



## تحلیل اگزرژی و بررسی اثر پروفیل نازل روی عملکرد توربین فراصوت در پذیرش جزئی

علی چراغی<sup>۱</sup>، رضا ابراهیمی<sup>۲</sup>، حسن کریمی<sup>۲</sup>، رضا آقایی طوق<sup>۳\*</sup> و محمدجواد منتظری<sup>۴</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی

<sup>۲</sup> استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی

<sup>۳</sup> استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات تهران

<sup>۴</sup> دکترای هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۴/۰۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۹/۰۵/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۹/۰۹

### چکیده

در توربین‌هایی با دبی جرمی ورودی اندک، از پذیرش جزئی در ورود روتور استفاده می‌شود. برای به‌دست آوردن کار ویژه بالا، لازم است، توربین با جریان فراصوت یا افت فشار بالا کار کند. در این مقاله، ابتدا توربین فراصوت با پذیرش جزئی و دلایل استفاده از آن به طور مبسوط تشریح می‌شود. پذیرش جزئی در این توربین‌ها با استفاده از شیپوره‌ها یا نازل‌های هم‌گرا-واگرا تأمین می‌شود. هدف اصلی مقاله، بررسی اثر پروفیل قسمت واگرای نازل روی عملکرد توربین فراصوت با پذیرش جزئی است. برای این کار، با استفاده از یکی از روش‌های پروفیل کردن نازل، چند مدل مختلف ساخته شده است. جریان در توربین با دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی شده و عملکرد توربین با بررسی بازده قانون اول و بازده قانون دوم و همچنین تحلیل اگزرژی و تخریب اگزرژی بررسی شده است. در مقایسه نتایج به‌دست آمده با نتایج مدل اصلی، مشاهده شد که پروفیل نازل نقش موثری در افزایش راندمان توربین و پیش‌گیری از هدر رفتن انرژی دارد.

**کلمات کلیدی:** توربین فراصوت؛ پذیرش جزئی؛ پروفیل نازل؛ تخریب اگزرژی.

## Exergy Analysis and Investigation of the Nozzle Profile Effects on the Supersonic Turbine Performance in Partial Admission Condition

A. Cheraqi<sup>1</sup>, R. Ebrahimi<sup>2</sup>, H. Karimi<sup>2</sup>, R. Aghaei-Togh<sup>3,\*</sup>, M.J. Montazeri<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Ph.D. Student, Aerospace Eng., K.N. Toosi Univ., Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Prof., Aerospace Eng., K.N. Toosi Univ., Tehran, Iran.

<sup>3</sup> Assis. Prof., Aerospace Eng. Dep. Tehran Science and Research Branch, Azad Univ., Tehran, Iran.

<sup>4</sup> Ph.D., Aerospace Eng., K.N. Toosi Univ., Tehran, Iran.

### Abstract

In the turbines with a low mass-flow inlet, the partial-admission technique is used. In order to obtain a high specific work, it is necessary to use the turbine in supersonic flow regime. Firstly in this paper, the partially-admitted supersonic turbines and their applications are described. The main objective of the paper is to investigate the effects of the stator's nozzle divergent part profile on the turbine's performance. To this end, several different models are made using a nozzle profiling techniques. The flow field in the complete turbine pack is numerically simulated with the aim of computational fluid dynamics. The turbine's performance is investigated by examining the efficiency of the first law and the second law of thermodynamics, as well as the analysis of exergy and exergy degradation. The results show that the selection of suitable nozzle profile has an effective role in increasing the turbine efficiency and prevention of wasting energy.

**Keywords:** Supersonic Turbine; Partial Admission; Nozzle Profile; Exergy Destruction.

## ۱- مقدمه

در توربین‌های فراصوتی که دبی جرمی جریان در آنها کم است، برای جلوگیری از افزایش اتلافات گازدینامیکی در اثر ارتفاع کم پره‌ها و پدیده‌های جریانی (جریان‌های نعل اسبی و ثانویه)، از پذیرش جزئی استفاده می‌شود. در این شرایط، از خطر انسداد جریان کاسته خواهد شد؛ اما، به دلیل کاهش سطح مؤثر تابش جریان به روتور، راندمان توربین به طور قابل توجهی کاهش خواهد یافت. ممکن است، چنین توربینی در برخی از نقاط کاری، نتواند توان مورد نظر را فراهم کند. برای بررسی عملکرد توربین در شرایط مختلف کاری، بایستی منحنی‌هایی ساخته شود که بتوان با استفاده از آنها پارامترهای عملکردی توربین را در نقاط غیر طرح ارزیابی نمود. به این منحنی‌ها که می‌توانند تغییرات راندمان توربین بر حسب نسبت سرعت آیزنتروپیک یا نسبت فشار را نشان دهند، منحنی‌های مشخصه توربین می‌گویند.

تحلیل عددی جریان در توربین‌های ضربه‌ای دارای پذیرش جزئی، از پیچیده‌ترین شبیه‌سازی‌های عددی در توربوماشین‌ها به شمار می‌رود. علت آن، علاوه بر ماهیت ناپایای جریان توربوماشینی، به پذیرش جزئی بودن ورودی جریان روتور بر می‌گردد. برای شبیه‌سازی جریان در توربین با پذیرش جزئی امکان استفاده از مرز تناوبی وجود ندارد؛ بنابراین، مدل‌سازی بایستی به صورت سه‌بعدی انجام شود. از سوی دیگر، به دلیل وجود انحنای فراوان و سطوح زاویه‌دار در هندسه توربین، فرآیند تولید شبکه‌ی محاسباتی پیچیده‌تر و زمان‌برتر خواهد بود.

در دهه‌های گذشته مطالعات زیادی در زمینه توربین‌های دارای پذیرش جزئی صورت گرفته است. این مطالعات در پی دستیابی به داده‌های دقیق از الگوی جریان و برآورد عملکرد این توربین‌ها در شرایط کاری مختلف بوده است. برخی از پژوهشگران، با استفاده از روش‌های تحلیل عددی و تجربی رفتار جریان در این توربین‌ها را ارزیابی کرده‌اند که در ادامه به صورت خلاصه ارائه شده‌اند.

رشید و همکاران [۱]، تداخل جریان در خروجی نازل و ورودی روتور یک نوع توربین ضربه‌ای فراصوت را با استفاده از آزمایش‌های تجربی و تحلیل‌های عددی، مورد بررسی قرار دادند. رشید [۱]، در این کار نشان داد که تداخل جریان در

فضای بین نازل و روتور الگوی بسیار پیچیده‌ای دارد و شبیه‌سازی عددی را با دشواری‌هایی مواجه می‌نماید. با این وجود، می‌توان جدایش جریان از سطح مکش و تأثیر آن بر سطح فشار پره‌ی مجاور و تشکیل موج شوک در لبه ورودی روتور را به خوبی تشخیص داد.

کیکوچی و همکاران [۲]، عملکرد آیرودینامیکی و رفتار جریان ناپایای یک مرحله توربین محوری با پذیرش جزئی را با فاصله‌های محوری مختلف روتور- استاتور مورد بررسی قرار دادند. هدف از این کار، بررسی تأثیر فاصله محوری بر عملکرد و الگوی جریان اعلام شده است.

جنونگ و همکاران [۳] و [۴]، تأثیر فاصله محوری نازل روتور و فاصله شعاعی روتور و پوسته را بر عملکرد یک توربین فراصوت با پذیرش جزئی دارای شرو، مورد بررسی قرار دادند. آنان برای کاهش زمان محاسبات، از شرط مرزی تناوبی در تحلیل عددی استفاده کرده و تنها به بررسی تأثیر فاصله‌های شعاعی و محوری پرداخته‌اند. اگرچه در توربین با پذیرش جزئی استفاده از مرز تناوبی صحیح نمی‌باشد، اما ایشان مطالعه مقایسه‌ای برای بررسی اثر فاصله محوری نازل و روتور انجام داده‌اند.

آقایی و طوسی [۵]، [۶] و [۷]، مطالعه جریان در یک توربین فراصوت خاص را که در پذیرش جزئی کار می‌کند، به صورت دوبعدی و سه‌بعدی انجام داده و تأثیر پارامترهای هندسی مختلف بر عملکرد توربین مذکور را بررسی کرده‌اند. علاوه بر این، ایشان اثر زوایای چینش نازل‌ها روی عملکرد توربین فراصوت با پذیرش جزئی را بررسی نمودند [۸]. مورد مطالعه ایشان یک توربین کوچک با نسبت فشار بالا بوده است که توان بالایی را تامین می‌کند. ایشان همچنین منحنی مشخصه توربین فراصوت با پذیرش جزئی را با استفاده از روش‌های تجربی ارزیابی کرده‌اند [۹].

باقرزاده‌ی هوشمندی [۱۰]، پذیرش جزئی در یک توربین محوری دومرحله‌ای با ضریب عکس‌العملی پایین را به‌طور عددی مدل کرد. نتایج عددی وی نشان می‌دهند که دیسک توربین دارای توزیع فشار غیریکنواختی است؛ به‌ویژه، در مرحله اول که با پذیرش جزئی کار می‌کند.

