



Original Research Paper

Analysis and Identification of the Flow Pattern in a Specific High-Pressure Axial Turbine in Off-Design Conditions

Sahar Saharkhiz and Reza Aghaei Togh*

Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 08 August 2023

Revised 16 September 2023

Accepted 20 September 2023

Available Online 01 January 2024

Keywords:

High-pressure axial turbine

Off-design conditions

Rotor speed ratio

Inlet static pressure ratio

Flow separation

Turbine efficiency

ABSTRACT

This research aims to identify the flow pattern in off-design conditions of a specific high-pressure axial turbine. The turbine was designed by writing the preliminary design code. Then, the geometry of this turbine was designed in CATIA and Ansys Design Modeler software, and it is meshed in Turbogrid software. The turbine is analyzed using the Ansys CFX software at 12 points in off-design conditions. With a fixed rotor speed ratio, the inlet static pressure ratio was changed. Then, with a fixed inlet static pressure ratio, the rotor speed ratio was changed. With the increase of the inlet static pressure ratio, the Mach number of the flow reached above one, and the turbine efficiency dropped significantly. Reducing the inlet static pressure ratio to a certain extent improved the performance of the turbine. However, with a further drop in the inlet static pressure ratio, the turbine efficiency began to decline. The working conditions at the inlet static pressure ratio of 0.9 are better compared to other working points, and the turbine efficiency reaches 0.93. With changes in the rotor speed ratio, the areas prone to flow separation around the turbine blades increased, especially on the suction surface of the rotor blades.

* Corresponding Author's E-mail: Reza_tog@srbiau.ac.ir

How to Cite this Article:

S. Saharkhiz and R. Aghaei Togh, "Analysis and Identification of the Flow Pattern in a Specific High-Pressure Axial Turbine in Off-Design Conditions," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 3, pp. 47-62, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.4>.

COPYRIGHTS


Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





تحلیل و شناسایی الگوی جریان در توربین محوری پرفشار خاص در شرایط خارج از طراحی

سحر سحرخیز^۱ و رضا آقائی طوق^{۲*} 

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

۲- استادیار، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

چکیده

هدف این پژوهش شناسایی الگوی جریان در شرایط خارج از طراحی یک توربین محوری پرفشار خاص است. با نوشتن کد طراحی مقدماتی، توربین محوری پرفشار طراحی و سپس هندسه این توربین در نرم افزارهای کتیا و انسیس دیزاین مدلر تولید شد. سپس هندسه در نرم افزار توربوگرید شبکه بندی شده و با استفاده از نرم افزار انسیس سی اف ایکس در ۱۲ نقطه خارج از طراحی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. ابتدا با نسبت سرعت روتور ثابت، نسبت فشار سکون ورودی تغییر کرد. سپس با نسبت فشار سکون ورودی ثابت، نسبت سرعت روتور تغییر کرد. با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، مشاهده شد که عدد ماخ جریان به بالای یک رسید و راندمان توربین به مقدار قابل توجهی افت پیدا کرد. کاهش نسبت فشار سکون ورودی تا یک حد مشخصی باعث بهبود عملکرد توربین شد؛ اما با افت بیشتر نسبت فشار سکون ورودی، راندمان توربین سیر نزولی پیدا کرد. با توجه به بررسی الگوی جریان و پارامترهای عملکردی، شرایط کاری در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ در مقایسه با سایر نقاط کاری بهتر بوده و راندمان توربین به عدد ۰/۹۳ می رسد. با تغییرات نسبت سرعت روتور، نواحی مستعد جدایش جریان در اطراف پره های توربین به ویژه در سطح مکش پره های روتور افزایش داشت.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۷ مرداد ۱۴۰۲
بازنگری ۲۵ شهریور ۱۴۰۲
پذیرش ۲۹ شهریور ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۱ دی ۱۴۰۲

واژه های کلیدی:

توربین محوری پرفشار
شرایط خارج از طراحی
نسبت سرعت روتور
نسبت فشار سکون ورودی
جدایش جریان
راندمان توربین

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: Reza_tog@srbiau.ac.ir

How to Cite this Article:

S. Saharkhiz and R. Aghaei Togh, "Analysis and Identification of the Flow Pattern in a Specific High-Pressure Axial Turbine in Off-Design Conditions," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 3, pp. 47-62, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.4>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

۱ مقدمه

توربین‌های عکس‌العملی محوری پرفشار برای تولید توان مورد نیاز در کمپرسورها و پمپ‌ها استفاده می‌شوند. پره‌های توربین شامل دو دسته پره‌های ثابت یعنی استاتور و پره‌های متغیر یعنی روتور می‌باشد. در پره‌های روتور و استاتور که در شرایط کاری مختلف کار می‌کنند، ممکن است جدایش جریان رخ دهد، جریان‌های گردابه‌ای تشکیل شود و راندمان توربین کاهش یابد. رخ دادن جدایش جریان دلایل مختلفی دارد؛ تغییرات سرعت روتور و فشار سکون ورودی به توربین از مهم‌ترین آن‌ها می‌باشد. به عبارتی دیگر با افزایش سرعت جریان و فشار سکون ورودی، عدد ماخ به بالای یک می‌رسد، امواج ضربه‌ای ایجاد شده و جریان جدا می‌شود. از طرفی اگر سرعت جریان کاهش یابد، جدایش جریان زودتر رخ می‌دهد و جریان‌های گردابه‌ای تشکیل می‌شود. به همین دلیل بایستی هر چه بیشتر به شناخت و بررسی توربین‌های محوری پرفشار در شرایط خارج از طراحی پرداخته شود. یکی از راه‌های شناخت توربین‌ها انجام آزمایش است، اما به دلیل کمبود تجهیزات آزمایشگاهی بایستی معادلات حاکم بر سیال به کمک کامپیوتر حل شود. آقائی طوق و همکاران [۱] بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره یک توربین شعاعی را با روش به‌کارگیری پره‌های دو انحنا بررسی کردند. طبق مطالعه آن‌ها تغییرات از بخش ورودی تا انتهای پره اعمال شده و در بهترین حالت انتخابی، توان خروجی روتور ۷/۳ درصد افزایش داشت. یانگ و همکاران [۲] شبیه‌سازی‌های عددی برای بررسی تأثیر چرخش پره در اثربخشی فیلم خنک‌کننده لبه حمله و توزیع ضریب انتقال حرارت در شرایط خارج از طراحی انجام دادند. نتایج نشان داد که با افزایش سرعت چرخش، ضریب انتقال حرارت افزایش می‌یابد، اما اثربخشی فیلم خنک‌کننده کاهش می‌یابد. همچنین افزایش سرعت چرخش باعث ایجاد جریان گردابه آشفته ناپایدار می‌شود، اما سرعت ورودی نسبی روتور را کاهش می‌دهد. اسندن و همکاران [۳] تأثیر طراحی دیواره انتهایی با عدم تقارن محوری را در یک مرحله توربین چرخشی در شرایط خارج از طراحی بررسی کردند. نتایج نشان داد که راندمان به اندازه ۰/۴٪ در شرایط طراحی بهبود یافت، اما راندمان در شرایط خارج از طراحی سیر نزولی گرفت. اسکویبری و همکاران [۴] به بررسی رفتار آیرودینامیکی و عملکرد یک توربین فشار بالا سه مرحله‌ای با پره‌های سه بعدی در شرایط خارج از طراحی پرداختند. طبق نتایج کاهش ضریب فشار کل استاتور و روتور نرمالایز شده، نشان دهنده کاهش اثر افت جریان ثانویه در ناحیه هاب و نوک پره می‌باشد. انحراف از سرعت چرخشی طراحی به میزان منفی ۱۰٪ منجر به کاهش بازده بیش از ۳٪ شد. با این حال، افزایش سرعت چرخش به میزان ۱۰٪ باعث شد راندمان به اندازه ۱٪ افزایش یابد. کادیم و همکاران [۵] به منظور کاهش افت جریان ثانویه

فهرست علائم

علائم لاتین	
$CD_{k\omega}$	ترم پخش جریان آشفته
F_1	تابع ترکیبی
F_2	تابع ترکیبی
k	ضریب آدیاباتیک گاز
k	انرژی جنبشی اغتشاش (m^2/s^2)
\dot{m}_t	دبی جرمی عبوری از توربین (kg/s)
M_{cad}	ماخ آدیاباتیک
P_{02}	فشار سکون خروجی (Bar)
P_2	فشار استاتیک خروجی توربین (Bar)
P_t	توان توربین (w)
P_u	توان کل (w)
P_{fd}	توان اصطکاک توربین (w)
$P_{f\ band}$	توان اصطکاک بانداژ (w)
P_k	نرخ تولید حجمی انرژی جنبشی اغتشاش
q_{λ_w}	دبی مشخصه (kg/s)
R	ثابت گاز (J/kg, K)
s	نرخ کرنش
T_{01}	دما سکون ورودی توربین (K)
U	سرعت ورودی میانگین سیال (m/s)
W_t	کار واقعی توربین (J/kg)
$W_{t, isen}$	کار آیزنتروپیک توربین (J/kg)
y	فاصله تا نزدیک‌ترین دیواره (m)
حروف یونانی	
$\eta_{t, isen}$	بازده آیزنتروپیک توربین
ω	نرخ افت آشفته‌گی (1/s)
ρ	چگالی (kg/m^3)
μ_T	ویسکوزیته دینامیکی آشفته‌گی (kg/ms)
ν	ویسکوزیته سینماتیکی (m^2/s)
ν_t	ویسکوزیته سینماتیکی آشفته‌گی (m^2/s)
δ_T	نسبت انبساط توربین
λ_{c2}	ماخ بحرانی مطلق خروجی
λ_{cad}	ماخ بحرانی مطلق آدیاباتیک
λ_w	ماخ بحرانی نسبی
σ_ω	عدد پرانتل آشفته‌گی
Γ_k	ضریب نفوذ موثر انرژی جنبشی اغتشاش
Γ_ω	ضریب نفوذ موثر نرخ افت آشفته‌گی
بالانویس‌ها	
*	شرایط بحرانی

را انجام دادند. طبق نتایج، عملکرد آیرودینامیکی کمپرسور در سرعت کم ۴۰۰۰۰ دور در دقیقه بسیار خوب بود. نسبت فشار کل ۱/۹ و راندمان استاتیکی کل در شرایط طراحی ۷۹/۵۴ درصد بود. این کمپرسور گریز از مرکز با طراحی بهینه می‌تواند به طور معمول، در محدوده نرخ جریان ۵/۹۷ الی ۱۱/۰۵ کیلوگرم بر ثانیه کار کند.

