

بررسی عددی و تجربی تأثیر درجه هم‌پوشانی استاتورهای هم‌گرا- واگرا بر عملکرد توربین فراصوت در شرایط پذیرش جزئی

رضا آقایی طوق*
استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات تهران، تهران، ایران

چکیده

این مقاله بررسی عددی و تجربی تأثیر درجه هم‌پوشانی استاتورهای هم‌گرا- واگرا بر روی عملکرد توربین فراصوت ضربه‌ای در شرایط پذیرش جزئی را ارائه می‌دهد. مدل مورد مطالعه، یک توربین کوچک با نسبت فشار بزرگ است که به منظور تولید کار ویژه بالا در سامانه تغذیه موتورهای سوخت مایع استفاده می‌شود. به سبب کم بودن دبی جرمی سیال کاری، توربین در شرایط پذیرش جزئی استفاده می‌شود. استاتور توربین گروهی از نازل‌های هم‌گرا- واگرا می‌باشند که جریان فراصوت را ایجاد می‌کنند. در این کار، ابتدا با استفاده از کد پیش‌بینی عملکرد توربین، پنج استاتور با زوایای چیدمان نازل مختلف طراحی شده و سپس به صورت عددی آزمایش شده‌اند. در کد پیش‌بینی عملکرد توربین از رابطه تجربی تصحیح شده راندمان در آزمایشگاه توربینی استفاده شده است که توسط نویسنده طراحی شده است. نتایج کار عددی و کد پیش‌بینی عملکرد توربین با استفاده از نتایج حاصله از آزمایش‌های تجربی صحه‌گذاری شده است. این نتایج نشان می‌دهند که زاویه چیدمان نازل‌ها تأثیر قابل توجهی بر الگوی سه‌بعدی توزیع جریان در پایین‌دست استاتور دارد. در اثر تغییر الگوی جریان، توزیع اتلافات و در نتیجه عملکرد توربین تغییر می‌یابد. مطابق با نتایج کار حاضر، این تغییرات با استفاده از روش‌های طراحی بهینه قابل کنترل است.
واژه‌های کلیدی: توربین فراصوت، پذیرش جزئی، زاویه چیدمان، آزمایشگاه توربین.

Numerical and Experimental Investigation of the Stators Overlapping Degree on Partially Admitted Supersonic Turbine Performance

R. Aghaei Tog

Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

Abstract

This paper presents experimental and numerical evaluations of convergent-divergent stators overlapping degree effects on an impulse supersonic turbine performance. The studied model is a small turbine with a large pressure ratio that is being used to produce high specific work output in the liquid propellant engine. Because of a low-mass flow rate, the turbine is used in partial admission condition. The turbine stator is a group of convergence-divergence nozzles that provide the supersonic flow. Five stators with different NAA are modeled and tested. In the turbine performance prediction code, an empirical efficiency relationship is used. This relationship is corrected in the turbine test rig that is designed by the author. The results of prediction code and numerical and experimental tests show that the NAA has a significant impact on the three-dimensional distribution of the flow in the stator downstream. The flow loss distribution and the turbine performance are changed as a result of the flow pattern changing.

Keywords: Supersonic turbine, Partial admission, Nozzle arrangement angle, Turbine test rig.

موج‌های ضربه‌ای در اثر برخورد جریان فراصوت با پره‌های روتور و لبه‌های دیسک توربین در ریشه و نوک پره‌های روتور شکل می‌گیرند و توسعه این امواج گاهی اوقات موجب انسداد جریان در بخشی از کانال‌های روتور شده و حتی موجب واماندگی دورانی توربین می‌شود. عملکرد توربین در پذیرش جزئی تحت تأثیر پارامترهای طراحی استاتور، مانند زاویه نصب و زاویه چیدمان نازل‌ها، انحناها و زوایا در ورودی و خروجی نازل، عرض گلوگاه و ارتفاع خروجی و تعداد نازل‌ها می‌باشد. ترکیبی از تأثیر متقابل برخی از پارامترهای نام‌برده، در معیاری به نام درجه هم‌پوشانی استاتورها قابل بررسی است. اگر سطوح خروجی استاتورهای هم‌گرا- واگرا تحت شرایطی هم‌دیگر را قطع کنند، درصد سطح اشتراکی حاصل را درجه هم‌پوشانی می‌گویند. در سطح هم‌پوشانی، تداخل جریان جت و ثانویه حائز اهمیت است؛ به طوری که چگونگی توسعه گردابه‌ها، جریان جت و دنباله جریان خروجی از نازل‌ها در فضای فراصوت و در دو انتهای ناحیه پذیرش جزئی متأثر از زوایای نصب نازل‌ها و زاویه چیدمان نازل‌ها می‌باشد. بر این اساس، بارگذاری پره‌های روتور نیز مستقیماً تحت تأثیر این پارامترها خواهد بود.

۱- مقدمه

پذیرش جزئی هم در توربین‌های شعاعی و هم در توربین‌های محوری استفاده می‌شود. در توربین‌های بخار نیز از پذیرش جزئی جهت کنترل بار توربین در شرایط کاری مختلف (مانند شرایط کم‌بار) استفاده می‌شود. در توربین‌های دارای پذیرش جزئی، تنها بخشی از محیط پیرامونی روتور مقابل جریان باز است. استاتور (نازل‌ها) می‌تواند زیرصوت یا فراصوت (هم‌گرا- واگرا) باشد. یکی از موارد استفاده از فن پذیرش جزئی در توربین‌های ضربه‌ای مستقل موتورهای سوخت مایع سیکل- باز می‌باشد. به دلیل کم بودن دبی جرمی سیال کاری در این توربین‌ها، جهت ایجاد کار ویژه بالا، توربین در افت فشار بالا کار می‌کند. در این شرایط، نسبت سرعت هم‌انرژی (u/C_{is}) پایین بوده (حدود ۰.۲۲) و جریان خروجی از استاتور فراصوت است. در حقیقت، نازل‌های یک توربین فراصوت بخش قابل توجهی از انرژی سیال کاری را به انرژی جنبشی یا جریان سرعت بالا تبدیل می‌کند. در این شرایط، فیزیک جریان به دلیل تعامل پره‌های نواحی فعال و غیرفعال با امواج ضربه‌ای حین گذر از مقابل خروجی نازل‌ها پیچیده است.

پره‌ها (h_b)، یا ارتفاع خروجی نازل (h_{Ne}) و قطر دیسک توربین (D_m)، تعداد این نازل‌ها را تعیین می‌کند [۸].



شکل ۱- استاتور ورودی توربین فراصوت ضربه‌ای مدل پایه

جدول ۱، مشخصات هندسی و جدول ۲ مشخصات عملکردی توربین مورد مطالعه را نشان می‌دهند.

پارامتر	نماد	مقدار	واحد
قطر میانگین روتور	D_m	۲۱۰	mm
ضریب جریان	ϕ	۰/۹۵	-
تعداد پره‌ها	Z_b	۷۰	عدد
تعداد پره‌های بخش فعال	Z_{ba}	۱۹	عدد
نسبت منطری پره	h_b/b_b	۲	-
زاویه نصب نازل	α_N	۱۹	deg
زاویه چیدمان نازل‌ها	θ	۹۰	deg

در جدول ۱، b_b عرض پره است.

