



Arabic calligraphy in a circular seal format, likely a signature or a specific religious or historical inscription.



دانشکده مهندسی مکانیک

شبیه‌سازی عددی اثر عیوب ناشی از عوامل محیطی بر  
عمل کرد توربین گازی ناسا،  $E^3$

دانشجو:

علی سمائی نیا

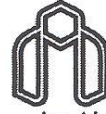
اساتید راهنما:

دکتر محمود چهارطاقی

دکتر مجتبی قطعی

پایان‌نامه جهت اخذ درجه‌ی کارشناسی ارشد

زمستان ۱۳۹۱



دانشگاه صنعتی شاهرود

مدیریت تحصیلات تکمیلی

فرم شماره (۶)

شماره :

تاریخ :

ویرایش :

بسمه تعالی

### فرم صورتجلسه دفاع از پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد آقای علی سمایی نیارشته مکانیک گرایش تبدیل انرژی تحت عنوان شبیه سازی عددی اثر عیوب ناشی از عوامل محیطی بر عملکرد توربین گازی ناسا،  $E^3$  که در تاریخ ۹۱/۱۱/۲۸ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

قبول ( با درجه : عالی - امتیاز ۱۹/۶۳ )  دفاع مجدد  مردود

۲- بسیار خوب ( ۱۸ - ۱۸/۹۹ )

۱- عالی ( ۱۹ - ۲۰ )

۴- قابل قبول ( ۱۴ - ۱۵/۹۹ )

۳- خوب ( ۱۶ - ۱۷/۹۹ )

۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	محمود چهارطاقی	استادیار	
۲- استاد راهنمای دوم	مجتبی قطعی	استادیار	
۳- استاد مشاور	هادی کرابی	مهندس	
۴- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی	احمد مددی	مهندس	
۵- استاد ممتحن	سید مجید هاشمیان	استادیار	
۶- استاد ممتحن	علی سررشته داری	استادیار	

رئیس دانشکده :



تقدیم به

آستان پاک علی بن موسی الرضا،

پدر فداکار

و

مادر مهربانم

## تشکر و قدردانی

ضمن سپاس بیکران خداوند و مولا امام رضا، لازم می‌دانم از تمامی استادهایی که در این گذر، افتخار شاگردی ایشان را داشتم، به ویژه آقایان دکتر محمود چهارطاقی، دکتر مجتبی قطعی و مهندس هادی کرابی که با راهنمایی‌های مدبرانه، نظارت و سرپرستی این پایان‌نامه را به عهده داشتند و همچنین آقایان دکتر سید مجید هاشمیان و دکتر علی سررشته‌داری که با واکاوی پایان‌نامه‌ی حاضر، موجبات برداشتن استوارتر گام‌های پژوهشی بعدی اینجانب گردیدند با همه‌ی وجود، سپاس- گذاری و قدردانی نمایم.

همچنین جا دارد از صمیم قلب از خانواده‌ی خویش نیز که با کمال صبر و متانت از هیچ کوششی برای کمک به سرانجام رساندن این پژوهش دریغ نکردند، خاضعانه سپاس‌گذاری نمایم.

## تعهد نامه

اینجانب **علی سمائی نیا** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک- گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه با عنوان " شبیه سازی عددی اثر عیوب ناشی از عوامل محیطی بر عمل کرد توربین گازی ناسا  $E^3$  " تحت راهنمایی دکتر محمود چهارطاقی و دکتر مجتبی قطعی متعهد می شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام «دانشگاه صنعتی شاهرود» و یا «Shahrood University of Technology» به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است، ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

### تاریخ

امضای دانشجو

### مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.



## چکیده

توربین محوری یکی از مهم‌ترین اجزای توربین‌های گازی است که وظیفه‌ی آن، تولید توان می‌باشد. توربین‌های گازی در نیروگاه‌های گازی و موتورهای هواپیما استفاده می‌شود. با توجه به این‌که جریان سیال خروجی از محفظه‌ی احتراق به شرایط عمل‌کردی محفظه‌ی احتراق و نوع محفظه‌ی احتراق بستگی دارد، در شرایط مختلف عمل‌کردی، جریان سیال ورودی به توربین تغییر خواهد کرد. به طور کلی عمل‌کرد توربوماشین‌ها با گذشت مدتی از زمان بهره‌برداری اولیه‌ی آن، دچار تغییرات می‌شود. توربین‌ها نیز از این قاعده مستثنی نمی‌باشند. در هنگام بهره‌برداری به علت عواملی مانند ورود گرد و غبار به داخل توربین، ناخالصی‌های داخل سوخت، واکنش شیمیایی با آلودگی‌های موجود در هوای ورودی یا سولفور موجود در سوخت، احتراق ناقص و تولید کربن نسوخته، سطح پره‌های توربین زبر می‌شود. بررسی کمی تاثیر این زبری بر عمل‌کرد توربین از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. از سوی دیگر با توجه به پیچیدگی جریان درون توربین برای شناخت میدان جریان و دما درون طبقه‌ی توربین و محاسبه‌ی اثر زبری نیاز به انجام تحلیل سه‌بعدی می‌باشد. امروزه با توجه به پیشرفت‌های به‌دست آمده در محاسبه با روش‌های عددی و افزایش توان محاسباتی کامپیوترها می‌توان جریان درون توربوماشین‌ها را به‌صورت کاملاً سه‌بعدی مورد تجزیه و تحلیل قرار داد.

در این پروژه، یک توربین محوری دو طبقه به نام  $E^2$  ساخت شرکت جنرال الکترونیک و مؤسسه‌ی ناسا<sup>۱</sup> مورد بررسی قرار گرفته است. در ابتدا توربین فوق توسط نرم‌افزارهای کتیا<sup>۲</sup> و بلید جنریشن<sup>۳</sup> مدل‌سازی شده و شبکه‌بندی هندسه‌ی ایجاد شده توسط نرم‌افزار توربوگرید<sup>۴</sup> انجام شده است. سپس با استفاده از نرم‌افزار انسیس\_سی‌اف‌اکس<sup>۵</sup>، حل عددی میدان جریان به طور کامل و بدون ساده‌سازی

---

<sup>1</sup> NASA

<sup>2</sup> Catia

<sup>3</sup> Blade Generation

<sup>4</sup> Turbo Grid

<sup>5</sup> ANSYS-CFX



معادلات حاکم بر جریان صورت گرفته است. مبنای حل جریان در این نرم افزار، روش حجم محدود است. برای اعتباربخشی تحلیل‌ها، نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی، با نتایج تجربی مربوط به تست آزمایشگاهی توربین محوری دو طبقه  $E^2$ ، مقایسه گردید. پس از اعتبارسنجی روش عددی به کار رفته، نقشه‌های توربین که بیان‌گر عمل‌کرد توربین هستند، در حالتی که در دمای بالا و با گازهای ناشی از محصولات احتراق کار کند، به دست آورده می‌شود. نتایج مربوطه شامل توزیع فشار، دما، چگالی، عدد ماخ، خطوط جریان و . . . در مقطع متوسط<sup>1</sup> و یا در نواحی حساس آن، آورده شده است. نتایج توربین محوری نشان داد که فشار کل در روتورها به دلیل انتقال انرژی از سیال کاهش می‌یابد. سرعت جریان در طی عبور از پره‌های استاتور افزایش و طی عبور از پره‌های روتور کاهش یافته است. سپس به بررسی اثر زبری پرداخته و با اعمال زبری‌های واقعی بر پره‌های استاتور و روتور توربین، تاثیر آن‌ها بر نقشه‌های توربین بررسی می‌گردد. آن‌گاه به تغییر هندسه‌ی ناشی از رسوب‌گرفتگی و خوردگی پرداخته می‌شود و تغییرات حاصله مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد.

سرانجام هدف نهایی اعمال همه‌ی عیوب بر توربین، صورت می‌گیرد.

**واژه‌های کلیدی:** توربین  $E^3$ ، زبری پره، عیوب پره، تحلیل سه بعدی جریان توربین، مدل‌سازی

توربین، تاثیر زبری بر عمل‌کرد توربین گازی.

---

<sup>1</sup> Blade Mid-span

## فهرست مطالب

۱	فصل ۱. مقدمه .....
۲	۱-۱ نگاهی گذرا بر موضوع پژوهش .....
۳	۲-۱ ضرورت و اهمیت پژوهش .....
۴	۳-۱ پیشینه‌ی پژوهش .....
۱۴	۴-۱ اهداف پژوهش .....
۱۶	فصل ۲. آشنایی با مفاهیم مربوط به توربین‌های گازی .....
۱۸	۱-۲ مقدمه .....
۱۸	۲-۲ سیکل توربین گازی .....
۱۹	۳-۲ جریان در توربین‌های محوری .....
۲۱	۴-۲ فرآیند انبساط در یک توربین جریان محوری .....
۲۳	۵-۲ بازده در توربین جریان محوری .....
۲۵	۶-۲ درجه‌ی عکس‌العمل .....
۲۵	۷-۲ هندسه‌ی پره‌های توربین .....
۲۷	۸-۲ خنک کردن پره‌های توربین .....
۳۰	۹-۲ منحنی مشخصه (Map) .....
۳۲	۱-۹-۲ افت ناشی از لزجت .....
۳۳	۲-۹-۲ افت ناشی از جریان ثانویه .....
۳۴	۳-۹-۲ افت پروفیل .....
۳۵	۴-۹-۲ افت ناشی نوک پره .....
۳۶	۵-۹-۲ ضرائب تلفات پره‌ها .....

۳۷	..... دلایل ایجاد انواع عیوب در پره‌ها
۳۸	..... ۱-۱۰-۲ خوردگی داغ
۳۹	..... ۲-۱۰-۲ سائیدگی
۳۹	..... ۳-۱۰-۲ رسوب و جرم گرفتگی پره‌ها
۴۰	..... ۴-۱۰-۲ سایش سر پره‌ها
۴۰	..... ۵-۱۰-۲ ترک‌های ناشی از خستگی حرارتی، سوختن پره‌ها
۴۱	..... ۶-۱۰-۲ ترک‌های ناشی از ارتعاش پره
۴۲	..... ۷-۱۰-۲ خسارات ناشی از برخورد قطعات آزاد
۴۳	..... فصل ۳ توربین $E^3$
۴۴	..... ۱-۳ مقدمه
۴۴	..... ۲-۳ شرح توربین
۵۲	..... فصل ۴. تحلیل جریان و شبیه‌سازی توربین
۵۳	..... ۱-۴ مقدمه
۵۳	..... ۲-۴ معادلات حاکم، جهت تحلیل جریان
۵۵	..... ۱-۲-۴ معادله‌ی بقای جرم
۵۵	..... ۲-۲-۴ معادله‌ی اندازه حرکت
۵۶	..... ۳-۲-۴ معادله‌ی انرژی
۵۷	..... ۴-۲-۴ معادله‌ی انرژی جنبشی اغتشاش
۵۷	..... ۵-۲-۴ معادله‌ی تنش رینولدزی
۵۸	..... ۳-۴ مدل‌های آشفتگی جریان
۵۸	..... ۱-۳-۴ مدل‌های بر مبنای روش لزجت گردابه‌ای
۵۸	..... ۲-۳-۴ مدل‌های صفر معادله‌ای
۵۹	..... ۳-۳-۴ مدل‌های یک معادله‌ای

۵۹	..... مدل‌های دو معادله ای
۶۱	..... مدل‌های تنش رینولدزی
۶۲	..... روش LES یا گردابه‌های بزرگ اغتشاش
۶۲	..... روش DNS یا شبیه‌سازی عددی مستقیم اغتشاش
۶۳	..... توابع دیوار در جریان مغشوش
۶۵	..... پدیده‌ی زبری و تاثیر آن بر معادلات جریان
۶۶	..... رژیم‌های زبری
۶۷	..... تاثیر زبری بر توابع دیوار
۶۹	..... روش‌های شبیه‌سازی
۶۹	..... شبیه‌سازی صفر بعدی
۷۰	..... شبیه‌سازی یک بعدی
۷۱	..... شبیه‌سازی شبه سه بعدی
۷۲	..... شبیه‌سازی سه بعدی
۷۳	..... الگوریتم حل
۷۴	..... تولید هندسه
۷۶	..... مش بندی
۷۹	..... تعریف شرایط مرزی
۸۵	..... مدل سازی توربین معیوب
۸۵	..... اعمال زبری بر پره‌های توربین
۸۶	..... اعمال تغییرات هندسی بر پره‌های توربین
۸۷	..... تغییر هندسه‌ی ناشی از خوردگی
۸۷	..... تغییر هندسه‌ی ناشی از رسوب
۸۹	..... فصل ۵. نتایج شبیه‌سازی عددی

۹۰	..... ۱-۵ مقدمه
۹۰	..... ۲-۵ اعتباربخشی
۹۷	..... ۳-۵ تغییر عدد رینولدز
۹۸	..... ۴-۵ نتایج حاصل از شبیه‌سازی توربین سالم
۱۰۳	..... ۵-۵ نتایج حاصل از اعمال زبری بر طبقه‌های توربین و مقایسه با توربین سالم
۱۱۸	..... ۶-۵ نتایج حاصل از اعمال تغییرات هندسی پره بر توربین
۱۱۸	..... ۱-۶-۵ نتایج حاصل از اعمال خوردگی
۱۲۵	..... ۷-۵ نتایج ناشی از افزایش ضخامت پره‌ها (رسوب‌گرفتگی)
۱۳۳	..... ۸-۵ سهم هریک از عیوب در کاهش راندمان کلی
۱۳۸	..... فصل ۶ بحث، نتیجه‌گیری و ارائه‌ی پیشنهادها
۱۳۹	..... ۱-۶ مقدمه
۱۳۹	..... ۲-۶ واشکافی و نتیجه‌گیری
۱۴۲	..... ۳-۶ پیشنهادهایی جهت ادامه‌ی پروژه
۱۴۱	..... علایم اختصاری
۱۴۸	..... مراجع
۱۵۲	..... پیوست

## فهرست شکل‌ها

- شکل (۱-۱) تاثیر زبری‌های متفاوت بر تولید انتروپی [۱] ..... ۵
- شکل (۲-۱) نمای گرفته شده توسط ریزنگار نوری از مرز دانه بندی [۷] ..... ۷
- شکل (۳-۱) آسیب‌های شدید وارده بر محفظه و پره‌های استاتور [۹] ..... ۹
- شکل (۴-۱) آسیب‌های شدید وارده بر پره‌های روتور [۹] ..... ۹
- شکل (۵-۱) پره‌ی شکسته شده [۱۰] ..... ۱۰
- شکل (۶-۱) نمونه‌های از رسوب ذرات در پره‌ی استاتور توربین [۱۱] ..... ۱۱
- شکل (۷-۱) خط مسیر ذرات برای ذراتی به ابعاد مختلف. (الف)  $0.05\text{ mm}$  (ب)  $0.1\text{ mm}$  ..... ۱۱
- شکل (ج)  $0.15\text{ mm}$  (د)  $0.18\text{ mm}$  [۱۲] ..... ۱۱
- شکل (۸-۱) خط مسیر ذرات برای ذراتی به ابعاد  $30\text{ }\mu\text{m}$  (الف) روتور، (ب) استاتور [۱۳] ..... ۱۲
- شکل (۹-۱) رسوب‌های آتشفشانی در پره‌های استاتور توربین [۱۴] ..... ۱۳
- شکل (۱۰-۱) خط مسیر ذرات در یک مرحله از توربین [۱۴] ..... ۱۴
- 
- شکل (۱-۲) یک طبقه توربین محوری و مثلث سرعت‌ها [۱۶] ..... ۲۰
- شکل (۲-۲) توربین، فرآیند جریان ( $\frac{1}{2}$  طبقه) [۱۵] ..... ۲۱
- شکل (۳-۲) نمودار دما-انتروپی برای مراحل فرآیند انبساط در توربین جریان محوری [۱۷] ..... ۲۲
- شکل (۴-۲) فرآیند انبساط در توربین یک طبقه (نازل، روتور) [۱۶] ..... ۲۳
- شکل (۵-۲) مشخصات هندسی یک پره [۱۹] ..... ۲۷
- شکل (۶-۲) سیستم خنک‌کاری پره‌ها [۱] ..... ۲۹
- شکل (۷-۲) منحنی‌های مشخصه توربین ..... ۳۰
- شکل (۸-۲) پدیده‌های جریان میان پره‌های توربین [۲۰] ..... ۳۱
- شکل (۹-۲) گردابه‌های موجود در مجرای جریان [۸] ..... ۳۳
- شکل (۱۰-۲) نمای جانبی عبور جریان از پره ..... ۳۳
- شکل (۱۱-۲) دیاگرام T-S برای یک طبقه عکس‌العملی توربین [۲۲] ..... ۳۶

- شکل (۱-۳) مسیر جریان آیرودینامیکی توربین فشار بالای  $E^3$  [۲۱]..... ۴۵
- شکل (۲-۳) توزیع سرعت و شکل ایرفویل نهایی با پیک عدد ماخ مشخص شده [۲۱]..... ۴۵
- شکل (۳-۳) نازل طبقه اول با پره مبنا نشان دهنده سوراخ‌های خنک کاری [۲۱]..... ۴۷
- شکل (۴-۳) تعریف سوراخ خنک کاری نوار داخلی نازل طبقه اول [۲۱]..... ۴۷
- شکل (۵-۳) تعریف سوراخ خنک کاری نوار بیرونی نازل طبقه اول [۲۱]..... ۴۸
- شکل (۶-۳) تعریف سوراخ کاری پره روتور طبقه اول [۲۱]..... ۴۸
- شکل (۷-۳) پره روتور طبقه اول و دوم [۲۱]..... ۴۹
- شکل (۸-۳) تعریف سوراخ خنک کاری پره نازل طبقه دوم [۲۱]..... ۴۹
- شکل (۹-۳) سوراخ خنک کاری لبه فرار نازل طبقه دوم [۲۱]..... ۵۰
- شکل (۱۰-۳) تعریف سوراخ خنک کاری پره روتور طبقه دوم [۲۱]..... ۵۰
- 
- شکل (۱-۴) نوسانات سرعت در جریان مغشوش [۲۵]..... ۵۵
- شکل (۲-۴) پروفیل های سرعت لایه مرزی مغشوش تجربی برای گرادیان های فشار مختلف [۲۶].. ۶۴
- شکل (۳-۴) نواحی مختلف در لایه مرزی مغشوش [۲۹]..... ۶۵
- شکل (۴-۴) اثر ترم انتقال زبری در نمودار  $u^+ = y^+$  در ناحیه لگاریتمی [۲۹]..... ۶۹
- شکل (۵-۴) شماتیکی از انواع خطوط میانی استفاده شده در روش یک بعدی..... ۷۰
- شکل (۶-۴) میدان حل جریان در روش شبه سه بعدی با استفاده از روش در انحنا خط جریان ۷۲
- شکل (۷-۴) میدان محاسباتی در روش سه بعدی با استفاده از نرم افزار Turbo Grid..... ۷۳
- شکل (۸-۴) روند کلی فرآیند شبیه سازی [۲۲]..... ۷۳
- شکل (۹-۴) نمای کلی نرم افزار Blade Geometry..... ۷۵
- شکل (۱۰-۴) نمای نصف النهاری از توربین محوری دو طبقه  $E^3$  [۲۴]..... ۷۵
- شکل (۱۱-۴) شکل شماتیک مقاطع طبقه اول توربین  $E^3$  [۲۴]..... ۷۵
- شکل (۱۲-۴) شکل شماتیک مقاطع طبقه دوم توربین  $E^3$  [۲۴]..... ۷۶
- شکل (۱۳-۴) هندسه ی سه بعدی توربین ..... ۷۶
- شکل (۱۴-۴) نمای کلی نرم افزار Turbo-Grid..... ۷۷
- شکل (۱۵-۴) تمرکز بر مش بندی پیرامون پره ها، الف) لبه ی فرار، ب) لبه ی حمله ..... ۷۸
- شکل (۱۶-۴) بررسی استقلال حل از شبکه بر اساس راندمان توربین  $\eta$  بر حسب تعداد المان  $n$ ..... ۷۹

- شکل (۴-۱۷) نمایش شرایط مرزی متناوب در نمای سه‌بعدی پره‌به‌پره و شرایط مرزی اعمال شده.....  
 ۸۱ .....
- شکل (۴-۱۸) شماتیک کلی توربین مورد تحلیل .....  
 ۸۲.....
- شکل (۴-۱۹) پروفیل فشار ورودی توربین از ریشه تا نوک .....  
 ۸۲.....
- شکل (۴-۲۰) پروفیل دمای خروجی توربین از ریشه تا نوک .....  
 ۸۳.....
- شکل (۴-۲۱) محیط CFX-Solver نمودار خطا بر حسب تکرار .....  
 ۸۴.....
- شکل (۵-۱) شماتیک (تجهیزات) ابزار آزمایشگاهی توربین [۲۱] .....  
 ۹۰ .....
- شکل (۵-۲) شماتیک خنک‌کاری تجهیزات توربین آزمایشگاهی [۲۱] .....  
 ۹۲ .....
- شکل (۵-۳) سرعت تصحیح شده بر حسب نسبت فشار کل به کل .....  
 ۹۶.....
- شکل (۵-۴) بازده توربین بر حسب نسبت سرعت  $U/C$  .....  
 ۹۶.....
- شکل (۵-۵) اختلاف بازده با تغییرات عدد رینولدز .....  
 ۹۷ .....
- شکل (۵-۶) بردارهای سرعت در گذرگاه بین پره‌ها در ۵۰ درصد ارتفاع پره در نقطه‌ی طراحی ..  
 ۹۸ ..
- شکل (۵-۷) مسیر جریان سه بعدی عبورکننده از پره‌ها در نمای کلی توربین .....  
 ۹۹ .....
- شکل (۵-۸) توزیع عدد ماخ نسبی روی مقطع متوسط بین هاب و شروود .....  
 ۹۹ .....
- شکل (۵-۹) توزیع فشار سکون روی مقطع متوسط در طول مرحله‌ی توربین .....  
 ۱۰۰.....
- شکل (۵-۱۰) تغییرات انتالپی سکون روی مقطع متوسط در طول مرحله‌ی توربین .....  
 ۱۰۰.....
- شکل (۵-۱۱) توزیع فشار در نمای کلی توربین .....  
 ۱۰۱.....
- شکل (۵-۱۲) کانتور توزیع فشار در نمای پره به پره .....  
 ۱۰۱.....
- شکل (۵-۱۳) توزیع دمای کل در نمای کلی توربین .....  
 ۱۰۲.....
- شکل (۵-۱۴) ضریب‌های افت اصطکاکی استاتورها و روتورها بر حسب نسبت فشار کل ورودی به  
 استاتیک خروجی در توربین سالم .....  
 ۱۰۳.....
- شکل (۵-۱۵) نمودار راندمان توربین بر حسب نسبت فشار کل ورودی به استاتیک خروجی در حالت‌های  
 صاف و زبری‌های مختلف .....  
 ۱۰۴.....
- شکل (۵-۱۶) تغییرات دبی ورودی با نسبت فشارهای کل به استاتیک مختلف قابل دستیابی .....  
 ۱۰۴.....
- شکل (۵-۱۷) بردارهای سرعت پره‌ی استاتور دوم با سطح صاف (الف) و زبر (ب)، در قسمت میانی پره  
 .....  
 ۱۰۷.....



- شکل (۵-۱۸) بردارهای سرعت پرهی روتور دوم با سطح صاف (الف) و زبر (ب)، در قسمت میانی پره.....  
 ۱۰۷.....
- شکل (۵-۱۹) نمای پره به پرهی توربین در حالت زبر.....  
 ۱۰۷.....
- شکل (۵-۲۰) بردارهای سرعت در لبه‌ی فرار پرهی استاتور دوم با سطح صاف (الف) و زبر (ب)، در قسمت میانی پره.....  
 ۱۰۸.....
- شکل (۵-۲۱) توزیع انتروپی در نمای پره به پره با سطح صاف (الف) و زبر (ب).....  
 ۱۰۸.....
- شکل (۵-۲۲) نمای مریدونال توزیع انتروپی در کل توربین با سطوح‌های هر دو طبقه‌ی صاف (الف) و زبر (ب)  
 ۱۱۰.....
- شکل (۵-۲۳) ضرائب افت استاتور اول در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف.....  
 ۱۱۰.....
- شکل (۵-۲۴) ضرائب افت استاتور دوم در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف.....  
 ۱۱۱.....
- شکل (۵-۲۵) ضرائب افت روتور اول در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف.....  
 ۱۱۳.....
- شکل (۵-۲۶) ضرائب افت روتور دوم در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف.....  
 ۱۱۳.....
- شکل (۵-۲۷) مقایسه بین افت دما در توربین در حالت‌های صاف و زبری.....  
 ۱۱۶.....
- شکل (۵-۲۸) مقایسه بین افت دما در توربین در حالت‌های صاف و زبری.....  
 ۱۱۷.....
- شکل (۵-۲۹) مقایسه‌ی فشار کل با نسبت‌فشار ۵/۵۵ و دور ۸۲۸۳ rpm در حالت‌های (الف) پره‌ی صاف (ب) پره‌ی زبر.....  
 ۱۱۸.....
- شکل (۵-۳۰) نمودار مقایسه‌ی راندمان توربین سالم با حالت‌های مختلف اعمال خوردگی.....  
 ۱۲۰.....
- شکل (۵-۳۱) نمای سه بعدی خطوط جریان در روتور اول توربین با نسبت‌فشار ۵/۵۵ (الف) سالم، (ب) خوردگی نوع اول  
 ۱۲۱.....
- شکل (۵-۳۲) نمودار مقایسه‌ی ضرائب افت پره‌ی استاتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی.....  
 ۱۲۲.....
- شکل (۵-۳۳) مقایسه‌ی ضرائب افت پره‌ی استاتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی.....  
 ۱۲۳.....

- شکل (۳۴-۵) مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی روتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی ..... ۱۲۴
- شکل (۳۵-۵) مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی روتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی ..... ۱۲۵
- شکل (۳۶-۵) مقایسه‌ی راندمان توربین در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته ..... ۱۲۷
- شکل (۳۷-۵) ضرائب افت پره‌ی استاتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت‌های افزایش یافته ..... ۱۲۸
- شکل (۳۸-۵) ضرائب افت پره‌ی استاتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته ..... ۱۲۹
- شکل (۳۹-۵) ضرائب افت پره‌ی روتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته ..... ۱۳۰
- شکل (۴۰-۵) ضرائب افت پره‌ی روتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته ..... ۱۳۱
- شکل (۴۱-۵) بردارهای سرعت (الف) پره با ضخامت اولیه، (ب) پره با ضخامت افزایش یافته ..... ۱۳۳
- شکل (۴۲-۵) نمودار بازده توربین در حالت سالم و اعمال عیوب ..... ۱۳۵
- شکل (۴۳-۵) مقایسه‌ی بازده توربین در حالت سالم با حالت‌های مختلف عیوب ..... ۱۳۵

شکل (۱-۶) شماتیک تغییرات دما نسبت به فاصله در یک پره‌ی توربین گازی با پوشش **TBC** [۳۲]

..... ۱۴۲

## فهرست جدول‌ها

جدول (۱-۱) تاثیر زبری‌های متفاوت بر ضریب کار مرحله [۱].....	۴
جدول (۲-۱) مقادیر عدد سختی ویکرز در سه ناحیه‌ی حساس پره‌ی توربین [۷].....	۷
جدول (۲-۳) پارامترهای نقطه طراحی تجهیزات توربین دو طبقه آزمایشگاهی [۲۴].....	۴۴
جدول (۳-۳) دما و فشار جریان خنک‌کاری [۲۴].....	۵۱
جدول (۱-۴) ورودی‌ها و خروجی‌های مدل صفر بعدی.....	۶۹
جدول (۲-۴) ورودی‌ها و خروجی‌های مدل یک بعدی.....	۷۱
جدول (۱-۵) پارامترهای نقطه طراحی تجهیزات توربین دو طبقه آزمایشگاهی [۲۴].....	۹۱
جدول (۲-۵) راندمان توربین در حالت‌های صاف و زبری $100 \mu m$ ، $300 \mu m$ و $500 \mu m$ در نسبت-فشارهای مختلف.....	۱۰۳
جدول (۳-۵) راندمان توربین در حالت‌های صاف، استاتور زبر و روتور زبر با زبری $300 \mu m$ در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۰۶
جدول (۴-۵) ضرائب افت استاتور اول در حالت‌های صاف و زبر با نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۰
جدول (۵-۵) ضرائب افت استاتور دوم در حالت‌های صاف و زبر در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۱
جدول (۶-۵) ضرائب افت روتور اول در حالت‌های صاف و زبر در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۲
جدول (۷-۵) ضرائب افت روتور دوم در حالت‌های صاف و زبر با نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۲
جدول (۸-۵) مقایسه‌ی بین ضرائب افت پره‌های استاتور و روتور طبقه‌ی اول در حالت‌های صاف، استاتور زبر، روتور زبر و هردو پره زبر با زبری $300 \mu m$ ، در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۴
جدول (۹-۵) مقایسه‌ی بین ضرائب افت پره‌های استاتور و روتور طبقه‌ی دوم در حالت‌های صاف، استاتور زبر، روتور زبر و هردو پره‌ی زبر با زبری $300 \mu m$ ، در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۵
جدول (۱۰-۵) مقایسه‌ی بین افت دمای توربین در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای مختلف.....	۱۱۵

- جدول (۱۱-۵) مقایسه‌ی بین افت فشار توربین در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای مختلف..... ۱۱۶
- جدول (۱۲-۵) راندمان توربین در حالت‌های مختلف اعمال خوردگی..... ۱۱۹
- جدول (۱۳-۵) ضرائب افت استاتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی..... ۱۲۱
- جدول (۱۴-۵) ضرائب افت استاتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی..... ۱۲۲
- جدول (۱۵-۵) ضرائب افت روتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی..... ۱۲۳
- جدول (۱۶-۵) ضرائب افت روتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی..... ۱۲۴
- جدول (۱۷-۵) راندمان توربین در ضخامت اولیه و ضخامت‌های افزایش یافته ۱۲۶
- جدول (۱۸-۵) ضرائب افت پره‌ی استاتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته..... ۱۲۷
- جدول (۱۹-۵) ضرائب افت پره‌ی استاتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته..... ۱۲۸
- جدول (۲۰-۵) ضرائب افت پره‌ی روتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافت..... ۱۲۹
- جدول (۲۱-۵) ضرائب افت پره‌ی روتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته..... ۱۳۰
- جدول (۲۲-۵) راندمان حالت‌های مختلف اعمال عیوب بر پره‌های توربین..... ۱۳۳

# فصل ۱.

## مقدمه

## ۱-۱ نگاهی گذرا بر موضوع پژوهش

توربوماشین را به عنوان وسیله‌ای که با جریان پیوسته‌ی سیال متحرک، انرژی تبادل می‌کند، به شکلی که انتقال انرژی ناشی از عمل دینامیکی یک یا چند ردیف پره‌ی چرخنده باشد، می‌توان تعریف کرد. در این میان توربین گازی نوعی از توربوماشین است که در تولید انرژی نقش زیادی در صنعت دارد. توربین محوری یکی از مهم‌ترین اجزاء توربین‌های گازی است که وظیفه‌ی آن تولید توان می‌باشد. توربین‌های گازی در نیروگاه‌های گازی و موتورهای هواپیما استفاده می‌شود. بنابراین شناخت هرچه بیشتر اجزاء آن و نحوه‌ی عمل کرد آن‌ها و همچنین عوامل تاثیرگذار بر کارکرد آن، اعم از عوامل بهبود دهنده و یا عوامل مخرب، تاثیر بسزایی در بهره‌گیری هرچه بیشتر از قابلیت‌های توربین گازی و بهینه‌سازی آن خواهد داشت. یک راه برای به دست آوردن این اطلاعات، انجام آزمایش است. اما دردسترس نبودن برخی تجهیزات آزمایشگاهی از یک سو و پرهزینه و زمان بر بودن آزمایشات مختلف از سوی دیگر و محدودیت منابع انسانی و مالی، موانعی در استفاده از روش‌های آزمایشگاهی در تحلیل عمل کرد توربوماشین‌ها ایجاد کرده‌اند. از آنجایی که معادلات حاکم بر سیال شناخته شده هستند می‌توان از تخمین‌های عددی برای حل این معادلات بهره جست و با استفاده از کامپیوترها در حل معادلات جریان، برخی آزمایش‌های پرهزینه را با این روش جایگزین کرد. ترکیب حل عددی و آزمایشات تجربی می‌تواند سبب افزایش دقت پیش‌بینی، کاهش هزینه‌ها و زمان شود.

با توجه به کارکرد توربین در دما و فشار بالا، پره‌های توربین همواره تحت تاثیر عواملی هستند که این عوامل منجر به افزایش زبری سطح پره یا تغییر شکل آن می‌شوند. تغییرات رخ داده در پره‌ی توربین، اثرات غیرقابل اجتنابی بر کارایی توربین خواهد داشت و در این پژوهش به بررسی برخی از این تغییرات و اثرات آن‌ها خواهیم پرداخت. برای به دست آوردن درک کلی از جریان گاز و تخمین اثر تغییرات رخ داده در توربین، از روش عددی و با نرم افزاری که با این روش مسئله را حل می‌کند استفاده شده است.

