



Numerical Investigation of Effect of Blade Profile on the Supersonic Gas-Turbine's Performance under the Partial-Admission Conditions

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Karimi M.M.¹ MSc,
Aghaei Tough R. ^{*2} PhD,
Nobakhti M.H. ¹ PhD,
Montazeri M.J.³ PhD

How to cite this article

Karimi M.M, Aghaei Tough R, Nobakhti M.H, Montazeri M.J. Numerical Investigation of Effect of Blade Profile on the Supersonic Gas-Turbine's Performance under the Partial-Admission Conditions. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(2):425-436.

ABSTRACT

The supersonic turbines are widely used in various industries and power generation systems, including gas turbines, space propulsion, heavy transport industries, and etc. In general, these turbines are used when a high specific work with a low fluid Mass flow is needed. It is possible to extract a high specific work from small height supersonic impulse blades in these turbines. To prevent losses due to the low blades aspect ratio, the turbine is used in partial-admission conditions; so that, the fluid flow is only fed from a part of the rotor. The degree of partial-admission and the type of blade profile are important factors that have significant effects on the turbine performance. The aim of this work is to design and investigate the effects of various types of impulse blade profiles on the turbine's performance. A preliminary design code is developed in order to predict turbine performance. These results are evaluated using the experimental results. In the next step, using the calculation of design code, two-dimensional profiles are created using different design methods and numerically analyzed. Finally, the profiles that were better than the original model were studied by 3D numerical analysis. It was found that the performance parameters such as efficiency, power, and torque are increased by more than 8% in the selected best model, in comparison with the original model. Moreover, the total pressure loss is 12% decreased for the selected model. In general, the results show that the selected profile would have a superior performance.

Keywords Supersonic Turbine; Partial-Admission; Blade Profile; Turbine's Performance

¹Mechanical Engineering Department, Mechanics, Electrical Power & Computer Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

²Aerospace Engineering Department, Engineering Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

³Aerospace Engineering Faculty, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Department, Engineering Faculty, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran. Postal code: 1477893855

Phone: -

Fax: -

reza_tog@srbiau.ac.ir

Article History

Received: August 8, 2018

Accepted: June 14, 2019

ePublished: February 01, 2020

CITATION LINKS

[1] Experimental and numerical investigation of design optimization of a partial admitted supersonic turbine [2] Aerodynamic design and numerical analysis of supersonic turbine for turbo pump [3] Off-design performance of a multi-stage supersonic turbine [4] Partial admission effect on the performance and vibration of a supersonic impulse turbine [5] Numerical and experimental evaluation of supersonic turbine flow and effect of geometrical change of blade edges on turbine performance [6] Numerical simulation of the effect of passive control method by changing tip geometry on the performance of the axial turbine [7] Effects of nozzle arrangement angle on the performance of partially admitted turbines [8] Analytical investigation of supersonic turbomachinery blading [9] Flow pattern improvement in nozzle-rotor axial gap in impulse turbine [10] An empirical model for partially admitted turbine efficiency [11] Physical modeling of gas-dynamic process in power plants elements [12] Analytical investigation of supersonic turbomachinery blading. 1-Computer program for blading design [13] Three-dimensional aerothermodynamic optimization of the stator blade of an axial-flow gas turbine in an open-source platform [14] Experimental study of a small partial admission axial turbine with low aspect ratio blade

بررسی عددی تاثیر نوع پروفیل پره بر عملکرد توربین گازی فراصوت در شرایط پذیرش جزیی

محمد مهدی کریمی MSc

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

رضا آقایی طوق PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمد حسن نوبختی PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمد جواد منتظری PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

توربین‌های فراصوت کاربرد گسترده‌ای در صنایع مختلف و سامانه‌های تولید توان از جمله توربین‌های گازی، پیش‌رانش فضایی، صنایع حمل و نقل سنگین و غیره دارند. به‌طور کلی این توربین‌ها زمانی به کار می‌روند که با وجود دبی جرمی اندک به کار ویژه زیادی نیاز باشد. می‌توان در این توربین‌ها با استفاده از پره‌های فراصوت ضربه‌ای کار ویژه بالایی به دست آورد. با وجود دبی جرمی اندک، ارتفاع پره‌ها و در نتیجه نسبت منطری کوچک است. به‌منظور کاهش افت‌های مرتبط با نسبت منطری کم این توربین‌ها در شرایط پذیرش جزیی به کار می‌روند؛ یعنی جریان سیال فقط از بخشی از ورودی روتور تزریق می‌شود. میزان درجه پذیرش جزیی و نوع پروفیل پره ضربه‌ای از جمله عوامل موثر بر عملکرد این نوع توربین است. هدف کار حاضر بررسی تاثیر انواع پروفیل‌های پره ضربه‌ای فراصوت بر عملکرد توربین است. در این کار ابتدا یک کد طراحی مقدماتی و پیش‌بینی عملکرد توربین توسعه داده شده و نتایج آن با آزمایش‌های تجربی ارزیابی شده است. براساس محاسبات کد طراحی، تعدادی پروفیل دوبعدی با استفاده از روش‌های مختلف طراحی پروفیل تولید و به‌صورت عددی تحلیل و ارزیابی شده‌اند. سپس، پروفیل‌هایی که نسبت به مدل اولیه عملکرد بهتری داشته‌اند در تحلیل عددی سه‌بعدی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. در این کار مشاهده شد که پارامترهای عملکردی مانند بازده، توان و گشتاور توربین در بهترین مدل انتخاب شده نسبت به مدل اولیه هرکدام بیش از ۸٪ افزایش داشته‌اند. افت فشار سکون نیز حدود ۱۲٪ کمتر از مدل اولیه است و تحلیل کلی نتایج نشان‌دهنده کارایی برتر پروفیل منتخب است.

کلیدواژه‌ها: توربین فراصوت، پذیرش جزیی، پروفیل پره، عملکرد توربین

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۵/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۲/۲۴

*نویسنده مسئول: reza_tog@srbiau.ac.ir

۱- مقدمه

در توربین‌های محوری که با سیال پرانرژی (با جرم مولکولی کم و سرعت انبساطی بالا) کار می‌کنند یا نسبت فشارهای بالایی دارند، می‌توان با استفاده از پره‌های فراصوت ضربه‌ای، کار ویژه بالایی به‌دست آورد. در این توربین‌ها دبی جرمی سیال کاری کم است و ارتفاع پره‌ها کوچک است؛ از این رو به‌منظور کاهش افت‌های مرتبط

با نسبت منطری کم، مانند اتلاف انتهایی و افت‌های ناشی از نشتی و اصطکاک دیسک، از فن پذیرش جزیی استفاده می‌شود. بدین ترتیب، جریان سیال از بخشی از ورودی روتور تزریق می‌شود. استفاده از روش پذیرش جزیی امکان استفاده از پره‌های بلندتر را فراهم کرده و از اتلاف‌های مذکور جلوگیری می‌کند[1].

تحقیق و پژوهش روی تاثیر پروفیل‌های پره‌های توربوماشینی در سال‌های گذشته به‌طور پیوسته‌ای انجام شده است. این پیوستگی در تحقیق موضوعی، نشان از اهمیت موضوع و بازبودن افق‌های آتی در این زمینه است. نتایج کارهای متعددی که بخشی از آنها در ادامه بیان شده است، همواره وابسته به شرایط و موارد خاص مطالعاتی بوده و تنها اصول کلی تحت احکام و قوانین سیالاتی و لایه مرزی است که هیچ‌گاه عوض نشده‌اند. مطالعات مختلف، عمق دانش پژوهشگران را در این زمینه افزوده است. به‌طوری که در هر کاری، نگاه نوینی شکل گرفته است. این داده‌های نو در گستره‌ای از کارهای پژوهشی، نوید رسیدن به دست‌آوردهای جدید را همیشه زنده نگه داشته است.

فو و همکاران[2] به طراحی آیرودینامیکی و تحلیل عددی توربین فراصوت برای توربوپمپ پرداختند. آنها از روش مقدماتی طراحی برای توربین فراصوت با در نظر گرفتن ترکیب تاثیرات متقابل توربین و نازل استفاده نمودند و به‌منظور بررسی کارایی روش طراحی، از شبیه‌سازی عددی بهره گرفتند. با توجه به پدید آمدن موج ضربه‌ای در صفحه اختلاط، از تحلیل عددی ناپایا به‌منظور بررسی آیرودینامیکی عملکرد توربین و میدان جریان در کانال استفاده کردند. آنان برای تحلیل سه‌بعدی از نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس استفاده کرده‌اند و مدل آشفتگی، انتقال تنش برشی (SST) را به‌کار بسته‌اند؛ زیرا در پیش‌بینی پدیده‌های موجود در جریان‌های پیچیده مانند جدایش، نسبت به سایر مدل‌ها برتری دارد. نتایج این کار نشان می‌دهند که جریان ثانویه قوی و موج‌های ضربه‌ای متداخل، باعث ایجاد الگوی جریان پیچیده‌ای شده است.

