

مدل سازی یک بعدی یک توربین محوری به منظور بررسی تاثیر

تولرانس های پره بر بازده

محمد رضا علیگودرز^{۱*} عبدالله مهرپناهی^۲ هادی کرابی^۳
 دانشکده مهندسی مکانیک دانشکده مهندسی مکانیک شرکت دوار صنعت شریف
 دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی
 (تاریخ دریافت: ۹۴/۰۹/۰۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۰/۱۲)

چکیده

پره های توربین همواره در معرض تولرانس ها و خطاهای اجتناب ناپذیری قرار دارند که باعث فاصله گرفتن هندسه نهایی پره 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، ویژگی های اصلی توربین، همچون بازده، را تحت تاثیر قرار دهد که این مورد نیز سبب فاصله گرفتن عملکرد توربین از عملکرد بهینه خود می شود. از این رو، به دست آوردن تولرانس های ابعادی مجاز که بر بازده توربین موثر هستند، لازم به نظر می رسد. از تاثیر گذارترین عوامل که منجر به این خطاها می شود، می توان به خطاهای ناشی از روش های گوناگون ساخت پره و نیز تغییرات هندسی به وجود آمده در حین کار توربین اشاره نمود. از مهمترین این خطاها می توان به تولرانس های ضخامت بیشینه، طول وتر و ارتفاع پره اشاره نمود. در این پژوهش، به کمک مدل سازی یک بعدی، به بررسی عددی تغییرات بازده توربین جریان محوری هانوفر از مقادیر طراحی شده خود به دلیل تولرانس های ابعادی فوق پرداخته شده است. در این مدل سازی از مدل افت های اینلی- ماتیسون، دونهام- کیم و انگیر استفاده شده است.

واژه های کلیدی: تولرانس، پره، بازده، توربین محوری، مدل سازی یک بعدی

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

M. Aligoodarz A. Mehrpanahi H. Karrabi
 Mechanical Engineering Department Mechanical Engineering Department Davvar San'at Sharif
 Shahid Rajaei Teacher Training Shahid Rajaei Teacher Training Company
 University University

(Received: 22/November/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

۱- استادیار، (نویسنده پاسخگو): maligoodarz@srutu.edu

۲- دانشجوی دکتری، mehrpanahi@srutu.edu

۳- کارشناس ارشد، H.karrabi@yahoo.com

μ	ضریب لزجت (Nm^{-2}s)
ξ	نسبت زاویه
ω	سرعت زاویه‌ای (rpm)

فهرست علائم و اختصارات

A	ضریب
A_n	سطح مقطع (m^2)
A_g	مدل انگیر
AM	مدل اینلی-ماتیسون
B	ضریب
b_z	تصویر افقی طول وتر (m)
C_L	ضریب برای پره
c	طول وتر پره (m)
c_p	ظرفیت گرمای ویژه ($\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$)
D	قطر، ضریب (m)
DC	مدل دونهام-کیم
F_{AR}	ضریب تصحیح نسبت منظر
h	ارتفاع پره (m)
i	زاویه حمله
k	نشستی نوک پره (m)
M	عدد ماخ
\dot{m}	دبی جرمی (kg s^{-1})
o	عرض گلوگاه (m)
P	فشار (Nm^{-2})
R	ثابت گاز ($\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$)
R_c	شعاع متوسط سطح مکش (m)
Re	عدد رینولدز
s	گام پره (m)
T	دما (K)
t	ضخامت بیشینه پره (m)
t_e	ضخامت لبه فرار پره (m)
tol	تولانس (m)
v	سرعت نسبی جریان (m s^{-1})
Y	ضریب افت فشار
X	ضریب تصحیح
\tilde{Y}	تخمین اولیه ضریب افت فشار
Z	پارامتر بارگذاری اینلی-ماتیسون
α	زاویه جریان
β	زاویه پره
β_g	زاویه معیار
γ	نسبت گرمای ویژه
η	بازده
λ	پارامتر شتابگیری

۱- مقدمه

توربین‌های گاز محرک تولید بیش از ۶۰٪ توان کشور محسوب شده و به‌عنوان اساسی‌ترین مولد برق در ایران شناخته می‌شوند [۱]. 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 تولید موتورهای توربوجت برای تولید نیروی محرکه موتورجت گردید [۲]. عملکرد بهینه این تجهیزات گام موثری در بالا بردن کیفیت و پایداری عملکرد این سامانه‌ها است. بالا بردن نسبت فشار کمپرسور، دمای احتراق محفظه احتراق، راندمان عملکردی اجزای سه‌گانه 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 بالاتری را ایجاد نمایند. از مهمترین 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، مدل‌سازی یک‌بعدی سیستم است که در تحقیقات اخیر نیز مورد توجه محققان قرار گرفته است [۳-۶]. بازده یک توربین گازی با استفاده از روش یک‌بعدی و مدل‌سازی مناسب افت‌ها با دقت بسیار بالایی پیش‌بینی می‌شود. در کنار بحث کیفی تولید، پایداری عملکرد توربین وابستگی مستقیم به هندسه و خصوصیات عملکردی پره‌ها دارد. بنابراین، هندسه و ابعاد پره می‌تواند به‌عنوان یکی از اساسی‌ترین 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 ریخته‌گری دقیق سوپرآلیاژها در قالب‌های سرامیکی و نیز ماشین‌کاری تولید می‌شوند. پیچیدگی ناشی از سرد شدن غیر یکنواخت موم در قالب تزریق و نیز تغییرات هندسی ناشی از