آقایی و همکاران [۱۱] و [۱۲]، اثر پروفیل پره را روی عملکرد توربین گاز فراصوت تحت شرایط پذیرش جزئی را به صورت عددی بررسی نمودند. ایشان بر اساس یک الگوریتم

توربین‌های محوری که با سیال پر انرژی (با جرم مولکولی کم و سرعت انبساطی بالا) کار می‌کنند و یا نسبت فشارهای بالایی دارند، می‌توان با استفاده از پره‌های فراصوت ضربه‌ای کار ویژه‌ی بالایی به‌دست آورد؛ لذا برای یک میزان مشخصی از توان، این توربین‌ها نیاز به دبی جرمی و تعداد طبقات کم دارند و در نتیجه وزن کاهش پیدا خواهد کرد.

در این توربین‌ها با عبور جریان گاز داغ پر سرعت از میان پره‌هایی با پروفیل و هندسه خاص که روی دیسک نصب شده‌اند، توان محوری مورد نیاز تولید می‌شود. برای استفاده در موتورهای فضایی، بیشینه کردن بار مفید برای یک شرایط کارکرد معین توربین، هدف نهایی محسوب می‌شود. مسیر جریان در توربین‌های فراصوت باید به گونه‌ای طراحی گردد که حداقل انرژی مصرف شود، دمای پره پایین باشد، دبی جرمی کم باشد و راندمان حرارتی بالا باشد. هر مقدار افزایش در راندمان توربین موجب کمتر شدن مصرف مواد پیشران خواهد شد. این به معنای افزایش بار مفید سامانه‌ی فضایی است. با این وجود عملکرد بهتر توربین، معمولاً در طراحی‌های چند طبقه قابل حصول است که در این شرایط وزن بیشتری به مجموعه توربوپمپ تحمیل می‌شود [۳].

در توربین‌های ضربه‌ای از نازل‌های همگرا-واگرا برای ایجاد جریان فراصوت استفاده می‌شود. در این نوع توربین‌ها، دبی جریان عبوری پایین است؛ اما به دلیل ویژگی‌های جریان تراکم‌پذیر، ارتفاع پره‌های روتور را نمی‌توان از یک مقدار معین کوچکتر در نظر گرفت؛ بنابراین برای جریان‌های با دبی پایین و ارتفاع پره معین، جریان به صورت جزئی از یک بخش معین روتور عبور داده می‌شود. به این نوع توربین، توربین با پذیرش جزئی گفته می‌شود. مدل مورد مطالعه در این مقاله، یک توربین فراصوت تک‌مرحله‌ای با نازل‌های مخروطی همگرا-واگرا در ورودی به عنوان استاتور است. در شکل ۱ توربین فراصوت با پذیرش جزئی مدل اصلی مطالعه شده در کار حاضر نشان داده شده است.

نازل‌های همگرا-واگرا در واقع استاتور این نوع توربین می‌باشند. قسمت واگرای این نازل‌ها عموماً به شکل مخروطی و بدون طراحی پروفیل خاصی ساخته می‌شوند. در بخش بعدی مقاله روش طراحی پروفیل نازل به صورت مختصر شرح داده شده است. روش‌های متعددی مانند روش مشخصه

طراحی کد پیش‌بینی عملکرد توربین را توسعه دادند. با استفاده از نتایج کد، پروفیل‌های مختلف را ایجاد نموده و با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی عملکرد توربین را بررسی نمودند. عملکرد توربین را با بررسی پارامترهایی چون راندمان، آنتروپی و انرژی مورد ارزیابی قرار دادند و در نهایت بهترین پره از نظر کارایی و عملکرد را مشخص کردند. یوکسول و همکاران [۱۳]، یک موتور توربین گاز نظامی را با سوخت‌های مختلف از نظر پایداری و صرفه اقتصادی با تحلیل بر پایه انرژی مورد ارزیابی قرار دادند. آگزی و همکاران [۱۴]، تحلیل انرژی و آنتروپی عبور بخار در ورودی شیر کنترل یک توربین بخار با استفاده از شبکه عصبی مصنوعی انجام دادند.

اهمیت تحلیل آنتروپی و انرژی در بررسی عملکرد سامانه‌های تولید یا مصرف توان مشخص است. در این مقاله اثر پروفیل نازل یک توربین فراصوت با پذیرش جزئی با استفاده از تحلیل آنتروپی و انرژی، مورد ارزیابی قرار گرفته است. توربین اولیه دارای یک نازل همگرا-واگرا به عنوان استاتور برای ایجاد جریان فراصوت در ورودی روتور است. قسمت واگرای این نازل یک مخروط با زاویه واگرایی مشخص است. در این مقاله، با یک روش ساده پروفیل قسمت واگرای این نازل باز طراحی شده است. سپس با استفاده از شبیه‌سازی عددی و تحلیل انرژی عملکرد توربین ارزیابی شده است. آنالیز انرژی برای بررسی عملکرد توربین فراصوت ضربه‌ای با پذیرش جزئی و ارزیابی اثر پروفیل نازل روی پارامترهای عملکردی، با استفاده از نتایج شبیه‌سازی عددی نوآوری کار حاضر است.

## ۲- مدل مورد مطالعه

توربین محوری فراصوت یک مرحله‌ای، توربینی است که سرعت مطلق جریان خروجی از نازل و سرعت نسبی جریان ورودی به بخش روتور فراصوت باشد. این نوع توربین‌ها در سیستم‌های تغذیه موتورهای سوخت مایع و همچنین موتورهای توربینی دما بالا کاربرد دارند. از دهه ۱۹۵۰ بدلیل توان ویژه بالا، امکان کاهش تعداد مراحل کم‌فشار و در نتیجه کاهش وزن و کاهش هزینه‌ی ساخت و هزینه عملیاتی توربین فراصوت، مورد توجه صنعت قرار گرفت و بیشتر توربین‌های راکت‌های مدرن از این نوع هستند [۴]. در

درجه دوم ( $r = a + bx + cx^2$ ) پیروی می‌کند [۱۵]. ضرایب معادله درجه دوم ( $a$ ،  $b$  و  $c$ ) به ازای مقدار زاویه واگرایی نازل در شروع ( $B_m$ ) با توجه به شرایط محاسبه شده و پروفیل نازل استخراج می‌شود. با انتخاب مقادیر مختلف برای زاویه واگرایی در شروع نازل، پروفیل‌های مختلفی بدست می‌آید. انتخاب زاویه  $B_m$  به طول قسمت واگرا بستگی دارد. با افزایش طول قسمت واگرا این زاویه کوچکتر انتخاب می‌شود. زاویه نازل در خروجی نیز به طول قسمت واگرا بستگی دارد.

در طراحی نازل، قطر گلوگاه توربین بر اساس دبی جریان عبوری از توربین و مشخصات گاز مشخص و قطر خروجی با توجه به مقدار نسبت انبساط (یا نسبت فشار) توربین محاسبه می‌شود. در شکل ۲، طرح شماتیک قسمت واگرای نازل ارائه شده و پارامترهای هندسی روی آن نشان داده شده است.

با معلوم بودن شعاع گلوگاه و خروجی نازل و با توجه به شرایط مرزی هندسه، ضرایب معادله فوق با استفاده از معادلات ۱ تا ۴ محاسبه شده است

$$y_{x=0} = r_{Bx} = a \quad (۱)$$

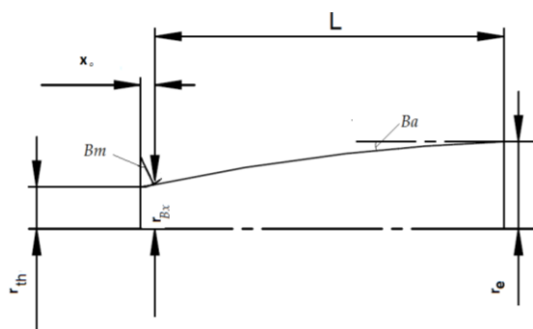
$$\frac{dy}{dx}_{x=0} = \tan(B_m) = b \quad (۲)$$

$$y_{x=L} = r_{Bx} + \tan(B_m)L + cL^2 = r_a \quad (۳)$$

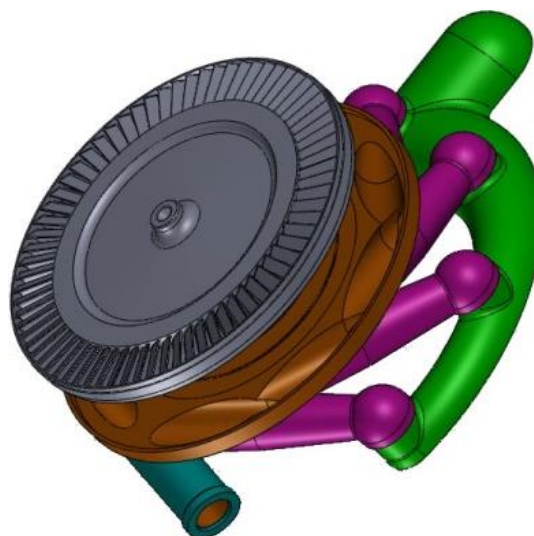
$$\frac{dy}{dx}_{x=L} = \tan(B_a) = \tan(B_m) + 2cL \quad (۴)$$

