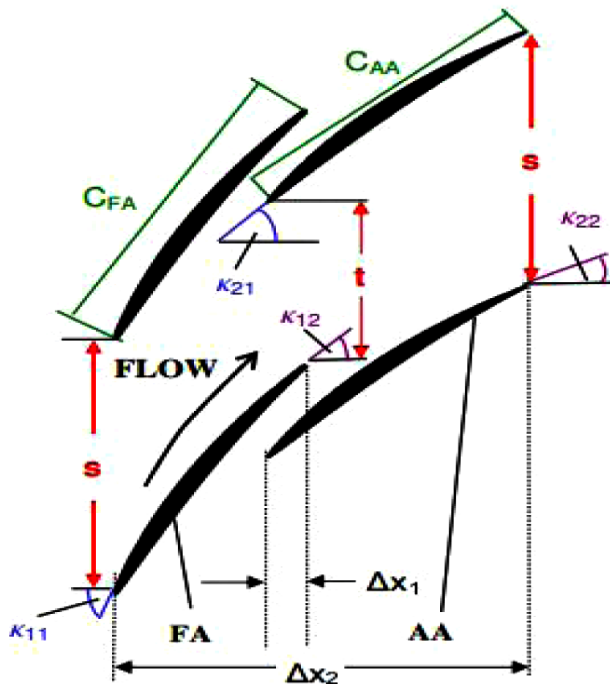
کمپرسور  
تاندم  
گذرا  
تبدیل زمان  
ساختارهای آیرودینامیکی

**چکیده:** طراحان توربوماشین همیشه به دنبال کاهش وزن کمپرسورها بوده‌اند و لازمه کاهش وزن علاوه بر بکار بردن مواد مناسب، استفاده از طبقات کمپرسور با نسبت فشار بالا و راندمان مناسب می‌باشد. برای داشتن طبقه‌ای با نسبت فشار بالا درحالی که راندمان حفظ شود، نیاز به کنترل لایه مرزی روی پره می‌باشد. تاندم یکی از روش‌هایی است که می‌تواند لایه مرزی روی پره را درحالی که چرخش پره زیاد باشد، کنترل کند و مانع جدایش جریان شود. در این مقاله یک طبقه تاندم به صورت سه بعدی مورد تحلیل قرار گرفته است و با استفاده از روش تبدیل زمان، طبقه تاندم به صورت گذرا حل شده است. ابتدا نتایج حل گذرا با پایا مقایسه شده و نشان داده شده که حل گذرا محدوده عملکرد طبقه تاندم را در دور طراحی حدود ۲۵٪ و در دور ۸۰٪ حدود ۲۸٪ بیشتر پیش‌بینی می‌کند، سپس مکانیزم‌ها و ساختارهای آیرودینامیکی موجود در جریان و موثر بر ناپایا بودن جریان درون طبقه مطالعه شده است. در این مطالعه مشاهده شده است که حل گذرا بر خلاف حل پایا گردابه‌ها، جریان نشستی و واماندگی گوشه ریشه‌ی روتور را از قاب بین روتور و استاتور عبور داده و باعث شده که استاتور جریان متفاوتی نسبت به حل پایا داشته باشد.

### ۱- مقدمه

تولیدکنندگان موتورهای توربین گازی پیوسته به دنبال تولید موتورهای سبک‌تر و کوچکتر، در عین حال با عملکرد بهتر بوده‌اند. با افزایش بارگذاری طبقات ضمن حفظ عملکرد هر طبقه، این هدف حاصل می‌گردد. محدودیت اصلی افزایش فشار در یک مرحله کمپرسور، جدایش لایه مرزی روی سطح مکش پره، طوقه و پوسته می‌باشد. یکی از روش‌های بهبود دهنده جدایش لایه مرزی روی سطح مکش، بکاربردن پره‌هایی با ایرفویل تاندم می‌باشد. هدف اساسی این نوع ایرفویل این است که مومنتوم تزریق شده از سطح فشاری پره اول مانع جدایش لایه مرزی از روی سطح مکش پره دوم شود [۱].

پارامترهای هندسی ایرفویل‌های تاندم در شکل ۱ نشان داده شده است که شامل پارامترهای عمومی در ایرفویل‌های معمولی (تک ایرفویل‌ها) مانند مقدار چرخش، وتر و میزان صلبیت پره می‌باشد و همپوشانی محوری<sup>۱</sup> و درصد گام<sup>۲</sup>، پارامترهای خاص ایرفویل‌های تاندم می‌باشد. وتر پره مؤثر، فاصله بین دو پره مؤثر و صلبیت مؤثر به صورت عبارت‌هایی



شکل ۱: پارامترهای هندسی ایرفویل تاندم (دو بعدی) [۱]

Fig. 1. Tandem airfoil geometric parameters (2D) [1]

<sup>1</sup>Axial overlap

<sup>2</sup>Percent pitch

نتیجه باعث افزایش ضریب اتلاف فشار کل می‌شود. لی کیوشی و همکاران [۴] به مطالعه جریان مافوق در کسکید تاندم پرداختند و از یک سری تاندم برای طراحی استاتور یک فن استفاده کردند. آنها برای ایرفویل جلویی از ایرفویل‌های مافوق صوت با چرخش خیلی کم استفاده کردند تا جریان را از مافوق صوت به زیرصوت با اتلاف بسیار کم تبدیل کنند، چرا که در این حالت اتلاف ناشی از شوک‌ها کم می‌شود.

هونگر و همکاران [۵] یک منحنی تاندم و یک منحنی تک پره برای جریان گذر صوتی با استفاده از منحنی CDA طراحی و به صورت عددی مطالعه کردند. هر دو پره زاویه چرخش جریان یکسانی دارند. سازوکار شکل‌گیری شوک و گردابه‌های حاصل از لبه فرار برای هر دو پره مطالعه شد و مشاهده شد که گردابه‌های حاصل از موج شوک در لبه فرار تک پره گسترده‌تر بوده و در نتیجه ضریب اتلاف تک پره بیشتر می‌باشد.

شن و همکاران [۶] یک سری تاندم با چرخش جریان بالا با استفاده از منحنی DCA طراحی کردند و به صورت عددی - تجربی مطالعه کردند و در نهایت اثر تغییر پارامترهای هندسی بر میدان جریان را مطالعه کردند.

هرتل و همکاران [۷] به بررسی تجربی و عددی یک کسکید تاندم با عدد ماخ ورودی ۰/۱۷۵ پرداختند. با تغییر زاویه ورودی جریان، نتایج توزیع فشار، ضریب اتلاف، مقدار چرخش جریان و افزایش فشار را ارائه دادند. نتایج تجربی و عددی برای محدوده زیادی از زاویه برخورد مقایسه شدند. همچنین در ادامه این مطالعه شارلوت و همکاران [۸] همین نتایج را در طول ارتفاع پره (سه بعدی) بدست آوردند. یعنی با تغییر زاویه ورودی جریان توزیع فشار، ضریب اتلاف، مقدار چرخش جریان و افزایش فشار را به صورت عددی و تجربی مطالعه کردند. همچنین تأثیر نازل بین دو پره را بر روی دیواره پره عقبی برای همه زوایای برخورد بررسی کردند.

پایپالی و شاین [۹] با مطالعه دو بعدی به مقایسه سری تاندم با سری معمولی متناظر (تک ایرفویل) پرداختند. این مقایسه برای درصد گام و همپوشانی محوری مختلف در زوایای برخورد متفاوت انجام شد. در این پژوهش مشاهده شد که جریان از طریق نازل بین دو پره، تأثیر قابل توجهی روی اتلاف سری می‌گذارد و محدوده زاویه برخورد مناسب برای سری تاندم برتر از سری معمولی می‌باشد.

هرتل و همکاران [۱۰] در ادامه مطالعه بر روی یک سری کمپرسور تاندم با ماخ ورودی کم، به بررسی این سری با استفاده از تکنیک اندازه‌گیری سرعت‌سنجی تصویر ذره<sup>۱</sup> پرداختند. نواحی مورد بررسی، نواحی ورودی و خروجی می‌باشند و این بررسی با سه زاویه مختلف ورودی صورت گرفت. تمام نتایج یک توزیع سرعت همگن را نشان داد.

در دانشگاه صنعتی امیرکبیر هم مطالعاتی بر روی سری و روتور تاندم صورت گرفته است. که در ادامه به دو نمونه اشاره می‌شود.

در پژوهش انجام شده توسط سلطانی [۱۱] قابلیت چرخش بالای جریان

از همپوشانی محوری تعریف می‌شوند، البته فرض می‌شود که فاصله بین دو پره برای پره‌های جلویی و عقبی برابر باشد.