سوالاتی که پس از مطالعه‌ی این پژوهش به پاسخ آن‌ها دست خواهیم یافت عبارتند از:  
توربین گازی چیست، عمل کرد آن چگونه سنجیده می‌شود و عوامل موثر بر عمل کرد آن چه هستند؟

جریان سیال موجود در توربین گازی چه خصوصیتی دارد و معادلات حاکم بر آن کدامند؟  
پدیده‌ی زبری چیست، چگونه ایجاد می‌شود؟ چگونه می‌توان آن را مدل کرد؟  
زبری پره چگونه بر عمل کرد توربین تاثیر می‌گذارد و نتایج این تاثیرات چیست؟  
رسوب و خوردگی پره چگونه ایجاد می‌شوند، چگونه هندسه را تغییر می‌دهند و تاثیر آن‌ها بر عمل کرد توربین چیست؟

## ۱-۲ ضرورت و اهمیت پژوهش

پس از شبیه‌سازی توربین و اعتبار سنجی توربین سالم با نتایج آزمایشگاهی، می‌توان متغیرهای مختلف طراحی را تغییر داد و تاثیر این تغییرات را بر عمل کرد توربین سنجید. در حالی که ایجاد هریک از این تغییرات در آزمایشگاه متضمن انجام آزمایشات متعدد، صرف هزینه، زمان و نیروی انسانی بسیاری می‌باشد. همچنین می‌توان به جزئیاتی در رفتار و خواص جریان و نتایجی دست یافت که اندازه‌گیری و مشاهده‌ی آن‌ها در آزمایشگاه یا ممکن نیست و یا بسیار دشوار است. از دیگر نکات مثبت استفاده از این روش، توانایی در تعریف شرایط مرزی و محیطی مختلف در نرم افزار می‌باشد. از سوی دیگر، زبری، خوردگی و رسوب پدیده‌هایی هستند که علیرغم پیشرفت تکنولوژی در ساخت پرها، به دلیل شرایط محیطی داغ و پر تنش به طور قطع در طول زمان کاری توربین رخ خواهند داد. بررسی تاثیر این عوامل در آزمایشات مستلزم ایجاد امکانات خاص می‌باشد. همان‌طور که گفته شد در آزمایشگاه، هم محدودیت تغییر عوامل تاثیر گذار وجود دارد و هم هزینه‌ی فراوان می‌طلبند. در حالی که با استفاده از روش‌های عددی و شبیه‌سازی کامپیوتری، می‌توان در زمان کوتاه‌تر و با صرف هزینه‌ی کمتر، با مدد گرفتن از حل‌های عددی تایید شده یا آزمایشات انجام شده، به نتایج مطلوب دست یافت.

بدین ترتیب قسمت‌های حساس‌تر توربین نسبت به شرایط کاری قابل شناسایی خواهد بود و طراحی اجزاء و ساخت مواد و تمهیدات مربوط به خنک کاری جهت به حداقل رساندن عیوب در این بخش‌ها به طور دقیق‌تر انجام خواهد گرفت تا همراه با نگه داشتن هزینه‌ها در سطح معقول، کاهش عمل‌کرد به حداقل برسد.

### ۳-۱ پیشینه‌ی پژوهش

یونگ سئوک کانگ<sup>۱</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۴، با استفاده از نرم افزار CFX تاثیر زبری‌های متفاوت را بر راندمان و ضریب کار توربینی بررسی کردند و نتیجه گرفتند که زبری روی سطح پره تاثیر شدیدی بر توزیع فشار و زاویه‌ی چرخش جریان استاتور و روتور ندارد، اما با استفاده از تحلیلی یک‌بعدی نشان دادند که تغییری کوچک در زاویه‌ی چرخش جریان، تاثیری چشمگیر بر ضریب کار مرحله خواهد داشت. در جدول ۱، تاثیر زبری‌های مختلف بر ضریب کار آورده شده است.

جدول (۱-۱) تاثیر زبری‌های متفاوت بر ضریب کار مرحله [۱]

	$\Delta\psi$ $\varphi$ / $\psi$ *	$\Delta\psi$ $\delta S$ / $\psi$ *	$\Delta\psi$ $\delta r$ / $\psi$ *	$\Delta\psi$ ** / $\psi$ *	$\Delta\psi/\psi$ *
Transitionally rough stator	0.007	0.028	0.001	0.022	0.019
Transitionally rough rotor	0.039	0.000	0.022	0.016	0.016
Trans. rough stator & rotor	0.001	0.027	0.023	0.048	0.045
Fully rough stator	0.113	0.042	0.000	0.155	0.150
Fully rough rotor	0.086	0.000	0.035	0.121	0.119

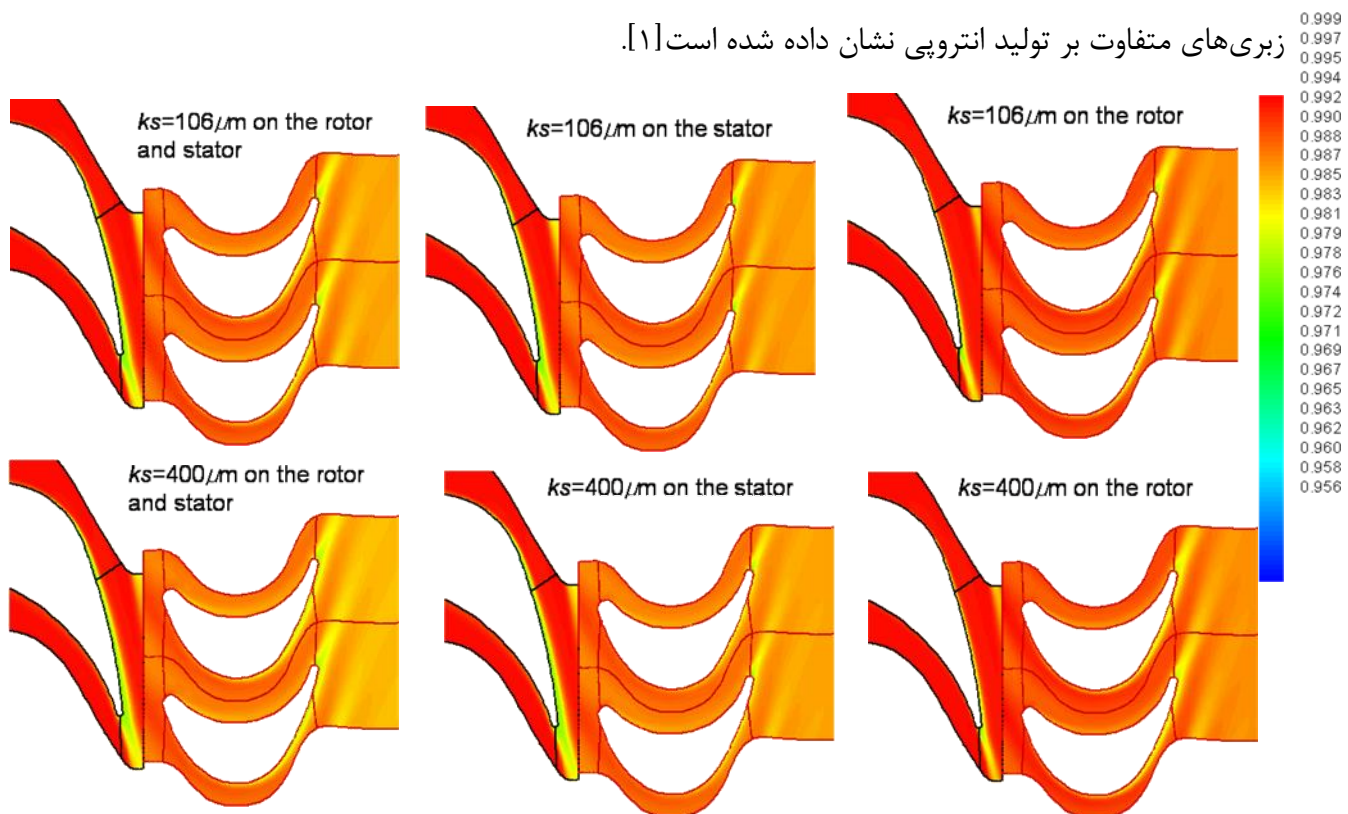
همچنین زبری پره‌ها ضریب فشار و راندمان را کاهش می‌دهد و مجموع افت راندمان ناشی از

<sup>1</sup> Young Seok Kang



استاتور زبر و روتور زبر، حدوداً برابر است با افت راندمان ناشی از زبری کل مرحله. در شکل ۱-۱ تاثیر

زبری‌های متفاوت بر تولید انتروپی نشان داده شده است [۱].



شکل (۱-۱) تاثیر زبری‌های متفاوت بر تولید انتروپی [۱]

آندرس فیالا<sup>۱</sup> و همکارانش [۲] در سال ۲۰۱۱ مقاله‌ای در رابطه با تاثیر زبری بر لایه‌ی مرزی جریان کاملاً آشفته و تاثیر احتمالی آن بر جریان نیمه زبر ارائه نمودند. در این پژوهش ابتدا انواع زبری و نحوه‌ی تعریف آن با استفاده از توابع دیوار، ارائه شده است. سپس با استفاده از نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی، شبیه‌سازی عددی زبری را انجام داده و به این نتایج دست یافتند: زبری سطح تاثیر زیادی بر افت‌ها و انتقال حرارت سطح دارد. زیر لایه‌ی لزج، قابلیت خود را برای اضمحلال اغتشاش از دست می‌دهد. هم‌زمان، ارتفاع این لایه‌ی جریان در رژیم زبری نیمه زبر کاهش می‌یابد. در رژیم کاملاً زبر، ارتفاع لایه مرزی افزایش می‌یابد اما دلیل آن افزایش اغتشاشات جریان مغشوش است. زبری فقط بر جریان پایین دست اثر می‌گذارد و توسعه‌ی اغتشاش در نزدیکی لایه‌مرزی لایه‌ای را

<sup>۱</sup>Andreas Fiala

افزایش می‌دهد.

فرانک هامل<sup>۱</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۴ اثر زبری را بر ایرودینامیک پره بررسی کردند. آن‌ها چهار مقدار زبری مختلف را در اعداد رینولدز بین ۶۰۰۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰۰۰ بر پره‌ها اعمال کردند و دریافتند که در اعداد رینولدز بالاتر، افزایش افت فشار با افزایش اصطکاک بیشتر می‌شود. همچنین حداکثر میزان افت فشار کل در بالاترین رینولدز ایجاد شد و مقدار آن ۴۰ درصد بیشتر از حالت پره‌ی صاف بود. نتایج آزمایشات آن‌ها با تحقیقات مشابه انجام شده، تطابق خوبی نشان می‌داد [۳].

ماکرو مونتیس<sup>۲</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۹ به بررسی تاثیر لبه‌ی حمله بر روی ایرودینامیک پره‌های نازل راهنما به صورت عددی و تجربی پرداختند و برای شبیه‌سازی از نرم افزار ANSYS-CFX استفاده کردند. نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی تطابق خوبی داشت. در این پژوهش جهت مدل‌سازی آشفتگی از مدل آشفتگی SST استفاده شد. مقایسه‌ی بین داده‌های تجربی و داده‌های عددی نشان داد، به طور کلی مدل آشفتگی SST، افت‌های ناشی از رشد لایه مرزی روی دیواره را بهتر محاسبه می‌کند [۴]. وی همچنین در پژوهشی دیگر به همراه فیالا به بررسی تاثیر زبری بر ایرودینامیک و لایه‌مرزی پره‌ها پرداختند [۵].

یونگ یون<sup>۳</sup> و همکارانش نیز در سال ۲۰۰۴ دست به انجام آزمایشاتی برای محاسبه میزان کاهش راندمان توربین کم سرعت تک مرحله‌ای بر اثر افزایش زبری زدند و از دو مقدار زبری استفاده نمودند. نتایج آزمایش نشان داد که راندمان به ازای زبری استاتور یا روتور به میزان  $106\mu\text{m}$ ، ۴ درصد، و به ازای زبری هردو، ۸ درصد کاهش یافت. همچنین در زبری  $400\mu\text{m}$ ، راندمان با زبر کردن سمت فشار ۲ درصد و با زبر کردن سمت مکش ۶ درصد، با زبر کردن استاتور ۱۱ درصد و با زبر کردن روتور ۸ درصد و با زبر کردن هردو، ۱۹ درصد کاهش یافت [۶].

<sup>1</sup> Frank Hummel

<sup>2</sup> Macro Montis

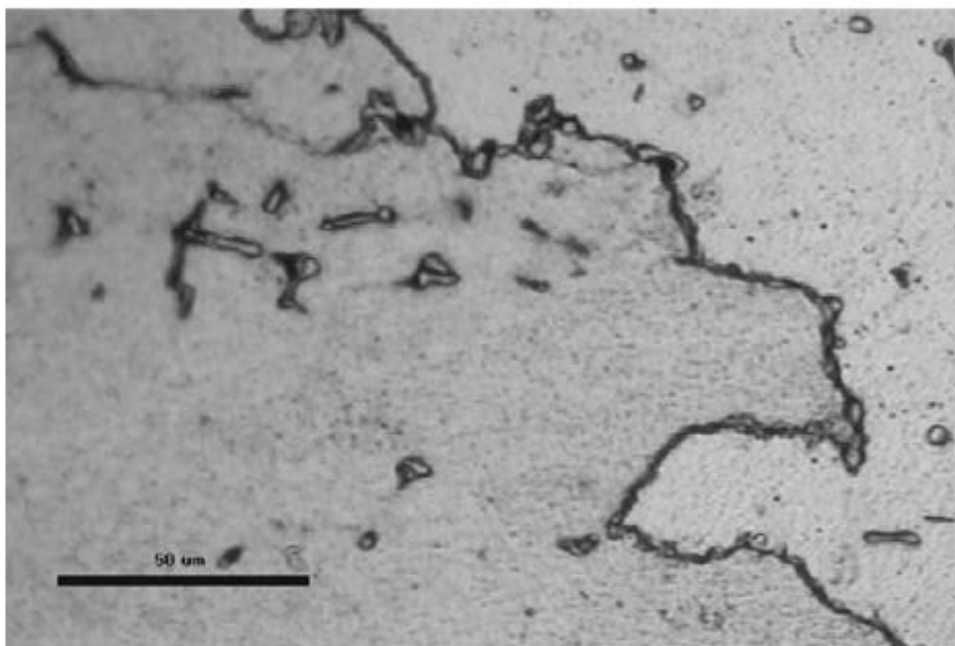
<sup>3</sup> Young Il Yun

زینول هدی<sup>۱</sup> نیز با استفاده از ریزنگارهای نوری به تحقیق و بررسی متالوژیکی، برای سه ناحیه‌ی حساس پره‌های توربین زیمنس<sup>۲</sup> ۷۹۴-۲، شامل لبه‌ی حمله، فرار و ناحیه‌ی داغ پرداخت و مقدار عدد سختی ویکرز را برای هر ناحیه، به صورت زیر به دست آورد [۷].

جدول (۲-۱) مقادیر عدد سختی ویکرز<sup>۳</sup> در سه ناحیه‌ی حساس پره‌ی توربین [۷]

Spot selections	Vickers hardness numbers (VHN)	
	Transverse section	Longitudinal section
Trailing edge	233	363
Leading edge	409	387
Centre spot	380	478

وی علت شروع خوردگی‌ها و شکست‌ها را حفره‌ها و سوراخ‌های ریز ایجاد شده در امتداد مرزهای دانه‌بندی دانست (شکل ۲-۱) و به مانند بیشتر محققین، خنک‌کاری و بهبود آلیاژ پره‌ها را جزو پیشنهادهای سازنده به شمار آورد.



شکل (۲-۱) نمای گرفته شده توسط ریزنگار نوری از مرز دانه بندی [۷]

<sup>1</sup> Zainul Huda

<sup>2</sup> Siemens

<sup>3</sup> Vickers

استریپ<sup>۱</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۷، اثر زبری سطح پره را بر روی جریانات ثانویه مطالعه نمودند. در این مطالعه از هشت نوع پره با زبری مختلف از جمله پره با سطح صاف بعنوان مرجع استفاده شد. به این نتیجه رسیدند که اثر زبری سطح بر روی میدان جریان ثانویه، نزدیک دیواره‌های کناری بسیار قابل توجه می باشد [۸].

پورسعیدی و همکارانش در سال ۲۰۰۸، واماندگی پره در مرحله‌ی دوم توربین را بررسی کردند. پره‌ی مورد تحقیق از آلیاژ نیکل ساخته شده و توربین پیش از واماندگی پره به مدت ۷۳۵۰۰ ساعت تحت بار بوده و مشکل پره باعث ایجاد مشکلاتی جدی در توربین گاز شده است. پره با تصویربرداری از ترک‌ها، بررسی ریزساختارها و تحلیل‌های شیمیایی، بررسی شد. مشاهدات بیانگر وجود حفره‌هایی در سطح پره و وجود علائم خستگی در سطوح شکست بوده است. همچنین دریافتند که ترک از یک خوردگی داغ در لبه‌ی حمله شروع و به دلیل پدیده‌ی خستگی منتشر شده و در نهایت با کاهش مساحت مقطع پره به شکست منجر شده است. جهت تعیین مواضع تنش استاتیک بر اثر نیروهای گریز از مرکز، از روش اجزاء محدود و محاسبات تحلیلی نیز استفاده کرده و به این نتیجه رسیدند که پیش از شکست، پره توسط مد سوم ارتعاش دچار پدیده‌ی تشدید شده است.

در شکل (۱-۳)، آسیب‌های شدید وارده بر محفظه و پره‌های استاتور و همچنین در شکل (۱-۴) نمونه‌هایی از پره‌های روتور غیر قابل استفاده در اثر خوردگی شدید نشان داده شده است. مشخص است بیشتر خوردگی روتور در بالای پره رخ می‌دهد. [۹].

در سال ۲۰۱۰، بارلا<sup>۲</sup> و همکارانش واماندگی توربین گازی MW ۱۵۰ را پس از ۲۲۴۰۰ ساعت کارکرد، بررسی کردند تا دلایل اصلی واماندگی را بیابند. آزمایشات مختلفی بر پره‌های ساخته شده از سوپر آلیاژی با پایه‌ی نیکل، انجام شد و آن‌ها مشاهده کردند که ترک پره در بالای ریشه‌ی کاجی رخ داده و دو مرحله را نشان می‌دهد: بخش اول رشد آهسته و پایای ترک و بخش دوم دارای دندانه‌های

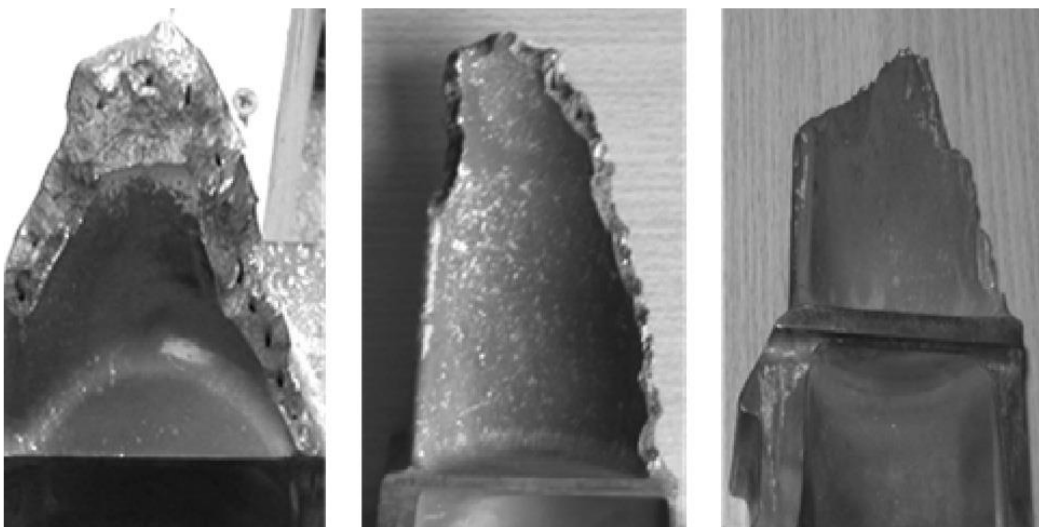
<sup>1</sup> Strip

<sup>2</sup> Barella

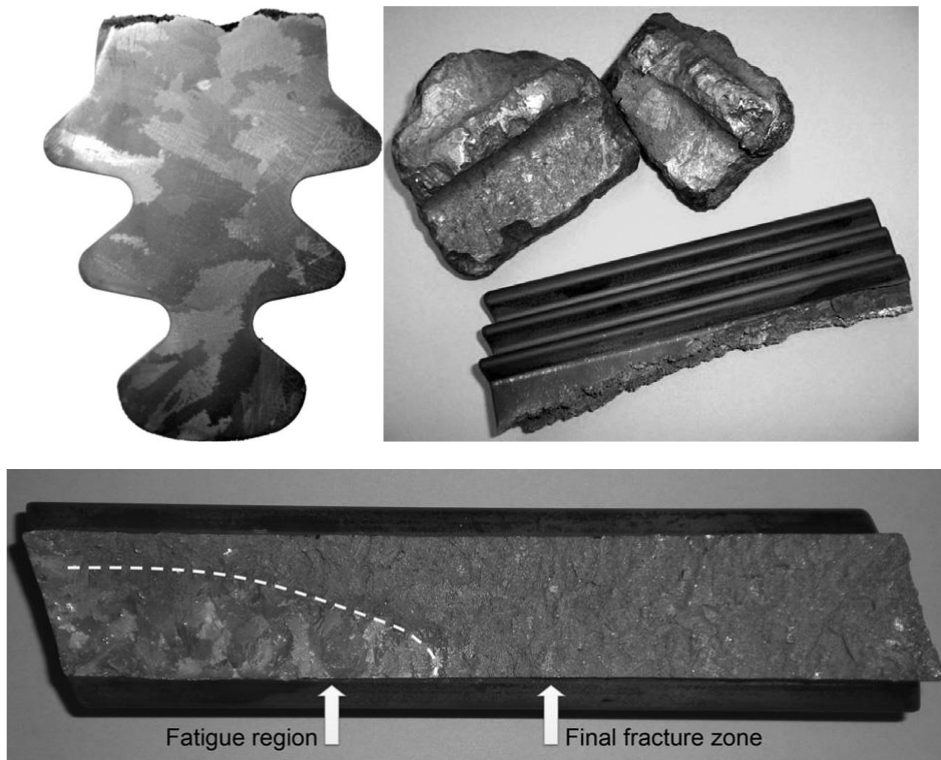
ریزتری است که مرحله‌ی نهایی شکست را نشان می‌دهد. مکانیزم ترک، خستگی سیکل بالا و سائیدگی سطح جانبی ریشه‌ی کاجی تشخیص داده شد. در شکل ۱-۵ پره‌ی شکسته شده مشاهده می‌شود [۶].



شکل (۱-۳) آسیب‌های شدید وارده بر محفظه و پره‌های استاتور [۹]



شکل (۱-۴) آسیب‌های شدید وارده بر پره‌های روتور [۹]



شکل (۵-۱) پره‌ی شکسته شده [۱۰]

رونالد لوگان<sup>۱</sup> و همکارانش در گروه آموزشی انرژی امریکا، مطالعاتی را درباره‌ی مکانیزم رسوب دوده بر روی پره‌های توربین انجام دادند تا راه‌کارهایی جهت کاهش اثرات منفی این رسوبات در توربین‌های گاز بیابند. آن‌ها دریافتند دلیل تشکیل این رسوبات، بالا رفتن شدید دمای ذرات حاصل از سوخت در محفظه‌ی احتراق و درآمدن به حالت مذاب و چسبیدن آن‌ها به سطح فلزی پره‌های استاتور و روتور مطابق شکل (۶-۱) می‌باشد [۱۱].

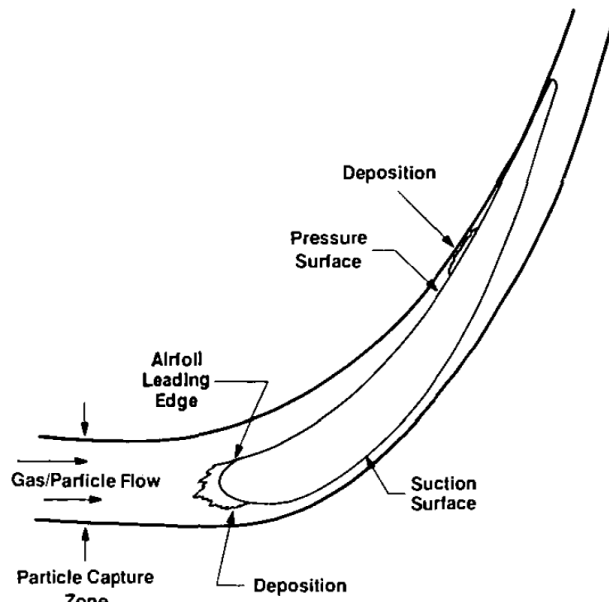
ایوانوف<sup>۲</sup> در سال ۲۰۰۵ تاثیر ذرات بر مسیر جریان در کسکید<sup>۳</sup> ایرفویل را برای ابعاد مختلف ذره مورد بررسی قرار داد. او نشان داد که فرض وجود میدان جریان ذرات فرضی مفید و قابل استفاده است. در طی آزمایشات متوجه شد که در برخی از بخش‌ها ذرات متمرکز می‌شوند و در بعضی قسمت‌ها وجود ندارند. نتیجه‌ی پژوهش او در تصویر (۷-۱) برای ذراتی به ابعاد مختلف مشاهده می‌-

<sup>1</sup> Ronald Logan

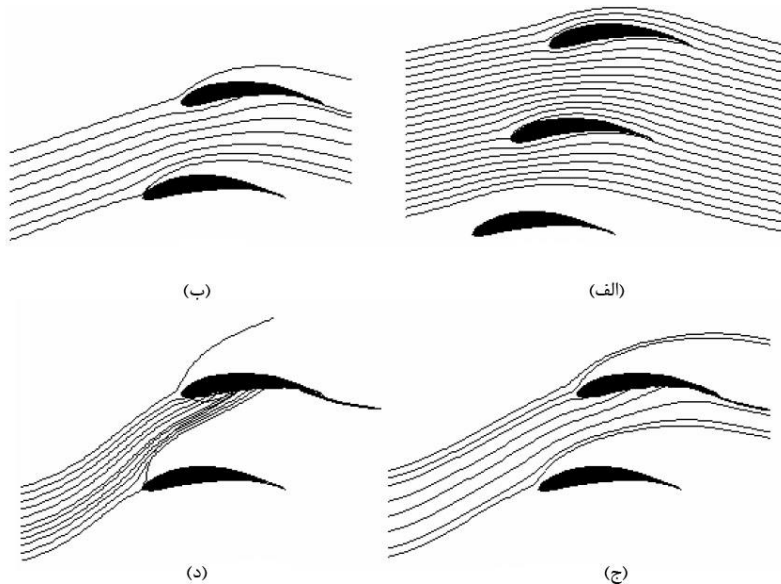
<sup>2</sup> Ivanov

<sup>3</sup> Cascade

شود. در حالتی که قطر ذرات کمتر از  $0.005$  باشد وجود ذرات تاثیر چشمگیری بر خطوط عادی جریان ندارد ولی در ابعاد بزرگتر ذرات، تاثیرگذار می‌شوند [۱۲].



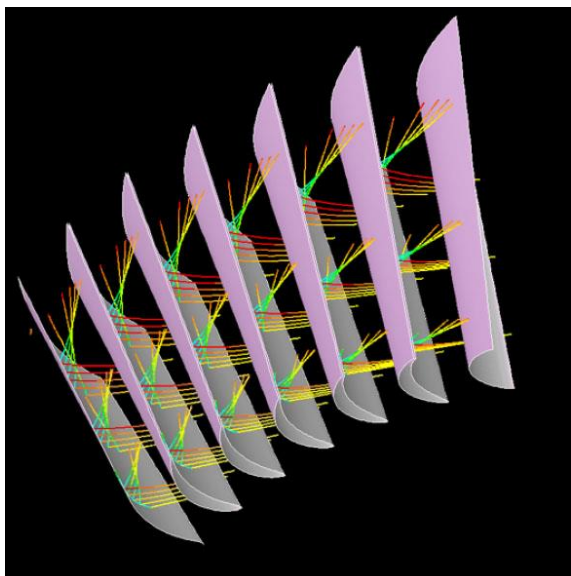
شکل (۶-۱) نمونه‌ای از رسوب ذرات در پره‌ی استاتور توربین [۱۱]



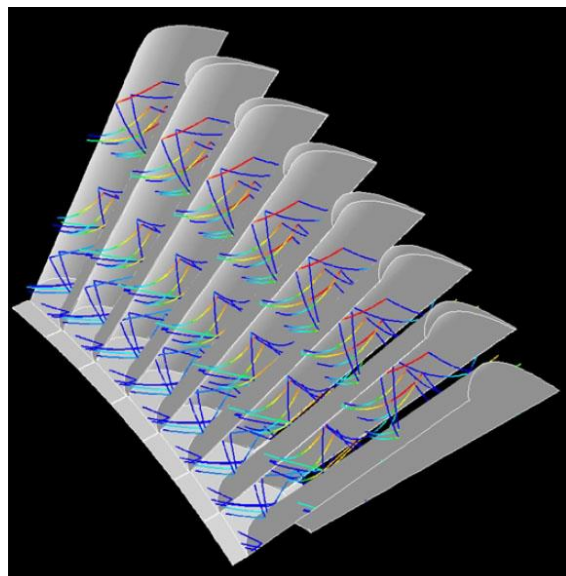
شکل (۷-۱) خط مسیر ذرات برای ذراتی به ابعاد مختلف. (الف)  $0.005 \text{ mm}$  (ب)  $0.1 \text{ mm}$

(ج)  $0.15 \text{ mm}$  (د)  $0.18 \text{ mm}$  [۱۲]

آتف هامد<sup>۱</sup> و همکارانش تاثیر جریان حامل ذرات را بر خوردگی و زبری سطح روتور و استاتور، به روش‌های آزمایشگاهی و عددی بررسی کردند. تست آزمایشگاهی در تونل باد و بر روی پره‌های دارای پوشش و بدون پوشش انجام شده است و شبیه‌سازی عددی مسیر ذرات موجود در جریان یک توربین گاز کم فشار را بررسی می‌کند. آزمایشات نشان می‌دهند که با افزایش اندازه‌ی ذرات، سرعت و زاویه‌ی برخورد آن‌ها با سطح میزان خوردگی و زبری سطوح افزایش می‌یابد. همچنین اثر پذیری سطح پره، شدیداً به هندسه‌ی آن و ماده‌ی پوشاننده‌ی سطح بستگی دارد. شبیه‌سازی‌های عددی نیز با تصویر کردن مسیر حرکت ذرات در بین پره‌های استاتور و روتور، نشان می‌دهند که در این نوع هندسه‌ی خاص پره، ذرات بیشتر با سطح فشار و همچنین انتهای سمت مکش پره‌ی استاتور برخورد می‌کنند. نتایج نشان می‌دهند که در سمت لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار پره‌ی استاتور، خوردگی شدیدی ایجاد می‌شود. در شکل (۸-۱) مسیر شبیه‌سازی ذرات نشان داده شده است [۱۳].



(ب)



(الف)

شکل (۸-۱) خط مسیر ذرات برای ذراتی به ابعاد ۳۰ میکرون (الف) روتور، (ب) استاتور [۱۳]

در مقاله‌ی دیگری، آتف هامد و همکارانش پدیده‌ی رسوب و خوردگی در توربوماشین‌ها را مورد

<sup>1</sup> Awtef Hamed



بررسی قرار دادند و تاثیر این پدیده‌ها بر عملکرد موتور را بررسی نمودند. آن‌ها بیان کردند که خوردگی و رسوب در توربوماشین بر اثر تشکیل ذرات مذاب و جامد در طی احتراق بر اثر سوختن سوخت‌های سنگین اتفاق می‌افتد و تحت تاثیر عوامل مختلفی مانند مشخصات ذرات، مسیر جریان گاز، هندسه‌ی پره، شرایط کارکرد مانند دما و مواد سازنده‌ی پره قرار می‌گیرند. نتایج آزمایش کند شدن لبه‌ی حمله، افزایش لقی نوک پره، کاهش طول کورد پره، افزایش زبری در سطح فشار را نشان داده‌اند. خوردگی روتور کمپرسور بیشتر در بالاتر از ۵۰٪ ارتفاع پره رخ می‌دهد. زبری سطح تا حدی بر اثر خوردگی افزایش می‌یابد و پس از آن ثابت می‌ماند [۱۴].