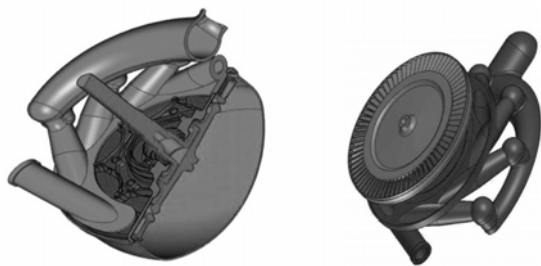
دورزی و همکاران[3] عملکرد یک توربین فراصوت تک‌مرحله‌ای را در شرایط پذیرش کامل و پذیرش جزیی به‌صورت عددی مدل کرده و به شکل محدودی با نتایج تجربی موجود مقایسه کردند. نتیجه‌گیری کلی این بوده است که پروفیل جریان در خروجی نازل در دو حالت پذیرش کلی و جزیی تفاوت‌های زیادی با هم دارند. مشاهده شد که جریان در خروجی روتور با پذیرش جزیی، زیرصوت بوده و در پذیرش کلی، فراصوت است. این تفاوت‌ها نشان می‌دهند که برای حالتی که توربین دارای پذیرش جزیی است، کل مجموعه باید مدل شود و نمی‌توان از شرط مرزی تناوبی استفاده کرد.

در یک کار تجربی، لی و همکاران[4] به تاثیر پذیرش جزیی بر عملکرد و ارتعاشات در توربین فراصوت ضربه‌ای پرداختند. در این مطالعه تجربی، عملکرد آیرودینامیکی و ارتعاشات توربین در درجه‌های مختلف پذیرش جزیی با فشار بالای هوا، مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش درجه پذیرش جزیی، بازده توربین افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش نسبت سرعت نیز، بازده

در پژوهش حاضر، با استفاده از ابزار محاسبات طراحی یک بعدی و تحلیل عددی دوبعدی و سه بعدی، تاثیر نوع پروفیل پره بر عملکرد توربین مطالعه می شود. شرایط پذیرش جزیی، موجب پیچیده تر شدن کار مطالعه می شود و تفاوت قابل توجهی در رفتار جریان، نسبت به شرایط پذیرش کامل حاکم می کند. از آغازین نقطه قطاع پذیرش تا انتهای آن، با سطح خروجی شیپورهایی که اغلب در هم تنیده و دارای هم پوشانی هستند، در تعامل با هندسه و پروفیل پره های روتور، می توان بسیاری از پدیده های گاز-دینامیکی مشاهده کرد. کار حاضر، به نوعی بهینه یابی پروفیل پره روتور، از طریق مدل سازی و تحلیل سیالاتی است. نتایج حاصل از این تحقیق، اطلاعات جدیدی از تعامل جریان فراصوت با پروفیل های متنوع ضربه ای را در اختیار می گذارد. نوآوری این مقاله با توجه به منابعی که بیان شد بررسی همزمان آثار نوع پروفیل و تزریق جزیی جریان بر عملکرد توربین فراصوت و پیشنهاد الگوی مناسبی از پروفیل های فراصوت برای توربین ها در شرایط پذیرش جزیی است.

۱-۱- مدل مورد مطالعه

مدل مورد مطالعه در این پژوهش، یک توربین فراصوت ضربه ای یک مرحله ای است که تحت شرایط پذیرش جزیی با نازل های مخروطی همگرا- واگرا در ورودی، کار می کند. نازل ها در خروجی دارای هم پوشانی هستند. این توربین جهت تأمین نیروی محرکه یک سامانه تغذیه توربو- پمپی طراحی شده است. در شکل ۱ نمایشی از این توربین نشان داده شده است.



شکل ۱) توربین فراصوت در شرایط پذیرش جزیی^[۱]

نازل این توربین ها در حالت سه بعدی دارای تقارن محوری با مقطع بیضوی است. مشخصه اصلی این نازل ها که تضمین کننده کارکرد آن در رژیم محاسبه شده است، نسبت سطح خروجی نازل به گلوگاه است. وجود پذیرش جزیی در توربین، فرآیند مدل سازی و تحلیل عددی را پیچیده تر می کند و بر هزینه های محاسباتی به میزان قابل توجهی می افزاید. این مدل در آزمایش های تجربی استفاده شده است و ارزیابی های اعتبارسنجی و مقایسه عملکرد مدل های مختلف با نتایج تجربی انجام خواهد شد.

۲- شرح مساله و روش حل

۲-۲- طراحی مقدماتی

ابتدا با توسعه یک کد محاسباتی صفر- بعدی، طراحی مقدماتی توربین فراصوت تک مرحله ای به منظور استفاده در یک سامانه تغذیه

افزایش می یابد؛ اما این افزایش برای درجه های مختلف پذیرش جزیی متفاوت است.

آقای طوق و طوسی^[۱] به بهینه سازی درجه پذیرش جزیی توربین ضربه ای فراصوت با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداختند. این پژوهش با هدف رسیدن به درجه ای از پذیرش جزیی بوده است که در آن، بازده توربین بیشینه باشد. برای این منظور، از یک برنامه طراحی غیرخطی در بهینه سازی استفاده نمودند و در نهایت، با استفاده از تحلیل عددی سه بعدی، مدل بهینه نهایی را انتخاب کردند.

در پژوهشی دیگر، آقای طوق و همکاران^[۵] مطالعه جریان در یک توربین فراصوت خاص را که در پذیرش جزیی کار می کند، به صورت دوبعدی و سه بعدی انجام داده و تاثیر تغییر هندسی لبه های پرها بر عملکرد توربین مذکور را بررسی کردند. مطابق با نتایج به دست آمده در آن، تیز کردن لبه های پرها موجب بهبود الگوی موج ضربه ای شده و اتلاف های جریان ورودی به روتور کاهش یافته است.

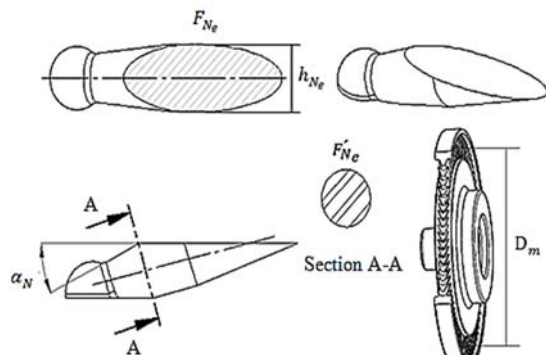
عباسی و غلامعلی پور^[۶] به بررسی اثر تغییر شکل نوک پره از طریق تغییر اندازه درز نوک بر عملکرد کلی توربین پرداختند. در این پژوهش با تغییر اندازه درز نوک به صورت متغیر در لبه حمله و فرار حالت های مختلفی برای شکل نوک پره به صورت یکنواخت و شیب دار در نظر گرفته شده و اثر این روش کنترلی غیرفعال بر عملکرد توربین و ساختار جریان استخراج شده است. برای شبیه سازی عددی جریان سیال از نرم افزار سی اف ایکس و مدل آشفتگی انتقال تنش برشی استفاده شده است.

آقای طوق و طوسی^[۷] به بررسی تاثیر زاویه چیدمان نازل بر عملکرد توربین فراصوت ضربه ای تحت شرایط پذیرش جزیی پرداختند. در این پژوهش مشاهده شد، زاویه چیدمان نازل هایی که به صورت جزیی جریان را درون روتور تزریق می کنند، نقش بسزایی در چگونگی توزیع الگوی جریان و اختلاط جریان های ثانویه و جت در فضای محوری بین نازل و روتور دارد. تعامل جریان خروجی از نازل با پروفیل پره های ضربه ای، با تغییر این زاویه همواره تحت تاثیر بوده و از این رو می توان با انتخاب پروفیل های مناسب در درجه های مختلف پذیرش جزیی، الگوی جریان بهتری ایجاد کرد.

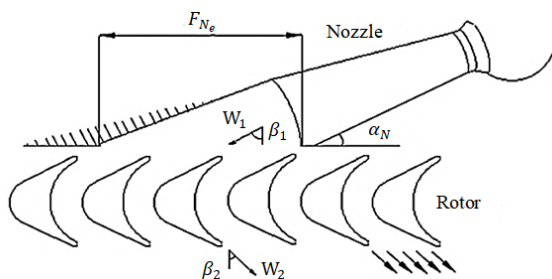
انتظار از یک سامانه تولید توان توربینی فراصوت، کار خروجی ویژه بالا در نسبت های فشار بالا است. برای رسیدن به عملکرد مطلوب، با توجه به الگوی جریان بسیار پیچیده و حساس به هندسه، به کاربردن روش های صحیح طراحی در تولید پروفیل پره روتور تاثیر قابل توجهی بر عملکرد توربین و کاهش اتلاف ها خواهد داشت. از این رو، طراحی پروفیل های پره با بازده آیرودینامیکی بالا همواره مورد توجه بوده است. به عنوان مثال، در یک کار محاسباتی، گلدمن^[۸] به طراحی پره هایی با پروفیل های مختلف ضربه ای و بررسی تاثیرات اعداد ماخ سطوح پره، زاویه جریان ورودی، اعداد پراتل مایر سطوح و نسبت گرمای ویژه بر مشخصه های هندسی و سختی پره در محدوده عدد ماخ ورودی ۱/۵ تا ۵ پرداخت. در کار گلدمن، تمام پره ها با استفاده از روش مشخصه ها طراحی شده اند.

$$\varepsilon = \frac{F_{Ne}}{\pi D_m h_{Ne}} \quad (۴)$$

در این رابطه، h_{Ne} ارتفاع خروجی نازل، D_m قطر متوسط دیسک توربین و F_{Ne} سطح مقطع خروجی نازل است که در شکل‌های ۲ و ۳ نمایش داده شده است.