مطالعات گذشته نشان می‌دهد که، توربین‌ها به دلایل متعددی در همه شرایط کاری مختلف دارای راندمان بالا نبوده و ممکن است در برخی شرایط خارج از طراحی راندمان‌شان افت پیدا کند. بنابراین مطالعه‌ی گسترده بر روی پره‌های روتور و استاتور بسیار حائز اهمیت است. در این پژوهش یک توربین محوری پرفشار صنعتی در شرایط خارج از طراحی با هدف تحلیل و شناسایی الگوی جریان مورد بررسی قرار گرفته‌است. در این توربین محوری پرفشار، فشار سکون ورودی ۳۶۴ بار، فشار استاتیک خروجی ۲۵۲ بار و سرعت روتور ۳۷۶۰۰ دور بر دقیقه است. در این پژوهش، ابتدا نسبت فشار سکون ورودی ثابت در نظر گرفته شده و نسبت سرعت روتور تغییر می‌کند. در مرحله بعدی نسبت سرعت روتور ثابت در نظر گرفته شده و نسبت فشار سکون ورودی تغییر می‌کند. این توربین در مجموع در ۱۲ نقطه خارج از طراحی مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرد.

۲ معادلات به کار رفته در تدوین کد طراحی

مقدماتی توربین

در این پژوهش یک کد محاسباتی صفر بعدی برای پیش‌بینی شرایط آیرودینامیکی و پارامترهای عملکردی توربین نوشته شده‌است. ورودی این کد پارامترهایی مانند فشار سکون ورودی، دما و فشار استاتیک خروجی و همچنین خروجی این کد پارامترهایی مانند افت، توان و بازده می‌باشد. معادلات (۱) الی (۴) به ترتیب بیان‌گر نحوه محاسبه توان توربین، کار واقعی توربین، کار و راندمان آیزنتروپیک توربین می‌باشد [۱۱].

$$P_t = P_u - P_{fd} - P_{band} \quad (1)$$

$$W_t = \frac{P_t}{m_t} \quad (2)$$

$$W_{t.isen} = \frac{k}{k-1} RT_{01} \left(1 - \frac{1}{\delta_T^{\frac{k-1}{k}}} \right) \quad (3)$$

$$\eta_{t.isen} = \frac{W_t}{W_{t.isen}} \quad (4)$$

معادلات (۵) الی (۷) به ترتیب بیان‌گر نحوه محاسبه دبی مشخصه، فشار سکون خروجی و ماخ آدیاباتیک می‌باشد [۱۱]. لازم به ذکر می‌باشد که تمامی پارامترها در فهرست ضمامم معرفی شده‌اند.

$$\eta_{t.isen} = \frac{W_t}{W_{t.isen}} \quad (4)$$

در یک توربین محوری در شرایط خارج از طراحی، روش طراحی دیواره انتهایی نامتقارن برای پوشش استاتور از طریق تعریف سطح جدید را بررسی کردند. در این روش عملکرد آیرودینامیکی توربین مورد بررسی در شرایط خارج از طراحی بهبود یافت. همچنین تاثیر مثبتی بر روی جریان نشتی نوک پره روتور گذاشت و جدایش جریان به تعویق افتاد. با استفاده از هندسه پوشش جدید فشار کل در سراسر استاتور ۳/۲۱٪ و در طول استیج ۰/۸۷٪ کاهش یافت. اسجولاندر و همکاران [۶] اندازه‌گیری‌های دقیقی از عملکرد آیرودینامیکی یک کسکید توربین گذر صوتی در شرایط خارج از طراحی ارائه کردند. مشخص شد که افت پروفیل در اعداد ماخ گذر صوتی می‌تواند ارتباط نزدیکی با رفتار فشار پایه داشته باشد. بررسی اثرات عدد رینولدز نشان داد که پره توربین افت بیشتری در ماخ خروجی فروسوت برای اعداد رینولدز زیر ۶۰۰۰۰۰ تجربه می‌کند. برای مقادیر بالای زاویه برخورد در شرایط خارج از طراحی، نسبت چگالی سرعت محوری در این کسکید به طور قابل توجهی از عدد ۱ منحرف شد. به طور مثال در زاویه برخورد ۱۱۴/۵ درجه، نسبت چگالی سرعت محوری تقریباً ۱/۲۵ شد و اتلافات به میزان قابل توجهی در شرایط دوبعدی کاهش یافت. گرونمن و همکاران [۷] اثرات تغییر شکاف محوری پره‌های استاتور و روتور را بر عملکرد یک توربین محوری مافوق صوت، در شرایط خارج از طراحی مطالعه کردند. بر اساس نتایج، با افزایش شکاف محوری، راندمان توربین کاهش یافت. کاهش راندمان در شرایط خارج از طراحی نسبت به شرایط طراحی سریع‌تر و افت بازده عمدتاً ناشی از افزایش افت فشار کل در شکاف محوری بود. همچنین در خروجی روتور تغییر شکاف محوری، زاویه جریان مطلق را تغییر داد. گرونمن و همکاران [۸] عملکرد یک توربین محوری فراصوتی را در شرایط خارج از طراحی، با هدف یافتن علل کاهش بازده بررسی کردند. طبق این پژوهش، در نسبت‌های فشار کمتر از طراحی، افت امواج ضربه‌ای پره استاتور کاهش و افت ثانویه پره استاتور افزایش یافت. دلیل افزایش افت ثانویه، کاهش بارگذاری در سطح مکش است، که ناشی از امواج ضربه‌ای در لبه فرار می‌باشد. دلیل بهبود عملکرد استاتور این است که کاهش افت امواج ضربه‌ای ناشی از کاهش نسبت فشار، بر افزایش افت ثانویه غلبه کرد. جونگ و همکاران [۹] روش‌های پیش‌بینی عملکرد کمپرسور کربن دی اکسید فوق بحرانی را در شرایط خارج از طراحی بررسی کردند. طبق نتایج، برای پیش‌بینی عملکرد کمپرسور در شرایط خارج از طراحی، بایستی از افزایش آنتالپی به جای نسبت فشار استفاده شود؛ زیرا از مشاهده توزیع خطا و کانتورهای خصوصیات ترمودینامیک، نتیجه گرفته شد که اگر یک ویژگی ترمودینامیک روند مشابهی با توزیع خطا داشته باشد، می‌توان از آن برای بهبود مدل شبیه‌سازی استفاده کرد. شی و همکاران [۱۰] طراحی آیرودینامیکی یک کمپرسور گریز از مرکز دی اکسید کربن فوق بحرانی

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 1.0e^{-10} \right) \quad (12)$$

$$\mu_T = \min \left(\frac{\rho k}{\omega}; \frac{a_1 \rho k}{SF_2} \right) \quad (13)$$

$$F_2 = \tanh \left(arg_2^2 \right) \quad (14)$$

$$arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}; \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \quad (15)$$

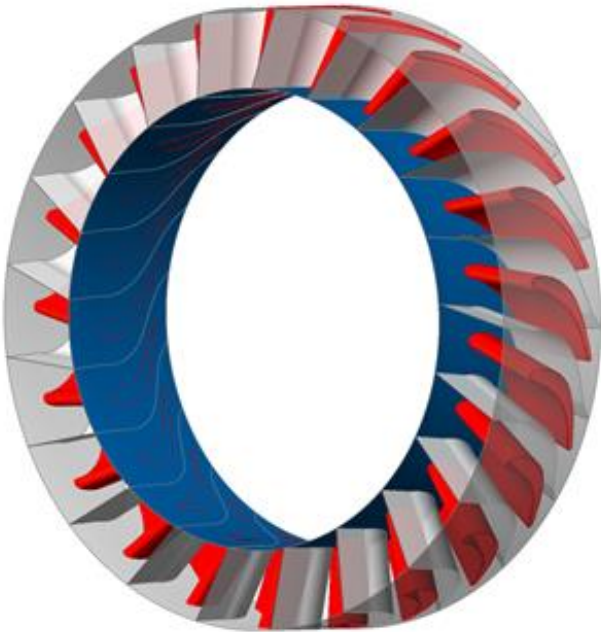
$$a_1 = 0.31, \sigma_{\omega 1} = 2, \sigma_{\omega 2} = 1.168, k = 0.41,$$

$$\alpha_1 = 0.5532, \alpha_2 = 0.4403, \beta_1 = 0.075, \beta_2 = 0.0828,$$

$$\beta^* = 0.09 \quad (16)$$

۲.۳ مدل سازی هندسی توربین

در این پژوهش، مدل سازی هندسه‌ی توربین پرفشار به صورت سه بعدی در نرم افزارهای کتیا و انسیس دیزاین مدلر انجام شده است. توربینی که در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته، توربینی پرفشار می باشد که دارای یک ردیف روتور و یک ردیف استاتور است. همچنین هر ردیف روتور و استاتور به ترتیب دارای ۳۶ و ۲۱ پره می باشد. در شکل های ۱ و ۲ نمای از پره های استاتور و روتور مشاهده می شود.