دو پارامتر مهم ایرفویل‌های تاندم یعنی درصد گام و همپوشانی محوری به ترتیب با استفاده از روابط (۱) و (۲) بدست می‌آید.

$$PP = \frac{t}{s} \quad (1)$$

۹

$$AO = \frac{\Delta x_1}{\Delta x_2} \quad (2)$$

$C_{eff}$  یا وتر مؤثر توسط رابطه (۳) حاصل می‌شود.

$$C_{eff} = (C_{FA} + C_{AA}) / (1 + AO) \quad (3)$$

همچنین ضریب مؤثر و طول دهانه مؤثر به ترتیب طبق روابط (۴) و (۵) بدست می‌آید.

$$\sigma_{eff} = \frac{C_{eff}}{S_{eff}} \quad (4)$$

۹

$$S_{eff} = (1 - 0.5 \times AO) \times S \quad (5)$$

سری تاندم برای روتورها و استاتورها در محدوده زیرصوت، گذر صوت و حتی مافوق صوت بکار می‌روند. یکی از کاربردهای اصلی این نوع آرایش در طبقه آخر کمپرسورهای جریان محوری می‌باشد که جریان با سرعت چرخش زیادی وارد می‌شود و باید این چرخش به جریان محوری تبدیل شود. بنابراین زاویه چرخش جریان نسبتاً زیاد است و آخرین ردیف استاتور با بارگذاری بالا در خطر جدایش جریان می‌باشد. یک استفاده مشابه از سری تاندم وجود دارد که پره تاندم به عنوان پره راهنمای خروجی از بخش محوری کمپرسور جریان مخلوط بکار برده می‌شود که در آن هم چرخش زیاد جریان مورد نیاز می‌باشد.

در مورد پره‌های تاندم و پره‌های دو ایرفویلی تحقیقات متفاوتی انجام شده است که به اختصار به مواردی اشاره خواهد شد. یوسوکی ساکایی [۲] برای تأیید ایده استفاده از روتور تاندم، یک مرحله کمپرسور گذر صوتی را طراحی و سپس آزمایش کرد. نتایج آزمایش کمپرسور نشان داد که نسبت فشار تقریباً ۲/۳ را می‌توان با استفاده از یک مرحله کمپرسور بدست آورد. نتایج این آزمایش تأیید می‌کرد که با استفاده از روتور تاندم می‌توان با تعداد مراحل کمتری در مقایسه با روتور معمولی به نسبت فشار مورد نظر دست یافت.

سامیت ترهان [۳] برای بهینه کردن فاصله بین دو پره تاندم و همین‌طور بهینه کردن مقدار چرخش کل پره تاندم با استفاده از روش‌های عددی تلاش کرد. در این بررسی مشاهده شد که فاصله بین دو پره مانند نازل همگرا - واگرا عمل می‌کند و باعث مکش جریان روی سطح مکشی پره عقبی می‌شود و در نتیجه مانع جدایش جدی و بزرگ جریان می‌شود ولی در صورت افزایش زاویه چرخش پره، جدایش جریان افزایش می‌یابد و در

<sup>1</sup>Particle Image Velocimetry (PIV)

حاصل می‌شود، اما اثر فرکانسی دنباله‌های روتور بر عملکرد استاتور به دلیل متوسط‌گیری یاد شده قابل آشکارسازی نیست. برای پیش‌بینی دقیق‌تر نقطه شروع ناپایداری، مطالعه اثر فرکانسی دنباله‌های روتور بر رفتار استاتور و همچنین مشخصات نوسانی جریان خروجی از استاتور، لازم می‌باشد. بنابراین لازم است که عملکرد طبقه توسط حل گذرا بررسی شود.

#### ۲-۱- ساختارهای (پدیده‌های) آیرودینامیکی در یک کمپرسور

در یک کمپرسور، چند پدیده اصلی آیرودینامیکی مسئول عدم پایا بودن جریان هستند: گردابه‌ها، اثرات متقابل روتور و استاتور، جریان نشتی نوک و لایه مرزی‌های در حال توسعه روی دیواره‌های ریشه<sup>۳</sup> و پوسته<sup>۴</sup>. همچنین دیگر پدیده‌های آیرودینامیکی همانند استال گوشه ریشه<sup>۵</sup> نیز بر جریان مؤثرند.

#### ۲-۲- روش تبدیل زمان [۱۴]

حل گذرا روش‌های مختلفی دارد که هر کدام در میزان دقت، زمان و فضای ذخیره با هم تفاوت دارند. روش مورد استفاده در این گزارش، تبدیل زمان می‌باشد. قبل از تشریح روش تبدیل زمان لازم است مرز متناوب (پریودیک) تأخیری توضیح داده شود. روش تبدیل زمان از مرزهای متناوب تأخیری برای مدل سازی جریان استفاده می‌کند.

زمانی که تعداد روتورها و استاتورها برابر باشد، می‌توان از مرزهای متناوب استاندارد برای کل کانال استفاده کرد، بدون اینکه منحنی جریان کشیده یا فشرده شود. در این مورد معادله<sup>۶</sup> زیر را می‌توان برای مرزهای محیطی (جانبی) روتور و استاتور بکار برد.

$$U(x, y, t) = U(x, y + P, t) \quad (۶)$$

در این رابطه تابع  $U$  مقدار خواص جریان روی مرز محیطی می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود در مرزهای متناوب استاندارد، خواص روی دو مرز محیطی برابر می‌باشد. این معادله بدون متغییر زمان برای حالت پایا هم استفاده می‌شود. اما زمانی که تعداد روتورها و استاتورها برابر نباشد (نسبت گام برابر واحد نباشد)، تناوب مکانی ساده در کل طبقه در مرز محیطی برای جریان وجود ندارد و این موضوع تا حد زیادی شرایط مرزی متناوب را پیچیده کرده است. شکل ۲ یک روتور-استاتور را نشان می‌دهد که در آن گام استاتور بزرگتر از گام روتور است. در شکل ۲ در لحظه<sup>۷</sup> اول روتور پایین با استاتور پایین هم راستا می‌باشد و در لحظه<sup>۸</sup> بعدی روتور بالا با استاتور بالا هم راستا است. اختلاف زمانی بین دو لحظه برابر با اختلاف گام تقسیم به سرعت روتور می‌باشد.

$$\Delta T = \frac{(P_s - P_r)}{V} \quad (۷)$$

که در آن:

پره‌های تاندم با مقطع ایرفویل ناسا ۶۵ با همپوشانی محوری و درصد فاصله ثابت در زوایای برخورد ۱۰- تا ۵+ درجه بررسی شده است. سپس با تغییر زاویه نشست پره جلویی به اندازه ۵- تا ۵+ درجه، ضریب اتلاف در زوایای برخورد ۱۰- تا ۵+ مورد بررسی قرار گرفته است.

تحلیل جامع‌تری توسط اشراقی [۱۳و۱۲] صورت گرفته است. اشراقی ابتدا نسبت به تدوین یک روش سه بعدی جهت طراحی طبقه کمپرسور با بارگذاری بالا اقدام نمود. سپس با استفاده از این روش سه مورد طبقه تاندم با مشخصات هندسی متفاوت و یک مورد طبقه متعارف طراحی کرد و عملکرد این طبقات را در دوره‌های طراحی و خارج از طراحی، توسط تحلیل عددی مورد ارزیابی قرار داد. همچنین اثر استاتور متغیر بر منحنی عملکرد طبقه تاندم نیز مورد مطالعه قرار داد که نشان داده شد با استفاده از متغیر تاندم می‌توان حدود ۶۳٪ در حاشیه ناپایداری طبقه در دور ۶۰٪ طراحی بهبود ایجاد نمود. در ادامه با استفاده از سکوی آزمون کمپرسور، عملکرد روتور در سه دور استخراج نمود و با نتیجه تحلیل عددی مقایسه کرد.

در مطالعات انجام شده بر روی تاندم، بنا بر اطلاع نگارنده تاکنون تحلیل گذرایی صورت نگرفته است و اثر جریان روتور بر روی استاتور با این روش مدل نشده است. در این مقاله یک طبقه تاندم به صورت سه بعدی مورد تحلیل قرار گرفته است و با استفاده از روش تبدیل زمان<sup>۹</sup>، طبقه تاندم به صورت گذرا حل شده است، به گونه‌ای که ابتدا نتایج حل گذرا با پایا مقایسه شده و نشان داده شده است که حل گذرا محدوده عملکرد طبقه تاندم را در دور طراحی حدود ۲۵٪ و در دور ۸۰٪ حدود ۲۸٪ بیشتر پیش‌بینی می‌کند، سپس سازوکارها و ساختارهای آیرودینامیکی موجود در جریان و مؤثر بر ناپایا بودن جریان درون طبقه مطالعه شده است. این مطالعه در قالب بیان تفاوت حل گذرا با حل پایا صورت گرفته است و در این مطالعه مشاهده شده است که حل گذرا بر خلاف حل پایا گردابه‌ها، جریان نشتی و واماندگی گوشه ریشه روتور را از قاب بین روتور و استاتور عبور داده و باعث شده که استاتور جریان متفاوتی نسبت به حل پایا داشته باشد، در نتیجه عملکرد طبقه تحت تأثیر قرار گرفته و باعث افزایش محدوده عملکرد طبقه و همینطور افزایش راندمان حاصله می‌شود. علاوه بر این منحنی عملکرد روتور به تنهایی ارائه شده است و نشان داده شده حل گذرا، محدوده عملکرد روتور را حدود ۱۶٪ بیشتر پیش‌بینی می‌کند که عامل این اختلاف، نوسانی بودن ساختارهای آیرودینامیکی مانند جریان نشتی نوک و گردابه‌ها می‌باشد.