شکل ۲) دیسک و نازل توربین فراصوت^[۱۰]



شکل ۳) بخش فعال در پذیرش جزیی^[۱۰]

۲-۲- طراحی هندسی پروفیل پره

بدیهی است که ماهیت جریان در توربین‌های فراصوت، حساسیت روش طراحی هندسی را به مقدار قابل توجهی افزایش داده است. با استفاده از اطلاعات هندسی به دست آمده از محاسبات کد طراحی مقدماتی، طراحی هندسی دوبعدی پرها صورت می‌گیرد. انواع پروفیل پره‌های ضربه‌ای که در کار حاضر مورد مطالعه قرار می‌گیرند عبارتند از: پره مدل اصلی یا همان پره توربین اولیه (اورجینال) که نتایج آزمایش‌های تجربی آن در دسترس است، پره تولید شده با استفاده از روش سلیکوف^[۱۱] و مجموعه پره‌های تولید شده به روش گلدمن^[۸]. در واقع هدف این است که از میان مدل سلیکوف و مدل‌های گلدمن، مدلی با عملکرد بهتر نسبت به مدل اولیه یافت شود.

برای تولید پره‌های ضربه‌ای در روش سلیکوف، نیاز به دراختیار داشتن پارامترهای زاویه ورود جریان به روتور، پهنای پره و گام پرها است. این روش کاملاً هندسی است و با استفاده از نرم‌افزارهای کد (CAD) انجام می‌شود. در شکل ۴ شماتیکی از پره ضربه‌ای رسم شده به روش سلیکوف ارائه شده است.

در طراحی پره ضربه‌ای فراصوت به روش گلدمن، اساس کار ایجاد شرایط جریان چرخشی در داخل کانال پره است. این روش همان طور که در شکل ۵ ملاحظه می‌شود، دربرگیرنده تبدیل جریان

توربو- پمپی صورت گرفت. این کد قابلیت طراحی توربین فراصوت دو مرحله‌ای را نیز دارد. داده‌های ورودی کد شامل مقادیر فشار ورودی و خروجی، قطر متوسط روتور توربین، سرعت دورانی، توان مورد نیاز، دمای سکون و مشخصه‌های ترموفیزیکی گاز هستند. نتایج اصلی به دست آمده از این کد عبارتند از:

- خواص آیرودینامیکی در مقاطع مختلف توربین؛
- پارامترهای اصلی هندسی، سرعت مخصوص و ضریب توان؛
- بازده تک‌آنتروپی و نسبت فشار در هر نقطه؛
- مثلث‌های سرعت، زاویه انحراف و توزیع اعداد ماخ در مقاطع مختلف.

می‌توان از این کد برای محاسبات و برآورد شرایط خارج از طراحی نیز استفاده کرد. همچنین این کد مقادیر اتلاف‌هایی مانند اتلاف پروفیل، جریان ثانویه، اتلاف اصطکاکی پرها و بانداژ، اتلاف‌های مرتبط با پذیرش جزیی را بر مبنای مدل اتلافی آوسیانیکف^[۹] که یک مدل نیمه تجربی است، محاسبه می‌کند. شکل عمومی راندمان توربین فراصوت تک مرحله‌ای که در پذیرش جزیی کار می‌کند، نیز توسط آوسیانیکف^[۹] در رابطه (۱) معرفی شده است.

$$\eta_T = \eta_u \cdot \eta_{KI} \cdot (1 - \bar{m}) - \xi_{fric_disk} - \xi_{fric_band} - \xi_{EI} \quad (۱)$$

که در رابطه فوق η_u راندمان محیطی توربین، η_{KI} ضریب اتلاف لبه‌های پرها، $\bar{m}$ دبی نشتی از فاصله شعاعی، ξ_{fric_disk} و ξ_{fric_band} به ترتیب سهم نسبی اُفت‌ها در اصطکاک دیسک و بانداژ، ξ_{EI} نیز سهم نسبی اُفت‌های مربوط به پذیرش جزیی است.

رابطه ارائه شده توسط آوسیانیکف کلی است که این رابطه توسط آقایی‌طوق و مسگرپور^[۱۰] با استفاده از یک مدل ریاضی مبتنی بر هندسه گروهی از توربین‌های فراصوت ضربه‌ای دارای پذیرش جزیی توسعه داده شده است و ضرایب جملات مختلف آن، به کمک آزمایش‌های متعدد تجربی تصحیح شده‌اند که در رابطه (۲) ارائه شده است. لازم به ذکر است که از این رابطه در پیش‌بینی عملکرد، برای محاسبه بازده توربین در شرایط پذیرش جزیی استفاده شده است.

$$\eta_T = 3.75 \left(\frac{u}{C_{is}} \right) - 20 \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^2 + 5 \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^3 + 18 \frac{1-\varepsilon}{\varepsilon} \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^3 \quad (۲)$$

در رابطه فوق u/C_{is} نسبت سرعت تک‌آنتروپی است که در آن، u سرعت خطی و C_{is} سرعت جریان تک‌آنتروپی بوده و از رابطه (۳) محاسبه می‌شود:

$$C_{is}^2 = 2 \times W_{0is} = \frac{k}{k-1} RT_{00I} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{001}}{P_{S2}} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right) \quad (۳)$$

که در رابطه بالا k و R به ترتیب نسبت حرارت‌های ویژه و ثابت گاز هستند. همچنین، T_{00I} و P_{001} به ترتیب دما و فشار سکون جریان در ورود به توربین و P_{S2} فشار استاتیک در خروجی توربین است. ε نیز درجه پذیرش جزیی است که برابر است با نسبت سطح بخش فعال به کل سطح ورودی روتور و از رابطه (۴) محاسبه می‌شود:

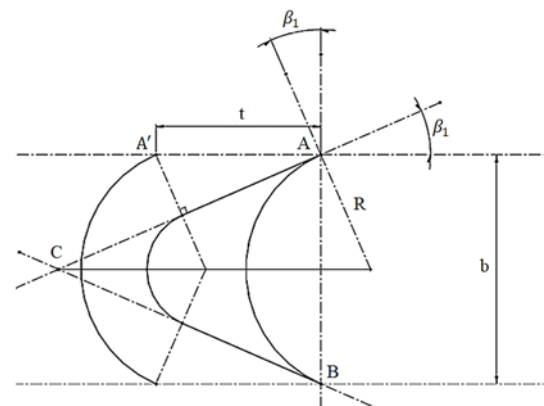
با استفاده از نتایج کد طراحی مقدماتی، پروفیل‌های دوبعدی مختلف با استفاده از روش‌های طراحی پروفیل گفته‌شده در بخش قبل تولید شدند. سؤال این است که با توجه به تعدد انواع پروفیل پره‌های ضربه‌ای، کدام یک بهترین عملکرد را خواهد داشت؟ برای پاسخ به این سؤال، به‌طور بدیهی استفاده از ابزار تحلیل عددی به‌عنوان یک روش آزمایش مقرون‌به‌صرفه، راه‌گشا خواهد بود. فرایند کار چنین است که ابتدا پروفیل‌های دوبعدی طراحی‌شده با انتخاب سختی‌های مختلف، به‌صورت عددی مدل شده و در نهایت، تعدادی از مدل‌هایی که عملکرد مناسب‌تری داشته‌اند برای تحلیل سه‌بعدی آماده می‌شوند.

جریان در توربوماشین‌ها ناپایا و آشفته است. حقیقت ناپایای جریان از اثر پروفیل بر خطوط جریان ناشی می‌شود. ناپایای ذاتی توربوماشینی همواره در تحلیل‌های عددی مورد توجه بوده است. چنانچه هدف از مطالعه عددی، بررسی‌های ترمودینامیکی و ارزیابی پارامترهای عملکردی کلی باشد، می‌توان به رژیم پایا بسنده کرد. از سویی دیگر، محدودیت‌های سخت‌افزاری مانند بیشینه توان پردازش در اختیار و برآورد هزینه‌های محاسباتی، استفاده از تحلیل ناپایا را در بسیاری از مواقع از اولویت خارج می‌سازد. با توجه به این نکات، در کار حاضر تحلیل‌های عددی در رژیم پایا انجام یافته است. بررسی‌های بیشتر بر رفتار آیرودینامیکی پره انتخاب‌شده، به‌صورت ناپایا و در کارهای بهینه‌سازی آینده انجام خواهد شد.