شکل ۱- نمای کلی از هندسه پره های استاتور

معادلات (۵) الی (۷) به ترتیب بیان گر نحوه محاسبه دی مشخصه، فشار سکون خروجی و ماخ آدیاباتیک می باشد [۱۱]. لازم به ذکر می باشد که تمامی پارامترها در فهرست ضمائم معرفی شده اند.

$$q_{\lambda_w} = \lambda_w \left(\frac{k+1}{2} \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_w^2 \right) \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (5)$$

$$P_{02} = \frac{P_2}{\left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_{c2}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (6)$$

$$M_{cad} = \sqrt{\frac{2}{k+1} \times \frac{\lambda_{cad}^2}{1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_{cad}^2}} \quad (7)$$

۳ مدل سازی و روش تحلیل عددی

۳.۱ معادلات حاکم بر جریان سیال و مدل سازی اغتشاش

در این پژوهش معادلات بقای جرم، بقای مومنتم و بقای انرژی حل می شود. همچنین برای مدل سازی اغتشاش، از میان مدل های میانگین گیری رینولدز معادلات ناویر استوکس (RANS)، مدل انتقال تنش برشی (SST) انتخاب شده است. مدل انتقال تنش برشی بر اساس مدل $k-\omega$ نوشته شده است و جریان کنار دیواره را مطابق با این مدل پیش بینی می نماید. نتایج حاصل از مدل انتقال تنش برشی تطابق مناسبی با نتایج تجربی دارد؛ زیرا این مدل انتقال تنش های برشی را در نظر گرفته و در پیش بینی جدایش جریان بسیار قوی می باشد. در استفاده از مدل انتقال تنش برشی بایستی عدد y^+ یعنی فاصله اولین سلول شبکه تا دیواره، بسیار کوچک باشد تا نتایج مناسبی به دست آید [۱۲]. معادلات در این مدل آشفتگی به صورت (۸) الی (۱۶) برقرار می باشد [۱۳-۱۵].

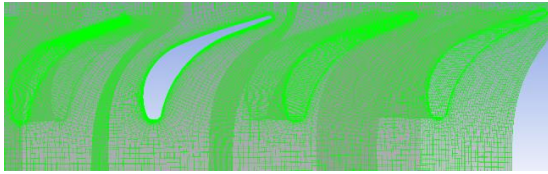
$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_j k}{\partial x_j} = p_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (8)$$

$$+ \frac{\partial \rho U_j \omega}{\partial x_j} = \frac{\alpha}{v_t} p_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial \rho \omega}{\partial t}$$

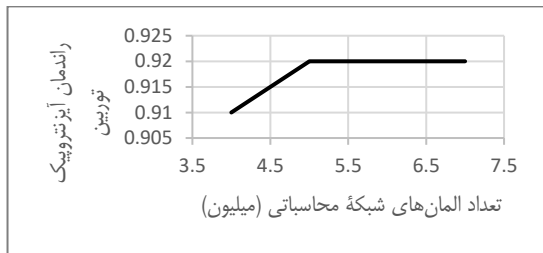
$$(1 - F_1) 2\rho\sigma\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

$$F_1 = \tanh \left(arg_1^4 \right) \quad (10)$$

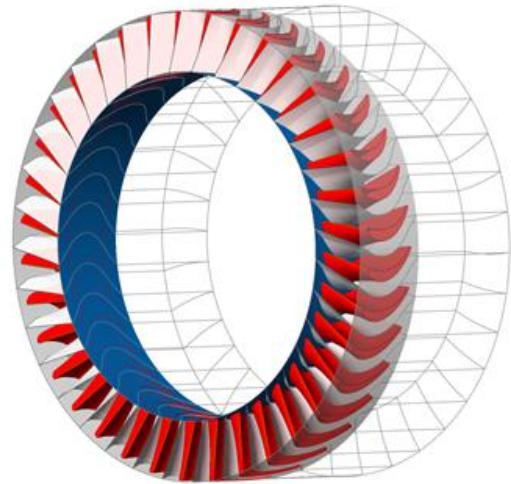
$$arg_1 = \min \left(\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}; \frac{500v}{y^2 \omega} \right); \frac{4\rho\sigma\omega^2 k}{CD_{k\omega} y^2} \right) \quad (11)$$



شکل ۴- شبکه بندی اطراف پره های استاتور



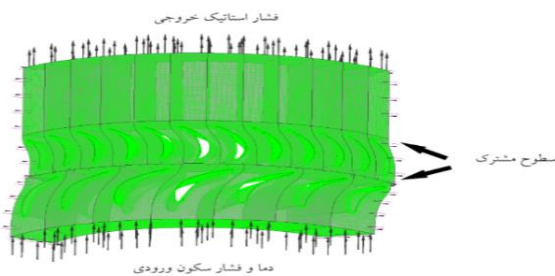
شکل ۵- بررسی استقلال حل از شبکه



شکل ۶- نمای کلی از هندسه پره های روتور

۴.۳ شرایط مرزی

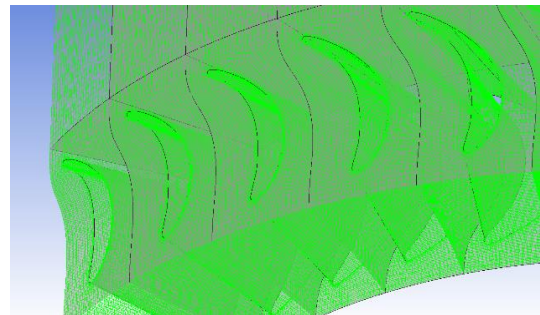
در این پژوهش نوع انتقال حرارت، انرژی کل و فشار مرجع، صفر اتمسفر در نظر گرفته شده است. بعد از مشخص کردن دامنه های حل که شامل روتور و استاتور می باشد، مشخصات کلی مانند موقعیت و مکان هندسه، نوع دامنه و محور مختصات تعیین شده است. همچنین در قسمت تعریف مواد کاری در این نرم افزار، گاز ایده آل هوا انتخاب شده است. برای اینکه تحلیل پایدار باشد، بایستی حداقل یکی از شرایط مرزی را فشار استاتیکی یا کل در نظر گرفت. همچنین نباید از شرط مرزی فشار کل برای خروجی جریان استفاده نمود، زیرا بسیار ناپایدار است [۱۲]. با توجه به شکل ۶ که نشان دهنده شرایط مرزی اعمال شده می باشد، از شرط مرزی فشار سکون و دمای سکون برای ورودی، از شرط مرزی فشار استاتیکی میانگین برای خروجی جریان استفاده شده است. برای سایر قسمت ها مانند پره های روتور و استاتور، هاب و شروود از شرط مرزی دیواره و از نوع عدم لغزش استفاده شده است. همچنین مقدار شدت توربولانسی اسمی در ورودی ۵ درصد در نظر گرفته شده است. در نرم افزار انسیس سی اف ایکس پس از تعریف شرایط مرزی، عملکرد توربین شبیه سازی، تحلیل و بررسی گردیده است.



شکل ۷- شرایط مرزی اعمال شده در نرم افزار سی اف ایکس

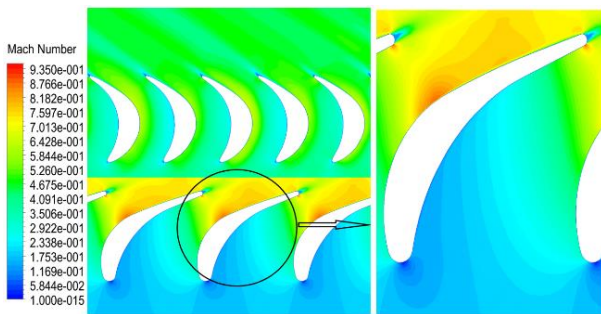
۳.۳ تولید شبکه محاسباتی

در این پژوهش برای ایجاد شبکه محاسباتی از نرم افزار توربوگرید استفاده شده است. جهت افزایش سرعت همگرایی و دقت شبیه سازی، نوع شبکه بندی در این پژوهش سازمان یافته می باشد. از آنجایی که نزدیک لبه حمله و لبه فرار پره های توربین گرادیان های بالایی وجود دارد، بایستی در این نواحی شبکه بندی ریزتری انجام شود [۱۱، ۱۶]. در شکل های ۳ و ۴ نمایی از شبکه بندی در اطراف پره های روتور و استاتور مشاهده می شود. شکل ۵ بررسی استقلال حل از شبکه بر اساس مقدار راندمان آیزنتروپیک توربین به ازای تعداد المان های شبکه محاسباتی را نشان می دهد. ابتدا هندسه مدل سازی شده با شبکه ای سبک مورد بررسی قرار گرفت و در هر مرحله تعداد المان ها بیشتر و سایز المان ها ریزتر شد. این بررسی تا جایی ادامه پیدا کرد که به ازای افزایش تعداد المان ها، متغیر انتخابی یعنی راندمان آیزنتروپیک توربین تغییری نداشته باشد. با توجه به شکل ۵ برای شبکه بندی با تعداد المان های بین ۵ تا ۷ میلیون، نتایج شبیه سازی تغییری نمی کند و استقلال حل از شبکه رخ داده است.