دینامیک ارتعاشاتی، مکانیک جامداتی و آئرو‌دینامیکی باشد، به‌همین دلیل حداکثر تیرانس مجاز برابر کمترین تیرانس از بین سه تیرانس مجاز به‌دست‌آمده خواهد بود. در این پژوهش صرفاً به بررسی تاثیرات تیرانس‌های آئرو‌دینامیکی، که باعث تغییر در مقدار بازده نسبت به مقادیر طراحی می‌شود، پرداخته شده است. گفتنی است که ملاک تعریف هر یک از این تیرانس‌ها تفاضل مقدار واقعی آن پارامتر از مقدار طراحی شده همان پارامتر هندسی پره می‌باشد. در زمینه تغییر هندسه بر تیرانس 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^۴ [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 بعداً توسط المگیر^۵ 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 ردیف پره و زبری حاصل از آن نیز اثر قابل توجهی بر افت پروفیل دارد [۸]. در زمینه تحلیل یک بعدی، کان^۶ 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 نشان‌دهنده آن است که زبری سطح، تاثیر فراوانی بر ضریب کار داشته و درصد کاهش ضریب کار در زبری $400 \mu\text{m}$ به مقدار $21/6\%$ می‌باشد، به علاوه تغییری کوچک در زاویه چرخش جریان تاثیری قابل توجهی بر ضریب کار طبقه خواهد داشت [۹]. در ادامه این تحقیقات، نینگ‌وی^۷ و همکارانش به شبیه‌سازی یک‌بعدی

سرد شدن موم داغ پس از خروج از قالب در روش ریخته‌گری و خطاهای ناشی از فرایندهای ماشین‌کاری منجر به خطاهای اجتناب‌ناپذیر بر ابعاد پره می‌گردد. علاوه بر موارد بیان شده، بعضی فرایندهای تکمیلی مانند سنگ‌زنی^۱ پره به‌منظور حذف آثار به‌جا مانده از مراحل اولیه ساخت، پوشش‌دهی جهت افزایش مقاومت حرارتی پره، شات‌پینینگ^۲ و شات‌بلاست^۳ جهت تنش‌زدایی نواحی سنگ خورده سبب ایجاد انحراف هندسی و ابعادی در پره توربین می‌گردند. این خطاها منجر به تغییر ابعاد پره نظیر تغییر در طول وتر، ضخامت بیشینه و ارتفاع می‌گردد.

۲- زبری، خوردگی و رسوب پدیده‌هایی هستند که علی‌رغم 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 شیمیایی 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 می‌نماید. 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 طراحی شده می‌گردد، 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 ویژگی اصلی توربین یعنی بازده اشاره نمود. از این‌رو، با بررسی تاثیر این تیرانس‌ها 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 تیرانس مجاز برای یک پره حاصل می‌گردد و چون هر پره برای داشتن کارایی مناسب باید دارای عملکردی بهینه در هر سه وضعیت

4- Dawes et al.

5- Almagir

6- Young Seok Kan

7- Ning Wei

1- Grinding

2- Shot Pinning

3- Shot Blast

آزمایش، روشی دقیق است، اما به علت 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 این رو، می توان از تخمین عددی یک بعدی، به دلیل سرعت و دقت نسبتاً مناسبش، جهت به دست آوردن تأثیر تغییرات ابعادی پره بر عملکرد توربین استفاده کرده و در نتیجه برخی آزمایش های پرهزینه را با این روش جایگزین نمود. بررسی تأثیر این عوامل ناخواسته بر کارکرد توربین (اعم از عوامل بهبوددهنده و یا عوامل مخرب) نیز تأثیر به سزایی در بهبود هر چه بیشتر قابلیت های توربین گازی و بهینه سازی آن خواهد داشت. زیرا با این کار قسمت های حساس تر 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 بخش ها به طور دقیق تر انجام خواهد گرفت تا کاهش کارائی به حداقل رسد.

هدف از انجام این پژوهش این است که اولاً با استفاده از مدل های افت انیلی- ماتیسون^۷، دونهام-کیم^۸ و مدل انگیر^۹ و استفاده از کلیه ای این الگوریتم ها، 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 به دست آمده از الگوریتم پایه و الگوریتم های جدید، توانایی این روش ها برای پیش بینی عملکرد توربین با یکدیگر مقایسه شود. ثانیاً از کد نوشته بر مبنای الگوریتم های جدید، جهت بررسی تغییرات ناخواسته ابعادی ایرفویل پره نسبت به حالت طراحی بر اساس بازده پره استفاده گردد. در مقاله حاضر ابتدا به معرفی مدل های اصلی پرداخته شده و در بخش بعدی هندسه مساله بعد از معرفی فرآیند مدل سازی معرفی می شود. در نهایت اثر تغییرات مهم بر متغیرهای عملکردی سیستم بر اساس کدهای تولید شده برای مدل های اصلی در ترانس های هندسی تعریف شده، ارائه خواهد شد.

افت های انرژی در یک توربین جریان محوری پنج طبقه پرداخته اند. در این شبیه سازی از مدل های انیلی- ماتیسون، دونهام- کیم، ککر- اکاپو، کرایچ-کوکس^۱ و مصطفی^۲ استفاده گردیده است [۱۰].

در تحقیقی مقایسه ای میان روش های مختلف مدل سازی افت، دالگویست^۳ و همکارانش به بررسی رژیم های جریان در ردیف پره در توربین های گاز جریان محوری پرداخته اند که منجر به ایجاد افت می شود. در این پژوهش به بررسی مدل های گوناگون افت و مقایسه بین این مدل ها با مدل مورد استفاده در شرکت زیمنس پرداخته شده است [۱۱]. در ادامه این تحقیقات در سالهای اخیر، گرانوسکی و همکارانش^۴ 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 ناشی نوک پره کاهش یابد. نتایج این تحقیق موجب کاهش افت ناشی و قدرت گردابه های حاصل شده در نوک پره گردید [۱۲]. با توجه به اهمیت تأثیر لقی نوک پره در ردیف پره توربین، ویلر و همکارانش^۵ از یک کد دینامیک سیالات محاسباتی^۶ برای تحلیل این پدیده استفاده نموده و جهت اعتبارسنجی آن از نتایج آزمایشگاهی استفاده نمودند. نتایج نشان دهنده آن بود که با افزایش عدد ماخ خروجی ردیف پره، جریان ناشی نوک پره دچار خفگی شده و در نتیجه جریان ناشی نوک پره از اختلاف فشار بین دو طرف ردیف پره و در نتیجه مقدار بارگذاری پره مستقل می گردد. بنابراین، تأثیر جریان ناشی 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 انیلی- ماتیسون در مدل سازی یک بعدی، به دلیل استفاده از فرض های محدودکننده، قابلیت استفاده از کلیه مدل های افت را ندارد. از این رو، به دست آوردن الگوریتم های جدید که قابلیت استفاده از مدل های گوناگون را داشته باشد و در آن از این فرض های محدود کننده نیز استفاده نشده باشد، لازم به نظر می رسد. از طرف دیگر به دست آوردن تأثیر تغییرات ابعادی ناخواسته پره بر عملکرد توربین توسط انجام

