مدلسازی یکبعدی یک توربین محوری به منظور بررسی تاثیر

تلرانسهای پره بر بازده

ہادی کراہے،

شركت دوار صنعت شريف

دانشکدہ مہندسی مکانیک

دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی

محمدرضا عليگودرز^{ا*} عبدالله مهريناهي^۲ دانشکدہ مہندسی مکانیک دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی

(تاریخ دریافت: ۹۴/۰۹/۰۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۰/۱۲)

حكىدە

یر مهای توربین همواره در معرض تلرانس ها و خطاهای اجتناب نایذیری قرار دارند که باعث فاصله گرفتن هندسه نهایی یره از هندسه طراحی شده، می شود. از طرفی، تاثیر به سزایی که هندسه پره بر عملکرد توربین دارد، منجر می شود تا خطاهای ابعادی پره، ویژگیهای اصلی توربین، همچون بازده، را تحت تاثیر قرار دهد که این مورد نیز سبب فاصله گرفتن عملکرد تـوربین از عملکـرد بهینـه خـود مـیشـود. از ایـنرو، بـهدسـت آوردن تلرانسهای ابعادی مجاز که بر بازده توربین موثر هستند، لازم بهنظر میرسد. از تاثیرگذارترین عوامل که منجر به این خطاها می شود، می توان بـه خطاهای ناشی از روشهای گوناگون ساخت پره و نیز تغییرات هندسی بهوجود آمده در حین کار تـوربین اشـاره نمـود. از مهمتـرین ایـن خطاهـا میتوان به تلرانسهای ضخامت بیشینه، طول وتر و ارتفاع پره اشاره نمود. در این پژوهش، به کمک مدلسازی یکبعدی، به بررسی عددی تغییرات بازده توربین جریان محوری هانوفر از مقادیر طراحی شده خود به دلیل تلرانس های ابعادی فوق پرداخته شده است. در ایـن مـدلسـازی از مـدل افتهای اینلی– ماتیسون، دونهام– کیم و انگیر استفاده شده است.

واژههای کلیدی: تلرانس، پره، بازده، توربین محوری، مدلسازی یکبعدی

Investigation of Blade Tolerances Effect on Efficiency, Using 1D Modeling of an **Axial Flow Turbine**

M. Aligoodarz Mechanical Engineering Department Mechanical Engineering Department Shahid Rajaee Teacher Training University

A. Mehrpanahi

Shahid Rajaee Teacher Training

University

H. Karrabi Davvar San'at Sharif

Company

(Received: 22/Novwmber/2015; Accepted: 1/January/2017)

ABSTRACT

Turbine blades always face inevitable fault and Tolerances, which cause the final blade geometry differs from the designed one. On the other hand, blade geometry has important effects on turbine performance causing blade dimensional faults influence turbine major characters, like efficiency. The mentioned situations cause turbine performances vary from its optimum condition. So, obtaining allowable geometrical tolerances having effect on turbine efficiency is necessary. The most influential factors leading to these errors are various fabrication methods and geometrical changes during turbine operation. The most important of these can be pointed to maximum thickness, chord length, and blade height tolerances. In this research, through one-dimensional modeling, Hanover axial flow turbine efficiency changes from its design point due to dimensional tolerances is studied. Ainely-Mathieson, Dunham-Came, and Aungier loss models were applied in this modeling.

Keywords: Blade, Tolerance, Efficiency, Turbine, Axial, One dimensional modeling

maligoodarz@srttu.edu : (نویسنده یاسخگو): - استادیار، (نویسنده

۲- دانشجوی دکتری، mehrpanahi@srttu.edu

۳- کارشناس ار شد، H.karrabi@yahoo.com

فهرست علائم و اختصارات

ضريب А (m²) سطح مقطع An مدل انگیر A_{g} مدل اينلى- ماتيسون AM В ضر يب تصوير افقى طول وتر (m) b_z ضریب برآی پرہ C_{L} طول وتر پره (m) с ظرفیت گرمای ویژه ('Jkg⁻¹K) C_p قطر ، ضریب (m) D مدل دونهام-كيم DC ضريب تصحيح نسبت FAR ارتفاع يره (m) h زاويه حمله i نشتی نوک پره (m) k عدد ماخ Μ دبی جرمی (kg s⁻¹) mů عرض گلوگاہ (m) 0 فشار (Nm⁻²) Ρ ثابت گاز (Jkg⁻¹K⁻¹) R شعاع متوسط سطح مكش (m) R_c عدد رينولدز Re گام یرہ (m) s دما (K) Т ضخامت بیشینه یره (m) t ضخامت لبه فرار پره (m) te تلرانس(m) tol سرعت نسبی جریان (m s⁻¹) v ضريب افت فشار Y ضريب تصحيح Х تخمين اوليه ضريب افت فشار Ŷ پارامتر بارگذاری اینلی- ماتیسون Ζ زاويه جريان α β زاويه يره زاويه معيار βg نسبت گرمای ویژه γ باز ده η یارامتر شتابگیری λ

 $(Nm^{-2}s)$ ضريب لزجت (μ

ξ نسبت زاويه

۵ سرعت زاویهای (rpm)

۱– مقدمه

توربینهای گاز محرک تولید بیش از ۶۰٪ توان کشور محسوب شده و بهعنوان اساسی ترین مولد برق در ایران شناخته می شوند [1]. استفاده از توربین گاز قبل از جنگ جهانی دوم و با استفاده از توربینهای قدرت محوری شروع شده است و بعد از آن نظرها متوجه توليد موتورهاى توربوجت براى توليد نيروى محركه موتورجت گرديد [7]. عملكرد بهينه اين تجهيزات گام موثری در بالا بردن کیفیت و پایداری عملکرد این سامانهها است. بالا بردن نسبت فشار كميرسور، دماى احتراق محفظه احتراق، راندمان عملکردی اجزای سه گانه اصلی از جمله مواردی است که به تولید کیفی آنها میانجامد. طراحان توربینهای گازی سعی دارند که با افزایش نسبی تولید در مقابل مصرف، راندمان بالاترى را ايجاد نمايند. از مهمترين بخشهای موثر بر راندمان تولید، خصوصیات هندسی پرهها و عملکرد آنها در ارتقا تولید و کاهش بخش مصرفی توربین است. یکی از روشهای متداول مدلسازی در فرآیند اولیه طراحی، مدل سازی یک بعدی سیستم است که در تحقیقات اخیر نیز مورد توجه محققان قرار گرفته است [۶–۳]. بازده یک توربین گازی با استفاده از روش یکبعدی و مدلسازی مناسب افتها با دقت بسیار بالایی پیشبینی می شود. در کنار بحث کیفی تولید، پایداری عملکرد توربین وابستگی مستقیم به هندسه و خصوصیات عملکردی پرهها دارد. بنابراین، هندسه و ابعاد پره می تواند به عنوان یکی از اساسی ترین مباحث در طراحی توربین مطرح شود که با توجه به خروجیهای هدف، ارائه شده است. ابعاد، موقعیت و هندسه پرهها به صورت مستقیم خروجی سیستم را تحت تاثیر قرار میدهد و تغییرات آنها بر رسیدن به خصوصیات کمی و کیفی در سیستم موثر بوده و باعث دستیابی و یا عدم دستیابی به خروجی مطلوب خواهد شد. ابعاد اغلب پرههای مورد استفاده در توربینها با ابعاد طراحی شده آنان عمدتاً به دو دلیل زیر متفاوت است:

 ۱- اغلب پرههای استفاده شده در توربینها بهوسیله ریخته گری دقیق سوپرآلیاژها در قالبهای سرامیکی و نیز ماشین کاری تولید می شوند. پیچید گی ناشی از سرد شدن غیر یکنواخت موم در قالب تزریق و نیز تغییرات هندسی ناشی از

سرد شدن موم داغ پس از خروج از قالب در روش ریخته گری و خطاهای ناشی از فرایندهای ماشین کاری منجر به خطاهای اجتناب ناپذیر بر ابعاد پره می گردد. علاوه بر موارد بیان شده، بعضی فرآیندهای تکمیلی مانند سنگزنی^۱ پره به منظور حذف آثار به جا مانده از مراحل اولیه ساخت، پوشش دهی جهت افزایش مقاومت حرارتی پره، شات پینینگ^۲ و شات بلاست^۳ افزایش مقاومت حرارتی پره، شات پینینگ^۲ و شات بلاست جهت تنش زدایی نواحی سنگ خورده سبب ایجاد انحراف هندسی و ابعادی در پره توربین می گردند. این خطاها منجر به تغییر ابعاد پره نظیر تغییر در طول وتر، ضخامت بیشینه و ارتفاع می گردد.