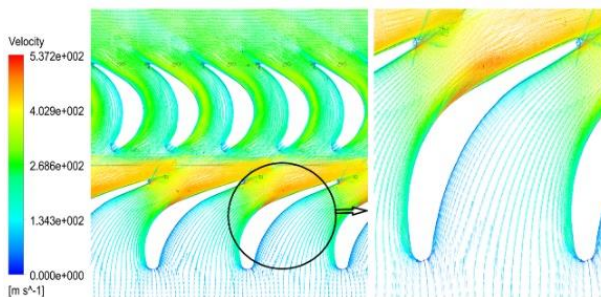


شکل ۸- شبکه بندی اطراف پره های روتور

احتمال جدایش جریان وجود دارد. در نواحی قرمز عدد ماخ به بالای ۰.۹۳ رسیده است، نزدیک شدن ماخ به عدد یک احتمال ایجاد امواج ضربه‌ای را در این نواحی بالا می‌برد. درون امواج ضربه‌ای گرادیان‌های بزرگ سرعت و دما وجود دارد، که باعث افزایش آنتروپی می‌شود. اتلافات ناشی از افزایش آنتروپی، باعث کاهش راندمان توربین می‌شود. در شرایط واقعی هیچگاه احتمال ایجاد جدایش جریان به صفر نمی‌رسد؛ زیرا تنش برشی و جدایش جریان، اثراتی است که همواره جریان لزج برای جسم متحرک در سیال به‌دنبال خواهد داشت [۱۷]. باتوجه به نکته شرط عدم لغزش که بر جریان لزج حاکم می‌باشد، نیروی اصطکاک بین سطح جسم و سیال عبوری از آن، سبب کند شدن حرکت سیال می‌شود. این موضوع در شکل ۸ به وضوح قابل مشاهده می‌باشد که در اطراف لبه حمله و لبه فرار سرعت سیال صفر می‌باشد. باتوجه به جدول ۱، راندمان توربین مورد بررسی در نقطه طراحی، ۰.۹۲٪ می‌باشد. باتوجه به شکل ۱۰، علت متفاوت بودن توزیع کانتورها در اطراف پره‌های روتور و استاتور از چپ به راست، برش زدن این ناحیه به وسیله یک صفحه تخت می‌باشد. روتور مورد بررسی در این پژوهش سه بعدی می‌باشد؛ بنابراین در صفحه برش خورده، هر پره در یک ارتفاع خاصی قرار گرفته‌است، اثر پره بر روی جریان در هر ارتفاعی متفاوت است و در ریشه روتور سطح جدایش بیشتر می‌باشد.



شکل ۸- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نقطه طراحی



شکل ۹- توزیع وکتورهای سرعت بر روی پره‌های روتور و استاتور در نقطه طراحی

۴ تحلیل و تفسیر نتایج

در بخش تحلیل و تفسیر نتایج به صحت‌سنجی نتایج، تحلیل نتایج حاصل از نقطه طراحی و شرایط خارج از طراحی و بررسی تغییرات نسبت دبی جرمی در شرایط خارج از طراحی پرداخته می‌شود.

۱.۴ صحت‌سنجی نتایج

در ابتدای پژوهش و قبل از انجام هر تحلیلی نیاز به صحت‌سنجی نتایج حاصل از کد پیش‌بینی عملکرد توربین و تحلیل عددی سه‌بعدی می‌باشد. بر اساس نتایج مرجع [۱۱] و داده‌های تجربی ارائه شده در آن، نتایج تحلیل عددی و محاسبات کد صفر بعدی مورد ارزیابی قرار گرفت. باتوجه به شکل ۷ نتایج حاصل از کد پیش‌بینی عملکرد توربین و تحلیل عددی سه‌بعدی نزدیک به نتایج تجربی و قابل قبول است. به عبارتی، نتایج حاصل از روش تحلیل عددی سه‌بعدی تطابق خوبی با نتایج تجربی داشته و بیشترین اختلاف حدود ۷٪ می‌باشد. علت پراکندگی در بعضی از نقاط به دلیل افزایش افت ترمودینامیکی است.



شکل ۷- مقایسه نتایج حاصل از کد محاسباتی، تحلیل عددی و نتایج تجربی

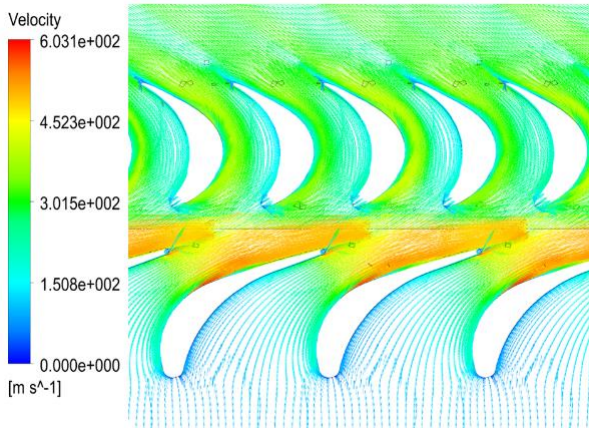
۲.۴ تحلیل نتایج حاصل از نقطه طراحی و شرایط خارج

از طراحی

تحلیل نتایج حاصل از نقطه طراحی و شرایط خارج از طراحی شامل موارد ذیل می‌باشد، تحلیل نتایج حاصل از نقطه طراحی، تحلیل نتایج حاصل از شرایط نسبت فشار سکون ورودی متغیر و نتایج حاصل از شرایط نسبت سرعت روتور متغیر.

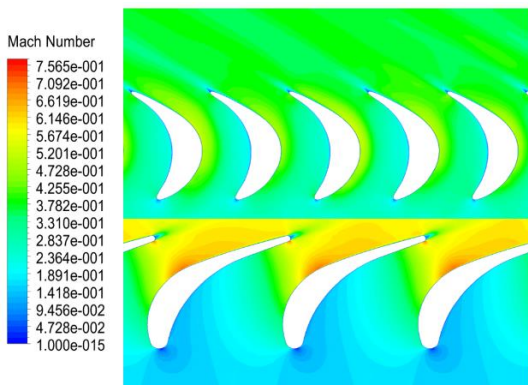
۱.۲.۴ تحلیل نتایج حاصل از نقطه طراحی

طبق شکل‌های ۸ و ۹ در نقطه طراحی جریان نسبتاً همواری در اطراف پره‌های روتور برقرار می‌باشد، اما در نقاط معینی از اطراف پره‌های استاتور

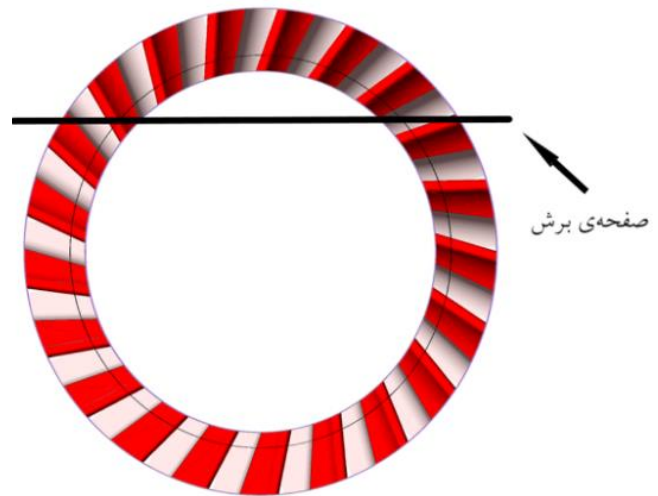


شکل ۱۲- توزیع وکتورهای سرعت بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت فشار سکون ورودی ۱/۱

باتوجه به شکل ۱۳ کاهش نسبت فشار سکون ورودی تا یک حد مشخصی، باعث بهبود عملکرد توربین شده‌است؛ اما با افت نسبت فشار سکون ورودی از یک حدی بیشتر، راندمان توربین کاهش پیدا کرده‌است. شرایط کاری در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ در مقایسه با سایر نقاط بهبود بیشتری یافته‌است. در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ عدد ماخ مقدار معقولی دارد، که این امر موجب به تاخیر انداختن جدایش جریان در پره‌های روتور و استاتور می‌شود. همچنین راندمان توربین در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ به عدد ۰/۹۳۱ افزایش یافته‌است. با کاهش بیشتر نسبت فشار سکون ورودی، افت عملکرد توربین مشاهده شد؛ زیرا در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸ عدد ماخ افت پیدا کرده‌است، که این نکته برای به تاخیر انداختن جدایش جریان مفید نمی‌باشد. همچنین در صفحه فشار پره‌های روتور، نواحی جدا شده افزایش پیدا کرده‌است. باتوجه به جدول ۱، راندمان توربین در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸۵ به عدد ۰/۹۲۵ و در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸ به عدد ۰/۸۹۳ افت پیدا کرده‌است.



