

(یادداشت فنی)

## بهبود عملکرد آیرودینامیکی توربین شعاعی

## میکروتوربین گاز با به کارگیری پره‌های دو انحنا

این مقاله بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره یک توربین شعاعی را گزارش می‌کند و تغییرات اعمالی از بخش ورودی تا انتهای پره را شامل می‌شود. این تغییرات به گونه‌ای است که در هر گام کارائی توربین بررسی و در نهایت بهترین حالت انتخاب می‌شود. برای انجام شبیه‌سازی از نرم‌افزار آنسیس CFX استفاده شده است. ابتدا، با استفاده از مدل یک‌بعدی حالت‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته و حالت برتر انتخاب می‌شود. سپس، با استفاده از حل معادلات حاکم به صورت سه‌بعدی، عملکرد توربین طراحی شده ارزیابی می‌شود. با تلفیقی از یک کد محاسباتی و یک روش تجربی، بهترین پروفیل پره جهت کارکرد بهینه به دست می‌آید. پارامتر هندسی برای تعریف هندسه پره به صورت دو انحنایی تعریف شده و برای هر فاکتور چند سطح انتخاب می‌شود. با توجه به تعداد پارامترها و تعداد سطوح در نظر گرفته شده، جدول متعامد مناسب را می‌توان انتخاب نمود. سپس، با استفاده از روش طراحی تجربی، هندسه پروفیل پره بهینه تولید شده و مجدداً با نرم‌افزار CFX مورد شبیه‌سازی قرار می‌گیرد. روتور طراحی شده بهینه بالاترین بازده و توان تولیدی را در مقایسه با روتور اصلی ارائه می‌دهد، به طوری که ۷/۳ درصد افزایش توان خروجی روتور طراحی شده مشاهده می‌شود.

واژه‌های کلیدی: CFD، توربین شعاعی، بهینه‌سازی، CFX، روش تاگوچی

### Improving the Aerodynamic Performance of Radial Gas Microturbine with Double Curvature Blades

*This research aims to improve aerodynamic performance of a radial gas microturbine from input to output, so that the best case can be selected. In this work, ANSYS CFX software was used. First, using one-dimensional model, different states were investigated and the best mode was selected. Then, by solving the governing equations, the efficiency of the designed turbine was obtained. This work combines computational work and experimental design to find the best blade profile for optimal operation. The geometrical parameters of rotor blade were considered as variable factors. Four levels were selected for each factor according to Credential references. According to the number of parameters and the number of levels determined, the appropriate orthogonal table can be selected and again numerically simulated with CFX software. The optimally designed rotor offers the highest efficiency and power output compared to the original rotor, such that the output power of the designed rotor is increased by 7.3%.*

**Keywords:** CFD, Optimization, CFX, Taguchi Method

رضا آقائی طوق<sup>۱\*</sup>، مرضیه احمدی<sup>۲\*\*</sup> و محمدحسین نوبختی<sup>۲\*\*\*</sup>

۱- دانش‌گاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات تهران، دانشکده فنی و مهندسی، گروه مهندسی هوافضا، تهران، ایران، کدپستی: ۱۴۷۷۸۹۳۸۵۵  
۲- دانش‌گاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات تهران، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، تهران، ایران

\* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل: reza\_tog@srbiau.ac.ir

\*\* دانش آموخته کارشناسی ارشد

\*\*\* استادیار

R. Aghaei Togh<sup>1\*</sup>, M. Ahmadi<sup>2\*\*</sup>, and M.H. Nobakhti<sup>2\*\*\*</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Engineering Faculty, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Postal Code: 1477893855, Tehran, IRAN

2- Department of Mechanics, Electrical and Computer, Engineering Faculty, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

\* Assistant Professor (Corresponding Author): Email:

reza\_tog@srbiau.ac.ir

\*\* M.Sc. Holder

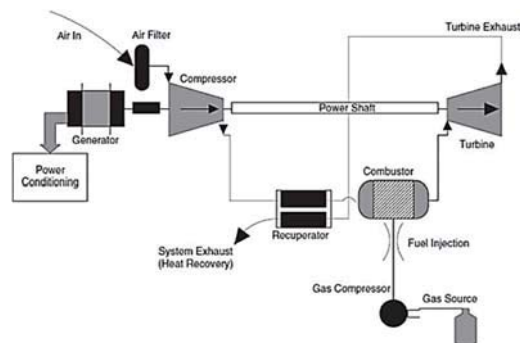
\*\*\* Assistant Professor

## (یادداشت فنی)

رضا آقایی طوق، مرضیه احمدی و محمدحسن نوبختی

## ۱- مقدمه

یکی از موضوعات مورد توجه محققان، بررسی عملکرد تیغه‌ها و پره‌های داخلی توربین‌های گازی، کمپرسورها و پمپ‌ها می‌باشد. هرچه قدر عملکرد این بخش بهتر باشد، ضریب راندمان نیز افزایش می‌یابد. در این میان راندمان تولید توان از اهمیت ویژه‌ای برخوردار بوده که برای این منظور هندسه پروانه توربین تأثیر زیادی را دارا می‌باشد. میکروتوربین گازی ابزاری برای تولید توان با هزینه به نسبت کم می‌باشد. این نوع از توربین‌های گازی به منظور تولید توان در محدوده ۱۰ الی چند ۱۰۰ کیلووات مورد استفاده قرار می‌گیرند. به منظور طراحی میکروتوربین‌ها پارامترهای متعددی نظیر دمای ورودی، زاویه ورودی جریان، دبی ورودی، شکل پره شامل زاویه ورودی، خروجی و پروفیل، میزان لقی مابین پره و دیواره تأثیرگذار می‌باشند. در این مقاله با استفاده از شبیه‌سازی عددی، کارایی یک میکروتوربین گازی را با تغییر پروفایل پره به صورت یک‌بعدی و آنالیز سه‌بعدی بررسی و در انتها پروفیل بهینه انتخاب شده است. اثر در نظر گرفتن این عامل با استفاده تغییرات میدان‌های سرعت، فشار و دما قابل نمایش است. همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، هوای ورودی پس از گذر از فیلتر وارد کمپرسور و پس از فشرده شدن، از قسمت رکوپراتور عبور می‌کند. در این قسمت دمای هوا به واسطه دمای گازهای خروجی از توربین افزایش پیدا می‌کند.