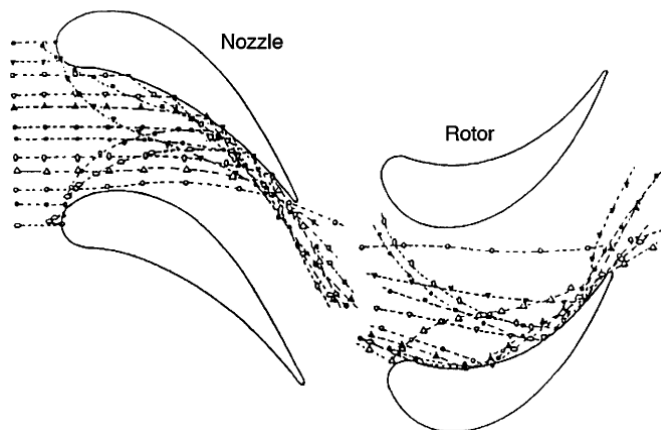


شکل (۹-۱) رسوب‌های آتشفشانی<sup>۱</sup> در پره‌های استاتور توربین [۱۴]

آن‌ها همچنین مدلی برای مسیر حرکت ذرات در یک مرحله‌ی توربین بر پایه‌ی میدان جریان در قطر متوسط ارائه دادند که در شکل (۱۰-۱) نشان داده شده است. بر اساس این مدل، تعداد برخوردها به سطح فشار پره، با افزایش سایز ذرات و سرعت اولیه‌ی آن‌ها در ورودی به طبقه‌ی توربین، افزایش می‌یابد. در روتور، ذرات به علت چرخش روتور دارای مولفه‌ی سرعت جنبی می‌شوند که به آن‌ها حرکتی به سمت پوشش خارجی توربین می‌دهد. مقداری از ذرات نیز بین لبه‌ی حمله‌ی روتور و لبه‌ی فرار سمت مکش استاتور گیر کرده و به هردو ضربه می‌زنند.

<sup>1</sup> Volcanic

بیشترین مقدار خوردگی در لبه‌ی فرار سمت مکش پره‌ی روتور دیده شده است. پدیده‌ی مشاهده شده‌ی دیگر، گیر کردن ذرات در گردابه‌های مسیر جریان و کم کردن مساحت عبور جریان گاز بوده که منجر به کاهش سرعت چرخش روتور گشته است.



شکل (۱۰-۱) خط مسیر ذرات در یک مرحله از توربین [۱۴]

بر اساس این مدل، تعداد برخوردها به سطح فشار پره، با افزایش سایز ذرات و سرعت اولیه‌ی آنها در ورودی به طبقه‌ی توربین، افزایش می‌یابد. در روتور، ذرات به علت چرخش روتور دارای مولفه‌ی سرعت جنبی می‌شوند که به آنها حرکتی به سمت پوشش خارجی توربین می‌دهد. مقداری از ذرات نیز بین لبه‌ی حمله‌ی روتور و لبه‌ی فرار سمت مکش استاتور گیر کرده و به هردو ضربه می‌زنند. بیشترین مقدار خوردگی در لبه‌ی فرار سمت مکش پره‌ی روتور دیده شده است. پدیده‌ی مشاهده شده‌ی دیگر، گیر کردن ذرات در گردابه‌های مسیر جریان و کم کردن مساحت عبور جریان گاز بوده که منجر به کاهش سرعت چرخش روتور گشته است.

#### ۴-۱ اهداف پژوهش

هدف انجام این پروژه، به دست آوردن تاثیراتی است که عیوب ایجاد شده در پره، بر عملکرد توربین می‌گذارد و این عملکرد توسط منحنی‌های کارایی، ضرائب افت توربین، نمودارهای سرعت، فشار و دمای کل و ... سنجیده می‌شود.

با شبیه‌سازی توربین، می‌توان مشخصات جریان را در قسمت‌های مختلف توربین به دست آورد و آن‌ها را با تحلیل‌های عددی و فیزیکی مقایسه نمود. همچنین شرایط مرزی را تغییر داد و اثر تغییر این شرایط بر توربین را بررسی کرد و این جستارها کمکی بزرگ به درک فرآیندهایی است که در توربین اتفاق می‌افتد.

در این پروژه، یک توربین محوری دو طبقه به نام  $E^3$  (Energy Efficient Engine)، ساخت شرکت جنرال الکتریک و موسسه‌ی NASA که در صنایع هوا و فضا کاربرد دارد، مورد بررسی قرار خواهد گرفت. برای اعتباربخشی، تحلیل‌ها و نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی مربوط به تست آزمایشگاهی مقایسه خواهد شد.

**فصل ۲. آشنایی با مفاهیم**

**مربوط به توربین‌های گازی**



## ۲-۱ مقدمه

تاریخچه‌ی توربین‌ها به چند صد سال قبل برمی‌گردد که در ابتدا آسیاب‌های بادی، سپس توربین‌های بخار و آبی و نهایتاً توربین‌های گاز ساخته شدند. به طور کلی در توربین‌ها انرژی از سیال گرفته می‌شود و به انرژی مکانیکی و الکتریکی تبدیل می‌شود. توربین‌های محوری شامل توربین‌های گازی و توربین‌های بخاری محوری هستند. توربین‌های بخاری عمدتاً در نیروگاه‌های حرارتی بخاری، کشتی‌ها و برخی از صنایع که از بخار استفاده می‌کنند، کاربرد دارد. توربین‌های گازی در نیروگاه‌های گازی و موتورهای هواپیما استفاده می‌شود. توربین‌های محوری معمولاً از چند مرحله (طبقه) که هر یک دارای یک ردیف پره‌ی ساکن و یک ردیف متحرک است، تشکیل شده‌اند [۱۵].

## ۲-۲ سیکل توربین گازی

به طور کلی می‌توان یک توربین گازی را به سه بخش عمده تقسیم نمود. سه قسمت اصلی یک واحد توربین گاز، کمپرسور، محفظه احتراق و توربین هستند. برای انبساط سیال در یک توربین باید نسبت فشاری فراهم شود. در نتیجه اولین مرحله‌ی لازم در سیکل توربین گاز، تراکم سیال عامل می‌باشد. اگر بلافاصله پس از تراکم، سیال عامل در توربین منبسط شود و هیچ‌گونه تلفاتی هم در اجزاء مختلف سیکل وجود نداشته باشد، نیروی تولیدی توربین فقط به اندازه‌ای خواهد بود که توسط کمپرسور جذب شده است. بنابراین اگر این دو قسمت به یکدیگر متصل گردند، مجموعه‌ی حاصل به-جز راندن خویش، نیروی بیشتری تولید نخواهد کرد. در عمل، نیروی تولیدی توربین را می‌توان با اضافه نمودن انرژی و بالا بردن دمای سیال عامل از انبساط در توربین افزایش داد. هنگامی که سیال عامل هوا باشد، یک راه بسیار مناسب انجام این کار، احتراق سوخت در هوای فشرده است. در این صورت، هوای داغ، توان خروجی زیادتری در توربین ایجاد می‌کند. در نتیجه می‌توان کار مفیدی علاوه بر کار لازم جهت چرخاندن کمپرسور تولید نمود. این همان عملی است که در یک توربین گاز و یا در

شکل ساده‌تر، توربین احتراق داخلی انجام می‌گیرد.

## ۲-۳ جریان در توربین‌های محوری

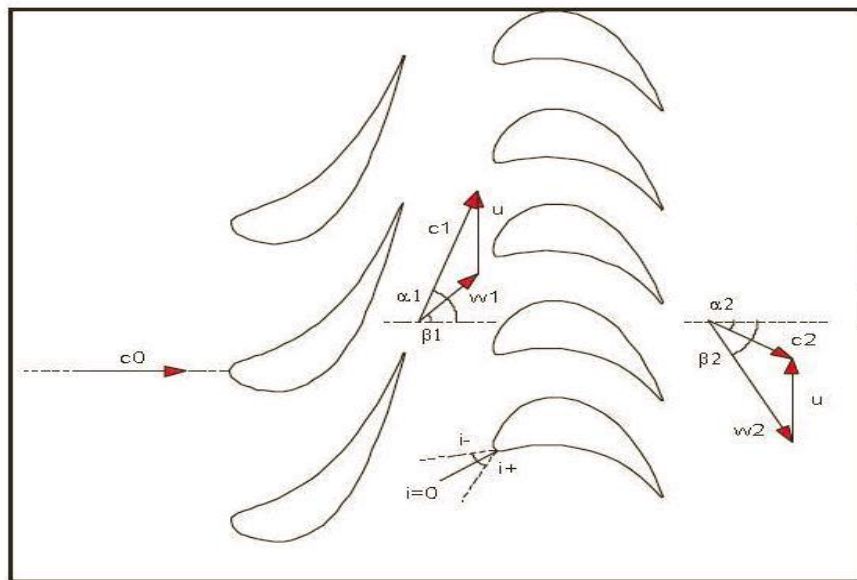
در توربوماشین‌های محوری، سرعت سیال مولفه شعاعی ندارد و یا مؤلفه شعاعی سرعت سیال در مقایسه با مؤلفه محوری و دورانی سرعت سیال ناچیز است. در چنین توربو ماشین‌هایی، عمدتاً انتقال انرژی در اثر نیروهای آئرو دینامیکی بین پره‌ها و سیال صورت می‌گیرد و انرژی گریز از مرکز نقشی ندارد.

اصول استخراج انرژی از سیال عبارت است از کاهش تدریجی فشار بالای سیال و تبدیل کردن آن به انرژی جنبشی. سرعت سیال در پره‌های متحرک که به محور دوران متصل هستند کاهش می‌یابد و در پره‌های ثابت مجدداً بازیابی می‌شود [۱۶]. ردیف پره‌های استاتور که ردیف نازل‌ها نیز نامیده می‌شود از یک سری نازل‌های همگرا تشکیل شده است که در اطراف محفظه قرار گرفته‌اند. مقطع یک طبقه‌ی توربین و مثلث سرعت‌ها در شکل (۱-۲) نشان داده شده است.

در این شکل یک ردیف پره‌های استاتور و یک ردیف پره‌های روتور مشخص می‌باشد. این مجموعه، یک طبقه‌ی توربین محوری نامیده می‌شود. شرایط ورودی به استاتور با اندیس ۰، شرایط ورودی به روتور با اندیس ۱ و شرایط خروجی از روتور با اندیس ۲ نشان داده می‌شود.

تمام زوایای جریان نسبت به جهت محوری اندازه‌گیری می‌شوند جریان معمولاً در ورود به نازل محوری است. سیال، استاتور را با سرعت مطلق  $C_1$  و زاویه‌ی  $\alpha_1$  ترک می‌کند و با کم کردن برداری سرعت پره  $u$  از سرعت مطلق سیال، مقدار و جهت سرعت نسبی سیال در ورود به روتور به دست می‌آید. سرعت مطلق از  $C_0$  تا  $C_1$  در نازل افزایش می‌یابد. سیال در حین عبور از پره‌های روتور، تغییر سرعت داده و فشار آن کاهش می‌یابد. در این جا سرعت مطلق، کاهش یافته (جذب انرژی جنبشی) و سرعت نسبی افزایش می‌یابد و سیال، پره را با زاویه نسبی  $\beta_2$  و سرعت نسبی  $W_2$  ترک می‌نماید. با اضافه کردن برداری سرعت پره  $u$  به سرعت نسبی  $W_2$  مقدار و جهت سرعت مطلق سیال  $C_2$  به دست

می‌آید. دوباره از  $C_2$  تا  $C_3$  در استاتور افزایش می‌یابد. برای اجتناب از سرعت‌های بسیار بالا در حالی که چگالی کاهش می‌یابد، سطح حلقوی افزایش می‌یابد [۱۶].



شکل (۱-۲) یک طبقه توربین محوری و مثلث سرعت‌ها [۱۶]

شماتیک یک توربین چند طبقه در شکل (۲-۲) نشان داده شده است [۱۵]. طبقات ابتدایی که فشار در آن بالاست، توربین فشار بالا<sup>۱</sup> (HP) نامیده می‌شود در حالی که طبقات انتهایی که در آن فشار پائین است توربین فشار پائین است، توربین فشار پائین<sup>۲</sup> (LP) نامیده می‌شود. طبقات HP و LP با سرعت‌های مختلف می‌چرخند. هدف یک نازل، شتاب دادن به سیال و هدایت یکنواخت آن به سمت روتور طبقه‌ی اول می‌باشد. یک افت فشار استاتیک مسلم از طریق نازل به وجود می‌آید. جریان، سپس از میان روتور می‌گذرد. در جایی که همگی خواص استاتیک و سکون تغییر می‌یابد، اگر افت آنتالپی استاتیک و افت فشار سکون در یک روتور وجود نداشته باشد توربین به نام توربین ضربه‌ای نامیده می‌شود. در چنین توربین‌هایی همگی افت فشار استاتیک و آنتالپی در استاتور اتفاق می‌افتد.

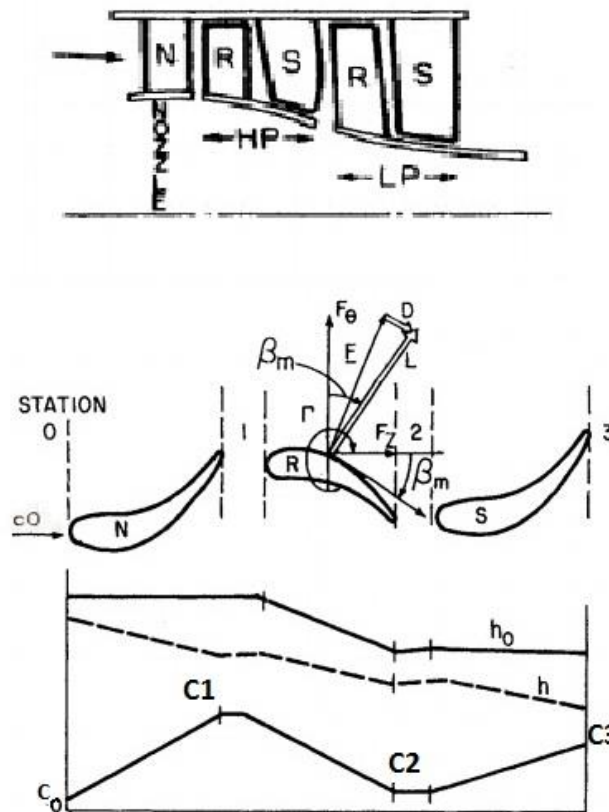
<sup>1</sup> High pressure

<sup>2</sup> Low pressure



توزیع خواص سیال در طول مسیر جریان در شکل (۲-۲) نشان داده شده است. تغییر  $P_0$  و  $T_0$

مشابه تغییرات  $h_0$  می‌باشد و تغییرات  $T$  مشابه تغییرات  $h$  می‌باشد [۱۵].

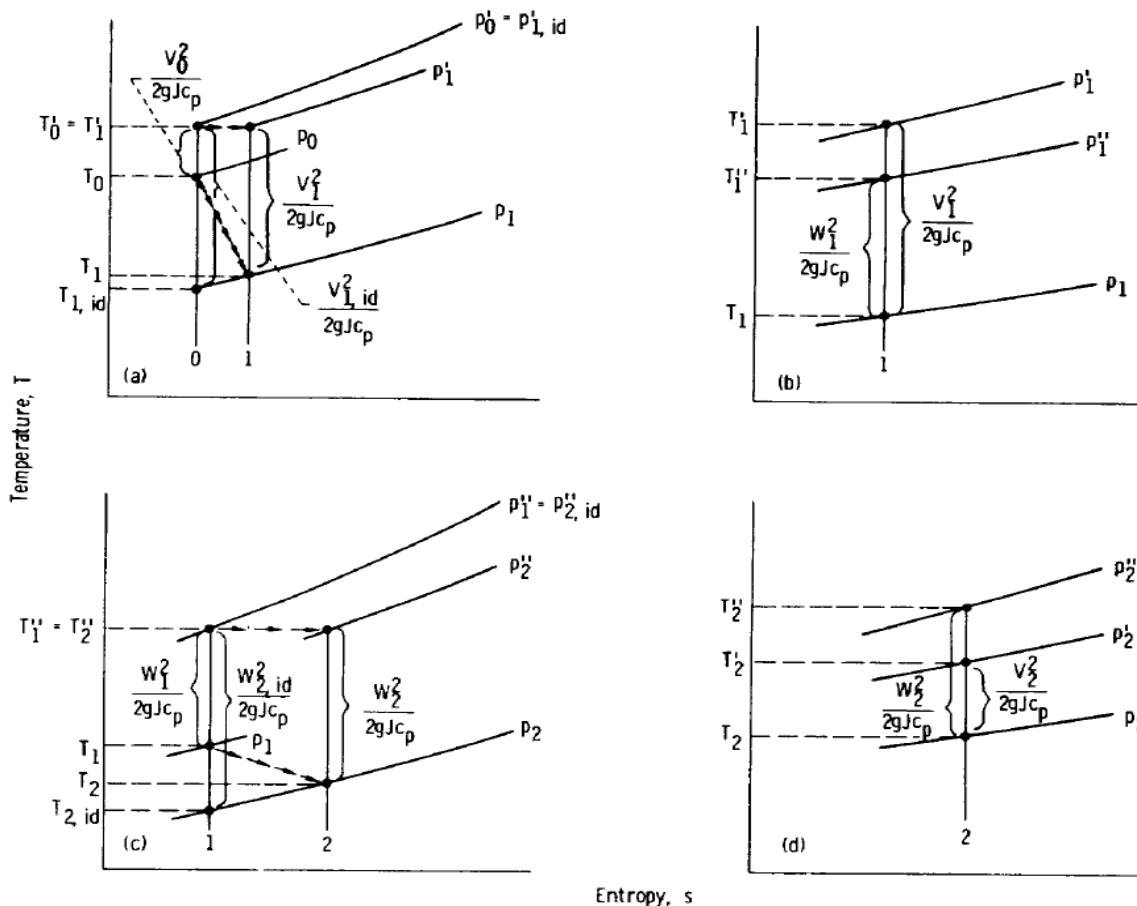


شکل (۲-۲) توربین، فرآیند جریان (۱/۲ طبقه) [۱۵]

## ۲-۴ فرآیند انبساط در یک توربین جریان محوری

در شکل (۳-۲) فرآیند انبساط در توربین به چهار قسمت تقسیم شده است که هر کدام در یک نمودار T-S جداگانه نشان داده شده اند [۱۷]. شکل (۳-۲-a) فرآیند انبساط در طول استاتور را نشان می‌دهد. چهار منحنی فشار ثابت بیان‌گر فشار استاتیک و فشار کلی مطلق قبل و بعد از فرآیند انبساط می‌باشند. انرژی جنبشی در هر حالت با فاصله میان حالت استاتیک و حالت کلی نشان داده شده است. اگر فرآیند انبساط آیزنتروپیک باشد، حالت نهایی با زیر نویس  $1, id$  مشخص شده است.

فرآیند واقعی از حالت 0 به حالت 1 با یک افزایش کوچک در آنتروپی اتفاق می‌افتد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، انرژی جنبشی به‌دست آمده از فرآیند واقعی، کمتر از انرژی جنبشی به‌دست آمده از فرآیند ایده‌آل می‌باشد.



شکل (۲-۳) نمودار دما-آنتروپی برای مراحل فرآیند انبساط در توربین جریان محوری [۱۷]

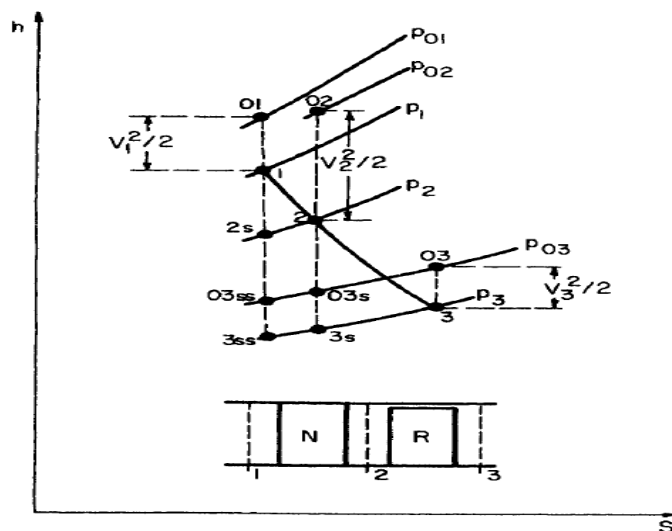
به علت حرکت دورانی روتور، جریان درون روتور را با استفاده از شرایط نسبی بررسی می‌کنیم. شکل (۲-۳-ب) رابطه میان حالت‌های کلی نسبی و مطلق را در خروج استاتور نشان می‌دهد. این حالت‌ها به صورت آیزنتروپیک مربوط شده‌اند و انرژی‌های جنبشی مطلق و نسبی و دماهای کلی در نمودار مشخص گردیده‌اند.

فرآیند انبساط درون روتور بر اساس شرایط نسبی در شکل (۲-۳-c) نشان داده شده است. چهار منحنی فشار ثابت، بیان‌گر فشار استاتیک و فشار کلی مطلق قبل و بعد از فرآیند انبساط می‌باشند. برای جریان محوری  $T_1'' = T_2''$  است. اگر انبساط آیزنتروپیک باشد، حالت نهایی با زیرنویس id, 2 مشخص شده است. فرآیند واقعی از حالت 1 به 2 با یک افزایش در آنتروپی پیش می‌رود، همان‌طوری که توسط پیکان نشان داده شده است. دوباره در این جا هم انرژی جنبشی به دست آمده از فرآیند واقعی کمتر از انرژی جنبشی به دست آمده از فرآیند ایده‌آل می‌باشد.

رابطه‌ی میان حالت‌های کلی نسبی و مطلق را در خروج روتور در شکل (۲-۳-d) نشان داده شده است. این حالت‌ها به صورت آیزنتروپیک مربوط شده‌اند، و انرژی‌های جنبشی مطلق و نسبی در نمودار مشخص گردیده‌اند [۱۳].

## ۲-۵ بازده در توربین جریان محوری

فرآیند انبساط در یک توربین به صورت یک‌جا در شکل (۲-۴) نشان داده شده است [۱۵]. از نازل در ورود جهت انبساط جزئی سیال و همچنین هدایت جریان به آرامی به طرف روتور استفاده می‌شود.



شکل (۲-۴) فرآیند انبساط در توربین یک طبقه (نازل، روتور) [۱۶]

نقطه 01 بیان‌گر شرایط کل ورودی می‌باشد. انبساط درون نازل در طول منحنی 1-2 اتفاق می‌افتد. تغییرات در فشار کل  $P_{02} - P_{01}$  تنها ناشی از اثرات ویسکوز می‌باشد زیرا درون پره‌های نازل هیچ جذب کاری صورت نمی‌گیرد. فرآیند انبساط در طول روتور در امتداد منحنی (2-3) می‌باشد و فشار کل خروجی  $P_{03}$  می‌باشد. اگر جریان در نازل آیزنتروپیک باشد نقطه 2s به دست می‌آید و اگر جریان تنها درون روتور آیزنتروپیک باشد به نقطه 03s یا 3s می‌رسیم، زمانی که در کل یک طبقه (شامل فضای میان نازل و روتور) شرایط آیزنتروپیک باشد نقطه 03ss یا 3ss شرایط سکون و استاتیک جریان را نشان می‌دهد.

بر اساس کاربرد توربین دو نوع تعریف برای بازده توربین‌ها وجود دارد. در بسیاری حالات (نیروگاه‌ها) انرژی موجود در خروجی ( $V_3^2/2$ ) به عنوان اتلاف محسوب می‌گردد و تلاش در طراحی بر آن است که سرعت در خروجی به حداقل ممکن خود برسد. در چنین حالتی بازده استاتیک کلی به صورت زیر (با فرض  $C_p$  ثابت در کل طبقه) تعریف می‌شود [۱۵]:

$$\eta_{ts} = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{3ss}} \quad (1-2)$$

که بر حسب فشار به صورت زیر بیان می‌شود [۱۳]. (فرآیند 01-3ss آیزنتروپیک می‌باشد)

$$\eta_{ts} = \frac{1 - (T_{03}/T_{01})}{1 - (P_{03}/P_{01})^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (2-2)$$

در بیشتر کاربردهای آیرودینامیکی، تعریف بازده بر اساس شرایط سکون می‌باشد. در این حالت

بازده کل به کل یا آیزنتروپیک به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۶]:

$$\eta_t = \frac{W_{ac}}{W_{id}} = \frac{T_{01} - T_{03}}{T_{01} - T_{03ss}} \quad (3-2)$$

برای یک توربین چند طبقه، بازده پلی تروپیک برای هر طبقه با بازده کلی توربین از طریق رابطه

(۲-۱۹) مربوط می‌شود و به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\eta_t = \frac{1 - r^{(\gamma-1)\eta_p/\gamma}}{1 - r^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (4-2)$$

که  $r = P_{03} / P_{01}$  نسبت فشار کلی و  $\eta_p$  بازده یک طبقه (بازده پلی تروپیک) می‌باشد [۱۸].

## ۲-۶ درجه‌ی عکس‌العمل

چندین تعریف برای درجه‌ی عکس‌العمل وجود دارد. تعریف کلاسیک درجه‌ی عکس‌العمل، نسبت افت فشار استاتیک در روتور به افت فشار استاتیک در طبقه تعریف می‌شود. تعریف دیگر، نسبت افت آنتالپی استاتیک در روتور به افت آنتالپی کل در طبقه می‌باشد. بنا به تعریف فوق داریم [۱۶]:

$$R = \frac{h_2 - h_3}{h_{01} - h_{03}} \quad (۵-۲)$$

درجه‌ی عکس‌العمل می‌تواند منفی، صفر، مثبت و حتی بزرگتر از یک باشد. اکثر توربین‌ها درجه عکس‌العمل بین صفر و یک دارند. توربین‌های درجه عکس‌العمل منفی بازده کمتری داشته و معمولاً استفاده نمی‌شوند.

درجه‌ی عکس‌العمل صفر ( $R=0$ ) اهمیت خاصی دارد و گروه وسیعی از توربوماشین‌ها را مشخص می‌کند. این گروه از توربوماشین‌ها را توربوماشین‌های ضربه‌ای می‌گویند. اگر  $R=0$  باشد فشار استاتیک سیال در طول روتور ثابت می‌ماند و انتقال انرژی صرفاً در اثر تغییر سرعت مطلق سیال است. در این حالت تغییر سرعت نسبی سیال در طول روتور و تغییر شعاع سیال از ورود تا خروج طوری است که تغییرات انرژی گریز از مرکز و انرژی جنبشی سرعت نسبی یکدیگر را خنثی می‌کنند. در توربوماشین‌های محوری در حالت ایده‌آل، سیال در طول روتور حرکت شعاعی ندارد، بنابراین  $u_1 = u_2$  است.

## ۲-۷ هندسه‌ی پره‌های توربین

طراحی شکل پره به دو روش گردابی آزاد<sup>۱</sup> و زاویه‌ی شیپوره<sup>۲</sup> ثابت انجام می‌شود. پروفیل پره معمولاً به صورت ایرفویل<sup>۳</sup> است. ایرفویل‌ها از نظر ساخت، مشکل و گران بوده ولی دارای بازده بیشتری هستند. در مواردی که مخارج ساختن پرها نسبت به بازده آن‌ها در اولویت باشد، شکل مقطع پرها را به صورت اشکال هندسی ساده‌تر، انتخاب می‌کنند. بسیاری از پروفیل مقطع پرها به شکل یک ایرفویل متقارن خمیده است. ضخامت ایرفویل در دو طرف محور آن یکی است و با درصدی از طول آن مشخص می‌شود. از پارامترهای مشخص کننده‌ی یک ایرفویل، نسبت ضخامت حداکثر به طول آن است.

پارامتر دیگر، نسبت فاصله محل ضخامت حداکثر تا لبه‌ی ابتدای ایرفویل است. فاصله‌ی بین ابتدا و انتهای ایرفویل را طول کورد<sup>۴</sup> گویند. طول کورد عمدتاً از طریق بررسی و طراحی مکانیکی تعیین می‌شود. بدین ترتیب که نیروی اعمال شده در هر مقطع از پره، محاسبه و با استفاده از تنش‌های اعمال شده در هر مقطع از پره، می‌توان طول کورد را برای توزیع ضخامت مناسب ایرفویل به دست آورد. محور یک ایرفویل را می‌توان به صورت یک خط خمیدگی تحت عنوان خط کمبر<sup>۵</sup> در نظر گرفت که ضخامت پروفیل به‌طور متقارن روی آن توزیع شده است.

نحوه‌ی قرارگیری هر پره، بر روی محور توربوماشین، توسط زاویه استگر مشخص می‌شود که با علامت  $\lambda$  نشان می‌دهند. زاویه‌ی استگر<sup>۶</sup>، زاویه‌ی بین یک خط مبنا و امتداد خطی است که از ابتدا و انتهای ایرفویل عبور می‌کند. در توربوماشین محوری، خط مبنا در امتداد محور توربوماشین است. زاویه‌ی ورودی سیال به پرها می‌تواند طوری انتخاب شود که سیال، مماس بر پره برخورد کند و یا تحت زاویه‌ی متفاوت از زاویه پره، به پره برخورد کند. اختلاف بین زاویه‌ی سیال در ورود به پره و زاویه‌ی پره را زاویه‌ی برخورد یا زاویه‌ی حمله گویند. در انتهای پره نیز زاویه‌ی خروج سیال از پره و

<sup>1</sup> Free Vortex Stage

<sup>2</sup> Nozzle Angle

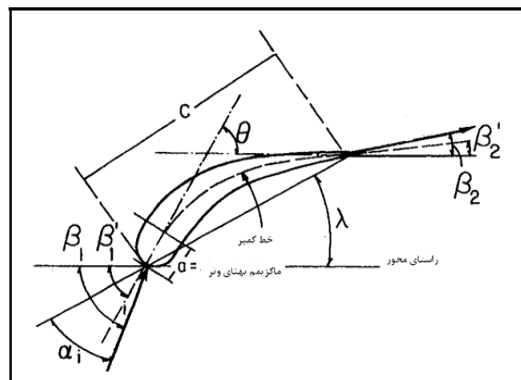
<sup>3</sup> Airofoil

<sup>4</sup> Chord

<sup>5</sup> Camber

<sup>6</sup> Stagger

زاویه‌ی انتهایی پره، متفاوت است. اختلاف این دو زاویه را زاویه انحراف<sup>۱</sup> گویند. اختلاف بین دو زاویه‌ی برخورد سیال به پره و زاویه‌ی خروج سیال از پره را مقدار زاویه چرخش سیال در طول پره گویند [۱۹].



شکل (۲-۵) مشخصات هندسی یک پره [۱۹]

فاصله‌ی بین پره‌ها از جمله مهمترین عوامل در طراحی پره می‌باشد. چنانچه پره‌ها بیش از حد به هم نزدیک باشند پدیده‌ی تداخل و اصطکاک و چنانچه بیش از حد از هم دور باشند، امکان جدایش از سطح مکشی پره وجود دارد. لذا برای فاصله بین پره‌ها یک مقدار بهینه وجود دارد که با توجه به ضرایب آیرودینامیکی پره به دست می‌آید [۲۰].

## ۲-۸ خنک کردن پره‌های توربین

کار مفید توربین‌ها متناسب با دمای ورودی سیال به توربین است [۱۸] (معادله‌ی ۲-۶). هر چه دمای ورودی سیال به توربین افزایش یابد کار مفید توربین و بازده سیکل حرارتی که توربین جزئی از آن است افزایش نشان می‌دهد. لذا برای بالا بردن بازده و کارایی سیستم، سعی می‌شود دمای سیال ورودی به توربین‌ها، حداکثر ممتد ممکن باشد. توسعه‌ی تکنولوژی توربین‌ها بستگی به خواص متالوژیکی روتور و پره‌ها داشته به طوری که بایستی تنش‌های کششی بالا در حد ۱۴۰۰ تا ۲۱۰۰ بار

<sup>۱</sup> Deviation Angle

را در دمای بسیار زیاد تحمل کند.

$$W_t = \eta_t C_p T_1 \left\{ \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\} + \frac{\eta_t}{2} (V_1^2 - V_2^2) \quad (۶-۲)$$

دمای گاز ورودی به توربین‌های گازی می‌تواند بسیار بیشتر از دمای بخار سوپرهیت ورودی به توربین‌های بخار باشد. در توربین‌های بخار، به علت محدودیت‌هایی که در بویلرها وجود دارد، دمای بخار ورودی، حدود ۸۴۰k است. در حالی که در توربین‌های گازی این دما در حدود ۱۶۰۰k است. لذا خنک کردن پره‌های توربین‌های گازی از اهمیت زیادی برخوردار است. البته علاوه بر پره‌ها بایستی پوسته و نازل ورودی توربین نیز خنک شود. ولی از آنجا که پره‌ها با دوران زیاد تحت تأثیر تنش کششی مضاعف قرار می‌گیرند، خنک کردن آن‌ها از اهمیت و حساسیت بیشتری برخوردار است. خنک کردن می‌تواند از طریق هوا یا مایع خنک کننده (آب) صورت گیرد. خنک کردن با آب به علت دارا بودن گرمای ویژه‌ی زیاد و احتمال خنک کردن از طریق بخار شدن، پربازده است ولی به علت مسایل خوردگی، نشستی آب، جرم گرفتگی و انسداد مجاری، مشکلاتی را به دنبال دارد.