با توجه به روابط گفته شده، ضرایب معادله درجه دوم شعاع نازل بر حسب طول آن به دست آمده است. رابطه ایجاد پروفیل نازل در معادله (۵) ارائه شده است.

$$r = r_{Bx} + \tan(B_m)x + \frac{\tan^2(B_a) - \tan^2(B_m)}{r_a - r_{Bx}}x^2 \quad (۵)$$



شکل ۲- طرح شماتیک بخش واگرای نازل



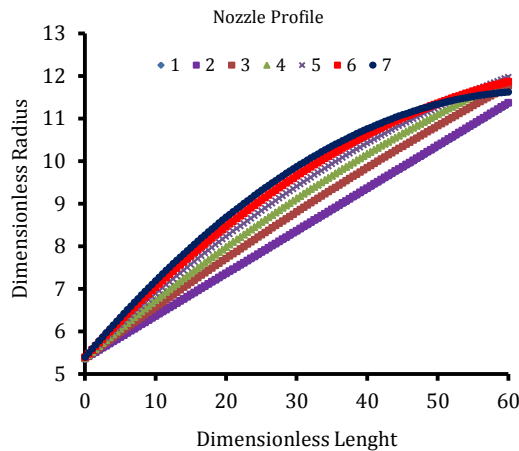
شکل ۱- استاتور و دیسک توربین فراصوت

برای طراحی نازل وجود دارد؛ اما با توجه به اینکه هدف مقاله حاضر بررسی اثر پروفیل نازل است، از یک روش ساده برای طراحی پروفیل قسمت واگرای نازل استفاده شده است [۴].

در این تحقیق قسمت واگرای نازل باز طراحی شده و اثر پروفیل نازل روی پارامترهای عملکردی بررسی شده است. پروفیل قسمت همگرا، طول کلی نازل و قطر گلوگاه و روتور توربین بدون تغییر و مشابه توربین اصلی فرض شده است. پروفیل‌های بدست آمده با نرم افزار Solid Works ساخته شده و روی روتور توربین اصلی و در موقعیت نازل اصلی مونتاژ شده است. توجه شود که فقط پروفیل قسمت واگرای نازل توربین در هر مورد تغییر می‌کند و بقیه بخش‌های توربین بدون تغییر باقی می‌ماند. در این کار آنالیز اگزورژی با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی روی توربین انجام شده و اثر تغییر پروفیل روی پارامترهای عملکردی توربین با استفاده از روابط اگزورژی تحلیل شده است.

### ۳- طراحی بخش واگرای نازل

ساده‌ترین روش طراحی بخش واگرای نازل، استفاده از یک نازل مخروطی با زاویه واگرایی ثابت است. در مدل اصلی توربین نیز، از یک نازل با زاویه واگرایی  $5/7$  درجه برای ایجاد جریان فراصوت در توربین استفاده شده است. در این تحقیق، فرض می‌شود که پروفیل قسمت واگرای نازل از یک معادله



شکل ۳- پروفیل مدل‌های مختلف بخش واگرای نازل

حرارت  $(\dot{Q}_j/T_j)$ ، انتقال از طریق جریان  $(\dot{m}_e s_e$  و  $\dot{m}_i s_i)$  و نرخ تولید آنتروپی  $(\dot{\sigma}_{cv})$  است [۱۶].

$$\frac{dS_{cv}}{dt} = \sum_j \frac{\dot{Q}_j}{T_j} + \sum_j \dot{m}_i s_i - \sum_j \dot{m}_e s_e + \dot{\sigma}_{cv} \quad (6)$$

در شبیه سازی عددی، توربین آدیاباتیک و جریان پایا فرض شده است. با توجه به اینکه دبی ورودی و خروجی از توربین نیز برابر است، بنابراین معادله به صورت زیر خلاصه می‌شود.

$$s_e - s_i = \frac{\dot{\sigma}_{cv}}{\dot{m}} \quad (7)$$

با فرض ثابت بودن ضریب حرارتی مخصوص  $(c_p)$ ، تغییر آنتروپی یا تولید آنتروپی با رابطه (۸) بدست می‌آید.

$$\frac{\dot{\sigma}_{cv}}{\dot{m}} = c_p \ln \frac{T_e}{T_i} - R \ln \frac{p_e}{p_i} \quad (8)$$

با نوشتن معادله انرژی برای حجم کنترل کار توربین به صورت رابطه (۹) بدست می‌آید.

$$\frac{\dot{W}_{cv}}{\dot{m}} = (h_i - h_e) + \left( \frac{V_i^2 - V_e^2}{2} \right) \quad (9)$$

بازده توربین به صورت زیر بدست می‌آید. بازده‌های کل به کل با استفاده از شرایط سکون در ورودی و خروجی و همچنین بازده کل به استاتیک با استفاده از شرایط سکون در ورودی و استاتیک در خروجی، با روابط مشابهی تعریف می‌گردد.

$$\eta_{tu} = \frac{(\dot{W}_{cv}/\dot{m})}{(\dot{W}_{cv}/\dot{m})_s} \quad (10)$$

مدل اصلی دارای نازل با زاویه مخروط ۵/۷ درجه ثابت بوده و در تحقیق حاضر با عنوان مدل ۱ معرفی شده است. در این تحقیق طول کلی نازل، زاویه خروجی و قطر گلوگاه ثابت فرض شده است. با انتخاب مقادیر مختلف برای زاویه واگرایی ابتدای نازل، پروفیل‌های مختلفی استخراج شده است. زاویه واگرایی به‌عنوان متغیر در نظر گرفته شده و ضرایب معادله از روابط ۱ تا ۴ محاسبه شده‌اند. ضرایب معادله پروفیل نازل‌ها در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات هندسی توربین

Mod	$B_m^\circ$	a	b	c
۱	۵/۷	۵/۳۵۰۰	۰/۰۹۹۸	۰
۲	۵/۷	۵/۳۶۳۲	۰/۰۹۹۸	۴/۸۹e-۶
۳	۷	۵/۳۶۳۹	۰/۱۲۲۸	-۲/۷۱e-۴
۴	۸	۵/۳۷۶۰	۰/۱۴۰۵	-۵/۲۴e-۴
۵	۹	۵/۳۸۲۹	۰/۱۵۸۴	-۸/۱۳e-۴
۶	۱۰	۵/۳۹۰۶	۰/۱۷۶۳	-۱/۱۴e-۳
۷	۱۱	۵/۳۹۹۱	۰/۱۹۴۴	-۱/۵۰e-۳

در شکل ۳ پروفیل‌های استفاده شده برای بخش واگرای نازل نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، سطح خروجی نازل در طرح‌های مختلف متفاوت است. این تفاوت سطح‌ها، منجر به تفاوت نسبت پذیرش جزئی در طرح‌های مختلف خواهد شد. سطح خروجی طوری در نظر گرفته شده است که از سطح متناظر با ارتفاع پره‌ها بیشتر نگردد؛ بنابراین در این کار علاوه بر اثر پروفیل تا حدودی اثر درصد پذیرش جزئی نیز مطالعه شده است؛ اما تغییر درصد پذیرش جزئی در مدل‌ها محدود و وسیعی را در بر نمی‌گیرد.

#### ۴- رابطه‌های ترمودینامیکی برای تحلیل گذرژئی

بالانس نرخ آنتروپی برای یک حجم کنترل به صورت زیر است. معادله (۶) نشان می‌دهد که نرخ تغییرات آنتروپی برابر است با مجموع نرخ آنتروپی منتقل شده از طریق انتقال

مدل استاندارد  $k-\varepsilon$  در جریان‌هایی که شامل کاهش سرعت و جدایش جریان در اثر گرادیان فشار معکوس هستند، بهتر عمل می‌کند. مدل  $k-\varepsilon$  جزء مدل‌های رینولدز بالا محسوب می‌شود، بنابراین در نواحی نزدیک دیوار (رینولدز پایین)، عملکرد خوبی ندارد. مدل  $k-\omega$  با استفاده از المان‌های متراکم در نزدیک دیوار، به صورت مناسبی جریان تا نزدیکی دیوار را پیش‌بینی می‌کند. منتر [۱۸] به منظور استفاده همزمان از توانایی بالای این دو مدل در اعداد رینولدز بالا و پایین، از ترکیب این مدل‌ها استفاده کرد. این مدل که به روش  $SST$  معروف است، در بسیاری از جریان‌ها مثل جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس، دقیق‌تر و مطمئن‌تر عمل می‌کند. با وجود اینکه این مدل قابلیت‌های دو مدل را همزمان دارا است، اما به واسطه سوئیچ کردن از یک مدل به مدل دیگر ممکن است، با ناپایداری‌هایی در حل و یا همگرایی ضعیف مواجه باشد. با توجه به مطالب گفته شده و همچنین در نظر گرفتن مشخصات جریان در توربوماشین‌ها، در این تحقیق از مدل  $SST$  استفاده شده است.