شکل (۱): چرخه میکروتوربین با ری کوپراتور.

تاکنون مطالعات زیادی در مورد بهینه‌سازی شکل پره‌های توربین‌ها در ابعاد کوچک انجام شده است که در آن‌ها از روش‌های

عددی استفاده شده است. پاکل و جیانگ<sup>۱</sup> طراحی یک توربین گاز کوچک قابل حمل<sup>۲</sup> را مورد بررسی قرار دادند [۱]. طراحی پروانه این میکروتوربین به صورت انحصاری و با دو انحناء در نظر گرفته شده است. کاپاتا<sup>۳</sup> و همکاران با استفاده از حل معادلات ناویر-استوکس و مدل اغتشاش تنش-کرنش، رفتار تزیق سوخت و شکل پره به صورت همزمان برای یک میکروتوربین ۵۰۰ وات را مورد بررسی قرار داده‌اند [۲]. ژنگ<sup>۴</sup> و همکاران از نرم‌افزار Ansys CFX به منظور طراحی توربین شعاعی در ابعاد کوچک استفاده کرده‌اند [۳]. تقوی و همکاران با شیاردار کردن دیواره باعث کاهش گردابه شده‌اند و لازم به ذکر است آن‌ها از دینامیک سیالات محاسباتی به منظور شبیه‌سازی حالت‌های مختلف استفاده نموده‌اند [۴]. نشاط و همکاران تأثیر خمودن و لاغر نمودن انتهای پره ماشین دوار شعاعی روی کارایی را مورد بررسی قرار دادند [۵]. در این مطالعه مشاهده شده که خمیدگی رو به جلو می‌تواند تأثیر به‌سزایی در کارایی داشته باشد. آقایی و همکاران با تلفیق روش‌های یک و سه‌بعدی مقایسه‌ای مابین داده‌های عددی و تجربی انجام داده‌اند [۶]. همچنین، در مطالعه دیگری آقایی طوق و همکاران به بررسی تأثیر زوایای پروانه بر روی تغییر پارامترهای مختلف کمپرسور پرداخته‌اند [۷]. آن‌ها با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و تغییر هندسه پارامترهای خروجی را اندازه‌گیری نموده و ارزیابی کرده‌اند. کازانو ماتسورا<sup>۸</sup> و همکاران یک توربین شعاعی بسیار کوچک به صورت دوبعدی و سه بعدی طراحی، ساخته و کارایی آن را مورد آزمون قرار دادند [۸]. آن‌ها به بررسی تأثیر شکل هندسه بر روی افت‌های ایجاد شده پرداخته و اختلاف مابین داده‌های عددی و آزمایشگاهی را ناشی از فرض انتقال حرارت آدیباتیک در طراحی دانسته‌اند. افقری و همکاران طراحی آیرودینامیکی یک‌بعدی روتور توربین شعاعی را براساس نسبت بهینه شعاع‌ها در ورود و خروج روتور انجام داده‌اند [۹]. شرط به نتیجه رسیدن طراحی، همگرایی در بازه پروانه می‌باشد، به طوری که بازه پروانه یک بار بدون در نظر گرفتن افت‌ها و بار دیگر با لحاظ کردن افت‌ها محاسبه شده و مقدار به‌دست آمده برای راندمان از هر دوی این روابط باید در یک حلقه تکرار شونده برابر شوند. در بهینه‌سازی حالت دو انحنایی تحت بارگذاری هیدرواستاتیک نتایج نشان می‌دهد که این حالت عملکرد استاتیکی بهتری (روش VON-MISES) نسبت به حالت تک انحنایی دارد. همچنین، نتایج بهینه‌سازی حالت‌های دو انحنایی نشان می‌دهد که به دلیل آیرودینامیک بهتر (به‌عنوان مثال ضریب اصطکاک کمتر در توربین گازها) نسبت فشار کل به فشار استاتیک و توان خروجی افزایش می‌یابد [۱۰].

1. Impeller
2. Casing
3. Pakle and Jiang
4. Portable
5. Capata
6. Zheng
7. Kazuo Matsuura

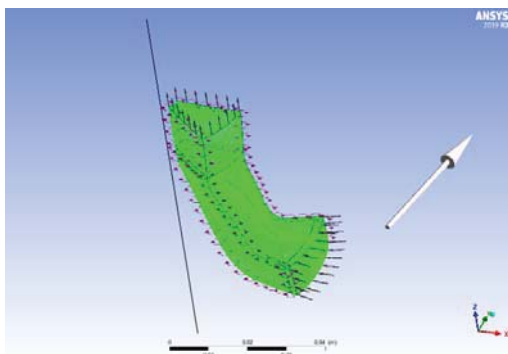
در رابطه (۳)،  $P$  فشار و  $F_i$  منابع اضافی مومنتوم می‌باشد. از آنجا که معادلات مومنتوم در یک رابطه با مرجع مرتبط با پره‌های دورانی هستند، بنابراین نیروی کریولیس و گریز از مرکز به صورت روابط (۴-۶) به مومنتوم اضافه می‌شوند.

$$F_i = F_{i,co} + F_{i,ce} \quad (4)$$

$$F_{i,co} = -2\varepsilon_{ijk}\omega_j U_k \quad (5)$$

$$F_{i,ce} = -\omega_j\omega_k X_j + \omega_j\omega_k X_i \quad (6)$$

در این روابط،  $\omega_j$  سرعت زاویه‌ای و  $\varepsilon_{ijk}$  تانسور مرتبه سه را نشان می‌دهند. مدل آشفتگی مورد استفاده در کار حاضر مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST می‌باشد. مدل SST توسط منتر و به منظور آمیختن قابلیت‌های بالای مدل  $k-\omega$  برای مسلط شدن فیزیک حاکم بر نواحی نزدیک دیواره، با قابلیت‌های بالای مدل  $k-\varepsilon$  (مستقل از جریان آزاد در نواحی دور از دیواره) ارائه شده است. بنابراین، این مدل به‌طور همزمان توانایی بالای مدل  $k-\omega$  در نواحی با عدد رینولدز پایین (نواحی نزدیک به دیواره) و توانایی بالای مدل  $k-\varepsilon$  در نواحی با عدد رینولدز بالا (نواحی دور از دیواره) را در اختیار گرفته است. شبکه ایجاد شده از نرم‌افزار ANSYS TurboGrid به نرم‌افزار ANSYS CFX انتقال داده می‌شود تا شبیه‌سازی جریان ویسکوز سه‌بعدی انجام شود. در تعریف جزء، نوع جزء دوار و دور آن برابر با مقدار ۱۳۰,۰۰۰ دور بر دقیقه تنظیم شده است. شکل ۲ مدل مسئله در نرم افزار CFX را نشان می‌دهد.