در خنک کردن با هوا علاوه بر این که معایب بالا وجود ندارد، می‌توان مستقیماً هوا را وارد جریان اصلی گاز در داخل توربین کرد بدون این که مشکل اساسی ایجاد شود. مقدار دبی هوای لازم برای این کار حدود یک تا سه درصد گاز ورودی به توربین است. برای پره‌هایی از جنس آلیاژهای نیکل، دمای پره نبایستی از ۸۰۰°C بیشتر شود. به این ترتیب دمای ورودی به توربین گاز را می‌توان تا ۱۱۰۰°C افزایش داد بدون اینکه مشکلی برای پره‌ها به وجود آید. البته در صورتی که جنس پره‌ها از نوع آلیاژ نیکل، کروم و کبالت باشد، دمای گاز ورودی را می‌توان حتی بیشتر از این مقدار در نظر گرفت. در این جا، به راه‌های خنک کردن پره‌ها می‌پردازیم:

۱- خنک کردن داخلی: شکل (۲-۵) نمونه ای از نحوه خنک کردن داخلی پره‌ها را نشان می‌دهد.

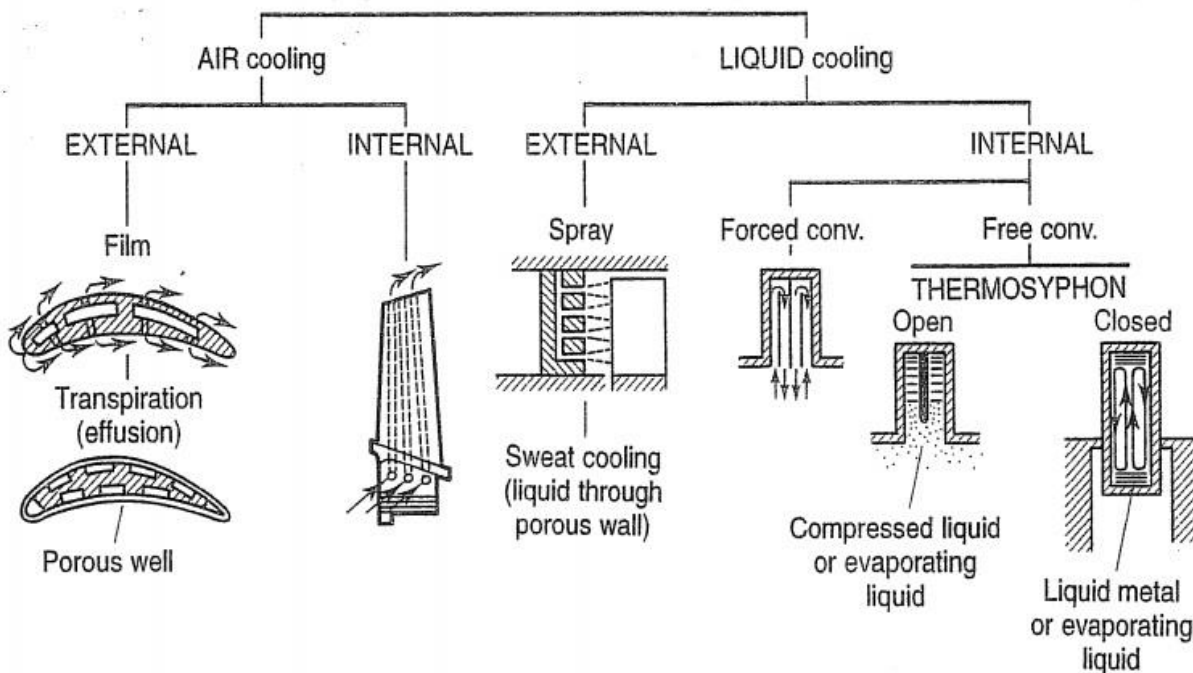
در این حالت هوا توسط یک کمپرسور به داخل پره‌ها جریان پیدا کرده، از ریشه تا نوک پره‌ها

جریان می‌یابد و سپس از نوک پره‌ها خارج و به جریان اصلی داخل توربین می‌پیوندد.



۲- خنک کردن خارجی: شکل (۲-۵) نمونه‌ای از خنک کردن خارجی را نشان می‌دهد. در شکل (۲-۵) هوا در داخل پره‌ها از ریشه به طرف نوک پره‌ها جریان دارد و از طریق سوراخ‌های ریزی به قطر  $0.5\text{mm}$ ، مطابق شکل، از داخل پره‌ها خارج می‌شود. هوای خروجی از این سوراخ‌ها، یک فیلم باریکی از هوا را در اطراف پره به وجود می‌آورد که مانع رسیدن گاز گرم به سطح پره‌ها می‌شود. در شکل (۲-۶) تمامی دیوار پره از سوراخ‌های ریز تشکیل شده (سطح متخلخل) و مشابه این است که تعداد سوراخ‌های آن را به سمت بی‌نهایت افزایش دهیم. در این حالت نیز فیلم هوا در اطراف پره تشکیل و از گرم شدن بیش از حد پره‌ها جلوگیری می‌کند. خنک کردن پره‌ها به روش خارجی می‌تواند بر جریان اطراف پره‌ها، ضخیم شدن لایه مرزی و یا حتی جدایش جریان تأثیر گذاشته، افت فشار در کسکید پره‌ها را افزایش دهد [۱۸].

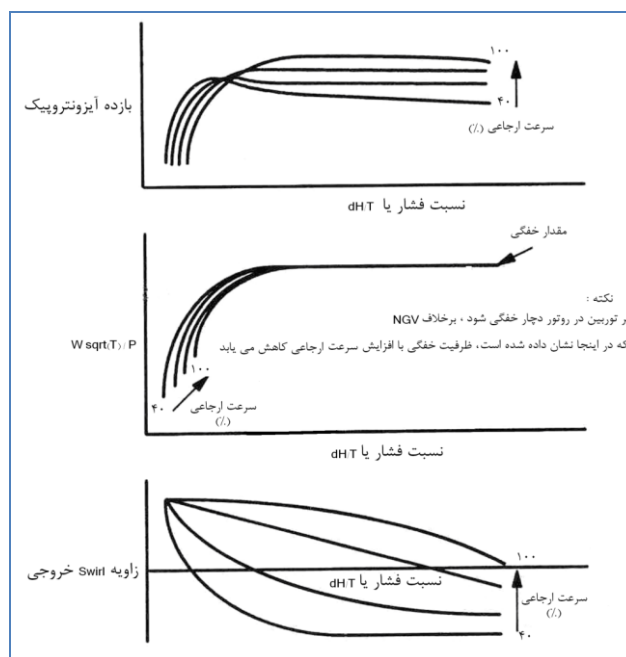
### THE COOLED TURBINE



شکل (۲-۶) سیستم خنک کاری پره‌ها [۱۸]

## ۹-۲ منحنی مشخصه (Map)

اگر ساختار هندسی توربین در شرایط نقطه طراحی ثابت بماند آن وقت منحنی مشخصه توربین را می‌توان برای تمام شرایط خارج از نقطه طراحی به دست آورد. فرم معمول این منحنی‌های مشخصه در شکل (۷-۲) نشان داده شده است. ظرفیت (جریان بی بعد)، بازده و زاویه swirl خروجی بر حسب پارامتر کار ( $\frac{C_p dT}{T}$  یا  $\frac{dH}{T}$ ) در سرعت‌های بی بعد رسم می‌شود. برای هر خط سرعت بی بعد یک دبی جریان حداکثر وجود دارد که جریان بیشتر از آن نمی‌تواند باشد، هر چند که مقدار  $\frac{C_p dT}{T}$  افزایش یابد. این محدوده کاری خفگی نامیده می‌شود. برای منحنی‌های مشخصه که در شکل (۷-۲) نشان داده شده است، مقدار دبی جریان خفگی برای تمام خط‌های سرعت ثابت یکی است. این حالت معمولاً هنگامی که خفگی در NGV ۱ رخ می‌دهد پیش می‌آید. اگر خفگی در روتور رخ دهد در آن صورت این خط‌ها از هم دور می‌شوند و ظرفیت خفگی وقتی که میزان سرعت بی بعد افزایش می‌یابد به آرامی کاهش پیدا می‌کند. این موضوع به دلیل کاهش چگالی در گلوگاه روتور پیش می‌آید.



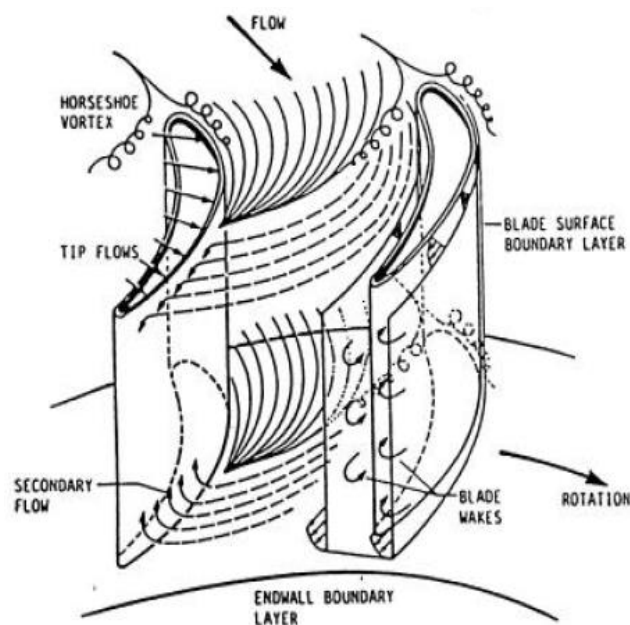
شکل (۷-۲) منحنی‌های مشخصه توربین

<sup>1</sup> Nozzel Guide Vane

نقطه‌ی محدودیت توان یا بار، نقطه‌ای روی منحنی مشخصه است که با افزایش نسبت فشار دیگر هیچ توان اضافی نمی‌توان گرفت. در این وضعیت موج‌های شوکی از گلوگاه روتور به لبه‌ی فرار حرکت می‌کنند و در نتیجه آیرودینامیک آن توسط فشار پایین دست تاثیر نمی‌گیرد.

## ۲-۱۰ افت‌های موجود در توربین جریان محوری

برای فهم بهتر اثرات جریان در شکل (۲-۸) شماتیکی از رفتار واقعی جریان در داخل پره‌های توربین نشان داده شده است [۲۱].



شکل (۲-۸) پدیده‌های جریان میان پره‌های توربین [۲۱]

به خوبی دیده می‌شود که اندرکنش جریان با دیوارها و اثرات متقابل لایه مرزی سطح پره با لایه مرزی دیواره‌های انتهایی و جریان ثانویه ایجاد شده به دلیل گرادیان فشار در لایه مرزی دیواره‌ها، جریان نشستی از لقی نوک پره و گردابه‌های ایجاد شده اطراف پره‌ها، ایجاد شوک در داخل جریان و اندرکنش آن با لایه مرزی از عوامل موثری هستند که رفتار واقعی جریان را کاملاً متمایز از یک رفتار ایده آل توربین می‌نمایند.

علاوه بر پارامترهای جریان که در مطالعه جریان داخل توربین تاثیر گذار هستند، پارامترهای هندسی زیادی نیز هستند که در تغییر خصوصیات جریان در توربین موثر هستند. این پارامترها به دو دسته تقسیم می‌شوند که یک دسته مربوط به پره هستند و دسته دیگر مربوط به مسیر جریان می‌باشند.

پارامترهای مربوط به پره شامل زاویه نصب، تحدب پره، وتر پره، فاصله بین پرها، بیشترین ضخامت پره و زوایای ورودی و خروجی پره می‌باشند.

پارامترهای مربوط به مسیر جریان شامل توزیع شعاعی زاویه نصب، وتر، ضخامت، انحنا، پیچش، خمیدگی، انحراف و نسبت منظری و نیز نسبت پایه به نوک پره، لقی نوک پره، انحنای دیواره‌های پایینی و بالایی، تغییر سطح جریان عبوری و فاصله محوری بین ردیف پرها می‌باشند.

## ۲-۱۰-۱ افت ناشی از لزجت

معمولاً اثر لزجت در توربوماشین‌ها به تنش‌های برشی تولید شده به وسیله‌ی اغتشاش گفته می‌شود. ناحیه‌ای که در آن لزجت بیشترین اثر خود را دارد، لایه مرزی نامیده می‌شود. لزجت سه تاثیر مهم بر جریان داخل توربین دارد که عبارتند از:

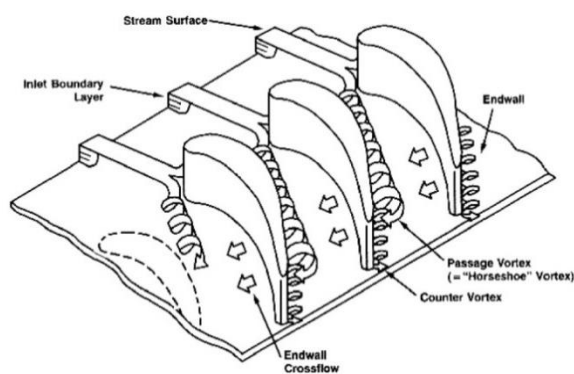
- لزجت سبب انسداد می‌شود. این عامل باعث کاهش سطح جریان موثر می‌شود. که این عامل خود بر ظرفیت انجام کار و جرم عبوری از توربین تاثیر بسزایی دارد.
- لزجت در لایه‌های برشی سبب اتلاف انرژی می‌شود. میزان این افت بر تخمین حداکثر افزایش فشار و میزان انسداد جریان اثر می‌گذارد.
- لایه مرزی بوجود آمده بر اثر لزجت باعث کاهش بارگذاری پره می‌شود و لذا کار منتقل شده از سیال به پره را کاهش می‌دهد.

به علت طبیعت جریان در توربین که گرادیان فشار منفی دارد، افت‌های ناشی از لایه مرزی به-خصوص در بین ردیف پرها بر خلاف کمپرسور که این افت یکی از اصلی‌ترین منشأهای افت است،

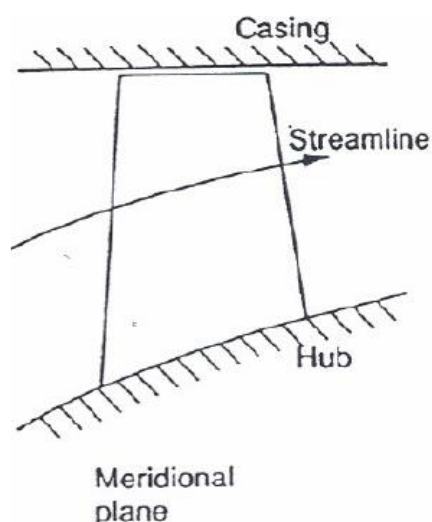
دارای مقدار ناچیزی می باشند که در اکثریت قریب به اتفاق کارهای تحلیلی انجام گرفته بر روی افت‌های توربین از آن صرف نظر شده است [۲۱].

## ۲-۱۰-۲ افت ناشی از جریان ثانویه

یکی از مهمترین پدیده‌های موجود در توربین، جریان ثانویه است. سیوردینگ (۱۹۸۴) و گرگوری اسمیت (۱۹۸۸) در مورد این پدیده مطالعات بسیاری انجام داده‌اند. این پدیده در شکل (۲-۹) و شکل (۲-۱۰) نشان داده شده است [۲۱].



شکل (۲-۹) گردابه‌های موجود در مجرای جریان [۸]



شکل (۲-۱۰) نمای جانبی عبور جریان از پره

وقتی که جریان از گذرگاه منحنی بین پره‌ها عبور می‌کند، به صورت تئوری در تعادل است. ولی ردیف پره باعث ایجاد پروفیل‌های شعاعی غیر یکنواخت سرعت، فشار سکون و آنتالپی سکون می‌شود. این عدم یکنواختی در لایه مرزی دیواره‌های انتهایی بیشتر است. از آنجایی که جریان در لایه مرزی دیواره‌های انتهایی نسبت به جریان اصلی دارای سرعت و انرژی جنبشی کمتری است، عدم تعادلی بین گرادیان فشار عمود بر خطوط جریان و شتاب جانب مرکز به وجود می‌آید که این مسئله باعث می‌شود که جریان در لایه مرزی دیواره‌ی انتهایی به سمت مکش پره حرکت کند. بنابراین یک جریان عرضی ثانویه در محل دیواره‌های انتهایی به وجود می‌آید. همچنین جریان ثانویه باعث ایجاد جریان گردابه‌ای ثانویه می‌شود که در ناحیه‌ی دیواره انتهایی عمل می‌کند.

همان‌طور که در شکل (۲-۱۰) دیده می‌شود، انحنای خط جریان در بالا دست ردیف پره باعث حرکت جریان در راستای گام پره‌ها در لبه ورودی پره‌ها می‌شود که این امر در دیواره‌های انتهایی باعث به وجود آمدن گردابه‌های معکوس یا گردابه‌های نعل اسبی می‌شود. بنابراین دو گردابه مجزا، ولی ناشی از یک پدیده، در سمت مکش پره وجود دارند. این دو گردابه ممکن است در هم ادغام شوند، با هم فعل و انفعالاتی داشته باشند و یا کاملاً مجزا از هم عمل کنند.

لانگستون (۱۹۷۷) مشاهده کرد که گردابه‌های نعل اسبی که در سمت فشار پره به وجود می‌آیند، در نزدیکی سمت مکش پره با گردابه‌های ثانویه ادغام می‌شود. کلین (۱۹۸۶) نشان داد که قسمتی از گردابه‌ی نعل اسبی که در قسمت مکش پره وجود دارد هنگامی که به لبه‌ی انتهایی پره می‌رسد پخش شده و از بین می‌رود.

ایجاد جریان ثانویه و گردابه در توربوماشین‌ها توسط لاکشمینارایانا (۱۹۹۶) در تئوری سیال تراکم ناپذیر به تفصیل مورد بررسی قرار گرفته است [۱۷].

## ۲-۱۰-۳ افت پروفیل

افت‌های ناشی از لایه‌های مرزی پره (به همراه جدایش جریان) در سطح پره‌ها و گردابه‌های ناشی

از لزجت و اغتشاش جریان، جزو افت پروفیل طبقه‌بندی می‌شوند. انرژی مکانیکی به خاطر تاثیرات لایه مرزی به گرما تبدیل می‌شود که این عامل سبب افزایش آنتروپی و کاهش فشار سکون می‌شود. علاوه بر این پروفیل‌های غیر یکنواخت سرعت چه در داخل لایه مرزی و چه در گردابه‌ها تحت تاثیر لزجت و اغتشاش به صورت صاف در می‌آیند که این پدیده با افت همراه است. میزان افت پروفیل به سرعت جریان آزاد، زبری سطح پره، عدد رینولدز و سطح پره بیشترین وابستگی را دارد [۲۱].

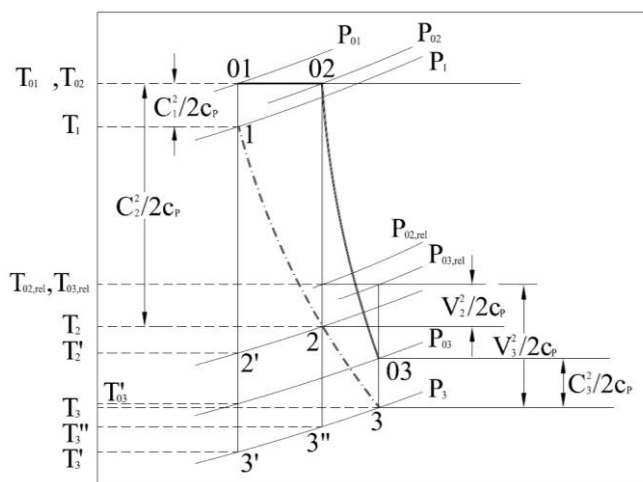
### ۲-۱۰-۴ افت ناشی نوک پره

افت ناشی از عبور جریان از فاصله بین نوک پره و دیواره‌ی انتهایی توربین را افت ناشی نوک پره می‌نامند. بر اثر فاصله‌ای که بین نوک پره و دیواره‌ی انتهایی توربین وجود دارد، و نیز به خاطر اختلاف فشار بین طرف‌های مکش و فشار توربین، جریان از سمت پر فشار پره به سمت کم فشار آن می‌رود. به علت اختلاف زوایا و سرعت‌های جریان ناشی و جریان اصلی در سمت مکش پره، اختلاط این دو جریان باعث افت در توربین می‌شود. علاوه بر این تشکیل گردابه‌های ناشی از جریان ناشی و از بین رفتن آن بر اثر تاثیرات لزجت و اغتشاش جریان، باعث افت می‌شود. از طرفی هیچ تغییری در ممنوم زاویه‌ای جریان ناشی به وجود نمی‌آید، پس جریان ناشی هیچ کاری بر روی پره انجام نمی‌دهد که این مسئله خود یک افت به حساب می‌آید.

مهمترین عواملی که در میزان افت ناشی تاثیر دارند عبارتند از: میزان لقی نوک پره، زاویه برخورد جریان به پره، اختلاف فشار بین سطوح مکش و فشار پره [۲۰]. تلفات فضای خالی سر پره  $C_{D''}$ ، بر اثر عدم موفقیت جریان سر پره در تولید سهمیه کار خود ایجاد می‌شوند و این پدیده به این دلیل است که در حوالی سر پره‌های روتور، به دلیل اختلاف فشار بین دو سطح پره، گاز، خط جریان پیش بینی شده خود را دنبال نمی‌کند و با لایه‌مرزی خارجی دیواره برخورد می‌نماید. تلفات فضای خالی سر پره با رابطه‌ی  $C_{D''} \sim B\left(\frac{k}{h}\right)$  زیر بیان می‌شود. که در آن  $k$  میزان فضای خالی سر پره،  $h$  طول پره و  $B$  مقدار ثابتی که برای فضای خالی شعاعی برابر ۰/۵ و برای پره‌های با محافظ و فضای خالی جانبی برابر ۰/۲۵ است.

## ۲-۱۰-۵ ضرائب تلفات پره‌ها

جهت محاسبه‌ی تلفات به وجود آمده در ردیف پره‌ها دو پارامتر اصلی به ترتیب بر اساس افت درجه حرارت و افت فشار، مورد استفاده قرار می‌گیرند. این پارامترها با توجه به فرآیندهای رسم شده در شکل ۱۱-۲ تشریح می‌شوند.



شکل (۱۱-۲) دیاگرام T-S برای یک طبقه عکس‌العملی توربین [۲۲]

خطوط پر حالت سکون و خط نقطه حالت استاتیک را نشان می‌دهد. با توجه به شکل مشاهده می‌شود که سبب آن که هیچ کاری در شیبورها انجام نمی‌شود  $T_{01}$  برابر با  $T_{02}$  است. قسمت کوتاه افقی با خط پر نشان دهنده افت فشار سکون  $P_{01} - P_{02}$  در اثر اصطکاک در پره‌های استاتور می‌باشد. گاز در حالت ایده آل از درجه حرارت  $T_{01}$  تا  $T_2$  منبسط می‌گردد. اما در اثر اصطکاک، درجه حرارت در خروج از استاتور برابر  $T_2$  خواهد بود که کمی بیشتر از  $T_2$  است. ضریب تلفات برای پره‌های استاتور به دو صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\lambda_s = \frac{T_2 - T_2'}{C_1^2 / 2C_p} \quad (۷-۲)$$

$$Y_s = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{01} - P_2} \quad (۸-۲)$$



باقی انبساط که در پره‌های روتور رخ می‌دهد، فشار را تا  $P_7$  کاهش خواهد داد. چنانچه انبساط فقط در روتور ایزنتروپیک باشد دمای گاز به  $T_{70}$  و اگر انبساط کل طبقه ایزنتروپیک باشد، دمای گاز به  $T_{70}$  خواهد رسید. انبساط همراه با اصطکاک نیز درجه حرارت  $T_7$  را تولید خواهد کرد. تلفات پره‌های روتور با روابط زیر بیان می‌شوند:

$$\lambda_R = \frac{T_3 - T_{3''}}{V_3^2 / 2C_p} \quad (9-2)$$

$$Y_R = \frac{P_{02,rel} - P_{03,rel}}{P_{03,rel} - P_3} \quad (1)$$

به دلیل آنکه در مختصات نسبی، هیچ کاری توسط گاز روی پره‌ها انجام نمی‌شود،  $T_{02,rel}$  با  $T_{03,rel}$  برابر است.  $\lambda$  و  $Y$  هر دو بیان‌کننده درصد افت انرژی ناشی از اصطکاک با پره‌ها هستند که باعث افت انتالپی سکون و فشار کلی در عرض پره‌ها می‌شوند و مقادیر آن‌ها با هم تفاوت زیادی ندارند. به عنوان مثال در استاتور  $Y_s = \lambda_s \frac{T_{02}}{T_2}$  است و با توجه به رابطه‌ی زیر

$$T_{02}/T_2 = (1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2) \quad (11-2)$$

حتی اگر عدد ماخ در خروج از پره برابر ۱ باشد،  $\lambda = 0.84Y$  است و بررسی هریک از ضرائب تلفات، کفایت می‌کند [۲۲] و [۲۳].

## ۲-۱۱ دلایل ایجاد انواع عیوب در پره‌ها

بیشتر مسائل طراحی توربین گاز به قسمت توربین مربوط می‌گردد. محیط گرمایی، مخصوصاً در اولین طبقه‌ی توربین و در پره‌های ثابت بسیار شدید است. در خروجی اتاق احتراق متوسط دما معمولاً بیش از  $800^\circ\text{C}$  است و از آنجایی که توزیع دما اغلب غیر یکنواخت می‌باشد، مساله پیچیدگی بیشتری پیدا می‌کند.

تکه‌های داغ که از عدم یکنواختی توزیع درجه حرارت حاصل می‌گردند دمایی تا چند صد درجه بالاتر از دمای ورودی به توربین دارند. در پره‌های متحرک، وضعیت به خاطر مخلوط شدن گازها به آهستگی اصلاح شده و توزیع دما یکنواخت‌تر می‌گردد. با انبساط و خنک‌تر شدن گازها، مساله در طبقات بعدی کاهش می‌یابد. در هر حال تنش زیاد و درجه حرارت بالا، به طور مشترک مشکل جدی در زمینه‌ی مواد به وجود می‌آورند.

علاوه بر دمای خیلی زیاد، مشکل دیگر ارتعاش در قسمت توربین می‌باشد. در نتیجه پره‌های متحرک توربین به طور جداگانه ساخته می‌شوند و به گونه‌ای به دیسک متصل می‌گردند که بتوانند اندکی آزادی حرکت داشته باشند.

مواد به کار رفته در ساخت پره‌های توربین، اساساً شامل سه عنصر آهن، نیکل و کبالت همراه با کروم به عنوان آلیاژ اصلی می‌باشند. چون این مواد تحت تنش و دمای بالایی قرار دارند، مواجه با پدیده‌ی خزش و به عبارت دیگر، تغییر شکل مداوم می‌باشند. اثر خزش باعث می‌گردد تا با گذشت زمان، به طور مرتب فاصله بین سر پره‌های متحرک توربین کمتر گردیده و بالاخره تماس ایجاد شده، آسیب جدی پره‌ها را فراهم می‌سازد. همچنین گرم و خنک شدن تکراری مواد، خواص فیزیکی آنها را متاثر می‌سازد.

تلفات مربوط به قسمت توربین شامل رسوب، خوردگی مکانیکی و خوردگی شیمیایی می‌باشند. برای یک درجه حرارت ورودی توربین، فشار کل و قدرت محوری با افزایش تلفات اجزاء کاهش می‌یابد. عواملی که بیشترین آسیب‌ها را به قطعات توربین وارد می‌کند به شرح زیر می‌باشند:

## ۲-۱۱-۱ خوردگی داغ

خوردگی داغ یا سولفید شدن، یکی از مشکلات اساسی در توربین‌های گازی می‌باشد و در تمام سوپر آلیاژهای به کار رفته در توربین گاز احتراقی حادث می‌گردد و ناشی از اجزای ساختمانی فلزی است که به سختی مورد هجوم گازهای ناشی از احتراق قرار می‌گیرند. آلیاژهایی که در ساخت پره‌های توربین یا قطعات دیگر آن به کار می‌رود، تا اندازه‌ای در مقابل ناخالصی‌های موجود در سوخت و هوا

مقاوم هستند و در صورتی که این مقادیر از حد مجاز بیشتر شوند پدیده خوردگی داغ را به وجود خواهند آورد.

وجود فلزات قلیایی مانند سدیم، به همراه سولفید موجود در سوخت تشکیل سولفات‌های خورنده می‌دهد. این خوردگی که از سطح قطعه شروع می‌شود موجب تهی شدن لایه‌های زیرین از کرم و جایگزینی آن با اکسیدهای پرمغذ و غیر چسبنده با نقطه ذوب پائین می‌شود که عملاً بر اثر ورود در مرزخانه‌ها باعث به وجود آمدن ترک می‌شوند. آثار این نوع خوردگی با چشم قابل رویت بوده و معمولاً یک رنگ سبز در روی قطعه نشان دهنده آن می‌باشد.

بر اثر خوردگی و ایجاد ترک ممکن است استحکام پره کم شده و منجر به شکست آن شود. شایان ذکر است که در حادثه‌ی شکست پره در تعدادی از واحدهای نیروگاه ری، اولین ترک‌ها از خوردگی داغ به وجود آمده و بر اثر تنش‌های حرارتی و مکانیکی، این ترک‌ها رشد کرده و نهایتاً به لحاظ کم شدن استحکام پره، موجب شکست آن شده است.

## ۲-۱۱-۲ سائیدگی

سائیدگی سطح پره‌ها به ذرات ریز سخت جامد موجود در هوا مربوط می‌شوند که از طریق کمپرسور وارد توربین می‌شوند یا اینکه در داخل سوخت بشکل شن و زنگ داخل لوله‌های سوخت باشند. سائیدگی موجب افزایش زبری سطح پره شده و باعث خراب کردن سطح پره می‌شود و می‌تواند لایه‌های محافظت کننده پره‌ها در مقابل خوردگی را از بین برده و در آن‌ها خوردگی داغ شروع شود [۲۲] و [۲۳].

## ۲-۱۱-۳ رسوب و جرم گرفتگی پره‌ها

ذرات موجود در گاز که جرم کافی دارند می‌توانند از مسیر جریان خارج و وارد لایه مرزی شوند و

با سطح پره برخورد کنند. ذراتی که سبک ترند وارد ادی‌های جریان مغشوش می‌شوند و با آن‌ها به سطوح پره یا دیواره‌های توربین می‌رسند [۱۲].

ساییدگی پرها عمدتاً به ذرات بزرگتر از ده میکرون موجود در هوا نسبت داده می‌شود و ذرات زیر ده میکرون باعث کثیف شدن و جرم‌گرفتگی پرها می‌گردند و به تبع آن با افزایش جرم‌گرفتگی، شکل آیرودینامیکی گذرگاه مابین پرها تغییر یافته و از گذر جرمی هوا، نسبت فشار و قدرت خروجی برای یک دمای ورود-خروج معین کاسته می‌شود. تجمع و به هم چسبیدن ذرات یا مواد حاصل از خوردگی در سطوح لقی باعث قفل شدن ریشه پره‌های متحرک توربین می‌شود که این موضوع منجر به محدود شدن پره در مقابله با تنش‌ها و عواقب ناشی از ارتعاشات می‌شود.

وجود جرم‌گرفتگی در پرها تا حدی به نوع سوخت مورد استفاده نیز بستگی دارد. به عنوان مثال، نفت خام در هنگام سوختن از خود نوعی خاکستر به جا می‌گذارد که ایجاد رسوب‌های سنگینی روی اجزای موجود در مسیر گاز داغ توربین می‌نماید.

## ۲-۱۱-۴ سایش سر پرها

این اشکال می‌تواند از عوامل متعددی به وجود بیاید. در زمان راه‌اندازی در توربین بر اثر پاسخ سریعی که پرها و سیل‌های آب بندی سر پره‌ها به درجه حرارت نشان می‌دهند و به علاوه رشد طول بر اثر نیروی گریز از مرکز، لقی سر پرها خیلی سریع کم شده و باعث سایش سر پرها می‌شود. مسئله اعوجاج پوسته هم می‌تواند موجب سایش سر پرها بشود. همچنین اگر روتور و پوسته هم محور نباشند، این مشکل به وجود خواهد آمد. از دیگر عوامل مشاهده شده قطعات کوچکی بوده‌اند که از اطاق‌های احتراق کنده شده و در لابلای سیل‌های آب بندی سر پرها گیر کرده‌اند و بر اثر چرخش روتور و تماس سر پرها با آن‌ها سایش ایجاد شده است.