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

متداول در شرایط عملکردی غیر خفه گوناگون استفاده می‌گردد. ضریب افت کلی ردیف پره در این مدل افت از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$Y_t = (Y_{p+} + Y_{s+} + Y_{TL}) X_{Te}. \quad (3)$$

در این معادله، Y_p افت پروفیل، Y_s افت ثانویه، Y_{TL} افت ناشی و X_{Te} ضریب 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 0.2 تا 0.12 تغییر می‌کند، مقدار این ضریب از 1 تا $1/8$ تغییر می‌نماید. ضریب افت پروفیل پره‌های بازتابی و ضربه‌ای بر مبنای نمودارهایی که این ضرایب را به ازای نسبت گام به وترهای گوناگون ارائه می‌کند، به دست می‌آید. به ازای هر ترکیب دیگری از زوایا، ضریب افت پروفیل در نقطه طراحی از رابطه زیر محاسبه می‌گردد [۵]:

$$Y_{p(i=0)} = \left[\frac{Y_{p(\alpha_m=0)} + (\alpha_m / \alpha_{out})^2 \times \left[Y_{p(\alpha_m=\alpha_{out})} - Y_{p(\alpha_m=0)} \right] \left(\frac{t_{max}}{0.02c} \right)^{\alpha_m / \alpha_{out}}}{1} \right]. \quad (4)$$

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

$$Y_p = X_i Y_{p(i=0)} \quad (5)$$

جهت به دست آوردن X_i ابتدا زاویه حمله استال^۱ برای یک ردیف پره هم ارز با نسبت گام به وتر 0.75 محاسبه، سپس مقدار به دست آمده برای ردیف پره هم ارز برای مقدار واقعی نسبت گام به وتر اصلاح می‌گردد. ضریب افت ثانویه به عنوان تابعی از زاویه خروجی جریان، زاویه متوسط جریان و λ تعریف می‌گردد. در این ضریب افت λ تابعی از شتابگیری جریان بوده و با استفاده از نموداری که تابعی از پارامترهای هندسی است به دست می‌آید. زاویه متوسط جریان α_m تابعی از زاویه ورودی و خروجی جریان از ردیف پره بوده و به صورت ذیل تعریف می‌گردد:

$$\alpha_m = \text{tg}^{-1} \left[\frac{\text{tg} \alpha_{in} + \text{tg} \alpha_{out}}{2} \right]. \quad (6)$$

بر خلاف پژوهش‌های قبلی در این تحقیق، که تاثیر یک یا حداکثر دو تیرانس ابعادی بر بازده توربین به صورت سه‌بعدی بررسی گردیده، سعی می‌شود تا اثر تغییر طول وتر، ضخامت بیشینه و ارتفاع پره به طور 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

به طور کلی میدان جریان در یک ردیف پره توربین جریان محوری بسیار پیچیده بوده و به دلیل این که جریان سیال در آن به صورت سه‌بعدی، لزج و به دلیل سرعت دورانی زیاد دارای آشفتگی زیاد می‌باشد، بسیاری از مکانیزم‌های افت آن ناشناخته مانده است. از این رو، اظهار نظر 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، ناشی نوک پره، فن، رطوبت، گذرگاه، موج ضربه‌ای و لبه فرار تقسیم کرد [۱۶-۱۴ و ۱۰]. بسیاری از روابط ارائه شده درباره این افت‌ها به صورت تجربی به دست آمده و همواره استفاده از این روابط تجربی در تخمین میزان اتلاف انرژی در یک توربین از اهمیت به سزایی 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 می‌گردد. ضرایب افت فشار سکون استاتور و روتور نیز به ترتیب در روابط (۲-۱) آورده شده است.

$$Y_s = \frac{P_{t3} - P_{t0}}{P_{t0} - P_0} \quad (1)$$

$$Y_r = \frac{P_{t1rel} - P_{t2rel}}{P_{t2rel} - P_2} \quad (2)$$

۳- مدل اینلی-ماتیسون

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

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

$$Y_S = 0.0334 \left(\frac{c}{h} \right) \left[4(\operatorname{tg} \alpha_{in} - \operatorname{tg} \alpha_{out})^2 \right] \times \left(\frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos \alpha_m} \right) \frac{\cos \alpha_{out}}{\cos \alpha_{in}} \quad (12)$$

افت ناشی 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:

$$Y_{TL} = \beta \left(\frac{c}{h} \right) \left(\frac{\tau}{c} \right)^{0.78} \left[4(\operatorname{tg} \alpha_{in} - \operatorname{tg} \alpha_{out})^2 \right] \frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos \alpha_m} \quad (13)$$

۵- مدل انگیر

روابط پیش‌بینی افت در این مدل ترکیبی از مدل‌های اینلی-ماتیسون، دونهام-کیم و ککر-اکاپو به‌مراه برخی اصلاحات انجام شده توسط انگیر می‌باشد. ضریب افت کلی ردیف پره در این مدل از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$Y_t = Y_P + Y_S + Y_{Cl} + Y_{Te} + Y_{Ex} + Y_{Sh} \quad (14)$$