شکل (۲): مدل مسئله در نرم افزار CFX.

## ۲-۱- تولید شبکه محاسباتی

به‌منظور تولید شبکه محاسباتی از نرم‌افزار TurboGrid استفاده شده است. این برنامه مدلی از پره توربین را از Bladegen وارد می‌کند و مسیرهای پره شبکه‌بندی می‌شود. در نزدیکی مرزهای صلب سلول‌ها برای نمایش بهتر رفتار لایه مرزی جریان سیال ریزتر بوده و هرچه از دیوارها فاصله گرفته می‌شود، سلول‌ها درشت‌تر می‌شوند.

بایومی<sup>۸</sup> از مینی‌م‌سازی سرعت‌های ورودی و خروجی از روتور برای بهینه‌سازی طراحی یک‌بعدی توربین شعاعی استفاده کرده است [۱۱]. در این پژوهش نسبت توان، دبی جرمی و سرعت چرخش روتور به‌عنوان ورودی روش طراحی در نظر گرفته می‌شوند. در این روش، در ابتدا به یک تخمین برای مقدار راندمان سکون به استاتیک نیاز می‌باشد. همچنین، در این روش عدد ماخ خروجی تابعی از نسبت توان توربین و زاویه برخورد می‌باشد (زاویه برخورد از ۰ تا ۶۰- درجه متغیر است). همچنین، در این مطالعه روشی برای بهینه‌سازی طراحی نازها نیز ارائه شده است.

## ۲- مواد و روش‌ها

نخست یک توربین شعاعی با استفاده از تحلیل یک‌بعدی و با به‌کارگیری نرم‌افزار Vista RTD ایجاد شده و در نرم‌افزار Bladegen هندسه سه‌بعدی ساخته شده است. سپس، با استفاده از نرم‌افزار CFX شبیه‌سازی عددی صورت گرفته و عملکرد آن بررسی شده است. چهار سطح برای هر فاکتور انتخاب شده است. با توجه به تعداد پارامترها و تعداد سطوحی که تصمیم‌گیری می‌شوند، جدول متعامد مناسب را می‌توان انتخاب نمود. سپس با استفاده از تکنیک طراحی تجربی، هندسه پروفیل پره بهینه تولید شده و دوباره با نرم افزار CFX مورد شبیه‌سازی عددی قرار می‌گیرند. مقایسه نتایج حاصل از این توربین شعاعی با پروفیل پره بهینه با توربین شعاعی اصلی، میزان بهبود عملکرد را نشان خواهد داد.

جریان در توربین شعاعی حاضر به‌صورت پایا، سه‌بعدی و تراکم‌پذیر فرض می‌شود. معادلات حاکم مربوط، معادله پیوستگی، معادله مومنتوم (معادله ناویر-استوکس) و مدل توربولانسی هستند. معادله بقای جرم در مختصات کارتزین برای سیال تراکم‌پذیر به‌صورت رابطه (۱) می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

در رابطه (۱)،  $\rho$  چگالی سیال،  $x_j$  و  $U_j$  به‌ترتیب مختصات مکان در جهت  $z$  و سرعت میانگین می‌باشند. معادلات مومنتوم (ناویر استوکس) برای سیالات تراکم‌پذیر به‌صورت رابطه (۲) می‌باشد.

$$\frac{\partial(\rho U_j)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j U_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + A + F_i \quad (2)$$

در رابطه (۱)،  $A$  ترم پخش جریان توربولانس است و برابر با رابطه (۳) می‌باشد.

$$A = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu_m + \mu_t) \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (3)$$

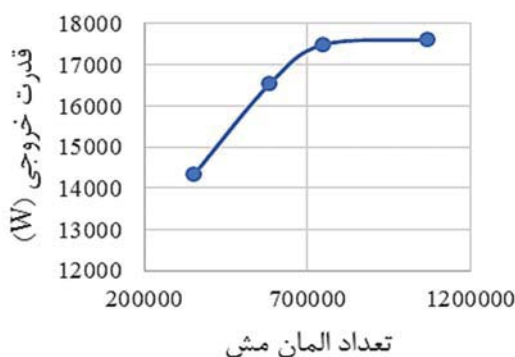
## (یادداشت فنی)

رضا آقائی طوق، مرضیه احمدی و محمدحسن نوبختی

ندارد. به همین دلیل شبکه دارای ۷۴۸,۴۸۴ حجم کنترل برای انجام شبیه‌سازی انتخاب شده است.

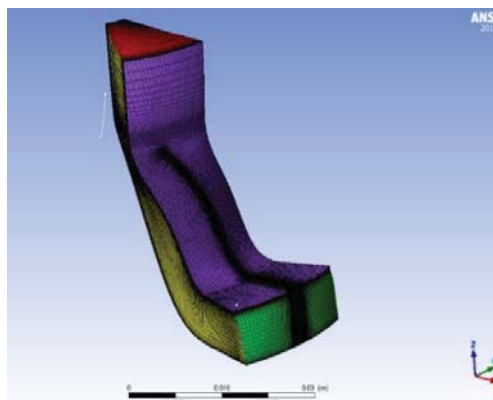
جدول (۱): بررسی استقلال نتایج از شبکه بندی مورد استفاده.

تعداد المان‌های شبکه	قدرت خروجی (W)
۳۵۱,۶۲۴	۱۴,۳۲۵/۴
۵۸۳,۶۱۰	۱۶,۵۳۱/۸
۷۴۸,۴۸۴	۱۷,۴۹۰/۸
۱,۰۶۷,۳۲۵	۱۷,۶۱۰/۱



شکل (۵): نمودار استقلال نتایج از شبکه.