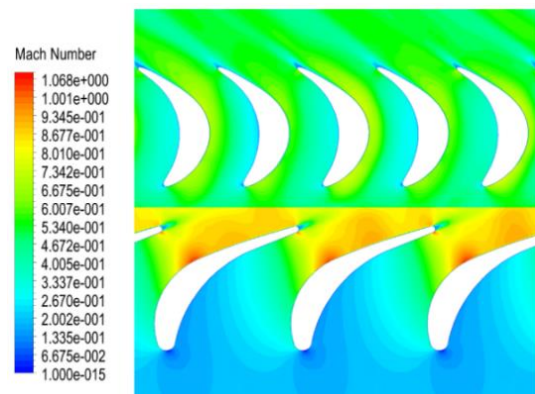
الف- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹



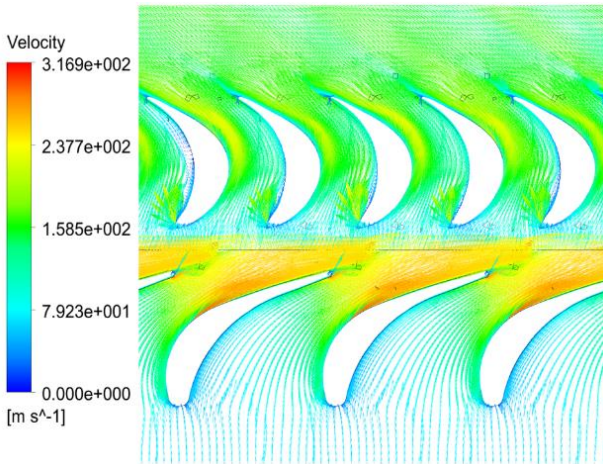
شکل ۱۰- برش زدن پره‌های توربین توسط صفحه تخت

۲.۲.۴ تحلیل نتایج حاصل از شرایط نسبت فشار سکون ورودی متغیر

باتوجه به شکل ۱۱، با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، عدد ماخ به بالای یک رسیده و راندمان توربین افت پیدا کرده‌است. زیرا بالا رفتن عدد ماخ پیامدهایی مانند جدایش جریان و ایجاد امواج ضربه‌ای را به دنبال خواهد داشت. در نقاطی که جریان جدا می‌شود، جهت جریان عوض شده و گردابه تشکیل می‌شود. باتوجه به شکل ۱۲ با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، سرعت در نقاط معینی از اطراف پره‌های استاتور افزایش پیدا کرده‌است. به عبارتی دیگر جریان شتاب گرفته‌است، که این امر موجب می‌شود جریان جدا شود.



شکل ۱۱- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت فشار سکون ورودی ۱/۱

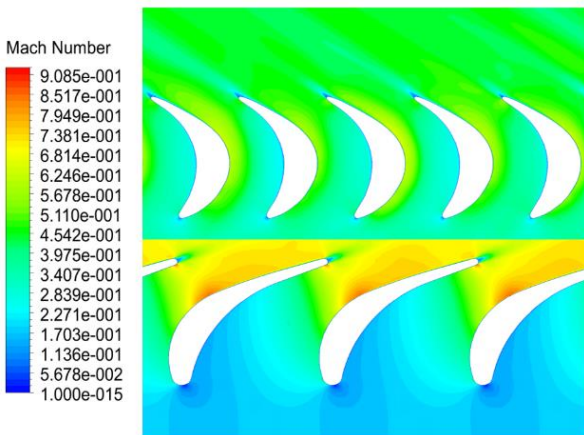


ب- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸

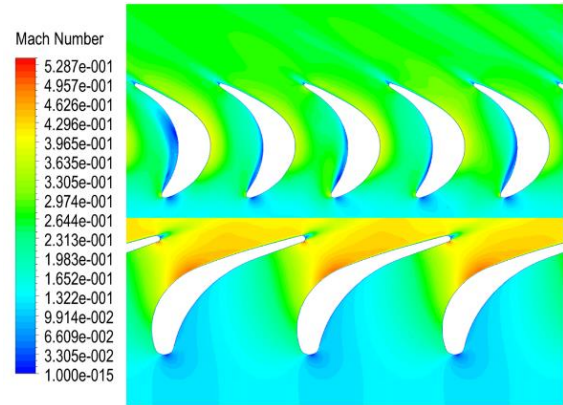
شکل ۱۴- توزیع وکتورهای سرعت بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ و ۰/۸

۳.۲.۴ نتایج حاصل از شرایط نسبت سرعت روتور متغیر

باتوجه به شکل‌های ۱۵ و ۱۶ با افزایش نسبت سرعت روتور، عدد ماخ در مقایسه با نقطه طراحی مقدار کمی کاهش یافته است؛ یعنی همانند نقطه طراحی نواحی مستعد جدایش جریان در اطراف پره‌های روتور و استاتور وجود دارد و باتوجه به جدول ۲ تغییرات عدد راندمان کم است. بنابراین افزایش نسبت سرعت روتور تاثیر زیادی در بهبود عملکرد توربین ندارد. هم‌چنین سرعت در برخی نواحی اطراف پره‌های روتور و استاتور بالا است و احتمال ایجاد امواج ضربه‌ای وجود دارد.



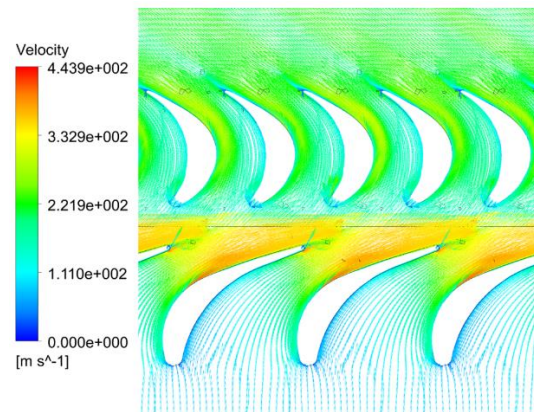
شکل ۱۵- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت سرعت روتور ۱/۸



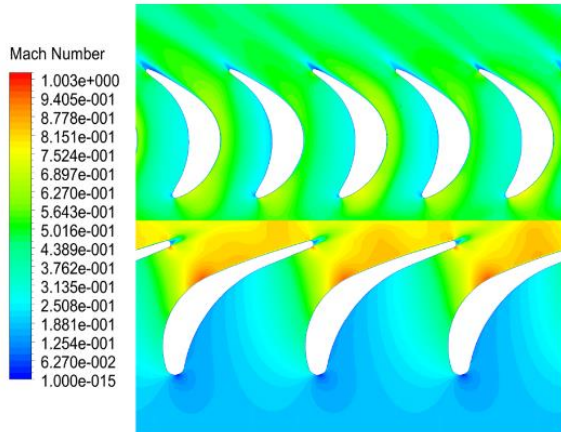
ب- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸

شکل ۱۳- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ و ۰/۸

باتوجه به شکل ۱۴، در وکتورهای سرعت مربوط به نسبت فشار سکون ورودی ۰/۸، گردابه‌هایی تشکیل شده است. جهت بردارهای سرعت در گردابه‌های مربوط به نسبت فشار سکون ورودی پایین، در مقایسه با نسبت فشار سکون ورودی بالا بر عکس شده است. به عبارتی در نسبت فشار سکون ورودی پایین، زاویه حمله پره‌های روتور عوض شده و در نتیجه گشتاوری که تولید شده است، مقدار بسیار کمی دارد. در جدول ۱ مشاهده می‌شود که با کاهش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت گشتاور نیز کاهش یافته است. در شرایط خارج از طراحی که نسبت فشار سکون ورودی متغیر می‌باشد، توربین مورد نظر در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ بالاترین راندمان و بهترین عملکرد را دارد؛ این راندمان نزدیک راندمان نقطه طراحی است و دلیل آن، در محدوده عملکرد بودن تغییرات داده شده است.

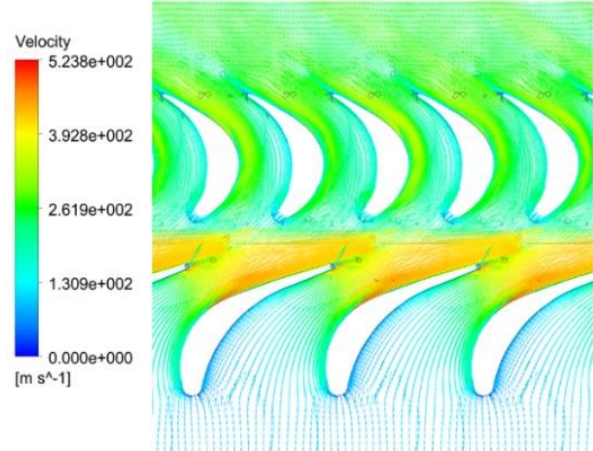


الف- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹

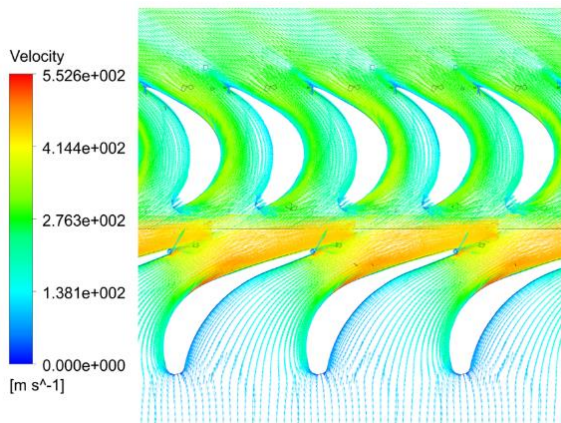


ب- نسبت سرعت روتور ۰/۸

ادامه شکل ۱۷- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت سرعت روتور ۰/۸ و ۰/۹

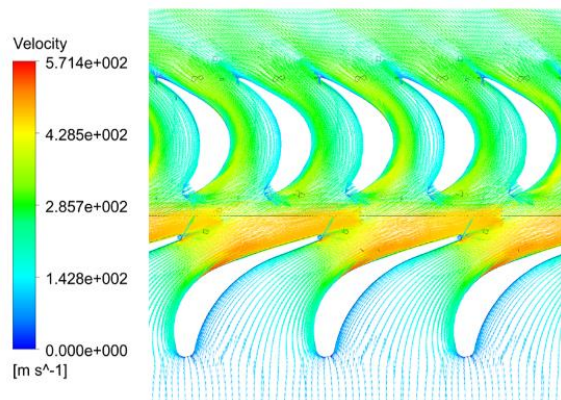


شکل ۱۶- توزیع وکتورهای سرعت بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت سرعت روتور ۱/۱



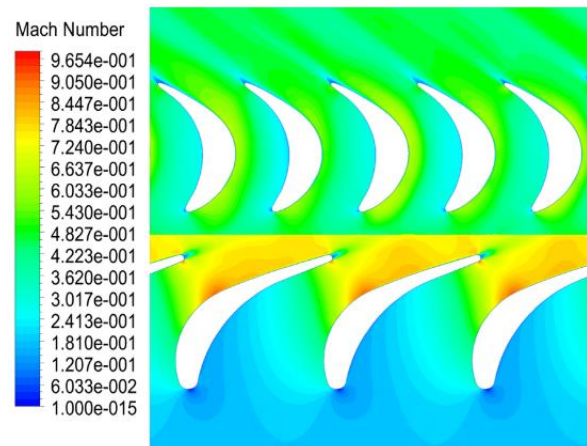
الف- نسبت سرعت روتور ۰/۹

باتوجه به شکل‌های ۱۷ و ۱۸، با کاهش نسبت سرعت روتور، عدد ماخ افزایش یافته و احتمال جدایش جریان در نزدیک لبه فرار پره استاتور و لبه حمله پره روتور بیشتر شده است. در نزدیک لبه فرار پره روتور نیز نواحی که در آن جریان شده است، در حال افزایش است. همراه با جدایش جریان، گردابه به وجود آمده و راندمان توربین را کاهش داده است. شرایط عملکردی توربین با کاهش نسبت سرعت روتور، به خصوص در نقطه ۰/۸ مطلوب نمی‌باشد، زیرا جدایش جریان به صورت کامل رخ داده است؛ اگر توربین در این شرایط کاری قرار بگیرد، مصرف‌کننده‌ای که به توربین متصل است آسیب می‌بیند.