۲- زبری، خوردگی و رسوب پدیدههایی هستند که علی رغم پیشرفت تکنولوژی در ساخت پرهها با گذشت مدت زمانی از بهرهبرداری توربین به علت عواملی مانند ورود گرد و غبار و ذرات ناخواسته به همراه هوای ورودی به داخل توربین، ناخالصیهای ناخواسته داخل سوخت، احتراق ناقص و تولید کربنهای سوخته، واکنش شیمیائی سطح ایرفویل با آلودگی-های موجود در هوای ورودی و رطوبت هوا یا سولفور موجود در سوخت در کنار شرایط محیطی داغ و پر تنش، هندسه پره را دچار تغییر می نماید. البته لازم به ذکر است که این تغییر در ابعاد همراه با تغییر در میزان زبری سطح است که در این مقاله مورد بررسی قرار نگرفته است.

هر یک از این تغییرات که باعث فاصله گرفتن پره ساخته شده از مدل طراحیشده می گردد، دارای تاثیر همزمان دینامیک ارتعاشاتی، مکانیک جامداتی و آئرودینامیکی میباشد. از مهمترین تاثیرات این تغییرات نیز میتوان به افزایش نامیزانی جرمی و مشکلات حاصل در بالانس جرمی ردیف پره، افزایش تمرکز تنش و تنش پسماند و در نتیجه کاهش طول عمر پره، تغییر افت فشار ردیف پره و در نتیجه تغییر در ویژ گی اصلی توربین یعنی بازده اشاره نمود. از اینرو، با بررسی تاثیر این تلرانسها به هر یک از اشکال دینامیک ارتعاشاتی، مکانیک جامداتی و آئرودینامیکی در واقع مقدار خطای مجاز که کمترین تاثیر را بر هر یک از خصوصیات آن شکل از بررسی خواهد داشت، بهدست میآید و در نهایت سه نوع تلرانس مجاز برای یک پره حاصل می گردد و چون هر پره برای داشتن

دینامیک ارتعاشاتی، مکانیک جامداتی و آئرودینامیکی باشد، بههمین دلیل حداکثر تلرانس مجاز برابر کمترین تلرانس از بین سه تلرانس مجاز بهدستآمده خواهد بود. در این پژوهش صرفاً به بررسی تاثیرات تلرانسهای آئرودینامیکی، که باعث تغییر در مقدار بازده نسبت به مقادیر طراحی میشود، پرداخته شده است. گفتنی است که ملاک تعریف هر یک از این تلرانسها تفاضل مقدار واقعی آن پارامتر از مقدار طراحی شده همان پارامتر هندسی پره میباشد. در زمینه تغییر هندسه بر تلرانس عملکردی توربین تحقیقات وسیعی صورت گرفته است. این تحقیقات با هدف تحلیل اثر تغییرات هندسی پرهها بر خصوصیات آئرودینامیکی سیستم انجام شده است. در این میان مدلهای افت همواره جهت رسیدن به قابلیت اعتماد بیشتر سیستم در حال توسعه میباشند و تحقیقات فراوانی در این زمینه انجام شده است.

دیوز و همکاران[†] [۷] در سال ۱۹۸۸ بر روی عملکرد تیغه-های توربینهای آسیب دیده کار نمودند. در پژوهش آنان تمرکز بر روی بررسی اثرات آسیبهای لبه فرار ایرفویل پره بر میزان افتها و بازده توربین بود. در این بررسی عددی، محاسبات با استفاده از حل سهبعدی معادله ناویر- استوکس انجام شده است. مشابه این تحقیق، در تحقیق دیگری که بعدا توسط المگیر⁶ انجام شد، به کمک حل سهبعدی معادله ناویر- استوکس به بررسی تاثیر تیغههای آسیبدیده بر عملکرد توربین با تمرکز بر آسیبهای رخ داده در لبه فرار و زبری حاصل از آن پرداخته و نتایج را با نتایج آزمایشگاهی بهدست آمده مقایسه نمود. در این پژوهش مشخص گردید آسیبهای رخ داده در لبه فرار پره تاثیر قابل توجهی بر انحراف جریان رديف پره و زبری حاصل از آن نيز اثر قابل توجهی بر افت پروفیل دارد [۸]. در زمینه تحلیل یک بعدی، کان و همکارانش با استفاده از نرمافزار CFX، به بررسی تاثیر زاویه چرخش جریان و زبری، بر بازده و ضریب کار توربین پرداختهاند و نتایج آن را با آزمایش مقایسه نمودهاند. نتایج نشان دهنده آن است که زبری سطح، تاثیر فراوانی بر ضریب کار داشته و درصد کاهش ضریب کار در زبری ۴۰۰ μm به مقدار ۲۱/۶٪ می باشد، به علاوه تغییری کوچک در زاویه چرخش جریان تاثیری قابل توجهی بر ضریب کار طبقه خواهد داشت [۹]. در ادامه این تحقیقات، نینگوی^۷و همکارانش به شبیهسازی یکبعدی

¹⁻ Grinding

²⁻ Shot Pinning

³⁻ Shot Blast

⁴⁻ Dawes et al.

⁵⁻ Almagir

⁶⁻ Young Seok Kan

⁷⁻ Ning Wei

افتهای انرژی در یک توربین جریان محوری پنج طبقه پرداختهاند. در این شبیه سازی از مدل افتهای اینلی – ماتیسون، دونهام – کیم، ککر – اکاپو، کرایج –کوکس و مصطفی ۲ استفاده گردیده است [۱۰].

در تحقیقی مقایسهای میان روشهای مختلف مدلسازی افت، دالگویست و همکارانش به بررسی رژیمهای جریان در ردیف پره در توربینهای گاز جریان محوری پرداختهاند که منجر به ایجاد افت می شود. در این پژوهش به بررسی مدل های گوناگون افت و مقایسه بین این مدلها با مدل مورد استفاده در شرکت زیمنس پرداخته شده است [۱۱]. در ادامه این تحقیقات در سالهای اخیر، گرانوسکی و همکارانش[†] در پژوهش خود تغییراتی در پروفیل مقطع نوک پره داده تا اختلاف فشار بین سطح مکشی و فشاری پره کاهش یافته و در نتیجه افت نشتی نوک پره کاهش یابد. نتایج این تحقیق موجب کاهش افت نشتی و قدرت گردابههای حاصل شده در نوک پره گردید [۱۲]. با توجه به اهمیت تاثیر لقی نوک پره در ردیف پره توربین، ویلر و همکارانش⁶ از یک کد دینامیک سیالات محاسباتی² برای تحلیل این پدیده استفاده نموده و جهت اعتبارسنجی آن از نتایج آزمایشگاهی استفاده نمودند. نتایج نشاندهنده آن بود که با افزایش عدد ماخ خروجی ردیف پره، جریان نشتی نوک پره دچار خفگی شده و در نتیجه جریان نشتی نوک یره از اختلاف فشار بین دو طرف ردیف یره و در نتیجه مقدار بارگذاری پره مستقل می گردد. بنابراین، تاثیر جریان نشتی نوک پره در افت کل جریان در ردیف پره و در نتیجه بازده، در اعداد ماخ خروجی بیشتر از یک کاهش می یابد [۱۳].

