

بررسی آثار گاز دینامیکی لبه حمله سه‌بعدی شده در فرآیند ساخت

روی الگوی جریان درون روتور توربین پرفشار

فرزاد حمه ویسی^۱ رضا آقایی طوق^۲

گروه مهندسی هوافضا،

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

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۲/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۶/۰۵)

چکیده

الگوی جریان درون توربین‌های پرفشار به شدت تحت تأثیر توزیع جریان بالادست است. به دلیل بالا بودن سطح فشار، ناهموازی‌های احتمالی لبه حمله پره‌های روتور می‌تواند گردابه‌هایی را شکل دهد که موجب جدایش جریان و بروز واماندگی در روتور شود. در کار حاضر تغییرات هندسی ناشی از فرآیند ساخت در لبه حمله پره روتور و آثار آن بر الگوی جریان و عملکرد توربین مطالعه شده است. هدف اصلی این کار ارائه معیارهای جدید در پذیرش پره‌های تولیدی است. به این منظور، تحلیل عددی سه‌بعدی با هدف مشاهده میدان جریان انجام شده و نتایج حاصل با نتایج تجربی موجود اعتبارسنجی شده است. بر اساس نتایج آماری در تولید پره‌ها، سه نوع تغییر هندسی بر لبه حمله پره روتور اعمال و مورد تحلیل واقع شده است. نتایج نشان می‌دهند، تغییرات ایجاد شده در هندسه باعث کاهش نسبت نیروهای برآ و پسای پره شده است. این تغییرات زاویه‌های حمله و خروجی جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهد و موجب کاهش بارگذاری پره و تحریک جریان برای جدایش از سطوح آن می‌شود. برعکس، در ناحیه‌هایی از پره که جدایش روی نمی‌دهد، توزیع دما یکنواخت‌تر از قبل است.

واژه‌های کلیدی: توربین پرفشار، پره توربین، لبه حمله، تغییر هندسی، عملکرد توربین

Investigation of Gas Dynamic Effects of 3D Leading Edge on a Rotor Flow Field of a High-Pressure Turbine

F. Hamehveisi R. Aghaei Togh

Department of Aerospace Engineering

Faculty of Engineering

Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

(Received: 04/March/2019; Accepted: 27/August/2019)

ABSTRACT

The flow within a high-pressure turbine is strongly influenced by upstream flow distribution. Due to the high level of pressure, the probable roughnesses of the rotor blade's leading-edge (LE) can form vortices which can cause flow separation and blade stall. In the present work, the geometric changes of the rotor's leading-edge, which have occurred during the manufacturing process, and its influence on the flow field and on the turbine's performance were studied. The main aim of this work is to provide new criteria for acceptance of produced blades. To this end, a three-dimensional numerical analysis with the aim of observation of flow field was conducted and the results were validated with existing experimental results. Based on statistical results of manufactured blades, three types of geometric changes were applied to the blades leading edge and analyzed. The results show that the changes made on geometry, have reduced the ratio of lift over drag. These changes, affect the angle of attack and the out-flow angle, which also reduces the blades loading and lead the flow toward, separation. In contrast, in areas of the blade where separation does not occur, the temperature distribution is more uniform.

Keywords: High-Pressure Turbine, Turbine Blade, Leading-Edge, Geometric Change, Turbine Performance

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: farzad.hamehveisi@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): reza_tog@srbiau.ac.ir

۱- مقدمه

میل روزافزون پژوهشگران به ارتقاء قابلیت‌ها و بهبود شاخص‌های عملکردی انواع محصولات مهندسی، انواع توربو ماشین‌ها از جمله توربین‌های گازی را نیز شامل می‌شود. تلاش‌های مستمر پیشین در این زمینه، دست‌آوردهای انکارناپذیری داشته و بهبود اقتصاد مهندسی و افزایش بهره‌وری را نیز به همراه داشته است. این سود و دست‌آورد، بدون توجه به عوامل مؤثر بر عملکرد و شناسایی دقیق تعامل هندسه با سیال، قابل حصول نبوده و ادامه این تلاش‌ها بدون تحلیل و دقت‌افزایی‌های بیشتر در این زمینه میسر نخواهد شد. به‌عنوان مثال، از نیازهای همیشگی مطالعاتی توربوماشینی، می‌توان به مطالعه تعامل آهنگ بالایی از جریان جرمی (دبی) یک سیال داغ با لبه‌های حمله روتور در توربین‌های عکس‌العملی محوری پر فشار اشاره نمود. این توربین، نوعی از توربین‌های گازی است که در تأمین گشتاور مورد نیاز کمپرسورها و پمپ‌ها در سامانه‌های تولید توان استفاده می‌شود. در توربین‌ها، الگوی جریان ورودی سیال به کانال‌های روتور از عوامل اصلی مؤثر بر بازده تک‌آنتروپی توربین است. اگر جریان خروجی از استاتور که معمولاً یک جریان هدایت‌شده و یکنواخت است، تعامل مناسبی با هندسه لبه حمله پره‌های روتور نداشته باشد، بر رفتار جریان در پایین‌دست خود اثر گذاشته و موجب بروز پدیده‌های نامطلوب گاز دینامیکی مانند جریان‌های ثانویه یا حتی جدایش جریان در سطوح پره‌های روتور می‌شود. با توجه به کوچک بودن ضریب منظر^۱ (نسبت اندازه طول به عرض) پره‌های روتور توربین‌های پر فشار، وجود جریان‌های ثانویه می‌تواند منجر به واماندگی دورانی در توربین شود. اگر در فرآیند ساخت، توزیع هندسی پره‌ها نیز دچار تغییراتی شود، ممکن است بر روی این پدیده‌ها تأثیرگذار باشد. به‌دلیل ناپایداری‌های موجود در جریان و بالا بودن هزینه‌های تولید این نوع توربین‌ها، ممکن است ناهمواری‌های ساخت بر الگوی پیچیده جریان درون روتور اثر گذاشته و هزینه‌های بهره‌برداری را افزایش دهد. در حقیقت، عامل هزینه در این مطالعه یک عامل دو سویه است؛ از یک سو چنان‌چه نتیجه مطالعات در این کار، آثار ناهمواری‌های ساخت بر عملکرد توربین را قابل توجه

نداند، هزینه‌های تولید با ارائه معیارها و رواداری‌های^۲ جدید در پذیرش پره‌های تولیدی، به مقدار قابل توجهی هزینه تولید را کاهش خواهد داد. حال از سویی دیگر، اگر نتایج تحلیل نشان‌دهنده تأثیر قابل توجه این ناهمواری‌ها بر عملکرد توربین باشد، دستورالعمل‌های استخراجی از نتایج این کار، که شاید سخت‌گیرانه‌تر از پیش بوده و موجب بسته‌تر شدن حدود پذیرش پره‌های تولیدی گردد، می‌تواند هزینه‌های تولید را به مقدار کثیری افزایش دهد.