طرح‌های مختلفی برای تقریب عبارت جابجایی وجود دارد. در حالت کلی این فرآیند با رابطه (۱۸) انجام می‌شود.

$$\phi = \phi_{up} + \beta \nabla \phi \cdot \Delta \vec{r} \quad (18)$$

مقدار کمیت  $\phi$  در گره بالادست، بردار  $\vec{r}$ ، بردار بین گره بالادست و گره محاسبه شونده است.  $\beta \nabla \phi \cdot \Delta \vec{r}$  تصحیح جابجایی عددی نامیده می‌شود که خاصیت ضد دیفیوژن دارد و به طرح رو به باد افزوده می‌شود. انتخاب  $\beta = 0$  به طرح رو به باد مرتبه اول منجر می‌شود، در حالی که  $\beta = 1$  دارای دقت مرتبه دوم است.

در تحقیق حاضر از طرح تفکیک-بالا استفاده شده است. این طرح از یک دستورالعمل غیر خطی برای محاسبه  $\beta$  در هر گره استفاده می‌کند. این طرح در جلوگیری از نوسانات غیر فیزیکی و همچنین بهبود نرخ همگرایی نسبت به طرح رو به باد مرتبه دوم بسیار توانمندتر است [۱۸].

## ۶- شبیه‌سازی عددی

با وجود جریان ناپایا در توربوماشین‌ها، عملکرد کلی را می‌توان با روش‌های پایا برآورد کرد. شاید بتوان گفت، یک توربوماشین، به‌طور پایا با جریان ناپایا کار می‌کند، در غیر

برای یک جریان پایا و آدیاباتیک تغییرات و تخریب انرژی و همچنین راندمان قانون دوم ترمودینامیک به ترتیب در معادلات ۱۱، ۱۲ و ۱۳ ارائه شده است.

$$e_{f1} - e_{f2} = (h_t - h_e) - T_0(s_t - s_e) + \frac{V_t^2 - V_e^2}{2} \quad (11)$$

$$\dot{E}_d = -\dot{W}_{cv} + \dot{m}(e_{f1} - e_{f2}) \quad (12)$$

$$\eta_{2Law} = \frac{\dot{W}_{cv}/\dot{m}}{e_{f1} - e_{f2}} \quad (13)$$

## ۵- معادلات حاکم بر جریان

معادله‌های پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی برای جریان تراکم‌پذیر به صورت زیر نوشته می‌شوند. در سیستم‌های چرخان که با سرعت زاویه‌ای ثابت  $\omega$  در حال چرخش است، عبارت‌های چشمه اضافی در معادله اندازه حرکت برای محاسبه اثرات کریولیس و سانتریفوژ مورد نیاز است. در معادله ۱۷، عبارت سمت راست از نیروهای سانتریفوژ و عبارت سمت چپ از کریولیس ناشی می‌شود.

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (14)$$

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \rho(\vec{U} \cdot \nabla) \vec{U} = -\nabla(p) + \nabla \cdot (\vec{\tau} + \vec{\tau}_t) + S \quad (15)$$

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (16)$$

$$S = -2\rho \vec{\omega} \times \vec{U} - \rho \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (17)$$

معادلات به‌کار رفته، معادلات ناویر-استوکس میان‌گیری شده‌ی رینولدز، حاکم بر جریان لزج تراکم‌پذیر می‌باشند. مشخص است که سیستم معادلات برای بسته شدن به روابط اضافی مانند معادله حالت و معادلات توربولانسی برای محاسبه عبارت‌های نوسانی نیاز دارد.

برای مدل‌سازی آشفتگی، مدل‌های مختلفی در کدهای تجاری در دسترس است. انتخاب مدل آشفتگی بستگی به فیزیک حاکم بر جریان، دقت محاسبات، کیفیت شبکه و امکانات محاسباتی دارد. مدل‌های دو معادله‌ای نسبت به سایر مدل‌ها، دارای کاربرد عملی و صنعتی بیشتری هستند. رایج‌ترین مدل دو معادله‌ای، مدل  $k-\varepsilon$  است. با شناخته شدن نقاط ضعف و قوت این مدل، تلاش‌های زیادی برای بهینه‌سازی این مدل انجام شده است. مدل  $k-\omega$  نسبت به

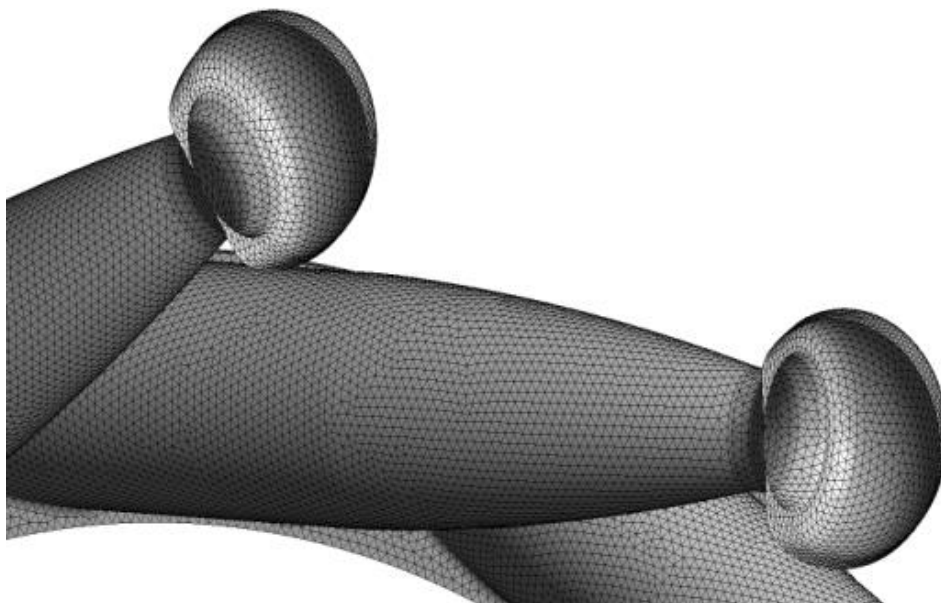
محاسبه شده و در جدول ارائه شده است. برای هر مدل سه نوع شبکه با تعداد المان‌های متفاوت تولید شده و شبیه‌سازی انجام شده است. با توجه به مقادیر راندمان در جدول مشاهده می‌شود که اختلاف راندمان شبکه ریز (Fine) و متوسط (Medium) ناچیز و کمتر از ۰/۰۱ درصد است؛ بنابراین با استفاده از شبکه متوسط برای شبیه‌سازی، استقلال نتایج از شبکه تأیید شده است.

در تحقیق حاضر به دلیل حجم بالای محاسبات، از پردازش موازی استفاده شده است. بدین ترتیب که ناحیه حل بعد از شبکه‌بندی با استفاده از تقسیم‌کننده خودکار MeTiS به ۲۴ ناحیه محاسباتی تقسیم شده و هر ناحیه توسط یک پردازنده روی یک کامپیوتر ۲۴ هسته‌ای حل شده است.

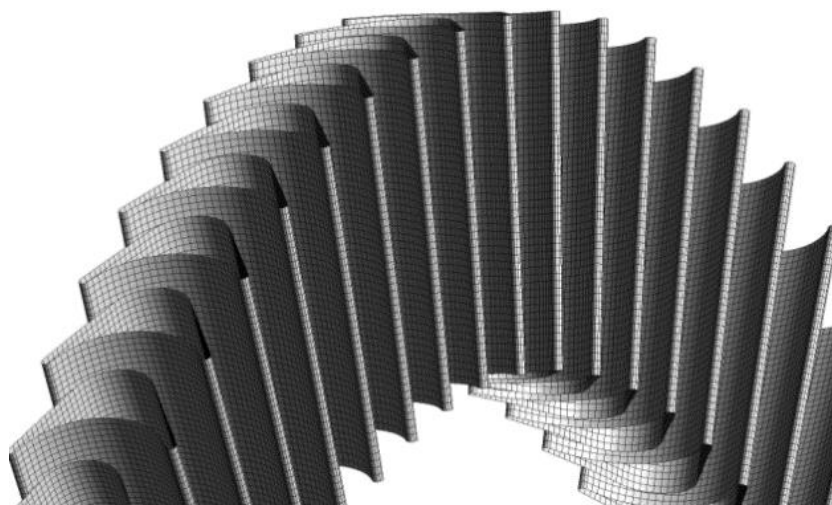
شرایط مرزی در تحلیل‌های عددی به گونه‌ای انتخاب شده است که شرایط نقطه عملکردی (نقطه طراحی یا BEP) تامین شود. این توربین در نقطه طراحی  $u/c = 0.105$  کار می‌کند. در مرز ورودی، از فشار کل و دمای کل و در مرز خروجی، از فشار استاتیک استفاده شده است. در خروجی دمای استاتیک محاسبه شده و در محاسبه راندمان و سایر پارامترهای عملکردی استفاده می‌شود. در شکل ۶ میدان محاسباتی و شرایط مرزی مشاهده می‌شود. برای شبیه‌سازی چرخش از روش قاب‌های چرخان (MRF) استفاده شده است [۱۸].