الگوریتم معمول اینلی- ماتیسون در مدلسازی یکبعدی، بهدلیل استفاده از فرضهای محدودکننده، قابلیت استفاده از کلیه مدلهای افت را ندارد. از این رو، بهدست آوردن الگوریتمهای جدید که قابلیت استفاده از مدل افتهای گوناگون را داشته باشد و در آن از این فرضهای محدود کننده نیز استفاده نشده باشد، لازم بهنظر می رسد. از طرف دیگر بهدست آوردن تاثیر تغییرات ابعادی ناخواسته پره بر عملکرد توربین توسط انجام

آزمایش، روشی دقیق است، اما بهعلت در دسترس نبودن برخی تجهیزات آزمایشگاهی، استفاده از این روش در تحلیل عملکرد توربین در این شرایط کاری مقرون به صرفه نمی باشد. این در حالی است که معادلات حاکم بر جریان سیال شناخته شده هستند و از اینرو، می توان از تخمین عددی یک بعدی، به دلیل سرعت و دقت نسبتاً مناسبش، جهت بهدست آوردن تاثیر تغییرات ابعادی پره بر عمکرد توربین استفاده کرده و در نتیجه برخی آزمایشهای پرهزینه را با این روش جایگزین نمود. بررسی تاثیر این عوامل ناخواسته بر کارکرد توربین (اعم از عوامل بهبوددهنده و یا عوامل مخرب) نیز تاثیر بهسزایی در بهبود هر چه بیشتر قابلیتهای توربین گازی و بهینهسازی آن خواهد داشت. زیرا با این کار قسمتهای حساستر پره توربین که باعث بیشترین تغییر در عملکرد توربین نسبت به شرایط کاری می گردند، قابل شناسایی خواهند بود و طراحی، ساخت مواد و تمهیدات مربوط به خنک کاری جهت به حداقل رساندن عیوب در این بخشها به طور دقیقتر انجام خواهد گرفت تا کاهش کارائی به حداقل رسد.

هدف از انجام این پژوهش این است که اولا با استفاده از مدلهای افت انیلی- ماتیسون^۷، دونهام-کیم^۸ و مدل انگیر[°] و استفاده از کلیهی این الگورتیمها، کدهایی کامپیوتری جهت تحلیل عملکرد توربین جریان محوری در نسبت فشار، دبی جرمی و سرعت دورانی های مختلف نوشته شود و نتایج هر یک با نتایج تجربی و آزمایشگاهی یک نمونه توربین جریان محوری مقایسه و اعتبارسنجی شود و در نهایت با استفاده از نتایج بهدستآمده از الگوریتم پایه و الگوریتمهای جدید، توانایی این روشها برای پیشبینی عملکرد توربین با یکدیگر مقایسه شود. ثانیا از کد نوشته بر مبنای الگوریتمهای جدید، جهت بررسی تغییرات ناخواسته ابعادی ایرفویل پره نسبت به حالت طراحی بر اساس بازده پره استفاده گردد. در مقاله حاضر ابتدا به معرفی مدلهای اصلی پرداخته شده و در بخش بعدی هندسه مساله بعد از معرفی فرآیند مدلسازی معرفی میشود. در نهایت اثر تغییرات مهم بر متغیرهای عملکردی سیستم بر اساس کدهای تولیدشده برای مدلهای اصلی در تلرانسهای هندسی تعریف شده، ارائه خواهد شد.

¹⁻ Craig & Cox

²⁻ Moustapha & Kacker

³⁻ Adrian N Dahlquist

^{4 -} Granoviskiy

^{5 -} Wheeler et al.

⁶⁻ Computational Fluid Dynamics (CFD)

⁷⁻ Ainely & Mathieson

⁸⁻ Dunham & Came

⁹⁻ Aungier

بر خلاف پژوهشهای قبلی در این تحقیق، که تاثیر یک یا حداکثر دو تلرانس ابعادی بر بازده توربین بهصورت سهبعدی برررسی گردیده، سعی میشود تا اثر تغییر طول وتر، ضخامت بیشینه و ارتفاع پره بهطور مجزا و یکبعدی بر بازده توربین بررسی و هر یک از این تاثیرات در چند دبی جرمی مورد ارزیابی قرار گیرد. ابتدا به معرفی مکانیزمها و مدلهای اصلی افت پرداخته میشود.

۲- مکانیزمهای افت

بهطور کلی میدان جریان در یک ردیف پره توربین جریان محوری بسیار پیچیده بوده و بهدلیل این که جریان سیال در آن بهصورت سهبعدی، لزج و بهدلیل سرعت دورانی زیاد دارای آشفتگی زیاد میباشد، بسیاری از مکانیزمهای افت آن ناشناخته مانده است. از اینرو، اظهارنظر قطعی و دقیق درباره علل و روابط تحلیلی بسیاری از مکانیزمهای افت را دچار مشکل کرده است. در حالت کلی اتلاف انرژی جریان سیال در یک ردیف پره را میتوان تحت عنوان مجموعهای از افتهای پروفیل، ثانویه، نشتی نوک پره، فن، رطوبت، گذرگاه، موج ارائهشده درباره این افتها به صورت تجربی بهدستآمده و ارائهشده درباره این افتها به صورت تجربی بهدستآمده و انرژی در یک توربین از اهمیت بهسزایی برخوردار است. در این پژوهش از سه مدل افت اینلی– ماتیسون [۹]، انگیر [۱۵] و دونهام – کیم [۱۷] استفاده گردیده است.

اتلاف انرژی بیان شده در هر یک از این مدلهای افت بر اساس ضریب افت فشار سکون محاسبه می گردد. ضرایب افت فشار سکون استاتور و روتور نیز به ترتیب در روبط (۲–۱) آورده شده است.

$$Y_{s} = \frac{P_{t_{3}} - P_{t_{0}}}{P_{t_{0}} - P_{0}}$$
(1)

$$Y_{r} = \frac{P_{t_{1_{rel}}} - P_{t_{2_{rel}}}}{P_{t_{2_{rel}}} - P_{2}}$$
(Y)

۳- مدل اینلی- ماتیسون

متداول ترین و جامع ترین مدل افت در میان مدل های افت دیگر بوده که بعدها توسط دیگران به شکل مدل های افت دونهام- کیم، ککر- اکاپو و انگیر توسعه داده شد. این مدل افت برای پیشبینی عملکرد توربین جریان محوری با پرههای

متداول در شرایط عملکردی غیر خفه گوناگون استفاده می گردد. ضریب افت کلی ردیف پره در این مدل افت از رابطه زیر بهدست می آید:

$$\mathbf{Y}_{t} = \left(\mathbf{Y}_{p} + \mathbf{Y}_{s} + \mathbf{Y}_{TL}\right) \mathbf{X}_{Te}.$$
(7)

در این معادله، $Y_{\rm P}$ افت پروفیل، $Y_{\rm S}$ افت ثانویه، $Y_{\rm TL}$ افت نشتی و $_{\rm TL}$ خریب تصحیح لبه فرار نام دارند. ضریب تصحیح لبه فرار جهت تصحیح ضخامت لبه فرار استفاده شده و زمانی که نسبت ضخامت لبه فرار به گام پره از ۲۰/۰۲ تا ۲/۱۲ تغییر می کند، مقدار این ضریب از ۱ تا ۱/۸ تغییر مینماید. ضریب افت پروفیل پرههای بازتابی و ضربهای بر مبنای نمودارهایی که این ضرایب را به ازای نسبت گام به وترهای گوناگون ارائه می کند، بهدست می آید. به ازای هر ترکیب دیگری از زوایا، ضریب افت پروفیل در نقطه طراحی از رابطه زیر محاسبه می گردد [۵]:

$$\mathbf{Y}_{\mathbf{p}(i=0)} = \begin{pmatrix} \mathbf{Y}_{\mathbf{p}(\alpha_{in}=0)} + (\boldsymbol{\alpha}_{in} / \boldsymbol{\alpha}_{out})^{2} \times \\ \begin{bmatrix} \mathbf{Y}_{\mathbf{p}(\alpha_{in}=\alpha_{out})} - \mathbf{Y}_{\mathbf{p}(\alpha_{in}=0)}] \begin{pmatrix} t \\ max \end{pmatrix} \\ 0.02c \end{pmatrix} \end{bmatrix}.$$
(F)

ضریب افت پروفیل بهدست آمده در رابطه (۴) توسط ضریب تصحیح زاویه حمله X_i و با استفاده از رابطه (۵) برای شرایط خارج از نقطه طراحی تصحیح می گردد.