بنابراین، ضرورت و اهمیت انجام این پژوهش به فرآیند ساخت پره‌زین این توربین‌ها مربوط است. باید به این نکته اشاره کرد که طراحی و ساخت زیرسامانه‌های توربوماشینی، از جمله توربین‌های گازی که با سیالاتی با دما و فشار بالا کار می‌کنند، دشوارترین مرحله از مراحل ساخت سامانه توربینی است. از این رو، کسب اطلاعات دقیق و شناخت عوامل مؤثر بر عملکرد هندسی پروفیل پره‌ها در تعامل با سیال داغ پر فشار که در مطالعه حاضر از قدرت خوردندگی بالا نیز برخوردار می‌باشد، ضرورتی اجتناب‌ناپذیر است. البته همواره انجام آزمایش‌های تجربی دارای دقت بیشتر و نتایج مطمئن‌تری است؛ اما بدیهی است که هزینه‌های آن بسیار بالا بوده و همیشه ابزار اندازه‌گیری دقیق از الگوی جریان در دسترس نیست. به‌ویژه اگر انجام بررسی‌ها در شرایط واقعی یک الزام باشد، آزمایش‌های تجربی نیز دچار پیچیدگی‌هایی پذیرش‌ناپذیر می‌شوند. بنابراین، این گروه تحقیقاتی، روش تحلیل عددی اعتبارسنجی شده با داده‌های تجربی موجود را برای انجام کار انتخاب کرده است. نگاه کلی به موضوع تعامل ناهمگونی در تولید هندسه و ناهمگونی در توزیع جریان، اساساً یک نگاه نو و یک گام نوین به‌سوی مسیری است که درصد کمی از پژوهشگران به آن ورود می‌کنند. اما با توجه به تجربیات گذشته، اگر بتوان ارتباط گاز دینامیکی معناداری میان این دو نوع ناهمگونی پیدا کرد، می‌تواند بهره‌وری در تولید محصول و سامانه‌های مهندسی را بهبود بخشید.

در ادامه، گزارش مختصری از ادبیات تحقیق و پژوهش‌های علمی محققان دیگر، یعنی مقالات و یافته‌هایی که ارتباط دقیق‌تری از جزئیات جریان با ظرایف هندسی

صاف که ایرفویل آن یک نمونه ناکای^۳ متقارن می باشد پرداختند. نتایج به دست آمده نشان دهنده تأثیر قابل توجه در مشخصه های آیرودینامیکی در برخی از زوایای حمله می باشد. در زاویه حمله حدود ۱۰ درجه، پره موجی شکل افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا را از خود نشان می دهد. همچنین این تغییرات هندسی روی پره منجر به تأخیر انداختن واماندگی و افزایش زاویه حمله بحرانی تا حدود ۵ درصد در مقایسه با پره لبه صاف شده است.

آن و همکاران [۵] به بررسی و اصلاح هندسه لبه حمله سینوسی شکل پره توربین کم فشار و استخراج مشخصه های هندسی آن پرداخته اند. این بار، نتایج به دست آمده کاهش افت فشار سکون را در هندسه اصلاح شده نشان می دهد.

ابراهیم و همکاران [۶] بررسی برآمدگی روی ملخ های کشتی ها را مطرح نموده اند. گرچه این امر با کاهش بازدهی ملخ همراه بوده است، اما نتایج نشان می دهد این اصلاحات توانسته است در سرعت های پایین، میزان پیشروندگی کشتی را تا ۱/۵ درصد بهبود ببخشد. به طور دقیق تر بازدهی ملخ فقط هنگامی که نرخ پیشروندگی ۰/۸۵ بوده و بیش تر شود، بهبود می یابد.

سودهاکار و همکاران [۷] در یک تحقیق سه نمونه مختلف لبه حمله با مشخصات هندسی (۱) صاف، با (۲) طول موج و دامنه ثابت و (۳) با دامنه و طول موج متغیر در طول بال را در یک تونل باد سرعت پایین مورد بررسی قرار داده اند. نتایج حاکی از آن می باشد که بال دندانهای در یک محدوده ای از اعداد رینولدز، با افزایش برآ و همچنین کاهش پسا همراه بوده است.

آباته و همکاران [۸] به بررسی تأثیر لبه حمله دندانهای بر تولید انرژی و گشتاور شفت توربین و مقایسه آن با پره های معمولی پرداخته اند. نتایج به دست آمده از بررسی شش پره با طول برآمدگی های متفاوت، نشان می دهد که تنها دو پیکره بندی، افزایش انرژی را به همراه داشته است و کمتر شدن میزان فشار در قسمت مکش، منجر به افزایش عملکرد شده است.

مانند لبه حمله، فاصله های هندسی متعارف و امثال آن را گزارش کرده اند، ارائه می شود.

در کمتر از یک دهه گذشته، گروهی از پژوهشگران آثار ایجاد انحنای تعریف شده در لبه های حمله پره های توربینی را بررسی کرده اند. این گروه به دنبال یافتن راه هایی بوده اند که بتوانند موضوع جدایش جریان در پره های دارای بارگذاری زیاد را حل کنند. شاید بتوان ارتباطی بین این انحنای با ناصافی های فرآیند تولید برقرار کرد؛ شاید. هماخان و همکاران [۱] به بررسی توزیع انحنای سطح در طراحی پره و به طور خاص در لبه حمله پرداخته اند. در این پژوهش سعی شده است تا کارآمدی این روش در حذف حباب های جدایش جریان در لبه حمله در پره های توربین و شکل های دیگر ایرفویل که تغییرات انحنای محسوسی در لبه حمله دارند نشان داده شود. این بررسی در زوایای نصبی مختلفی صورت گرفته است. همچنین بهره گیری از این روش در شرایط خارج از طراحی، بخش دیگری از این کار بوده که نتایج قابل قبولی را به همراه داشته است.

آفتاب و همکاران [۲] در یک پژوهش عددی به مطالعه دو بال دندانهای در عدد رینولدز پایین پرداخته اند. هندسه و پیکربندی یکی از بال ها، دارای طول موج متغیر و بال دیگر، دارای طول موج ثابت است. نتایج نشان می دهد که این موج ها در لبه حمله منجر به ارتقاء و بهبود عملکرد در مقایسه با ایرفویل معمولی (بدون موج) شده است.

چن و همکاران [۳] به تأثیر برآمدگی لبه حمله بر عملکرد یک بال متقارن با نسبت منطری کوچک پرداخته اند. نتایج به دست آمده از آزمایش های تجربی در این کار نشان می دهد که تأخیر در واماندگی بسیار آشکار است همچنین کاهش نیروی پسا، علی رغم عدم تغییر نیروی برآ^۲ مشهود بوده است. برآمدگی ها با دامنه بزرگ تر، تأثیر بیش تری در بهبود عملکرد داشته است. آشکارسازی جریان نیز نشان داده است که بعد از زاویه واماندگی، میدان جریان روی سطح بال عادی بسیار آشفته می گردد؛ اما در ایرفویل موجی شکل، توزیع میدان جریان منظم است.