این‌صورت تعیین شرایط طراحی و عملکرد نامی معنا پیدا نمی‌کند. از سوی دیگر، اصلی‌ترین توجیه برای استفاده از تحلیل عددی، صرفه‌ی اقتصادی آن در فرآیندهای طراحی و مهندسی است. با توجه به هدف تحقیق حاضر که بررسی عملکرد کلی توربین فراصوت بوده، استفاده از تحلیل ناپایا، صرفه‌ی اقتصادی ندارد؛ زیرا مدل مورد مطالعه پیچیده بوده و تحلیل مدل کامل (و نه تناوبی) توربین‌های دارای پذیرش جزئی، به حجم کار می‌افزاید.

تحلیل عددی شامل تولید هندسه، ایجاد شبکه، حل معادلات حاکم و نهایتاً پردازش نتایج است. در گام اول، میدان محاسباتی توسط نرم‌افزار سالیید استخراج شده، سپس شبکه‌بندی با نرم‌افزار گمبیت انجام می‌شود. در شکل‌های ۴ و ۵، نماهایی از شبکه تولید شده برای روتور و نازل ارائه شده است. با توجه به اینکه روتور مجموعه در هر یک از مدل‌ها ثابت بوده، بخش روتور شبکه یکسانی با تعداد المان یکسانی در هر مدل دارد و فقط شبکه استاتور (نازل) در هر مدل عوض شده است. در جدول ۲ پارامترهای موثر در کیفیت شبکه برای هر مدل آورده شده است. توجه شود، عددها به صورت درصد ارائه شده است. برای انتخاب شبکه مناسب، شبکه‌های با تعداد المان‌های دیگر نیز بررسی شده است که از ارائه آن در این جدول اجتناب شده است. برای بررسی استقلال نتایج از شبکه، راندمان توربین برای هر شبکه



شکل ۴- نمایی از شبکه‌بندی نامنظم سطح نازل



شکل ۵- نمایی از شبکه بندی منظم روتور

جدول ۲- بررسی کیفیت شبکه و استقلال نتایج از شبکه

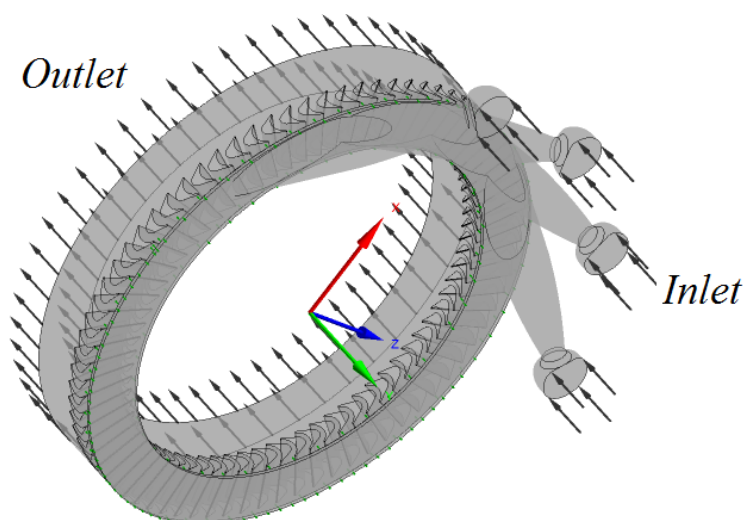
Model	Grid Type	Element Number	Exp. Factor	Orthog. Angle	Aspect ratio	Eta_tt
		Million	Max=10	Min=20	Max=10	
1	Fine	۸/۵۲۹	۱/۰۱	۱/۵۶	۰/۴۲	۰/۴۹۸۷
	Medium	۵/۶۷۴	۲/۳۶	۳/۱۲	۰/۸۶	۰/۴۹۸۳
	Coarse	۳/۲۸۱	۴/۱۴	۵/۴۱	۲/۰۱	۰/۴۹۱۷
2	Fine	۸/۴۹۱	۰/۹۶	۱/۴۱	۰/۴۷	۰/۵۰۴۲
	Medium	۵/۷۰۹	۲/۵۱	۳/۰۵	۰/۷۹	۰/۵۰۴۳
	Coarse	۳/۱۹۸	۴/۲۳	۵/۵۵	۲/۱۲	۰/۴۹۶۳
3	Fine	۸/۶۷۳	۱/۱۲	۱/۷۱	۰/۰/۳۱	۰/۵۰۴۱
	Medium	۵/۶۵۴	۲/۲۹	۳/۲۸	۰/۹۳	۰/۵۰۴۲
	Coarse	۳/۲۴۴	۴/۳۱	۵/۳۴	۲/۱۰	۰/۴۹۶۹
4	Fine	۸/۶۹۸	۰/۹۳	۱/۴۸	۰/۴۸	۰/۵۰۴۲
	Medium	۵/۳۹۱	۲/۳۹	۳/۱۱	۰/۹۹	۰/۵۰۳۷
	Coarse	۳/۱۹۲	۴/۱۸	۵/۴۹	۲/۱۶	۰/۴۹۵۷
5	Fine	۸/۷۱۱	۰/۸۹	۱/۷۵	۰/۳۱	۰/۵۰۴۴
	Medium	۵/۴۹۲	۲/۴۵	۲/۹۵	۱/۰۴	۰/۵۰۴۳
	Coarse	۳/۲۰۷	۴/۲۸	۵/۵۲	۲/۱۴	۰/۴۹۷۰
6	Fine	۸/۵۸۶	۱/۱۸	۱/۳۲	۰/۴۹	۰/۵۰۴۹
	Medium	۵/۳۶۶	۲/۲۵	۳/۳۸	۰/۸۵	۰/۵۰۴۱
	Coarse	۳/۲۵۱	۴/۲۵	۵/۵۰	۲/۱۸	۰/۴۹۸۲
7	Fine	۸/۵۵۵	۱/۱۰	۱/۲۵	۰/۳۹	۰/۵۰۳۷
	Medium	۵/۷۴۸	۲/۴۶	۳/۲۶	۰/۹۶	۰/۵۰۳۱
	Coarse	۳/۲۸۵	۴/۲۳	۵/۴۹	۲/۱۷	۰/۴۹۷۱



### ۷- نتایج عددی و تحلیل اگزورژی

بخشی از نتایج تحلیل‌های انجام شده در جدول ۳ آورده شده است. مدل ۱ (Mod 1)، مدل اصلی با نازل مخروطی ساده می‌باشد. مدل‌های ۲ تا ۷ نیز مدل‌هایی هستند که طبق روابط گفته شده و نتایج طراحی جدول ۱ ساخته شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که با استفاده از پروفیل درجه دوم با تغییرات هرچند اندک در پروفیل نسبت به مخروط ساده، بازده قانون دوم ( $\eta_{2Law}$ ) به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش

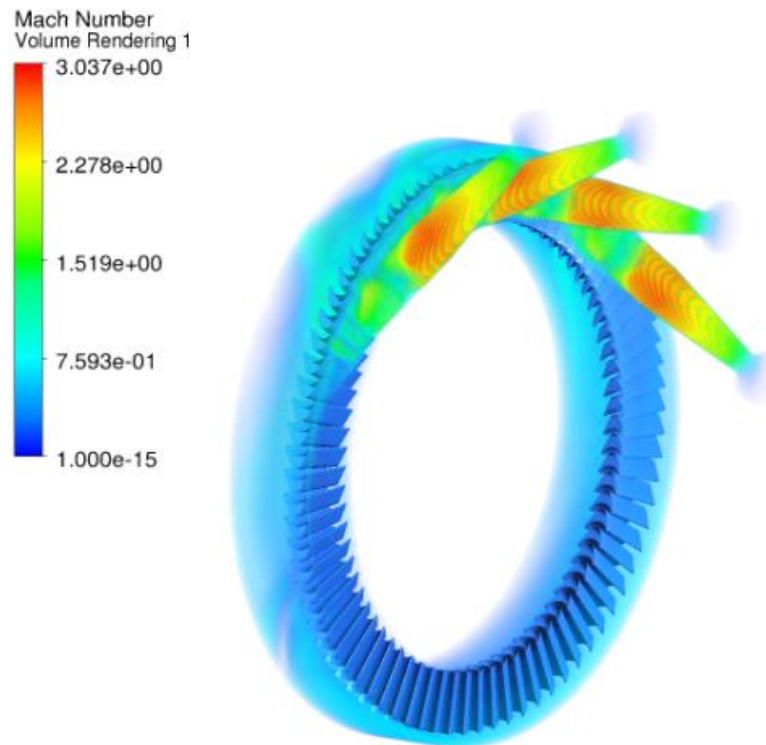
می‌یابد. به عبارت دیگر، پروفیل مناسب نازل، از تخریب اگزورژی ( $\dot{E}_d$ ) در نازل و روتور پیش‌گیری می‌کند. در این جدول همچنین راندمان کل به کل نیز ارائه شده است. مشاهده می‌شود، برای مدل‌هایی که از پروفیل درجه دوم استفاده شده است، راندمان افزایش پیدا می‌کند. در شکل ۷، توزیع عدد ماخ در کل میدان محاسباتی نشان داده شده است. با توجه به این شکل، مشخص است که ماخ جریان در خروجی نازل‌ها و یا ورودی روتور به ۳ نیز می‌رسد.