(۵)

 $\mathbf{Y}_{\mathbf{P}} = \mathbf{X}_{\mathbf{i}} \mathbf{Y}_{\mathbf{P}(i=0)}$

جهت بهدست آوردن X_i ابتدا زاویه حمله استال['] برای یک ردیف پره هم ارز با نسبت گام به وتر ۲/۷۵ محاسبه، سپس مقدار بهدستآمده برای ردیف پره هم ارز برای مقدار واقعی نسبت گام به وتر اصلاح می گردد. ضریب افت ثانویه بهعنوان تابعی از زاویه خروجی جریان، زاویه متوسط جریان و Λ تعریف می گردد. در این ضریب افت Λ تابعی از شتابگیری جریان بوده و با استفاده از نموداری که تابعی از پارامترهای هندسی است بهدست می آید. زاویه متوسط جریان m تابعی از زاویه ورودی و خروجی جریان از ردیف پره بوده و به صورت ذیل تعریف می گردد:

$$\alpha_m = \mathrm{tg}^{-1} \left[\frac{\mathrm{tg}\,\alpha_{in} + \mathrm{tg}\,\alpha_{out}}{2} \right]. \tag{9}$$

^۱ استال در اثر جدایش لایه مرزی جریان از روی پره ها ایجاد شده و به صورت جزیی و یا کلی باعث ارتعاش پرهها و در نهایت قطع جریان هوای عبوری از مسیر فشردگی میشود.

$$Y_{s} = 0.0334 \left(\frac{c}{h}\right) \left[4(tg \alpha_{in} - tg \alpha_{out})^{2}\right] \times \left(\frac{\cos^{2} \alpha_{out}}{\cos \alpha_{m}}\right) \frac{\cos \alpha_{out}}{\cos \alpha_{in}}.$$
(17)

افت نشتی در این مدل بر مبنای مدل اینلی – ماتیسون میباشد. یعنی تابعی از لقی شعاعی و زوایای ورودی و خروجی جریان از ردیف پره بوده اما بجای آنکه تابعی خطی از مقدار لقی باشد، تابعی توانی از این پارامتر میباشد. در ذیل رابطه مربوط به این ضریب افت آورده شده است:

$$Y_{TL} = \beta \left(\frac{c}{h}\right) \left(\frac{\tau}{c}\right)^{0.78} \left[4\left(\operatorname{tg}\alpha_{in} - \operatorname{tg}\alpha_{out}\right)^{2}\right] \frac{\cos^{2}\alpha_{out}}{\cos\alpha_{m}}.$$
 (17)

۵– مدل انگیر

روابط پیش بینی افت در این مدل ترکیبی از مدل های اینلی-ماتیسون، دونهام-کیم و ککر- اکاپو بهمراه برخی اصلاحات انجام شده توسط انگیر می باشد. ضریب افت کلی ردیف پره در این مدل افت از رابطه زیر بدست می آید:

$$Y_{t} = Y_{P} + Y_{S} + Y_{CI} + Y_{Te} + Y_{Ex} + Y_{Sh}$$
(14)

در این رابطه Y_p ضریب افت پروفیل بوده و توسط رابطه زیر حاسبه می گردد:

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_{p} &= \mathbf{k}_{mod} \mathbf{k}_{inc} \mathbf{k}_{M} \mathbf{k}_{p} \mathbf{k}_{Re} \times \\ & \left[\left(\mathbf{Y}_{p(\beta_{in}=0)} + \zeta^{\mathsf{T}} \left[\mathbf{Y}_{P(\alpha_{out}=\beta_{in})} - \mathbf{Y}_{p(\beta_{in}=0)} \right] \right) \right] \\ & \times \left(5 \frac{t_{max}}{c} \right)^{\zeta} - \Delta \mathbf{Y}_{Te} \end{aligned}$$
(1 Δ)

در این رابطه، K_{mod} یک ضریب تجربی بوده و برای طرحهای قدیمی ۱ و طرحهای جدید بهینهتر ۱/۶۷ پیشنهاد گردیده است. همچنین ک نسبت زاویه ورودی پره به زاویه خروجی جریان میباشد. K_{inc} ضریب تصحیح زاویه حمله بوده و مشابه مدل اینلی– ماتیسون محاسبه میگردد. K_M ضریب تصحیح عدد ماخ است و برای اعداد ماخ کوچکتر از ۶/۰ و بزرگتر از ۱ برابر یک میباشد، در حالیکه برای اعداد ماخ بین ۶/۰ تا ۱ از رابطه زیر محاسبه میگردد:

$$k_{\rm M} = 1 + [1.65 (M_{\rm out} - 0.6) + 240 (M_{\rm out} - 0.6)^4] (\frac{S}{R_c})^{(3M_{\rm out} - 0.6)}.$$
 (19)

ضريب افت ثانويه طبق رابطه ذيل بهدست ميآيد:

$$Y_{\rm S} = \lambda \left[\frac{C_{\rm L}}{s/c} \right]^2 \frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos^3 \alpha_m}, \tag{Y}$$

که در آن، C_L ضریب برآی پره بوده و از رابطه ذیل به دست میآید:

$$C_{\rm L} = \frac{2s}{c} \left(\operatorname{tg} \alpha_{in} - \operatorname{tg} \alpha_{out} \right) \cos \alpha_m. \tag{A}$$

ضریب افت لقی نوک پره که تابعی از لقی شعاعی، زوایای خروجی و متوسط جریان است، از رابطه ذیل محاسبه می گردد:

$$Y_{TL} = \frac{4\beta\tau}{h} (\operatorname{tg} \alpha_{in} - \operatorname{tg} \alpha_{out})^2 .(\cos^2 \alpha_{out} / \cos \alpha_m).$$
(9)

در این رابطه، مقدار ضریب β که زاویه جریان نسبی است، برای پرههای دارای جداره ۲/۲۵ و برای پرههای بدون جداره ۸/۵ میباشد. همچنین در این رابطه τ میزان فشردگی بین ورودی و خروجی لقی نوک پره است.

۴- مدل دونهام – کیم

مدل اینلی– ماتیسون در سال ۱۹۷۰ توسط دونهام و کیم گسترش یافت. دونهام و کیم دریافتند که مدل اینلی- ماتیسون برای توربینهای کوچک و با نسبت منظر^۱ کم گمراه کننده است. آنان برخی از روابط افت را اصلاح و ضریب افت کلی ردیف پره را به صورت ذیل تعریف نمودند [۱۳]:

$$\mathbf{Y}_{t} = \left[\left(\mathbf{Y}_{\mathrm{P}} + \mathbf{Y}_{\mathrm{S}} \right) \left(\frac{\mathrm{Re}}{2 \times 10^{5}} \right)^{-0.2} + \mathbf{Y}_{\mathrm{TL}} \right] \mathbf{X}_{\mathrm{Te}} \qquad (1 \cdot)$$

در این معادله X_{Te} ضریب تصحیح لبه فرار و مشابه با مدل اینلی– ماتیسون است. افت پروفیل در این معادله بر مبنای افت پروفیل اینلی– ماتیسون بوده، اما با در نظر گرفتن یک ضریب تصحیح برای عدد ماخ بصورت ذیل محاسبه می گردد:

$$\mathbf{Y}_{\mathbf{P}} = \left[1 + 60\left(\mathbf{M}_{\text{out}} - \mathbf{1}\right)^{2}\right] \mathbf{X}_{i} \mathbf{Y}_{\mathbf{P}\left(i=0\right)}. \tag{11}$$