علاوه بر این، به دلیل اینکه در لبه حمله پره سیال توسط پرها برش داده می‌شود و به دلیل طراحی ویژه این نقطه، شبکه محاسباتی در این نقطه ریزسازی بیشتری را دارا می‌باشد. شکل ۳ شبکه بندی مسیر گذرگاه سیال در روتور میکروتوربین گازی را نمایش می‌دهد. برای بررسی میزان کیفیت شبکه مورد تحلیل در شکل ۴ شبکه تولید شده آنالیز می‌شود. پس از بررسی اصلاح شبکه و کیفیت شبکه، تعداد کل شبکه برابر ۷۴۸,۴۸۴ است که آنالیز نهایی شبکه ۴۵ درجه برای حداقل زاویه سطح و ۱۴۹ برای بیشترین زاویه سطح با یک حجم حداقل مثبت را نشان می‌دهد.



شکل (۳): شبکه بندی مسیر گذرگاه سیال در روتور میکروتوربین گازی.

## ۲-۳- طراحی تجربی پروانه با روش تاگوچی

معادلات ناویر استوکس برای جریان پایدار سه بعدی توسط کد دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) حل می‌شود. پنج پارامتر هندسی پروفیل به عنوان فاکتورهای متغیر با توجه به منحنی زاویه پره روتور دوانحنایی انتخاب می‌شود. اگر منحنی زاویه پره روتور در حالت دوانحنایی استخراج شود، نتیجه یک منحنی خواهد بود که در دو نقطه از پره در راستای محور نصف النهاری<sup>۹</sup> زاویه پره برابر با صفر شده و شکل ۶ حاصل می‌شود. به منظور مشخص کردن نمودار پره روتور دو انحنایی، پنج پارامتر در نظر گرفته می‌شود که عبارتند از: ۱- زاویه پره در لبه حمله؛ ۲- موقعیتی که زاویه پره برای اولین بار برابر با صفر می‌شود، ۳- ماکزیمم مقدار زاویه پره، ۴- موقعیتی که زاویه پره برای بار دوم برابر با صفر می‌شود و ۵- زاویه پره در لبه فرار. پنج پارامتر در شکل ۷ نشان داده شده‌اند. جدول ۲، آزمایش حاصل از روش تاگوچی برای سطوح فاکتورهای مختلف را نمایش می‌دهد. در این جدول اعداد نشان دهنده سطوح هر یک از فاکتورها می‌باشند.

Mesh Statistics

Mesh Measure	Value	% Bad
Minimum Face Angle	45.1821 [degree]	0.0000
Maximum Face An...	149.543 [degree]	0.0000
Maximum Element...	9.9223	0.0000
Minimum Volume	2.36668e-15 [m <sup>3</sup> ]	0.0000
Maximum Edge Le...	575.69	0.0000
Maximum Connect...	10	0.0000

شکل (۴): آنالیز کیفیت شبکه.

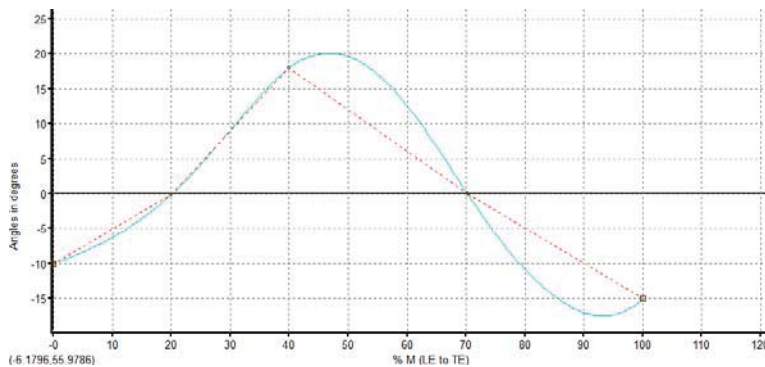
## ۲-۲- استقلال حل از شبکه

برای بررسی تأثیر تعداد شبکه در نتایج به ازای چهار شبکه با تعداد ۳۵۱,۶۲۴، ۵۸۳,۶۱۰، ۷۴۸,۴۸۴ و ۱,۰۶۷,۳۲۵ حجم کنترل مورد تحلیل قرار گرفته است. مقایسه بین نتایج به دست آمده با این نوع شبکه‌ها در جدول ۱ و شکل ۵ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، اختلاف چندانی بین نتایج وجود

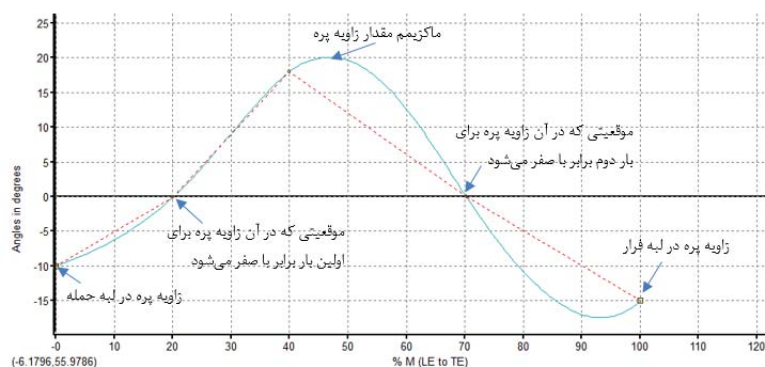
9. Meridional  
10. Leading Edge  
11. Trailing Edge

### (بازداشت فنی)

بهبود عملکرد آبرودینامیکی توربین شعاعی میکروتوربین گاز با به کارگیری پره‌های دو انحناء



شکل (۶): منحنی زاویه پره روتور در حالت دو انحنایی در راستای محور نصف النہاری.



شکل (۷): پنج پارامتر مورد نیاز برای مشخص کردن نمودار پره روتور دو انحنایی.

جدول (۲): بررسی استقلال نتایج از شبکه‌بندی مورد استفاده.