شکل ۶- میدان حل جریان در توربین و شرایط مرزی

جدول ۳- اثر پروفیل روی عملکرد توربین

Mod	$\dot{\sigma}_{cv}/\dot{m}$	$e_{f1} - e_{f2}$	$\dot{E}_d$	$\eta_{2Law}$	$\eta_{TT}$
۱	۴۶۰/۱	۵۳۱۷۰۰	۱۳۷۲۰۰	۰/۷۴۲	۰/۴۹۸۳
۲	۴۴۷/۸	۵۴۵۰۰۰	۱۳۳۵۰۰	۰/۷۵۵۱	۰/۵۰۴۳
۳	۴۴۷/۹	۵۴۴۹۰۰	۱۳۳۵۰۰	۰/۷۵۵	۰/۵۰۴۲
۴	۴۴۸/۲	۵۴۴۷۰۰	۱۳۳۶۰۰	۰/۷۵۴۷	۰/۵۰۳۷
۵	۴۴۷/۵	۵۴۴۵۰۰	۱۳۳۴۰۰	۰/۷۵۵	۰/۵۰۴۳
۶	۴۴۷/۲	۵۴۳۸۰۰	۱۳۳۳۰۰	۰/۷۵۴۸	۰/۵۰۴۱
۷	۴۴۷/۲	۵۴۳۱۰۰	۱۳۳۵۰۰	۰/۷۵۴۲	۰/۵۰۳۱



شکل ۷- توزیع ماخ در میدان حل

در شکل ۸ توزیع آنترופی به صورت بی‌بعد در مقطع نصف‌النهاری نشان داده شده است. این تغییرات برای مدل‌های ۱ تا ۷ ارائه شده است. تفاوت افزایش آنترופی در نقاطی از شکل‌ها به وضوح دیده می‌شود. افزایش آنترופی در توزیع مربوط به مدل ۱ (مدل اصلی)، در خروجی نازل‌ها و در ناحیه همپوشانی نازل‌ها بیشتر است. مشاهده می‌شود که در شکل‌های مربوط به مدل‌های ۲ تا ۷، افزایش آنترופی در خروجی نازل‌ها کمتر است. با دقت در ناحیه همپوشانی نازل‌ها، افزایش آنترופی در مدل ۱ به مراتب بیشتر است. توجه گردد که در این تصاویر تغییرات آنترופی به صورت ارائه شده است. البته این مطالعه کیفی بوده و بررسی با این روش، تجربه بالایی در تحلیل نتایج شبیه‌سازی عددی نیاز دارد. بهترین روش بررسی، بررسی راندمان توربین به عنوان یک کمیت کلی بوده که همواره مورد توجه طراحان و محققان است.

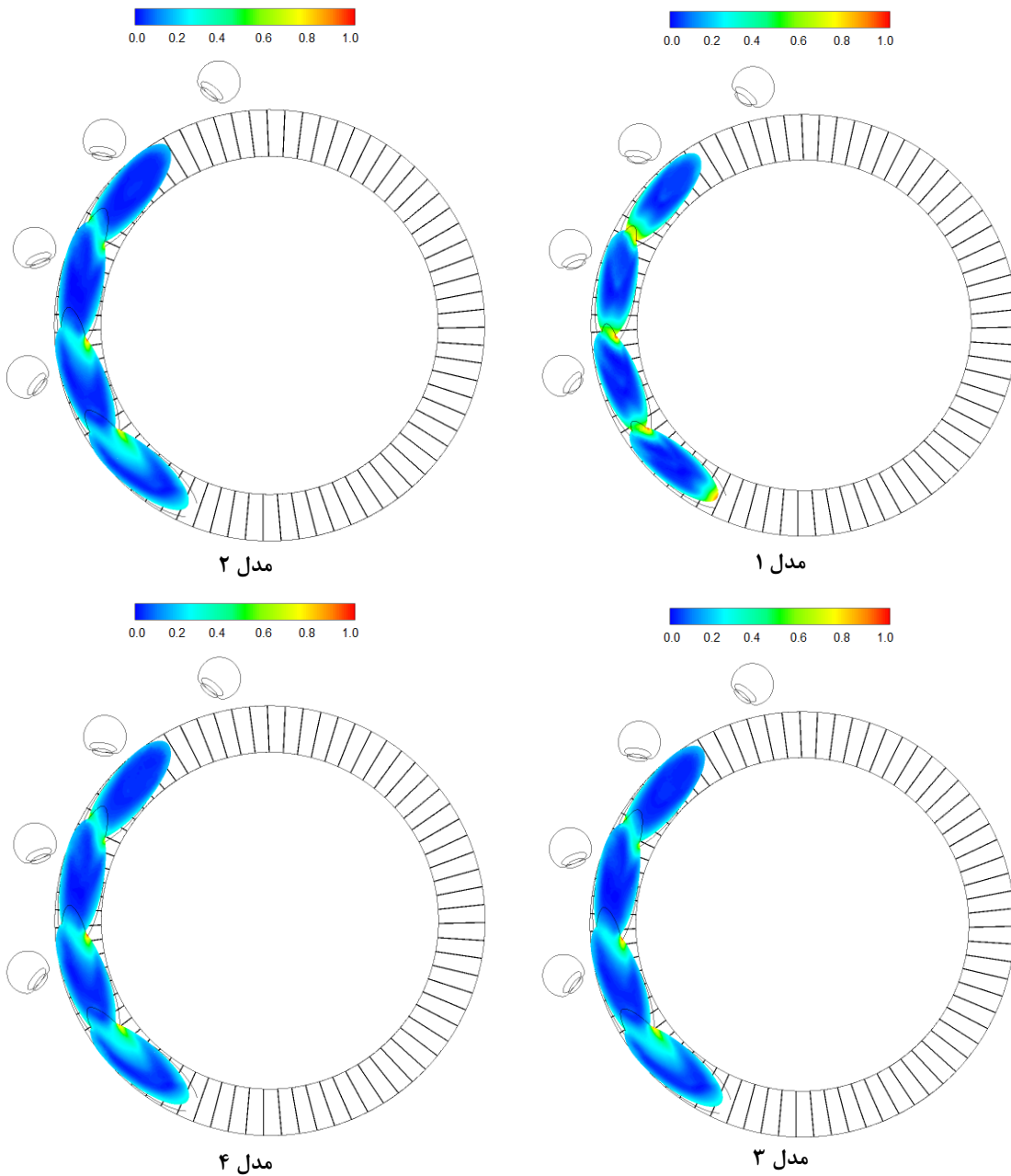
در شکل ۹ تخریب اگزرژی در یک مقطع برای مدل‌های ۱، ۲، ۳، ۴، ۵ و ۷ ارائه شده است. با دقت در تصاویر مشاهده می‌شود که تخریب اگزرژی در مدل ۱

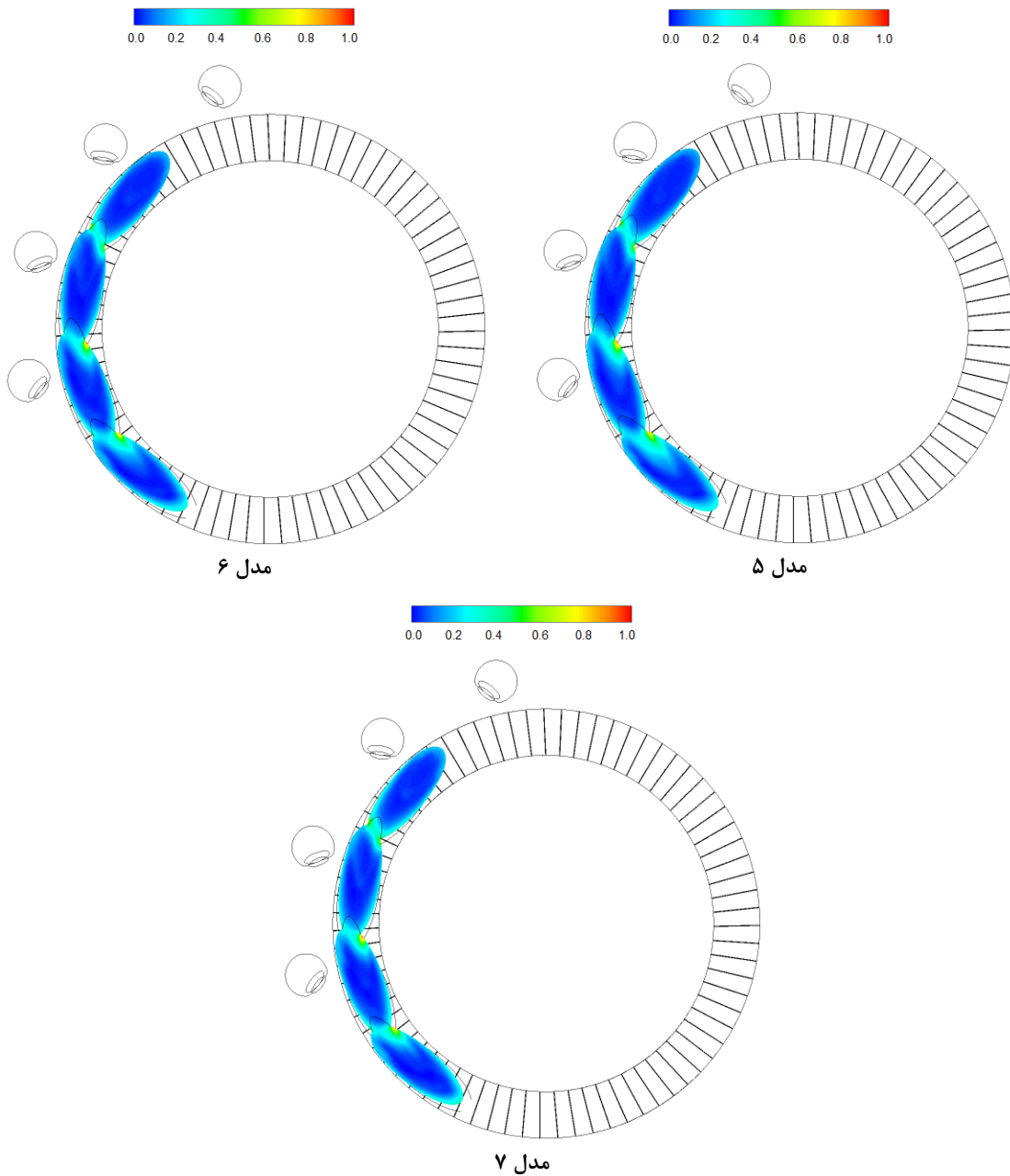
در این کار، امکان صحت‌گذاری نتایج با نتایج تجربی به دلیل وجود مدل‌های متعدد، میسر نبوده است؛ اما، نتایج حاصل از شبیه‌سازی مدل اصلی، تطابق خوبی با نقطه عملکردی توربین دارد. راندمان حاصل از تحلیل عددی برای توربین در نقطه طراحی ۴۹/۸۳٪ به دست آمده که تطابق مناسبی با راندمان تجربی توربین دارد. راندمان تجربی توربین در شرایط واقعی ۴۸/۶۷٪ محاسبه شده است. هدف این مقاله، بررسی اثر تغییر پروفیل نازل است؛ لذا نتایج مدل‌های مختلف، با نتایج مدل اصلی مقایسه شده است.