دونهام و کیم پارامتر شتابگیری جریان λ را سادهسازی و بصورت یک ضریب ارائه نموده و رابطه ذیل را برای افت ثانویه معرفی نمودند [۱۳]:

¹⁻ Aspect Ratio

از طرف دیگر، K_P ضریب تصحیح تراکمپذیری نام داشته و از رابطه زیر به دست میآید:

$$k_1 = 1 - 0.625[(M_{out} - 0.2) + |M_{out} - 0.2|],$$
 (1Y)

$$k_{p} = 1 - (1 - k_{1}) (M_{in} / M_{out})^{2}$$
. (1A)

$$k_{Re} = \begin{cases} k_{Re} = \sqrt{1 \times 10^{5} / Re_{c}} ; Re_{c} \le 10^{5} \\ k_{Re} = 1 ; 10^{5} < Re_{c} \le 5 \times 10^{5} \\ k_{Re} = 1 + \left(\left[\log_{10}(5 \times 10^{5}) / \log_{10}(Re_{r}) \right]^{2.58} - 1 \right) \\ \left[1 - \frac{5 \times 10^{5}}{Re_{c}} \right] ; 5 \times 10^{5} < Re_{c}$$
(19)

در رابطه فوق، Re_c عدد رینولدز تعریف شده بر مبنای طول وتر پره بوده در حالی که Re_r عدد رینولدز وتری بحرانی نام داشته و بهصورت زیر تعریف میگردد:

$$\operatorname{Re}_{\mathrm{r}} = 100 \times c \ / e. \tag{(1)}$$

در این رابطه c وتر پره^۱ و e میانگین شعاع انحنا بین گلوگاه و لبه فرار است. در رابطه (۱۴) پارامتر Y_s ضریب افت ثانویه است و از رابطه زیر بهدست میآید:

$$\mathbf{Y}_{s} = 0.0344 \operatorname{Zsin} \alpha_{out} / \sin \beta_{in} \operatorname{F}_{AR}, \qquad (11)$$

$$1 - \left[\left(1 - k_{p} \right) \left(\frac{b_{z}}{h} \right)^{2} \right]$$

$$\mathbf{k}_{s} = \frac{\left[\left(\frac{b_{z}}{h} \right)^{2} \right]}{\left[1 + \left(\frac{b_{z}}{h} \right)^{2} \right]}, \qquad (\Upsilon\Upsilon)$$

$$\mathbf{Y}_{s} = \mathbf{k}_{Re} \mathbf{k}_{s} \sqrt{\frac{\mathbf{Y}_{s}}{\mathbf{Y}_{s}}/(7.5 \times \mathbf{Y}_{s}+1)}, \qquad (\Upsilon \Upsilon)$$

که F_{AR} ضریب تصحیح نسبت منظر نام داشته و به کمک رابطه زیر محاسبه میگردد:

$$\mathbf{F}_{\mathrm{AR}} = \begin{cases} \frac{c}{h} & ; \quad \frac{h}{c} \ge 2, \\ \left(\frac{2c}{h}\right)^{0.7}; \frac{h}{c} \prec 2. \end{cases}$$
(14)

1- Chord

در رابطه (۱۴) عبارت Y_{Te} ضریب افت لبه فرار نام دارد و از رابطه زیر بهدست میآید:

$$\mathbf{Y}_{\mathrm{Te}} = \left[\frac{t_e}{\left(s\sin\beta_g - t_e\right)^2}\right].$$
 (YA)

شایان ذکر است که در رابطه (۱۵) پارامتر ΔY_{Te} ضریب افت لبه فرار بهازای $T_e = \cdot / \cdot T_s$ میباشد. در رابطه (۱۴) عبارت Y_{CL} ضریب افت نشتی است که مشابه بخش اول رابطه ارائه شده در روش دونهام-کیم، از رابطه زیر محاسبه می گردد:

$$\mathbf{Y}_{\rm Cl} = \boldsymbol{\varphi} \, \mathbf{Z} \left(\frac{c}{h} \right) \left(\frac{\tau}{c} \right)^{0.78}, \tag{79}$$

که در آن، φ برای پرههای دارای جداره ۳۷/۰و برای پرههای بدون جداره ۰/۴۷ میباشد. Y_{EX} ضریب افت انبساط مافوق صوت بوده و از رابطه ذیل محاسبه می گردد:

$$\mathbf{Y}_{\text{Ex}} = \begin{cases} 0 \quad ; \mathbf{M}_{\text{out}} \ge 1 \\ \left[(\mathbf{M}_{\text{out}} - 1) \nearrow \mathbf{M}_{\text{out}} \right]^2; \mathbf{M}_{\text{out}} > 1 \end{cases}$$
(YY)

در رابطه (۱۴) عبارت Y_{sh} ضریب افت موج ضربهای بوده و از دو بخش افت حاصل از موج ضربهای X₁ و افت حاصل از انتشار جریان X₂ بهصورت زیر تشکیل گردیده است:

$$X_{1} = \begin{cases} 0 & ; M_{in} \leq 0.4, \\ M_{in} - 0.4; M_{in} > 0.4, \end{cases}$$
 (7A)

$$\mathbf{X}_{2} = \begin{cases} 0 \quad ; \mathbf{M}_{in} \leq \mathbf{M}_{out}, \\ \mathbf{M}_{in} / \mathbf{M}_{out} - 1; \mathbf{M}_{in} > \mathbf{M}_{out}, \end{cases} \tag{19}$$

$$Y_{sh} = \sqrt{\left(0.8X_1^2 + X_2^2\right)^2 / \left[1 + \left(0.8X_1^2 + X_2^2\right)^2\right]}.$$
 (7.)

۶- مدلسازی یک بعدی

طراحی یک توربوماشین شامل فرآیندهای گوناگون ترمودینامیکی، آیرودینامیکی، فناورانه، سازهای و اقتصادی است. این در حالی است که فرایندهای آیرودینامیکی آن شامل مراحل سعی و خطای فراوان میباشد. هر چند امروزه در طراحیها از ابزارهای محاسباتی سهبعدی جهت شبیهسازی و بهینهسازی جریان در ماشینهای دوار استفاده میگردد، اما نباید اهمیت مدلسازی یکبعدی در طراحی اولیه دست کم گرفته شود. کلیه محاسبات مربوط به مدلسازی یکبعدی در شعاع متوسط یا مرجع مربوط به یک طبقه انجام میگردد. با توجه به این که سرعت خطی پره تابعی از شعاع بوده و از اینرو،

www.SID.ir

سرعت خطی نقاط مختلف پره با افزایش شعاع، افزایش مییابد و شکل مثلث سرعتها از پایه تا نوک پره تغییر میکند، در نتیجه کلیه پارامترهای جریان در جهت شعاعی متغیر خواهند بود. این در حالی است که در مدل سازی یک بعدی به دلیل آن-که کلیه پارامترها در شعاع متوسط محاسبه میگردند، تصویر متوسطی از آنچه بر گذر جرمی در یک طبقه رخ می دهد، ارائه می دهد. روش مدل سازی یک بعدی را می توان با دقتی مناسب برای پرههای کوتاه استفاده نمود در حالی که برای پرههای بلند لازم است که اثرات سه بعدی جریان را حتماً در نظر گرفت.