پارامتر	نماد	مقدار	واحد
فشار سکون ورودی	P_{01}	0.5×10^5	Pa
فشار استاتیک خروجی توربین	P_{02}	0.1×10^5	Pa
دمای سکون ورودی	T_{01}	۴۵۰	K
دبی جرمی	\dot{m}_T	۰/۵۰	kg/s
راندمان کل به استاتیک	η_{ts}	۰/۴۸	-
سرعت روتور	N	۱۰۰۰	RPM

۳- آزمایشگاه توربین فراصوت

انجام آزمایش توربین در شرایط واقعی و عملکردی بسیار دقیق می‌باشد؛ اما این آزمایش‌ها پیچیده و پرهزینه هستند و مهم‌تر از همه، امکان داده‌برداری کافی برای تولید منحنی مشخصه توربین در شرایط مختلف کاری فراهم نخواهد بود. برای حل این مشکلات، توربین را در شرایط هم‌سانی گازدینامیکی مدل می‌کنند و آزمایشگاه را بر این اساس طراحی می‌کنند. آزمایشگاه توربین محوری فراصوت براساس روش هم‌سانی گازدینامیکی توسط نویسنده مقاله و همکاران [۷] طراحی شده و جزئیات کار در مرجع [۷] گزارش شده است. شکل ۲

مطالعات گسترده انجام شده در زمینه تأثیر درجه پذیرش جزئی بر عملکرد و راندمان توربین، بدون در نظر گرفتن پارامترهای مؤثر بر درجه پذیرش جزئی بوده است. در این میان، چگونگی تعامل بین گردابه‌های جریان بالادستی استاتور با روتور در پایین دست و بالعکس، به سبب تولید اتلافات ناپایا و تأثیر قابل توجه بر بارگذاری پره‌های روتور بسیار مورد توجه بوده است. در سال‌های گذشته مطالعاتی در زمینه تعامل گردابه‌ها در ردیف پره‌ها صورت گرفته و تحلیل‌هایی از جنس متوسط- زمانی [۱] و وابسته به زمان [۲، ۳] از الگوی جریان در پایین دست روتور انجام شده است. مشخصات جریان در گردابه خروجی نازل در حین انتقال به درون گذرگاه روتور توسط زکریا [۴] بررسی شده است. رشید و همکاران [۵] به منظور بررسی تداخل جریان در فضای محوری (خروجی استاتور- ورودی روتور) در یک توربین فراصوت، آزمایش‌های تجربی انجام دادند. آنان نشان دادند پیچیدگی‌های الگوی جریان در این فضا کار شبیه‌سازی عددی را مشکل می‌کند. آقایی طوق و همکاران [۶] تأثیر کاهش شعاع لبه حمله پره‌ها را بر تعامل گردابه‌ها و بارگذاری پره‌ها بررسی کردند.

مطالعات مشابه متعدد، داده‌های دقیقی در مورد چگونگی تأثیر پارامترهای مؤثر بر خود پذیرش جزئی ارائه نمی‌دهد و تنها نتیجه کلی استفاده از این روش بر عملکرد توربین را مورد نظر داشته‌اند. باید تأکید کرد که مقدار درجه پذیرش جزئی، خود تحت تأثیر پارامترهای طراحی نازل است و ارزیابی عملکرد توربین تنها براساس این مقدار نمی‌تواند دقیق باشد. به عبارتی، علاوه بر مقدار درجه پذیرش جزئی، گروهی از پارامترهایی که در تعیین درجه پذیرش جزئی مؤثر هستند، بایستی به‌طور جداگانه ارزیابی شده و تأثیر مقدارهای مختلف آن‌ها در الگوی جریان مطالعه شود.

براساس مطالعه و تجربه نویسنده مقاله حاضر [۷]، از میان پارامترهای مختلف، درجه هم‌پوشانی نازل‌های استاتور در شکل‌دهی الگوی جریان تزریق شده در ناحیه فعال روتور بسیار مؤثر است. برای دیدن تأثیر این پارامتر، بایستی رابطه مناسبی برای درجه پذیرش جزئی توسعه داده شود که تابعی از زاویه چیدمان نازل‌ها باشد. پیش از این چنین کاری گزارش نشده است. روابط موجود برای درجه پذیرش جزئی روابطی کلی هستند که تنها درجه پذیرش جزئی را برحسب درصدی از محیط پذیرش کلی ارائه می‌دهند. برای تعیین مقدار نهایی این زاویه، لازم است مطالعات تجربی و عددی صورت گیرد؛ زیرا حتی تغییرات اندک این زاویه می‌تواند در توزیع گردابه‌ها در پایین دست استاتور فراصوت مؤثر باشد.

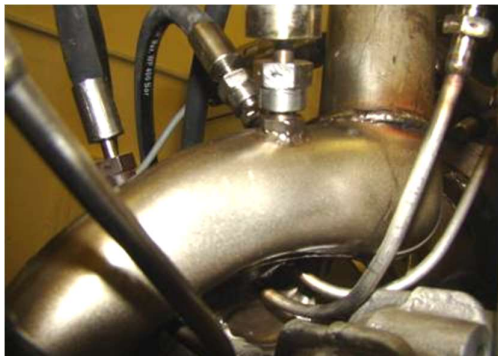
در این کار، نویسنده تلاش کرده است تأثیر زاویه چیدمان نازل‌ها را بر عملکرد توربین فراصوت در پذیرش جزئی نشان دهد.

۲- مدل مورد مطالعه

مدل مورد مطالعه، توربین فراصوت ضربه‌ای تک‌مرحله‌ای است که در پذیرش جزئی کار می‌کند. این توربین نیروی محرکه یک توربوپمپ سوخت و اکسیدکننده را تأمین می‌کند.

شکل ۱، نازل‌های هم‌گرا- واگرای استاتور مورد مطالعه را نشان می‌دهد. مشخصه اصلی این نازل‌ها نسبت سطح خروجی به گلوگاه است که تضمین کننده رژیم جریان فراصوت در توربین است. ارتفاع

اندازه‌گیری شده توسط چهار حس گر دما و فشار، دقت قابل اطمینانی خواهد داشت. کم‌تر از این تعداد ممکن است باعث افزایش عدم قطعیت گردد. حس گرها به‌گونه‌ای نصب شده‌اند که کم‌ترین اغتشاش در جریان وارد شود. اغتشاش وارد شده بر جریان، علاوه بر تأثیرات مخرب بر توزیع جریان، می‌تواند عدم قطعیت اندازه‌گیری را بالا ببرد.



شکل ۴- اندازه‌گیری‌ها در ورود گاز به توربین

تصحیح نصب و موقعیت پایه‌های حس گرها مطابق استاندارد مرجع [۱۴] انجام می‌شود. کانال‌های استفاده شده برای پایه‌های حس گرها دارای نسبت طول به قطر ثابت و بیش‌تر از ۲ می‌باشند. این پایه‌ها روی دیواره با زاویه نود درجه و هم‌تراز با سطح نصب شده‌اند (شکل ۵). قطر سوراخ‌های محل فشارسنج ۳ mm می‌باشد.



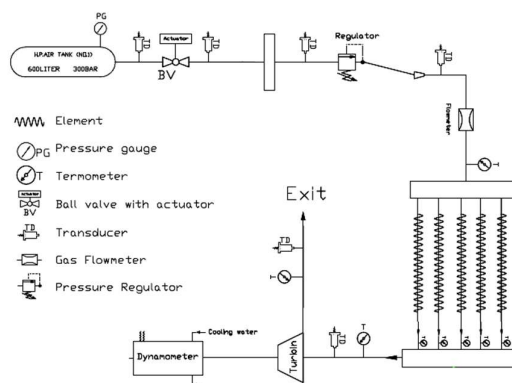
شکل ۵- نحوه‌ی نصب حس گرها روی سطح

در جدول ۳، دقت تجهیزات اندازه‌گیری آمده است

جدول ۳- دقت و مدل تجهیزات اندازه‌گیری

دقت	روش اندازه‌گیری	ابزار اندازه‌گیری
۰٫۱٪ در مقیاس کامل	نسبی	گیج فشار
۰٫۰۵٪ در مقیاس کامل	مطلق	
٪۰٫۵	-	دبی سنج
±۵ RPM	مغناطیسی	دورسنج
±۰٫۳٪	-	گشتاورسنج
۰٫۱٪	-	حس گر دما

مدار ساده شده‌ای از این آزمایشگاه را نشان می‌دهد. کمپرسورهای هوا، مخازن مخصوص پرفشار (تا ۳۰۰ بار) را تغذیه می‌کنند. هوای ذخیره شده در خط آزمایشگاه تزریق می‌گردد. از آنجایی که فشار هوا در چند مرحله شکسته می‌شود تا به فشار اصلی آزمایش برسد (بین ۵ تا ۱۰ بار)، جهت جلوگیری از یخ‌زدگی سیال کاری و لوله‌ها، جریان هوا متناسب با آزمایش گرما داده می‌شود. به این منظور، مبادله‌کن گرمایی الکتریکی با توان یک مگاوات طراحی شده است. هوای گرم شده در مبادله‌کن گرمایی، در یک جمع‌کننده یکنواخت شده و وارد توربین می‌شود. هوا پس از چرخاندن روتور توربین به اتمسفر تخلیه می‌شود. توان تولید شده توسط توربین با استفاده از یک دینامومتر (جریان گردابی) جذب می‌شود. هسته دینامومتر با آب و بلبرینگ روتور توربین با روغن مخصوص خنک‌کاری می‌شوند. قبل و بعد از هرکدام از اجزاء اصلی، اندازه‌گیری دما و فشار مطابق با استانداردهای آزمایشگاه توربین [۹-۱۲] اندازه‌گیری می‌شود. در بالادست مبادله‌کن گرمایی نیز دبی سنج کوریولیس نصب شده است.