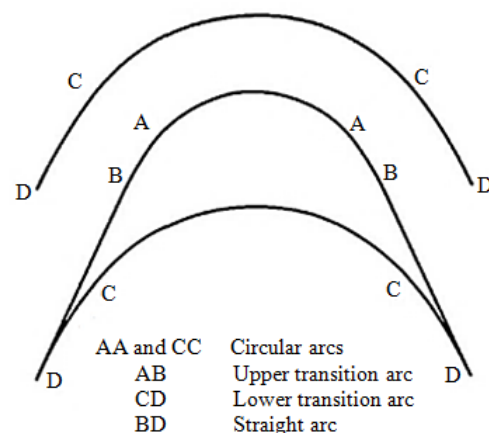
هم در مدل‌های دوبعدی و هم در مدل‌های سه‌بعدی، در ورود شرط مرزی فشار سکون ($7/5$ بار) و دمای سکون (450 کلوین) یا 5% آشتگی تعریف شده است. در مرز خروجی، میانگین فشار استاتیک (یک بار) تعیین شده است. مقادیر عددی بر اساس مقادیر استفاده‌شده در آزمایش‌های تجربی بوده است. تمامی دیواره‌ها بی‌دررو و با شرط عدم لغزش تنظیم شده‌اند. سیال عامل انتخاب‌شده، گاز آرمانی هوا است.

در مدل دوبعدی، به دلیل اینکه تحلیل جریان در صفحه، پره به پره صورت گرفته، چرخش روتور لحاظ نشده است و گویی در شرایط کسکید قرار گرفته‌اند. در مدل سه‌بعدی روتور با سرعت زاویه‌ای مشخص (1000 rad/s) در حال چرخش است. مدل‌سازی توربین سه‌بعدی نیز در رژیم پایا با مدل‌سازی صفحه میانی یا اینترفیس در فروزن روتور صورت گرفته است. مدل فروزن روتور از قالب مرجع چرخان استفاده می‌کند تا موجب صرفه‌جویی در منابع محاسباتی در تبدیل جریان گذرای توربوماشینی به جریان پایا شود.

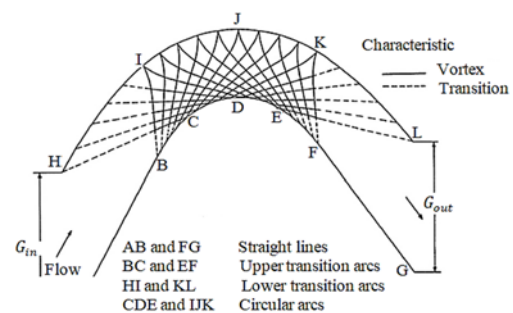
انتخاب مدل آشفته‌گی مناسب برای پیش‌بینی دقیق جریان آشفته توربوماشینی، به‌خاطر نیاز به برآورد صحیح از بارهای نوسانی، حائز اهمیت است. البته معیارهای انتخاب ممکن است با توجه به نوع توربوماشین متفاوت باشد^[7]. در مدل مورد مطالعه، از آنجایی که



شکل ۴) طراحی هندسی پره به روش سلیکوف



شکل ۵) مقطع یک نوع پره ضربه‌ای طراحی شده به روش گلدمن^[8]



شکل ۶) طراحی مسیر جریان فراصوت به وسیله روش مشخصه‌ها^[12]

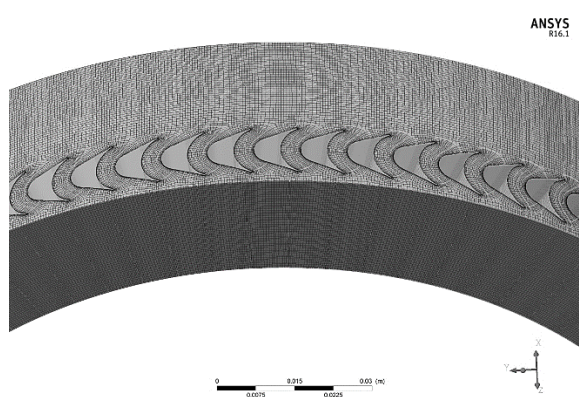
دوبعدی استفاده شده است، لذا به عنوان نمونه، تحلیل و بررسی همگرایی جریان روی شبکه محاسباتی مدل سلیکوف در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱) بررسی استقلال از شبکه در مدل دوبعدی

شبکه	تعداد گره	فشار استاتیک خروجی (bar)	سرعت (m/s)
اول	۵۰۲۶۵	۰/۹۸۶	۵۷۵/۶۹۲
دوم	۶۱۵۲۷	۱/۰۱۰	۵۶۹/۴۷۶
سوم	۷۵۰۴۲	۰/۹۹۰	۵۷۱/۱۲۸
چهارم	۸۶۳۴۵	۱/۰۱۳	۵۷۲/۶۸۹
پنجم	۱۰۱۷۹۵	۱/۰۱۲	۵۷۲/۲۵۶

با توجه به جدول ۱ ملاحظه می شود، با افزایش گره های محاسباتی در دو شبکه چهارم و پنجم، اندازه سرعت و فشار استاتیک خروجی تقریباً یکسان باقی می ماند؛ به همین جهت، از شبکه چهارم در تحلیل عددی دوبعدی استفاده شده است.

برای تولید شبکه در مدل سه بعدی از نرم افزارهای گمبیت و توربوگريد استفاده شده است. نرم افزار توربوگريد مجموعه ای کامل از روش های استاندارد تولید شبکه محاسباتی برای توربوماشین ها را در اختیار دارد. شبکه بندی در این نرم افزار به صورت سازمانی انجام می شود که باعث کاهش هزینه های محاسباتی، یعنی افزایش سرعت همگرایی و دقت محاسباتی بالاتری می شود. مدل سه بعدی از دو ناحیه مجزای استاتور و روتور تشکیل شده است. برای شبکه بندی ناحیه استاتور از گره های مثلثی و تتراهدرال (هرمی) استفاده شده است. در استفاده از شبکه بی سازمان برای استاتور، تلاش بر این بوده است که کیفیت سلول های ایجاد شده بالا باشد. ناحیه روتور با استفاده از توربوگريد شبکه بندی شده است. شکل ۸ ناحیه محاسباتی اطراف پره ها در مدل سه بعدی را نشان می دهد.



شکل ۸) شبکه بندی توربین سه بعدی

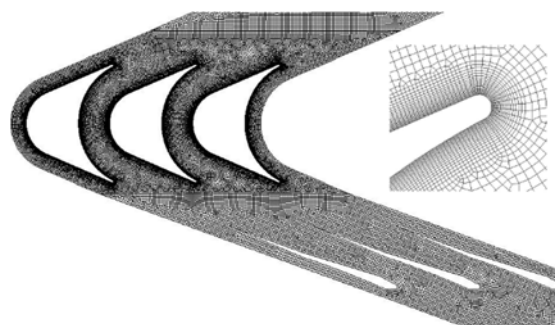
با توجه به شکل ۸ در نواحی نزدیک پره شبکه به حدی ریز شده است که در حل مساله می توان گرادپان های مختلف را به خوبی محاسبه کرد؛ اما در سایر نواحی می توان از سلول های نسبتاً درشت تر نیز استفاده کرد.

نسبت فشار توربین بالا است، جریان فراصوت در هر دو قسمت درونی و بیرونی دیسک توربین، بسیار آشفته است.

در سال های اخیر، گرایش زیادی برای استفاده از مدل انتقال تنش برشی (SST) نسبت به مدل های $k - \omega$ و $k - \epsilon$ در تحلیل های دقیق توربوماشینی و پژوهش های انجام شده [2, 6, 7] ایجاد شده است. از این مدل در شبیه سازی لایه مرزی با دقت بالا، امواج ضربه ای در جریان های فراصوت و همچنین تخمین شروع و جدایش جریان لایه مرزی استفاده می شود. در کار حاضر نیز از مدل آشفته گی انتقال تنش برشی در تحلیل عددی استفاده شده است.

۳-۳-۲- تولید شبکه محاسباتی و بررسی استقلال نتایج از شبکه

یکی از مهم ترین و زمان برترین کارها در فرآیندهای شبیه سازی عددی تولید شبکه محاسباتی است. به علت پیچیده بودن مدل های توربوماشینی، تولید شبکه های با سازمان بسیار مشکل و گاهی ناممکن است. ایجاد یک شبکه تک بلوکی سازمان یافته برای هندسه های پیچیده، امکان پذیر نیست [13]. بهترین راه برای ایجاد چنین شبکه ای، تقسیم کردن هندسه به چند بلوک و شبکه بندی مجزای هر بلوک است. شکل ۷ توربین دوبعدی شبکه بندی شده با استفاده از نرم افزار گمبیت را نشان می دهد.