#### ۲-۲- جریان گذرا و روش تبدیل زمان

مطالعات عددی پیرامون تاندم تاکنون درحالت پایدار انجام شده است، از این رو برای شبیه‌سازی تغییرات مشخصات جریان در عبور از قاب روتور به استاتور، استفاده از متوسط‌گیری در جهت پیرامونی اجتناب ناپذیر است در این روش، متوسط زمانی متغییرهای جریان نظیر فشار و دمای کل

<sup>3</sup>Hub

<sup>4</sup>Shroud

<sup>5</sup>Hub corner stall

<sup>1</sup>NACA65

<sup>2</sup>Time transformation

$$U(x', y', t') = U(x', y' + P_s, t') \quad (11)$$

$$U(x', y', t') = U(x', y' + P_r, t') \quad (12)$$

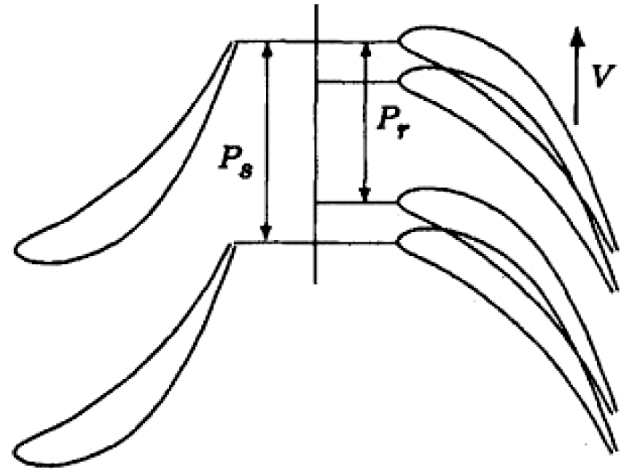
بدین ترتیب تناوب در هر لحظه از زمان در محیط محاسباتی حفظ می‌شود. برای درک بهتر این موضوع می‌توان به شکل ۳ مراجعه کرد. در شکل ۳ خطوط سبز مرزهای استاتور و خطوط قرمز مرزهای روتور را (با گام کمتر)، درحالی که با زمان جابه‌جا می‌شوند، نشان می‌دهند. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود در لحظه اول مرزهای جانبی سمت چپ روتور و استاتور هم راستا می‌باشند و با گذشت  $\Delta T$  زمان، مرزهای جانبی سمت راست روتور و استاتور هم راستا می‌شوند. با وصل کردن دو نقطه تقاطع این مرزهای جانبی، محیط محاسباتی که با خط آبی مشخص شده است، حاصل می‌شود. این محیط محاسباتی اختلاف گامی بین روتور و استاتور مشاهده نمی‌کند، یعنی نسبت گام روتور-استاتور برابر واحد می‌باشد؛ بنابراین نیازی به کشیدن یا فشردن منحنی جریان در قاب بین روتور-استاتور نمی‌باشد.

محدودیت‌های تبدیل زمانی [۱۴]:

۱. فقط برای جریان تراکم پذیر معتبر می‌باشد.

۲. نسبت گام مدل شده بین دو بخش دورانی و ساکن نباید از مقدار یک

خیلی فاصله داشته باشد و به طور کلی بین ۰/۷ تا ۱/۵ باید باشد.



شکل ۲: ایجاد مرز متناوب تأخیری

Fig. 2. Phase Shifted Periodic Boundary Conditions

$P_s$ : گام استاتور (متر)

$P_r$ : گام روتور (متر)

$V$ : سرعت پره روتور (متر بر ثانیه)

با استفاده از این اختلاف زمانی، حالا می‌توان حالت جریان روی سطح متناوب پایینی را، که یکی از مرزهای محیط محاسباتی است، برابر با سطح بالایی در زمانی بعدی قرار داد. بنابراین شرط مرزی متناوب تأخیری برای استاتور به صورت رابطه (۸) می‌باشد:

$$U(x, y, t) = U(x, y + P_s, t + \Delta T) \quad (8)$$

همچنین شرط مرزی متناوب تأخیری برای روتور به صورت رابطه (۹) می‌باشد:

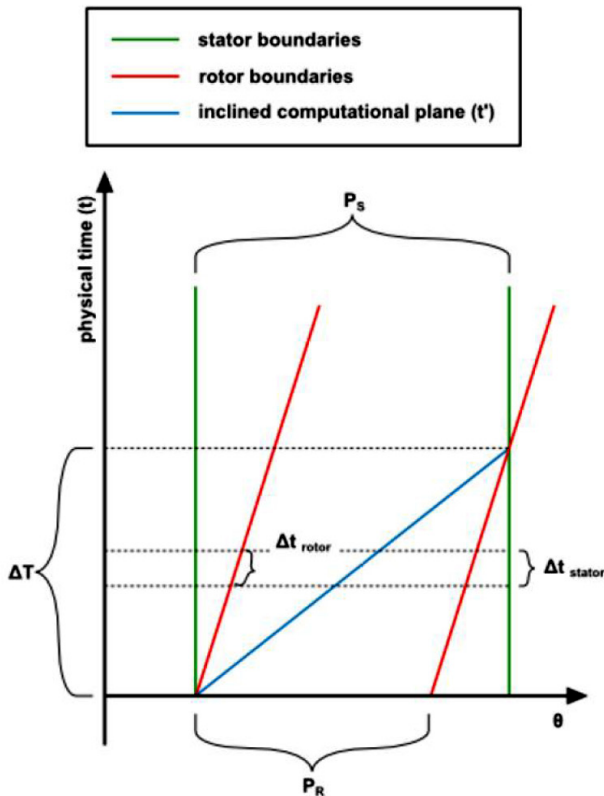
$$U(x, y, t) = U(x, y + P_r, t + \Delta T) \quad (9)$$

مشکل حاضر نحوه فرمول بندی ریاضی این مسأله می‌باشد. روش‌های مختلفی برای پیاده‌سازی این نوع شرایط مرزی به وجود آمده‌اند. از مهمترین آنها روش تبدیل زمان و تبدیل فوریه می‌باشد.

روش تبدیل زمان از یک شبکه محاسباتی شیب‌دار با زمان، با مقدار شیب  $\Delta T/P$  استفاده می‌کند که به طور خودکار شرایط مرزی متناوب تأخیری ارضا می‌شود. برای حل مسأله نیاز به یک دستگاه تبدیل می‌باشد تا بتوان از محیط فیزیکی به محیط محاسباتی منتقل شد. در صورتی که مختصات محیط فیزیکی  $(x, y, t)$  باشد و همچنین مختصات محیط محاسباتی  $(x', y', t')$  باشد، معادلات انتقال به صورت رابطه (۱۰) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} x' &= x \\ y' &= y \\ t' &= t - \lambda y \end{aligned} \quad (10)$$

که در این معادلات  $\lambda = \Delta T/P$  می‌باشد. همچنین معادلات انتقال یافته با این معادلات انتقال را به صورت روابط (۱۱) و (۱۲) به ترتیب برای استاتور و روتور می‌توان نوشت:



شکل ۳: محیط محاسباتی در نمودار مکان-زمان

Fig. 3. Computational space in space-time

ریشه، میانه و نوک پره در جدول ۲ گزارش شده است.

جدول ۱: مشخصات طراحی طبقه کمپرسور [۱۲]

Table 1. Design specifications for compressor stage [12]

مقدار	کمیت
۷۳۰۰ (rpm)	$n_d$
۰/۸۹	$\psi$
۰/۹۱	$\phi$
۰/۵۷	$\Lambda$
۱۹/۵ (cm)	$r_h$
۲۴/۵ (cm)	$r_{tip}^*$
۱/۶-۱/۶۶	$\sigma_{eff,r,s}$
۸/۸۷-۹/۱۶ (cm)	$C_{eff,r,s}$
۵-۵ (cm)	$C_{r,s}$
۲۵-۲۶	$N_{r,s}$
۱ (mm)	لقی لبه

۳-۲- معادلات حاکم

جهت مدل سازی سه بعدی جریان، از معادلات تراکم پذیر متوسط گیری شده رینولدز ناویر استوکس [۱۵] استفاده شده است. با فرض:

$$u = \bar{u} + u'', H = \bar{H} + H'', p = \bar{p} + p', \rho = \bar{\rho} + \rho' \quad (13)$$

معادلات بقای جرم، ممتوم و انرژی به ترتیب ارائه شده اند.

- جرم:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j) = 0 \quad (14)$$

- ممتوم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (15)$$

- انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{H}) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \bar{\rho} \bar{u}_j \bar{H} + \overline{\rho u_j'' H''} - k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{\tau}_{ij} + \overline{u_i'' \tau_{ij}}) \quad (16)$$

که در آن:

$\bar{\tau}_{ij}$ : تنش ناشی از لزجت سیال

$k$ : ضریب پخش حرارت

ترم  $\bar{\tau}_{ij}$  در معادله ممتوم و انرژی به صورت رابطه (۱۷) بدست می آید.