کاریجا و همکاران [۴] به بررسی اثرات آیرودینامیکی ناشی از لبه موجی شکل و مقایسه آن با پره توربین با لبه

1- Drag

2- Lift

قانون بقای انرژی:

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(-k \frac{\partial T}{\partial x_i} + \rho C_p \overline{u_i T} \right) + \frac{\mu}{2} \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_i} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_i} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_j} \right)^2 \quad (3)$$

که در آن، جمله $\rho C_p \overline{u_i T}$ همبستگی بین نوسانات سرعت و دما و همچنین انتقال آنتالپی در راستای x_i و بالعکس است. این ترم بیانگر انتقال انرژی به واسطه اغتشاشات می‌باشد.

برای شبیه‌سازی سه‌بعدی یک طبقه، باید معادلات ناویر استوکس^۱ به‌طور کامل برای یک طبقه حل شوند. برای حل این معادلات از نرم‌افزار (انسيس سي اف ايكس)^۲ استفاده شده است. این نرم‌افزار قابلیت حل جریان تراکم پذیر سه‌بعدی با در نظر گرفتن همه ملاحظات مانند اثرات توربولانس و اثرات تغییرات هندسه و غیره را دارد، لذا، فرآیند حل سه‌بعدی دارای سه مرحله اساسی تولید هندسه، تولید شبکه و تحلیل سیالاتی می‌باشد. روش عددی استفاده شده روش حجم محدود^۳ می‌باشد و تحلیل‌های عددی در رژیم پایا مدل شده است. برای مشاهده آثار دنباله جریان در پایین دست، بهتر است از مدل پایا استفاده شود. معادلات به‌کاررفته، معادلات ناویر استوکس میان‌گیری شده رینولدز (RANS)، حاکم بر جریان لرج تراکم‌پذیر می‌باشند. برای مدل‌سازی و برآورد آشفتگی جریان از مدل SST استفاده شده است [۱۰]. این مدل برای محاسبات توربوماشینی مدل مناسبی است و برای اعداد رینولدز پایین در نزدیکی دیواره‌ها، به‌طور خودکار تابع دیواره مناسب را انتخاب می‌کند. دقت محاسبات از مرتبه دو^۴ بادسو^۵ می‌باشد. معادلات حاکم بر مدل SST به‌صورت زیر است:

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} - \beta \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad (4)$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\gamma}{\sigma_t} \tau_{ij} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \sigma_\omega \omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (5)$$

در پژوهشی دیگر، وی و همکاران [۹] چهار نمونه بال در یک تونل باد با سرعت پایین را مورد بررسی تجربی قرار داده‌اند و آن را با مدل پایه مقایسه کرده‌اند. نتایج نشان از آن دارد که بال دندان‌های برای نرخ تغییرات زاویه حمله در گستره ۲ الی ۷ درجه، بازده آیرودینامیکی را بهبود می‌بخشد و رفتار واماندگی بال نیز در نمونه‌های اصلاح‌شده ارتقاء می‌یابد. همچنین افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا می‌تواند در زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه قابل دستیابی باشد.

اما، در پژوهش حاضر عملکرد سه هندسه پره توربین با لبه حمله تغییر یافته بررسی شده و با نمونه اولیه پره مقایسه شده است. توربین مورد مطالعه در ساختار و عملکرد، با توربین‌هایی که تاکنون مطالعه شده است تفاوتی اساسی دارد: ضریب منظری کم و سیال پرفشار با آهنگ جرمی بالا.

۲- مدل‌سازی سه‌بعدی و روش تحلیل عددی

برای معرفی روش تحلیلی و روش عددی ابتدا قوانین حاکم بر دینامیک سیالات را بیان می‌کنیم.

۲-۱- روابط و معادلات حاکم بر جریان

هر نوع جریان و هر نوع هندسه که در نظر گرفته شود، قوانین حاکم بر جریان عبارت‌اند از:

قانون بقای جرم:

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{p} \overline{u_i})}{\partial x_i} + \frac{\partial (\bar{p} \overline{u_i})}{\partial x_i} = 0, \quad (1)$$

که در آن، ρ چگالی سیال و u_i مؤلفه‌های سرعت می‌باشد.

قانون بقای اندازه حرکت (مومنوم):

$$\rho \frac{D\bar{V}}{Dt} + \rho \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \overline{u_i u_j}) = \rho g - \nabla \bar{P} + \mu \nabla^2 \bar{V}. \quad (2)$$

معادله مومنوم یک جمله اضافی شامل تانسور اینرسی اغتشاشی $\rho \overline{u_i u_j}$ دارد، آن را تنش رینولدز می‌نامند. که در جریان‌های آشفتنه قابل صرف‌نظر نیست و علت اصلی پیچیدگی‌های تحلیل جریان‌های مغشوش است. در رابطه فوق فشار متوسط استاتیکی و ρg نیروی جسمی گرانش می‌باشد.