در این رابطه Y_P ضریب افت پروفیل بوده و توسط رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$Y_P = k_{mod} k_{inc} k_M k_p k_{Re} \times \left[\left(Y_{P(\beta_{in}=0)} + \zeta \left[Y_{P(\alpha_{out}=\beta_{in})} - Y_{P(\beta_{in}=0)} \right] \right) \times \left(5 \frac{t_{max}}{c} \right)^\zeta - \Delta Y_{Te} \right] \quad (15)$$

در این رابطه، k_{mod} یک ضریب تجربی بوده و برای طرح‌های قدیمی ۱ و طرح‌های جدید بهینه‌تر ۰/۶۷ پیشنهاد گردیده است. همچنین k_p 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 ۰/۶ و بزرگتر از ۱ برابر یک می‌باشد، در حالی که برای اعداد ماخ بین ۰/۶ تا ۱ از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$k_M = 1 + [1.65(M_{out} - 0.6) + 240(M_{out} - 0.6)^4] \left(\frac{S}{R_c} \right)^{(3M_{out} - 0.6)} \quad (16)$$

ضریب افت ثانویه طبق رابطه ذیل به‌دست می‌آید:

$$Y_S = \lambda \left[\frac{C_L}{s/c} \right]^2 \frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos^3 \alpha_m} \quad (7)$$

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

$$C_L = \frac{2s}{c} (\operatorname{tg} \alpha_{in} - \operatorname{tg} \alpha_{out}) \cos \alpha_m \quad (8)$$

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

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

در این رابطه، مقدار ضریب β که زاویه جریان نسبی است، برای پره‌های دارای جداره ۰/۲۵ و برای پره‌های بدون جداره ۰/۵ 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]:

$$Y_t = \left[(Y_P + Y_S) \left(\frac{Re}{2 \times 10^5} \right)^{-0.2} + Y_{TL} \right] X_{Te} \quad (10)$$

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 می‌گردد:

$$Y_P = \left[1 + 60(M_{out} - 1)^2 \right] X_i Y_{P(i=0)} \quad (11)$$

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]:

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

$$Y_{Te} = \left[\frac{t_e}{(s \sin \beta_g - t_e)^2} \right]. \quad (25)$$

شایان ذکر است که در رابطه (۱۵) پارامتر ΔY_{Te} ضریب افت لبه فرار به‌زای $t_e = 0.02s$ می‌باشد. در رابطه (۱۴) عبارت Y_{CL} ضریب افت ناشی است که مشابه بخش اول رابطه ارائه شده در روش دونهام-کیم، از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$Y_{Cl} = \phi Z \left(\frac{c}{h} \right) \left(\frac{\tau}{c} \right)^{0.78}, \quad (26)$$

که در آن، ϕ برای پره‌های دارای جداره 0.37 و برای پره‌های بدون جداره 0.47 می‌باشد. Y_{EX} ضریب افت انبساط مافوق صوت بوده و از رابطه ذیل محاسبه می‌گردد:

$$Y_{Ex} = \begin{cases} 0 & ; M_{out} \geq 1 \\ [(M_{out} - 1) / M_{out}]^2; & M_{out} > 1 \end{cases} \quad (27)$$

در رابطه (۱۴) عبارت Y_{sh} ضریب افت موج ضربه‌ای بوده و از دو بخش افت حاصل از موج ضربه‌ای X_1 و افت حاصل از انتشار جریان X_2 به‌صورت زیر تشکیل گردیده است:

$$X_1 = \begin{cases} 0 & ; M_{in} \leq 0.4, \\ M_{in} - 0.4; & M_{in} > 0.4, \end{cases} \quad (28)$$

$$X_2 = \begin{cases} 0 & ; M_{in} \leq M_{out}, \\ M_{in} / M_{out} - 1; & M_{in} > M_{out}, \end{cases} \quad (29)$$

$$Y_{sh} = \sqrt{(0.8X_1^2 + X_2^2)^2 / [1 + (0.8X_1^2 + X_2^2)^2]}. \quad (30)$$

۶- مدل‌سازی یک بعدی

طراحی یک توربوماشین شامل فرآیندهای گوناگون ترمودینامیکی، آیرودینامیکی، فناورانه، سازه‌ای و اقتصادی است. این در حالی است که فرآیندهای 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،

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

$$k_1 = 1 - 0.625[(M_{out} - 0.2) + |M_{out} - 0.2|], \quad (17)$$

$$k_p = 1 - (1 - k_1)(M_{in} / M_{out})^2. \quad (18)$$

در رابطه (۱۵) عبارت K_{RE} ضریب تصحیح عدد رینولدز نام داشته و به کمک رابطه زیر محاسبه می‌گردد.

$$k_{Re} = \begin{cases} k_{Re} = \sqrt{1 \times 10^5 / Re_c}; & Re_c \leq 10^5 \\ k_{Re} = 1; & 10^5 < Re_c \leq 5 \times 10^5 \\ k_{Re} = 1 + \left(\left[\log_{10}(5 \times 10^5) / \log_{10}(Re_c) \right]^{2.58} - 1 \right) \left[1 - \frac{5 \times 10^5}{Re_c} \right]; & 5 \times 10^5 < Re_c \end{cases} \quad (19)$$

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:

$$Re_r = 100 \times c / e. \quad (20)$$

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 به دست می‌آید:

$$Y_s = 0.0344 Z \sin \alpha_{out} / \sin \beta_{in} F_{AR}, \quad (21)$$

$$k_s = \frac{1 - \left[(1 - k_p) \left(\frac{b_z}{h} \right)^2 \right]}{\left[1 + \left(\frac{b_z}{h} \right)^2 \right]}, \quad (22)$$

$$Y_s = k_{Re} k_s \sqrt{Y_s / (7.5 \times Y_s + 1)}, \quad (23)$$

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

$$F_{AR} = \begin{cases} \frac{c}{h}; & \frac{h}{c} \geq 2, \\ \left(\frac{2c}{h} \right)^{0.7}; & \frac{h}{c} < 2. \end{cases} \quad (24)$$