با در نظر گرفتن این که هر طبقه توربین شامل یک ردیف استاتور و یک ردیف روتور است. شرایط ورودی به استاتور را با اندیس ۳، شرایط خروجی از استاتور با اندیس ۰۰ شرایط ورود و خروج از روتور را بهترتیب با اندیسهای ۱ و ۲ مشخص مینمایند. مدلسازی یکبعدی بر مبنای مفروضات ساده کننده زیر عمل مینماید:

۱- جریان یکبعدی است و از تغییر کلیه پارامترها در جهات شعاعی و زاویهای صرف نظر میگردد،

۲- شعاع میانی در یک طبقه ثابت فرض می گردد،

۳- از تغییرات C_P با دما صرفنظر می گردد و

۴- جریان بصورت محوری وارد استاتور طبقه اول می گردد. الگوریتم حل مورد استفاده بهطور خلاصه این گونه عمل مینماید، که ابتدا مقداری برای عدد ماخ خروجی جریان از ردیف پره حدس زده، سپس با استفاده از آن زاویه خروجی جریان محاسبه می گردد. در مرحله بعد با توجه به این مقادیر و هندسه توربین، مقدار ضریب افت فشار کل محاسبه و به کمک رابطه زیر مقدار فشار سکون خروجی بهدست می آید:

$$P_{t_0} = \frac{P_{t_3}}{1 + Y_t \left[1 - \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{\cdot}^2 \right)^{-\gamma/(\gamma - 1)} \right]}.$$
 (٣1)

حال با استفاده از فشار سکون خروجی بهدستآمده در بالا و معادله پیوستگی گاز کامل که در زیر آورده شده، مقدار عدد ماخ خروجی از ردیف پره تصحیح می گردد. این روند سعی و

خطا تا زمانی که اختلاف بین دو عدد ماخ بیشتر از ۰/۰۰۱ است ادامه می یابد (رابطه (۳۲)).

$$m^{\circ} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{(P_{t_0} A_0)}{\sqrt{T_{t_3}}} \mathbf{M}_0 \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \mathbf{M}_0^2 \right)^{-(\gamma + 1)/(2(\gamma - 1))}$$
(°Y)

با استفاده از مقادیر فشار و دمای سکون خروجی (چون جریان در ردیف پره آدیاباتیک است $T_{i} = T_{i}$) محاسبه شده و عدد ماخ خروجی، مقدار فشار و دمای استاتیک خروجی محاسبه می گردد. از طرف دیگر مقادیر زاویه مطلق خروج جریان از ردیف پره، سرعت مطلق و نسبی جریان، عدد ماخ و زاویه خروجی نسبی نیز با استفاده از مثلث سرعتها بدست می آید. مراحل بیان شده فوق برای ردیف روتورها نیز انجام شده و سپس با استفاده از رابطه بازده آیزنتروپیک کل به کل شده و که در ذیل آورده شده می گردد:

$$\eta_{t} = \left[\frac{T_{t_{3}} - T_{t_{2}}}{T_{t_{3}}}\right] / \left[1 - \left(\frac{P_{t_{2}}}{P_{t_{3}}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right].$$
(TT)

۷– هندسه مسئله

به منظور فهم هرچه بهتر تاثیر تلرانسها بر عملکرد توربین، مدلسازی یکبعدی بر روی طبقه چهارم توربین تحقیقاتی هانوفر (هندسه آن در شکل ۱ مدلسازی شده) که نتایج تجربی آن موجود میباشد، صورت گرفته است. جزئیات هندسی روتور و استاتور این طبقه توربین در جدول ۱ آورده شده است. لازم به ذکر است که توربین هانوفر دارای چهار طبقه بوده ولی نتایج تجربی تنها برای طبقه چهارم آورده شده است.



شکل (۱): هندسه طبقه چهارم توربین هانوفر.

			,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,,	1318	, U				
	طول وتر	گام	ں عرض گلوگاہ	شعاع سطح مكش	ضخامت لبه فرار	ن ماکزیمم	ضخامت	ار تفاع	زاويه پره
(cn	n) (cr	n)	(cm)	(cm)	(cm)	(0	cm)	(cm)	(Deg)
۵/۷۸	٣/٩٧	۱/۴۹	۱۰/۹	• / • ٣	٨	٢	٩/٣٣	١٠	استاتور
روتور	۹/۹۵	٧/٨۵		١/٣٩	18/48	•/•۵)	۱/۵	σ Ψ/λΨ Δ/۴۱

جدول(۱): جزئیات هندسی پرههای طبقه چهارم توربین هانوفر

۸- شرایط مرزی
 شرایط مرزی که در این شبیهسازی از آن استفاده شده به شرح زیر است:
 ۱- از دبی جرمی در ورودی شرط مرزی استفاده شده است که با زاویه حمله صفر وارد می گردد. دما، فشارسکون و سرعت زاویهای بهعنوان پارامترهای ورودی اعمال گردیده است و ۲- شرط مرزی تمام دیوارههای ساکن و چرخان فرآیند آدیاباتیک بوده و از فرض عدم لغزش نیز برای سرعت سیال در تماس با سطوح استفاده شده است.
 گوناگون تحت آزمایش قرار گرفته که تنها نتایج تجربی حالت عملکردی عملکردی چهارم، که نزدیکترین حالت به حالت اسمی می باشد،

هانوفر و سرعت دورانی ردیف پرهها بهصورت جدول ۲ میباشد.

جدول (۲): سرعت دورانی و شرایط جریان ورودی تست سرد.

سكون	فشار	دمای سکون	دبی جرمی	سرعت دوراني
(rpı	n)	(Kg/s)	(K)	(bar)
1/201	۳۵۹	۶/۷۸۶	۷۲۰۰	شرايط ورودى

شرایط جریان ورودی به استاتور طبقه چهارم توربین هانوفر در حالتی که گازهای حاصل از احتراق به شکل گاز آرمانی به آن وارد میشوند، در جدول ۳ آورده شده است.

جدول(۳): سرعت دورانی و شرایط جریان ورودی تست گرم.

فشار سكون	ین	دمای سکو	دبی جرمی	سرعت دورانی
(rpm)		(Kg/s)	(K)	(bar)
1/701	١٠٠٠	۵/۱	v۵··	شرايط ورودى

گفتنی است در بخش نتایج جهت درک هر چه بهتر تاثیر تلرانسها بر عملکرد توربین بهازای یک تلرانس مشخص، منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل در مقابل دبی جرمی ۱/۶ تا ۵/۱ کیلوگرم بر ثانیه با نمو ۰/۱ کیلوگرم بر ثانیه هنگامی که سیال عامل محصولات احتراق در نظر گرفته شده، رسم گردیده است.

۹– مدل مسئله

ابتدا بر مبنای الگوریتم مطرح شده بالا کدی نوشته شد، سپس کد حاصل را با استفاده از نتایج آزمایشگاهی موجود در تست

سرد توربین هانوفر اعتبار سنجی نموده که در ذیل نتایج آن مشاهده میگردد.

جدول(۴): نتیجه اعتبار سنجی کد با دادههای تست سرد

داده آزمایشگاهی	دونهام—كيم	اينلى— ماتيسون	انگير	
۹ • /۵	۹۲/۵۳	۹۲/۵۷	٨٧/٨١	بازده
•	۲/۲۵	۲/۲۹	۲/۹۷	خطای بازده(./)

پس از این که از صحت و دقت کد نوشته شده، به دلیل قرار گرفتن خطای بازده در دامنه پیش بینی بازده، اطمینان حاصل گردید؛ از این کد جهت پیش بینی عملکرد طبقه چهارم توربین هانوفر با پرههای دارای تلرانس در حالی که گازهای حاصل از احتراق از آن عبور می نمایند، استفاده می گردد.