1- Navier Stokes
2- Ansys Cfx
3- Finite Volume
4- Second Order
5- Upwind

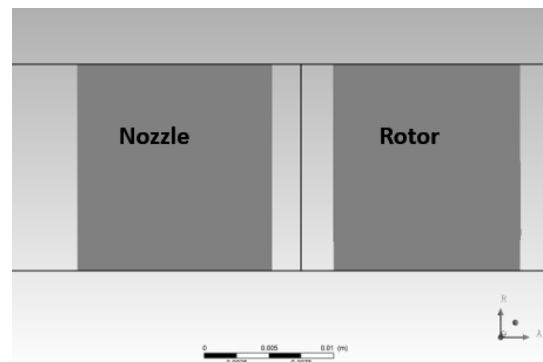
۳-۲- ایجاد شبکه محاسباتی

مرحله بعد از مدل‌سازی هندسی، ایجاد شبکه محاسباتی است. بدیهی است، به دست آوردن نتایج صحیح و قابل اطمینان از شبیه‌سازی در این کار، بدون داشتن شبکه محاسباتی مناسب و با کیفیت بالا امکان‌پذیر نیست. جهت تولید سلول‌های محاسباتی در خصوص هندسه اولیه، از نرم‌افزار توربوگرید استفاده شده است، که قابلیت تولید شبکه باسازمان^۴ برای مدل‌های توربوماشینی را دارد. با توجه به پیچیدگی‌های هندسی و سطوح انحنا دار پره‌های استاتور و روتور، امکان تولید شبکه باسازمان در چنین کاری، هزینه‌های محاسباتی را به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد. علاوه بر آن، با توجه به پیشرفت‌های حاصل شده در مهندسی محاسبات عددی، انتظار داشتن یک شبکه با تراکم مناسب و تعداد سلول‌های نه‌چندان زیاد که بتواند برای مدل آشفتگی انتخاب شده تحلیل دقیقی ارائه دهد، خود یک معیار در پذیرش کارهای عددی است [۱۰]. نوع شبکه‌بندی، کیفیت شبکه و نسبت منطقی سلول‌ها مورد بررسی قرار گرفت تا از دقت و صحت نتایج اطمینان حاصل گردد. در اینجا، به دلیل تغییرات روی لبه حمله پره‌های روتور که عموماً از ضخامت کمی برخوردار هستند، بایستی شبکه جدید و با توجه به میزان تغییرات هندسی روی لبه‌ها تولید شود. در واقع شبکه محاسباتی بایستی حساسیت کافی در پذیرش تغییرات اندک هندسی را داشته باشد. بخشی از سختی و نکته محاسباتی کار در مطالعه حاضر به همین موضوع برمی‌گردد. یعنی موضوع مطالعه شبکه، فراتر از کیفیت بوده و به ارزیابی حساسیت آن نیز مربوط است. همین‌طور در خصوص شبکه‌بندی هندسه‌های تغییر یافته امکان ایجاد شبکه باسازمان فراهم نبوده و از شبکه‌بندی بی‌سازمان در نرم‌افزار ICEM استفاده شده است. در این کار با توجه به استفاده از مدل آشفتگی SST، شبکه‌بندی به گونه‌ای انجام شده است که y^+ برای هندسه اولیه مقادیری کمتر از ۵ و برای مدل‌های تغییر یافته کوچک‌تر از یک، با رعایت لایه مرزی با فاصله اولین سلول از دیواره ۰/۰۱ میلی‌متر انجام شده است. هم‌چنین، به منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه، دو پارامتر نسبت فشار سکون و بازده کل به کل آنترופی به عنوان پارامترهای معیار انتخاب شده‌اند. نمای کلی شبکه محاسباتی در هندسه اولیه و یک

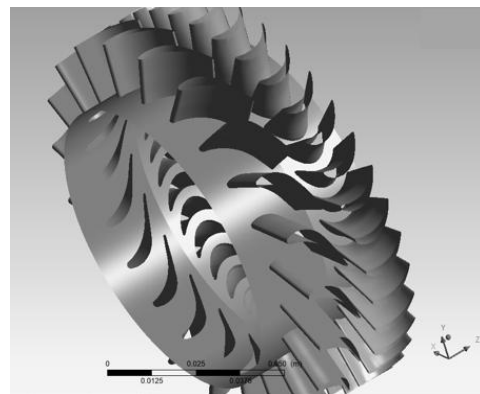
در روابط فوق k انرژی آشفتگی، ω نرخ اتلاف انرژی بر واحد آن و θ_t لزجت سینماتیکی گردابه‌ای است. مقادیر ∂k ، σ_{ω^2} ، γ و β ضرایب ثابت هستند.

۲-۲- توربین مورد مطالعه و مدل‌سازی هندسی

همان‌طور که پیش از این نیز گفته شد، توربین مورد بررسی در این پژوهش، یک توربین محوری عکس‌العملی پرفشار است و دارای یک طبقه شامل یک ردیف پره استاتور (نازل) و یک ردیف پره روتور است. نسبت فشار و نسبت دماهای ورودی و خروجی از طبقه توربین، به ترتیب ۱/۶۳۳ و ۱/۱۳۷ می‌باشد. اولین مرحله در تحلیل عددی طبقه توربین مربوط به ایجاد هندسه سه‌بعدی است. از آنجایی که هندسه در مرحله بعدی با استفاده از یک نرم‌افزار تولید شبکه محاسباتی توربوگرید^۱ شبکه‌بندی می‌شود، تنها به پروفیل‌های دوبعدی پره از ریشه (هاب)^۲ تا نوک (شروود)^۳ برای تولید هندسه سه‌بعدی پره نیاز است. در مرحله بعد، با وارد کردن پروفیل‌ها به نرم‌افزار تولید شبکه محاسباتی، هندسه سه‌بعدی پره در دسترس خواهد بود.



شکل (۱): نمای دوبعدی طبقه توربین.



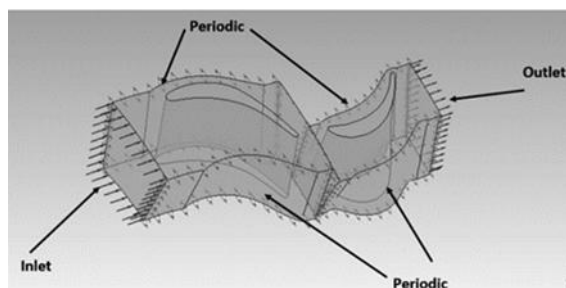
شکل (۲): هندسه سه‌بعدی توربین.

- 1- Turbogrid
- 2- Hub
- 3- Shroud

$$\eta_{tot} = \frac{\left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\left(\gamma - \frac{1}{\gamma} \right)} - 1}{\frac{T_{out}}{T_{in}}} \quad (۶)$$

۴-۲- شرایط مرزی

با توجه به ماهیت تراکم‌پذیر جریان عبوری از توربین، انتخاب شرایط مرزی مناسب باعث افزایش سرعت همگرایی می‌شود. در این کار، از شرط مرزی فشار و دمای سکون در ورودی و شرط فشار استاتیک متوسط در خروجی استفاده شده است. برای به‌دست آوردن نمودار عملکردی توربین، می‌توان با تغییر فشار استاتیک خروجی، دبی جرمی توربین را کنترل کرد. تمامی دیواره‌ها عایق و با شرط عدم لغزش تنظیم شده‌اند. جهت کاهش حجم محاسباتی، از وارد کردن تمامی پره‌های طبقه توربین در محیط تحلیلی خودداری شده و از شرط مرزی تناوبی استفاده شده است. سیال عامل گاز آرمانی (ایده‌آل) در نظر گرفته شده است و دقت همگرایی 10^{-6} و ثابت شدن تغییرات دبی خروجی، بازده و نسبت فشار به‌عنوان معیار همگرایی در نظر گرفته شده است. در شکل ۶ شرایط مرزی تعیین شده برای هندسه سه‌بعدی توربین نشان داده شده است.



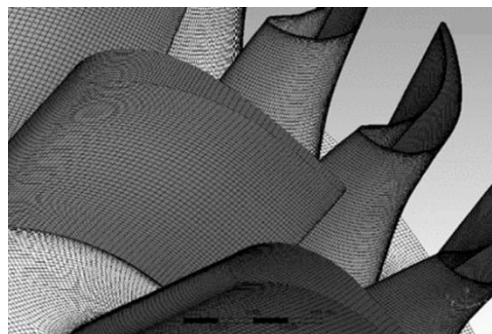
شکل (۶): شرایط مرزی تعیین شده در تحلیل عددی سه‌بعدی.