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

$$m^* = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{(P_{t_0} A_0)}{\sqrt{T_{t_3}}} M_0 \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_0^2 \right)^{-\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (32)$$

با استفاده از مقادیر فشار و دمای سکون خروجی (چون جریان در ردیف پره آدیاباتیک است $T_0 = T_{t_3}$) محاسبه شده و عدد ماک خروجی، مقدار فشار و دمای استاتیک خروجی محاسبه می‌گردد. از طرف دیگر مقادیر زاویه مطلق خروج جریان از ردیف پره، سرعت مطلق و نسبی جریان، عدد ماک و زاویه خروجی نسبی نیز با استفاده از مثلث سرعت‌ها بدست می‌آید. مراحل بیان شده فوق برای ردیف روتورها نیز انجام شده و سپس با استفاده از رابطه بازده آیزنتروپیک کل به کل که در ذیل آورده شده، مقدار بازده طبقه محاسبه می‌گردد:

$$\eta_t = \left[\frac{T_{t_3} - T_{t_2}}{T_{t_3}} \right] \left/ \left[1 - \left(\frac{P_{t_2}}{P_{t_3}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} \right] \right. \quad (33)$$

۷- هندسه مسئله

به منظور فهم هرچه بهتر تاثیر تیرانس‌ها 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.

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 مدل‌سازی یک‌بعدی به دلیل آن-که کلیه پارامترها در شعاع متوسط محاسبه می‌گردند، تصویر متوسطی از آنچه بر گذر جرمی در یک طبقه رخ می‌دهد، ارائه می‌دهد. روش مدل‌سازی یک‌بعدی را می‌توان 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 این‌که 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 ۰، شرایط ورود و خروج از روتور را به ترتیب 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 می‌گردد،
 - ۳- از تغییرات C_p با دما صرف نظر می‌گردد و
 - ۴- جریان بصورت محوری وارد استاتور طبقه اول می‌گردد.
- الگوریتم حل مورد استفاده به طور خلاصه این‌گونه عمل می‌نماید، که ابتدا مقداری برای عدد ماک خروجی جریان از ردیف پره حدس زده، سپس با استفاده از آن زاویه خروجی جریان محاسبه می‌گردد. 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 به دست می‌آید:

$$P_{t_0} = \frac{P_{t_3}}{1 + Y_t \left[1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} \quad (31)$$

حال با استفاده از فشار سکون خروجی به دست آمده در بالا و معادله پیوستگی گاز کامل که در زیر آورده شده، مقدار عدد ماک خروجی از ردیف پره تصحیح می‌گردد. این روند سعی و

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

زاویه پره (Deg)	ارتفاع (cm)	ضخامت ماکزیمم (cm)	ضخامت لبه فرار (cm)	شعاع سطح مکش (cm)	عرض گلوگاه (cm)	گام (cm)	طول وتر (cm)
استاتور ۱۰	۹/۳۳	۲	۰/۰۳۸	۱۰/۹	۱/۴۹	۳/۹۷	۵/۷۸
روتور ۱/۵ ۳/۸۳ ۵/۴۱	۰/۰۵	۱۶/۴۸	۱/۳۹	۷/۸۵	۹/۹۵		

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

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

انگیر اینلی-ماتیسون	دونهام-کیم	داده آزمایشگاهی
۸۷/۸۱	۹۲/۵۳	۹۰/۵
۲/۹۷ (%)	۲/۲۵	۰

پس از این‌که از صحت و دقت کد نوشته‌شده، به‌دلیل قرار گرفتن خطای بازده در دامنه پیش‌بینی بازده، اطمینان حاصل گردید؛ از این‌کد جهت پیش‌بینی عملکرد طبقه چهارم توربین هانوفر با پره‌های دارای تیرانس در حالی‌که گازهای حاصل از احتراق از آن عبور می‌نمایند، استفاده می‌گردد.

این در حالی است که جهت پیش‌بینی تاثیر تیرانس‌های ضخامت بیشینه، ارتفاع و طول وتر پره بر عملکرد توربین به‌صورت تعمدی مقداری خطا (که شامل تیرانس‌های مثبت و منفی است) بر آن پارامتر هندسی پره وارد و اختلاف بازده حاصل از این تیرانس، نسبت به عملکرد توربین در حالی‌که تیرانس صفر است، به کمک رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$\text{error} = \left[\frac{(\eta_{\text{tol} \neq 0} - \eta_{\text{tol} = 0})}{\eta_{\text{tol} = 0}} \right] \times 100 \quad (34)$$

در ادامه نتایج برای تیرانس ضخامت بیشینه پره به‌صورت شکل‌های (۴-۲)، برای تیرانس ارتفاع پره به‌صورت شکل‌های (۷-۵) و برای تیرانس طول وتر به‌صورت شکل‌های (۱۰-۸) رسم گردیده است. لازم به ذکر است جهت درک هر چه بهتر تاثیر هر یک از این تیرانس‌ها بر بازده، مقدار بازده طبقه دارای پره با تیرانس و پره بدون تیرانس به‌طور جداگانه در مقابل دبی جرمی‌های گوناگون به‌ازای یک تیرانس مشخص رسم گردیده است. مقادیر تیرانس‌های ضخامت بیشینه و طول وتر پره از ۱- تا ۱ میلی‌متر با نمو ۰/۲۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. در حالی‌که، مقدار تیرانس ارتفاع پره به‌دلیل ارتفاع بیش از اندازه پره و برخورد نوک آن به جداره اطراف توربین (محدودیت مکانی) از ۱- تا ۰/۲۵ میلی‌متر با نمو ۰/۲۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است شکل‌های ۴، ۷ و ۱۰ به‌ازای شرایط مرزی مطرح شده در جدول ۳ رسم شده‌اند.