این در حالی است که جهت پیش بینی تاثیر تلرانس های ضخامت بیشینه، ارتفاع و طول وتر پره بر عملکرد توربین به صورت تعمدی مقداری خطا (که شامل تلرانس های مثبت و منفی است) بر آن پارامتر هندسی پره وارد و اختلاف بازده حاصل از این تلرانس، نسبت به عملکرد توربین در حالی که تلرانس صفر است، به کمک رابطه زیر محاسبه می گردد:

 $\operatorname{error} = \left[\frac{(\eta_{\operatorname{tol}\neq 0} - \eta_{\operatorname{tol}=0})}{\eta_{\operatorname{tol}=0}}\right] \times 100$

در ادامه نتایج برای تلرانس ضخامت بیشینه پره بهصورت شکلهای (۴–۲)، برای تلرانس ارتفاع پره بهصورت شکلهای (۷–۹) و برای تلرانس طول وتر بهصورت شکلهای (۱۰–۸) رسم گردیده است. لازم به ذکر است جهت درک هر چه بهتر تاثیر هر یک از این تلرانسها بر بازده، مقدار بازده طبقه دارای پره با تلرانس و پره بدون تلرانس بهطور جداگانه در مقابل دبی جرمیهای گوناگون بهازای یک تلرانس مشخص رسم گردیده است. مقادیر تلرانسهای ضخامت بیشینه و طول وتر پره از ۱– تا ۱ میلیمتر با نمو ۲۵/۰ میلیمتر در نظر گرفته شده است. اندازه پره و برخورد نوک آن به جداره اطراف توربین (محدودیت مکانی) از ۱– تا ۲۵/۰ میلیمتر با نمو ۲۵/۰ میلیمتر در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است شکلهای ۴، ۷ و در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است شکلهای ۴، ۷ و

۱۰- نتایج و بحث

شکلهای ۳ – ۲ به ترتیب مربوط به منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل به کل در مقابل دبی جرمی در تلرانس ضخامت بیشینه ۱ و ۱- میلیمتر و شکل ۴ مربوط به خطای حاصل از تلرانس ضخامت بیشینه پره بر بازده نسبت به حالتی که تلرانس صفر است، میباشد.



ضخامت بیشینه به معنی ضخیم تر شدن پره و کاهش عرض گلوگاه است. همان طور که در شکل ۴ مشاهده می گردد با افزایش مقدار تلرانس مثبت، ضخامت بیشینه و در نتیجه مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تلرانس پره صفر است کاهش می یابد. این در حالیست که با افزایش تلرانس منفی (که منجر به نازکتر شدن پره و افزایش عرض گلوگاه می گردد)، مقدار بازده توربين نسبت به حالتي كه تلرانس صفر است، افزايش می یابد. با توجه به این که هر گونه افزایش در ضخامت بیشینه پره می تواند منجر به کاهش عرض گلوگاه بین دو پره گردد، از اینرو، تاثیر تغییر این دو پارامتر بر بازده بهصورت یکجا بررسی گردیده است. این افزایش ضخامت از چند جنبه قابل بررسی است، در حالت اول به دلیل افزایش ضخامت بیشینه، که منجر به تغییر ناگهانی سطح گشته، جریانهای گردابهای در پشت ضخامت بیشینه در ناحیه مکشی پره را ایجاد میکند که می تواند منجر به پدیده ویک پس از عبور جریان در این محل گردد. در نتیجه این امر میزان افت جریان نیز بهشدت افزایش می یابد. در حالت دوم افزایش ضخامت بیشینه پره باعث کاهش عرض گلوگاه بین دو پره میشود. همانطور که میدانید کاهش عرض گلوگاه بین دو پره باعث افزایش سرعت جریان می گردد و چون افت جریان ارتباط مستقیم با سرعت جریان دارد، در نهایت منجر به افزایش افت در جریان می شود. در حالت سوم هر چه ضخامت بیشینه پره بیشتر گردد، هندسه پروفیل پره از هندسه صفحه تخت دورتر شده و در نتیجه جریان از حالت یکنواخت خارج و به سمت جریان مغشوش حرکت می کند، که این امر نیز به نوبه خود منجر به افزایش میزان تلفات نسبت به حالتی که تلرانس صفر است، می گردد. در حالت چهارم به دلیل افزایش ضخامت بیشینه پره ضخامت لایه مرزی ایجاد شده بر روی پره بیشتر و در نتیجه گرادیان سرعت کاهش می یابد، که این امر نیز منجر به کاهش تنش برشی و نهایتاً کاهش افت پروفیل می گردد. از میان مطالب و عوارض افزایش ضخامت بیشینه پره که به آنها اشاره شد سه مورد منجر به افزایش افت و یک مورد منجر به کاهش افت می گردد. از اینرو، هر کدام از این موارد می تواند بر دیگری غلبه نموده و در نتیجه، افزایش ضخامت بیشینه پره در هر دبی جرمی ممکن است منجر به افزایش یا کاهش افت و در نتیجه کاهش یا افزایش بازده گردد. عین این روند را میتوان در شکل ۲ نیز مشاهده نمود؛ بهطوری که در دبی جرمیهای پائین بازده

www.SID.ir

توربین، با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس بیشتر بود. در حالی که در دبی جرمی های بالا بازده توربین، با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس کمتر میباشد. این روند را میتوان در حالت عکس در شکل **۳**، مشاهده نمود *به طوری* که در دبی جرمیهای پائین بازده توربین، با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس کمتر میباشد و در دبی جرمیهای بالا بازده توربین، با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس بیشتر است. با توجه به مطالب فوق، مىتوان كاهش بازده طبقه به سبب افزايش تلرانس مثبت ضخامت بیشینه پره در شکل ۴ را توجیه نمود. تمامی دلایل مطرح شده در بالا را می توان جهت تفسیر افزایش بازده هر طبقه بهدلیل کاهش ضخامت بیشینه پره استفاده نمود. اشکال ۵ و ۶ به ترتیب مربوط به منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل به کل در مقابل دبی جرمی در تلرانس ارتفاع ۰/۲۵ و ۱- میلیمتر و شکل ۷ مربوط به خطای حاصل از تلرانس ارتفاع پره بر بازده نسبت به حالتی که تلرانس صفر است می باشد.







جریانی حاصل می گردد که زاویه خروجیاش با زاویه خروجی بهینه طراحی شده متفاوت و در نتیجه زاویه حمله آن با زاویه حمله بهینه جریان در ردیف پره بعدی متفاوت است.



همان طور که در شکل ۷ مشاهده می گردد با افزایش مقدار تلرانس مثبت ارتفاع، که به معنی بلندتر شدن پره و کاهش نشتی نوک آن میباشد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تلرانس صفر است افزایش می یابد. در حالی که با افزایش تلرانس منفی، که منجر به کوتاهتر شدن پره و افزایش نشتی نوک آن می گردد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تلرانس صفر است کاهش می یابد. دلیل این امر این است که با کاهش ارتفاع پره مقدار لقی شعاعی پره افزایش یافته و در نتیجه بخشی از جریان از مسیر تعیین شده بین پرهها عبور نکرده و از قسمت نوک پره میانبر (زده، که در نتیجه این امر مقداری از کار مفید جریان به هدر می رود. از طرف دیگر جریان میانبر زده پس از عبور از نوک پره با جریان عبور کرده از بین پرهها مخلوط گشته که در نتیجه به دلیل گرادیان فشار بین این دو جریان، (فشار بخشی از جریان که از بین پرهها عبور میکند بهدلیل عبور از بین پرهها و تحمل افتهای موجود در پره با فشار جریان میانبر زده از روی پرهها متفاوت خواهد بود و به همین دلیل بین این دو جریان گرادیان فشار به وجود میآید) جریان حاصل از اختلاط دارای مشکلات اساسی ذیل است.

۲۵

۳- بهدلیل افزایش لقی نوک پره مقداری از جریان بهصورت محیطی از قسمت فشاری به قسمت مکشی پره رفته که این امر موجب کاهش اختلاف فشار بین دو طرف پره شده و در نهایت کار انجام شده توسط پره کاهش مییابد.

همه دلایل مطرح شده در بالا باعث افزایش ضریب افت فشار کل و در نتیجه کاهش بازده طبقه می گردد. این روند را میتوان در شکل ۶ نیز مشاهده کرد بهطوری که در کلیه دبی جرمیها، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس کمتر میباشد. این روند در شکل ۵ حالت عکس به خود گرفته است و در کلیه دبی جرمیها، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس بیشتر میباشد. از اینرو، با توجه به مطالب بالا، میتوان کاهش بازده طبقه به سبب افزایش تلرانس منفی ارتفاع پره را در شکل ۷ توجیه نمود.