۴-۲-۵- اعمال تغییرات هندسی ناشی از فرآیند ساخت

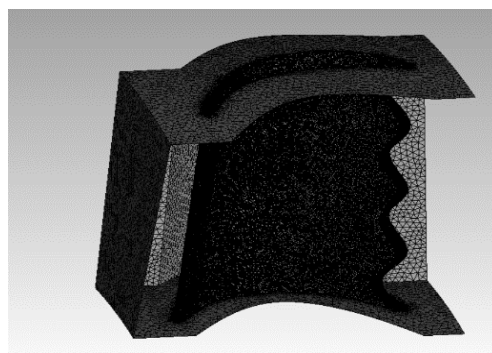
روی پره‌های روتور

در پژوهش حاضر، با فرض تغییرات هندسی ناشی از فرآیند ساخت، این تغییرات بر روی لبه حمله پره روتور ایجاد می‌شود تا بتوان تأثیر این نوع ناهمگونی در ساخت در کنار الگوی جریان ناهمگون و عملکرد آن در کانال روتور را بررسی نمود. تغییرات ایجاد شده در سه مرحله به شکل نوسانات سینوسی بوده است. در هندسه تغییر یافته اول، یک پروفیل از روی لبه حمله برداشته می‌شود؛ در هندسه

نمونه از پره‌های تغییر یافته به ترتیب در شکل ۳ و ۴ نشان داده شده است.

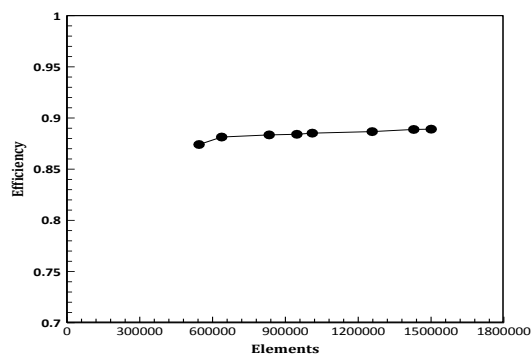


شکل (۳): شبکه محاسباتی در اطراف پره‌های استاتور و روتور هندسه اولیه.



شکل (۴): شبکه محاسباتی در اطراف یک نمونه از پره‌های تغییر یافته.

شکل ۵ استقلال حل از شبکه را بر اساس بازده کل به کل آنترولی (رابطه ۶) نشان می‌دهد. بر اساس نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده، تعداد سلول‌های شبکه بهینه برای مدل تناوبی توربین مورد مطالعه بیش از ششصد هزار سلول (۶۳۷۴۶۴) می‌باشد. با افزایش تعداد سلول‌ها، تغییرات محسوسی در نتایج حاصل نمی‌شود.

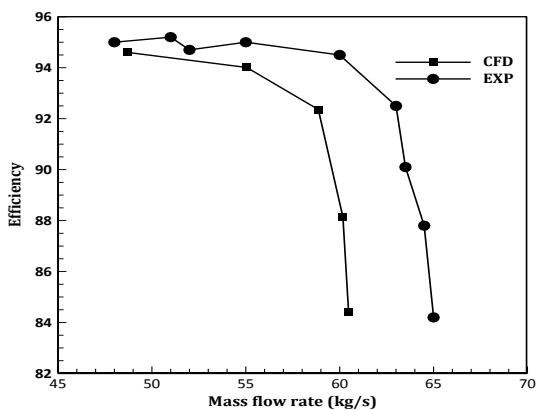


شکل (۵): بررسی استقلال حل از شبکه.

مختلف و دبی جرمی مختلف و با گاز داغ به دست آمده است. فرآیند تنظیم، راه اندازی، کالیبراسیون و اندازه گیری دما و فشار در مقاطع ورودی و خروجی بسته توربین بر اساس استانداردهای ASME-PTC-10، ASME-PTC-19، ASME-PTC-22، ISO-5167 و ISO-5389 صورت گرفته است. به طور مثال، برای اندازه گیری فشار سکون، در سه موقعیت در مقطع خروجی حسگر فشار نصب شده و متوسط مقادیر اندازه گیری شده با این حسگرها به عنوان مقدار فشار سکون لحاظ شده است. همچنین برای نصب حسگرهای دمای سکون نیز مطابق با استانداردهای ذکر شده رفتار شده است. تنظیم ظرفیت عبوردهی و فشار بالادست توربین با استفاده از یک تنظیم گر (رگولاتور) فشار با حداکثر فشار ۲۰ bar صورت گرفته است. برای داغ کردن گاز از اجزاء (المنت) برقی استفاده می شود تا دما به حدود ۶۰۰ کلوین افزایش یابد.

اولین تحلیل عددی در سرعت دورانی ۳۰۰۰ rpm و برای توربین اصلی (بدون تغییر هندسی) انجام می شود که نتایج تجربی آن در این دور موجود است. بر اساس منحنی های عملکردی توربین که در شکل ۸ ارائه شده است، انطباق خوبی میان نتایج عددی و تجربی وجود دارد. بیشترین اختلاف ایجاد شده، ۷/۴ درصد است.

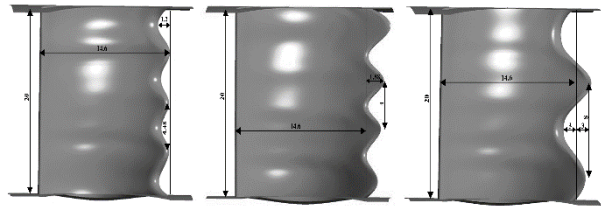
این مقدار خطا به دلیل بالا بودن دبی جرمی عبوری از توربین، خطای قابل توجهی نیست و با توجه به مبنای قیاسی کار در ارزیابی عملکرد هندسه های مختلف، سطح مشخصی از خطا برای تمامی موارد به طور یکسان مدنظر قرار می گیرد.



شکل (۸): مقایسه نتایج تحلیل عددی و آزمایش تجربی

توربین.

دوم، این پروفیل یا موجها بر روی لبه افزوده می شود؛ یعنی در بخشهایی که زائده های سینوسی به صورت برآمدگی ظاهر می شوند، توزیع سه بعدی سالیدیتی^۱ در کانال تغییر می یابد. در هندسه سوم، ترکیبی از حالت اول و دوم اعمال شده است؛ بدین صورت که هم پروفیل از روی لبه برداشته و هم بر روی لبه ایجاد می گردد. در شکل ۷ و جدول ۱ میزان دقیق و جزئیات این تغییرات ارائه شده است.



شکل (۷): تغییرات هندسی ایجاد شده؛ از چپ به راست: هندسه شماره ۱، هندسه شماره ۲ و هندسه شماره ۳.

لازم به توضیح است، الگوی تغییرات اعمال شده در این کار، بر اساس تجربیات حاصل شده در فرآیند ساخت این پرها بوده و با نگاه به کارهای مشابه، جهت رسیدن به نتایج قابل اندازه گیری پیشنهادهای عملیاتی بوده است.