۸- شرایط مرزی

شرایط مرزی که در این شبیه‌سازی از آن استفاده شده به‌شرح زیر است:

۱- از دبی جرمی در ورودی شرط مرزی استفاده شده است که با زاویه حمله صفر وارد می‌گردد. دما، فشار سکون و سرعت زاویه‌ای به‌عنوان پارامترهای ورودی اعمال گردیده است و

۲- شرط مرزی تمام دیواره‌های ساکن و چرخان فرآیند آدیاباتیکی بوده و از فرض عدم لغزش نیز برای سرعت سیال در تماس با سطوح استفاده شده است.

البته طبقه چهارم توربین هانوفر به‌ازای پنج حالت عملکردی گوناگون تحت آزمایش قرار گرفته که تنها نتایج تجربی حالت عملکردی چهارم، که نزدیکترین حالت به حالت اسمی می‌باشد، آورده شده است. شرایط جریان ورودی در تست سرد توربین هانوفر و سرعت دورانی ردیف پره‌ها به‌صورت جدول ۲ می‌باشد.

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

سرعت دورانی (bar)	دبی جرمی (K)	دمای سکون (Kg/s)	فشار سکون (rpm)
۷۲۰۰	۶/۷۸۶	۳۵۹	۱/۲۵۱

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.

سرعت دورانی (bar)	دبی جرمی (K)	دمای سکون (Kg/s)	فشار سکون (rpm)
۷۵۰۰	۵/۱	۱۰۰۰	۱/۲۵۱

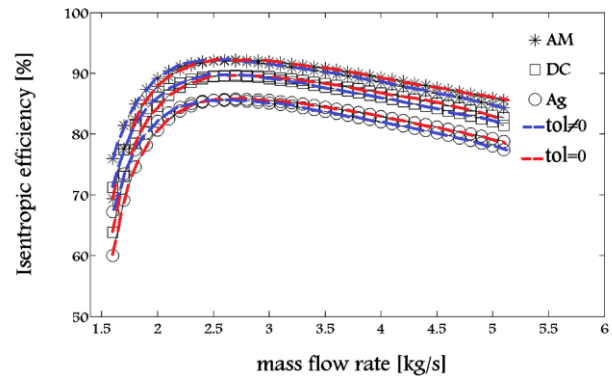
گفتنی است در بخش نتایج جهت درک هر چه بهتر تاثیر تیرانس‌ها بر عملکرد توربین به‌ازای یک تیرانس مشخص، منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل در مقابل دبی جرمی ۱/۶ تا ۵/۱ کیلوگرم بر ثانیه با نمو ۰/۱ کیلوگرم بر ثانیه هنگامی که سیال عامل محصولات احتراق در نظر گرفته شده، رسم گردیده است.

۹- مدل مسئله

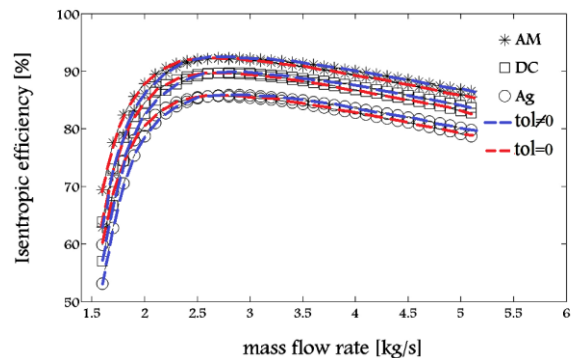
ابتدا بر مبنای الگوریتم مطرح شده بالا کدی نوشته شد، سپس کد حاصل را با استفاده از نتایج آزمایشگاهی موجود در تست

۱۰- نتایج و بحث

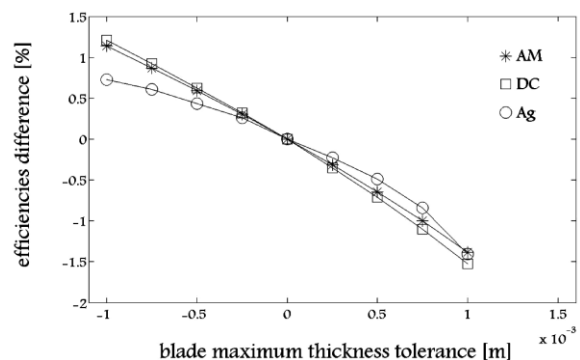
شکل‌های ۳ - ۲ به ترتیب مربوط به منحنی تغییرات بازده آیزنتروپیک کل به کل در مقابل دبی جرمی در تیرانس ضخامت بیشینه ۱ و ۱- میلی‌متر و شکل ۴ مربوط به خطای حاصل از تیرانس ضخامت بیشینه پره بر بازده نسبت به حالتی که تیرانس صفر است، می‌باشد.



شکل (۲): منحنی عملکرد در تیرانس ضخامت بیشینه پره ۱ میلی‌متر.

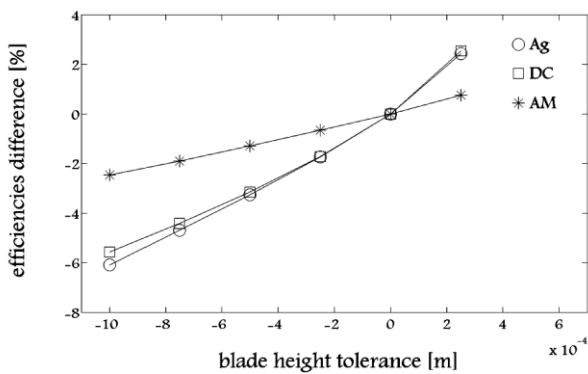


شکل (۳): منحنی عملکرد در تیرانس ضخامت بیشینه پره ۱- میلی‌متر.