شکل ۲- مدار ساده شده آزمایشگاه توربین [۱۳]

مبادله‌کن گرمایی دارای ۲۰ سلول مخصوص، هرکدام با توان تقریبی ۵۰ kW می‌باشد. سلول‌های مبدل در دو خط ایجاد شده‌اند که می‌توان به‌آسانی از مدار خارج کرد یا به آن اضافه نمود.

اندازه‌گیری فشار- به دلیل اختلاف زیاد سطوح فشار در آزمایشگاه، حس گرهای به‌کار رفته از تنوع بالایی برخوردار است. به‌عنوان مثال، از حس گر ۴۰۰ بار در ابتدای خط (شکل ۳) و از حس گرهای ۲ بار بر روی دیواره نازل‌ها استفاده شده است.



شکل ۳- حس گر فشار ۴۰۰ بار در ابتدای خط

براساس استاندارد [۱۴]، در مسیر ورودی توربین، چهار حس گر دما و چهار حس گر فشار استفاده شده است (شکل ۴). میانگین مقدار

$$L_1 = \frac{h_{Ne}}{\sin \alpha_N} - D_m \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \quad (2)$$

$$L_2 = \frac{D_m}{2} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \left(\theta - \frac{\theta}{C_{ov}} \right) \quad (3)$$

(θ : in radian)

در این روابط، L_1 و L_2 به ترتیب عرض و طول بخش هم‌پوشانی نازل‌ها هستند و چنانچه دیده می‌شود، تابعی از قطر میانگین دیسک (D_m) و زاویه بین نازل‌ها (θ) هستند. در رابطه (۳)، C_{ov} ضریب تصحیح زاویه هم‌پوشانی است که برای توربین مورد مطالعه، برابر با ۲٫۵ است. اگر سطح کل خروجی نازل‌ها با در نظر گرفتن سطوح هم‌پوشانی اصلاح شود، رابطه (۴) حاصل می‌شود.

$$F_{Nec} = F_{Ne} - K F_{Ov} \quad (4)$$

در رابطه اخیر، F_{Ov} سطح هم‌پوشانی بین دو نازل است و با رابطه (۵) محاسبه می‌شود. K تعداد سطوح هم‌پوشانی است و اگر N_N تعداد نازل‌ها در نظر گرفته شود، $K = N_N - 1$ خواهد بود. بنابراین، برای توربین حاضر، با تعداد ۴ عدد نازل، عدد ۳ را به خود اختصاص می‌دهد.

$$F_{Ov} = C_f L_1 L_2 \quad (5)$$

در این رابطه، $C_f = ۱٫۶۹$ نیز یک ضریب تصحیح هندسی است که خطای مستطیل در نظر گرفتن سطح هم‌پوشانی را پوشش می‌دهد و از نقشه‌های دوبعدی هندسه توربین به دست می‌آید. این عدد نیز برای مدل‌های مختلف قابل استحصال است. بنابراین، رابطه سطح کل خروجی تصحیح شده به شکل رابطه (۶) خواهد بود.

$$F_{Nec} = \frac{F_{Ne}}{\sin \alpha_N} - C_f \left(\frac{h_{Ne}}{\sin \alpha_N} - D_m \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right) \left(\frac{D_m}{2} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \left(\theta - \frac{\theta}{C_{ov}} \right) \right) \quad (6)$$

با جایگذاری رابطه (۶) در رابطه (۳) به جای F_{Ne} ، درجه پذیرش جزئی اصلاح شده به صورت معادله (۷) خواهد بود:

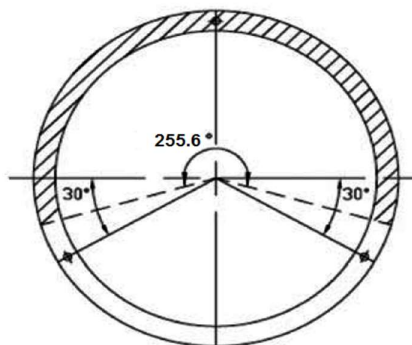
$$\varepsilon = \frac{1}{\pi D_m h_{Ne}} \times \left[\frac{F_{Ne}}{\sin \alpha_N} - C_f \left(\frac{h_{Ne}}{\sin \alpha_N} - D_m \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right) \left(\frac{D_m}{2} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \left(\theta - \frac{\theta}{C_{ov}} \right) \right) \right] \quad (7)$$

که این رابطه جدید برای درجه پذیرش جزئی، به پارامترهای هندسه نازل‌ها، به‌ویژه زاویه چیدمان نازل‌ها وابسته است.

۵- بررسی تأثیر زاویه چیدمان نازل بر اساس کد پیش‌بینی عملکرد توربین

به منظور ارزیابی عملکرد توربین در نقاط مختلف کاری، کد طراحی صفربعدی-یک‌بعدی توربین فراضوت ضربه‌ای توسط نویسندگان توسعه داده شده است. این کد قابلیت ارزیابی تأثیر پارامترهای مختلف طراحی در بازه مشخصی از مقادیر را بر عملکرد توربین دارد. ورودی‌های الگوریتم این کد، مشخصات ترمودینامیکی مانند فشار و دمای سکون در ورودی توربین، نسبت فشار، دبی جرمی، مشخصات

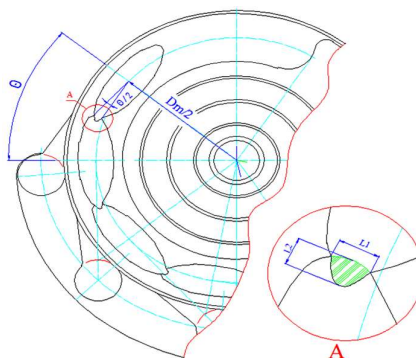
اندازه‌گیری دما- روش اندازه‌گیری دما مشابه فشار است. در این مورد هم از چهار نقطه اندازه دما خوانده می‌شود تا از مقدار دمای اندازه‌گیری شده در ورود به توربین اطمینان حاصل شود. موقعیت اندازه‌گیری دما همیشه پایین دست فشار است. جهت اندازه‌گیری دقیق دما در پایین دست روتور، حس‌گرهای دما در سه نقطه با زوایای مساوی ۱۲۰ درجه نسبت به هم چیده شده‌اند (شکل ۶). فاصله از صفحه خروجی روتور به اندازه‌ای است که جریان خروجی به‌طور کامل توسعه یافته باشد [۱۵].



شکل ۶- محل نسبی چیدمان حس‌گرهای دما در پایین دست روتور

۴- پذیرش جزئی برحسب زاویه چیدمان نازل‌ها

شکل ۷ زاویه چیدمان نازل‌ها در بخش پذیرش جزئی را نشان می‌دهد. در این تصویر $\theta = 30^\circ$ می‌باشد.