جدول (۱): تغییرات هندسی بر روی لبه حمله پره روتور.

| هندسه | عمق فرو رفتگی (mm) | ارتفاع برجستگی (mm) | طول موج (mm) | ارتفاع پره (mm) | طول وتر (mm) |
|-------|--------------------|---------------------|--------------|-----------------|--------------|
| ۱ | ۱/۲ | - | ۴/۴۸ | ۲۰ | ۱۴/۶ |
| ۲ | - | ۱/۸۸ | ۴ | ۲۰ | ۱۴/۶ |
| ۳ | ۳ | ۳ | ۸ | ۲۰ | ۱۴/۶ |

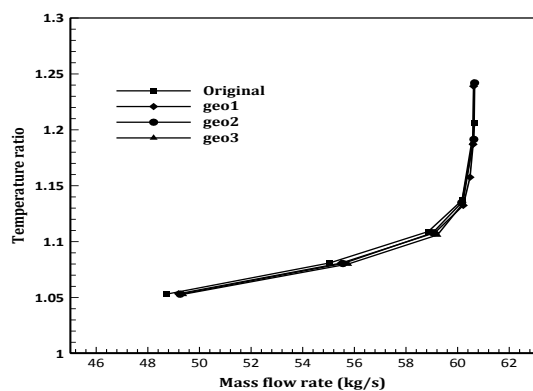
۳- بررسی و تحلیل نتایج

قبل از بررسی و تحلیل نتایج، ابتدا لازم است نتایج حاصل از تحلیل عددی سه بعدی و نتایج تجربی ارزیابی و صحت گذاری شوند.

۳-۱- صحت سنجی نتایج

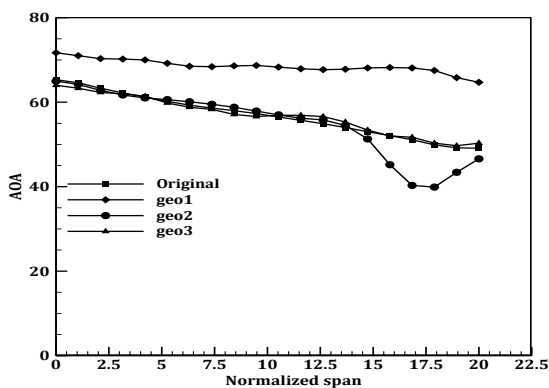
در شکل ۸ مقایسه ای میان این دو گروه از نتایج ارائه شده است. نتایج تجربی از آزمایش توربین با نسبت فشارهای

هندسه نسبت دمای طبقه را به میزان ۲ درصد در بدترین حالت، یعنی برای هندسه سوم، کاهش داده است.



شکل (۱۱): نمودار نسبت دمای کلی طبقه توربین در هندسه‌های مختلف.

شکل ۱۲ توزیع زاویه حمله میانگین پره روتور پس از اعمال تغییرات هندسی را نشان می‌دهد. مطابق با این شکل، بیشترین تغییر زاویه حمله در هندسه شماره ۱ می‌باشد، که پروفیل سینوسی از روی لبه حمله پره کم شده است. همچنین، کمترین تغییر زاویه مربوط به هندسه شماره سه است که ترکیبی از دو پروفیل کاهشی و افزایشی روی هندسه اولیه را مدل می‌کند.

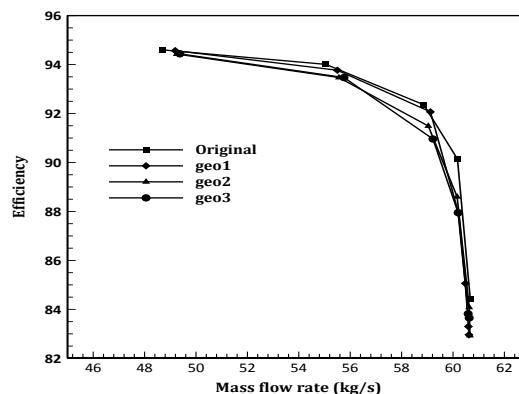


شکل (۱۲): تغییر زاویه حمله میانگین روتور در هندسه‌های مختلف.

پس از اعمال تغییرات هندسی یکی از پارامترهای مهمی که بایستی بررسی شود، زاویه خروج جریان از روتور است؛ زیرا در صورت نامناسب بودن توزیع زاویه خروجی جریان، در طبقه پایین دست جدایش رخ می‌دهد. در صورتی که توربین یک طبقه باشد، پروفیل فشار خروجی یکنواخت نخواهد بود و در نتیجه، مصرف‌کننده جریان، که ممکن است یک محفظه احتراق باشد، دچار نوسانات در توزیع

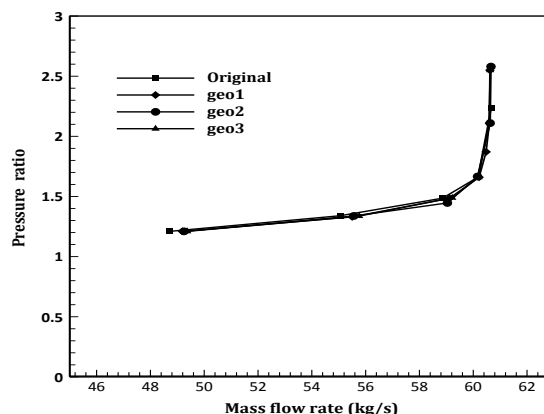
۲-۳- بررسی نمودارهای عملکردی در هندسه‌های مختلف

شکل ۹ نشان‌دهنده تغییرات بازده توربین نسبت به دبی جرمی جریان می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تغییر هندسه باعث کاهش دبی خفگی نشده است اما بازده به مقدار یک درصد در هندسه شماره سه، و نیم درصد هندسه دو تغییر (کاهش) داشته است. بازده توربین برای هندسه یک تغییر چندانی نداشته است.



شکل (۹): نمودار راندمان کلی طبقه توربین در هندسه‌های مختلف.