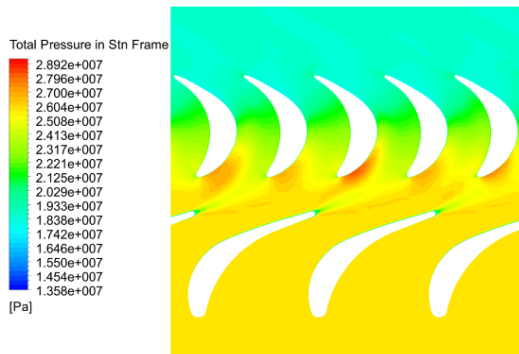
ب- نسبت سرعت روتور ۰/۸

شکل ۱۸- توزیع وکتورهای سرعت بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت سرعت روتور ۰/۸ و ۰/۹



الف- نسبت سرعت روتور ۰/۹

شکل ۱۷- توزیع عدد ماخ بر روی پره‌های روتور و استاتور در نسبت سرعت روتور ۰/۸ و ۰/۹



ج- نسبت سرعت روتور ۱/۱

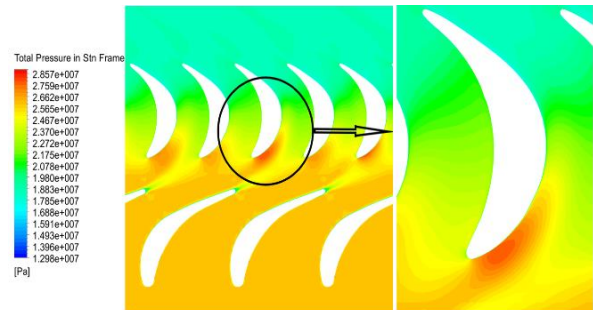
شکل ۱۹- توزیع فشار سکون بر روی پره‌های روتور و استاتور در سه شرایط عملکردی متفاوت توربین

در جداول ۱ و ۲ مقادیر نسبت گشتاور و راندمان آیزنتروپیک در تمامی شرایط خارج از طراحی مشاهده می‌شود. با کاهش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت گشتاور کاهش یافته و با کاهش نسبت سرعت روتور، نسبت گشتاور افزایش یافته‌است.

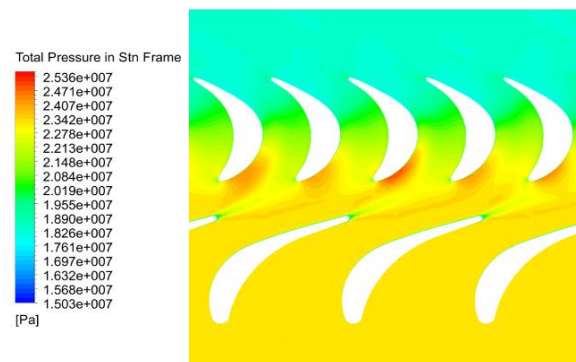
جدول ۱- نسبت گشتاور و راندمان آیزنتروپیک توربین در نقطه طراحی و شرایط خارج از طراحی (نسبت فشار سکون ورودی متغیر)

نسبت فشار سکون ورودی	نسبت گشتاور	راندمان آیزنتروپیک
۱/۱	۱/۴	۰/۹۰۸
۱/۰۵	۱/۲	۰/۹۱۵
۱	۱	۰/۹۲۳
۰/۹۵	۰/۷۹	۰/۹۲۵
۰/۹	۰/۵۹	۰/۹۳۱
۰/۸۵	۰/۳۹	۰/۹۲۵
۰/۸	۰/۲	۰/۸۹۳

باتوجه به شکل ۱۹، در نقطه طراحی توزیع فشار سکون در اطراف پره استاتور تقریباً یکنواخت است، اما در اطراف پره روتور این گونه نمی‌باشد. در اطراف لبه حمله پره روتور، فشار سکون دارای بیشترین مقدار می‌باشد. افزایش فشار سکون به معنی افزایش مقدار سرعت و عدد ماخ در این نواحی است. با کاهش فشار سکون ورودی، عدد ماخ نیز کاهش می‌یابد؛ یعنی احتمال ایجاد امواج ضربه‌ای ضعیف‌تر شده و جدایش جریان دیرتر اتفاق می‌افتد. اما کاهش بیش از اندازه فشار سکون، به معنی کاهش بیش از اندازه سرعت بوده و جریان در نواحی با سرعت بسیار کم زودتر جدا می‌شود. از طرفی دیگر افت فشار سکون خروجی به معنی افزایش آنتروپی می‌باشد، اتلافات ناشی از افزایش آنتروپی باعث کاهش راندمان توربین می‌شود. بنابراین فشار سکون در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹، مقدار معقول تری نسبت به بقیه حالت‌ها دارد. با افزایش نسبت سرعت روتور، فشار سکون تغییرات زیادی نداشته و هم‌چنان در نزدیک لبه حمله روتور مقدار فشار سکون بالا می‌باشد؛ یعنی نواحی سرعت بالا در اطراف لبه حمله روتور وجود دارد و احتمال رخ دادن امواج ضربه‌ای در این نواحی و افت راندمان توربین بالا است. با کاهش نسبت سرعت روتور، فشار سکون در اطراف لبه حمله پره روتور افزایش یافته‌است؛ با افزایش فشار سکون، عدد ماخ نیز در این نواحی افزایش می‌یابد.



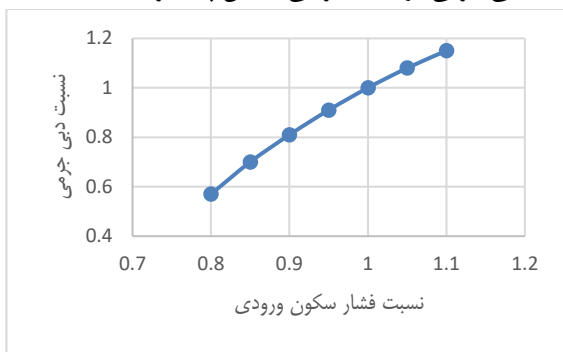
الف- نقطه طراحی



ب- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹

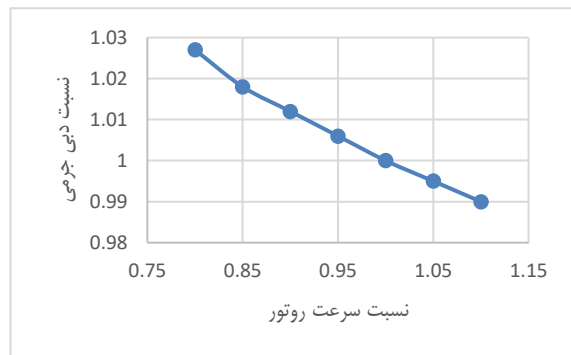
۳.۴ بررسی تغییرات نسبت دبی جرمی در شرایط خارج از طراحی

باتوجه به شکل ۲۱ در شرایط خارج از طراحی که نسبت فشار سکون ورودی متغیر می‌باشد، با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت دبی جرمی نیز افزایش پیدا کرده‌است. به عبارتی دیگر در شرایط ذکر شده این دو پارامتر رابطه مستقیم با یکدیگر دارند؛ با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت دبی جرمی افزایش و با کاهش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت دبی جرمی کاهش پیدا کرده‌است. در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹، مقدار نسبت دبی جرمی برابر با ۰/۸۱ می‌باشد و در مقایسه با نسبت دبی جرمی در نقطه طراحی کاهش پیدا کرده‌است.



شکل ۲۱- تغییرات نسبت دبی جرمی در شرایط خارج از طراحی (نسبت فشار سکون ورودی متغیر)

باتوجه به شکل ۲۲ با افزایش نسبت سرعت روتور، نسبت دبی جرمی کاهش یافته‌است. به عبارتی دیگر در شرایط ذکر شده این دو پارامتر با یکدیگر رابطه عکس دارند. با افزایش نسبت سرعت روتور، نسبت دبی جرمی کاهش و با کاهش نسبت سرعت روتور، نسبت دبی جرمی افزایش یافته‌است. در نسبت سرعت روتور ۱/۱، مقدار نسبت دبی جرمی برابر با ۰/۹۹ است. همچنین کاهش دبی جرمی همراه با افزایش زاویه برخورد بوده و موجب تشدید جدایش جریان می‌شود.