شماره آزمایش	A زاویه پره در لبه حمل	B زاویه پره برای اولین بار برابر با صفر	C ماکزیمم مقدار زاویه پره	D زاویه پره برای بار دوم برابر با صفر	E زاویه پره در لبه فرار
L1	1	1	1	1	1
L2	1	2	2	2	2
L3	1	3	3	3	3
L4	1	4	4	4	4
L5	2	1	2	3	4
L6	2	2	1	4	3
L7	2	3	4	1	2
L8	2	4	3	2	1
L9	3	1	3	4	2
L10	3	2	4	3	1
L11	3	3	1	2	4
L12	3	4	2	1	3
L13	4	1	4	2	3
L14	4	2	3	1	4
L15	4	3	2	4	1
L16	4	4	1	3	2

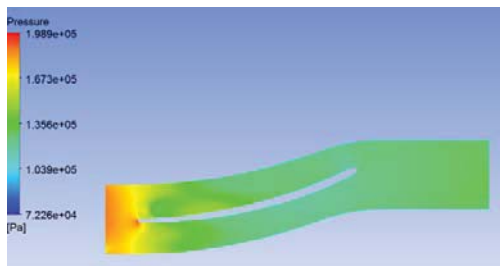
شعاعی را نشان می‌دهد. شبکه‌بندی در نواحی نزدیک دیواره‌ها و همچنین در نواحی اطراف پره‌ها به علت وجود گرادیان‌های شدید باید ریزتر از سایر نقاط باشد. براساس کانتورهای فشار کل و فشار استاتیکی در شکل‌های ۱۵-۱۰، کاهش فشار بعد از پره‌های

### ۳- نتایج

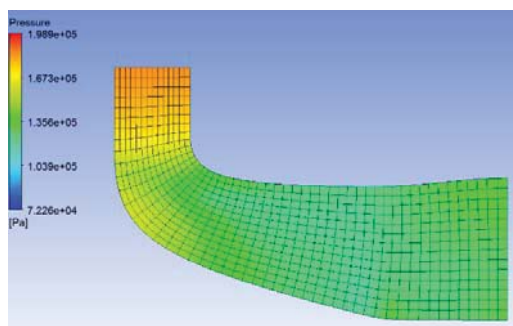
پارامترهای اولیه طراحی توربین، در جدول ۳ نشان داده شده است. شکل ۸ نمای سه‌بعدی پره، هاب و شروود میکروتوربین را نشان می‌دهد. شکل ۹ شبکه‌بندی پره میکروتوربین جریان

## (یادداشت فنی)

رضا آقائی طوق، مرضیه احمدی و محمدحسن نوبختی

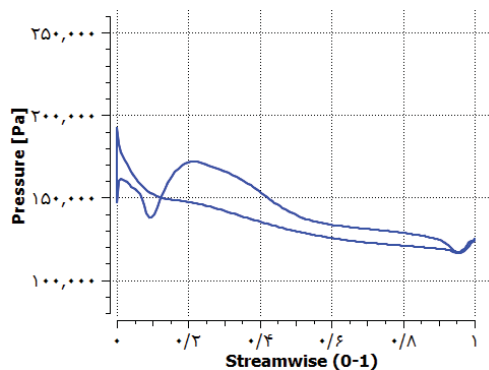


شکل (۱۰): کانتور فشار در محدوده ۵۰ درصد دهانه در حالت blade to blade.



شکل (۱۱): کانتور فشار در محدوده ۵۰ درصد دهانه در سطح نصف‌النهاری.

با توجه به شکل‌های ۱۴-۱۲ در مرکز پره فشار بیشتر و هر چه به انتهای پره‌ها نزدیک‌تر می‌شویم، فشار کاهش پیدا می‌کند. در این نمودارها مقدار فشار و بارگذاری پره در سطح مکش و سطح فشار به ترتیب در محدوده‌های ۲۰، ۵۰ و ۸۰ درصد دهانه نشان داده شده است. با توجه به نمودارها مشخص است که دو طرف پره دارای فشارهای متفاوت می‌باشد. اختلاف فشار بین سمت فشار و سمت مکش پره در وسط پره بیشترین مقدار می‌باشد. حداقل مقدار فشار کل داخل پره در لبه فرار پره‌ها تعیین شده است. الگوهای فشار کل در طول پره متفاوت هستند. نمودارهای فشار کل و استاتیک در شکل ۱۵ نشان داده شده است.

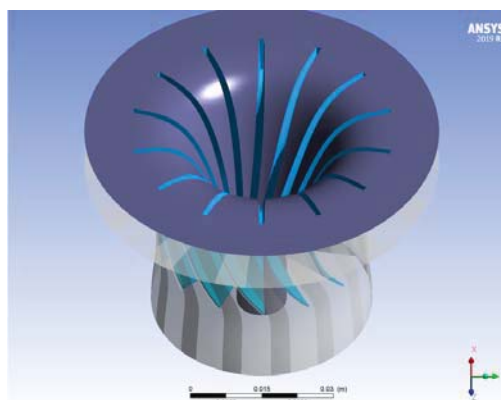


شکل (۱۲): بارگذاری پره در محدوده ۲۰ درصد دهانه.

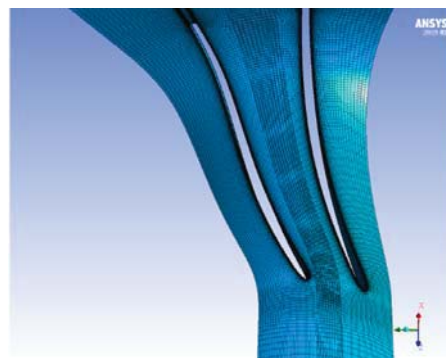
روتور به خوبی نشان داده شده است. شکل ۱۰ کانتور فشار در حالت Blade to Blade در محدوده ۵۰ درصد دهانه را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، فشار از لبه حمله به سمت لبه فرار پره روتور در حال کاهش است. با توجه به شکل ۱۱ روند کاهش فشار سیال در اثر عبور از درون پره به صورت منظمی مشاهده می‌شود. فشار در دهانه ورودی دارای بیشترین مقدار خود بوده و به طور تدریجی با پیشروی از درون مجراهای پره مقدار کمتری خواهد داشت.

جدول (۳): بررسی استقلال نتایج از شبکه‌بندی مورد استفاده.

مقدار	ویژگی عملکردی	مقدار	ویژگی عملکردی
0.143	دبی جرمی جریان (kg/s)	2	نسبت انبساط
200	فشار سکون ورودی (kPa)	130000	دور توربین (دور بر دقیقه)
1073	دمای سکون ورود به توربین (K)	10	تعداد پره
0.6	نسبت سرعت پره		



شکل (۸): نمای ایزومتریک 3D پره، هاب و شروود.



شکل (۹): المان‌های مش در محدوده ۵۰ درصد دهانه.