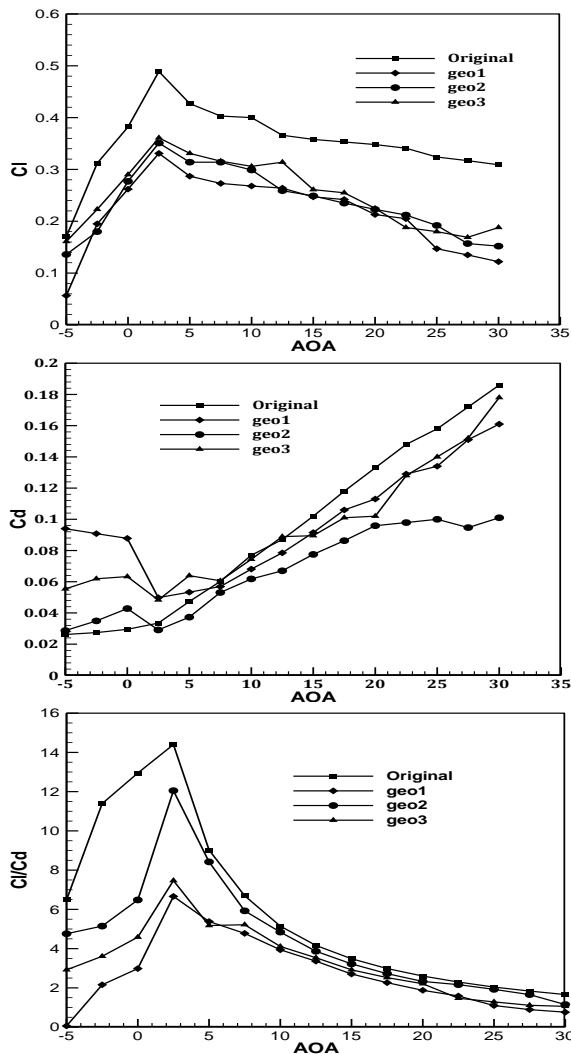
شکل ۱۰ تغییرات نسبت فشار کلی طبقه توربین با دبی جریان را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییر هندسه باعث کاهش دبی خفگی نشده است و همچنین نسبت فشار طبقه در بدترین حالت در هندسه دوم، ۴ درصد کاهش داشته است.



شکل (۱۰): نسبت فشار سکون توربین در هندسه‌های مختلف.

شکل ۱۱ نشان‌دهنده تغییرات نسبت دمای کلی طبقه توربین با دبی جرمی جریان می‌باشد. مشاهده می‌شود تغییر

می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تغییرات ایجادشده باعث کاهش ضرایب نیروی برآ و پسا و در نهایت کاهش نسبت ضریب نیروی برآ به پسا شده است.

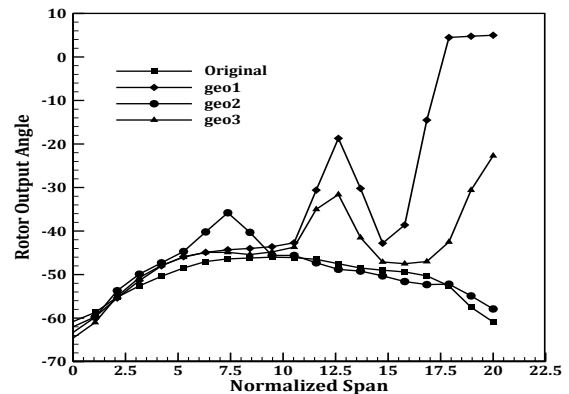


شکل (۱۵): تغییرات نیروی برآ و پسا و نسبت این نیروها در هندسه‌های مختلف.

۳-۳- بررسی تغییرات دمای سطح پره در هندسه‌های مختلف

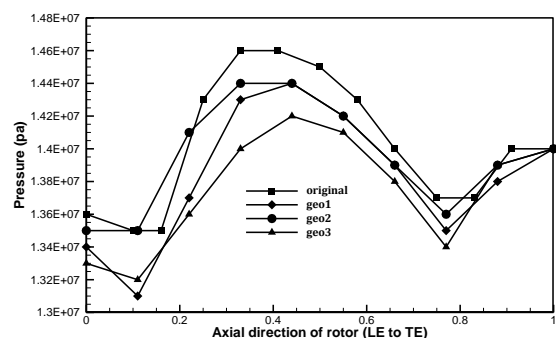
شکل ۱۶، توزیع دمای سطح پره‌های چهارگانه (اصلی و سه هندسه تغییر یافته) را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تغییرات ایجادشده در لبه حمله پره باعث یکنواخت‌تر شدن توزیع دما بر روی سطوح پره شده است. این توزیع یکنواخت دما می‌تواند باعث کاهش تنش حرارتی در سطح پره شود

جریان ورودی شده و شاید در نهایت نوعی ناپایداری احتراق را تحریک کند. همان‌طور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است میزان انحراف جریان در هندسه شماره یک بسیار زیاد است که بدترین حالت را برای جریان در ورود به طبقه بعد می‌تواند داشته باشد. همچنین، کمترین انحراف در تغییر هندسه دوم است.



شکل (۱۳): تغییر زاویه خروج جریان از روتور در هندسه‌های مختلف.

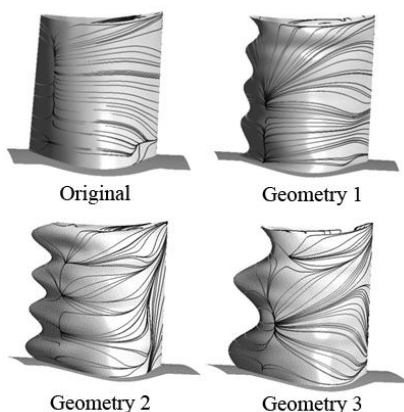
همان‌طور که در شکل ۱۴ نشان داده شده است، تغییرات ایجادشده در هندسه باعث کاهش فشار متوسط وارد بر پره در راستای محوری یعنی از لبه حمله تا لبه فرار شده است. این کاهش فشار موجب کاهش بارگذاری پره می‌شود که مناسب توربین نیست و برای کمپرسورها مطلوب است. بیش‌ترین کاهش فشار بر سطح پره مربوط به هندسه شماره سه و کمترین کاهش فشار نسبت به هندسه اولیه، مربوط به هندسه شماره دو می‌باشد.



شکل (۱۴): تغییرات فشار متوسط وارد بر پره در هندسه‌های مختلف.

شکل ۱۵، تغییرات ضریب نیروی برآ، ضریب نیروی پسا و نسبت این نیروها را در زاویه حمله $(-5 \leq \alpha \leq 30)$ نشان

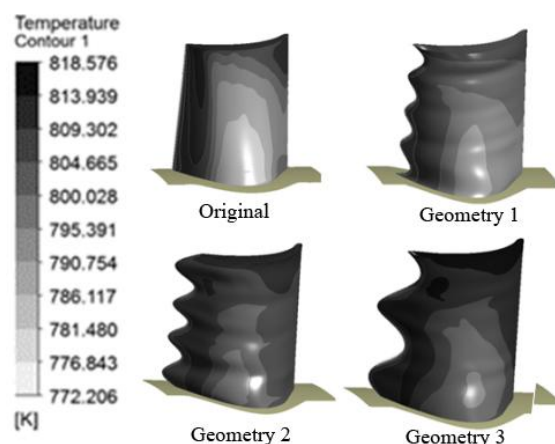
شبكة، جریان از لایه مرزی خارج شده و توزیع جریان آزاد را نشان می‌دهد. خطوط جریان به‌دست آمده نشان می‌دهند که تغییر هندسه لبه حمله باعث جدایش جریان در سطح پره می‌شود. این نتیجه، تا حد زیادی عکس نتایج به‌دست آمده برای توربین‌های متداول است که در کارهای [۹-۱] گزارش شده است. بیش‌ترین میزان این جدایش‌ها در هندسه‌های شماره دو و سه وجود دارد. علت اصلی این جدایش‌ها با توجه به شکل ۱۲، به تغییر زاویه حمله پره به دلیل تغییر پروفیل لبه حمله مربوط است. به‌طوری که این تغییرات باعث افزایش قابل توجه در زاویه برخورد به پره شده و موجب بروز جدایش می‌شوند.