آقایی و همکاران [۵] نتایج شبیه‌سازی‌های عددی را با داده‌های تجربی صحت‌گذاری نمودند. روش شبیه‌سازی در این مقاله نیز، دقیقاً مطابق با کار ایشان انجام شده است. با توجه به نمودارهای ارائه شده توسط ایشان واضح است که راندمان در این نمودارها از راندمان ارائه شده در جدول ۳ کمتر است. دلیل این مطلب، رژیم پایین‌تر جریان (دور و دبی کمتر) در تست و شبیه‌سازی ایشان است. شرایط شبیه‌سازی در این مقاله، شرایط کاربرد واقعی و عملی توربین (دور و دبی بالاتر) بوده است.

افزایش آنتروپی است. جریان مناسب در خروجی نازل و همچنین ورود جریان یکنواخت‌تر با زاویه مناسب به روتور و همچنین همپوشانی بهتر در خروجی نازل‌ها، از دیگر عوامل افزایش بازده قانون دوم یا کاهش تخریب اگزرژی در توربین است.

(مدل اصلی) در نقاطی خاص، بیشتر از تخریب اگزرژی در مدل‌های است که نازل‌های آنها دارای پروفیل می‌باشند. برای کاهش تخریب اگزرژی در مدل‌های بهبود یافته دلایل متعددی دارد. علت کاهش تخریب اگزرژی در نازل به دلیل توزیع مناسب جریان در آن و کاهش افت‌های جریانی ناشی از

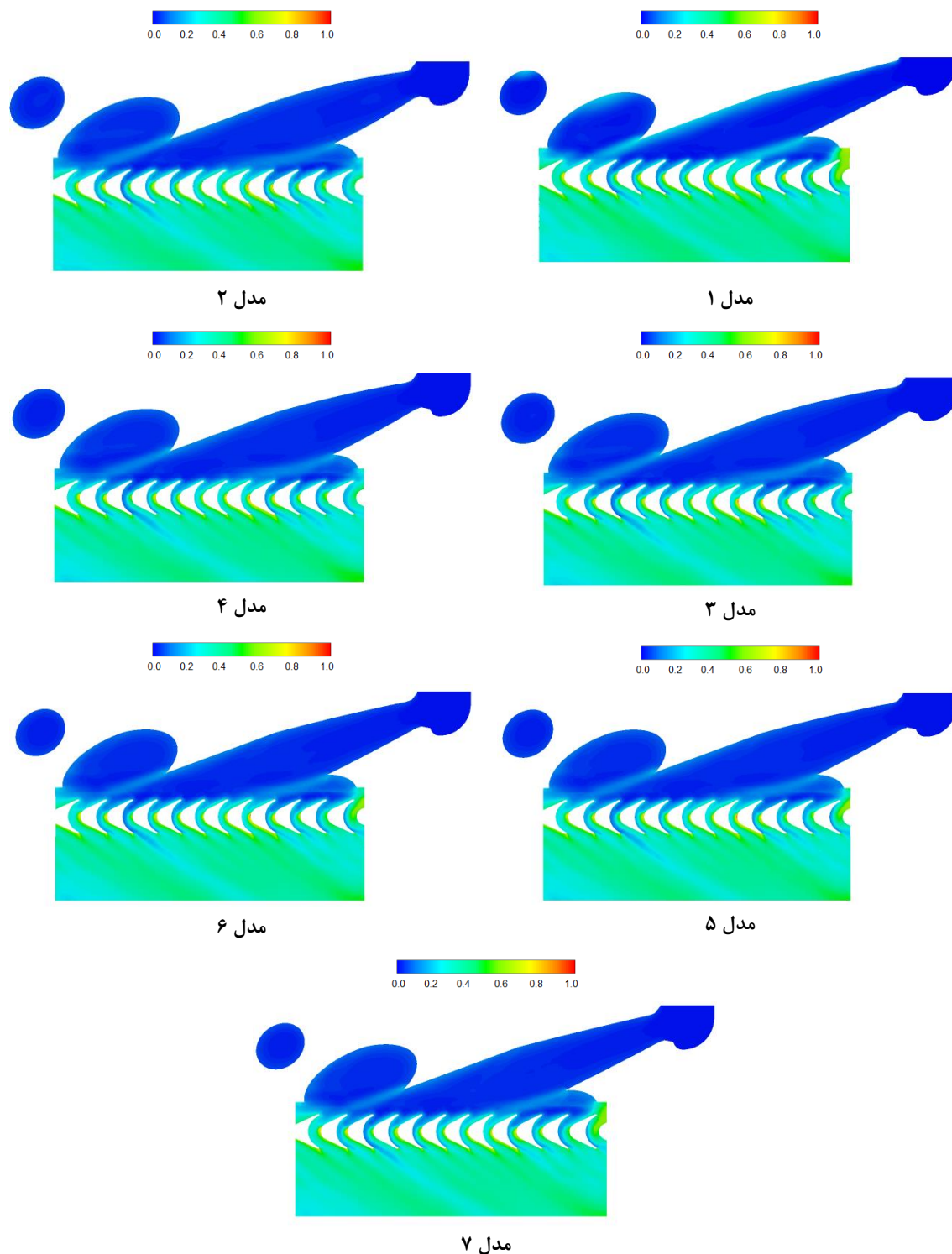




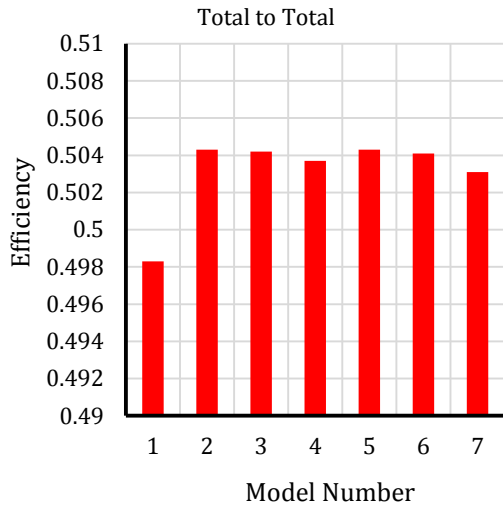
شکل ۸- توزیع آنترویی در مقطع ورود جریان به روتور برای مدل‌های مختلف

به میزان حداقل ۱/۵٪ بهبود می‌یابد. راندمان کل به کل در برآورد عملکرد توربین‌های پیش‌محفظه‌ای کاربرد دارد؛ اما توربین مطالعه شده در کار حاضر، در موتور سوخت مایع سیکل باز استفاده می‌شود. در موتورهای سیکل باز از راندمان کل به استاتیک و استاتیک به استاتیک برای ارزیابی عملکرد