۳-۳- توسعه مدل عددی و اعتبارسنجی مدل

در ابتدای این بخش طبقه مورد نظر همراه با شبکه بندی و اطلاعات طراحی ارائه خواهد شد، سپس معادلات حاکم بر جریان درون کمپرسور بیان می شود و همچنین صحت گذاری برای شبکه اعمال می گردد و در انتها به اعتبارسنجی روش مورد استفاده پرداخته خواهد شد.

جدول ۲: توزیع پارامترهای هندسی ویژه تاندم در طول ارتفاع پره [۱۲]

Table 2. Changes of geometrical parameters due to the radius change [12]

استاتور		روتور		
%P	%AO	%P	%AO	
۷۹	۵	۷۷	۷	ریشه
۸۰	۵	۷۰	۵	میانه
۸۱	۴	۶۵	۲	نوک

۳-۱- ارائه اطلاعات طراحی طبقه مورد مطالعه

طبقه کمپرسور تاندم با بارگذاری بالا که در مرجع [۱۲] روش طراحی آن بیان شده است، جریان ورودی را بدون چرخش دریافت می کند و مثلث های سرعت تکرار پذیر می باشند. مشخصات طراحی در جدول ۱ مشاهده می شوند. در این جدول پارامترهای بی بعد برای شعاع میانی گزارش شده اند. توجه: در بیان تعداد پره ها، هر پره به صورت مجموعه دوتایی تاندم می باشد.

منحنی های این پره بر روی مرکز منحنی انباشته شده اند و خط انباشتگی به صورت خطی مستقیم می باشد که بر محور کمپرسور عمود است. پره ها از خانواده ناسا ۶۵ می باشند و با بیشترین ضخامت به طول برابر ۱۰٪ در تمام طبقه بکار برده شده است. توزیع همپوشانی محوری، درصد گام در شعاع های

آیزنتروپیک بر حسب دبی جرمی ترسیم می‌شود.

### ۳-۴- ارائه شبکه محاسباتی و صحنه گذاری بر شبکه مورد نظر

شبکه بندی محیط محاسباتی با استفاده از ساختار نوع H در درون کانال و ساختار نوع O در لایه مرزی برای دقت بیشتر استفاده شده است. به منظور مطمئن شدن استقلال نتایج از شبکه محاسباتی، سه مجموعه شبکه محاسباتی درشت، متوسط و ریز تولید شده است.

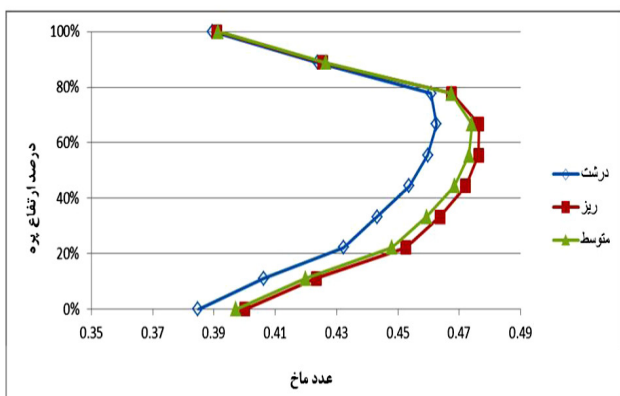
تعداد گره‌های موجود در هر شبکه در جدول ۳ بیان شده است. در این جدول نتایج حاصل شده از حل گذرای این سه شبکه ارائه شده است. این نتایج در دور اصلی و نقطه حداکثر راندمان حل پایا بدست آمده است.

همان طور که از نتایج بر می‌آید، نتایج برای دو شبکه متوسط و ریز تفاوت چندانی با هم ندارند، ولی متفاوت بودن نتایج شبکه درشت کاملاً محسوس است. شکل ۴ عدد ماخ را در طول ارتفاع پره در خروجی از استاتور را در سه شبکه مقایسه میکند.

شکل ۴ هم همان نتیجه قبلی را بیان می‌کند که نتایج شبکه ریز و متوسط بر خلاف نتایج شبکه درشت، مشابه بوده است و از این رو برای

جدول ۳: نتایج مطالعه سه شبکه  
Table 3. Grid study results

درشت	متوسط	ریز	
۱۳۴۶۱۲	۳۱۳۱۷۸	۶۲۷۷۱۹	تعداد گره‌ها
۱/۲۶۶۷۹۱	۱/۲۷۲۹۰۷	۱/۲۷۳۰۸	نسبت فشار
۰/۸۵۳۹۶۷	۰/۸۸۲۴۹۲	۰/۸۸۶۸۵۹	راندمان



شکل ۴: توزیع عدد ماخ در طول ارتفاع پره در خروجی از استاتور برای سه شبکه

Fig. 4. Distribution of Mach number along the blade height at the stator output

$$\bar{\tau}_{ij} = \mu \left[ \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right] + \mu \left[ \left( \frac{\partial \bar{u}_i''}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j''}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_k''}{\partial x_k} \right] \quad (17)$$

که در این معادله  $\delta_{ij}$  تابع دلتای کرونکر می‌باشد.

این ضریب برای  $l$  و  $j$  برابر، دارای مقدار یک و در غیر این صورت دارای مقدار صفر می‌باشد.

دو معادله توربولانسی  $k-\varepsilon$  هم برای مدل‌سازی توربولانس استفاده می‌شود. معادلات ناویر استوکس که توضیح داده شد، باید با معادله حالت برای گاز ایده‌آل تکمیل شود تا دستگاه معادلات بسته شود. معادله حالت برای یک گاز کامل به صورت رابطه (۱۸) می‌باشد:

$$p = \rho RT \quad (18)$$

### ۳-۳- توسعه مدل عددی

آنالیز عددی جریان سه بعدی با نرم‌افزار تجاری سی. اف. ایکس انجام شده است. این نرم افزار یک حلگر همه منظوره می‌باشد که معادلات تراکم‌پذیر، تراکم‌ناپذیر، پایا و گذرای ناویر استوکس را با استفاده از روش حجم محدود حل می‌کند. سی. اف. ایکس برای گسسته‌سازی محیط محاسباتی، از روش راس سلول استفاده می‌کند، یعنی متغیرهای پایه مانند بردارهای سرعت، دما، فشار و غیره در نقاط گوشه اجزا ذخیره می‌شوند. با استفاده از تئوری گاوس انتگرال حجمی به انتگرال سطحی تبدیل می‌شود و معادلات ناویر استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز در این سطح با انتگرال‌گیری به معادلات جبری تبدیل می‌شوند که با روش ضمنی حل می‌شوند.

شرایط مرزی که در ادامه بیان خواهد شد، برای همه شبیه‌سازی‌های این مطالعه استفاده شده است:

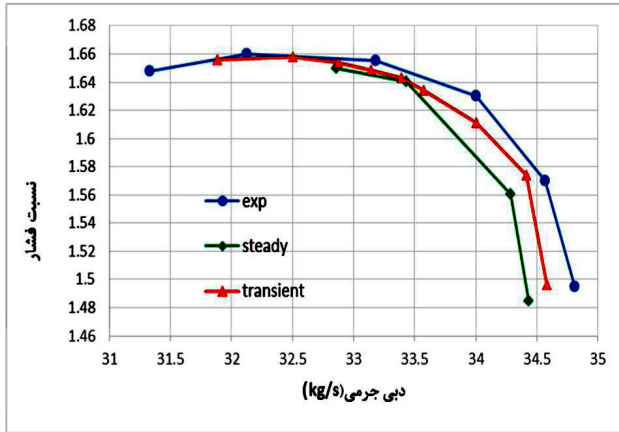
- برای ورودی طبقه از فشار و دمای کل استفاده شده است که فشار کل برابر ۱ اتمسفر، دمای کل برابر ۲۸۸ کلوین می‌باشد. در ضمن جهت جریان محوری و شدت اغتشاشات ۰.۵٪ می‌باشد.
- تمامی دیواره‌ها یعنی پره، پوسته و ریشه بدون زبری در نظر گرفته می‌شود.
- در خروجی هم از شرط فشار استاتیک میانگین‌گیری شده استفاده می‌شود.

یک کانال از روتور و یک کانال از استاتور مدل شده است. معادلات هم به صورت گذرا با استفاده از روش تبدیل زمان و هم به صورت پایا حل شده‌اند. برای بدست آوردن منحنی عملکرد طبقه، فشار خروجی پیوسته افزایش می‌یابد تا زمانی که ناپایداری عددی مشاهده شود. معیار همگرایی برای مانده آر. ام. اس برابر با  $10^{-5}$  می‌باشد و مدل توربولانسی مورد استفاده روش  $k-\varepsilon$  استاندارد با تابع دیواره مقیاس‌پذیر می‌باشد. نسبت فشار و راندمان

جدول ۴ : اطلاعات عملکردی روتور ناسا-۶۷ [۱۶]

Table 4. Performance parameters in the NASA rotor 67 [16]

دور طراحی	۱۶۰۴۲/۸ (rpm)
دبی جرمی	۳۳/۲۵ (kg/s)
نسبت فشار	۱/۶۳
راندمان	۹۲٪



شکل ۶ : مقایسه منحنی عملکرد طبقه ناسا-۶۷ در سه حالت

Fig. 6. Comparison of total to total pressure ratio vs. mass flow rate of compressor stage

۰/۹۷ می‌باشد و این عدد در محدوده مجاز قرار دارد.