شکل ۷- هم‌پوشانی در سطوح خروجی استاتورها

معادله عمومی محاسبه درجه پذیرش جزئی (ε) به صورت رابطه (۱) می‌باشد.

$$\varepsilon = \frac{F_{Ne}}{\pi D_m h_{Ne}} \quad (1)$$

که در این رابطه، F_{Ne} سطح مقطع خروجی نازل است.

چنانچه دیده می‌شود، در این رابطه تأثیر زاویه چیدمان نازل‌ها دیده نشده است؛ از این‌رو، لازم است رابطه درجه پذیرش جزئی به‌گونه‌ای توسعه یابد که برحسب زاویه چیدمان نازل‌ها اصلاح شود. با توجه به شکل ۷، برای بخش هم‌پوشانی نازل‌ها می‌توان نوشت:

در این جدول، γ زاویه بخش واگرایی نازل و φ ضریب جریان است. درجه پذیرش جزئی می‌تواند معیاری برای شناسایی طرح‌های مختلف ارائه شده در جدول ۴ باشد. این نتایج نشان می‌دهد که در هر درجه از پذیرش جزئی، راندمان توربین تغییر کرده است. نتیجه قابل توجه و مهمی که از داده‌های این جدول می‌توان گرفت این است که منطبق با افزایش درجه پذیرش جزئی، راندمان توربین افزایش نیافته است. این مطلب در نگاه اول، در تغایر با نتیجه‌گیری‌های کلی است که در کارهای گذشته صورت گرفته است. به‌عنوان مثال، بالزه و بینسلی [۲۰] و ... تأکید دارند که افزایش درجه پذیرش جزئی موجب افزایش راندمان می‌شود. گرچه این یک اصل کلی می‌تواند تلقی شود؛ اما، آنچه باید مورد توجه واقع شود این است که در یک بازه مشخص از درجه پذیرش جزئی در اطراف نقطه طراحی، برای رسیدن به "نقطه بهترین راندمان"، بایستی درجه پذیرش جزئی بهینه انتخاب شود. مشاهده می‌شود، در جدول ۴، بیشینه راندمان متعلق به بیشینه درجه پذیرش جزئی نیست و درصد اختلاف راندمان بیشینه (مدل اول) و راندمان کمینه (مدل پنجم)، بیش از ۹٪ است. این درحالی است که درجه پذیرش جزئی مدل اول، ۲٫۸۶٪ کم‌تر از درجه پذیرش بیشینه است که متعلق به مدل سوم است. البته برای رسیدن به قضاوت نهایی و دقیق، لازم است رفتار سه‌بعدی الگوی جریان با استفاده از تحلیل‌های عددی- تجربی به‌طور دقیق ارزیابی شود به‌عبارتی دیگر، این مرحله، پله آغازین است.

۶- مدل‌سازی عددی

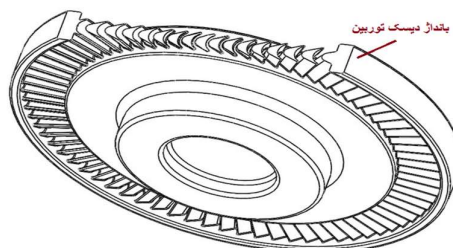
در کار حاضر تحلیل‌های عددی در رژیم پایا و ناپایا در نرم‌افزار CFX مدل شده است. برای مشاهده آثار دنباله جریان در پایین‌دست، بهتر است از مدل پایا استفاده شود؛ اما ایراد این روش در آن است که نتایج را برای یک موقعیت نسبی تکنیکه محاسبه می‌کند و در شرایط واقعی، برای تمام موقعیت‌های نسبی چنین نتیجه‌ای را نخواهد داشت [۲۱]. در نتیجه برای یافتن مقادیر واقعی باید به روش‌هایی مثل روش گذرا مراجعه کرد. گفتنی است، معادلات به‌کار رفته، معادلات ناویر-استوکس میان‌گیری شده رینولدز (RANS)، حاکم بر جریان ویسکوز تراکم پذیر می‌باشند. برای مدل‌سازی و برآورد آشفستگی جریان از مدل SST استفاده شده است [۲۲]. این مدل برای محاسبات توربوماشینی مدل مناسبی است [۱۳] و برای اعداد رینولدز پایین در نزدیکی دیواره‌ها، به‌طور خودکار تابع دیواره مناسب را انتخاب می‌کند.

مطالعه شبکه محاسباتی- به‌دلیل این‌که سطوح زیادی از میدان جریان دارای انحناهای پیچیده است، ناگزیر از شبکه مرکب (هیبرید) استفاده شده است. به‌طوری‌که در سطوح و لبه‌های حمله و فرار پره‌ها و نیز ناحیه خروجی روتور از شبکه باسازمان و در سایر نقاط از گره‌های مثلثی و هرمی استفاده شده است. در شکل ۹ نمایی از شبکه ریز تولید شده در دیواره نازل‌ها و پره‌ها ارائه شده است.

ترموفیزیکی سیال، توان مورد نظر و قیود یا ابعاد هندسی مانند نسبت قطر دیسک توربین به قطر پمپ سوخت یا قطر میانگین دیسک توربین می‌باشد. خروجی‌های این کد، مثلث سرعت‌ها، مشخصات آئروترمودینامیکی و ابعاد هندسی اولیه در مقاطع مختلف توربین است. این کد قادر است منابع مختلف اتلاف را محاسبه و براساس آن راندمان توربین را برآورد کند. در کار حاضر، مدل پایه برای برآورد اتلاف کل توربین در کد پیش‌بینی عملکرد، مدل اتلاف اوسیانیکف [۱۶] است. او رابطه (۸) را به‌عنوان شکل عمومی راندمان کل به استاتیک توربین فراصوت در پذیرش جزئی معرفی کرده است.

$$\eta_{ts} = \eta_u \eta_{ty} \eta_k - L_{FD} - L_{FB} - L_E \quad (8)$$

در این رابطه، η_u راندمان محیطی، η_{ty} ضریب نشتی از فاصله شعاعی، η_k ضریب اتلاف لبه پره‌ها، L_{FD} و L_{FB} به‌ترتیب نسبت‌های اتلاف اصطکاکی دیسک و بانداژ (شکل ۸) به توان توربین بوده و L_E نسبت اتلاف مربوط به پذیرش جزئی است.



شکل ۸- دیسک (بلیسک) توربین فراصوت ضربه‌ای

آقایی طوق [۷] با تهیه یک مدل ریاضی مناسب، رابطه (۹) را برای برآورد راندمان توربین در کد پیش‌بینی عملکرد توربین ارائه داده است که در آن، تأثیر درجه پذیرش جزئی به‌طور مستقیم لحاظ می‌شود. این رابطه با انجام آزمایش‌های تجربی در آزمایشگاه توربین صحنه‌گذاری شده است و در ادامه مقاله (بخش ۷) گزارش خواهد شد.

$$\eta_{ts} = A_1 \left(\frac{u}{C_{is}} \right) - A_2 \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^2 - [A_3 + (1-\varepsilon)A_4] \frac{1}{\varepsilon} \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^3 \quad (9)$$

در این رابطه، ضرایب A_1 تا A_4 ، تابعی از درجه پذیرش جزئی (ε) هستند. به‌دلیل وابستگی به درجه پذیرش جزئی، نسبت به نتایج مشابه [۱۶-۱۷] دقیق‌تر است. در جدول ۴، نتایج کدپیش‌بینی عملکرد توربین براساس تغییر زاویه چیدمان نازل‌ها ارائه شده است.