## (یادداشت فنی)

بهبود عملکرد آبرودینامیکی توربین شعاعی میکروتوربین گاز با به کارگیری پره‌های دو انحناء

- نسبت S/N تغییرپذیری در پاسخ سیستم ناشی از عوامل نویز را منعکس می‌نماید.
- نسبت S/N مستقل از میزان میانگین است. این بدان معنی است که این معیار برای پیش‌بینی کیفیت مفید بوده حتی اگر لازم باشد مقدار هدف تغییر نماید.
- نسبت S/N کیفیت نسبی را اندازه می‌گیرد، زیرا برای مقاصد مقایسه‌ای استفاده می‌شود.
- نسبت S/N پیچیدگی‌های غیر ضروری مانند برهم کنش‌های عامل کنترلی هنگامی که تأثیر عوامل بسیاری بر کیفیت محصول آنالیز می‌شود را ایجاد نمی‌کند.

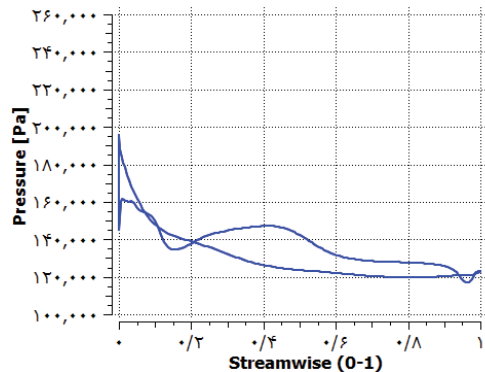
مقادیر نسبت S/N بالاتر عامل کنترلی قوی‌تر را نشان می‌دهد که اثرات عوامل نویز را کاهش می‌دهد. سه نوع محاسبات نسبت S/N در جدول ۴ نشان داده شده است که در آن  $\bar{y}$  متوسط داده‌های مشاهده شده،  $S^2$  واریانس  $y$ ،  $n$  تعداد داده‌های مشاهده شده و  $y_i$  داده مشاهده شده نام می‌باشد.

جدول (۴): انواع نسبت S/N.

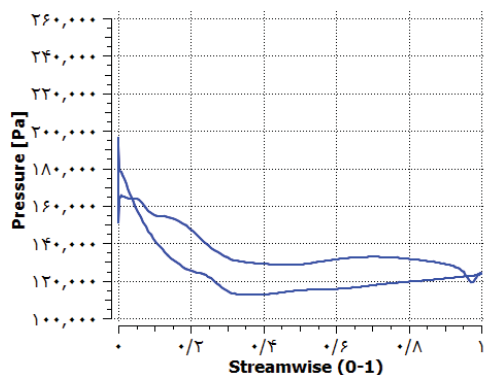
$S/N = -10 \log \left( \frac{\sum_{i=1}^n \frac{1}{y_i^2}}{n} \right)$	مقدار بزرگ‌تر پاسخ بهتر می‌باشد.
$S/N = -10 \log (s^2)$	مقدار نامی پاسخ بهتر می‌باشد.
$S/N = -10 \log \left( \frac{\sum_{i=1}^n y_i^2}{n} \right)$	مقدار کوچک‌تر پاسخ بهتر می‌باشد.

### ۳-۲- نسبت سیگنال به نویز

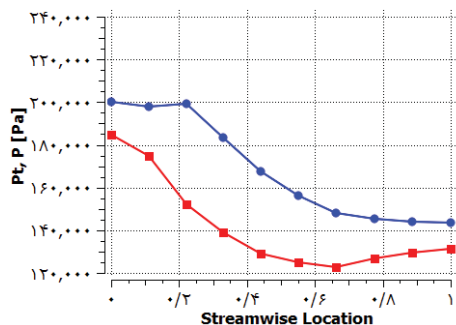
پنج پارامتر هندسی پروفیل به‌عنوان فاکتورهای متغیر با توجه به منحنی زاویه پره روتور دوانحنایی در شکل ۷ نمایش داده شده‌اند. جداول آرایه متعامد L16 برای دسته‌بندی آزمایشات استفاده شده است، پنج فاکتور هر دفعه ارزیابی شده و هر فاکتور چهار سطح در نظر گرفته شده است که در جدول ۵ خلاصه شده است. با توجه به تعداد پارامترها و سطوح انتخاب شده، جدول متعامد مناسب را می‌توان تعیین نمود. جدول با به کارگیری الگوریتم تاگوچی ایجاد شده است. جدول آرایه متعامد L16 برای دسته‌بندی آزمایشات استفاده شده و برنامه‌های تجربی با جزئیات در جدول ۶ ارائه شده است. پره‌های مدل‌سازی شده با روش عددی یکسانی شبیه‌سازی می‌شوند.



شکل (۱۳): بارگذاری پره در محدوده ۵۰ درصد دهانه.



شکل (۱۴): بارگذاری پره در محدوده ۸۰ درصد دهانه.



شکل (۱۵): نمودار Pt و P جریان.

### ۳-۱- نسبت سیگنال به نویز

با توجه به رابطه مستقیم بین کیفیت و قابلیت اطمینان، عملکرد طراحی در تمام شرایط نویز مهم می‌باشد. معیارهای سیگنال به نویز (S/N) برای استفاده در بهینه‌سازی عملکرد قابل اطمینان محصول در نظر گرفته می‌شوند. تعدادی از نسبت‌های مختلف S/N را می‌توان با توجه به اهداف فرآیند بهینه‌سازی استفاده کرد. با این حال، تمام نسبت‌های S/N دارای ویژگی‌های هستند که عبارتند از:

## (یادداشت فنی)

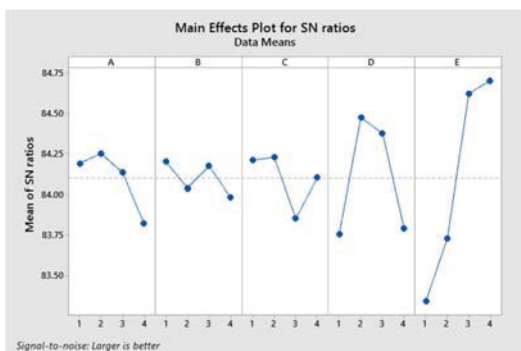
رضا آقائی طوق، مرضیه احمدی و محمدحسن نوبختی