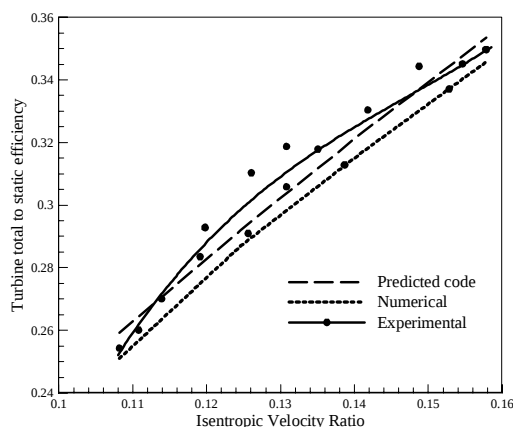
شکل ۷) شبکه بندی توربین دوبعدی

در این مدل، علاوه بر بلوک بندی میان نازل ها و پره ها به صورت یک شبکه تناوبی در اطراف پره ها، لایه مرزی نیز شبکه بندی شده است. به دلیل استفاده از مدل آشفته گی انتقال تنش برشی، سلول های مجاور دیواره پره باید به اندازه کافی به دیواره نزدیک شوند تا بتوان تخمین دقیقی از فیزیک جریان در نزدیکی دیواره به دست آورد. به همین جهت، شبکه محاسباتی در هر دو مدل سازی دوبعدی و سه بعدی، به گونه ای انجام شده است که y^+ مقادیری کمتر از یک در نزدیکی دیواره های پره داشته باشد. از طرفی هرچه درون کانال های پره، شبکه ریزتر باشد، امکان تشخیص و رصد پدیده هایی مانند جدایش جریان بالاتر خواهد بود. در شکل ۷ میزان ریز شدن سلول های محاسباتی در اطراف پره ها به دلیل استفاده از بلوک لایه مرزی قابل مشاهده است.

برای بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی، لازم است تغییرات برخی از پارامترهای جریان که می توانند تحت تاثیر تراکم هندسی شبکه قرار گیرند، نسبت به تغییر تعداد سلول های محاسباتی بررسی شوند. با توجه به اینکه بیش از ۲۰ نوع پروفیل پره در مدل سازی

همسانی نتایج قابل قبولی هستند.

پراکندگی نتایج تجربی در دوره‌های میانی نسبت به دوره‌های پایین و بالا بیشتر است و این شاید به دلیل غالب شدن اتلافات ترمودینامیکی در برخی دوره‌های متوسط بر عملکرد گازدینامیکی روتور باشد. در دوره‌های کم به دلیل اتلافات کم ترمودینامیکی و در دوره‌های بالا به دلیل افزایش کافی نسبت سرعت تک‌آنتروپی، روند تغییرات بازده تجربی با الگوی افزایشی و طبق انتظار است [14]. با توجه به نمودار ۱، بیشترین اختلاف بین داده‌های تجربی و عددی به‌میزان ۰/۰۲٪ (۶٪) در نزدیکی نسبت سرعت ۰/۱۳ است. در سایر نقاط اختلاف کمتر از ۴٪ بوده و برای این آزمایش قابل قبول است [1].



نمودار ۱) مقایسه نتایج کد طراحی مقدماتی توربین، تحلیل عددی سه‌بعدی و نتایج تجربی

۲-۳- نتایج تحلیل مدل‌های دوبعدی

مدل‌سازی دوبعدی روی بیش از ۲۰ نوع پروفیل پره ضربه‌ای مختلف صورت گرفته است. شرایط مدل‌سازی در تمامی موارد یکسان بوده و برای هر کدام، یک یا چند درجه سختی مختلف در نظر گرفته شده است. دلیل این کار، تفاوت توزیع ضخامت در راستای وتر پروفیل‌های مختلف و در نتیجه، تغییر حجم عبوردهی جریان در کانال‌ها بوده است. همچنین برای حفظ مقدار دبی جرمی مطلوب، ضریب سختی در چیدمان پره‌ها باید تغییر می‌کرد. از میان نتایج مدل‌سازی توربین‌های دوبعدی، مدل‌هایی که به لحاظ عملکردی نسبت به مدل اولیه مناسب‌تر بودند در جدول ۳ و نمودارهای ۲ و ۳ گزارش شده‌اند.

از بین شبکه‌های محاسباتی تولیدشده، شبکه ریز بیش از ۶ میلیون سلول و شبکه درشت بیش از ۲ میلیون سلول محاسباتی دارند. مطالعه استقلال از شبکه برای یکی از مدل‌های سه‌بعدی انجام یافته و نتایج آن به‌عنوان نمونه در جدول ۲ ارائه شده است. در جدول ۲، تغییرات بازده کل به کل تک‌آنتروپی و پلی‌تروپیک توربین ارائه شده است. با توجه به این که نتایج بازده از شبکه سوم به بعد تغییرات جزیی دارد، با تایید استقلال شبکه، از شبکه سوم در کار تحلیلی استفاده شده است.

جدول ۲) بررسی استقلال از شبکه در مدل سه‌بعدی

شبکه	تعداد گره	بازده کل به کل	
		تک‌آنتروپی	پلی‌تروپیک
اول	۲۶۷۸۱۸۸	۰/۴۰۳۹	۰/۳۴۶۵
دوم	۴۰۷۷۴۸۲	۰/۳۹۴۷	۰/۳۳۷۳
سوم	۴۸۹۴۱۴۵	۰/۳۸۰۲	۰/۳۲۴۵
چهارم	۵۳۳۵۵۳۲	۰/۳۷۹۸	۰/۳۲۴۳
پنجم	۶۴۳۹۶۳۲	۰/۳۸۰۲	۰/۳۲۳۹

۳- تفسیر و تحلیل نتایج

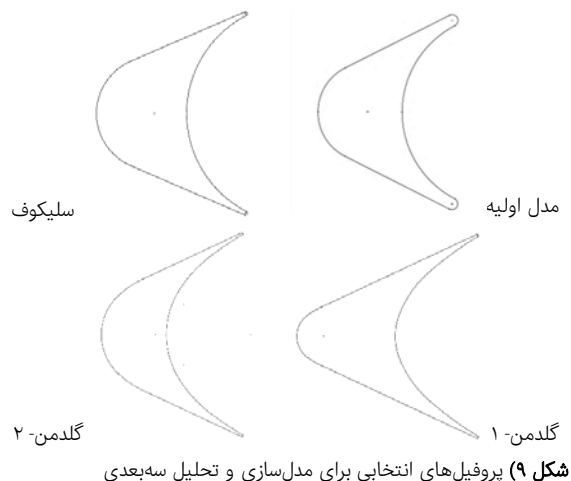
۱-۳- اعتبارسنجی عددی

قبل از مطالعه و بررسی نتایج مربوط به مدل‌سازی، لازم است اعتبار محاسبات کد طراحی توربین و نتایج تحلیل عددی ارزیابی و صحت‌گذاری شود. با توجه به دسترسی گروه نویسندگان این پژوهش به آزمایشگاه توربین، نتایج کار در آزمایشگاهی که مخصوص این توربین‌ها طراحی و ساخته شده صحت‌گذاری شده است. در نمودار ۱، بازده کل به استاتیک نسبت به تغییرات سرعت تک‌آنتروپی با استفاده از نتایج محاسبات کد طراحی و تحلیل عددی رسم شده و با نتایج آزمایش تجربی مقایسه شده است. بر اساس این نمودار، انطباق قابل قبولی بین نتایج محاسبات عملکردی و تحلیل عددی با نتایج تجربی وجود دارد. باید توجه داشت که کار تجربی توأم با عدم قطعیت‌ها و خطاهاست و معمولاً با اینکه نتایج گروهی از آزمایش‌های یک جزء توربوماشینی یک رفتار مشخصی را دنبال می‌کنند، اما در بازه‌ای از یک نسبت سرعت‌ها، می‌توان برخی از نوسانات محلی یا توزیع پراکنده نتایج آزمایش‌ها را مشاهده کرد. نمونه‌ای از تحلیل خطا و محاسبات مربوط به عدم قطعیت نتایج تجربی موجود، توسط آقای طوق و مسگریپور [10] انجام شده است و ثابت نمودند که نتایج آزمایشگاه توربین مورد اعتماد و در شرایط

جدول ۳) بهترین مدل‌های دوبعدی منتخب

مدل توربین	سختی	اُفت فشار سکون	بازده آیرودینامیکی	گشتاور (Nmm/W)	کار ویژه توربین تفاضل اکزتری
۱ مدل اولیه (اورجینال)	۱/۴۲	۰/۲۶۶۷۶	۰/۵۳۰۲۴	۴/۰۰۳۹	۶/۴۹۲۷۱
۲ مدل سلیکوف	۱/۴۲	۰/۲۴۳۰۲	۰/۴۷۴۰۹	۴/۲۹۳۵	۶/۲۸۴۹۶
۳ گلکمن- مدل ۸- سری ۱	۲/۳۷	۰/۲۵۳۷۱	۰/۶۰۳۶۶	۴/۲۴۴۰	۶/۶۱۷۲۵
۴ گلکمن- مدل ۸- سری ۵	۲/۸۴	۰/۲۵۸۸۱	۰/۷۱۶۴۱	۴/۲۸۱۷	۶/۰۸۸۸۵
۵ گلکمن- مدل ۹- سری ۱	۱/۴۲	۰/۲۶۰۱۹	۰/۵۵۹۷۸	۴/۳۳۲۲	۶/۸۴۴۳۳
۶ گلکمن- مدل ۹- سری ۲	۱/۸۹	۰/۲۳۵۳۸	۰/۴۸۹۷۸	۴/۳۸۴۹	۷/۱۰۹۷۱
۷ گلکمن- مدل ۹- سری ۵	۲/۸۴	۰/۲۶۹۱۱	۰/۵۸۰۲۷	۴/۳۳۲۲	۵/۸۱۲۲۸

در نهایت، از میان توربین‌های مقایسه‌شده در جدول ۳، مدل‌های ۱، ۲، ۵ و ۶ برای تحلیل سه‌بعدی انتخاب شدند. در ادامه، برای راحتی کار و با توجه به تکرار زیاد، به جای عبارات "گلدمن-مدل ۹- سری ۱" و "گلدمن-مدل ۹- سری ۲" به ترتیب از عبارات گلدمن-۱ و گلدمن-۲ استفاده می‌شود. پروفیل‌های منتخب در شکل ۹ ارائه شده‌اند.