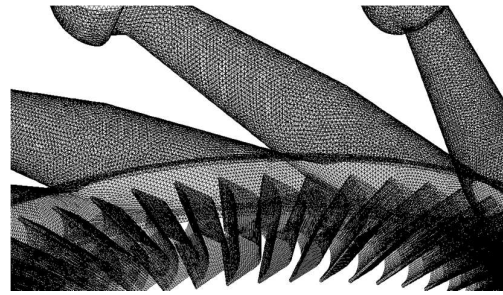
جدول ۴- پارامترهای هندسی نازل و عملکردی توربین تحت تأثیر تغییر زاویه چیدمان نازل‌ها

پارامترها	مدل‌ها				
	اول	دوم	سوم	چهارم	پنجم
θ [deg]	۸۷	۸۹	۹۰	۹۲	۹۳
α_N [deg]	۱۹٫۷۴	۱۹٫۶۹	۱۹٫۷۷	۱۹٫۷۲	۱۹٫۷۷
γ [deg]	۱۱٫۶۵	۱۰٫۸۷	۱۰٫۳۸	۱۱٫۳۵	۱۰٫۵۳
φ	۰٫۹۷	۰٫۹۵	۰٫۹۸	۰٫۹۶	۰٫۹۸
ε [/]	۳۰٫۴۳	۳۰٫۸۶	۳۱٫۳۰	۳۱٫۰۸	۲۹٫۵۷
η_{ts} [/]	۳۵	۳۳	۳۳	۳۴	۳۲

نتایج تحلیل عددی سه‌بعدی- نتایج تحلیل عددی در جدول ۵ ارائه شده است. به‌طور کلی نتایج تحلیل عددی هم‌خوانی خوبی با نتایج کد پیش‌بینی عملکرد دارد. مدل اول همانند قبل بهترین عملکرد را نشان می‌دهد.

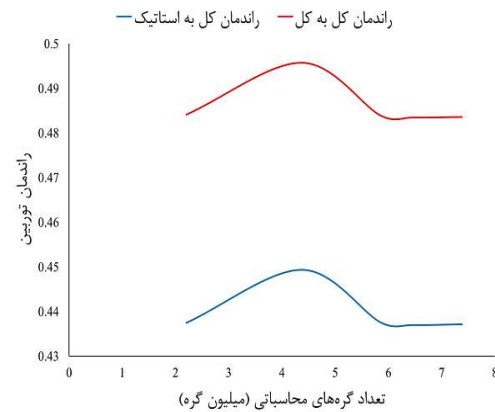
جدول ۵- تأثیر زاویه چیدمان نازل‌ها بر عملکرد توربین

پارامترها	مدل‌ها				
	اول	دوم	سوم	چهارم	پنجم
θ [deg]	۸۷	۸۹	۹۰	۹۲	۹۳
τ [N.m]	۲۷,۵۹	۲۴,۴۹	۲۴,۹۹	۲۵,۹۱	۲۳,۱۵
ε [%]	۳۰,۴۳	۳۰,۸۶	۳۱,۳۰	۳۱,۰۸	۲۹,۵۷
η_{ts} [%]	۳۱,۷۸	۳۰,۶۰	۳۱,۶۰	۳۱,۲۰	۳۰,۹۰



شکل ۹- نمایی از شبکه محاسباتی در دیواره نازل‌ها و پره‌ها

شبکه ریز بیش از ۷ میلیون سلول و شبکه درشت حدود ۲ میلیون سلول محاسباتی دارد. با افزایش تعداد گره‌های محاسباتی به بیش از ۶ میلیون، تغییرات راندمان متوقف می‌شود (شکل ۱۰).

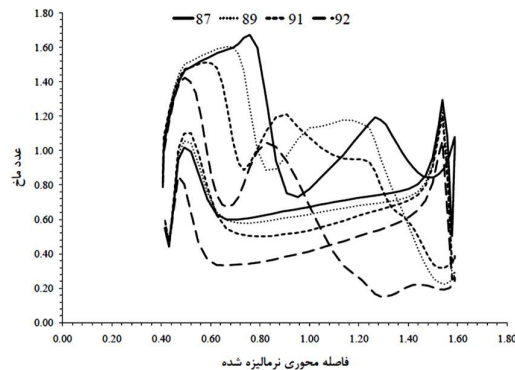


شکل ۱۰- تغییرات راندمان براساس تعداد گره‌های محاسباتی

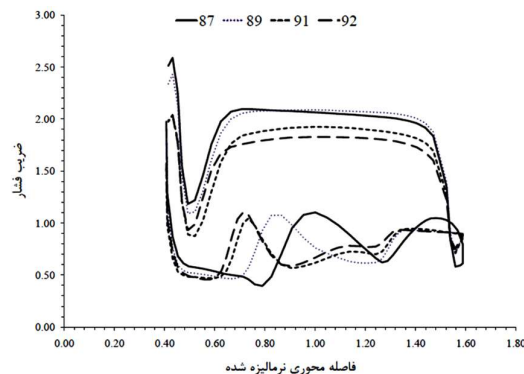
تفاوت نتایج عددی و کد عملکردی به توزیع سه- بعدی الگوی جریان مربوط است. این اختلافات می‌تواند به دلایل ذیل باشد:

- جدایش جریان از سطح مکش پره‌ها، تحت تأثیر زاویه جریان نازل و شدت موج شوک تشکیل شده؛
- میزان انبساط جریان، تحت تأثیر زاویه واگرایی نازل‌ها؛
- شدت عدد ماخ که وابسته به نسبت سطح نازل می‌باشد؛
- تأثیر زاویه چیدمان نازل‌ها که در تداخل امواج و جت جریان خروجی از نازل‌ها تأثیرگذار است.

در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ تغییرات عدد ماخ و نسبت فشار در مقطع میانی پره روتور در زوایای مختلف چیدمان نازل ارائه شده است.

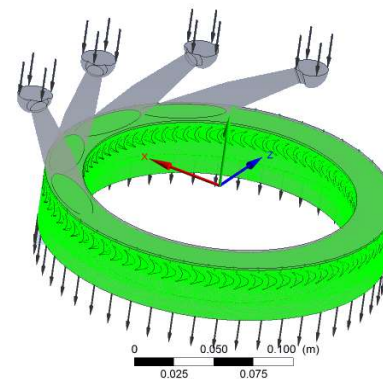


شکل ۱۲- تغییرات عدد ماخ در ارتفاع میانی پره روتور



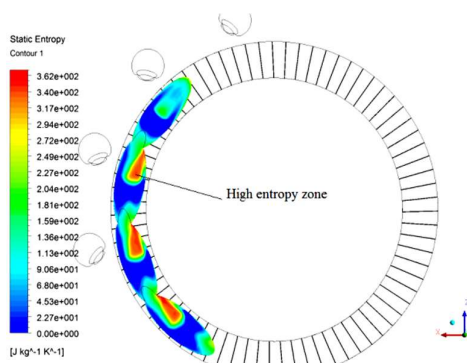
شکل ۱۳- تغییرات نسبت فشار در ارتفاع میانی پره روتور

شرایط مرزی- کل ناحیه محاسباتی به دو ناحیه روتور و استاتور تقسیم گردید. شرایط مرزی مطابق با داده‌های جدول ۱ برقرار شده است. تمامی دیواره‌ها آدیاباتیک و با شرط عدم لغزش تنظیم شده‌اند. سیال عامل گاز ایده‌آل هوا می‌باشد. رسیدن به دقت 10^{-6} و تحقق پیوستگی دبی جرمی در ورود و خروج معیار هم‌گرایی بوده است. صفحه میانی در فضای محوری خروجی نازل‌ها و روتور انتخاب شده است. در شکل ۱۱ ناحیه‌های سیالاتی مشخص شده است.

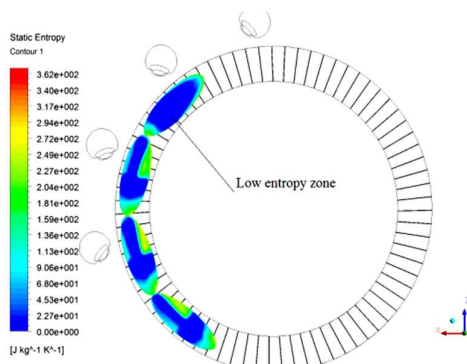


شکل ۱۱- نواحی سیالاتی استاتور و روتور

به‌عنوان مثال، در شکل ۱۷ ناحیه دارای آنترابی بالا در سطح خروجی نازل‌هایی که با زاویه ۸۹ درجه چیده شده‌اند در زاویه ۹۲ درجه حذف شده است؛ یعنی، توزیع جریان بهبود یافته است.