شکل ۶ منحنی عملکرد طبقه ناسا-۶۷ را در سه منحنی نشان می‌دهد، این سه منحنی شامل نتایج تجربی گزارش شده، حل پایا و حل گذرا می‌باشد. منحنی تجربی از مرجع [۱۷] بدست آمده است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود حل پایا که توسط اشراقی [۱۲] بدست آمده است در پیش‌بینی کردن نقطه واماندگی اختلاف زیادی با نتیجه تجربی دارد و محدوده عملکرد پیش‌بینی شده توسط حل پایا حدود ۰/۴۵٪ محدوده عملکرد تجربی می‌باشد، درحالی که محدوده عملکرد پیش‌بینی شده توسط حل گذرا حدود ۰/۷۵٪ درصد محدوده عملکرد تجربی می‌باشد؛ یعنی حل گذرا حاصل از این پژوهش اختلاف محدوده عملکرد را به مقدار ۰/۳۰٪ بهبود بخشیده است که نشان از عملکرد بهتر حل گذرا می‌باشد، ولی برای بررسی دقت محاسبه، اکتفا به این نمودار کافی نیست.

شکل ۷ کانتور عدد ماخ روتور ناسا-۶۷ بدست آمده در پژوهش [۱۶] را با نتیجه پژوهش حاضر مقایسه می‌کند.

شکل ۸ کانتور سرعت مماسی حاصل از تجربی را با کانتور لحظه‌ای سرعت مماسی حاصل از پژوهش حاضر مقایسه می‌کند. با مقایسه کانتور ماخ و کانتور سرعت مماسی درون روتور و استاتور این نتیجه حاصل می‌شود که روش عددی بکار رفته در پژوهش حاضر، دقت کافی برای نشان دادن خطوط ماخ، سرعت و شوک را دارد.

#### ۴- تحلیل نتایج حل گذرا

به منظور ارائه بهتر نتایج، ابتدا نتایج حاصل از حل پایا و گذرا برای دور طراحی ارائه شده است، سپس به توضیح سازوکارهایی پرداخته شده که باعث اختلاف بین نتایج پایا با گذرا شده‌اند.

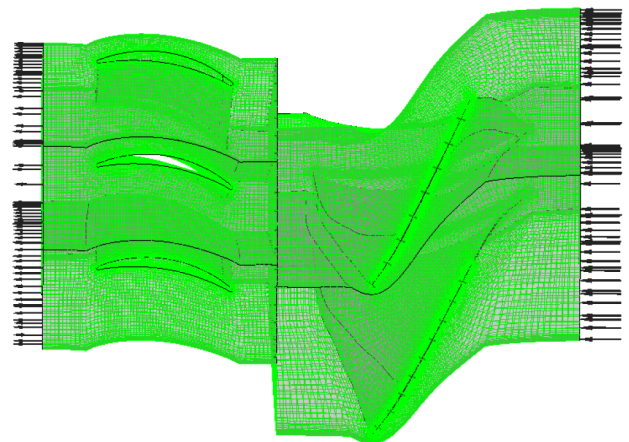
شکل ۹ منحنی عملکرد نسبت فشار کل را برای یک طبقه کمپرسور مورد نظر، در دور طراحی یعنی ۷۳۰۰ دور بر دقیقه نشان می‌دهد. این منحنی توسط افزایش مقدار جزئی فشار استاتیک خروجی در هر نقطه بدست آمده

کاهش هزینه محاسباتی از شبکه متوسط برای تحلیل استفاده می‌شود، چرا که نتایج حاصل از این شبکه، مستقل از تعداد گره محاسباتی است.

#### ۳-۵- اعتبارسنجی مدل

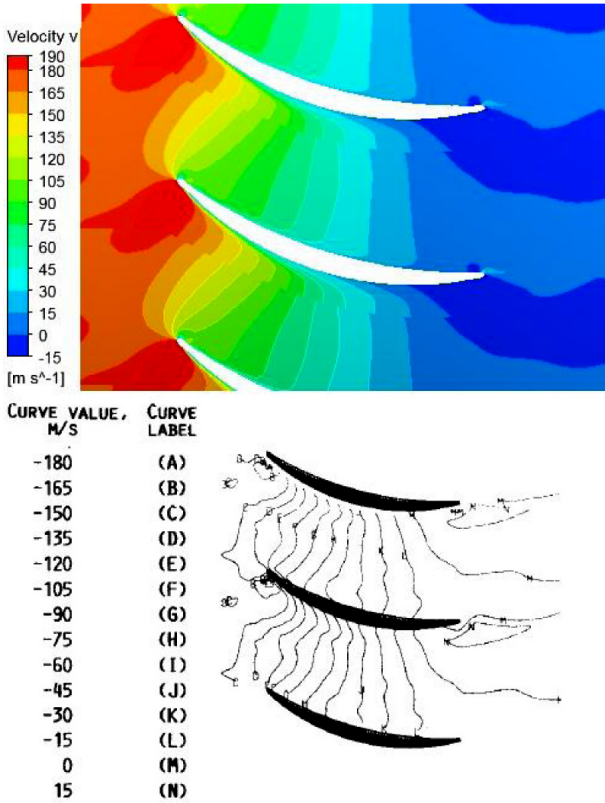
در پژوهش حاضر، جهت اعتبارسنجی مدل عددی مورد استفاده از نتایج تجربی منتشر شده حاصل آزمایش روتور و طبقه ناسا-۶۷ استفاده شده است. مختصات نقاط روی پره‌ها، هندسه ریشه و پوسته، همچنین مقدار فاصله نوک پره روتور تا پوسته و همچنین میدان جریان و کانتورهای سرعت و عدد ماخ برای روتور و استاتور این طبقه در برخی از شعاع‌ها در [۱۶ و ۱۷] تهیه و گزارش شده است. اطلاعات عملکردی روتور ناسا-۶۷ به طور خلاصه در جدول ۴ ارائه شده است.

توجه شود همان‌طور که قبلاً بیان شد روش گذرای تبدیل زمان محدودیت نسبت گام دارد. در اینجا با توجه به اینکه طبقه ناسا-۶۷ دارای ۲۲ روتور و ۳۴ استاتور است، نسبت گام برابر ۰/۶۴۷ می‌شود. این مقدار خارج از محدوده مجاز می‌باشد و برای حل این مشکل مانند شکل ۵ از دو کانال روتور و سه کانال استاتور استفاده می‌شود که در این حالت نسبت گام برابر



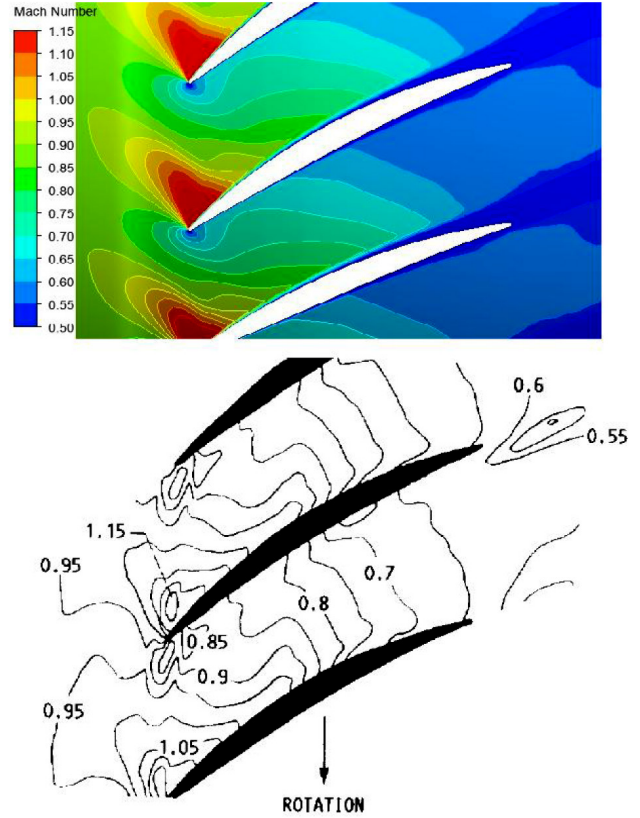
شکل ۵ : تغییر نسبت گام طبقه ناسا-۶۷

Fig. 5. Workaround using standard periodicity in the NASA rotor 67



شکل ۸: مقایسه کانتور سرعت مماسی تجربی [۱۷] با نتایج عددی پژوهش حاضر در ارتفاع ۵۰٪ استاتور