## ۲-۱۱-۵ ترک‌های ناشی از خستگی حرارتی، سوختن پرها

خستگی حرارتی که بر اثر تنش‌ها و کشش‌های سیکلی روی پره به وجود می‌آیند به لحاظ پخش غیر یکنواخت درجه حرارت روی ایرفویل پره می‌باشد. تغییرات سریع درجه حرارت در راه اندازی و توقف دستگاه رخ می‌دهد. قسمت‌های لاغر پره یعنی لبه‌ی فرار پره خیلی سریع‌تر از قسمت ضخیم آن از درجه حرارت گاز متابعت خواهند نمود و لذا خستگی حرارتی بیشتر در این نواحی رخ می‌دهد. تنش‌های حرارتی خیلی بیشتر از تنش‌های مکانیکی می‌تواند ماده را به ناحیه پلاستیک ببرند. ترک‌های ناشی از خستگی حرارتی بین مرزدانه‌ای بوده و اکثراً به صورت شکاف می‌باشند که از همین ناحیه هم اکسید شده و در ضمن بازدیدها به راحتی قابل مشاهده می‌باشند. در صورتی که مقدار سوخت بگونه‌ای باشد که شعله تا قسمت توربین امتداد پیدا کند موجب سوختن پره‌ها خواهد شد. این نوع حوادث بر اثر خرابی نازل‌های سوخت به وجود می‌آید.

### ۲-۱۱-۶ ترک‌های ناشی از ارتعاش پره

هر ماشین دوار تولید ارتعاشات پیچیده و مداوم می‌نماید. پره‌های توربین گاز عموماً می‌توانند در سه جهت ارتعاش کنند. ۱- جهت چرخش توربین (مماسی) ۲- جهت عبور جریان گاز داغ (محوری) ۳- در جهتی که گاز داغ از کانال بین دو پره عبور می‌کند (پیچشی). منابع زیادی برای تحریک شدید ارتعاش پره وجود دارد:

- نصب غیر صحیح نازل‌های سوخت محفظه‌های احتراق و قطعات انتقال دهنده گاز داغ
- هرگونه تغییر شکل رینگ نازل‌ها (پره‌های ثابت) از حالت دایره‌ای
- خمیدگی محور بر اثر سرد شدن ناهمگن
- احتراق نامساوی در اطاق‌های احتراق
- اختلاف در لقی سر پره‌ها

ارتعاشات شدید پره منجر به ایجاد ترک در آن می‌شود، ترک‌های ناشی از ارتعاشات از نوع دانه‌ای بوده و بدون شکاف و بطور مستقیم می‌باشد و شناخت آن نیاز به مهارت دارد.

## ۲-۱۱-۷ خسارات ناشی از برخورد قطعات آزاد

اشیائی که از قسمت‌های مختلف کنده و یا شکسته شده‌اند در برخورد با پره‌ها و قطعات دیگر توربین بسته به جرمشان می‌توانند آسیب‌های جزئی تا شکست کامل را به وجود آورند. شایان ذکر است که مقدار و اندازه‌ی مجاز هر یک از خساراتی که به آن‌ها اشاره شد در جزوات و دستورالعمل‌های تعمیراتی وجود دارد [۲۲] و [۲۳].

## فصل ۳.

تورین  $E^3$

## ۳-۱ مقدمه

توربین  $E^3$  (Energy Efficient Engine) یک توربین محوری دو طبقه، ساخت شرکت جنرال الکتریک و مؤسسه NASA می‌باشد و در صنایع هوا و فضا کاربرد دارد. هدف برنامه‌های انجام شده جنرال الکتریک و NASA توسعه‌ی تکنولوژی، به جهت بهبود بازدهی سیستم‌های محرکه برای هواپیمای تجاری مادون صوت بود که در ژانویه ۱۹۷۸ انجام شد.

## ۳-۲ شرح توربین

هندسه‌ی مسیر جریان توربین و تعداد ایرفویل‌های هر طبقه، از طراحی مقدماتی و مطالعات انجام شده تعیین شده است. جزئیات این مطالعات در مرجع [۲۱] موجود است. خلاصه‌ای از پارامترهای نقطه‌ی طراحی در جدول (۳-۱) ارائه شده است.

جدول (۳-۱) پارامترهای نقطه طراحی تجهیزات توربین دو طبقه آزمایشگاهی [۲۴]

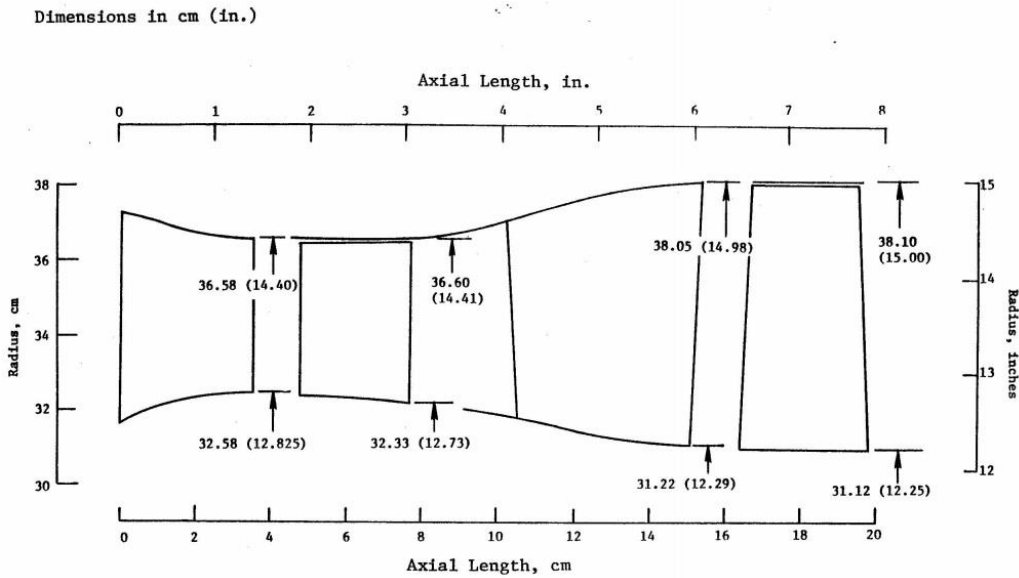
مشخصه	کمیت
نسبت فشار کل ورودی به فشار استاتیک خروجی	۵/۵۵
دور روتور در نقطه‌ی طراحی	۸۲۸۳ rpm
تعداد پره‌های ردیف استاتور اول	۴۶
تعداد پره‌های ردیف استاتور دوم	۴۸
تعداد پره‌های ردیف روتور اول	۷۶
تعداد پره‌های ردیف روتور دوم	۷۰
لقی نوک پره‌ی روتور اول	۰/۰۴۲۷ cm
لقی نوک پره‌ی روتور دوم	۰/۰۴۱۸۸ cm
دمای کل ورودی	۱۲۷۷°R
فشار کل ورودی	۵۰ psi
فشار استاتیک خروجی	۹/۰۰۹ psi



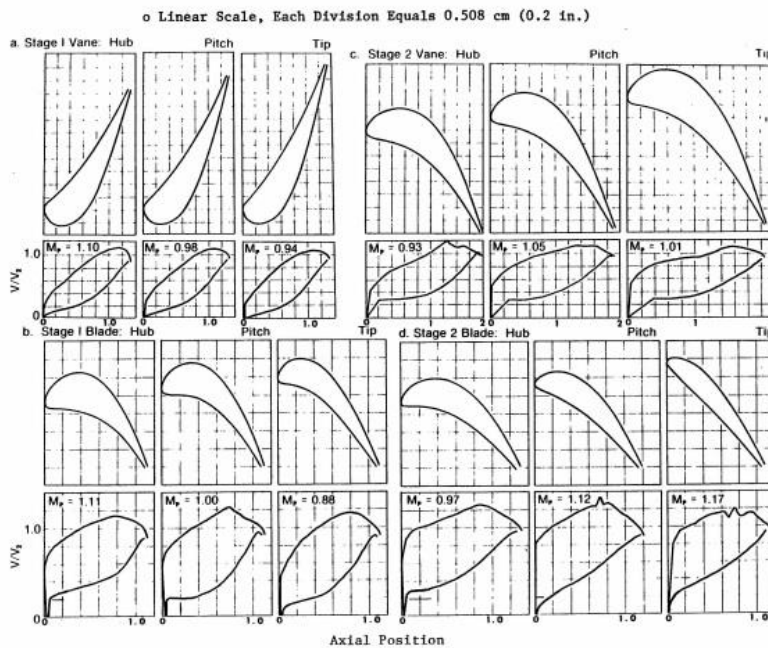
مسیر جریان داغ نهایی نیز در شکل (۱-۳) نشان داده شده است.

کانتورها و توزیع سرعت ایرفویل در شکل (۲-۳) نشان داده شده است. داده‌های مختصات

ایرفویل‌ها در پیوست A بیان شده است.



شکل (۱-۳) مسیر جریان آیرودینامیکی توربین فشار بالای  $E^3$  [۲۴]

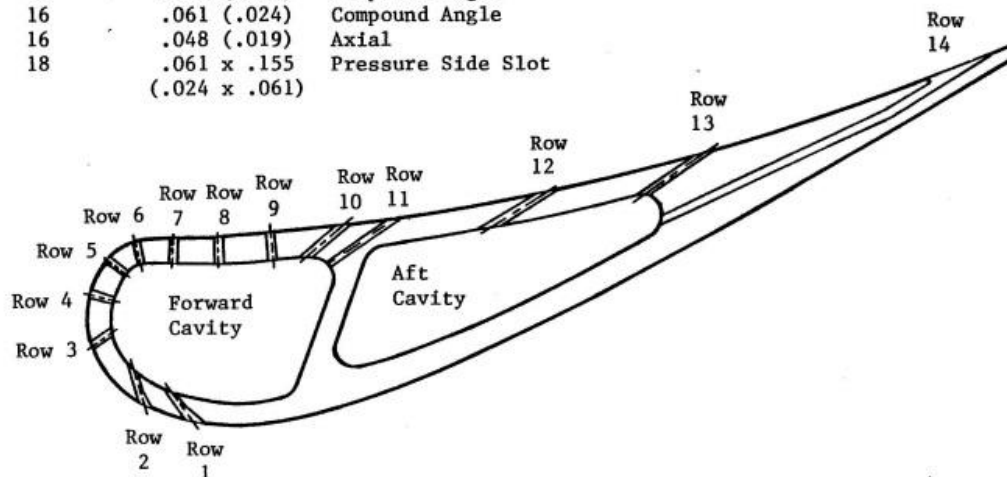


شکل (۲-۳) توزیع سرعت و شکل ایرفویل نهایی با پیک عدد ما مشخص شده [۲۴]

سوراخ‌های خنک‌کاری ایرفویل برای پره‌ی استاتور طبقه‌ی اول در شکل (۳-۳) نشان داده شده

است.

Row	Number of Holes	Hole Diameter cm (in.)	Type
1	22	.061 (.024)	Axial, Shaped
2	23	.061 (.024)	Axial, Shaped
3	12	.048 (.019)	Radial
4	12	.048 (.019)	Radial
5	12	.048 (.019)	Radial
6	12	.048 (.019)	Radial
7	12	.048 (.019)	Radial
8	12	.048 (.019)	Radial
9	12	.048 (.019)	Radial
10	20	.036 (.014)	Compound Angle
11	19	.061 (.024)	Compound Angle
12	16	.061 (.024)	Compound Angle
13	16	.048 (.019)	Axial
14	18	.061 x .155 (.024 x .061)	Pressure Side Slot



شکل (۳-۳) تعریف سوراخ خنک‌کاری پره استاتور طبقه اول [۲۱]

یک تصویر از مقطع نازل آزمایشگاهی در شکل (۴-۳) نشان داده شده است که سوراخ‌های خنک‌

کاری برای پره مبنا مشهود است. تعریف سوراخ‌های خنک‌کاری نازل طبقه اول در شکل (۵-۳) و (۳-۳)

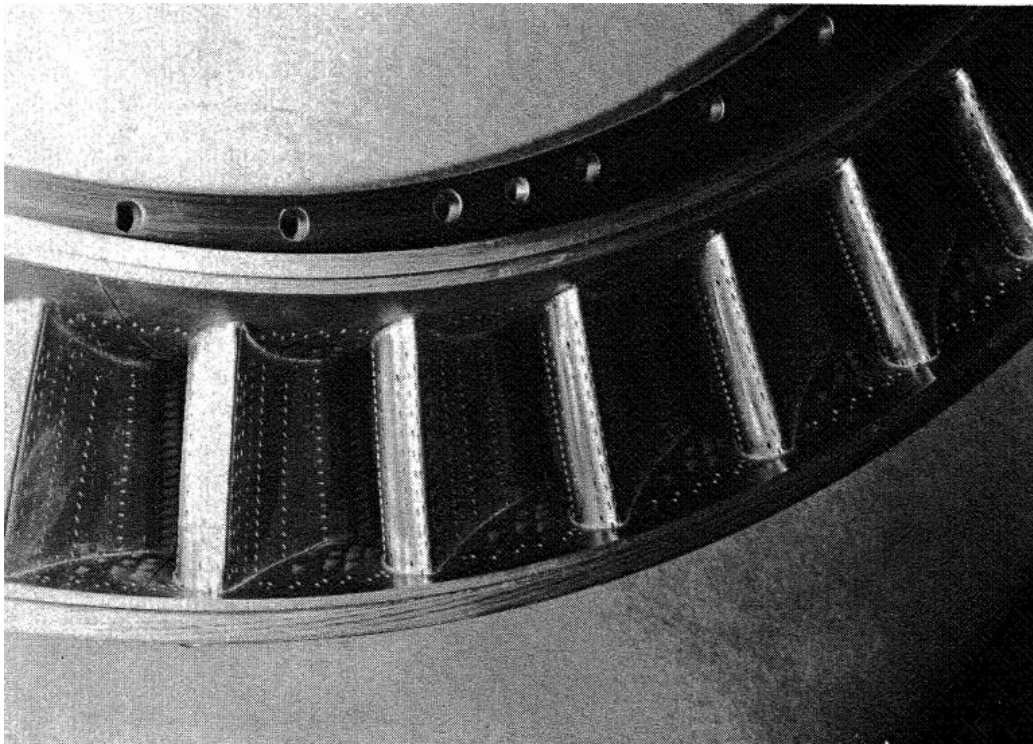
(۶) برای نوار داخلی و خارجی نشان داده شده است.

تعریف سوراخ‌های خنک‌کاری پره‌ی روتور طبقه‌ی اول در شکل (۷-۳) نشان داده شده است.

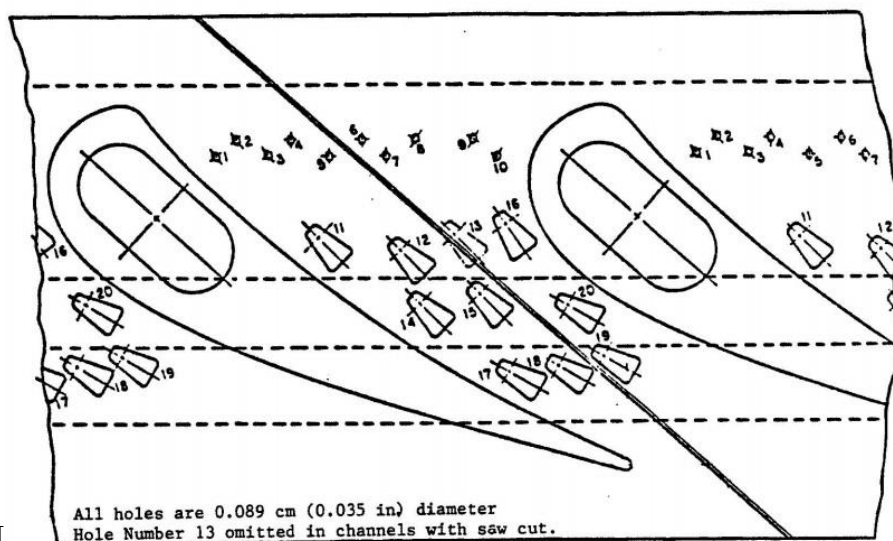
تصویر پره‌ی روتور که این سوراخ‌ها را نشان می‌دهد در شکل (۸-۳) یافت می‌شود. هندسه‌ی خنک-

کاری پره‌ی استاتور طبقه دوم در شکل (۹-۳) شرح داده شده است.

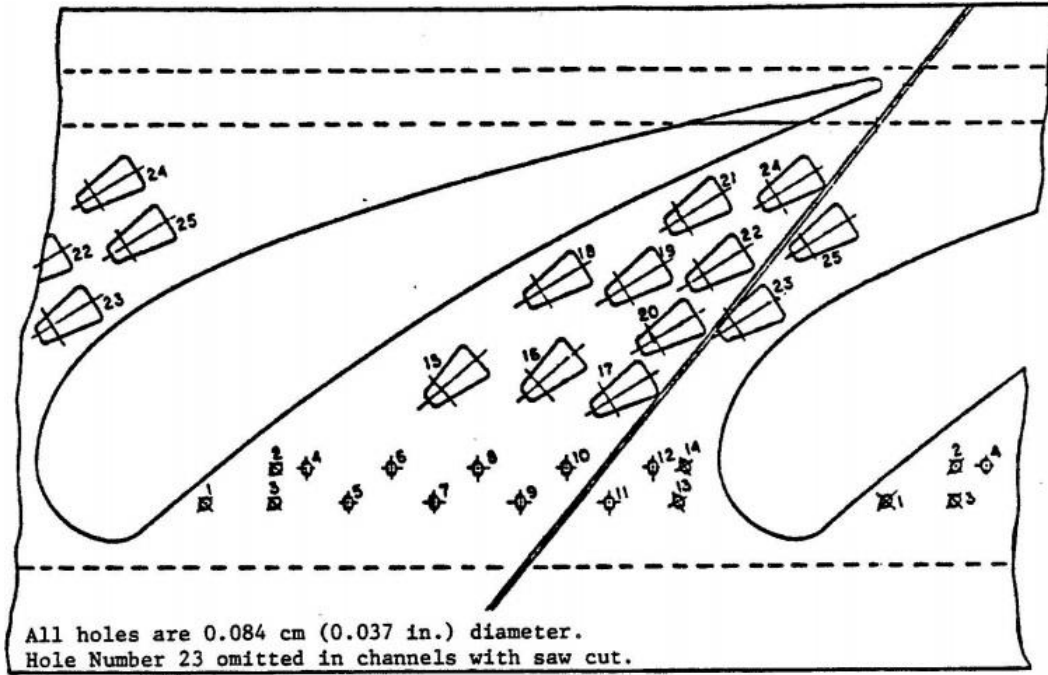
شکل (۳-۱۰) ترتیب سوراخ‌ها و شیارهای خنک کاری لبه فرار را نشان می‌دهد. هندسه سوراخ خنک کاری برای پره روتور طبقه دوم در شکل (۳-۱۱) موجود است. تصویر پره روتور که دو شکاف سطح پر فشار را نشان می‌دهد در شکل (۳-۸) موجود است. هندسه سوراخ‌های خنک کاری برای



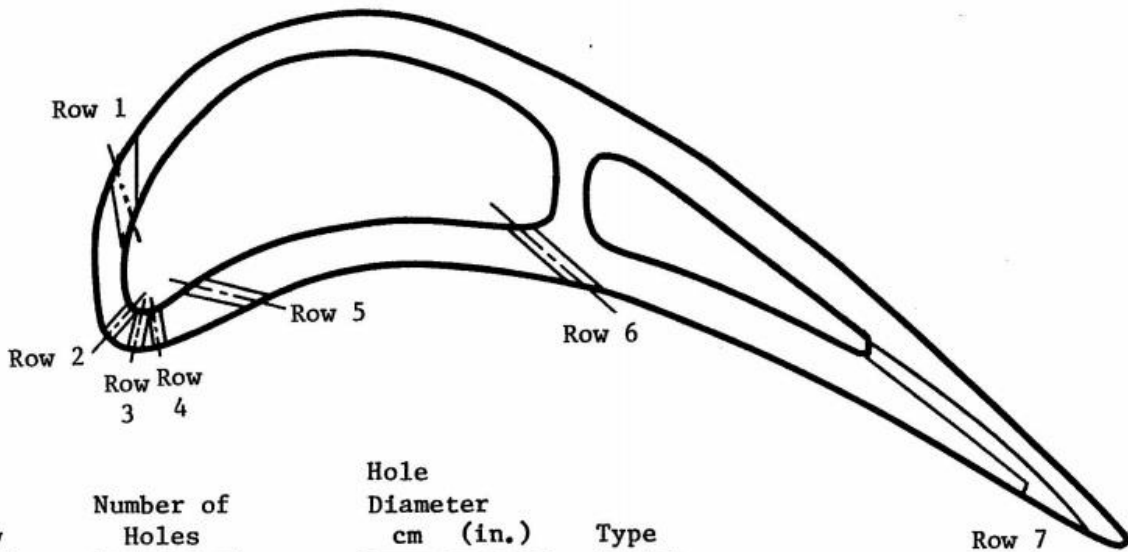
شکل (۳-۴) نازل طبقه اول با پره مبنا نشان دهنده سوراخ‌های خنک کاری [۲۴]



شکل (۳-۵) تعریف سوراخ خنک کاری نوار داخلی نازل طبقه اول [۲۴]

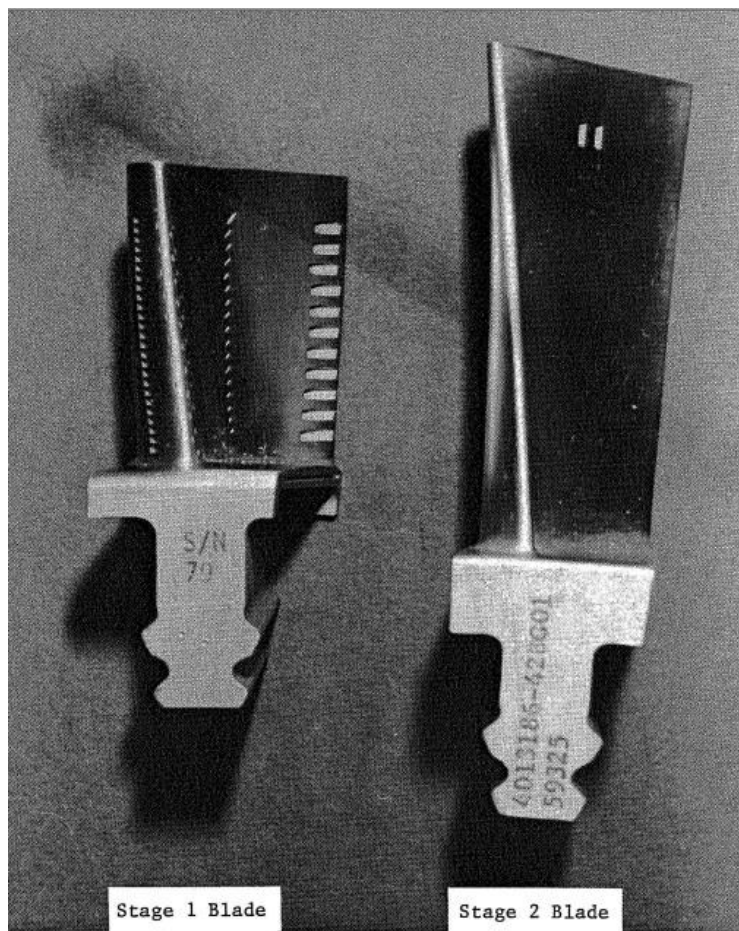


شکل (۳-۶) تعریف سوراخ خنک کاری نوار بیرونی نازل طبقه اول [۲۴]



Row	Number of Holes	Hole Diameter cm (in.)	Type
1	25	.036 (.014)	Axial, Shaped
2	11	.036 (.014)	Radial
3	10	.036 (.014)	Radial
4	11	.036 (.014)	Radial
5	22	.036 (.014)	Axial
6	17	.036 (.014)	Compound Angle
7	11	.048 x .152 (.019 x .060)	Pressure Side Slot

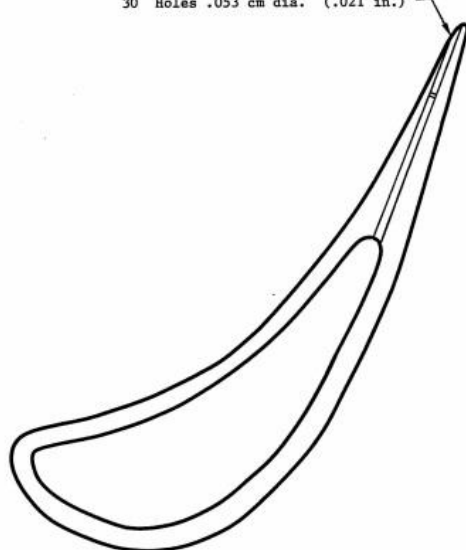
شکل (۳-۷) تعریف سوراخ کاری پره روتور طبقه اول [۲۴]



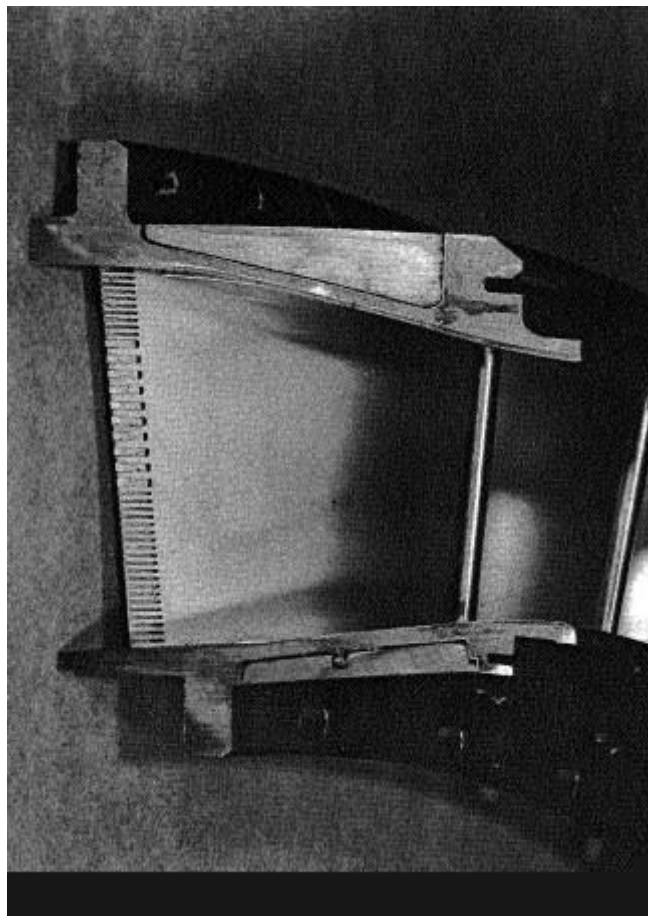
شکل (۳-۸) پره روتور طبقه اول و دوم [۲۴]

Trailing Edge Pressure Side Cooling Holes

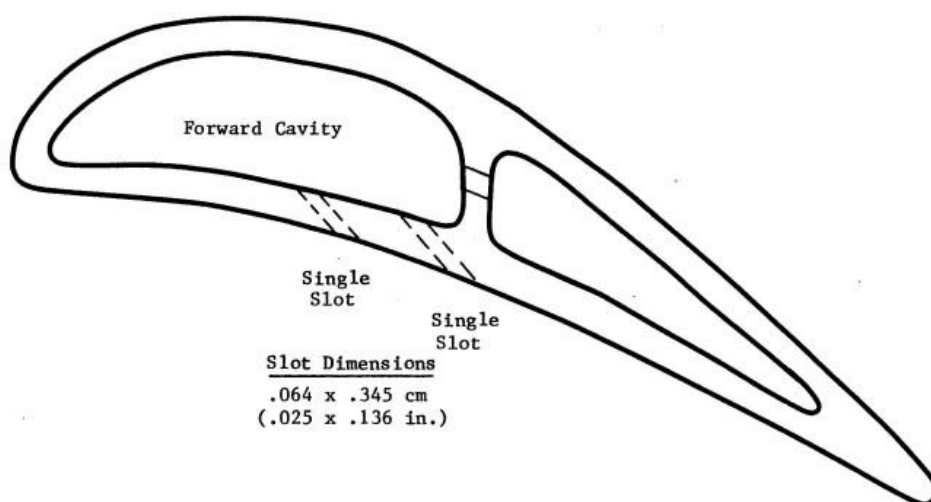
- 10 Slots .048 x .152 cm (.019 x .060 in.)
- 30 Holes .053 cm dia. (.021 in.)



شکل (۳-۹) تعریف سوراخ خنک کاری پره نازل طبقه دوم [۲۴]



شکل (۳-۱۰) سوراخ خنک‌کاری لبه فرار نازل طبقه دوم [۲۴]



شکل (۳-۱۱) تعریف سوراخ خنک‌کاری پره روتور طبقه دوم [۲۴]

تجهیزات توربین هوا و ایرفویل کسکید حلقوی باطراحی موتور تطبیق شده است. جزئیات طراحی در مرجع [۲۴] موجود است. در نقطه‌ی طراحی دما و فشار جریان خنک‌کاری مطابق جدول (۲-۳) می‌باشد.

جدول (۲-۳) دما و فشار جریان خنک‌کاری [۲۴]

	<u>stator, stage 1</u>	rotor, stage 1	stator, stage 2	rotor, stage 2
$P_c$	$3.4835 \times 10^5 Pa$	$3.466 \times 10^5 Pa$	$1.63267 \times 10^5 Pa$	$3.466 \times 10^5 Pa$
$T_{T,c}$	352K	344K	300K	344K
$W_c$	1.254 kg/sec	0.477 kg/sec	0.28 kg/sec	0.109 kg/sec

## فصل ۴.

### تحلیل جریان و

### شبیه‌سازی توربین



## ۴-۱ مقدمه

توربین و کمپرسور از اجزای مهم توربین گاز می‌باشند و با توجه به تاثیر به‌سزای عمل کرد آن‌ها بر کارایی سیستم، تحلیل عمل‌کردشان از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. روش‌هایی با هزینه‌های محاسباتی و دقت‌های مختلف برای شبیه‌سازی توربوماشین‌ها وجود دارد. هر یک از این روش‌ها موارد کاربردی خاص خود را دارند. به‌طور مثال برای مواردی که زمان مهم نبوده و هدف تحلیل و شبیه‌سازی پدیده‌های مختلف جریان سیال در توربین یا کمپرسور باشد روش‌های سطح بالاتر و در مواردی مانند تحلیل سیکلی یا بررسی اثرات ناپایداری از مدل‌های سطح پایین‌تر که هزینه‌ی محاسباتی کمتری دارند استفاده می‌شود.

## ۴-۲ معادلات حاکم، جهت تحلیل جریان

جهت تحلیل رفتار جریان برای تمام جریان‌ها، معادلات بقای جرم و مُمنتوم حل می‌شود. برای جریان‌های تراکم‌پذیر یا جریان‌های شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز حل می‌گردند. هنگامی که جریان مغشوش باشد باید از معادلات مدل‌سازی اغتشاش استفاده نمود. هدف از مدل‌سازی جریان‌ات آشفته تعیین ترمهائی از قبیل تنش رینولدز، شار جرمی آشفته و یا شار حرارتی آشفته با استفاده از ارتباط دادن مقادیر کمیت‌های مزبور به کمیت‌های جریان متوسط و بالاخص گرادیان‌های موجود در جریان متوسط می‌باشد.

جریان مغشوش دارای ساختاری خاص است و می‌توان بخش‌های زیر را در آن مشاهده نمود:

الف) نوسانات در فشار و سرعت و دما که به عنوان جمله‌ی اضافی به مقادیر متوسط هر خاصیت اضافه می‌شوند.

ب) گردابه‌ها یا بسته‌های سیال با اندازه‌های مختلف که اندازه‌ی آن‌ها به طور پیوسته تغییر می‌کند.

ج) تغییرات اتفاقی در خواص سیال که فرم خاصی دارد و در گردابه‌هایی با سایز کوچک به سمت

صفر می‌رود.

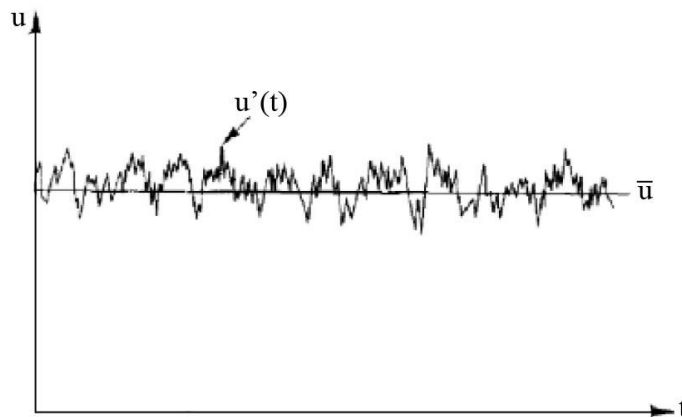
د) حرکت خودنگهدار جریان مغشوش پس از ایجاد می‌تواند با تولید گردابه‌های کوچک و جایگزین کردن آن‌ها به جای گردابه‌هایی که توسط اثرات لزجت از بین رفته‌اند خود را حفظ کند.