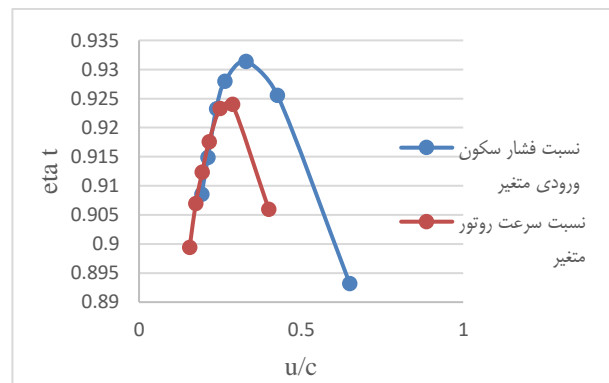


شکل ۲۲- تغییرات نسبت دبی جرمی در شرایط خارج از طراحی (نسبت سرعت روتور متغیر)

جدول ۲- نسبت گشتاور و راندمان آیزنتروپیک توربین در نقطه طراحی و شرایط خارج از طراحی (نسبت سرعت روتور متغیر)

نسبت سرعت روتور	نسبت گشتاور	راندمان آیزنتروپیک
۱/۱	۰/۹۱	۰/۹۲۴
۱/۰۵	۰/۹۵	۰/۹۲۳
۱	۱	۰/۹۲۳
۰/۹۵	۱/۰۵	۰/۹۱۸
۰/۹	۱/۱	۰/۹۱۲
۰/۸۵	۱/۱۶	۰/۹۰۷
۰/۸	۱/۲۲	۰/۸۹۹

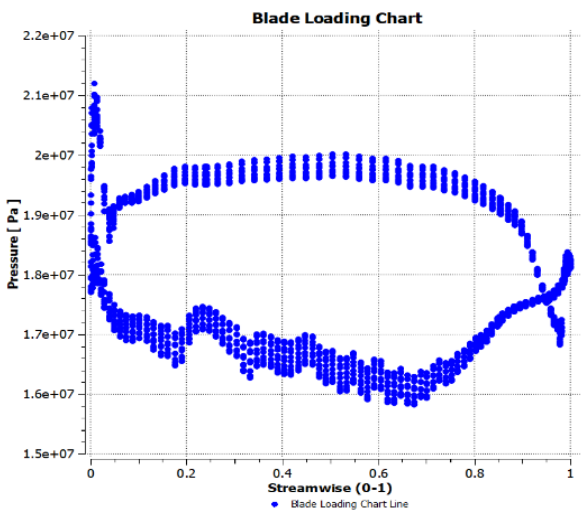
نتایج حاصل از بررسی عملکرد توربین در دو شرایط خارج از طراحی متفاوت، در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود. در این نمودار راندمان آیزنتروپیک کل به کل توربین بر حسب نسبت سرعت توربین رسم شده‌است. باتوجه به منحنی مشخصه توربین و همچنین باتوجه به نتایج حاصل از این پژوهش، بهترین نقطه عملکردی توربین که بالاترین راندمان را دارد، نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹ با راندمان ۰/۹۳ می‌باشد. قبلاً نیز ذکر شد که این راندمان نزدیک راندمان نقطه طراحی است و دلیل آن، در محدوده عملکرد بودن تغییرات داده شده‌است.



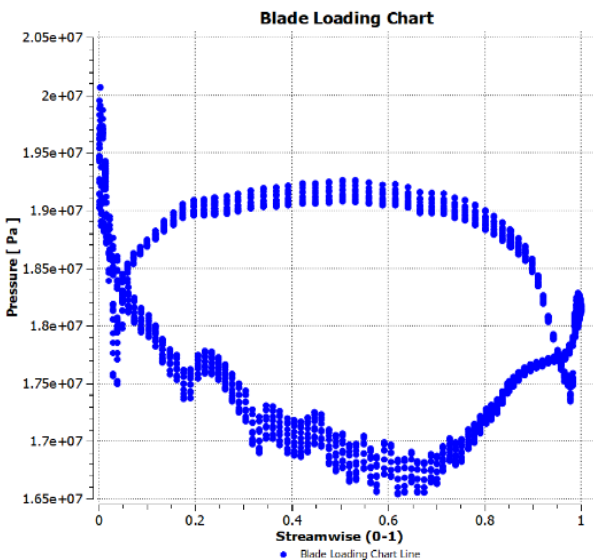
شکل ۲۰- منحنی مشخصه توربین

۲.۳.۴ بررسی تغییرات بارگذاری پره روتور

مقدار فشار در سطح فشار پره روتور زیاد، ولی در سطح مکش کم تر است. باتوجه به شکل ۲۵، تغییرات قابل توجهی در مقدار فشار در سطح مکش و تغییرات جزئی در مقدار فشار در سطح فشار مشاهده می شود. در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹، مقدار فشار در سطح مکش در مقایسه با نقطه طراحی افزایش یافته است؛ در صورتی که مقدار فشار در سطح فشار کاهش پیدا کرده است.



الف- نقطه طراحی

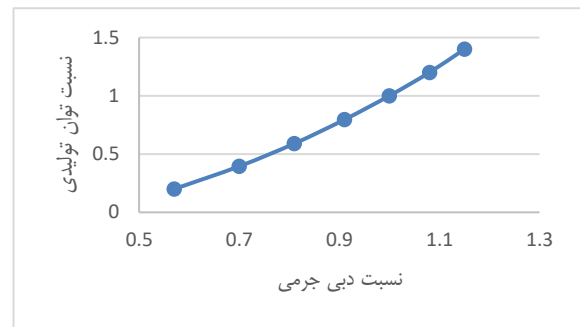


ب- نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹

شکل ۲۵ - نمودار بارگذاری پره روتور در سه شرایط عملکردی توربین (تغییرات فشار)

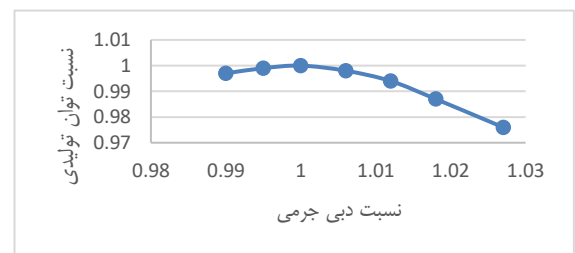
۱.۳.۴ بررسی تغییرات نسبت توان تولیدی توربین در شرایط خارج از طراحی

باتوجه به شکل ۲۳، با افزایش نسبت دبی جرمی، نسبت توان تولیدی توربین نیز افزایش پیدا کرده است؛ این دو پارامتر در شرایط ذکر شده با یکدیگر رابطه مستقیم دارند. با افزایش توان تولیدی توربین، نسبت سرعت روتور نیز افزایش پیدا کرده است. افزایش بیش از اندازه نسبت سرعت روتور برای عملکرد توربین مفید نمی باشد. در نسبت فشار سکون ورودی ۰/۹، نسبت دبی جرمی ۰/۸۱ است؛ که باتوجه به این نسبت دبی جرمی، اندازه نسبت توان تولیدی توربین برابر با مقدار ۰/۵۹ می باشد. نسبت توان تولیدی در فشار سکون ورودی ۰/۹ در مقایسه با نقطه طراحی کاهش پیدا کرده است.



شکل ۲۳ - تغییرات نسبت توان تولیدی توربین بر حسب تغییرات نسبت دبی

جرمی در شرایط خارج از طراحی (نسبت فشار سکون ورودی متغیر) باتوجه به شکل ۲۴، با افزایش نسبت دبی جرمی تا یک حدی مشخصی، نسبت توان تولیدی افزایش پیدا کرده است. ولی از یک نقطه ای به بعد با افزایش نسبت دبی جرمی، نسبت توان تولیدی کاهش می یابد. به عبارتی دیگر افزایش نسبت توان تولیدی به ازای افزایش نسبت دبی جرمی برای نسبت سرعت روتور بالا است. اما برای نسبت سرعت روتور پایین تر، به ازای افزایش نسبت دبی جرمی، نسبت توان تولیدی کاهش پیدا کرده است. در نسبت سرعت روتور ۱/۱، مقدار نسبت توان تولیدی برابر با ۰/۹۹۷ است. نسبت توان تولیدی در نسبت سرعت روتور ۱/۱، در مقایسه با نقطه طراحی کاهش پیدا کرده است.



شکل ۲۴ - تغییرات نسبت توان تولیدی توربین بر حسب تغییرات نسبت دبی

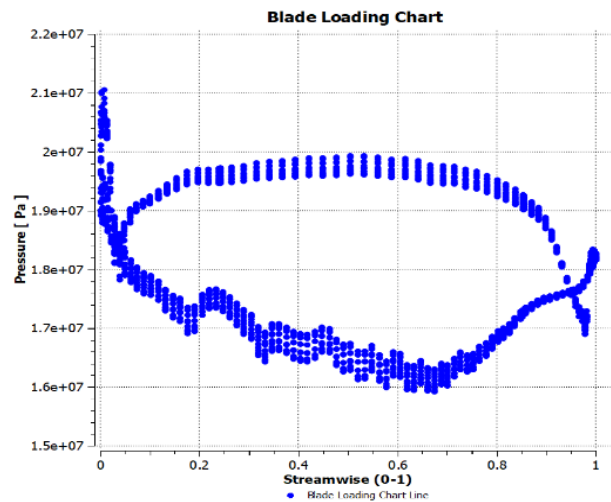
جرمی در شرایط خارج از طراحی (نسبت سرعت روتور متغیر)

ب) با افزایش نسبت سرعت روتور، عدد ماخ در مقایسه با نقطه طراحی مقدار کمی کاهش می‌یابد و همانند نقطه طراحی نواحی مستعد جدایش جریان در اطراف پره‌های روتور و استاتور وجود دارد. با کاهش نسبت سرعت روتور، عدد ماخ در اطراف لبه فرار پره استاتور افزایش یافته و راندمان توربین کاهش می‌یابد؛ بنابراین شرایط عملکردی توربین با تغییر نسبت سرعت روتور مطلوب نمی‌باشد. همچنین در نسبت سرعت روتور $0/8$ ، فشار سکون در لبه حمله پره روتور افزایش زیادی داشته است؛ که به معنی افزایش عدد ماخ به بیش از یک و تولید امواج ضربه‌ای می‌باشد.