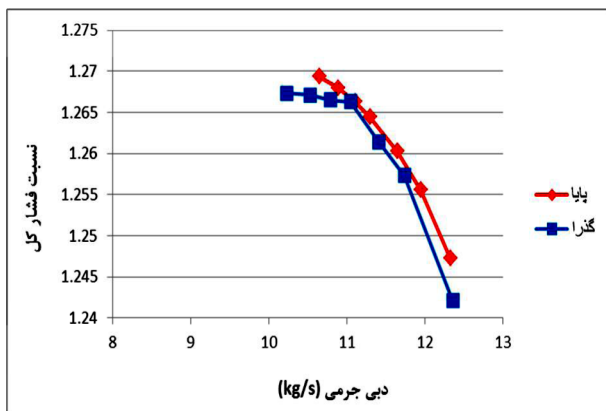
Fig. 8. Comparison between experimental and numerical results of Stator Tangential velocity magnitude contours in 50% span [17]



شکل ۷: مقایسه کانتور عدد ماخ تجربی [۱۶] با نتایج عددی پژوهش حاضر در ارتفاع ۳۰٪ روتور

Fig. 7. Comparison between experimental and numerical results of rotor relative Mach number contours in 70% span from tip [16]

می‌باشد، تا جایی که در دبی جرمی‌های بالا (نزدیک چوک) حل گذرا راندمان کمتری نشان می‌دهد.



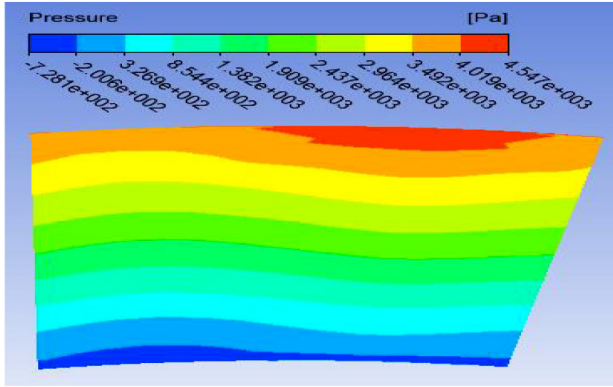
شکل ۹: منحنی مشخصه فشار در دور ۱۰۰٪

Fig. 9. Comparison of total to total pressure ratio, results of unsteady and steady analysis

است. در این شکل منحنی حاصل از حل پایا و حل گذرا مشاهده می‌شود. همان‌طور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، حل گذرا نسبت به حل پایا نقطه سرچ یا همان نقطه نزدیک به استال را برای طبقه تاندم مورد نظر در دبی جرمی کمتری پیش‌بینی می‌کند و این یعنی محدوده عملکرد طبقه، در واقع حدود ۲۵٪ بیشتر از آنچه که حل پایا گزارش می‌کند، می‌باشد. شکل ۱۰ منحنی مشخصه راندمان آیزنتروپیک را برای طبقه تاندم مورد نظر برای دو حل گذرا و پایا نشان می‌دهد.

این شکل نشان می‌دهد، راندمان آیزنتروپیک بدست آمده توسط حل گذرا از حل پایا در بخشی از محدوده کاری بیشتر می‌باشد. باید بیان کرد، که بیشتر بودن راندمان نشان داده شده توسط حل گذرا قابل پیش‌بینی بود، چرا که حل پایا با میانگین‌گیری در قاب بین روتور و استاتور باعث افزایش اتلاف محاسبه شده می‌شود و در نتیجه حل گذرا که از میانگین‌گیری در قاب بین روتور و استاتور استفاده نمی‌کند، راندمان بیشتری را نشان می‌دهد. البته نکته دیگری که این شکل نشان می‌دهد این است که با افزایش دبی جرمی به بالاتر از دبی جرمی نقطه طراحی یا نقطه بیشترین راندمان، نرخ افت راندمان حاصل شده توسط حل گذرا بیشتر از نرخ افت راندمان حل پایا

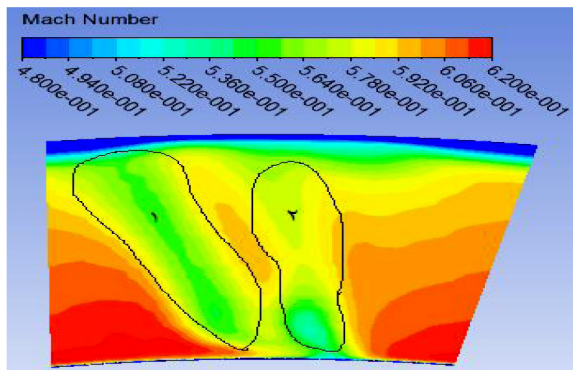




شکل ۱۲: کانتور فشار در ورودی به استاتور در حل پایا

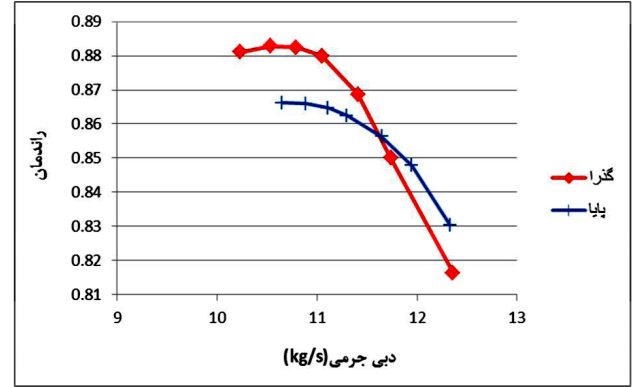
Fig. 12. Static Pressure Contours at inlet stator in steady simulation

یکی از پدیده‌هایی که توسط این میانگین‌گیری در قاب بین روتور و استاتور در حل پایا از بین می‌رود، گردابه‌های منتشر شده از روتور می‌باشند. با دقت در شکل ۱۱ کانتور فشار حل گذرا، می‌توان اثر گردابه‌های پره جلویی و عقبی را مشاهده کرد. شکل ۱۳ کانتور عدد ماخ میانگین زمانی را در همین نقطه بیشترین راندمان نشان می‌دهد، این شکل هم اثرات گردابه‌های پره جلویی و عقبی را نشان می‌دهد با این تفاوت که نشان می‌دهد اثر گردابه پره جلویی بیشتر می‌باشد و گردابه‌های منتشر شده از پره جلویی، بزرگتر است. دلیل این هم واضح است؛ چرا که پره جلویی، جریان را بیشتر می‌چرخاند و در نتیجه تمایل به جدایش جریان و ایجاد گردابه‌های قوی‌تر در پره جلویی بیشتر می‌باشد. در این شکل ناحیه شماره ۱ اثر گردابه‌های پره جلویی و ناحیه شماره ۲ اثر گردابه‌های پره عقبی را نشان می‌دهد. توجه شود که این اثر گردابه‌ای در تمام طول ارتفاع پره وجود دارد، و همان‌طور که مشاهده می‌شود این دو ناحیه در جهت افزایش شعاع از هم فاصله می‌گیرند و این به دلیل از هم فاصله گرفتن دو پره در طول شعاع می‌باشد.



شکل ۱۳: کانتور ماخ لحظه‌ای در ورودی به استاتور در حل گذرا

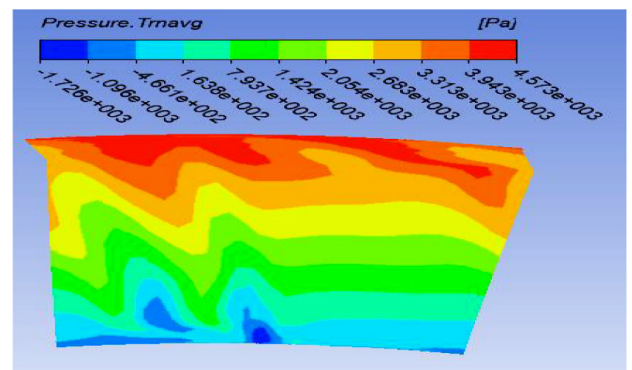
Fig. 13. Mach number Contours at inlet stator in transient simulation



شکل ۱۰: منحنی مشخصه راندمان آیزنتروپیک در دور ۱۰۰٪

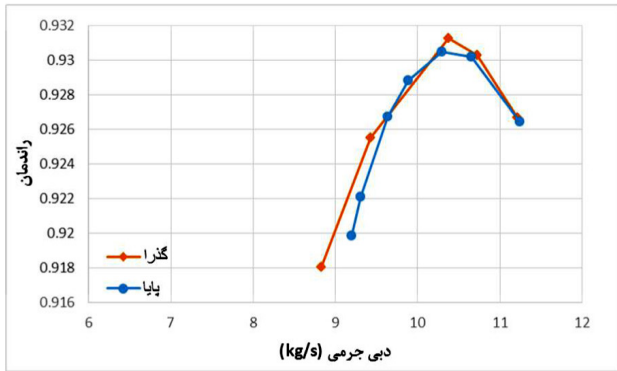
Fig. 10. Comparison of total to total isentropic efficiencies, results of unsteady and steady analysis