ه) مخلوط شدن جریان که توسط حرکت گردابه‌ها در سه بعد انجام و باعث انتشار سریع جرم، ممنتوم و انرژی می‌شود. به همین دلیل انتقال حرارت و اصطکاک در مقایسه با جریان لایه‌ای به شدت بالاست.

در تحلیل استاندارد اغتشاش، از آن‌جا که محاسبه‌ی مقدار واقعی مولفه‌ی سرعت ممکن نیست، مقدار متوسط زمانی خواص از نوسانات آن‌ها جدا می‌شود. نوسان به صورت آن‌چه با کم کردن جریان متوسط از جریان واقعی باقی می‌ماند، تعریف می‌شود. دو مسیر برای تحلیل جریان مغشوش وجود دارد، (۱) بررسی آماری جریان مغشوش و (۲) یک مدل‌سازی نیمه تجربی برای متوسط کمیت‌ها در جریان مغشوش. مسیر اول خواص آماری نوسانات (روابط فرکانسی، روابط فضا-زمان و اثرات متقابل آن‌ها بر یکدیگر) را بررسی می‌کند و مسیر دوم بر روی خواصی از اغتشاش تمرکز می‌کند که در مهندسی کاربرد بیشتری دارند: پروفیل‌های سرعت و دما، اصطکاک و انتقال حرارت دیوار، پارامترهای ضخامت لایه‌ی برشی و پروفیل‌های ریشه متوسط مجذور نوسانات.

گرچه تئوری آماری قابل به‌کارگیری می‌باشد اما محققین بیشتر از مفهوم متوسط گیری زمانی بهره می‌گیرند. با متوسط گیری زمانی از معادلات اساسی حرکت، معادلات رینولدز به دست می‌آیند که شامل هردو کمیت‌های متوسط و نوسانات می‌باشند. با در نظر گرفتن جریان مغشوش تراکم‌ناپذیر با خواص انتقالی ثابت اما دارای نوسانات داریم:

$$\begin{aligned} u &= \bar{u} + u' & P &= \bar{P} + P' \\ v &= \bar{v} + v' & T &= \bar{T} + T' \\ w &= \bar{w} + w' \end{aligned} \quad (۱-۴)$$



شکل (۴-۱) نوسانات سرعت در جریان مغشوش [۲۵]

حتی در جریان‌هایی که سرعت‌های متوسط و فشار فقط در یک یا دو بعد از فضا تغییر می‌کنند، نوسانات آشفته همواره دارای رفتار سه بعدی هستند. اختلاف اساسی بین مشاهدات جریان‌های آرام و آشفته حضور حرکت ادی‌ها در محدوده وسیعی از مقیاس طول در جریان آشفته است. با جایگذاری روابط ۱-۲ در معادلات اساسی، معادلات جریان مغشوش به دست می‌آیند.

#### ۴-۲-۱ معادله بقای جرم

معادله بقای جرم یا پیوستگی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho}' u_i') = 0 \quad (۲-۴)$$

که در آن  $\rho$  چگالی سیال و  $u_i$  مؤلفه‌های سرعت می‌باشد.

#### ۴-۲-۲ معادله اندازه حرکت

معادله اندازه حرکت به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\rho \frac{D\bar{V}}{Dt} + \rho \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_i' u_j') = \rho g - \nabla \bar{P} + \mu \nabla^2 \bar{V} \quad (۳-۴)$$

معادله‌ی ممنتوم یک جمله‌ی اضافی شامل تانسور اینرسی اغتشاش  $\bar{\rho} u_i' u_j'$  دارد که در هیچ

جریان آشفته‌ای قابل صرف‌نظر کردن نمی‌باشد و علت اصلی پیچیدگی‌های تحلیل جریان مغشوش

است. در رابطه‌ی فوق  $p$  فشار متوسط استاتیک و  $\rho g$  نیروی جسمی گرانشی می‌باشد. معادله‌ی (۴-۴) را به صورت زیر نیز می‌توان نوشت:

$$\rho \frac{D\bar{V}}{Dt} = \rho g - \nabla \bar{P} + \nabla \tau_{ij} \quad (۴-۴)$$

رابطه‌ی تانسور تنش به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\tau_{ij} = \tau_{ij, laminar} + \tau_{ij, turbulent} = \left[ \mu \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] - \rho \overline{u'_i u'_j} \quad (۵-۴)$$

از لحاظ ریاضی، جمله‌های اینرسی اغتشاش به گونه‌ای رفتار می‌کنند که سیستم، متشکل از تنش‌های لزجی نیوتونی بعلاوه‌ی یک تانسور تنش اغتشاشی اضافی  $-\rho \overline{u'_i u'_j}$  است که مشخص کننده اثر رفتار ادی‌های آشفتگی بر روی میدان جریان متوسط می‌باشد.

از آن جا که آشفتگی نوعی ناپایداری جریان است که به واسطه‌ی تنش‌های برشی (یا گرادیان‌های سرعت) ایجاد می‌گردد، هر چه تنش برشی قویتر باشد، آشفتگی جریان نیز شدیدتر خواهد بود. تعیین تنش برشی برای جریانات آشفته بسیار حیاتی و درعین حال از دیدگاه محاسباتی کمی پیچیده می‌باشد.

### ۳-۲-۴ معادله‌ی انرژی

معادله‌ی انرژی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\rho C_p \frac{D\bar{T}}{Dt} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left( -k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} + \rho C_p \overline{u'_i T'} \right) + \frac{\mu}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}'_j}{\partial x_i} \right)^2 \quad (۶-۴)$$

ترم  $\rho C_p \overline{u'_i T'}$  همبستگی بین نوسانات سرعت و دما و بیانگر انتقال انتالپی در راستای  $x_i$  و بالعکس است و شار حرارتی آشفته<sup>۱</sup> نامیده می‌شود.

معادلات ۲-۴، ۳-۴ و ۶-۴ اصطلاحاً معادلات RANS<sup>۲</sup> نامیده می‌شوند.

<sup>۱</sup> Turbulent Heat Flux

<sup>۲</sup> Reynolds Average Navier Stokes

## ۴-۲-۴ معادله‌ی انرژی جنبشی اغتشاش

انرژی جنبشی اغتشاش  $K$  و نرخ تغییرات آن توسط روابط زیر تعریف می‌شود:

$$K = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i} = \frac{1}{2} (\overline{u'u'} + \overline{v'v'} + \overline{w'w'}) \quad (۷-۴)$$

$$\frac{DK}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \overline{u'_i \left( \frac{1}{2} u'_j u'_j + \frac{P'}{\rho} \right)} \right] - \overline{u'_i u'_i} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \overline{v u'_j \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right)} \right] - \nu \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right) \quad (۸-۴)$$

این رابطه نشان می‌دهد که نرخ تغییرات انرژی اغتشاش برابر است با انتشار حاصل از جابجایی آن، به علاوه‌ی تولید آن، به علاوه‌ی کار انجام شده توسط تنش‌های لزجی اغتشاش به علاوه‌ی افت انرژی لزجی، به علاوه یافت انرژی ناشی از اغتشاش که با  $\varepsilon$  نشان داده می‌شود.

شدت آشفتگی TI با انرژی جنبشی و سرعت جریان متوسط مرجع  $U_{ref}$  به صورت رابطه ۴-۱۰

مرتبط می‌شود.

$$TI = \frac{\left[ \frac{1}{3} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \right]^{0.5}}{U_{ref}} = \frac{\left[ \frac{2}{3} k \right]^{0.5}}{U_{ref}} \quad (۹-۴)$$

## ۴-۲-۵ معادله‌ی تنش رینولدزی

از رابطه‌ی ۴-۵، تنش‌های اغتشاش یا رینولدزی به فرم  $S_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j}$  می‌باشند. معادله‌ی نرخ

تغییرات تنش رینولدزی عبارت است از:

$$\begin{aligned} \frac{D \overline{u'_i u'_j}}{Dt} = & - \left[ \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_k} + \overline{u'_i u'_k} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_k} \right] - 2\nu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} + \frac{P'}{\rho} \left( \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right) \\ & - \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \overline{u'_i u'_j u'_k} - \nu \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_k} + \frac{P'}{\rho} (\delta_{jk} u'_i + \delta_{ik} u'_j) \right] \end{aligned} \quad (۱۰-۴)$$

این رابطه نشان می‌دهد نرخ تغییرات تنش رینولدزی با تولید تنش، افت انرژی، تاثیرات فشار-

کرنش و انتشار تنش رینولدزی بیان می‌شود.

قابل ذکر است که در حل به روش CFD اغلب از اطلاعاتی در رابطه با میانگین زمانی خواص مثلاً

سرعت‌های متوسط و فشارهای متوسط و تنش‌های متوسط استفاده می‌شود.

### ۳-۴ مدل‌های آشفتگی جریان

#### ۱-۳-۴ مدل‌های بر مبنای روش لزجت گردابه‌ای

در این روش که توسط بوزینسک<sup>۱</sup> مطرح شده، تنش اغتشاش به صورت یک جمله‌ی گرادیانی

انتشار، مشابه با برش مولکولی مدل می‌شود.

$$\tau_{turbulent} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \quad (11-4)$$

برخلاف ویسکوزیته مولکولی  $\mu$  که یک خاصیت از سیال است  $\mu_t$  رابطه‌ای مستقیم و وابستگی

شدیدی به میزان آشفتگی جریان و میدان سرعت دارد و لذا تابع هندسه‌ی مسئله و شرایط جریان

است. در اعداد رینولدز بالا، در تمام و یا بخش عمده‌ای از جریان  $\mu_t \geq \mu$  است.

روش لزجت گردابه‌ای یک روش مستقیم برای بررسی معادله‌ی مُمنتوم است. با وجود دقت قابل

قبول آن، تنها دارای یک نوع خروجی یعنی سرعت و برش اغتشاشی می‌باشد و نمی‌تواند انرژی

اغتشاش یا مولفه‌های نوسانی را محاسبه کند. مدل‌های صفر، یک و دو معادله‌ای با استفاده از این

مفهوم و با افزودن معادلات دیگر ایجاد شده‌اند.

#### ۲-۳-۴ مدل‌های صفر معادله‌ای

مدل صفر معادله‌ای یا مدل طول اختلاطی تنها از روابط و معادلات جبری جهت توصیف رابطه

بین خواص محاسبه شده و یا قابل اندازه‌گیری استفاده می‌کند و لزجت گردابه‌ای، به طور مستقیم در

مُمنتوم به کار برده می‌شود. نظریه طول اختلاطی، فقط برای جریان‌ات نسبتاً ساده نظیر جریان‌ات

برشی نازک و جریان‌ات جت، جریان‌ات ویک و جریان‌ات لایه مرزی تشکیل شده بر روی دیواره خوب کار

<sup>1</sup> J.Boussinesq

می‌کند، چرا که تنها برای این جریانات است که می‌توان  $l_m$  را با روابط تجربی ساده بیان نمود.

#### ۴-۳-۳ مدل‌های یک معادله‌ای

در این مدل یک معادله با استفاده از یکی از دو مقیاس جریان آشفته، یعنی زمان مقیاس جریانات آشفته یا طول مقیاس جریانات آشفته، و یا ترکیبی از آن دو بعلاوه‌ی یک معادله‌ی انتقالی به دست می‌آید. معمولاً از انرژی جنبشی آشفته برای معادله انتقالی استفاده می‌شود.

مدل‌های یک معادله‌ای بخاطر عدم توانایی در وفق دادن خود با تغییرات سریع در مقیاسهای طولی همواره مورد انتقاد قرار داشته‌اند. این تغییرات شدید، بالاخص در تغییرات ناگهانی از جریانات محدود به دیواره به جریانات برشی آزاد (همانند تخلیه یک جت با ابعاد محدود به درون محیطی با ابعاد متناهی نامتناهی نظیر هوای اتمسفر) مشاهده میشوند. از طرفی از نقطه نظر توانایی داخل نمودن اثرات زیر مدل‌ها (مثلاً در مسائل احتراق یا مسائل درگیر با جابجایی آزاد و نیروهای بویانسی) مدل با کمبودهای جدید مواجه است.

#### ۴-۳-۴ مدل‌های دو معادله‌ای

مدلی شامل انرژی جنبشی اغتشاش، به همراه یک مدل برای افت انرژی  $\epsilon$ ، مقیاس طولی اغتشاش  $L$  یا نوسانات چرخش  $\omega$  می‌باشد. مدل‌های دو معادله‌ای به عنوان زیربنای بسیاری از تحقیقات مربوط به مدل‌سازی جریانات آشفته، بالاخص در سالیان اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند. ساده‌ترین مدل‌های کامل آشفته‌گی (که در عین قابلیت‌های بالا، دارای معادلات نسبتاً ساده‌ای نیز می‌باشند) مدل‌های دو معادله‌ای هستند که در آن‌ها حل دو معادله انتقال جداگانه باعث تعیین شدن مقیاس سرعت آشفته‌گی و مقیاس طول آشفته‌گی به طور مستقل می‌شوند.

مهمترین اختلاف بین مدل‌های دو معادله‌ای و سایر مدل‌ها آن است که مدل‌های دو معادله‌ای مدل‌های کاملی می‌باشند یعنی از آن‌ها می‌توان برای پیش‌بینی خواص یک جریان آشفته بدون آگاهی قبلی از ساختار جریان و یا هندسه جریان استفاده نمود در حالی که هم در معادلات صفر معادله‌ای و هم در معادلات یک معادله‌ای، طول مقیاس‌هائی وجود دارد که برای تعیین اندازه آن‌ها، نیاز به

دانستن از قبل رژیم جریان و شکل آن می‌باشد و این امر مدلسازی جریانات آشفته قبل از حل آن‌ها را کمی پیچیده می‌نماید [۲۵] و [۲۶].

برخی مدل‌های آشفته‌گی به قرار زیر می‌باشند:

الف) مدل  $k-\varepsilon$

مدل  $k-\varepsilon$  معروفترین مدل دو معادله‌ای می‌باشد چرا که فهم آن آسان و استفاده از آن در برنامه‌نویسی ساده می‌باشد. در مدل‌های  $k-\varepsilon$  میدان آشفته بر حسب دو متغیر بیان می‌شود.

انرژی جنبشی جریان آشفته

نرخ افت انرژی اغتشاش

ب) مدل  $k-\omega$

یکی از مزایای مدل  $k-\omega$  حل نزدیک دیواره برای محاسبات در اعداد رینولدز پایین می‌باشد. این مدل دارای توابع تعادلی غیر خطی پیچیده‌ی لازم در مدل  $k-\varepsilon$  نیست و دقیق‌تر و قوی‌تر عمل می‌کند. مدل  $k-\varepsilon$  در اعداد رینولدز پایین، معمولاً به دقتی بیش از دقت مورد نیاز مدل  $k-\omega$  نیاز دارد.

ج) مدل BSL  $k-\omega$

به دلیل وابستگی شدید مدل  $k-\omega$  به جریان آزاد، ترکیبی از مدل  $k-\omega$  نزدیک دیواره و مدل  $k-\varepsilon$  در ناحیه‌ی خارجی به وجود آمد. این ترکیب شامل معادلات تبدیل از مدل  $k-\varepsilon$  به  $k-\omega$  بود. به این صورت که مدل اولیه‌ی  $k-\omega$  در تابعی مانند  $F_1$  و مدل  $k-\varepsilon$  در  $1 - F_1$  ضرب می‌شود به طوری که  $F_1$  در نزدیکی دیواره برابر ۱ و در لبه‌ی لایه‌مرزی و بیرون از آن به صفر میل می‌کند.

د) مدل SST

گرچه مدل BSL  $k-\omega$  مزایای دو مدل  $k-\varepsilon$  و  $k-\omega$  را ترکیب می‌کند، اما در پیش‌بینی شرایط جدایش ضعیف عمل می‌کند زیرا هیچ یک از دو مدل، انتقال تنش برشی مغشوش را به شمار نمی‌آورند و این موضوع منجر به پیش‌بینی مقدار بالاتری برای لزجت گردابه‌ای می‌شود. برای رفع این



ضعف‌ها مدل SST<sup>1</sup> ایجاد شده است که بر مبنای مدل  $k-\omega$  و انتقال تنش برشی مغشوش می‌باشد. این مدل برای کسب نهایت دقت در پیش‌بینی آغاز و مقدار جریان جدایی، تحت گرادیان فشار نامساعد طراحی شده است. نتایج محاسبات با این مدل، پیشرفت قابل توجهی را در زمینه‌ی جدایی جریان نشان می‌دهد. کارایی بالای این مدل در تعداد قابل توجهی از مطالعات اعتبارسنجی نشان داده شده است.

مدل SST برای شبیه‌سازی لایه مرزی با دقت بسیار بالا توصیه می‌شود. برای کسب بهترین نتیجه، بهتر است رزولوشن لایه مرزی بیش از ۱۰ نقطه باشد. برای جریان‌های بدون برش، مدل SST همانند مدل  $K-\varepsilon$  می‌باشد. مدل SST برای غلبه بر کمبودهای مدل‌های  $K-\omega$ , BSL  $K-\omega$  ارائه شده، لذا استفاده از مدل SST، پیش از این مدل‌ها توصیه می‌گردد. در این مدل مقادیر توابع  $F_1$  و  $F_2$  با روابط زیر تعریف می‌شوند.

$$\begin{cases} F_1 = \tanh(\arg_1^4) \\ F_2 = \tanh(\arg_2^4) \end{cases} \quad (12-4)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left[ 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (13-4)$$

$$\arg_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho\omega y^2} \right), \frac{4\rho k}{CD_{k\omega} \sigma_{\omega,2} y^2} \right] \quad (14-4)$$

$$\arg_2 = \max \left( \frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho\omega y^2} \right) \quad (15-4)$$

#### ۵-۳-۴ مدل‌های تنش رینولدزی

مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای (مانند مدل‌های  $K-\varepsilon$ ,  $K-\omega$ ) پیش‌بینی نسبتاً خوبی از مشخصات و فیزیک بیشتر جریان‌هایی که در صنعت کاربرد دارند، ارائه می‌نمایند. در جریان‌های سیال در جایی

<sup>1</sup> Shear Stress Transport

که انتقال آشفتگی یا اثرات غیر تعادلی بودن مهم می‌شود، فرض لزجت گردابه‌ای اعتبار خود را از دست می‌دهد و لذا مدل‌هایی که براساس لزجت گردابه‌ای هستند قادر به پیش‌بینی درست جریان نخواهند بود.

برای مدل‌سازی جریان‌های زیر بهتر است از مدل‌های تنش رینولدز استفاده گردد [۲۷]:

- جریان‌های برشی آزاد با حالت غیر ایزوتروپ شدید مانند مولفه‌های چرخشی در جریان‌های چرخشی
- جریان‌های با تغییرات ناگهانی در نرخ متوسط کرنش
- جریان‌های با میدان کرنش پیچیده
- جریان‌های با انحنای خطوط جریان شدید
- جریان ثانویه
- جریان‌های شامل اثرات جاذبه

#### ۴-۳-۶ روش LES<sup>۱</sup> یا گردابه‌های بزرگ اغتشاش

در این روش فرض می‌شود میدان جریان قابل تقسیم به گردابه‌های بزرگتر و کوچکتر است. چون به طور کلی حرکت میدان متاثر از گردابه‌های بزرگ است، ابتدا حرکت گردابه‌های بزرگ به طور مستقل محاسبه می‌شود در عین حال که فرض می‌شود تاثیر متقابل بین گردابه‌های کوچک و بزرگ را می‌توان بر حسب گردابه‌های بزرگ تخمین زد. زیرا بقای انرژی عمدتاً در گردابه‌های بزرگ و اتلاف آن در گردابه‌های کوچک انجام می‌شود. این روش پس از شبیه‌سازی مستقیم عددی، کامل‌ترین مدل است [۲۸].

#### ۴-۳-۷ روش DNS<sup>۲</sup> یا شبیه‌سازی عددی مستقیم اغتشاش

در این روش بدون استفاده از هیچ مدل کمکی معادلات لحظه ای جریان سیال شبیه‌سازی می‌-

<sup>1</sup> Large Eddy Simulation

<sup>2</sup> Direct Numerical Simulation

شود. در صورت امکان، این نوع مدلسازی کاملترین حالت است. اما حجم محاسباتی و حافظه‌ی مورد نیاز برای نگهداری اطلاعات به شدت زیاد می‌باشد [۲۸].

#### ۴-۴ توابع دیوار در جریان مغشوش

از آن‌جا که دیواره‌ها به عنوان منبع اصلی تشکیل گردابه و اغتشاش می‌باشند و در نزدیکی دیواره‌ها کمیت‌هایی چون سرعت دارای گرادیان شدید هستند، مدل کردن صحیح جریان در نزدیکی دیواره‌ها اثر بسیار مهمی بر موفقیت آمیز بودن حل ما دارد. به طور کلی دو نوع راه حل برای مدل کردن ناحیه‌ی نزدیک دیواره وجود دارد. در روش اول ناحیه داخلی که تحت تاثیر ویسکوزیته می‌باشد؛ مستقیماً حل نمی‌شود، بلکه توسط یک سری فرمول نیمه تجربی<sup>۱</sup> و تحلیلی به نام توابع دیوار<sup>۲</sup> حل می‌شود، یعنی ناحیه‌ای که تحت تاثیر ویسکوزیته است توسط توابع دیوار به ناحیه کاملاً مغشوش<sup>۳</sup> مرتبط می‌گردد. توابع دیواره مجموعه‌ای از پروفیل‌های نیمه تجربی می‌باشند و در اصل پلی هستند که مقادیر متغیرهای فیزیکی المان‌های عددی نزدیک دیواره را به مقادیر نظیر بر روی دیواره مرتبط می‌سازند. استفاده از توابع دیواره احتیاج ما را برای تصحیح کردن مدل‌های آشفتگی‌آشفستگی به علت وجود دیواره مرتفع می‌کند.

در روش دوم این مدل‌های آشفتگی هستند که تصحیح می‌شوند تا قادر به حل ناحیه‌ی تاثیر ویسکوزیته باشند، در این روش کل ناحیه تا دیواره مش زده می‌شود که شامل زیر لایه لزج<sup>۴</sup> نیز می‌باشد.

هنگامی که جریان رینولدز بالا باشد می‌توانیم از توابع دیواره استفاده کنیم و در صورتی که جریان دارای رینولدز پایین باشد (سرعت پایین یا ویسکوزیته بالا) در آن هنگام استفاده از توابع دیواره قابل قبول نمی‌باشد و باید از مدل‌های نزدیک دیواره<sup>۵</sup> که در سراسر ناحیه تحت تاثیر ویسکوزیته معتبر

<sup>1</sup> Semi Empirical

<sup>2</sup> Wall function

<sup>3</sup> Fully Turbulent Region

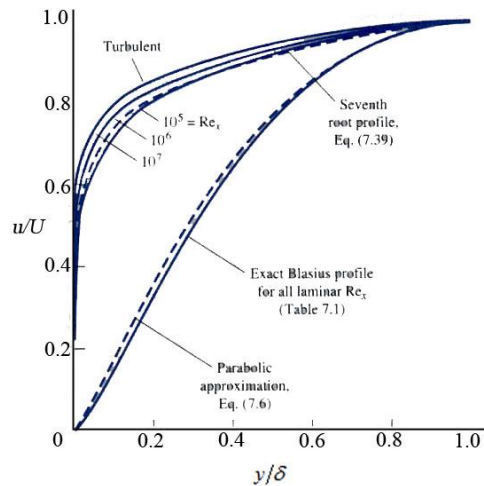
<sup>4</sup> Viscous sub layer

<sup>5</sup> Near wall approach(model)

می‌باشند استفاده کنیم [29].

شکل ۴-۱۳ تعدادی از پروفیل‌های تجربی  $\bar{u}/U_e$  در مقابل  $y/\delta$  را برای گرادیان‌های مختلف

فشار نشان می‌دهد.



شکل (۴-۲) پروفیل‌های سرعت لایه مرزی مغشوش تجربی برای گرادیان‌های فشار مختلف [۲۶]

پروفیل جریان مغشوش شامل یک لایه‌ی داخلی، یک لایه‌ی خارجی به همراه یک لایه‌ی هم-پوشانی این دو ناحیه در وسط می‌باشد. در لایه‌ی داخلی برش لزج (مولکولی)، در لایه‌ی خارجی برش مغشوش (گردابه‌ای)، و در لایه‌ی همپوشانی هر دو نوع برش مهم هستند. لایه‌ی همپوشانی نواحی داخلی و خارجی را به هم متصل می‌کند. تابع لایه‌ی داخلی عبارت است از:

$$\frac{\bar{u}}{U_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln \frac{yU_\tau}{\nu} + B \quad (۱۶-۴)$$

که در آن  $U_\tau$  سرعت اصطکاکی و برابر است با:

$$U_\tau = \left( \frac{\tau_w}{\rho} \right)^{1/2} \quad (۱۷-۴)$$

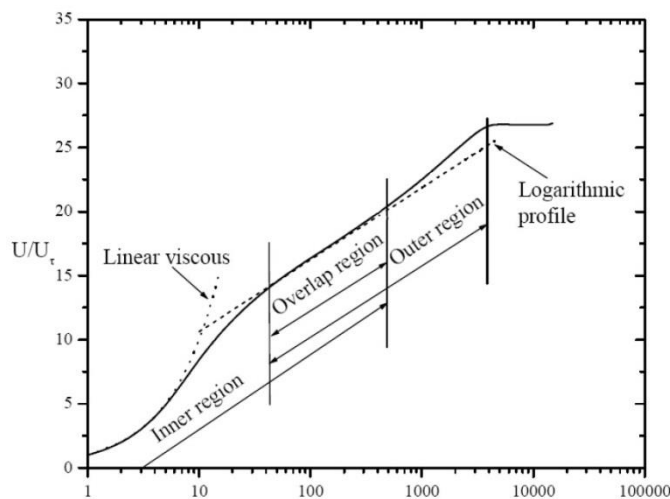
تابع لایه‌ی خارجی عبارت است از:

$$\frac{U_e - \bar{u}}{U_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln \frac{y}{\nu} + A \quad (۱۸-۴)$$

که در آن  $\kappa$  گرادیان فشار،  $\kappa \approx 0.41$  و  $B \approx 5.0$  ثابت‌هایی یکسان برای تمام جریان‌های

مغشوش عبور کننده از روی دیوارهای بدون زبری و  $A$  تابعی از  $\gamma$  می‌باشد [۲۹].

شکل ۳-۲ نواحی مختلف در لایه مرزی مغشوش را نشان می‌دهد.



شکل (۳-۴) نواحی مختلف در لایه مرزی مغشوش [۲۹]

#### ۴-۵ پدیده‌ی زبری و تاثیر آن بر معادلات جریان

زبری سطوح به طور قابل توجهی دارای اشکال پیچیده و متنوعی می‌باشد. به عنوان یک نتیجه کلی غیر ممکن است که بتوان به طور منحصراً هر سطح زبر را توصیف نمود، چرا که هر سطحی شامل تعداد بسیار زیاد و در عین حال طیف متنوعی از "مقیاس‌های زبری" بوده و لذا جهت تعریف شکل زبری‌ها، نیاز به طیف وسیعی از اندازه‌های مقیاس می‌باشد. به علاوه هر شکلی از زبری سطوح، میدان جریان را به شیوه خاص خود مورد تاثیر قرار می‌دهد. این امر بلاخص برای رژیم گذرا که رژیمی ناپایدار است و در آن از نقطه نظر هیدرودینامیکی سطح، نه کاملاً صاف است و نه کاملاً زبر، صادق است.

به‌طور تاریخی اثرات زبری سطح، با استفاده از یک روش تقریبی و با مرجع دادن به نتایج آزمایشی نیکورادزه مدل می‌شود. این عمل با مشخص نمودن هر سطح زبر به کمک یک "زبری ماسه-

ای معادل<sup>۱</sup> که اجازه هم‌خوانی با نتایج نیکورادزه را می‌دهد، صورت می‌گیرد. آزمایشات نشان داده‌اند که این روش در رژیم تماماً زبر<sup>۲</sup>، که در آن پروفیل سرعت وابستگی ضعیفی به جزئیات زبری سطح زبر دارد، موثر واقع شده است. بطور کلی المان‌های زبری به دو دسته‌ی نوع  $k$ <sup>۳</sup> و نوع  $d$ <sup>۴</sup> تقسیم می‌شوند که در نوع  $k$  ترم انتقال زبری فقط تابعی از ارتفاع زبری می‌باشد در حالی که در نوع  $d$  فضای خالی میان المان‌های زبری بسیار کوچک است و ترم انتقال زبری فقط به مقیاس خارجی (مثلاً شعاع لوله) بستگی دارد.

#### ۴-۵-۱ رژیم‌های زبری

شلیختینگ<sup>۵</sup> در سال (۱۹۶۸) و نیکورادزه<sup>۶</sup> در سال (۱۹۳۲) نشان دادند که برای زبری نوع  $k$ ، عدد رینولدز زبری  $k_{eq}^+$  معادل با ذرات ماسه  $k_{eq}^+$  با رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود.

$$k_{eq}^+ = U_{\tau} \frac{k_{eq}}{\nu} \quad (۱۹-۴)$$

که می‌تواند به عنوان یک شناسه برای رژیم مغشوش دیواره زبر مورد استفاده قرار گیرد. در معادله بالا  $U_{\tau}$  سرعت اصطکاکی<sup>۹</sup> و  $\nu$  لزجت سینماتیکی و  $k_{eq}$  برابر با زبری ذرات ماسه است که بر این اساس سه نوع رژیم جریان برای جریان مغشوش نزدیک دیواره به شرح زیر بیان می‌شود:

$$k_{eq}^+ = U_{\tau} \frac{k_{eq}}{\nu} \leq 5 \quad \text{الف) ناحیه‌ی صاف}$$

در این حالت هیچ اثری از زبری بر روی جریان مشاهده نمی‌شود، بدین معنا که ضریب اصطکاک لوله تنها تابعی از عدد رینولدز متوسط جریان است. این رژیم در موقعیت‌هایی مشاهده می‌گردد که

<sup>1</sup> Roughness scales

<sup>2</sup> Fully rough regime

<sup>3</sup>  $k$  type

<sup>4</sup>  $d$  type

<sup>5</sup> Schlichting

<sup>6</sup> Nikuradse

<sup>7</sup> Equivalent sand grain roughness Reynolds number

<sup>8</sup> sand grain equivalent roughness

<sup>9</sup> Friction velocity

اندازه‌ی زبری آن قدر ریز است که برجستگی‌های سطح محدود و در داخل زیر لایه‌ی لزج قرار دارد. بنابراین هرگونه اغتشاشی که در اثر برهم کنش جریان با زبری دیواره حاصل شود، در این ناحیه و به واسطه‌ی اثرات غالب لزجت، جریان میرا می‌شود. این رژیم را از نقطه نظر هیدرودینامیکی یا آیرودینامیکی اصطلاحاً صاف می‌نامند.

$$5 \leq k_{eq}^+ = U_{\tau} \frac{k_{eq}}{\nu} \leq 70 \quad \text{ب) ناحیه‌ی نیمه زبر}$$

در این حالت یک نوع افزایش در مقاومت جریان مشاهده می‌شود، بدین معنا که ضریب اصطکاک هم‌زمان تابعی از عدد رینولدز متوسط و زبری نسبی می‌باشد. همچنین مشاهده شده است که با افزایش مقدار وابستگی ضریب اصطکاک به عدد رینولدز متوسط جریان ضعیف‌تر و وابستگی آن به زبری سطح افزایش خواهد یافت؛ این رژیم را اصطلاحاً رژیم گذرا می‌نامند. این حالت مربوط به مواقعی است که برجستگی عناصر زبری، زیر لایه‌ی لزج را پوشش داده و پسا و مقاومت اضافی ایجاد شده ناشی از این برجستگی‌ها می‌باشد.

$$k_{eq}^+ = U_{\tau} \frac{k_{eq}}{\nu} \geq 70 \quad \text{پ) ناحیه‌ی زبر}$$

در این حالت، افزایش بیشتری در مقاومت در مقابل جریان مشاهده شده و میزان وابستگی ضریب اصطکاک به عدد رینولدز متوسط جریان کاملاً از بین رفته و ضریب اصطکاک کاملاً تابعی از زبری نسبی خواهد شد. این رژیم را اصطلاحاً، رژیم تماماً زبر<sup>۱</sup> می‌نامند و مختص مواقعی است که اندازه برجستگی زبری‌ها، بسیار بزرگ‌تر از زیر لایه‌ی لزج و ناحیه گذرا می‌باشد. در این نوع رژیم‌ها، مقاومت در مقابل جریان عمدتاً به واسطه پسای ناشی از برجستگی زبری‌ها است.