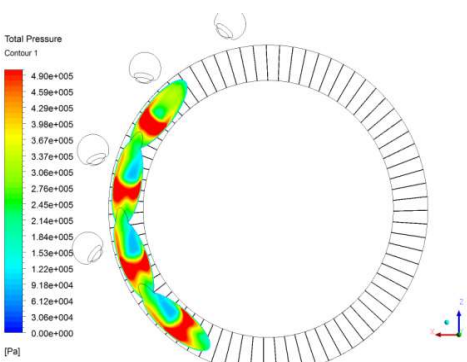
الف - $\theta = 89$



ب - $\theta = 92$

شکل ۱۵- تغییرات آنترابی در خروجی نازل‌ها

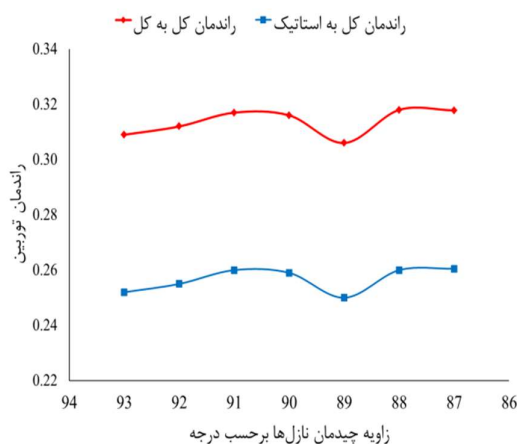
در شکل ۱۶ و ۱۷ افزایش ۱۱٪ فشار سکون در زاویه ۹۲ درجه به‌وجود آمده است.



الف - $\theta = 89$

با توجه به شکل ۱۲، بیش از ۱۴٪ اختلاف در توزیع عدد ماخ در زوایای مختلف وجود دارد که برای یک توربین ضربه‌ای که در رژیم فراصوت و با استفاده از مومنتوم تولید می‌کند، عدد قابل توجهی است. هم‌چنین محل بیشینه عدد ماخ در طول فاصله محوری در هر زاویه عوض می‌شود. عوض شدن محل رویداد ماخ بیشینه، در محل جدایش جریان بر روی پره تأثیرگذار است و الگوی توزیع اتلاف و در نتیجه عملکرد توربین را تغییر می‌دهد. شکل ۱۳ نشان می‌دهد که افزایش زاویه چیدمان نازل‌ها، موجب کاهش بارگذاری پره‌ها شده است. دلیل این رویداد، افزایش کمان توزیع جریان در بخش فعال روتور و در نتیجه تقسیم بار جریان بین پره‌های بیش‌تر است. وجود نقطه بیشینه برای عدد ماخ در شکل ۱۲ و نقطه بیشینه ضریب فشار در ناحیه مربوط به سطح مکش در شکل ۱۳ مؤید گذر جریان از موج شوک است. با توجه به تغییر این نقطه روی پره‌ها در زوایای مختلف، می‌توان نتیجه گرفت انتخاب زاویه چیدمان مناسب برای نازل‌ها، می‌تواند محل جدایش جریان روی پره‌ها را کنترل کند.

برای درک بهتر از تأثیر زاویه چیدمان بر عملکرد توربین، تغییرات راندمان کل به کل و کل به استاتیک توربین به‌ازای زوایای مختلف در شکل ۱۴ ارائه شده است.



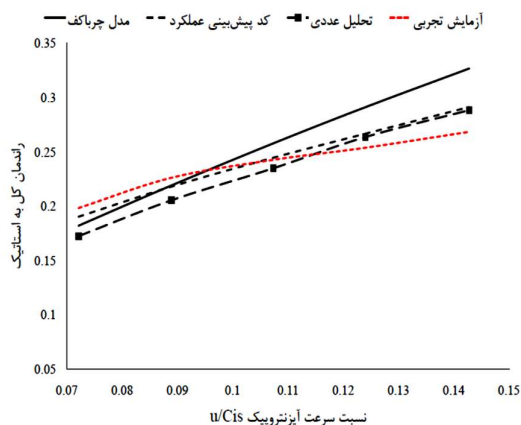
شکل ۱۴- تغییرات راندمان توربین در زوایای مختلف چیدمان نازل

با توجه به شکل ۱۴، نقاط کم‌ترین راندمان‌ها مربوط به زوایای ۸۹ درجه و ۹۳ درجه و بیش‌ترین راندمان مربوط به زاویه ۸۷ درجه است. این در حالی است که مطابق با جدول ۱، مقدار طراحی این زاویه ۹۰ درجه است. این نوع توزیع راندمان نشان‌دهنده تأثیر غیرخطی زاویه چیدمان بر عملکرد توربین است. اختلاف ۴ درصدی بین نقاط کمینه و بیشینه راندمان در اثر تغییر زاویه چیدمان نازل‌ها حاصل شده است. این میزان اختلاف می‌تواند هدف بسیاری از پروژه‌های بهینه‌سازی توربین‌های موتورهای سوخت مایع باشد. در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷، کانتورهای توزیع پارامترهای مختلف جریان در خروجی نازل‌ها برای زاویه ۹۲ درجه و ۸۹ درجه که دارای اختلاف ۲ درصدی راندمان هستند نشان داده شده است.

راستای پیرامونی با شدت بالا صورت گیرد، نشتی جریان در این راستا بیش‌تر شده و موجب افزایش اتلاف فشار سکون می‌گردد. این اتفاق در پذیرش کلی رخ نمی‌دهد، زیرا تمامی سطح ورودی روتور فعال بوده و تنها با تداخل امواج در راستای پیرامونی مواجه هستیم.

۷- صحنه‌گذاری کد پیش‌بینی و کار عددی

در شکل ۱۸ نتیجه صحنه‌گذاری رابطه (۹) به‌صورت مقایسه‌ای از نتایج حاصله از این رابطه با نتایج تحلیل عددی سه‌بعدی و آزمایش‌های تجربی ارائه شده است. داده‌ها برپایه نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. نتایج تجربی با در نظر گرفتن آزمون‌های تکرارپذیری و عدم قطعیت‌ها لحاظ شده‌اند.



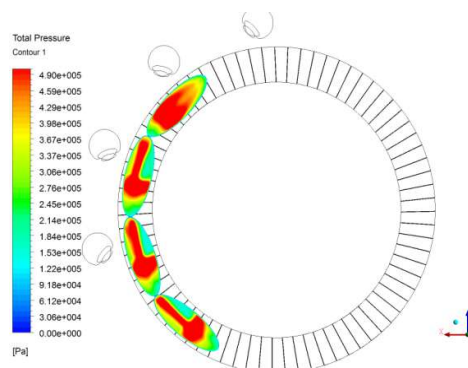
شکل ۱۸- مقایسه نتایج کد عملکرد، تحلیل عددی و آزمایش تجربی

در نمودار شکل ۱۸، انطباق خوبی بین نتایج کد پیش‌بینی عملکرد، داده‌های تجربی و عددی مشاهده می‌شود. جهت مقایسه با نتایج کار دیگران (مانند کارهای ارائه شده در مراجع [۱۷-۱۹])، در نمودار شکل ۱۸، نتایج مدل راندمان چرباکف [۱۷] (رابطه (۱۱)) نیز ارائه شده است. در این شکل، اختلاف نتایج مدل چرباکف (رابطه (۱۱)) با کار حاضر به‌ویژه در نسبت سرعت‌های بالا بیش‌تر می‌شود. از آنجایی‌که مدل چرباکف تنها به نسبت سرعت وابسته است، تأثیر درجه پذیرش جزئی بر راندمان توربین در آن دیده نمی‌شود.

$$\eta_T = a_0 + a_1 \left(\frac{u}{C_{is}} \right) + a_2 \left(\frac{u}{C_{is}} \right)^2 \quad (10)$$

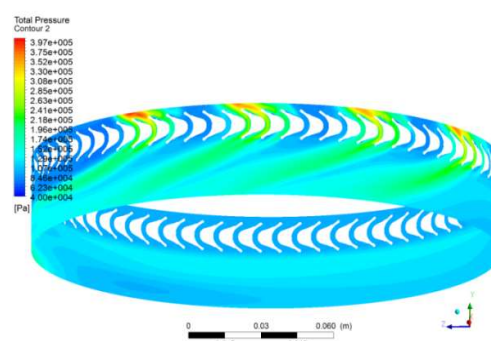
در این رابطه a_0 تا a_2 ضرایب ثابتی هستند.