رتبه‌بندی پارامترهای فرآیند از جدول نسبت S/N حاصل می‌شوند. این طبقه‌بندی با مقایسه مقادیر دلتا تعیین می‌شود. مقدار دلتا برابر با اختلاف بین مقادیر بیشترین و کمترین برای سطوح هر عامل می‌باشد. شکل ۱۶ نتایج آنالیز برای خروجی روتور توربین را نشان می‌دهند. همان‌طور که از نتایج مشخص می‌باشد فاکتور تأثیرگذار شکل پروفیل پره بر توان خروجی روتور به ترتیب  $E > D > A > C > B$  می‌باشند. زاویه پره در لبه فرار (E) به‌عنوان مهم‌ترین پارامتر برای توان خروجی روتور توربین شناخته می‌شود. بهترین ترکیب پارامتری برای بازده روتور بهینه شده حالت  $A_2, B_1, C_2, D_2$  و  $E_4$  می‌باشد، یعنی  $A_2 = -5, B_1 = 0.1, C_2 = 15, D_2 = 0.6$  و  $E_4 = -60$ . در این حالت سطحی که یک مقدار S/N بزرگ‌تر را ایجاد می‌نماید، ترجیح داده می‌شود.

برای ترکیب بهینه بالا، روتور طراحی شده بهینه بالاترین بازده و توان تولیدی را در مقایسه با روتور اصلی ارائه می‌دهد. قدرت خروجی روتور بهینه در این حالت  $18,733/9$  وات می‌باشد. در این حالت نسبت به قدرت خروجی روتور اصلی که برابر با  $17,450$  وات می‌باشد، توان خروجی به میزان  $7/3$  درصد افزایش پیدا می‌کند. منحنی زاویه پره روتور در حالت دوانحنایی بهینه شده در راستای محور نصف النهاری مانند شکل ۱۷ حاصل می‌شود.

توان در جریان سیال از رابطه (V) (معادله برنولی) محاسبه می‌شود. در این فرمول P فشار،  $\rho$  چگالی، V سرعت، g گرانش زمین و h ارتفاع می‌باشد. به‌منظور بررسی توان ورودی یا خروجی از فرمول ذکر شده استفاده می‌شود. بعد تمامی عبارت‌ها انرژی بر واحد حجم بوده که P نشان‌دهنده توانی است که پمپ به سیال می‌دهد. جدول ۸ درصد خطای ناشی از مقادیر توان اصلی و بهینه‌سازی شده را نمایش می‌دهد.

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho gh = \text{constant} \quad (V)$$



شکل (۱۶): سطح تأثیر هر فاکتور برای توان خروجی روتور.

جدول (۵): فاکتورهای تجربی متعامد.

فاکتور	نام اختصاری	A	B	C	D	E
سطح	1	-1	0.1	10	0.5	-15
	2	-5	0.2	15	0.6	-30
	3	-10	0.3	20	0.7	-45
	4	-15	0.4	25	0.8	-60

• نامگذاری نقاط مطابق با جدول ۲ می‌باشد.

جدول (۶): روش تجربی متعامد.

شماره آزمایش	A	B	C	D	E
L1	-1	0.1	10	0.5	-15
L2	-1	0.2	15	0.6	-30
L3	-1	0.3	20	0.7	-45
L4	-1	0.4	25	0.8	-60
L5	-5	0.1	15	0.7	-60
L6	-5	0.2	10	0.8	-45
L7	-5	0.3	25	0.5	-30
L8	-5	0.4	20	0.6	-15
L9	-10	0.1	20	0.8	-30
L10	-10	0.2	25	0.7	-15
L11	-10	0.3	10	0.6	-60
L12	-10	0.4	15	0.5	-45
L13	-15	0.1	25	0.6	-45
L14	-15	0.2	20	0.5	-60
L15	-15	0.3	15	0.8	-15
L16	-15	0.4	10	0.7	-30

• نامگذاری نقاط مطابق با جدول ۲ می‌باشد.

## ۲-۳- نتایج تجربی متعامد

با توجه به آرایه L16 تاگوجی شانزده روتور طراحی شده و سپس شبکه‌بندی می‌شود. شانزده روتور طراحی شده در نرم‌افزار ANSYS CFX با حفظ روش‌های محاسباتی یکسان روتور اصلی شبیه‌سازی می‌شوند. جدول ۷ قدرت خروجی محاسبه شده شانزده مدل روتور را در نرخ جریان طراحی نشان می‌دهد.

جدول (۷): نتایج شبیه‌سازی عددی برای ۱۶ مدل روتور تحت شرایط نقطه طراحی.

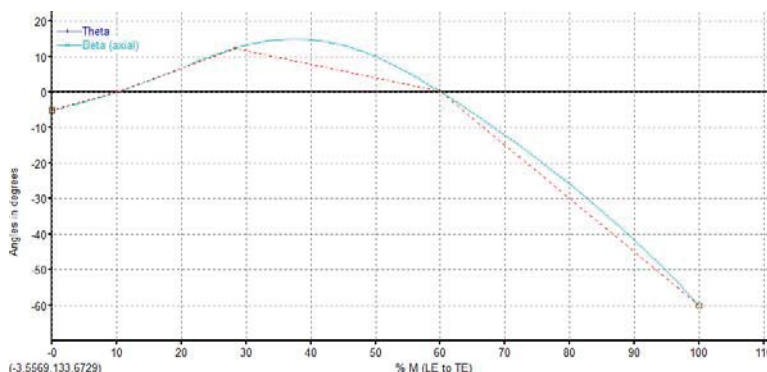
شماره آزمایش	A	B	C	D	E	Power (W)
L1	-1	0.1	10	0.5	-15	14627.5
L2	-1	0.2	15	0.6	-30	16338.1
L3	-1	0.3	20	0.7	-45	17418
L4	-1	0.4	25	0.8	-60	16539.9
L5	-5	0.1	15	0.7	-60	18533.9
L6	-5	0.2	10	0.8	-45	16817
L7	-5	0.3	25	0.5	-30	15166.3
L8	-5	0.4	20	0.6	-15	14969.8
L9	-10	0.1	20	0.8	-30	14641.4
L10	-10	0.2	25	0.7	-15	15129
L11	-10	0.3	10	0.6	-60	18399.7
L12	-10	0.4	15	0.5	-45	16453
L13	-15	0.1	25	0.6	-45	17431.8
L14	-15	0.2	20	0.5	-60	15442.6
L15	-15	0.3	15	0.8	-15	14054
L16	-15	0.4	10	0.7	-30	15348.8

• نامگذاری نقاط مطابق با جدول ۲ می‌باشد.