#### ۴-۵-۲ تاثیر زبری بر توابع دیوار

زبری دیوار تاثیر اندکی در جریان لایه‌ای دارد اما در جریان مغشوش، حتی وجود بسیار اندک زبری، زیر لایه‌ی لزج کوچک را از بین می‌برد و شدیداً اصطکاک دیوار را افزایش می‌دهد. لایه‌ی

<sup>۱</sup> Fully Rough

همپوشانی لگاریتمی هنوز وجود دارد اما با افزایش  $K^+$  مرز  $B$  به طور یکنواخت شروع به حرکت به سمت پایین می‌کند و موقعیت موثر دیوار به سمت خارج می‌رود. جهت بررسی این تاثیر بر توابع دیوار ابتدا مقادیر بدون بعد  $u^+$  و  $y^+$  را تعریف می‌کنیم:

$$u^+ = \frac{u}{U_\tau}$$

$$y^+ = \frac{yU_\tau}{\nu} \quad (20-4)$$

چنانچه ارتفاع متوسط زبری  $K$  در نظر گرفته شود با تعریف، قانون دیوار و قانون اصطکاک به ترتیب به صورت زیر خواهد بود:

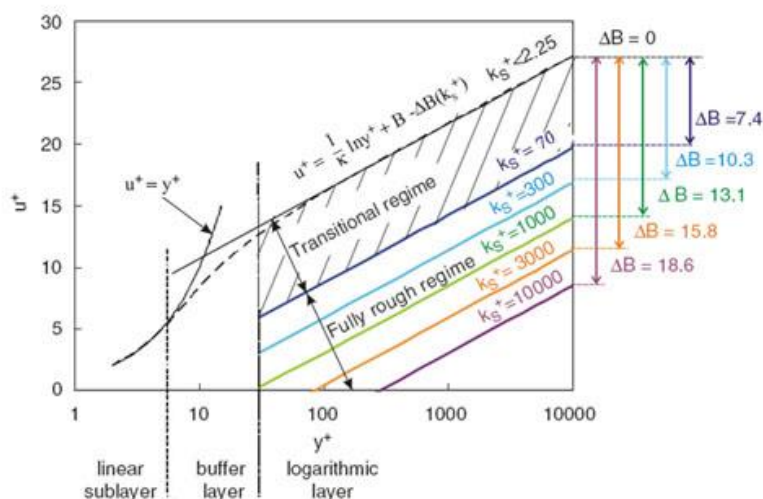
$$u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + B - \Delta B \quad (21-4)$$

$\Delta B$  ترم انتقال زبری است که با نوع زبری (ماسه یکنواخت، مخلوطی از ماسه‌های مختلف، ریسمان‌های نخ و...) تغییر می‌کند. با استفاده از زبری حاصل از دانه‌های ماسه، مقدار آن برابر خواهد بود با:

$$\Delta B = \frac{1}{k} \ln(1 + 0.3k^+) \quad (22-4)$$

$\Delta B$  در نمودار  $u^+ = y^+$  وظیفه‌ی انتقال قسمت خطی پروفیل سرعت متوسط به سمت پایین در ناحیه لگاریتمی را دارد و در حقیقت اثرات زبری را با خود حمل می‌کند. در شکل ۲-۴ یک نمودار که برای هندسه و جریانی مشخص ترم انتقال زبری  $\Delta B$  در آن نمایش داده شده است مشاهده می‌گردد.





شکل (۴-۴) اثر ترم انتقال زبری در نمودار  $u^+ = y^+$  در ناحیه لگاریتمی [۲۹]

#### ۴-۶ روش‌های شبیه‌سازی

##### ۴-۶-۱ شبیه‌سازی صفر بعدی

شبیه‌سازی صفر بعدی پایین‌ترین سطح شبیه‌سازی می‌باشد، در این مدل سطح عمل کرد سیکل به صورت ترمودینامیکی با استفاده از منحنی‌های عمل کردی هر یک از اجزاء (کمپرسور، توربین و محفظه احتراق) شبیه‌سازی می‌شود. جدول (۴-۱) ورودی‌ها و خروجی‌های مدل صفر بعدی را نشان می‌دهد.

جدول (۴-۱) ورودی‌ها و خروجی‌های مدل صفر بعدی

ورودی‌های مدل صفر بعدی	خروجی‌های مدل صفر بعدی
میزان مکش هوا	توان راندمان مصرف سوخت
مصرف سوخت	
دمای شعله	
نسبت فشار	
میزان هوای خنک کاری	
تکنولوژی خنک کاری	

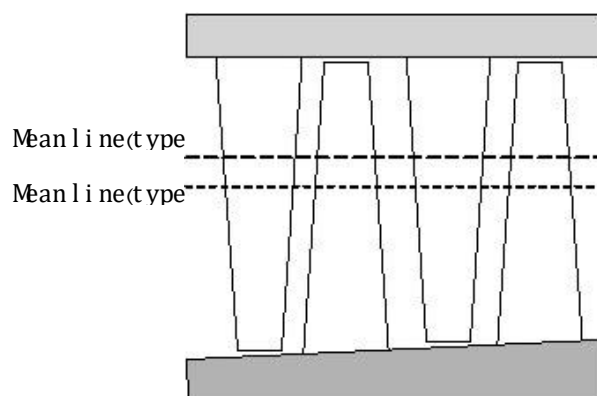
روش صفر بعدی سریع‌ترین روش برای تحلیل عمل‌کرد توربین گاز در شرایط پایا و دینامیکی می‌باشد. با توجه به اینکه روش صفر بعدی بر پایه ترمودینامیک بوده و مستقیم با هندسه توربین در ارتباط نمی‌باشد به یکسری منحنی‌های عمل‌کردی از هر یک از مؤلفه‌ها نیاز دارد، که این مؤلفه‌های عمل‌کردی توسط روش‌های سطح بالاتر تولید می‌شوند.

#### ۴-۶-۲ شبیه‌سازی یک بعدی

در این روش که به روش خط میانی<sup>۱</sup> نیز شناخته می‌شود از تغییرات شعاعی جریان صرف‌نظر کرده و تنها جریان کمپرسور و توربین بر روی یک خط تحت عنوان خط میانی بررسی می‌شود. خط میانی به دو صورت زیر تعریف می‌شود (شکل ۴-۱).

الف- خط میانی خطی است که در هر مقطع محاسباتی میانگین قطر خارجی و داخلی کمپرسور یا توربین است.

ب- خطی است که مساحت هر مقطع از کمپرسور و توربین را نصف می‌کند. در روش یک بعدی زاویه خروجی جریان از پره‌ها توسط روابط تجربی محاسبه می‌شوند.



شکل (۴-۵) شماتیکی از انواع خطوط میانی استفاده شده در روش یک بعدی

جدول ۴-۲ ورودی‌های مورد نیاز و خروجی‌های مدل یک بعدی را نشان می‌دهد. مدل‌های یک

<sup>1</sup> mean line method

بعدی سرعت بسیار زیادی در تحلیل عمل‌کرد توربوماشین‌ها دارند. از این‌رو برای شبیه‌سازی ناپایداری‌های دینامیکی و شبیه‌سازی توربین‌گاز در حالت دینامیکی از این مدل استفاده می‌شود. این مدل علاوه بر سرعت محاسباتی زیاد امکان تحلیل جریان در کل سیستم و تحلیل طبقه به طبقه را نیز می‌دهد. در بسیاری از موارد از روش خط میانی به همراه روابط افت برای محاسبه منحنی عمل-کرد توربین و کمپرسور استفاده می‌شود.

جدول (۴-۲) ورودی‌ها و خروجی‌های مدل یک‌بعدی

ورودی‌های مدل یک بعدی	خروجی‌های مدل یک بعدی
ارتفاع و طول پره‌ها	توان
سرعت‌ها در تمامی ارتفاع پره	راندمان
میزان چرخش پره از ریشه تا نوک	مصرف سوخت
تعداد پره‌ها در هر طبقه	میزان مکش هوا
منحنی عمل‌کردی طبقات	نسبت فشار
منحنی کلی کمپرسور و توربین	میزان هوای خنک کاری
	تحلیل واماندگی در هر طبقه

#### ۴-۶-۳ شبیه‌سازی شبه سه‌بعدی

از آنجایی که در تحلیل عمل‌کرد کمپرسور و توربین‌ها نیاز به تکرارهای بسیاری برای حل جریان وجود دارد لذا باید ابزاری با دقت مناسب و هزینه محاسباتی کم در اختیار داشت. روش‌های یک بعدی و صفر بعدی برای تحلیل توربو ماشین نیاز به منحنی‌های عمل‌کردی کل و طبقات می‌باشد، این روش‌ها به طور مستقیم با هندسه توربوماشین ارتباط ندارند. در روش شبه سه بعدی تنها با معلوم بودن شرایط مرزی و هندسه‌ی توربوماشین می‌توان منحنی‌های عمل‌کردی و الگوی جریان را به دست آورد. منحنی‌های عمل‌کردی به دست آمده از این روش در مدل‌های یک یا صفر بعدی محاسبه می‌شوند.

در روش شبه سه‌بعدی در ابتدا معادلات حاکم بر جریان غیر ویسکوز حل شده و برای تعیین سایر جنبه‌های جریان واقعی از روابط تجربی و نیز مدل‌های مختلف استفاده می‌شود. این روابط و مدل‌ها

شامل مدل‌هایی برای محاسبه افت‌های پروفیل، جریان‌های ثانویه، لایه‌مرزی روی بدنه کمپرسور و نیز افت‌های ناشی از وجود اختلاط و افت لقی نوک پره و ... و نیز مدل‌های توزیع این افت‌ها در طول پره است. روش شبه سه بعدی به سه بخش تقسیم می‌شود.

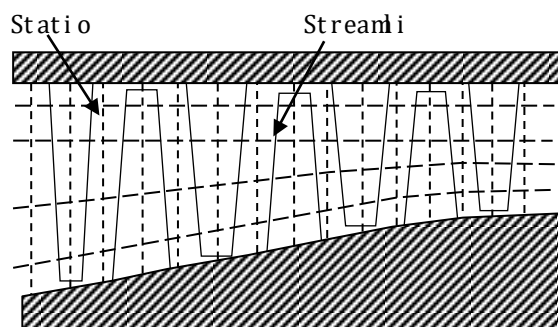
- حل جریان روی صفحات نصف النهاری

- حل جریان روی صفحه بین پره ای

- محاسبه‌ی افت‌ها و تعیین توزیع آنها در امتداد پره و اعمال آن‌ها به حل

شکل ۴-۲ میدان جریان را در روش شبه سه بعدی نشان می‌دهد. در مقایسه با روش یک بعدی

شکل ۴-۱ مشاهده می‌شود که تغییرات جریان در راستای شعاعی نیز در نظر گرفته می‌شود.



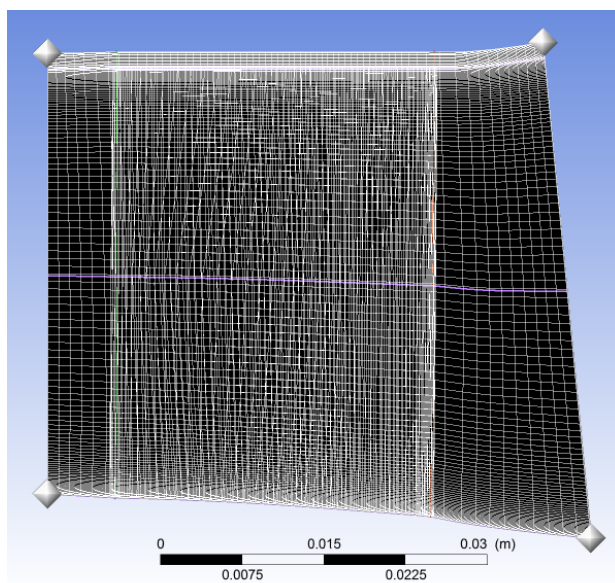
شکل (۴-۶) میدان حل جریان در روش شبه سه بعدی با استفاده از روش در انحنا خط جریان

#### ۴-۶-۴ شبیه‌سازی سه بعدی

در روش‌های شبه سه بعدی برای در نظر گرفتن اثرات سه بعدی جریان از یکسری روابط تجربی استفاده می‌شود، با توجه به اینکه در بسیاری از موارد دامنه کاربرد این روابط برای شرایط خاصی است و نمی‌توان برای هر توربوماشین از آن‌ها استفاده نمود به مدل‌های سطح بالا احتیاج است که کمترین محدودیت و تقریب فیزیکی را داشته باشند. در مدل‌های سه بعدی معمولاً تنها ورودی هندسه و شرایط مرزی بوده و با حل جریان ویسکوز سه بعدی الگوی جریان و عملکرد توربوماشین تعیین می‌شود. روش‌های سه بعدی علی‌رغم دقت محاسباتی بالا سرعت بسیار کمی دارند از این رو در بسیاری از

موارد تحلیل عمل کرد نیاز به صرف زمان و هزینه‌ی محاسباتی بسیار زیاد دارد.

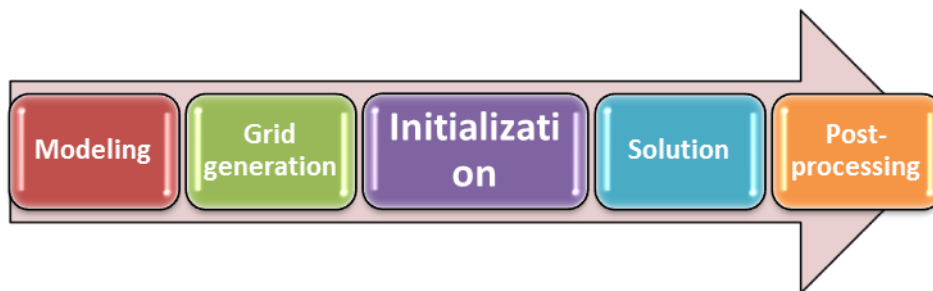
شکل (۷-۴) میدان محاسباتی استفاده شده در روش سه‌بعدی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود تعداد نقاط محاسباتی بسیار بیشتر از تعداد نقاط محاسباتی استفاده شده در روش شبه سه‌بعدی می‌باشد.



شکل (۷-۴) میدان محاسباتی در روش سه‌بعدی با استفاده از نرم افزار Turbo Grid

#### ۷-۴ الگوریتم حل

جهت شبیه‌سازی توربوماشین‌ها مراحل مشخص فرآیند شبیه‌سازی باید طی شوند و این مراحل مستقل از نوع و بعد شبیه‌سازی می‌باشند این مراحل در دیاگرام شکل (۸-۴) آورده شده‌اند.

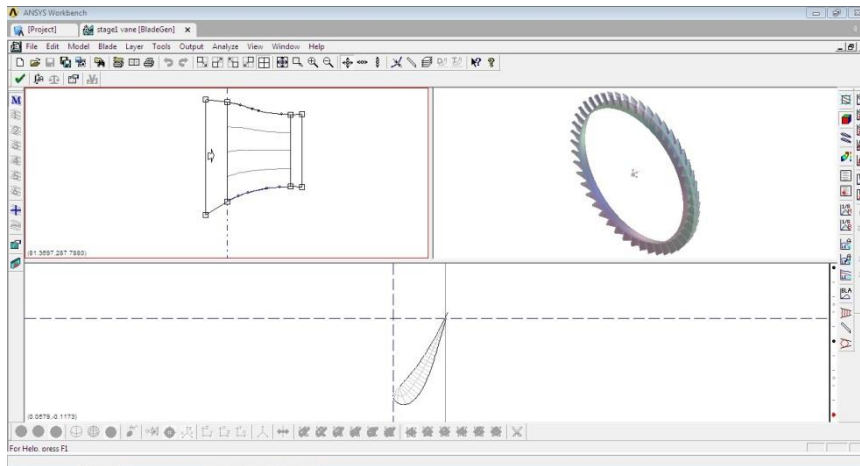


شکل (۸-۴) روند کلی فرآیند شبیه‌سازی [۲۲]

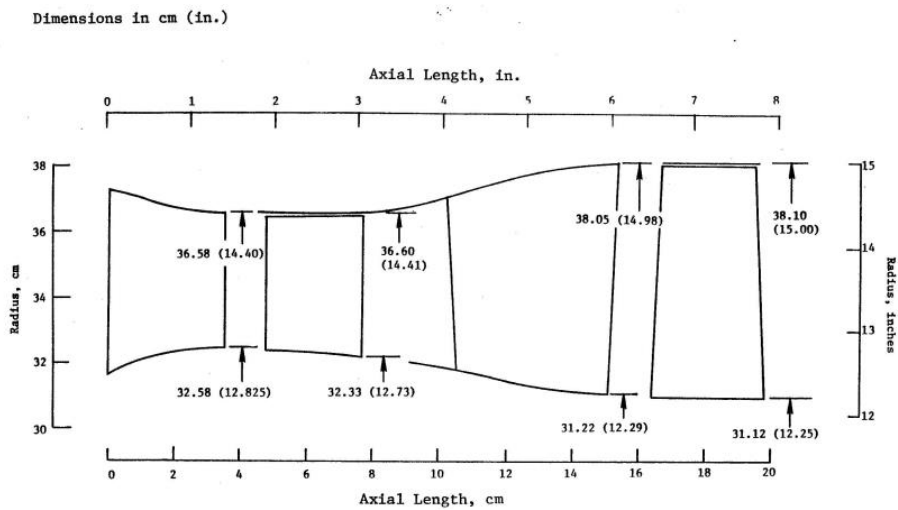
جهت شبیه‌سازی سه بعدی یک توربوماشین، باید معادلات ناویر استوکس حاکم بر جریان در آن حل شوند. در روش‌های تحلیل سه‌بعدی که از روش‌های CFD استفاده می‌کنند، عموماً هیچ نوع ساده‌سازی در معادلات صورت نمی‌گیرد و معادلات به‌طور کامل گسسته‌سازی و حل می‌شوند. جهت انجام این نوع تحلیل از ابزار تحلیل سه‌بعدی ANSYS-CFX استفاده می‌شود. این ابزار قابلیت حل جریان تراکم‌پذیر سه‌بعدی با در نظر گرفتن همه ملاحظات مانند مدل‌های مختلف توربولانس و اعمال شرایط مرزی دلخواه را دارا می‌باشد. مبنای حل جریان در این نرم‌افزار روش حجم محدود است. این نرم‌افزار از قوی‌ترین نرم‌افزارهای حل سه بعدی جریان در توربوماشین‌ها می‌باشد و معادلات حاکم بر جریان سیال را بدون هیچ‌گونه ساده‌سازی حل می‌نماید. همان‌طور که مشاهده می‌شود فرایند حل سه بعدی دارای سه مرحله اساسی تولید هندسه، تولید مش و آنالیز سیالاتی می‌باشد، در ادامه، مراحل شبیه‌سازی با نرم افزار **CFX-Ansys** شرح داده می‌شوند.

#### ۴-۷-۱ تولید هندسه

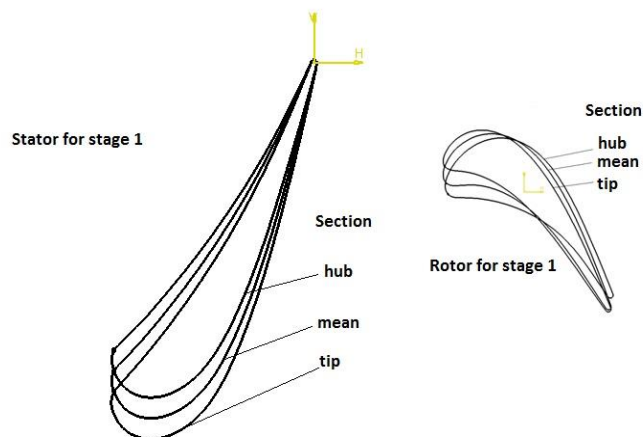
به دلیل نقش اساسی هندسه‌ی پره در رفتار جریان اطراف آن، مرحله‌ی تولید پره از اهمیت خاصی برخوردار است؛ از این‌رو بایستی هندسه‌ی پره‌ی تولید شده کاملاً با ابعاد پره‌ی مورد بررسی، مطابقت داشته باشد. شبیه‌سازی هندسی یک طبقه در این نرم افزار دارای دو مرحله است: تولید پره و تولید هاب و کیسینگ. از نرم افزار Blade Geometry برای تولید پره استفاده می‌شود. هندسه‌ی کامل توربین محوری E3 (شکل ۴-۱۳)، توسط نرم‌افزار Blade Generation که محیط آن در شکل (۴-۹) به نمایش در آمده، تولید شده است. با استفاده از نقشه‌ی دقیق ساخت موجود در نمای نصف النهاری نشان داده شده در شکل (۴-۱۰) و سه مقطع ارائه شده در پیوست، پره‌های استاتور و روتور هر طبقه استخراج شده و شماتیک آن در شکل‌های (۴-۱۱) و (۴-۱۲) نشان داده شده است. نمای کلی توربین نیز در شکل (۴-۱۳) آورده شده است.



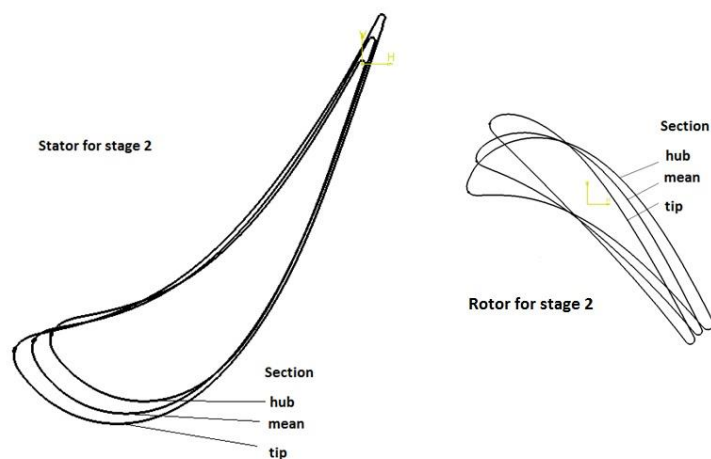
شکل (۹-۴) نمای کلی نرم افزار Blade Geometry



شکل (۱۰-۴) نمای نصف‌النهاری از توربین محوری دو طبقه  $E^3$  [۲۴]



شکل (۱۱-۴) شکل شماتیک مقاطع طبقه اول توربین  $E^3$  [۲۴]



شکل (۴-۱۲) شکل شماتیک مقاطع طبقه دوم توربین E3 [۲۴]

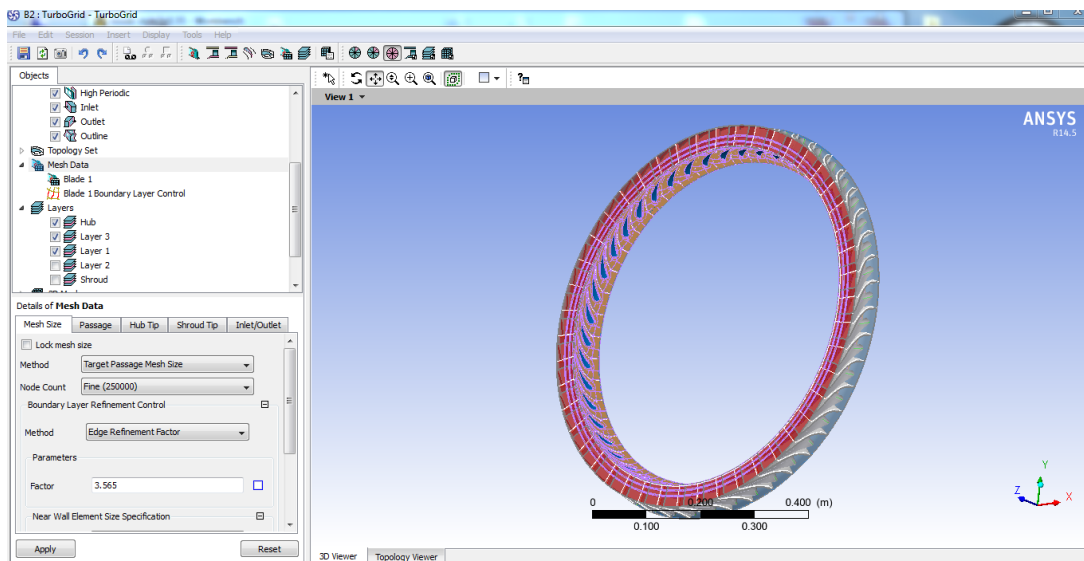


شکل (۴-۱۳) هندسه‌ی سه بعدی توربین

#### ۴-۷-۲ مش‌بندی

مرحله‌ی بعد از تولید هندسه، شبکه‌بندی می‌باشد. شبکه‌بندی توسط نرم‌افزار Turbo Grid صورت می‌گیرد. این نرم‌افزار مجموعه‌ی کاملی از روش‌های استاندارد مش‌بندی توربوماشین‌ها را در خود دارد. با استفاده از این نرم‌افزار ابتدا سطوح، مش‌بندی می‌شوند، سپس با استفاده از مش‌های سطحی، داخل میدان حل نیز مش‌بندی می‌شود. شکل (۴-۱۵) نمای کلی این نرم‌افزار را نشان می‌دهد.





شکل (۴-۱۴) نمای کلی نرم‌افزار Turbo-Grid

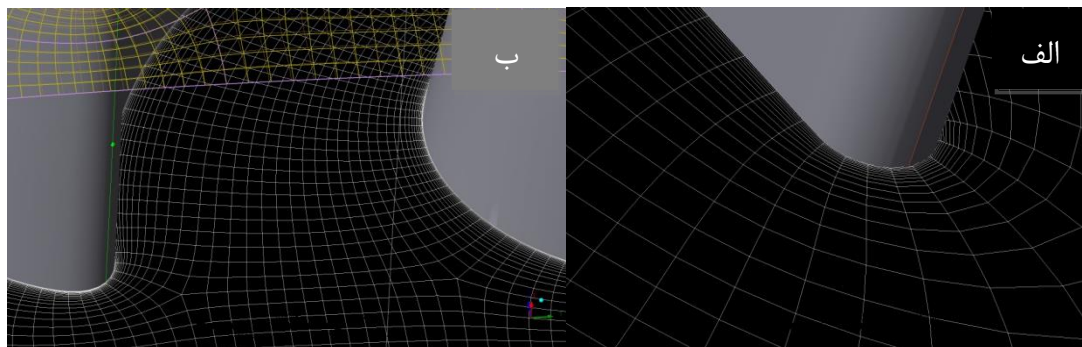
از نرم افزار ICEM نیز می‌توان برای تولید مش استفاده نمود، اگرچه این نرم افزار مخصوص مش بندی توربوماشین‌ها نیست ولی با استفاده از آن می‌توان میدان حل را به خوبی مش‌بندی کرد و کنترل دقیقی بر روی مش‌های این نقاط داشت.

در نواحی اطراف پره، لقی و در نزدیکی دیواره‌ها، گرادیان‌های شدیدی وجود دارد و به همین دلیل شبکه باید در این نواحی ریزتر از سایر نقاط باشد. برای دست یافتن به جواب خوب در کمترین زمان، سعی می‌شود تا شبکه‌بندی ناحیه‌ی حل به صورت سازمان یافته باشد. با ریز شدن شبکه، از سوپی خطای روش عددی کاهش و از سوی دیگر زمان محاسبات به شدت افزایش می‌یابد. به همین دلیل شبکه‌بندی باید با مهارت و دقت خاصی انجام شود. یعنی ریز شدن شبکه فقط در نواحی صورت گیرد که در آن بخش تغییرات شدیدی وجود دارد. تولید شبکه در کل روند سعی و خطا دارد و بیشترین زمان تحلیل سه‌بعدی را به خود اختصاص می‌دهد، چرا که کیفیت شبکه‌بندی، روند همگرایی را به شدت تحت تاثیر قرار می‌دهد؛ شبکه بندی نهایی، از چندین روند تجربی تکرار، حاصل شده است.

در این مرحله، از یک شبکه‌بندی با پیکربندی منظم و بلوک‌بندی شبکه‌ها استفاده شده است. با انتخاب گزینه‌ی H/J/C/L-GRID، می‌توان هر یک از مش‌های نوع H، J، C و L را در بالادست و

پایین دست گذرگاه جریان انتخاب کرد. اعمال این نوع از شبکه‌ها بر اساس محاسبه‌ی زاویه‌ی بین امتداد لبه‌ی فرار و محور توربین توسط نرم افزار و انتخاب مش متناسب با شرایط هندسی می‌باشد.

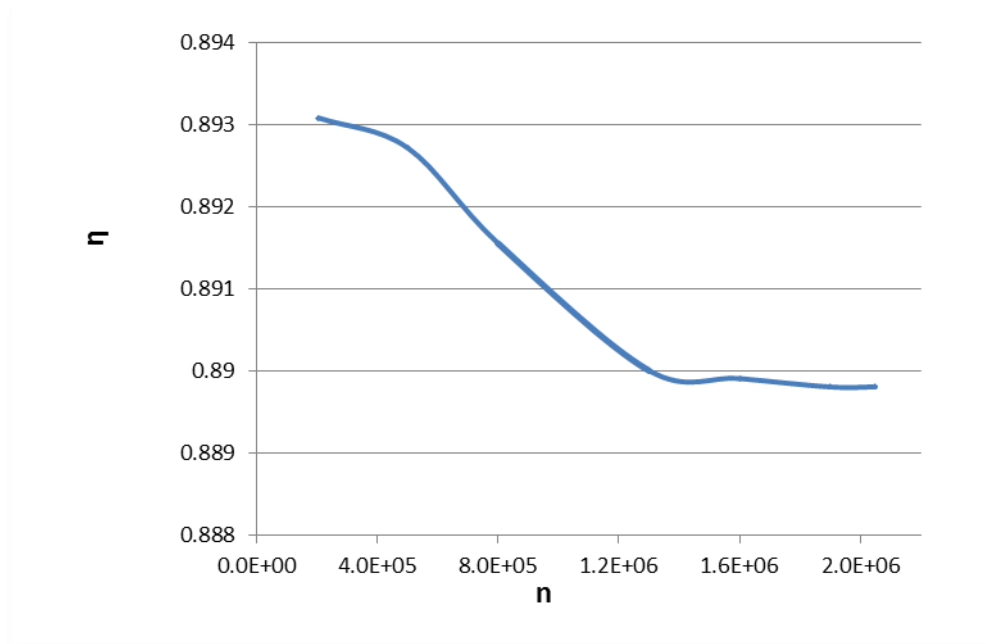
شکل (۴-۱۶) شبکه‌بندی انجام شده در نزدیکی لبه‌ی حمله و فرار پره‌ی روتور اول را نشان می‌دهد.



شکل (۴-۱۵) تمرکز بر مش‌بندی پیرامون پره‌ها، الف) لبه‌ی فرار، ب) لبه‌ی حمله

البته به علت تقارن هندسه‌ی توربین، لازم نیست کل هندسه‌ی توربین شبکه‌بندی شود و می‌توان با استفاده از شرط مرزی متناوب، تنها یک پره از روتور و یک پره از نازل را شبیه‌سازی کرد. به طور کلی، حل یک مسئله‌ی دینامیک سیالات محاسباتی باید مستقل از مش باشد. استقلال از شبکه یعنی تغییرات جواب‌ها به ازای ریزتر شدن شبکه، قابل صرف‌نظر باشد. شبکه‌ی بهینه شبکه‌ای است که جواب مسئله برای آن شبکه مستقل از ابعاد سلول‌های شبکه باشد و در عین حال، شبکه‌ی تولیدی درشت‌ترین شبکه‌ی منطبق با خاصیت بالا باشد. یافتن شبکه‌ی بهینه که جواب مساله برای آن شبکه، مستقل از ابعاد سلول‌های شبکه باشد یک امر کاملاً تجربی است و با انجام پی‌درپی شبکه‌بندی و بررسی نتایج به دست می‌آید.

معمولاً جهت یافتن چنین شبکه‌ای، نمودار جواب‌ها بر حسب تعداد گره‌های شبکه را رسم کرده و در هر مرحله تعداد گره‌ها را افزایش می‌دهند و در نهایت این کار تا جایی تکرار می‌شود تا تغییرات به اندازه‌ی کافی اندک باشد. در شبیه‌سازی انجام شده، تعداد مش‌های تولید شده بیش از ۱۹۰۰۰۰۰ شبکه می‌باشد. در شکل (۴-۱۷)، استقلال حل از شبکه برای پارامتر بازده نشان داده شده است.



شکل (۴-۱۶) بررسی استقلال حل از شبکه بر اساس راندمان توربین  $\eta$  بر حسب تعداد المان  $n$

#### ۳-۷-۴ تعریف شرایط مرزی

پس از مش‌بندی، می‌بایست مدل شبکه‌بندی شده را وارد محیط ANSYS-CFX Pre نمود و اطلاعات مربوط به پره‌ها (تعداد پره‌ها، سرعت دوران و میزان لقی پره‌های روتور و...)، نوع سیال مورد استفاده و در نهایت شرایط مرزی و مدل توربولانسی را تنظیم نمود. تحلیل جریان دارای سه مرحله می‌باشد:

الف) ابتدا مدل‌های شبکه‌بندی شده را وارد محیط ANSYS-CFX Pre کرده سپس اطلاعات مربوط به پره‌ها (تعداد پره‌ها، سرعت دوران و میزان لقی پره‌های روتور و...)، نوع سیال مورد استفاده و خواص سیال، شرایط مرزی و در نهایت مدل توربولانس اعمال می‌شوند. از نکات مهم در این قسمت انتخاب مدل توربولانس مناسب می‌باشد زیرا مدل‌های توربولانس اثرات زیادی بر روی زمان حل و همچنین صحت جواب‌ها دارند، بنابراین برای انتخاب مدل مناسب باید شناخت خوبی از مدل‌های موجود و همچنین فیزیک جریان موجود داشت.