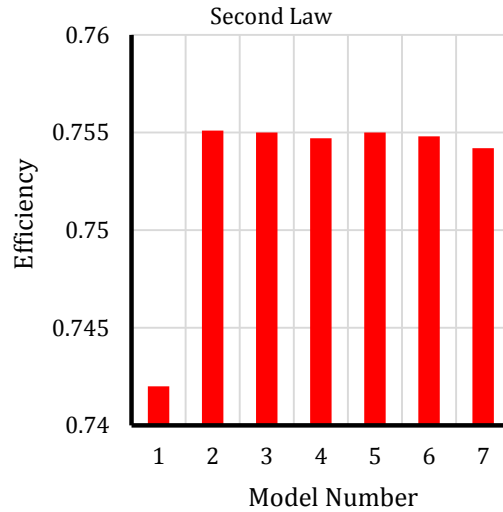
در شکل‌های ۱۰ و ۱۱، به ترتیب راندمان قانون اول و دوم ترمودینامیک برای مدل‌های مختلف رسم شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش راندمان قانون دوم به مراتب قابل توجه‌تر است؛ بنابراین ملاحظه می‌شود که راندمان قانون اول و دوم توربین با طراحی یک پروفیل خیلی ساده برای نازل‌ها،



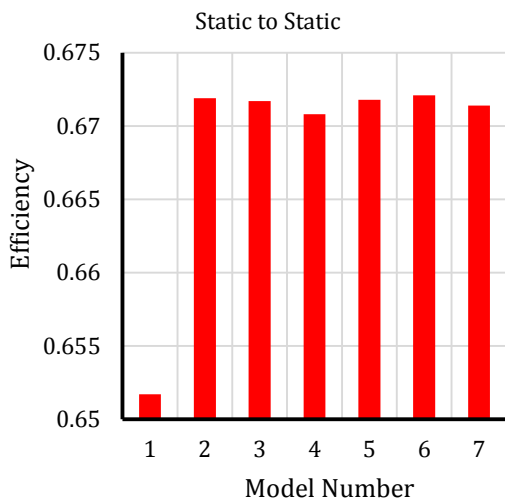
شکل ۹- توزیع تخریب آگزری در مقطعی خاص برای مدل‌های مختلف



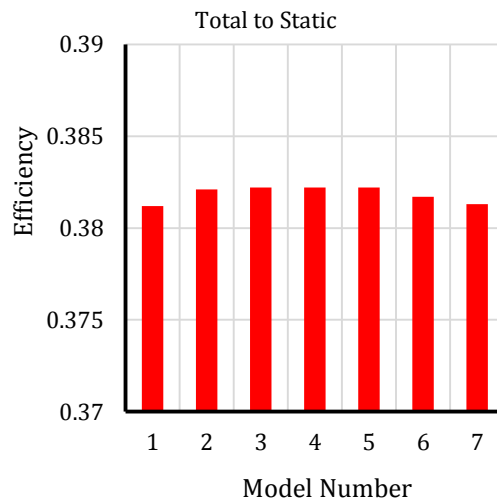
شکل ۱۱- راندمان قانون اول (کل به کل)



شکل ۱۰- راندمان قانون دوم



شکل ۱۳- راندمان قانون اول (استاتیک به استاتیک)



شکل ۱۲- راندمان قانون اول (کل به استاتیک)

درصد افزایش یافته است؛ اما نکته مهمی که باید مد نظر باشد، این است که با طراحی نازل دارای پروفیل غیرخطی، ساخت و تولید قطعه مذکور از نظر زمان و هزینه دشوارتر می‌شود؛ بنابراین بایستی بین بهبود عملکرد انرژی‌تکی و مسائل تولیدی مصالحه برقرار شود. هر چند در فعالیت‌های فضایی بهبود راندمان هریک از زیرمجموعه‌های موتور ارزشمند است که در نهایت موجب افزایش ضربه و بار محموله می‌شود.

توربین استفاده می‌شود. در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به ترتیب راندمان کل به استاتیک و راندمان استاتیک به استاتیک آورده شده است. با توجه به شکل ۱۲ ملاحظه می‌شود، راندمان کل به استاتیک مدل اصلی (مدل ۱) با مدل‌های دیگر تفاوت چندانی ندارد؛ بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که در توربین ضربه‌ای مورد استفاده در موتورهای سیکل باز شکل پروفیل نازل اهمیت چندانی در افزایش عملکرد توربین و نهایتاً ضربه موتور ندارد؛ اما از طرفی راندمان استاتیک به استاتیک توربین با استفاده از نازل دارای پروفیل در حدود ۲

- [3] Jeong E, Kang SH, Park PG, Kim J (2006) Effect of nozzle-rotor clearance on turbine performance. ASME Joint US-European Fluid Eng Summer Meeting 273(8).
- [4] Jeong E, Lee HG, Park PG, Kim J (2008) Tip clearance effect on the performance of a shrouded supersonic impulse turbine. J Propul Power 24(6).
- [5] Aghaei tog R, Tousi AM, Boroomand M (2011) Numerical and experimental evaluation of supersonic turbine flow and effect of geometrical change of blade edges on turbine performance. J Appl Comput Mech 22(3): 26.
- [6] Aghaei tog R, Tousi AM, Boroomand M (2012) Three dimensional numerical analysis of transient phase of a supersonic impulse turbine. 11th Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran.
- [7] Aghaei tog R, Tousi AM, Tourani A (2008) Comparison of turbulence methods in CFD analysis of compressible flows in radial turbomachines. Aircr Eng Aerosp Tec 180(6): 11.
- [8] Aghaei tog R, Tousi AM (2018) Effects of nozzle arrangement angle on the performance of partially admitted turbines. J Mech Sci Technol 32 (1).
- [۹] آقای طوق ر، مسگریور طوسی ا (۱۳۹۶) ارزیابی منحنی‌های مشخصه توربین فراصوت در پذیرش جزئی در آزمایشگاه توربین گاز. نشریه علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک ۲۸(۲).
- [10] Hushmandi NB (2010) Numerical analysis of partial admission in axial turbines. Doctoral Thesis, KTH, Stockholm, Sweden.; KTH Industrial Engineering and Management.
- [11] Aghaei tog R, Karimr MM (2020) Finding an optimal blade profile to improving the performance of partially admitted turbines. Aircr Eng Aerosp Tec 180(6): 11.
- [12] Aghaei tog R, Karimr MM (2020) Numerical investigation of effect of blade profile on the supersonic gas-turbines performance under the partial admission condition. Modares Mechanical Engineering 20(2): 423-434.
- [13] Yuksel B, Gunerhan H, Hepbasli A (2020) Assessing exerg-based economic and sustainability analyses of a military gas turbine engine fueled with various fuels. Energies 13(15): 3823.
- [14] Agrez M, Avsec J, Strusnik D (2020) Entopy and exergy analysis of steam passing through an inlet steam turbine control valve assembly using artificial neural networks. Int J Heat Mass Tran 13: 3823.
- [15] Abramovich GN (1992) Applied gas dynamics. (In Russian)

## ۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله، ۷ نوع پروفیل متفاوت با استفاده از یک روش ساده برای بخش واگرای نازل یک توربین فراصوت ضربه‌ای طراحی شد. با استفاده از شبیه‌سازی عددی اثر پروفیل‌های مختلف نازل روی عملکرد توربین با بررسی راندمان قانون اول و دوم ترمودینامیک و همچنین تحلیل اگزورژی در نقطه طراحی انجام شد. بررسی اثر پروفیل نازل روی پارامترهای عملکردی توربین در نقاط خارج از طرح، مورد توجه بوده و در کارهای بعدی، مورد بررسی قرار خواهد گرفت. اهم نتایج بدست آمده به صورت زیر است:

- شبیه‌سازی عددی جریان فراصوت در یک توربین فراصوت در نقطه طراحی انجام شده و از دقت مناسبی برخوردار است؛ بنابراین از شبیه‌سازی عددی می‌توان در پیش‌بینی رفتار توربین در سایر نقاط (نقاط خارج طرح) استفاده کرد.
- تاکنون از تحلیل اگزورژی برای بررسی عملکرد این نوع توربین‌ها کمتر استفاده شده است. در این کار روابط آنروپی و اگزورژی برای تحلیل عملکرد توربین به کار گرفته شد و با محاسبه راندمان قانون دوم اثر پروفیل نازل روی عملکرد توربین مطالعه شد.
- همچنین با بررسی تخریب اگزورژی در مدل‌های مختلف، مشاهده شد که پروفیل مناسب نازل از تخریب اگزورژی و در نهایت افزایش اتلافات پیش‌گیری می‌کند.
- در نازل‌های دارای پروفیل (مدل‌های ۲ تا ۷) افزایش آنروپی کمتری در ناحیه همپوشانی مشاهده می‌شود.

## ۹- مراجع

- [1] Rashid S, Tremmel M, Waggot J, Moll R (2007) Curtis stage nozzle/rotor aerodynamic interaction and the effect on stage performance. J Turbomach 129(3): 12.
- [2] Kikuchi M, Funazaki K, Yamada K, Sato H (2008) Detailed studies on aerodynamic performance and unsteady flow behaviors of a single turbine stage with variable rotor-stator axial gap. International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems 2(11).

- [17] Vereteeg H, Malalasekra W (1996) An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method approach. Addison-Wesley.
- [18] ANSYS-CFX Canada Ltd., (2004) cfx-5.7: solver theory. Canada.
- [16] Moran MJ, Shapiro HN (2006) Fundamentals of engineering thermodynamics. 5th edn. John Wiley & Sons Ltd.