### (یادداشت فنی)

بهبود عملکرد آبرودینامیکی توربین شعاعی میکروتوربین گاز با به کارگیری پره‌های دو انحناء



شکل (۱۷): منحنی زاویه پره روتور در حالت دوانحنایی بهینه شده.

جدول (۷): درصد خطای ناشی از مقادیر توان اصلی و بهینه‌سازی شده.

ITEM	Main P(w)	Optimization P(w)	درصد خطا (%)
۱	۲۰,۰۰۰	۱۴,۶۲۷/۵	۲۶
۲	۱۹,۷۰۰	۱۶,۳۳۸/۱	۱۷
۳	۲۰,۰۰۰	۱۷,۴۱۸	۱۲
۴	۱۸,۲۰۰	۱۶,۵۳۹/۹	۹
۵	۱۶,۴۵۰	۱۸,۵۳۳/۹	۱۲
۶	۱۵,۹۰۰	۱۶,۸۱۷	۵
۷	۱۴,۵۰۰	۱۵,۱۶۶/۳	۴
۸	۱۴,۳۰۰	۱۴,۹۶۹/۸	۴
۹	۱۴,۳۰۰	۱۴,۶۴۱/۴	۳
۱۰	۱۴,۰۰۰	۱۵,۱۲۹	۸

## ۴- جمع بندی

پس از انتخاب مدل بهینه روند کاهش فشار سیال در اثر عبور از درون پره به صورت منظمی مشاهده شد. فشار در دهانه ورودی دارای بیشترین مقدار خود بوده و به تدریج با پیشروی از درون مجراهای پره مقدار کمتری دارد. برای ترکیب بهینه بالا، روتور طراحی شده بهینه بالاترین بازده و توان تولیدی را در مقایسه با روتور اصلی ارائه می‌دهد. قدرت خروجی روتور بهینه در این حالت ۱۸,۷۳۳/۹ وات می‌باشد. در این حالت نسبت به قدرت خروجی روتور اصلی که برابر با ۱۷,۴۵۰ وات می‌باشد، توان خروجی به میزان ۷/۳ درصد افزایش پیدا می‌کند. در این حالت در مرکز پره فشار بیشتر و هر چه به انتهای پره‌ها نزدیک می‌شویم، فشار کاهش پیدا می‌کند. مقدار فشار و بارگذاری پره در سطح مکش و سطح فشار دو طرف پره دارای فشارهای متفاوت می‌باشد. اختلاف فشار بین سمت فشار و سمت مکش پره، در وسط پره

بیشترین مقدار می‌باشد. برای عملکرد بهتر و همچنین بررسی سایر عوامل در بهینه‌سازی عملکرد یک میکروتوربین گازی، ارائه پیشنهادات برای تحقیقات آتی به شرح زیر است:

- تعداد پارامترهای طراحی بیشتری که در عملکرد روتور تأثیرگذار هستند، انتخاب شوند و برای این شرایط عملیات بهینه‌سازی انجام پذیرد،
- در مطالعه حاضر این عملیات برای میکروتوربین گازی شعاعی توسعه داده شد و می‌توان برای میکروتوربین گازی محوری نیز این عملیات مورد بررسی و تحلیل قرار گیرد و
- عملیات بهینه‌سازی پروفیل پره برای انواع توربومشین‌های پر کاربرد دیگر نیز مورد بررسی و تحلیل قرار گیرد.

مراجع

- [1] Pakle, S. and Jiang, K., "Design of Double Curvature Radial Turbine Blades for a Micro Gas Turbine", *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 67, pp. 529-548, 2019.
- [2] Capata, R. and Achille, M., "Design and Optimization of Fuel Injection of a 50 kW Micro Turbogas", *Designs*, Vol. 2, No. 2, pp. 14-25, 2018.
- [3] Zheng, Y., Hu, D., Cao, Y., and Dai, Y., "Preliminary Design and Off-Design Performance Analysis of an Organic Rankine Cycle Radial-Inflow Turbine Based on Mathematic Method and CFD Method", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 112, pp. 25-37, 2017.
- [4] Taghavi-Zenouz, R. and Abbasi, S., "Alleviation of Spike Stall in Axial Compressors Utilizing Grooved Casing Treatment", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 3, pp. 649-658, 2015.
- [5] Neshat, M.A., Akhlaghi, M., Fathi, A., and Khaledi, H., "Investigating the Effect of Blade Sweep and Lean in One Stage of an Industrial Gas Turbine's Transonic Compressor", *Propulsion and Power Research*, Vol. 4, No. 4, pp. 221-229, 2015.
- [6] Aghaei-Tog, R., Mesgharpoor-Tousi, A., and Soltani, M., "Design and CFD Analysis of Centrifugal Compressor for a Microgasturbine", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 79, No. 2, pp. 137-143, 2007.
- [7] Aghaei-Tog, R., Ghaffari, J., Mesgharpoor-Tousi, A., and Boroumand, M., "Numerical Study of the Effects of Blade Angles on the Performance of Centrifugal Impellers", *Journal of Aerospace Mechanics*, Vol. 8, No. 2, pp. 93-100, 2012 (In Persian).
- [8] Kazuo Matsuura, C.K., Yoshiki, H., Matsuo, E., Ikeda, H.K.N., and Sapkota, R., "Prototyping of Small-sized Two-dimensional Radial Turbines", *The International Gas Turbine Conference*, Tokyo, Japan, 2003.
- [9] Afghari, S.M.R., Mostofizade, A., Rezvani, M., and Vaziri, M.A., "One-dimensional Aerodynamic Design of Radial Flow Turbine Impelle", *The First Conference of the Iranian Aerospace Propulsion Association*, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran, 2013 (In Persian).
- [10] Nikouei, S. and Hasani, B., "Optimization of the Shape of Bifurcated Shells, Using Fully Analyzed Sensitivity Analysis and Using Isogeometric Method", *The 4th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2019 (In Persian).
- [11] Zahed, A.H. and Bayomi, N.N., "Radial Turbine Design Process", *ISESCO JOURNAL of Science and Technology*, Vol. 11, No. 19, pp. 9-22, 2015.