برای فهمیدن دلیل اختلاف نتایج حل گذرا و پایا، باید سازوکارهایی را بررسی کرد که باعث ناپایا بودن جریان درون طبقه کمپرسور می‌باشند. یکی از مهمترین دلایل این اختلاف، میانگین‌گیری از داده‌های موجود در قاب بین روتور و استاتور در هر شعاع در حل پایا می‌باشد، درحالی که در حل گذرا در بازه‌های زمانی کوتاه، داده‌ها بدون میانگین‌گیری از روتور به استاتور انتقال داده می‌شوند. این میانگین‌گیری باعث می‌شود که استاتور از پدیده‌های گذرای که از خروجی روتور ایجاد شده است، تأثیر نپذیرد. شکل ۱۱ کانتور فشار میانگین زمانی جریان ورودی به استاتور را توسط حل گذرا نشان می‌دهد درحالی که در شکل ۱۲ همین کانتور فشار بدست آمده توسط حل پایا مشاهده می‌شود. این کانتورها در نقطه بیشترین راندمان آیزنتروپیک بدست آمده توسط حل پایا مقایسه شده اند. همان‌طور که از این شکل‌ها مشخص است، استاتور در حل پایا جریان یکنواختی مشاهده می‌کند، درحالی که در حل گذرا با جریان غیریکنواخت روبرو است.



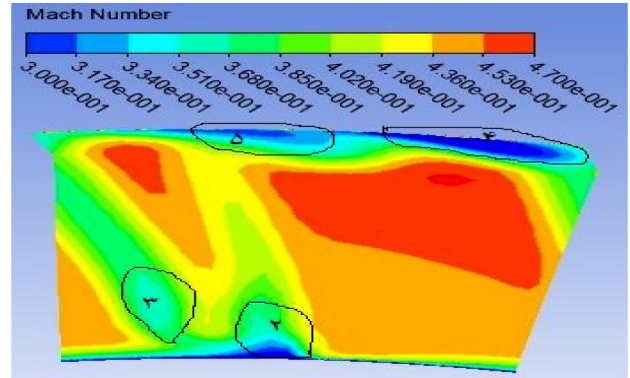
شکل ۱۱: کانتور فشار میانگین زمانی در ورودی به استاتور در حل گذرا

Fig. 11. Static Pressure time average Contours at inlet stator in transient simulation



شکل ۱۶: منحنی مشخصه راندمان روتور تنها

Fig. 16. Comparison of total to total isentropic efficiencies, results of unsteady and steady analysis of compressor rotor



شکل ۱۴: کانتور ماخ در خروجی روتور با حل گذرا

Fig. 14. Mach number Contours at outlet rotor in transient simulation

و پایا تفاوت چندانی نمی‌کنند، ولی این پدیده‌ها با تأثیر بر روی استاتور بر عملکرد طبقه تأثیر می‌گذارند. با نگاه کردن دوباره به کانتور ماخ در خروجی روتور در شکل ۱۴ می‌توان اثر واماندگی گوشه ریشه و نشی نوک را دید. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، ناحیه ۲ واماندگی گوشه ریشه پره عقبی و ناحیه ۳ واماندگی گوشه ریشه پره جلوی را نشان می‌دهد. همچنین ناحیه ۴ اثر جریان نشی پره جلویی و ناحیه ۵ اثر جریان نشی پره عقبی را نشان می‌دهد. بر طبق آنچه که قبلاً بیان شد در حل پایا از این پدیده‌ها میانگین گرفته می‌شود و استاتور این پدیده‌ها را مشاهده نمی‌کند؛ ولی بر خلاف حل پایا در حل گذرا استاتور این پدیده‌ها را مشاهده می‌کند.

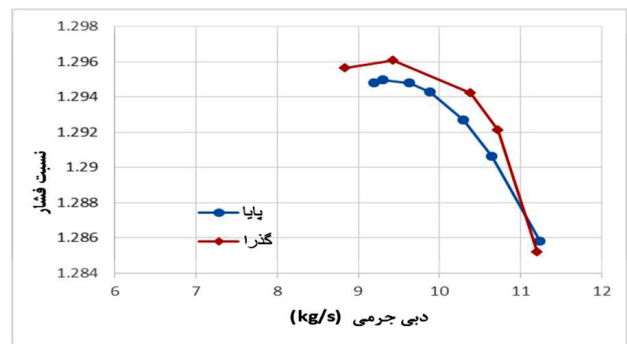
با دقت در شکل ۱۴ نکات قابل توجهی را می‌توان دریافت، همان‌طور که در شکل هم مشخص است با اینکه اثر گردابه‌ای پری جلویی بیشتر است؛ ولی اثر واماندگی گوشه ریشه پره عقبی قوی‌تر (ناحیه ۲) می‌باشد. همچنین اثر نشی نوک مربوط به پره جلویی (ناحیه ۴) قوی‌تر از پره عقبی می‌باشد. تا به اینجا این نتیجه بدست آمده که ظاهراً تمام تفاوت بوجود آمده در منحنی عملکرد حاصل از دو حل پایا و گذرا، مربوط به میانگین‌گیری از پدیده‌های ایجاد شده در درون روتور در حل پایا می‌باشد. این نتیجه این نکته را به ذهن متبادر می‌کند که حل پایا و گذرا جریان درون روتور نتیجه یکسانی خواهد داشت. برای بررسی این موضوع، منحنی عملکرد روتور تاندم مورد نظر را به تنهایی با روش‌های پایا و گذرا بدست آمده که در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ مشاهده می‌شود.

مطابق دو شکل ۱۵ و ۱۶ حدود ۱۶٪ در پیش‌بینی محدوده عملکرد روتور توسط دو روش حل اختلاف وجود دارد و این مقدار تفاوت می‌تواند، ناشی از نوسانات پدیده‌های ناپایای درون روتور باشد. مثلاً جریان نشی نوک و همین‌طور گردابه‌ها دارای نوساناتی هستند که در حل پایا این نوسانات مشاهده نمی‌شوند و در اینجا می‌توان اثر فرکانسی پدیده‌های ناپایای درون روتور را مشاهده کرد.

یکی دیگر از سازوکارهای مؤثر بر ناپایای بودن جریان، عکس‌العمل متقابل

با توجه به مطالب گفته شده می‌توان دریافت که گردابه‌ها یکی از عواملی هستند که باعث افزایش محدوده عملکرد کمپرسور شده‌اند. اما گردابه‌ها چگونه باعث افزایش این محدوده شده‌اند، دلیلی که می‌توان ذکر کرد این است که گردابه‌های منتشر شده از روتور باعث افزایش اغتشاشات درون لایه مرزی روی سطح مکش استاتور شده‌اند و جدایش در این ناحیه را به تأخیر می‌اندازند. برای درک بیشتر این موضوع می‌توان توپ گلف را مثال زد که با ایجاد فرو رفتگی (زبری) بر روی سطح توپ، اغتشاشات جریان درون لایه مرزی افزایش می‌یابد و در نتیجه جدایش جریان دیرتر رخ می‌دهد. البته با این تفاوت که در اینجا همان‌طور که بیان شد، عامل افزایش اغتشاشات لایه مرزی زبری پره نمی‌باشد، بلکه گردابه‌های منتشر شده از روتور عامل این اتفاق می‌باشند.

گردابه‌ها تنها عامل این تفاوت نمی‌باشند، بنابراین پدیده‌های دیگر را هم باید بررسی کرد. با بررسی‌های انجام شده مشاهده شد که پدیده‌هایی مثل جریان نشی نوک و واماندگی گوشه ریشه درون روتور در دو حل گذرا



شکل ۱۵: منحنی مشخصه نسبت فشار روتور تنها

Fig. 15. Comparison of total to total pressure ratio, results of unsteady and steady analysis of compressor rotor

### ۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر یک طبقه تاندم به صورت پایا و گذرا حل شد و منحنی عملکرد بدست آمده برای طبقه با این دو روش با هم مقایسه شد، سپس برای درک اختلاف نتایج این دو روش ساختارهای آیرودینامیکی موجود در جریان مطالعه شد. نتایج این پژوهش را می‌توان در چند مورد به صورت زیر خلاصه کرد:

۱. جریان گذرا نقطه واماندگی را در دبی جرمی کمتری پیش‌بینی میکند.
۲. راندمان پیش‌بینی شده توسط حل گذرا در نزدیکی نقطه واماندگی بیشتر از حل پایا و در نزدیکی نقطه چوک کمتر از حل پایا می‌باشد.
۳. حل گذرای روتور تنها، با حل پایای آن مقداری تفاوت دارد و مقدار تفاوت بوجود آمده ناشی از طبیعت نوسانی پدیده‌های موجود در جریان روتور می‌باشد.