شکل (۴): خطای بازده ناشی از تیرانس ضخامت بیشینه پره

ضخامت بیشینه به معنی ضخیم‌تر شدن پره و کاهش عرض گلوگاه است. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌گردد با افزایش مقدار تیرانس مثبت، ضخامت بیشینه و در نتیجه مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تیرانس پره صفر است کاهش می‌یابد. این در حالیست که با افزایش تیرانس منفی (که منجر به نازک‌تر شدن پره و افزایش عرض گلوگاه می‌گردد)، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تیرانس صفر است، افزایش می‌یابد. با توجه به این‌که هرگونه افزایش در ضخامت بیشینه پره می‌تواند 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 می‌تواند منجر به پدیده ویک پس از عبور جریان در این محل گردد. در نتیجه این امر میزان افت جریان نیز به‌شدت افزایش می‌یابد. 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 می‌گردد و چون افت جریان ارتباط مستقیم با سرعت جریان دارد، در نهایت منجر به افزایش افت در جریان می‌شود. 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 می‌کند، که این امر نیز به نوبه خود منجر به افزایش میزان تلفات نسبت به حالتی که تیرانس صفر است، می‌گردد. در حالت چهارم به دلیل افزایش ضخامت بیشینه پره ضخامت لایه مرزی ایجاد شده بر روی پره بیشتر و در نتیجه گرادیان سرعت کاهش می‌یابد، که این امر نیز منجر به کاهش تنش برشی و نهایتاً کاهش افت پروفیل می‌گردد. 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 می‌گردد. از این‌رو، هر کدام از این موارد می‌تواند 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؛ به‌طوری‌که در دبی جرمی‌های پائین بازده



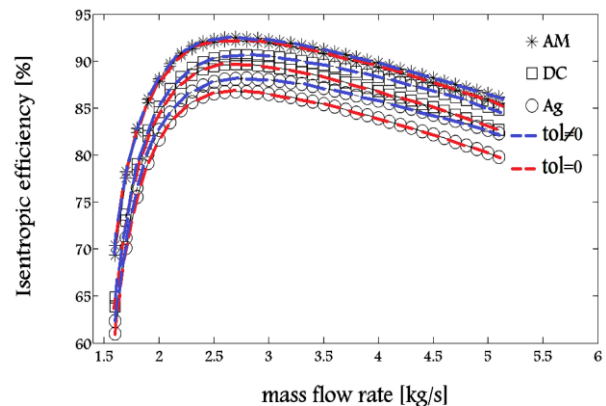
شکل (۷): خطای بازده ناشی از تolerانس ارتفاع پره

همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌گردد با افزایش مقدار تolerانس مثبت ارتفاع، که به معنی بلندتر شدن پره و کاهش نشستی نوک آن می‌باشد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تolerانس صفر است افزایش می‌یابد. در حالی که با افزایش تolerانس منفی، که منجر به کوتاهتر شدن پره و افزایش نشستی نوک آن می‌گردد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تolerانس صفر است کاهش می‌یابد. 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 پرها عبور نکرده و از قسمت نوک پره میانبر زده، که در نتیجه این امر مقداری از کار مفید جریان به هدر می‌رود. از طرف دیگر جریان میانبر زده پس از عبور از نوک پره با جریان عبور کرده از بین پرها مخلوط گشته که در نتیجه به دلیل گرادیان فشار بین این دو جریان، (فشار بخشی از جریان که از بین پرها عبور می‌کند به دلیل عبور از بین پرها و تحمل افت‌های موجود در پره با فشار جریان میانبر زده از روی پرها 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.

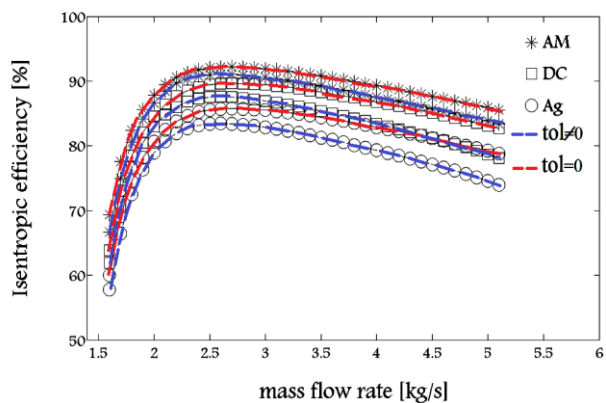
۱- آشفتگی و اغتشاش در جریان حاصل از اختلاط بسیار زیاد بوده و از این‌رو، اغلب جریان در این ناحیه به صورت گردابه‌ای می‌باشد.

۲- به دلیل اختلاط دو جریان با زوایای خروجی متفاوت، جریانی حاصل می‌گردد 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.

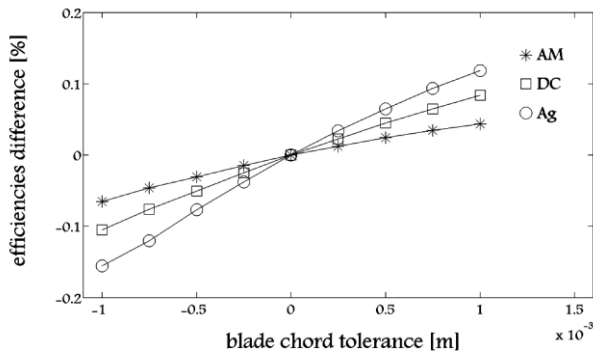
توربین، با پره دارای تolerانس از بدون تolerانس بیشتر بود. در حالی که در دبی جرمی‌های بالا بازده توربین، با پره دارای تolerانس از بدون تolerانس کمتر می‌باشد. این روند را می‌توان در حالت عکس در شکل ۳، مشاهده نمود به طوری که در دبی جرمی‌های پائین بازده توربین، با پره دارای تolerانس از بدون تolerانس کمتر می‌باشد و در دبی جرمی‌های بالا بازده توربین، با پره دارای تolerانس از بدون تolerانس بیشتر است. با توجه به مطالب فوق، می‌توان کاهش بازده طبقه به سبب افزایش تolerانس مثبت ضخامت بیشینه پره در شکل ۴ را توجیه نمود. تمامی دلایل مطرح شده در بالا را می‌توان جهت تفسیر افزایش بازده هر طبقه به دلیل 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 تolerانس ارتفاع ۰/۲۵ و ۱- میلی‌متر و شکل ۷ مربوط به خطای حاصل از تolerانس ارتفاع پره بر بازده نسبت به حالتی که تolerانس صفر است می‌باشد.