ج) در شرایط خارج از طراحی که نسبت فشار سکون ورودی متغیر می‌باشد، با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، نسبت دبی جرمی نیز افزایش یافته و این دو پارامتر رابطه مستقیم با یکدیگر دارند. در نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ ، مقدار نسبت دبی جرمی برابر با $0/81$ می‌باشد و در مقایسه با نسبت دبی جرمی در نقطه طراحی کاهش پیدا کرده است. اما در شرایط خارج از طراحی که نسبت سرعت روتور متغیر می‌باشد، با افزایش نسبت سرعت روتور، نسبت دبی جرمی کاهش می‌یابد.

د) در شرایط خارج از طراحی که نسبت فشار سکون ورودی متغیر می‌باشد، با افزایش نسبت دبی جرمی، نسبت توان تولیدی توربین نیز افزایش پیدا می‌کند. در نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ ، اندازه نسبت توان تولیدی توربین برابر با مقدار $0/59$ می‌باشد و در مقایسه با نقطه طراحی کاهش پیدا کرده است. در شرایط خارج از طراحی که نسبت سرعت روتور متغیر می‌باشد، افزایش نسبت توان تولیدی به ازای افزایش نسبت دبی جرمی، برای نسبت سرعت روتور بالا می‌باشد. اما برای نسبت سرعت روتور پایین‌تر، به ازای افزایش نسبت دبی جرمی، نسبت توان تولیدی کاهش پیدا می‌کند.

ه) فشار در سطح فشار پره روتور مقدار زیادی دارد، ولی در سطح مکش مقدار کم‌تری دارد. در سه شرایط عملکردی مختلف (نقطه طراحی، نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ و نسبت سرعت روتور $1/1$) تغییرات قابل توجهی در مقدار فشار در سطح مکش و تغییرات جزئی در مقدار فشار در سطح فشار مشاهده می‌شود. در نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ ، مقدار فشار در سطح مکش در مقایسه با نقطه طراحی افزایش پیدا کرده است؛ در صورتی که مقدار فشار در سطح فشار کاهش پیدا کرده است. همچنین در نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ ،



ج- نسبت سرعت روتور ۱/۱

ادامه شکل ۲۵- نمودار بارگذاری پره روتور در سه شرایط عملکردی توربین (تغییرات فشار)

۵ نتیجه‌گیری

هدف این پژوهش تحلیل و شناسایی الگوی جریان در شرایط خارج از طراحی یک توربین محوری پرفشار خاص بود. بدین منظور ابتدا با نوشتن کد طراحی مقدماتی، این توربین محوری پرفشار طراحی شد. سپس هندسه این توربین در نرم‌افزارهای کتیا و انسیس دیزاین مدلر تولید و سپس در نرم‌افزار توربوگرید شبکه‌بندی شد. بعد از بررسی استقلال حل از شبکه و صحت‌سنجی نتایج، این توربین با استفاده از نرم‌افزار انسیس سی اف ایکس در ۱۲ نقطه خارج از طراحی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. ابتدا با نسبت سرعت روتور ثابت، نسبت فشار سکون ورودی تغییر، سپس با نسبت فشار سکون ورودی ثابت، نسبت سرعت روتور تغییر کرد. مهم‌ترین نتایج حاصل از این پژوهش به شرح ذیل می‌باشد:

الف) با افزایش نسبت فشار سکون ورودی، عدد ماخ به بالای یک می‌رسد. افزایش نسبت فشار سکون ورودی برای عملکرد توربین مناسب نمی‌باشد و راندمان افت پیدا می‌کند؛ زیرا بالا رفتن عدد ماخ پیامدهایی مانند جدایش جریان و ایجاد امواج ضربه‌ای را به دنبال خواهد داشت. کاهش نسبت فشار سکون ورودی تا یک حد مشخصی، باعث بهبود عملکرد توربین می‌شود؛ اما با کاهش بیشتر نسبت فشار سکون ورودی، زاویه حمله پره‌های روتور تغییر می‌کند. در نتیجه گشتاوری که تولید می‌شود، مقدار بسیار کمی خواهد داشت و راندمان توربین افت پیدا خواهد کرد. شرایط کاری در نسبت فشار سکون ورودی $0/9$ ، در مقایسه با سایر نقاط کاری بهبود بیشتری یافته است.

[7] A. Grönman and T. Turunen-Saaresti, "Design and off-design performance of a supersonic axial flow turbine with different stator-rotor axial gaps," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 225, no. 4, pp. 497-503, 2011, <https://doi.org/10.1177/0957650910396417>.

[8] A. Grönman, T. Turunen-Saaresti, P. Rönttä, A. Jaatinen, and J. Backman, "Performance and flow fields of a supersonic axial turbine at off-design conditions," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, vol. 227, no. 3, pp. 285-294, 2013, <https://doi.org/10.1177/0957650912474389>.

[9] Y. Jeong, S. Son, S. K. Cho, S. Baik, and J. I. Lee, "Evaluation of supercritical Co2 compressor off-design performance prediction methods," *Energy*, vol. 213, 2020, Art. no. 119071, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.119071>.

[10] D. Shi and Y. Xie, "Aerodynamic optimization design of a 150-kw high performance supercritical carbon dioxide centrifugal compressor without a high-speed requirement," *Applied Sciences*, vol. 10, no. 6, 2020, Art. no. 2093, <https://doi.org/10.3390/app10062093>.

[11] A. Babaei, R. A. Togh, M. H. Nobakhti, and M. J. Montazeri, "Numerical investigation of the effects of minor geometric changes of the stator blade profiles on the steady performance of a high-pressure gas-turbine," *Modarres Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 5, pp. 1209-1220, 2019, (in Persian).

[12] K. Esmailpour, A. Rahimijonoush, and A. Tohidi. "A Comprehensive Guide to Ansys Cfx (Elementary)," Dibagaran Cultural and Artistic Institute of Tehran, Tehran, Iran, 2014, (in Persian).

[13] F. Menter, J.C. Ferreira, T. Esch, and B. Konno, "The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer predictions in gas turbines," *Proceedings of the International Gas Turbine Congress*, Tokyo, IGTC2003-TS-059, 2003.

[14] R. Aghaei tog and A. Mesgarpour Tousi, "Experimental and numerical study of partial admission effect on flow distribution in supersonic turbine axial-gap," *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, vol. 24, no. 2, pp. 17-32, 2013, (in Persian), <https://doi.org/10.22067/fum-mech.v24i2.27058>.

[15] M. Zahedzadeh and F. Ommi, "Numerical study of transverse injection into supersonic flow of the scramjet combustor," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 2, no. 1, pp. 1-8, 2018, (in Persian).

عدد ماخ در طول سطح فشار و سطح مکش پره روتور، در مقایسه با نقطه طراحی کاهش پیدا کرده است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

[1] R. Aghaei Togh, M. Ahmadi, and M. Nobakhti, "Improving the aerodynamic performance of radial gas microturbine with double curvature blades," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 4, no. 4, pp. 21-30, 2021, (in Persian).

[2] H. Yang, H. C. Chen, J. C. Han, and H. K. Moon, "Numerical prediction of film cooling and heat transfer on the leading edge of a rotating blade with two rows holes in a 1-1/2 turbine stage at design and off design conditions," in *ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. Volume 3: Turbo Expo 2005, Parts A and B*, Reno, Nevada, 2005, pp. 335-344, <https://doi.org/10.1115/GT2005-68335>.

[3] G. Snedden, D. Dunn, G. Ingram, and D. Gregory-Smith, "The performance of a generic non-axisymmetric end wall in a single stage, rotating turbine at on and off-design conditions," in *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Volume 7: Turbomachinery, Parts A, B, and C*. Glasgow, UK, 2010, pp. 1069-1080, <https://doi.org/10.1115/GT2010-22006>

[4] M. T. Schobeiri, J. L. Gilarranz, and E. S. Johansen, "Aerodynamic and performance studies of a three-stage high pressure research turbine with 3-d blades, design point and off-design experimental investigations," in *ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air, Vol. 1: Aircraft Engine; Marine; Turbomachinery; Microturbines and Small Turbomachinery*, Munich, Germany, 2000, Paper V001T03A054, <https://doi.org/10.1115/2000-GT-0484>

[5] H. T. K. Kadhim, A. Rona, H. M. B. Obaida, and K. Leschke, "The performance of a 1.5 stage axial turbine with a non-axisymmetric casing at off-design conditions," *Energy Procedia*, vol. 142, pp. 1185-1191, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2017.12.379>.

[6] D. B. M. Jouini, S. A. Sjolander, and S. H. Moustapha, "Aerodynamic performance of a transonic turbine cascade at off-design conditions," *Journal of Turbomachinery*, vol. 123, no. 3, pp. 510-518, 2000, <https://doi.org/10.1115/1.1370157>.

[17] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 6th ed. McGraw-Hill Education, 2016.

[16] *Ansys Help Document, Turbo Grid, User's Guide, Mesh Data, Y plus, Version 16.1*. Canonsburg: ANSYS, Inc; 2016.