۳-۳- نتایج تحلیل عددی سه‌بعدی

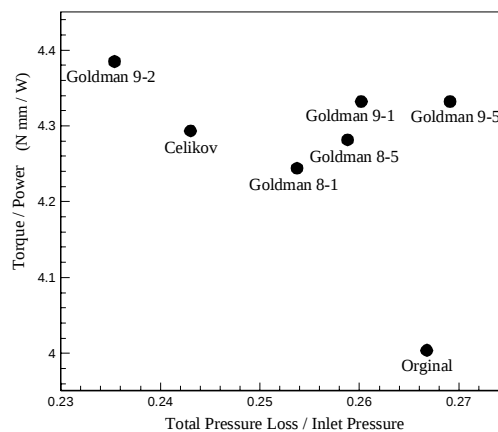
نتایج عملکردی به دست آمده از تحلیل سه‌بعدی، چهار مدل انتخابی در جدول ۴ ارائه شده است. یادآوری می‌شود که شرایط مدل‌سازی همه توربین‌ها یکسان است.

جدول ۴) نتایج عملکردی توربین‌های سه‌بعدی

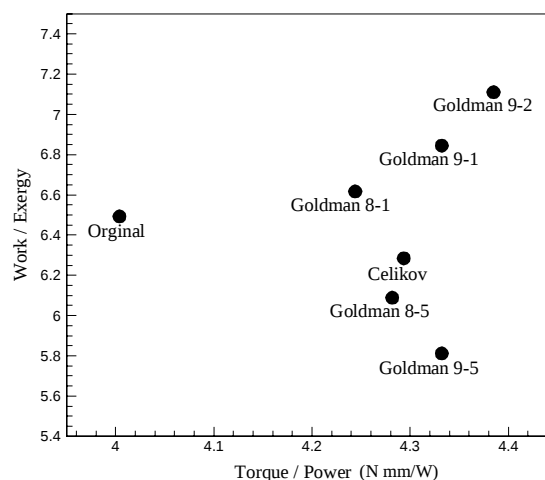
گشتاور ($\frac{kg \cdot m^2}{s^2}$)	توان (kw)	بازده کل به استاتیک		مدل توربین
		پلی‌تروپیک	تک‌آنتروپی	
۳۲/۵۴۶	۳۲/۳۷۸	۰/۲۸۵	۰/۳۴۶	اولیه
۳۴/۳۵۹	۳۴/۱۸۲	۰/۳۰۳	۰/۳۶۵	گلدمن-۱
۳۵/۱۳۴	۳۴/۹۵۳	۰/۳۱۰	۰/۳۷۳	سلیکوف
۳۵/۵۰۰	۳۵/۳۱۷	۰/۳۴۱	۰/۳۷۷	گلدمن-۲

بر اساس نتایج مدل دویبعی، انتظار اولیه می‌توانست این باشد که توربین تولیدی با پروفیل گلدمن-۱ از توربین سلیکوف عملکرد بهتری داشته باشد؛ اما همان‌طور که در جدول ۴ ملاحظه می‌شود، عکس این موضوع اتفاق افتاده است و توربین سلیکوف عملکرد به مراتب بهتری دارد. این موضوع، ماهیت سه‌بعدی، آشفتگی و پیچیدگی جریان توربوماشینی را در شرایط پذیرش جزئی نشان می‌دهد؛ چراکه در مدل‌سازی دویبعی، درجه پذیرش جزئی و سطح هم‌پوشانی نازل‌ها و ناحیه فعال و غیرفعال مطرح نبوده و شرایط کسکید پره برقرار بوده است.

همچنین، با توجه به جدول ۴ مشاهده می‌شود، عملکرد توربین ساخته‌شده با پروفیل گلدمن-۲ در تحلیل سه‌بعدی نیز بهترین عملکرد را نسبت به سایر مدل‌ها دارد. شاخص‌های عملکردی این توربین، مانند بازده تک‌آنتروپی و پلی‌تروپیک، گشتاور و نیز توان تولیدی، بیشترین مقادیر را دارند. برای تحلیل فیزیکی برتری مدل

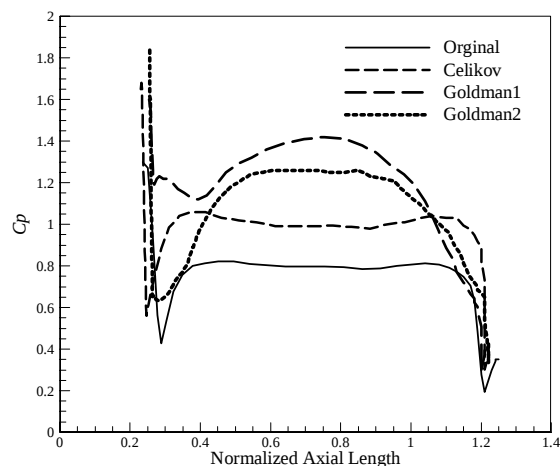


نمودار ۲) بررسی پارامترهای گشتاور و افت فشار سکون در مدل‌های دویبعی



نمودار ۳) بررسی پارامترهای گشتاور و انرژی در مدل‌های دویبعی

با توجه به جدول ۳ و نمودارهای ۲ و ۳، توربین شماره ۶ (گلدمن-مدل ۹- سری ۲)، کمترین افت فشار را دارد. این مدل به ازای یک توان ثابت، گشتاور بالاتری نسبت به سایر توربین‌ها تولید کرده است. لازم به ذکر است که تفاضل انرژی در جدول ۳، انرژی صرف‌شده جریان برای تولید گشتاور است. بنابراین، مقدار کمتر برای این پارامتر به این معناست که با انرژی ورودی ثابت، انرژی خروجی توربین بیشتر است و انرژی کمتری را صرف انجام کار و گشتاور یکسان کرده است و این از دیدگاه قانون دوم ترمودینامیک، یعنی اتلاف کمتر و مشاهده می‌شود، بیشترین نسبت کار ویژه به تفاضل انرژی، مربوط به توربین شماره ۶ است و به ازای کار ویژه ورودی ثابت، با صرف انرژی کمتر، گشتاور بزرگ‌تری نسبت به سایر مدل‌ها ایجاد می‌کند. به عبارت بهتر، پروفیل طراحی‌شده برای این مدل، کارایی بهتری نشان داده است. همچنین ممکن است طراح با سنجش مزایای احتمالی، از انرژی بیشتر جریان خروجی در این مدل استفاده بهینه دیگری کند؛ مثلاً می‌توان یک ردیف پره عکس‌العملی به توربین اضافه کرد و توان بیشتری برای مصارف بالاتر تولید کرد. با توجه به جدول ۳، علاوه بر مدل شماره ۶، ملاحظه می‌شود که مدل شماره ۵ هم از نظر گشتاور و انرژی خروجی، در مجموع عملکرد خوبی دارد.



نمودار ۵) توزیع ضریب فشار در ارتفاع میانی پره‌های متناظر برای سطح فشار پره

ملاحظه می‌شود که جریان روی پره روتور در هر چهار مدل، دچار جدایش شده است. البته نقطه جدایش برای هر کدام متفاوت است و این تفاوت می‌تواند بر توزیع اتلاف‌ها تاثیرگذار باشد. البته برای قضاوت بهتر در این مورد، بایستی تحلیل عددی گذرا انجام شود. با توجه به نمودار ۵، سطوح فشار و مکش پره‌های گلدمن دارای توزیع ضریب فشار نسبتاً بالاتری هستند. طبق این نمودار، گویی جریان در پره‌های گلدمن به خوبی روی پروفیل نشسته است و کاملاً تحت تاثیر آن قرار می‌گیرد. به همین دلیل، جدایش کمتری نسبت به سایر پره‌ها در آن رخ می‌دهد. می‌توان گفت گشتاور بالایی که جریان در توربین گلدمن-۲ ایجاد می‌کند، به دلیل توزیع فشار بالاتر و پیروی بهتر جریان از پروفیل پره است.