در جدول ۶، نتایج کد پیش‌بینی عملکرد و آزمایش‌های تجربی مقایسه شده‌اند. کمینه اختلاف بین داده‌های کد پیش‌بینی عملکرد و نتایج تجربی ۰.۸٪ و بیشینه آن ۳.۵ درصد است. با افزایش نسبت سرعت، افزایش اختلاف مشاهده می‌شود که دلیل آن، افزایش اتلافات مکانیکی و ترمودینامیکی در آزمایش‌های تجربی است. افزایش راندمان با افزایش نسبت سرعت آیزنتروپیک مورد انتظار است (وارما (۲۰۱۲) [۱۵]) و نرخ کلی تغییرات درست است.

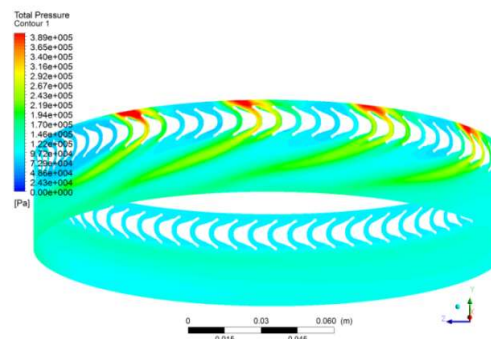


ب- $\theta = 92$

شکل ۱۶- تغییرات فشار سکون در خروجی نازل‌ها



الف- $\theta = 89$



ب- $\theta = 92$

شکل ۱۷- تغییرات فشار سکون در ارتفاع میانی روتور

کانتورهای ارائه شده دلیل اختلاف راندمان توربین در دو زاویه متفاوت را در توزیع سه- بعدی جریان نشان می‌دهد. تفاوت توزیع سه- بعدی جریان بر پدیده‌هایی که مؤثر بر عملکرد توربین هستند تأثیرگذار است. به‌عنوان مثال، تشکیل موج شوک در توربین‌های فراصوت موضوعی طبیعی است؛ اما این‌که در پذیرش جزئی، این موج شوک چگونه در راستای محوری، پیرامونی و شعاعی توسعه می‌یابد، بر روی توزیع اتلاف این توربین‌ها اثرگذار است. اگر توزیع شوک در

در جدول ۸، T_{02} دمای سکون در خروجی توربین است. میانگین راندمان در چهار آزمایش حساب می‌شود:

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i$$

$$\bar{\eta}_{ts} = \frac{1}{4} (0.226 + 0.228 + 0.228 + 0.230) = 0.228$$

با توجه به مقدار میانگین حاصله برای راندمان، قدر مطلق خطا برای راندمان ۰/۸۷٪ می‌باشد. مقدار انحراف استاندارد عبارت است از:

$$\sigma_x = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \right)^{1/2}$$

$$\sigma_x = \left(\frac{1}{4} (4e^{-6} + 0 + 0 + 4e^{-6}) \right)^{1/2} = 0.00141$$

با افزایش تعداد تکرار آزمایش‌ها، بسیاری از مقادیر در محدوده $\bar{X} \pm \sigma_x$ ، یعنی کران بالای ۰/۲۲۹ و کران پایین ۰/۲۲۶ قرار می‌گیرد. **عدم قطعیت در اندازه‌گیری‌های راندمان** - راندمان توربین برای یک جریان داده شده تابعی از دما و فشار در ورود و خروج به مجموعه توربین است. به عبارتی:

$$\eta_{ts} = \eta(T_{01}, T_{02}, P_{01}, P_{s2}) \quad (11)$$

با استفاده از روش مک کلینتوک (۱۹۵۳) [۲۳]، معادله عدم قطعیت هم‌ساز با تابع فوق به صورت رابطه (۱۲) می‌باشد.

$$W_{\eta} = \left\{ \left(\frac{\partial R}{\partial T_{01}} W_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial T_{02}} W_2 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial P_{01}} W_3 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial P_{s2}} W_4 \right)^2 \right\}^{1/2} \quad (12)$$

که در این رابطه، R تابع مورد ارزیابی خطا، T_{01} ، T_{02} ، P_{01} و P_{s2} متغیرهای اندازه‌گیری شده و W_1 تا W_4 به ترتیب، عدم قطعیت‌های متناظر با این متغیرها می‌باشند.

عدم قطعیت راندمان ناشی از اندازه‌گیری‌های دما - عدم قطعیت اندازه‌گیری W_1 برای دمای ورودی در حدود $0.1^\circ C$ می‌باشد. با این مقدار عدم قطعیت برای دمای ورودی، مقدار بیشینه جمله اول سمت راست رابطه (۱۲) حدود ۰/۸۷٪ می‌شود. مقدار بیشینه عدم قطعیت متناظر برای دمای خروجی هم به ۰/۱۰٪ می‌رسد. **عدم قطعیت راندمان ناشی از اندازه‌گیری‌های فشار** - با در نظر گرفتن دقت حس‌گرهای فشار و منابع خطا و عدم قطعیت‌ها، و داده‌های تجربی، برای فشار ورودی با عدم قطعیت $1.05 \times 10^{-7} Pa$ مقدار بیشینه ۰/۱۲٪ برای جمله سوم رابطه (۱۲) و با عدم قطعیت $1.05 \times 10^{-7} Pa$ برای فشار خروجی، بیشینه ۰/۸۴٪ برای جمله چهارم رابطه به دست می‌آید. عدم قطعیت‌ها برای دما و فشار بدترین حالت‌ها انتخاب شده است.

عدم قطعیت در راندمان - با توجه به محاسبات، بیشینه عدم قطعیت کم‌تر از ۱/۱۶٪ به دست می‌آید.

۹- نتیجه‌گیری و خلاصه‌نگاری

برای توربین‌های فراصوت با استفاده از پذیرش جزئی می‌توان اتلافات گازدینامیکی ناشی از نسبت منطری کوچک پره‌ها را با افزایش طول پره کاهش داد. در این شرایط، پارامترهای دخیل در محاسبه

جدول ۶- نتایج پیش‌بینی عملکرد و آزمایش‌های تجربی

η_{ts}		P_{01}	u/C_{is}	N
درصد	آزمایش	کد	(bar)	(RPM)
اختلاف	تجربی	پیش‌بینی		
۳/۵٪	۰/۲۲۶	۰/۲۱۸	۷/۴۱	۵۰۰۰
۰/۸٪	۰/۲۴۲	۰/۲۴۴	۷/۴۱	۶۰۰۰
۱/۱٪	۰/۲۶۳	۰/۲۶۶	۷/۴۹	۷۰۰۰
۳/۵٪	۰/۲۸۱	۰/۲۹۱	۷/۴۸	۸۰۰۰

هم‌چنین، جدول ۷ مقایسه‌ای از نتایج تحلیل عددی با آزمایش‌های تجربی را نشان می‌دهد. با توجه به نتایج این جدول، در سرعت‌های بالا اختلاف کم می‌گردد؛ چون مدل پیرو روش حل و مدل آشفستگی است و دیگر افزایش اختلاف در دور بالا وجود نخواهد داشت. توجه به این نکته از ظرایف تحلیل نتایج است.

توجه شود که جداول ۶ و ۷ به‌ازای ورودی‌های یکسان، داده‌های متفاوت (نتایج کد عملکردی و تحلیل عددی) را مقایسه می‌کنند.