شکل (۱۸): خطوط جریان در سطح پره روتور در هندسه‌های مختلف.

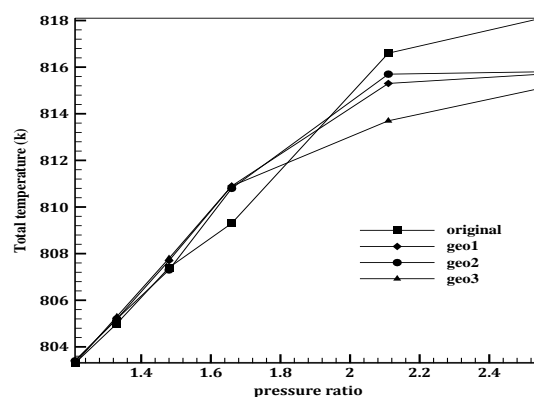
۴- نتیجه‌گیری

در این کار، تغییرات هندسی لبه حمله پره روتور برای یک توربین عکس‌العملی محوری پرفشار خاص مورد مطالعه قرار گرفت. تنوع تغییرات با استفاده از یک تابع سینوسی مبتنی بر نتایج آماری تولید پره، به سه شکل مختلف لحاظ شد. نتایج تحلیل عددی سه‌بعدی با اختلاف قابل پذیرش، مطابق با نتایج آزمایش تجربی بود. با بررسی هندسه‌های تغییر یافته نسبت به هندسه اولیه مشاهده شد که تغییرات ایجادشده در هندسه باعث کاهش نیروهای برآ و پسا شده و کاهش بارگذاری را به‌دنبال داشته است. از طرفی این تغییر هندسه در زاویه حمله و همچنین زاویه جریان خروجی تأثیر نامطلوب دارد. بیش‌ترین انحراف زاویه در هندسه شماره یک بوده است. در عین حال، تغییرات ایجادشده باعث توزیع یکنواخت‌تری از دما در سطح مکش و فشار پره می‌شود که می‌تواند از تنش حرارتی زیاد جلوگیری کند.



شکل (۱۶): کانتر تغییرات دمای پره روتور در هندسه‌های مختلف

در شکل ۱۷، تغییرات بیشینه دمای پره‌ها در شرایط کاری متفاوت نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل مشخص است تغییرات پروفیل پره‌ها باعث کاهش دمای بیشینه در سطح پره و همچنین یکنواختی دمایی پره‌های تغییر یافته شده است، البته این تغییرات در نسبت فشارهای نزدیک به ۲ و بالاتر قابل ملاحظه است.



شکل (۱۷): تغییرات دمای بیشینه پره‌ها برای پروفیل‌های مختلف در شرایط کاری متفاوت.

۴-۳- بررسی تغییرات ویژگی‌های جریان در هندسه‌های مختلف

نتایج به‌دست‌آمده در خصوص تغییر هندسه لبه حمله پره بر عملکرد طبقه توربین در یک فشار کاری خاص برای هندسه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. خطوط جریان بر روی یک سطح آفست^۱ نزدیک به سطح پره (با فاصله ۱/۵ میلی‌متر) می‌باشد که با توجه به معیارهای تولید

5. Allan, W.D.E., Asghar, A., Laviolette, M. and Woodason, R. "Influence of a Novel 3D Leading Edge Geometry on the Aerodynamic Performance of a Low Pressure Turbine Blade", Turbine Tech. Conf. and Exposition, Dusseldorf, Germany, June 2014.
6. Ibrahim, I.H. and New, T.H.A. "Numerical Study on the Effects of Leading-Edge Modifications Upon Propeller Flow Characteristics", The 9th Int. symp. on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Swisotel, Chicago, 2015.
7. Sudhakar, S., Karthikeyan, N. and Venkatakrishnan, L. "Influence of Leading Edge Tubercles on Aerodynamic Characteristics of a High Aspect-Ratio UAV", Aerospace Science and Technology, Vol. 69, pp. 281-289, 2017.
8. Griada, A. and Mavris, D. N. "Performance Analysis of Different Positions of Leading Edge Tubercles on a Wind Turbine Blade", Wind Energy Symposium, Florida, 2018.
9. Wei, Z., New, T.H. and Cui, Y.D. "Aerodynamic Performance and Surface Flow Structure of Leading-Edge Tubercles Tapered Swept-Back Wings", AAIA Journal, Vol. 56, No. 1, pp. 423-431, 2018.
10. Aghaei Tog, R., Tousi, A.M.J. and Tourani, A. "Comparison of Turbulence Methods in CFD Analysis of Compressible Flows in Radial Turbomachines", J. Aircraft Engineering and Aerospace Tech., Vol. 180, No. 6, 2008.

البته به دلیل افت سایر شاخص‌های عملکردی، نمی‌توان گفت این مزیت قابل توجهی است. بر اساس نتایج این پژوهش، به‌طور کلی استفاده از پره‌هایی که دارای عیوب مشابه در این مطالعه هستند نمی‌توان در سامانه‌هایی که برای کارکرد اصلی تولید می‌شوند استفاده کرد. با این حال، چنانچه تغییرات از نوع هندسه دوم باشد (وجود برجستگی با طول موج ۴ میلی‌متر)، با توجه به آثار محدود آن بر عملکرد آئرو دینامیکی پره، می‌توان به‌عنوان مجموعه آزمایشگاهی و در کارهای پژوهشی از آن استفاده کرد.

۵- مراجع

1. Hamakhan, A.I. and Korakianitis, T. "Aerodynamic Performance Effect of Leading-Edge Geometry in Gas-Turbine Blades", Appl. Energy, Vol. 87, No. 5, pp. 1591-1601, 2010.
2. Aftab, S.M.A., Ahmad, K.A. and Gurka, R. "CFD Study on NACA 4415 Airfoil Implementing Spherical and Sinusoidal Tubercle Leading Edge", Plos One, Vol. 12, No. 8, 2017.
3. Chen, J.H., Li, S.S. and Nguyen, V.T. "The Effect of leading Edge Protuberances on the Performance of Small Aspect Ratio Foils", The 15th Int. Sym. on Flow Vis., Minsk, Belarus, 25-28 June, 2010.
4. Carija, Z., Marusic, E., Noval, Z., and Fucak, S. "Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics of a Bumped Leading Edge Turbine Blade", Eng. Review, Vol. 34, No. 2, pp. 93-101, 2014.