در شکل ۱۰، توزیع بردارهای سرعت در دو مدل اولیه و گلدمن-۲ در صفحه میانی مدل سه‌بعدی ارایه شده است. جدایش جریان در هر دو شکل (مدل اولیه و گلدمن-۲) به وضوح مشاهده می‌شود. در هر دو مدل، موج ضربه‌ای در جای مناسب خود یعنی انتهای ناحیه خط مستقیم و ابتدای ناحیه شروع انحنای پره نشسته است. این موج باعث شده است که جریان به حدود گذر صوتی رسیده و در خروج، بار دیگر به دلیل واگرایی کانال خروجی روتور، جریان سرعت گرفته و به حدود فراصوت برگشته است. همچنین ملاحظه می‌شود، با پیش‌روی جریان در کانال، به دلیل تداخل امواج ضربه‌ای، سرعت جریان کاهش می‌یابد و به علت انحنای قابل توجه در سطح محدب پره، جدایش جریان رخ می‌دهد. البته جدایش جریان در پره گلدمن-۲ کمتر است و جریان در ادامه بلافاصله به سطح پره می‌چسبد و مسیر خود را طی می‌کند. در این مدل، بردارهای سرعت پس از چسبیدن مجدد جریان به سطح پره تا انتهای مسیر وضعیت مناسبی دارند.

شکل ۱۱، صفحه عبوری از مقطعی از مجموعه توربین را نشان می‌دهد که توزیع عدد ماخ در آن در شکل ۱۲ نشان داده شده است. این صفحه به گونه‌ای انتخاب شده است که می‌تواند نماینده مناسبی برای بررسی توزیع خواص جریان در کل توربین باشد که هم مقاطع

گلدمن-۲، بایستی الگوی جریان و چگونگی توزیع خواص آئروترمودینامیکی در مقاطع مختلف این توربین بررسی شود. در ادامه، برخی از دلایل برتری عملکردی پره گلدمن-۲ نسبت به پره‌های دیگر مورد بحث قرار گرفته است.

اتلافات در یک توربوماشین با افت فشار سکون در ارتباط است. فشار سکون در یک ماشین به دلیل مختلف، از جمله پدیده‌های گازدینامیکی و مهم‌تر از همه، بر اثر اصطکاک، افت می‌کند. با توجه به جدول ۵ ملاحظه می‌شود که بیشترین افت فشار سکون مربوط به مدل اولیه و کمترین افت مربوط به مدل گلدمن-۲ است. به طوری که مقدار افت فشار سکون در مدل گلدمن-۲ حدود ۱۲٪ کمتر از مدل اولیه است. مدل سلیکوف برخلاف تحلیل دوبعدی، افت فشار کمتری نسبت به مدل گلدمن-۲ دارد؛ به همین جهت، نسبت به مدل گلدمن-۱ بازده بیشتری دارد.

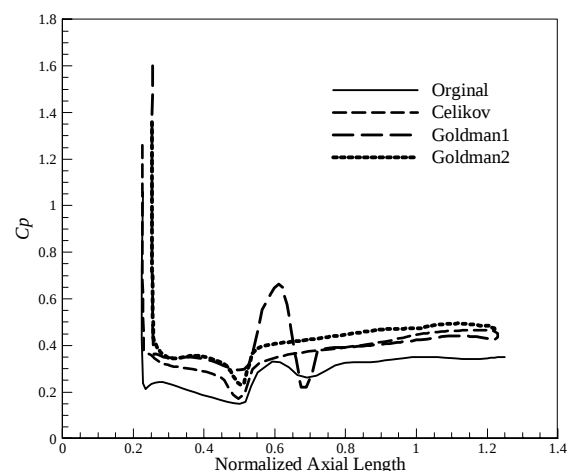
همچنین در جدول ۶ مشاهده می‌شود که مقدار متوسط آنتروپی در خروجی روتور گلدمن-۲ حدود ۲۳٪ کمتر از مدل اولیه است. از آنجایی که توزیع آنتروپی خود نمایانگر توزیع اتلاف است، تفاوت در توزیع و مقادیر آنتروپی می‌تواند بر بازده توربین مؤثر باشد. در نمودارهای ۴ و ۵ توزیع ضریب فشار در اطراف پره‌های متناظر در هر چهار توربین نشان داده شده است.

جدول ۵) نتایج افت فشار سکون در روتور

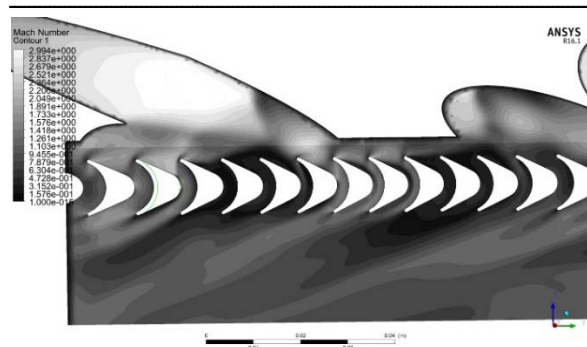
مدل توربین	$\Delta p_0/p_{01}$
اولیه	۰/۴۵۶۷
سلیکوف	۰/۴۱۲۷
گلدمن-۱	۰/۴۳۰۴
گلدمن-۲	۰/۴۰۲۲

جدول ۶) نتایج متوسط آنتروپی در خروجی روتور

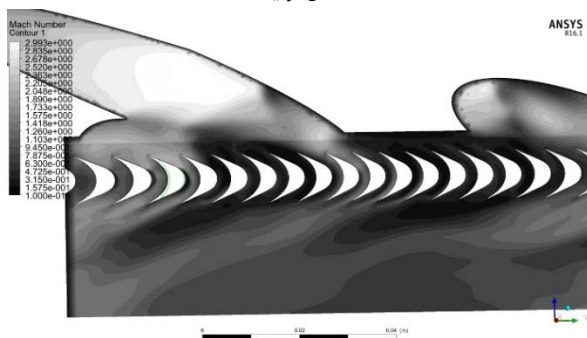
مدل توربین	متوسط آنتروپی
اولیه	۱۸۹/۲۴۸
سلیکوف	۱۵۲/۹۸۷
گلدمن-۱	۱۶۵/۱۰۲
گلدمن-۲	۱۴۷/۱۳۴



نمودار ۴) توزیع ضریب فشار در ارتفاع میانی پره‌های متناظر برای سطح مکش پره



مدل اولیه



گلدمن-۲

شکل ۱۲) توزیع عدد ماخ در صفحه مورد مطالعه

باید توجه داشت که نگاه نویسندگان در این پژوهش در اصل در جهت عملیاتی کردن نتایج و قابل استفاده بودن آن برای صنعت بوده است. تیز بودن لبه پرها در حالت واقعی و اجرایی علاوه بر برخی مزیت‌ها که اشاره شد ممکن است مشکلاتی نظیر سوختن لبه پرها به واسطه برخورد با گاز داغ و تغییر شکل پروفیل، ایجاد کند. این مساله در کارهای پیش رو که لزوماً قابل ارایه در حد یک مقاله پژوهشی هم شاید نباشد، بررسی و تصمیم‌گیری فنی می‌شود، چراکه هدف نویسندگان در ارایه این مقاله، مقایسه نتایج حاصل از روش‌های مختلف طراحی پروفیل و بررسی تاثیر انواع پروفیل‌های پره ضربه‌ای فراصوت بر عملکرد توربین بوده است.

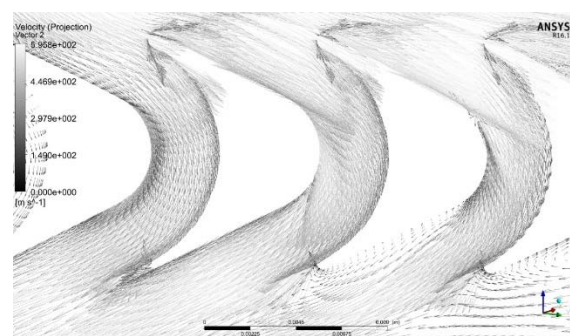
۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ابتدا بر اساس یک الگوریتم طراحی، کد طراحی مقدماتی صفر- بعدی و یک‌بعدی تدوین و توسعه داده شد. نتایج حاصل از کد در پیش‌بینی عملکرد توربین استفاده می‌شود و اطلاعات هندسی مورد نیاز برای طراحی پروفیل توربین را در اختیار کاربر می‌گذارد. برای اطمینان از بحث‌ها روی نتایج، ابتدا با استفاده از نتایج تجربی موجود، صحت‌گذاری تحلیل عددی و کد طراحی انجام شد. سپس، نتایج حاصل از تحلیل مدل‌های دوبعدی توربین که با استفاده از روش‌های مختلف طراحی پروفیل ضربه‌ای ساخته شده بودند، برحسب پارامترهایی چون آگرزری، گشتاور، اتلاف فشار سکون و آنتروپی مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت. مدل‌هایی که نتایج بهتری نسبت به مدل اولیه داشتند، برای تحلیل عددی سه‌بعدی انتخاب شدند. در تحلیل سه‌بعدی نیز تمام پارامترهای

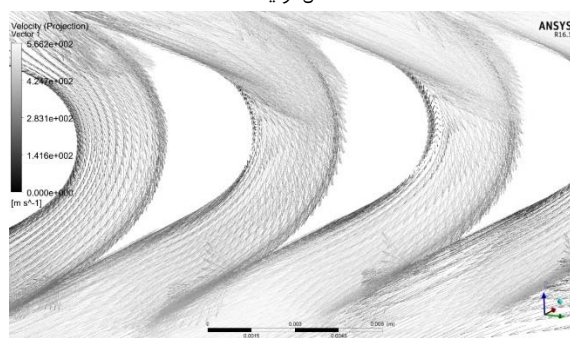
مختلفی در راستای ارتفاع پره و هم جریان عبوری از مرکز نازل و روتور در این صفحه قابل مشاهده است.