شکل (۵): منحنی عملکرد در تolerانس ارتفاع پره ۰/۲۵ میلی‌متر.



شکل (۶): منحنی عملکرد در تolerانس ارتفاع پره ۱- میلی‌متر



شکل (۱۰): خطای بازده ناشی از تolerانس طول وتر پره.

همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌گردد با افزایش مقدار تolerانس مثبت طول وتر که به معنی عریض‌تر شدن پره می‌باشد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تolerانس پره صفر است افزایش یافته، در حالی که با افزایش تolerانس منفی که منجر به کم‌عرض‌تر شدن پره می‌گردد، مقدار بازده توربین نسبت به حالتی که تolerانس پره صفر است کاهش می‌یابد.

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- به دلیل 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 می‌گردد. با افزایش افت فشار جریان، توان بیشتری از جریان به هدر رفته و در نتیجه مقدار بازده نیز کاهش می‌یابد و

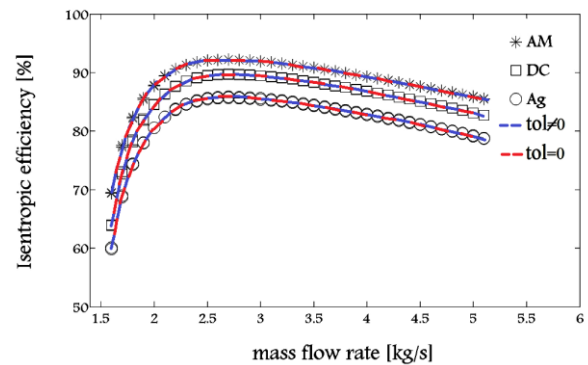
۳- با افزایش طول وتر پره در واقع مساحت پره درگیر با جریان بیشتر شده که این امر باعث تولید بیشتر کار از جریان درون ردیف پره و در نهایت افزایش بازده توربین می‌شود.

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 می‌گردد. از این‌رو، هر کدام از این موارد می‌تواند 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 می‌توان در شکل ۸ نیز مشاهده نمود، به طوری که در دبی

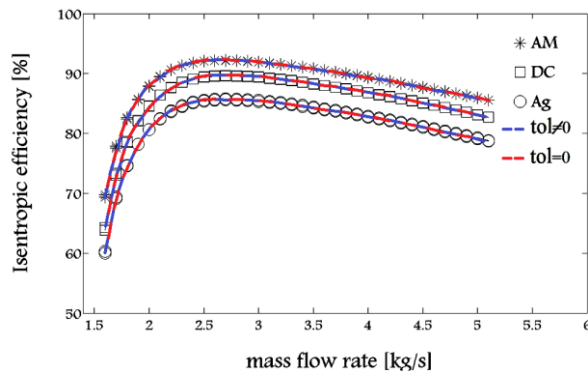
۳- به دلیل افزایش لقی نوک پره مقداری از جریان به‌صورت محیطی از قسمت فشاری به قسمت مکشی پره رفته که این امر موجب کاهش اختلاف فشار بین دو طرف پره شده و در نهایت کار انجام شده توسط پره کاهش می‌یابد.

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

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



شکل (۸): منحنی عملکرد در تolerانس طول وتر ۱ میلی‌متر



شکل (۹): منحنی عملکرد در تolerانس طول وتر ۱- میلی‌متر

- Conversion and Management, Vol. 57, pp. 68–78, 2012.
4. 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.
 5. 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.
 6. Chiong, M. S., Rajoo, S., Romagnoli, A., Martinez-Botas, R.F., A.W. Costall, “One-dimensional Pulse-flow Modeling of a Twin-scroll Turbine”, Energy, Vol. 115, pp. 1291–1304, 2016.
 7. 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.
 8. 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.
 9. 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.
 10. WEI, N., “Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines”. Ph.D. Dissertation, Department of Energy Technology, Royal Institute of Technology, 2000.
 11. Dahlquist, A.N., “Investigation of Losses Prediction Methods in 1D for Axial Gas Turbines”, M.Sc. Thesis, Faculty of Engineering, Lund University, Sweden, 2008.
 12. 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.
 13. 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 تیرانس از بدون تیرانس کمتر بوده در حالی‌که در دبی جرمی‌های بالا، بازده طبقه با پره دارای تیرانس از بدون تیرانس 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 تیرانس از بدون تیرانس بیشتر و دبی جرمی‌های بالا، بازده طبقه با پره دارای تیرانس از بدون تیرانس کمتر می‌باشد. از این‌رو، با توجه به مطالب بالا می‌توان افزایش بازده طبقه به سبب افزایش تیرانس مثبت طول وتر پره را در شکل ۱۰ توجیه 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 تیرانس‌های 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 تیرانس مشخص تاثیر تیرانس ارتفاع پره بر بازده از دیگر تیرانس‌ها بیشتر بوده و کمترین تاثیر را تیرانس طول وتر پره بر بازده خواهد داشت،
- ۲- روند پیش‌بینی خطای بازده در اثر تیرانس‌های 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 محاسبه‌شده در این مدل افت از دو مدل دیگر کمتر می‌باشد.

۱۲- مراجع

1. Ministry of energy, “Iran Energy Balance Sheet”, 2013.
2. Saravanamuttoo, H.I.H., Rogers and G.F.C., Cohen, H., “Gas Turbine Theory”, 6th Edition, Pearson Education, Ontario, 1996.
3. 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

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.
14. 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.