موارد مطرحشده را می توان جهت تفسیر کاهش ضریب افت فشار کل و در نتیجه افزایش بازده طبقه به دلیل افزایش ارتفاع پره به طور بالعکس استفاده نمود. اشکال ۸ و ۹ به ترتیب مربوط به منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل به کل در مقابل دبی جرمی در تلرانس طول وتر ۱ و ۱-میلیمتر و شکل ۱۰ مربوط به خطای حاصل از تلرانس طول وتر بر بازده نسبت به حالتی که تلرانس صفر است می باشد.





همان طور که در شکل ۱۰ مشاهده می گردد با افزایش مقدار تلرانس مثبت طول وتر که به معنی عریض تر شدن پره می باشد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تلرانس پره صفر است افزایش یافته، در حالی که با افزایش تلرانس منفی که منجر به کم عرض تر شدن پره می گردد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تلرانس پره صفر است کاهش می یابد.

هرگونه افزایش طول وتر میتواند منجر به تغییر در خصوصیات جریان بهصورت زیر گردد:

۱- با افزایش طول وتر پره جریان توانایی بیشتری در عبور هرچه یکنواختتر از تغییر سطح ناگهانی ناشی از ضخامت بیشینه پره را پیدا کرده که این مورد منجر به کاهش هر چه بیشتر جریانهای گردابهای در پشت لبه فرار پره گشته و در نتیجه آن، افت فشار جریان کاهش و بازده افزایش مییابد،

۲- بهدلیل وجود پرهای با طول بیشتر، توسعه لایه مرزی بر روی پره بیشتر شده که این مورد منجر به افزایش تنشهای برشی اعمالی روی پره و در نهایت، افزایش افت فشار جریان می گردد. با افزایش افت فشارجریان، توان بیشتری از جریان به هدر رفته و در نتیجه مقدار بازده نیز کاهش می یابد و

۳- با افزایش طول وتر پره در واقع مساحت پره درگیر با جریان بیشتر شده که این امر باعث تولید بیشتر کار از جریان درون ردیف پره و در نهایت افزایش بازده توربین میشود.

از میان مطالب و عوارض افزایش طول وتر که در قسمت بالا به آنها اشاره شد دو مورد منجر به افزایش بازده و یک مورد منجر به کاهش بازده می گردد. از اینرو، هر کدام از این موارد می تواند بر دیگری غلبه نموده و در نتیجه، افزایش طول وتر پره در هر دبی جرمی ممکن است منجر به افزایش یا کاهش افت و در نتیجه کاهش یا افزایش بازده گردد. عین این روند را می توان در شکل ۸ نیز مشاهده نمود، به طوری که در دبی

www.SID.ir

Conversion and Management, Vol. 57, pp. 68–78. 2012.

- Huangfu, Y., Fei Gao, F., and Abbas-Turki, A., Bouquain, D., Miraoui, A., "Transient Dynamic and Modeling Parameter Sensitivity Analysis of 1D Solid Oxide Fuel Cell Model", Energy Conversion and Management, Vol. 71, pp. 172– 185, 2013.
- Shakil Ahmed, F., Laghrouche, S., Mehmood, A., and El Bagdouri, M., "Estimation of Exhaust Gas Aerodynamic Force on the Variable Geometry Turbocharger Actuator: 1D Flow Model Approach", Energy Conversion and Management, Vol. 84, pp. 436–447, 2014.
- Chiong, M. S., Rajoo , S., Romagnoli, A., Martinez-Botas, R.F., A.W. Costall, "Onedimensional Pulse-flow Modeling of a Twin-scroll Turbine", Energy, Vol. 115 , pp. 1291–1304, 2016.
- Dawes, W., "Development of a 3-D Navier Stokes Solver for Application to all Type of Turbomachinery", ASME Conf., Amsterdam, Netherland, Vol. 102, pp. 88, 1988.
- Alamgir, M.T., "An Experimental and Computational Study of the Aerodynamics of Turbine Blades with Damage", Ph.D. Dissertation, Faculty of Mechanical and Aerospace Engineering, Carleton University, 1999.
- Mathieson, D.G., and Mathieson, G.C.R., "A Method of Performance Estimation for Axial Flow Turbines", Aeronautical Research Council, A. R. C. Technical report, No. 2974, pp. 1-32, 1957.
- WEI, N., "Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines". PhD. Dissertation, Department of Energy Technology, Royal Institute of Technology, 2000.
- Dahlquist, A.N., "Investigation of Losses Prediction Methods in 1D for Axial Gas Turbines", M.Sc. Thesis, Faculty of Engineering, Lund University, Sweden, 2008.
- Granovskiy, A., Kostege, M., and Lomakin N., "Parametrical Investigation of Turbine Stages with Open Tip Clearance for the Purpose of Stage Efficiency Increase", ASME Conf., Glasgow, UK, Vol. 132, pp. 1-8, 2010.
- Wheeler, A.P.S., Korakianitis, T., and Banneheke, S., "Tip-leakage Losses in Subsonic and Transonic Blade Rows", J. Turbomach, Vol. 135, No. 1, 2012.

جرمیهای پائین، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس کمتر بوده در حالیکه در دبی جرمیهای بالا، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس بیشتر میباشد. این روند را میتوان به طور عکس در شکل **۹** نیز مشاهده نمود. به طوری که در دبی جرمیهای پائین، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس بیشتر و دبی جرمیهای بالا، بازده طبقه با پره دارای تلرانس از بدون تلرانس کمتر میباشد. از اینرو، با توجه به مطالب بالا میتوان افزایش بازده طبقه به نمود. تمامی دلایل مطرح شده در بالا را میتوان جهت تفسیر افزایش ضریب افت فشار کل و در نتیجه کاهش بازده طبقه به دلیل کاهش طول وتر پره به صورت برعکس استفاده نمود.

۱۱- نتیجهگیری

در این مقاله سعی گردید تا از روش شبیهسازی عددی یک بعدی افتهای موجود در توربین به کمک مدل افتهای اینلی- ماتیسون، دونهام-کیم و انگیر جهت بررسی تاثیر تلرانسهای ضخامت بیشینه، ارتفاع و طول وتر پره بر بازده استفاده گردد. اهم نتایجی که در این پژوهش بهدست آمد به شرح زیر است:

۱ – بهازای یک تلرانس مشخص تاثیر تلرانس ارتفاع پره بر بازده
 از دیگر تلرانسها بیشتر بوده و کمترین تاثیر را تلرانس طول
 وتر پره بر بازده خواهد داشت،

۲- روند پیشبینی خطای بازده در اثر تلرانسهای هندسی در هر سه مدل افت مشابه میباشد و

۳- مدل افت انگیر مقدار افتهای رخ داده در توربین را نسبت به دو مدل افت دیگر بیشتر پیشبینی نموده و در نتیجه مقدار بازده محاسبه شده در این مدل افت از دو مدل دیگر کمتر می اشد.

11- مراجع

- Ministry of energy, "Iran Energy Balance Sheet", 2013.
- Saravanamuttoo, H.I.H., Rogers and G.F.C., Cohen, H., "Gas Turbine Theory", 6th Edition, Pearson Education, Ontario, 1996.
- Chiong, M.S., Rajoo, S., Martinez-Botas, R.F., and A.W. Costall, "Engine Turbocharger Performance Prediction: One-dimensional Modeling of a Twin Entry Turbine", Energy

۲۷

- 16. Lakshminarayana, B., "Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery", Wiley Interscience Publication, Canada 1996.
- 17. Dunham, J. and Came, P. M., "Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction", J. Eng. Power, Vol. 92, No. 3, pp. 252-256, 1970.
- Yang, X.Q, "Aerodynamic Loss Modelling in Transonic Turbines", M.Sc. Thesis, Mechanical and Industrial Engineering Department, Concordia University., 2003.
- 15. Aungier, R.H., "Turbine Aerodynamic: Axial Flow and Radial Inflow Design and Analysis", ASME publication, pp. 85-154, 2006, NY.