در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، با نزدیک شدن جریان فراصوت به ردیف پرها، امواج ضربه‌ای در لبه حمله و سطح مکش پرها تشکیل می‌شود. با توجه به موقعیت، زاویه و شدت جریان برخوردی به پرها، شکل امواج با یکدیگر متفاوت است.

تشکیل موج ضربه‌ای قائم در ورودی برخی پرها، موجب زیرصوت شدن جریان در ورودی روتور شده است. این مساله بیشترین اتلاف فشار سکون را در پی دارد. همچنین به طور کلی، زاویه موج ضربه‌ای در مدل اولیه بیشتر از زاویه موج در مدل گلدمن است؛ زیرا لبه پره‌های گلدمن تیزتر است. به همین دلیل، میزان افت فشار سکون در مدل گلدمن-۲ نسبت به مدل اولیه کاهش می‌یابد.

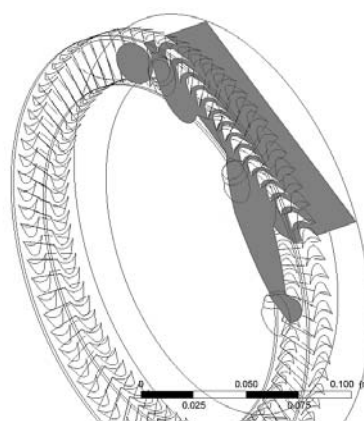


مدل اولیه



گلدمن-۲

شکل ۱۰) توزیع عدد ماخ در صفحه مورد مطالعه



شکل ۱۱) محل استقرار صفحه مورد مطالعه در توربین

زاویه نصب نازل	α_N
زاویه نسبی جریان	B
درجه پذیرش جزئی	E
بالا نویسی‌ها	
شرایط بحرانی	*
مشخصه‌های سیال در بخش واگرایی نازل	,
زیرنویسی‌ها	
شرایط سکون	o
شرایط در ورودی توربین	۱
شرایط در خروجی توربین	۲
گلوگاه	min
خروجی نازل	Ne
استاتیک	s
توربین	T
تک‌آنتروپی	is
پلی‌تروپیک	poly
کل به استاتیک	ts
کل به کل	tt

عملکردی و فیزیک جریان مورد بررسی قرار گرفت و در نهایت، بهترین پره از نظر کارایی و عملکرد مشخص شد. نتایج حاصل از این پژوهش به صورت ذیل جمع‌بندی می‌شود:

- قضاوت در مورد عملکرد توربین با استناد به نتایج حاصل از کد صفر- بعدی و تحلیل دوبعدی، به دلیل وجود شرایط پذیرش جزئی از یک سو و پیچیده‌بودن الگوی جریان سه‌بعدی از سویی دیگر، امکان‌پذیر نیست و نیاز به تحلیل سه‌بعدی دارد.
- با توجه به نتایج تحلیل عددی، پروفیل پره تاثیر قابل توجهی بر توزیع جریان در فضای روتور دارد.
- بازده، گشتاور و توان توربین در مدل سه‌بعدی گلدمن-۲، حدود ۳ واحد یا بیش از ۸٪ بیشتر از مدل اولیه است.
- در خروجی روتور، آنتروپی استاتیک متوسط برای مدل گلدمن-۲ حدود ۲۳٪ کمتر از مدل اولیه است.
- افت فشار در مدل گلدمن-۲ حدود ۱۲٪ کمتر از مدل اولیه است.
- به این ترتیب می‌توان گفت، پره مدل گلدمن-۲ برای استفاده در توربین ضربه‌ای فراصوت مورد مطالعه در نقطه طراحی، بهترین انتخاب است.

منابع

- 1- Aghaei Togh R, Tousi AM. Experimental and numerical investigation of design optimization of a partial admitted supersonic turbine. Propulsion and Power Research. 2013;2(1):70-83.
- 2- Fu C, Zou Z, Kong Q, Cheng H, Zhang W. Aerodynamic design and numerical analysis of supersonic turbine for turbo pump. International Journal of Turbo and Jet-Engines. 2016;33(3):239-252.
- 3- Dorney D, Griffin L, Huber F, Sondak D. Off-design performance of a multi-stage supersonic turbine. Proceeding of 41th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; 2003, January 6-9; Reno, Nevada.
- 4- Lee HG, Shin JH, Choi CH, Jeong E, Kwon S. Partial admission effect on the performance and vibration of a supersonic impulse turbine. Acta Astronautica. 2018;145:105-115.
- 5- Aghaei Togh R, Tousi AM, Boroomand M. Numerical and experimental evaluation of supersonic turbine flow and effect of geometrical change of blade edges on turbine performance. Journal of Applied and Computational Science in Mechanics. 2011;22(1):17-42. [Persian]
- 6- Abbasi S, Gholamalipour A. Numerical simulation of the effect of passive control method by changing tip geometry on the performance of the axial turbine. Modares Mechanical Engineering. 2018;18(4):62-70. [Persian]
- 7- Aghaei Togh R, Tousi AM. Effects of nozzle arrangement angle on the performance of partially admitted turbines. Journal of Mechanical Science and Technology. 2018;32(1):455-464.
- 8- Goldman LJ. Analytical investigation of supersonic turbomachinery blading. II analysis of impulse turbine-blade sections [Report]. National Aeronautics and Space Administration; 1968.
- 9- Aghaei Togh R, Tousi AM. Flow pattern improvement in nozzle-rotor axial gap in impulse turbine. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2014;86(2):108-116.
- 10- Aghaei Togh R, Mesgarpour Tousi A. An empirical model for partially admitted turbine efficiency. Aircraft

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان بیان نشده است.

تأییدیه اخلاقی: موردی توسط نویسندگان بیان نشده است.

تعارض منافع: تعارض منافع با فرد یا سازمان خاصی وجود ندارد.

سهم نویسندگان: محمدمهدی کریمی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۳۳٪)؛ رضا آقایی طوق (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۳۳٪)؛ محمدحسن نوبختی (نویسنده سوم)، پژوهشگر اصلی (۲۴٪)؛ محمدجواد منتظری (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی (۱۰٪)

منابع مالی: تامین منابع مالی توسط نویسندگان صورت گرفته است.

فهرست علائم

b_b	عرض پره (m)
C_{is}	سرعت تک‌آنتروپی (ms^{-1})
D_m	قطر میانگین دیسک توربین (m)
F_{Ne}	سطح مقطع خروجی نازل (m^2)
F_{min}	سطح مقطع گلوگاه نازل (m^2)
h_b	ارتفاع پره (m)
h_{Ne}	ارتفاع خروجی نازل (m)
K	ضریب آدیاباتیک گاز
P_T	توان توربین (W)
P_{s2}	فشار استاتیک جریان خروجی از توربین (pa)
P_{01}	فشار سکون جریان ورودی به توربین (pa)
R	ثابت گاز- شعاع سطح مقعر پره ضربه‌ای (Jkg^{-1})
T_{01}	دمای سکون جریان ورودی به توربین (K)
T	گام پره (m)
W_{is}	کار تک‌آنتروپی (Jkg^{-1})
ρ	چگالی (kgm^{-3})

13- Yazdani A, Mohseni A. Three-dimensional aerothermodynamic optimization of the stator blade of an axial-flow gas turbine in an open-source platform. Modares Mechanical Engineering. 2017;(10):176-184. [Persian]
 14- Varma AK, Soundranayagam S. Experimental study of a small partial admission axial turbine with low aspect ratio blade. Journal of Aerospace Engineering. 2014;228(1):20-34.

Engineering and Aerospace Technology. 2015;87(3):238-248.
 11- Celicov VA. Physical modeling of gas-dynamic process in power plants elements. Unknown city: Unknown Publisher; 1995 [Russian]
 12- Goldman LJ, Scullin VJ. Analytical investigation of supersonic turbomachinery blading. 1-Computer program for blading design. National Aeronautics and Space Administration; 1968.