جدول ۷- نتایج تحلیل عددی و آزمایش‌های تجربی

η_{ts}		P_{01}	u/C_{is}	N
درصد	آزمایش	تحلیل عددی	(bar)	(RPM)
اختلاف	تجربی			
۹/۲٪	۰/۲۲۶	۰/۲۰۵	۷/۴۱	۵۰۰۰
۲/۸٪	۰/۲۴۲	۰/۲۳۵	۷/۴۱	۶۰۰۰
۰/۰٪	۰/۲۶۳	۰/۲۶۳	۷/۴۹	۷۰۰۰
۲/۴٪	۰/۲۸۱	۰/۲۸۸	۷/۴۸	۸۰۰۰

نتایج به‌دست آمده انطباق خوبی را گزارش می‌دهد.

۸- تحلیل خطا و عدم قطعیت در اندازه‌گیری‌های تجربی

هدف ما از تحلیل خطا، خطای ناشی از دقت وسایل اندازه‌گیری مورد استفاده در این آزمایشگاه است که قابل محاسبه می‌باشند. در این بخش نمونه‌ای از تحلیل خطا و محاسبه عدم قطعیت‌ها در دور ۵۰۰۰ rpm ارائه شده است.

تحلیل خطا - در دور ۵۰۰۰ rpm، با فشار سکون ورودی ۷/۴۱ بار، نتایج تکرار آزمایش‌ها به شرح جدول ۸ می‌باشد.

جدول ۸- تکرارپذیری آزمایش‌ها در دور ۵۰۰۰ RPM

η_{ts}	P_{s2}	P_{01}	T_{02}	T_{01}	
۰/۲۲۶	۰/۹۹۶	۷/۴۱	۳۳۴/۵۵	۳۷۰/۸۵	۱
۰/۲۲۸	۰/۹۹۶	۷/۴۱	۳۳۳/۷۵	۳۷۰/۸۶	۲
۰/۲۲۸	۰/۹۹۶	۷/۴۲	۳۳۵/۱۵	۳۷۱/۹۷	۳
۰/۲۳۰	۰/۹۹۶	۷/۴۲	۳۳۴/۶۵	۳۷۱/۸۳	۴

- Admission, in *Aerospace Engineering*. 2013, Amirkabir: Tehran. p. 222.
- [9] ASME-PTC-19.1, *Measurement Uncertainties*. 1985, American Society of Mechanical Engineers.
- [10] ASME-PTC-22., *Performance Test Code on Gas Turbines*. 1997, American Society of Mechanical Engineers. p. 43.
- [11] ISO-2314, *Gas Turbines-Acceptance Tests*. 1989, International Organization for Standardization: Geneva, Switzerland.
- [12] ISO-5167, *Measurement of Fluid Flow by Means of Orifice Plates, Nozzles and Venturi Tubes Inserted in Circular Cross-Section Conduits Running Full*. 1980, International Organization for Standardization: Geneva, Switzerland.
- [13] Aghaei-Togh R., Tousi A.M., *Experimental and numerical investigation of design optimization of a partial admitted supersonic turbine*. Propulsion and Power Research, 2013.
- [14] PTC A., 10, 1997, "Performance Test Code on Compressors and Exhausters.". American Society of Mechanical Engineers, New York, New York, 1997.
- [15] Varma A.K., Soundranayagam S., *Experimental study of a small partial admission axial turbine with low aspect ratio blade*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012.
- [16] Avsianikov B.V., *Theory and calculation of feed systems's elements (In Russian)*. 1983, Moscow: Mashinostroenieh.
- [17] Biliayev E. and Cherbakov V., *Mathematical modeling of liquid engines*. 1999, Mosque: Maei.
- [18] Jensen J., et al., *Mean value modeling of a small turbocharged diesel engine*, in *SAE Technical Paper 910070*. 1991, SAE: Detroit, Michigan, United States.
- [19] Orkisz M., Stawarz S., *Modeling of turbine engine axial-flow compressor and turbine characteristics*. Journal of Propulsion and Power, 2000. **16**(2): p. 336-339.
- [20] Balge O.E., Binsley R.L., *Axial Turbine Performance Evaluation Part A- Loss Geometry Relationships*. Journal of Engineering for Power, 1968: p. 341-348.
- [21] ANSYS C., *version 8.0*. Tutorial, Section Laminar to Turbulent Flow, 2004.
- [22] Menter F., *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*. AIAA journal, 1994. **32**(8): p. 1598-1605.
- [23] Kline S.J., McClintock F.A., *Analysis of Uncertainty in Single-Sample Experiments*. Mechanical Engineering, January, 1953.

درجه پذیرش جزئی بر توزیع جریان از استاتور به روتور نیز تأثیرگذار خواهند بود. از جمله این پارامترها زاویه چیدمان نازل‌ها می‌باشد که در توزیع گردابه و جت جریان و تداخل آن‌ها در خروجی نازل‌ها تأثیر قابل توجهی دارد. در کار حاضر، با تغییر این زاویه از ۸۷ درجه به ۹۳ درجه، راندمان توربین بیش از ۴٪ تغییر نشان داد. در این تحقیق تابع مشخصی از این تغییرات حاصل نشد و تنها وابستگی آن به الگوی سه‌بعدی جریان احراز گردید؛ این‌رو، در این محدوده، بیش‌ترین راندمان به بیش‌ترین درجه پذیرش جزئی مربوط نمی‌شود. بنابراین، در طراحی نازل‌های توربین در پذیرش جزئی بایستی از روش‌های طراحی بهینه استفاده کرد. به‌گونه‌ای که بایستی با انتخاب پارامترهای شاخص عملکردی توربین به عنوان تابع/ توابع هدف، مقادیر بهینه پارامترهای مؤثر در درجه پذیرش جزئی به‌دست آیند. واضح است که این فرآیند با محاسبات یا تحلیل‌های سه‌بعدی تکمیل می‌گردد.

۱۰- تقدیر و تشکر

مؤلف، مراتب تواضع و سپاس خود را نسبت به راهنمایی‌های ارزنده آقایان دکتر ا. مسگرپورطوسی، م. برومند، م. منتظری و آقایان مهندسین ح. رضایی، ح. دهرویه، ح. حاجلو، ا. انتظاری، ح. عبدی، ع. کدخدازاده و و. عباسی که در طراحی زیرسامان‌ها ابداعات خود را در اختیار آزمایشگاه قرار دادند تقدیم می‌دارد.

۱۱- مراجع

- [1] Pullan G., *Secondary flows and loss caused by blade row interaction in a turbine stage*. Journal of turbomachinery, **128**(3): p. 484-491, 2006.
- [2] Schlienger J., Kalfas A., and Abhari R., *Vortex-wake-blade interaction in a shrouded axial turbine*. TRANSACTIONS-AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS JOURNAL OF TURBOMACHINERY, **127**(4): p. 699, 2005.
- [3] Chaluvadi V., et al., *Blade-row interaction in a high-pressure turbine*. Journal of Propulsion and Power, **17**(4): p. 892-901, 2001.
- [4] Zaccaria M. and Lakshminarayana B., *Investigation of three-dimensional flowfield at the exit of a turbine nozzle*. Journal of Propulsion and Power, **11**(1): p. 55-63, 1995.
- [5] Rashid S., Tremmel M., Waggot J., Moll R., *Curtis Stage Nozzle/Rotor Aerodynamic Interaction and the Effect on Stage Performance*. Journal of Turbomachinery, **Vol. 129**(3): p. 12, 2007.
- [6] Aghaei-Togh R., Tousi A.M., 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 Sciences in Mechanics, **Vol. 22**(3): p. 26, 2011.
- [۷] آقای طوق ر.، بهینه‌سازی پذیرش جزئی توربین‌های ضربه‌ای فراصوت، هوافضا، صنعتی امیرکبیر، تهران، ۱۳۹۲.
- [8] Aghaei-Togh R., *Design Optimization of Supersonic Impulse Turbines Partial*