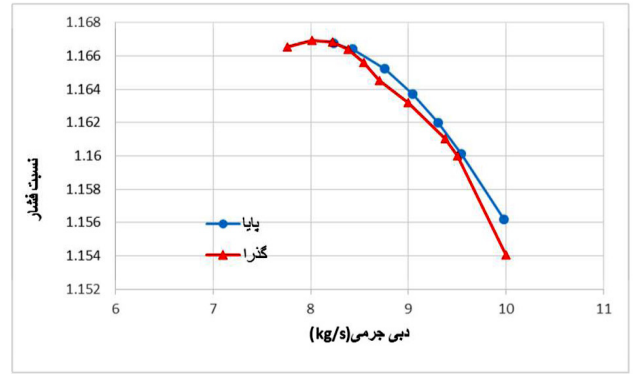
۴. تفاوت اصلی حل پایا و حل گذرا از اینجا ناشی می‌شود که در حل پایا در قاب بین روتور و استاتور از جریان میانگین‌گیری می‌شود و در نتیجه پدیده‌های ناپایای جریان روتور در قاب بین روتور و استاتور از بین می‌روند و جریان ورودی به استاتور یکنواخت می‌باشد درحالی که در حل گذرا این میانگین‌گیری وجود ندارد و پدیده‌های موجود در جریان روتور مستقیماً وارد استاتور می‌شود.

۵. پدیده‌های اصلی موجود در جریان که باعث این اختلاف در حل دو روش شده‌اند، عبارت‌اند از: جریان نشستی نوک، واماندگی گوشه ریشه و گردابه‌های منتشر شده از لبه فرار پره‌ها.

۶. جریان نشستی و گردابه‌های ناشی از پره جلویی روتور نقش بیشتری در ناپایا بودن جریان دارند و برعکس واماندگی گوشه ریشه پره عقبی روتور در ناپایا بودن جریان مؤثرتر از واماندگی گوشه ریشه پره جلویی روتور می‌باشد.

### فهرست علائم

وتر پره	$C$
طول محیطی پره تا پره	$S$
طول محیطی پره جلو تا پره عقب	$t$
فاصله محوری	$X$
همپوشانی محوری	$AO$
گام	$P$
فشار	$p$
دما	$T$



شکل ۱۷: منحنی مشخصه نسبت فشار طبقه تاندم در دور ۸۰٪

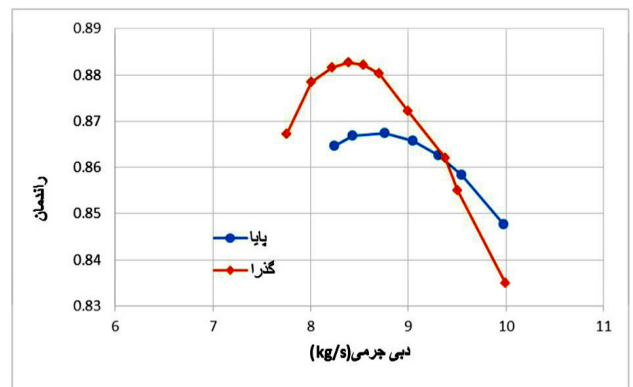
Fig. 17. Comparison of total to total pressure ratio, results of unsteady and steady analysis in 80% design speed

استاتور و روتور می‌باشد؛ چرا که در حل پایا جریان درون روتور از وجود استاتور خبر ندارد درحالی که در حل گذرا جریان درون روتور استاتور را مشاهده می‌کند و خود را با استاتور تطبیق می‌زند و همین موضوع می‌تواند مقداری در تفاوت حل پایا و گذرا دخیل باشد.

حال باید بررسی شود که در دوره‌های دیگر هم منحنی عملکرد افزایش می‌یابد یا غیر از این خواهد بود. برای بررسی این موضوع منحنی عملکرد این طبقه تاندم را در دور ۸۰٪ دور طراحی، یعنی ۵۸۴۰ دور بر دقیقه ارائه شده است. شکل ۱۷ منحنی مشخصه فشار را در این دور نشان می‌دهد.

شکل ۱۸ دیگر منحنی عملکرد یعنی منحنی مشخصه راندمان را در دور ۸۰٪ نشان می‌دهد.

شکل‌های ۱۷ و ۱۸ این موضوع را بیان می‌کنند که اختلاف بین دو حل در دور ۸۰٪ هم به همان شکل برقرار می‌باشد.



شکل ۱۸: منحنی مشخصه راندمان طبقه در دور ۸۰٪

Fig. 18. Comparison of total to total isentropic efficiencies, results of unsteady and steady analysis in 80% design speed

ایرفویل عقبی	$AA$	سرعت پره	$V$
شمارنده جهت های $x, y, z$	$i$	سرعت جریان	$u$
جهت غیر از جهت $i$	$j$	سرعت دورانی	$\omega$
	بالانویس:	تابع	$U$
ترانهاده	$T$	تعداد پره	$N$
حالت متوسط	$\sim$	سرعت دورانی پره با واحد دور بر دقیقه	$n$
حالت اغتشاش	"	شعاع	$r$

علائم یونانی:

	<b>مراجع</b>		
[1] J. McGlumphy, W.-F. Ng, S.R. Wellborn, S.J.J.o.T. Kempf, Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow compressor blades, 131(2) (2009) 021018.		چگالی	$\rho$
[2] Y. Sakai, A. Matsuoka, S. Suga, K. Hashimoto, Design and test of transonic compressor rotor with tandem cascade, in: Proceedings of the International Gas Turbine Congress, Citeseer, 2003, pp. 2-7.		ضریب کار	$\psi$
[3] S. Trehan, B. Roy, Gap optimization for tandem blades in axial flow compressor/fan using computational tools, in: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007, pp. 5024.		ضریب جریان	$\phi$
[4] L. Qiushi, W. Hong, Z.J.C.J.o.A. Sheng, Application of tandem cascade to design of fan stator with supersonic inflow, 23(1) (2010) 9-14.		زاویه پره	$\kappa$
[5] M. Hoeger, R.-D. Baier, S. Fischer, J. Neudorfer, High turning compressor tandem cascade for high subsonic flows, part 1: Aerodynamic design, in: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011, pp. 5601.		مقدار صلیبیت	$\sigma$
[6] C. Shen, X. Qiang, J.J.J.o.T.S. Teng, Numerical and experimental investigation of an axial compressor flow with tandem cascade, 21(6) (2012) 500-508.		درجه عکس العمل	$\Lambda$
[7] C. Hertel, C. Bode, D. Kožulović, T. Schneider, Investigations on aerodynamic loading limits of subsonic compressor tandem cascades: Midspan flow, in: ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers, 2013, pp. V001T001A041-V001T001A041.		ضریب پخش حرارتی	$k$
[8] C. Hertel, C. Bode, D. Kožulović, T. Schneider, Investigations on aerodynamic loading limits of subsonic compressor tandem cascades: end wall flow, in: ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and		ضریب لزجت دینامیکی	$\mu$
		زیرنویس:	
		روتور	$r$
		استاتور	$s$
		نوک پره	$tip$
		ریشه پره	$h$
		مقدار مؤثر	$eff$
		مربوط به حالت توربولانس	$t$
		ایرفویل جلویی	$FA$

- Mechanical Engineers, 2014, pp. V001T001A074-V001T001A074.
- [12] H. Eshraghi, M. Boroomand, A.J.J.o.A.F.M. Tousi, A Developed Methodology in Design of Highly Loaded Tandem Axial Flow Compressor Stage, 9(1) (2016).
- [13] H. Eshraghi, M. Boroomand, A.M. Tousi, M.T. Fallah, A.J.J.o.T.S. Mohammadi, The effect of variable stator on performance of a highly loaded tandem axial flow compressor stage, 25(3) (2016) 223-230.
- [14] I.J.R.e. ANSYS, CFX-Solver Theory Guide, (2009).
- [15] R. Vos, S. Farokhi, Introduction to transonic aerodynamics, Springer, 2015.
- [16] A.J. Strazisar, J.R. Wood, M.D. Hathaway, K.L. Suder, Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor, (1989).
- [17] M.D. Hathaway, Unsteady flows in a single-stage transonic axial-flow fan stator row, (1986).
- Exposition, American Society of Mechanical Engineers, 2014, pp. V02AT37A049-V002AT037A049.
- [9] M.M. Payyappalli, S. Shine, Numerical investigation on tandem compressor cascades, in: ASME 2015 Gas Turbine India Conference, American Society of Mechanical Engineers, 2015, pp. V001T001A013-V001T001A013.
- [10] C. Hertel, C. Bode, D. Kožulović, T. Schneider, Particle image velocimetry investigations of a subsonic compressor tandem cascade, in: ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, American Society of Mechanical Engineers, 2016, pp. V02AT37A044-V002AT037A044.
- [11] A.S. Dehkharqani, M. Boroomand, H. Eshraghi, A numerical investigation of loss coefficient variation in various incidence angles in tandem blades cascade, in: ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, American Society of

Please cite this article using:

R. Shamsodini Lori, A. M. Tousi, H. Eshraghi, Transient Numerical Analysis of a Tandem Compressor Stage, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 51(2) (2019) 399-411.  
DOI: 10.22060/mej.2017.12446.5338

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