در نرم افزار CFX شرایط مرزی به سه حالت قابل تعریف می‌باشد که عبارتند از:

(۱) فشار کل در ورودی، فشار استاتیک در خروجی

(۲) دبی جرمی در ورودی، فشار استاتیک در خروجی

(۳) فشار کل در ورودی و دبی جرمی در خروجی

تعریف شرط مرزی در این پژوهش، شرط مرزی الف، فشار کل در ورودی، فشار استاتیک در خروجی به کار گرفته شده است و نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی با نتایج آزمایش مقایسه گردیده‌اند. از طرفی، دمای سکون ورودی  $1277^0R$  و فشار خروجی  $9/009 PSI$  اعمال شده است. همچنین به جای هوا، از محصولات احتراق به عنوان سیال عامل توربین استفاده کرده‌ایم. همه‌ی این‌ها جهت بررسی این توربین در شرایط واقعی کارکرد، می‌باشد.

با توجه به پیچیدگی جریان و انحناء شدید مسیر جریان، از مدل آشفتگی SST برای شبیه‌سازی هندسه اصلی و به دست آوردن نتایج اعتبار سنجی استفاده شده است. جهت به دست آوردن نقشه‌ها-ی توربین، مدل K- $\epsilon$  استفاده شده که برای مسائل توربومشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است. ولی برای بررسی اثرات عیوب از مدل آشفتگی K-W SST استفاده می‌شود که از دقت بالاتری نسبت به مدل آشفتگی K- $\epsilon$  برخوردار می‌باشد. اثرات تغییرات سریع گرادیان‌های فشار و اثرات حرارتی که در توربین‌ها بسیار زیاد است در این مدل در نظر گرفته شده است. با توجه به اثرات تراکم‌پذیری علاوه بر معادلات پیوستگی و ممنتوم از معادله‌ی گاز کامل و معادله‌ی انرژی نیز استفاده شده است.

طبیعت جریان و یا انتقال حرارت در بعضی از دستگاه‌ها از ماهیت تناوبی<sup>۱</sup> برخوردار است. به عبارت دیگر خصوصیات جریان و یا چگونگی انتقال حرارت در این نوع دستگاه‌ها بطور متناوب تکرار می‌شوند. بعنوان مثال خصوصیت جریان در بین پره‌های داخل فن‌ها، پمپ‌ها، کمپرسورها و توربین‌های محوری مشابه یکدیگر می‌باشند. در چنین مسائلی استفاده از شرط مرزی تناوبی در کاهش زمان محاسبه و همچنین حافظه مورد نیاز بسیار مؤثر می‌باشد. با استفاده از شرط مرزی متناوب، کافیت تنها جریان حول یک پره شبیه‌سازی شده و نتایج به دست آمده را برای سایر پره‌ها نیز در نظر گرفت.

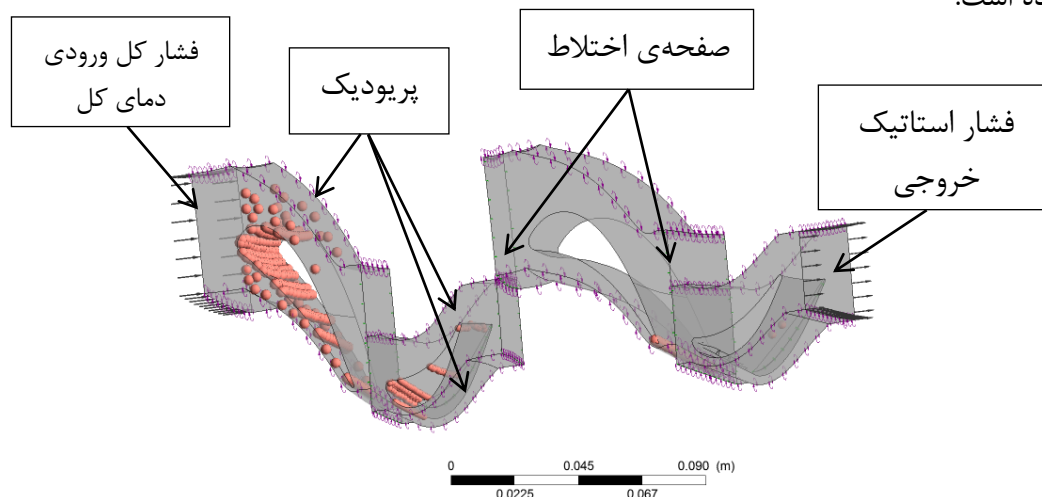
<sup>1</sup> Periodic

شرایط مرزی که در این شبیه‌سازی استفاده شده است به صورت زیر می‌باشند:

- ۱- در ورودی نازل شرط مرزی فشار کل استفاده شده است. جهت جریان در ورودی به صورت عمود بر سطح ورودی و بدون پیش‌چرخش فرض شده است. دمای کل، شدت توربولانس به عنوان پارامترهای ورودی اعمال شده‌اند.
- ۲- فشار استاتیکی در خروجی روتور طبقه‌ی دوم به عنوان شرط مرزی در خروج استفاده شده است.
- ۳- شرط مرزی تمام دیوارهای ساکن و چرخان به صورت دیاباتیک و شرط عدم لغزش برای سرعت بر روی سطوح فرض شده است.
- ۴- شرط مرزی سطح مشترک بین روتور و نازل مرحله اول و دوم به صورت صفحه اختلاط<sup>۱</sup> تعریف شده است.
- ۵- از آنجا که توربین تقارن محیطی دارد، از شرط مرزی متناوب برای روتور و نازل استفاده شده است. یعنی می‌توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها یک پره از روتور و یک پره‌ی نازل را شبیه‌سازی کرد.

در شکل (۴-۱۷)، مدل سه‌بعدی پره‌پره‌ی توربین گاز، همراه با اعمال شرایط مرزی نشان داده

شده است.

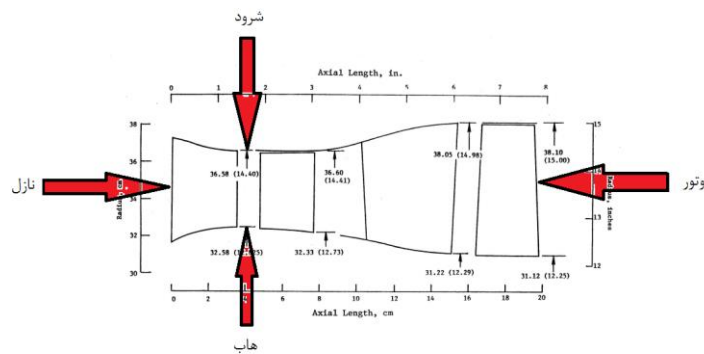


شکل (۴-۱۷) نمایش شرایط مرزی متناوب در نمای سه‌بعدی پره‌پره و شرایط مرزی اعمال شده

<sup>۱</sup> Mixing Plane

ضمن این‌که چگونگی به‌کارگیری سورس‌های خنک‌کاری نیز قابل مشاهده است. پر واضح است که به دلیل ورود گاز داغ که دمای بالای آن، خود یکی از عوامل مخرب و به تبع آن زبری‌زای پره‌ها است، استاتور اول، بیشترین تعداد سورس‌ها را به خود اختصاص داده است. پس از آن لبه‌ی فرار و لبه‌ی حمله نیاز بیشتری به خنک‌کاری دارند.

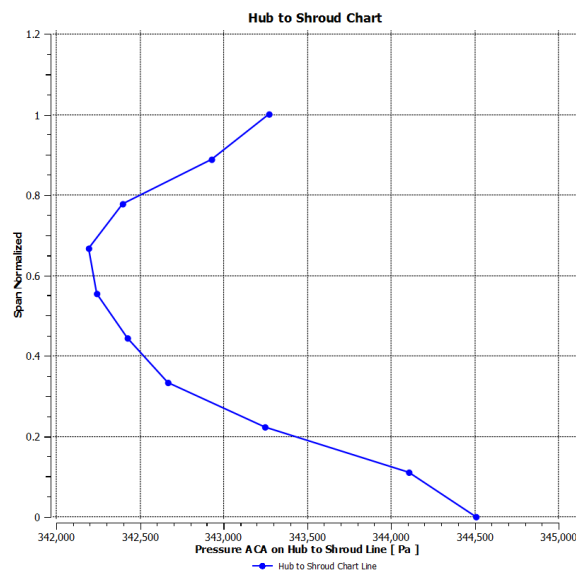
برای درک بهتر از شرایط مرزی، شماتیک کلی توربین محوری در شکل (۴-۱۸) آورده شده است.



شکل (۴-۱۸) شماتیک کلی توربین مورد تحلیل

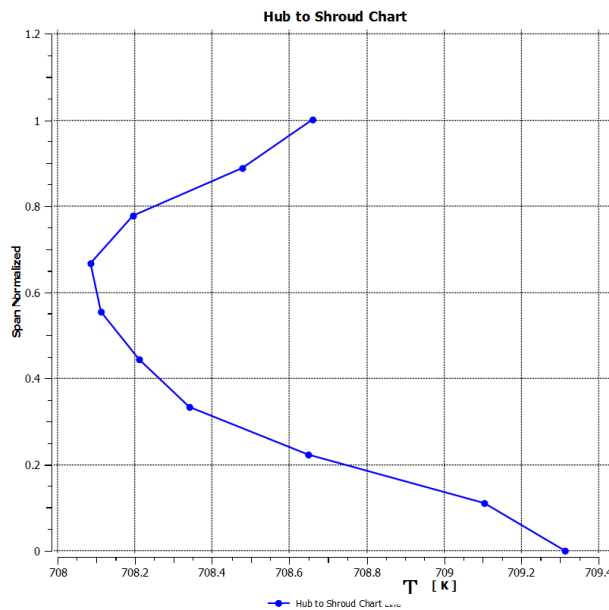
پروفیل‌های فشار کل و دمای کل در ورودی استاتور اول نیز به ترتیب در شکل‌های (۴-۲۰) و (۴-۲۱)

(۲۱) نشان داده شده است.



شکل (۴-۱۹) پروفیل فشار ورودی توربین از ریشه تا نوک

این پروفیل‌ها تقریباً به لحاظ موقعیت و نقطه‌های بیشینه و کمینه، بر هم منطبق می‌باشند. برخلاف شکل ایده‌آل پروفیل‌های دما و فشار که مناسب‌ترین توزیع‌های دمایی و فشاری همان توزیع دما و فشار خروجی (از محفظه‌ی احتراق و ورودی به توربین) یکنواخت است، بیشینه‌ی پروفیل‌ها در این حالت، کمی متفاوت می‌باشد.



شکل (۴-۲۰) پروفیل دمایی خروجی توربین از ریشه تا نوک

برای توزیع پروفیل دمایی، توصیف فاکتور توزیع دمایی شعاعی با معادله‌ی (۴-۲۲) بیان می‌گردد که به عنوان پروفیل فاکتور، شناخته می‌شود.

$$\text{پروفیل فاکتور} = \frac{T_{mr} - T_2}{T_2 - T_1} \quad (۴-۲۲)$$

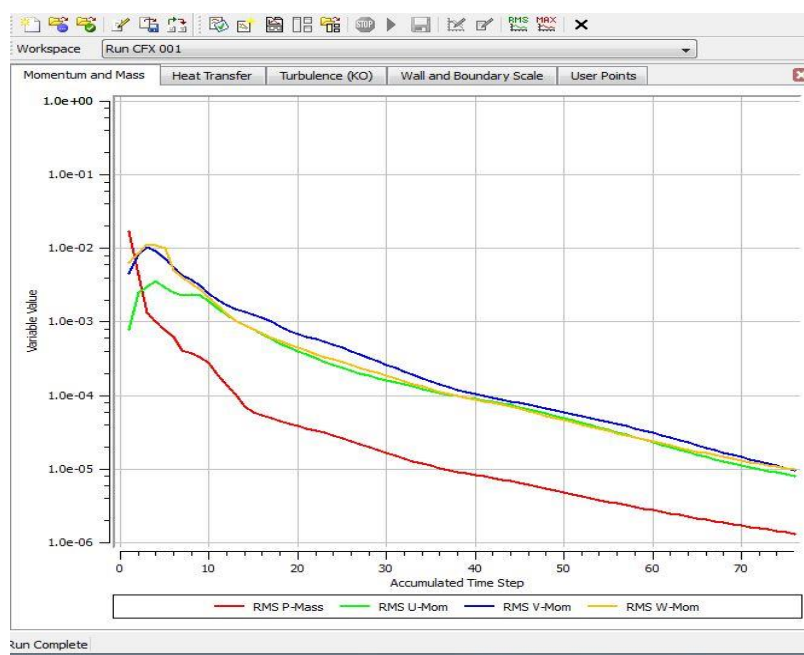
که  $T_1$  دمای سیال ورودی،  $T_2$  دمای خروجی متوسط و  $T_{mr}$  بیشینه‌ی دمای متوسط محیطی است.

با توجه به معادله‌ی مذکور، آشکارا پروفیل مناسب یکنواخت قابل درک است. در هر صورت، در موتورهای بازده بالای مدرن که خنک‌کاری هوای گران‌قیمت برای پره‌های توربین و نازل راهنما به کار

گرفته می‌شود، توزیع شعاعی متوسط شرح داده شده در سطح خروجی محفظه‌ی احتراق از شکل صاف دور می‌باشد. در عوض مطابق شکل ۸، دارای پروفیل دمایی، با پیک دمایی بالاتر از ارتفاع متوسط پره می‌باشد.

هدف، فراهم نمودن دماهای پایین‌تر در ریشه‌ی پره‌های توربین است که تنش‌های مکانیکی در آن‌جا بیشترین و نیز در نوک پره که خنک‌کاری در آنجا سخت‌تر می‌باشد. در مورد توزیع فشار نیز روند بر همین منوال است.

(ب) پس از انجام مرحله‌ی الف، حل معادلات در محیط CFX-Solver بصورت تکراری آغاز می‌شود و برنامه تا زمانی که جواب‌ها شرایط همگرایی را ارضاء نکنند ادامه می‌یابد. در این مرحله، معادلات ناویراستوکس در دستگاه مختصات سه‌بعدی به‌طور کامل و به‌صورت عددی حل می‌شوند. این مرحله با توجه به تنظیماتی که در مراحل قبل انجام شده صورت می‌گیرد. میزان باقیمانده‌ای که با رسیدن به آن، انجام مراحل تکراری حل معادلات متوقف می‌شود،  $10^{-5}$  در نظر گرفته شده است. در شکل (۴-۲۲) این مرحله از تحلیل نشان داده شده است.



شکل (۴-۲۱) محیط CFX-Solver نمودار خطا بر حسب تکرار



ج) پس از همگرا شدن حل، نتایج را می‌توان در قسمت CFX-Post بررسی کرد. در این قسمت می‌توان توزیع سرعت، فشار، شدت توربولانس و خواص سیال و جریان را مشاهده نمود. این قسمت همچنین توانایی ارائه‌ی گزارش و منحنی‌های خاص را دارد؛ بنابراین با داشتن توزیع فشار و سرعت می‌توان منحنی‌های عمل‌کردی یک طبقه را به علاوه‌ی مشخصات جریان مانند زوایای ورود و خروج جریان به پره را تعیین نمود. این منحنی‌های عمل‌کردی می‌توانند در حل یک بعدی برای شبیه‌سازی کل توربین (کمپرسور) یا شبیه‌سازی کل سیکل توربین بکار روند. همچنین می‌تواند این منحنی عمل‌کردی را با منحنی‌های عمل‌کردی پره‌هایی که هیچ تغییر هندسی ندارند مقایسه نمود و تغییر پارامترهای آیرودینامیکی را مشاهده کرد.

#### ۴-۸ مدل‌سازی توربین معیوب

توربین منبع تولید قدرت در موتورهای توربین‌های گازی می‌باشد. تمایل بالا به افزایش دمای کارکرد توربین‌ها و در نتیجه کسب قدرت بیشتر به عنوان یک هدف همیشه مورد توجه سازندگان و بهره‌برداران بوده است.

با توجه به خواص و کارکرد روتور و استاتور و آثار متقابل آن‌ها برهم، عمل‌کرد ضعیف هر یک از این اجزا بر عمل‌کرد اجزای دیگر و در نتیجه بر عمل‌کرد کل سیستم اثر مخرب خواهد داشت. بدین صورت که با عمل‌کرد ضعیف استاتور به صورت مستقیم و با تغییر زوایای جریان ورودی به روتور و ورود نامناسب جریان به آن عمل‌کرد روتور افت می‌کند و یا به طور غیرمستقیم با افزایش افت‌ها، راندمان کل سیستم کاهش می‌یابد. پس از اعمال عیوب، تغییرات راندمان، گذر جرمی جریان، ضرائب تلفات پره‌های استاتور و روتور، نسبت فشار و افت دما در مرحله‌ی توربین محاسبه شده و مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

#### ۴-۸-۱ اعمال زبری بر پره‌های توربین

مقادیر زبری به کار رفته  $100 \mu m$ ،  $300 \mu m$  و  $500 \mu m$  بوده است که مقدار  $k^+$  در هر حالت به ترتیب برابر با ۶۵ یعنی ناحیه‌ی گذار و ۲۵۰، اوایل ناحیه‌ی کاملاً زبر و ۴۵۰، در نواحی میانی کاملاً زبر، می‌باشد. دور موتور در حالت اعمال زبری،  $8283 \text{ rpm}$  و پنج نسبت فشار کل ورودی به استاتیک خروجی از ۲/۵ تا ۸، متغیر در نظر گرفته شده است.

وقتی دیوار دارای زبری می‌شود روش‌های مختلفی برای برای تعریف شبکه‌ی مجاور دیوار وجود دارد. پیشنهاد ویلکوکس<sup>۱</sup> استفاده از شبکه‌ای نسبتاً بزرگ در مجاورت سطح پره است. "بزرگ" به معنی اندازه‌ای است که ناحیه‌ی تغییرات سریع در متغیرهای اغتشاش را بپوشاند و تابع دیوار مقادیر متوسط مناسب را در آن ناحیه تعریف کند. در این پژوهش ارتفاع اولین شبکه‌ی مجاور دیوار در حدود ارتفاع زبری در نظر گرفته شده و  $y^+$  بین ۱۵ تا ۱۴۰ قرار می‌گیرد. سیال مورد استفاده مخلوطی از گازهای حاصل از احتراق در دمال کل  $709/444$  درجه‌ی کلین، شدت اغتشاش تعریف شده در ورودی ۵٪ و مدل اغتشاشی مورد استفاده SST بوده است. در برنامه‌ی CFX، جهت تعریف مقدار زبری گزینه‌ی ارتفاع معادل دانه‌ی ماسه وجود دارد.

#### ۴-۸-۲ اعمال تغییرات هندسه بر پره‌های توربین

عوامل مختلفی سبب ایجاد تغییرات پروفیل ایرفویل‌های روتور و استاتور می‌شود که از آن جمله می‌توان به خوردگی و رسوب در پره‌ها اشاره نمود. در این پروژه تغییرات هندسی مورد بررسی، به همین دو بخش محدود می‌شوند. با توجه به تحقیقات انجام گرفته، تغییر شکل هندسی پره بر اثر رسوب و خوردگی، به شدت تحت تاثیر هندسه‌ی پره، سرعت جریان و اندازه‌ی ذرات می‌باشد و می‌تواند به شکل‌های مختلف ظاهر گردد. در هر حال باید اثرات ناشی از این تغییرات و میزان آن‌ها مشخص گردد و بتوانیم تعیین کنیم که چه تغییرات هندسی در واقعیت وجود داشته و این تغییرات چه اثراتی بر بازده توربین یا پره دارند و اینکه آیا تمام نقاط روی پره نسبت به تغییرات هندسی حساسیت یکسانی دارند یا خیر. با توجه بررسی‌ها و مشاهداتی که بر روی توربین‌های گازی انجام شده

<sup>1</sup> wilcox

است و خلاصه‌ای از آن‌ها در فصل یک ذکر گردید، تغییرات هندسه‌ی پره در توربین که بر اثر خوردگی و رسوب ذرات موجود در جریان باشد، بیشتر در اولین ردیف پرها یعنی پره‌های ثابت رخ می‌دهد. دلیل این امر، دما، سرعت و فشار بیشتر گاز است. با توجه به هندسه‌ی توربین موجود و خطوط جریان سیال، تغییرات هندسی زیر برای پره‌های استاتور و روتور در نظر گرفته می‌شوند.

#### ۴-۸-۳ تغییر هندسه‌ی ناشی از خوردگی

با توجه به پژوهش‌های پیشین، تغییر هندسه‌ی پره‌های توربین به علت خوردگی، در دو حالت بررسی می‌شود

الف) افزایش لقی نوک پره‌ی روتور اول به میزان  $1000 \mu m$  و روتور دوم  $500 \mu m$  و نیز کاهش ضخامت لبه‌ی حمله‌ی استاتور و روتور اول به میزان  $1000 \mu m$ .

ب) افزایش لقی نوک پره‌ی روتور اول به میزان  $1000 \mu m$  و روتور دوم  $500 \mu m$  و کاهش ضخامت پره‌ی روتور اول در لبه‌ی فرار سمت فشار و کاهش ضخامت پره‌ی استاتور اول در لبه‌ی فرار سمت مکش هردو به مقدار  $500 \mu m$

شایان ذکر است در هر دو مرحله، کاهش طول کورد پره‌ی روتور اول به مقدار  $2 mm$  و کاهش طول کورد پره‌ی استاتور اول به مقدار  $3 mm$  و نیز زبری لازم نیز منظور گردیده است.

#### ۴-۸-۴ تغییر هندسه‌ی ناشی از رسوب

با توجه به تحقیقاتی که در رابطه با رسوب‌گیری پرها انجام شده، احتمال ایجاد رسوب در پره‌های استاتور بیش از روتور است. بنابراین تغییرات هندسی در دو حالت بررسی می‌شود:

الف) افزایش ضخامت پره‌ی استاتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $1 mm$  و افزایش ضخامت استاتور دوم و روتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $0.5 mm$

ب) افزایش ضخامت پره‌ی استاتور اول در سمت فشار به اندازه‌ی  $1.5 mm$  و افزایش ضخامت استاتور دوم و روتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $1 mm$

باز هم همانند خوردگی که دارای زبری می‌باشد، اعمال زبری رسوب نیز صورت پذیرفته است.

## فصل ۵.

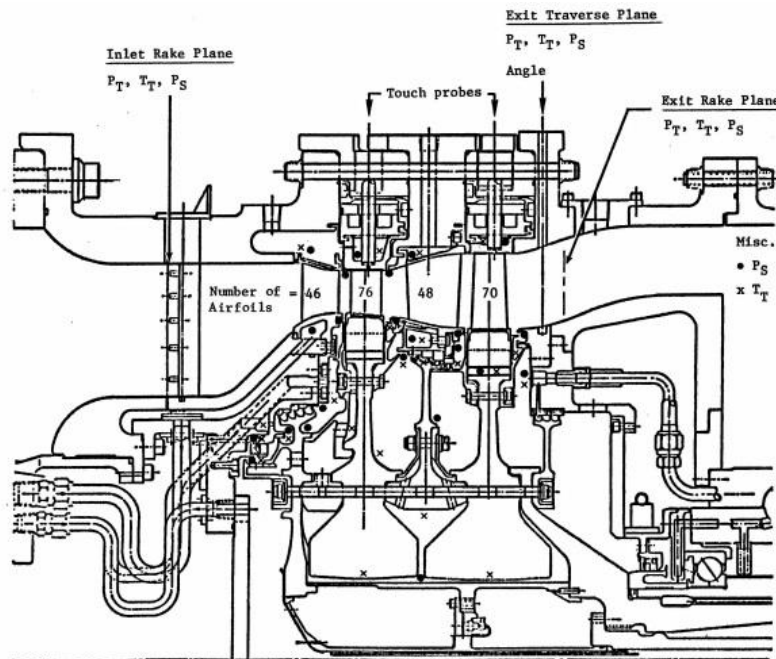
### نتایج شبیه‌سازی عددی

## ۱-۵ مقدمه

در این بخش نتایج حاصل از حل مسئله توسط نرم‌افزار ANSYS – CFX با اعمال شرایط مرزی مختلف در شکل‌ها و نمودارها و جداولی که در بخش‌های بعدی می‌آیند، ارائه می‌شود. این نتایج در محیط CFX-Post به دست آمده و شامل نتایج حاصل از شبیه‌سازی توربین سالم و نتایج حاصل از شبیه‌سازی توربین معیوب (بر اثر زبری، خوردگی و رسوب پره‌ها) می‌باشد. پس از ارائه‌ی نتایج حاصل از شبیه‌سازی توربین معیوب در فصل آینده، به بررسی و تحلیل آن‌ها پرداخته و پیشنهادهایی جهت ادامه‌ی پژوهش ارائه می‌شود.

## ۲-۵ اعتباربخشی

برای اعتباربخشی مدل توسعه داده شده از نتایج تست آزمایشگاهی توربین محوری دو طبقه  $E^3$  استفاده شده است. تجهیزات آزمایشگاهی توربین شامل یک مقیاس کامل از توربین محوری فشار بالای دو طبقه و خنک‌کاری کامل می‌باشد. در شکل (۱-۵) شماتیک سطح مقطع تجهیزات آزمایشگاهی نشان داده شده است.



شکل (۱-۵) شماتیک (تجهیزات) ابزار آزمایشگاهی توربین [۲۴]

همه‌ی قطعات روتور، شامل پره‌ها از فولاد زنگ نزن ماشین‌کاری شده است. استاتورها نیز از مواد یکسانی ساخته شده است. محفظه کیسینگ نیز از فولاد کربن - نیکل روکش شده است. تجهیزات برای اندازه‌گیری جریان‌ها، فشارها، دماها، سرعت شافت، گشتاور، تیپ کلیرنیس و زاویه جریان خروجی پیش‌بینی شده است. سخت افزارهای تجهیزات آزمایشگاهی به صورت مقیاس کامل در شرایط آزمایش هستند.

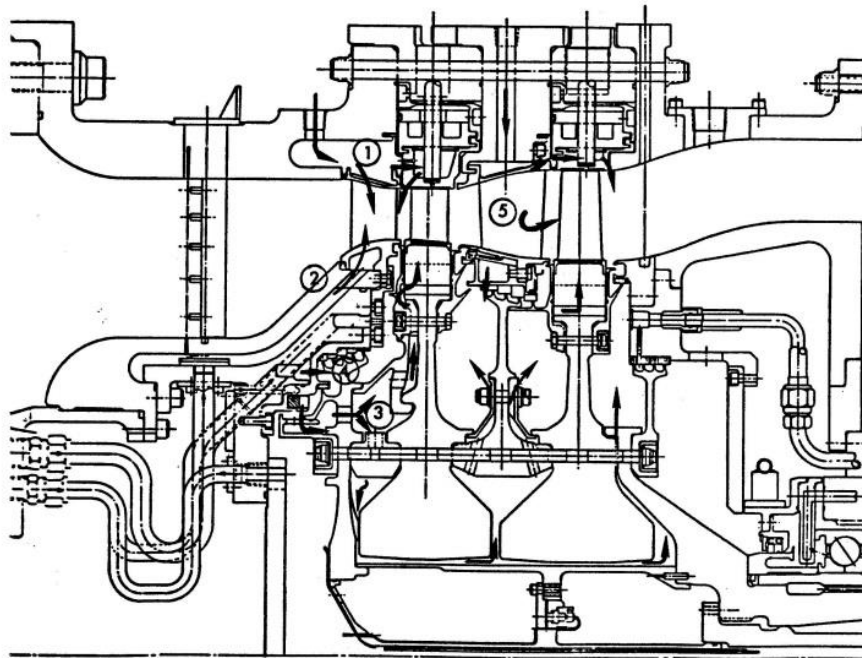
جدول (۱-۵) پارامترهای نقطه‌ی طراحی تجهیزات توربین دو طبقه‌ی آزمایشگاهی را نشان می‌دهد. دما و فشار کل ورودی تجهیزات در  $1277^{\circ}R$  و  $50\text{ psi}$  تنظیم شده است.

جدول (۱-۵) پارامترهای نقطه طراحی تجهیزات توربین دو طبقه آزمایشگاهی [۲۴]

<u>ITEM</u>	<u>UNITS</u>	<u>RIG</u>
Rotor Inlet Temperature, $T_{T,41}$	K °R	683 1230
Corrected Speed, $N/\sqrt{T_{T,41}}$	rad/s/ $\sqrt{K}$ rpm/ $\sqrt{^{\circ}R}$	33.19 236.2
Flow Function, $W_{41}\sqrt{T_{T,41}}/P_{T,4}$	kg $\sqrt{K}$ /sec/kPa lbm/ $\sqrt{^{\circ}R}$ /sec/psia	0.885 18.026
Pressure Ratio, Total-to-Total, $P_{T,4}/P_{T,42}$	-	5.01
Pressure Ratio, Total-to-Static, $P_{T,4}/P_{S,42}$	-	5.55
Velocity Ratio, $U/C_0$	-	0.575

شماتیک خنک‌کاری تجهیزات توربین آزمایشگاهی نیز در شکل (۲-۵) نشان داده شده است. جهت حصول اطمینان از نتایج و اعتباربخشی آن‌ها، نتایج حاصل با نتایج تجربی موجود مقایسه قرار گرفته است. پس از تحلیل جریان با مقایسه نتایج حاصل از حل عددی سه بعدی و نتایج موجود مربوط به آزمایش تجربی توربین محوری در یک حالت خاص نزدیک به نقطه‌ی طراحی توربین می

توان به تطابق مناسب این دو پی برد و در واقع اطمینان لازم از دقت جواب حاصل از ابزار حل حاصل گردیده است.



شکل (۲-۵) شماتیک خنک کاری تجهیزات توربین آزمایشگاهی [۲۴]

در ادامه مقایسه‌ای میان نتایج حاصله از به کارگیری مدل سه‌بعدی توسعه یافته برای توربین و اطلاعات تجربی آن ارائه شده است. مقایسه‌ی نتایج تجربی و تحلیل عددی صورت گرفته تطابق بسیار خوبی بین این دو را نشان می‌دهد. شکل‌های (۳-۵) و (۴-۵) نمودارهای این مقایسه‌ها را نشان می‌دهد.

در شکل‌های (۳-۵) و (۴-۵) مقایسه‌ای بین نتایج عددی و آزمایشگاهی برای پارامترهای نسبت فشار کل به کل بر حسب سرعت تصحیح شده و راندمان بر حسب نسبت سرعت  $U/C$  انجام می‌گیرد. تعریف و اهمیت نسبت سرعت  $U/C$  در پیوست B بیان شده است. مقایسه نتایج عددی و آزمایشگاهی در توربین با مشخصات جدول ۱-۳ صورت گرفته است.

در پایان با مقایسه‌ی نتایج عمل‌کردی حاصل از تحلیل توربین با نتایج تجربی موجود، تطابق



نسبتاً مناسبی بین این نتایج مشاهده گردید.

اما به دلیل خنک‌کاری پره‌ها بازده ترمودینامیکی توربین به صورت زیر تعریف می‌شود که در آن

H توان واقعی شفت توربین می‌باشد و از رابطه (۲-۵) به دست می‌آید [۲۴].

$$\eta_{TH} = \frac{H}{W_{41}\Delta h_a + \sum W_c \Delta h_{a,c}} \quad (1-5)$$

$$H = \underbrace{\dot{m}_{inlet} h_{inlet} + m_c h_c - \dot{m}_{outlet} h_{outlet}}_{H_{R1}} + \underbrace{\dot{m}_{inlet} h_{inlet} + m_c h_c - \dot{m}_{outlet} h_{outlet}}_{H_{R2}} \quad (2-5)$$

مخرج رابطه (۱-۵) توان ایده‌آل توربین در حالت آیزنتروپیک می‌باشد. مخرج رابطه‌ی (۱-۵) توان

ایده‌آل توربین در حالت آیزنتروپیک بوده و در آن  $w_{41}$  دبی ورودی روتور اول،  $w_c$  دبی سیال خنک-

کننده‌ی مربوطه و  $\Delta h_a$  و  $\Delta h_{ac}$  به ترتیب اختلاف آنتالپی واقعی سیال کاری و جریان خنک‌کننده‌ی

موردنظر می‌باشد. جمله‌ی اول و دوم مخرج رابطه‌ی (۱-۵) نیز به ترتیب به صورت رابطه‌های (۳-۵) و

(۴-۵) به دست می‌آید.

$$W_{41}\Delta h_a = W_{41} \overline{c_p} \Delta T_0 = W_{41} \overline{c_p} (T_{0R2, outlet} - T_{0S1, inlet}) \quad (3-5)$$

$$\sum W_c \Delta h_{a,c} = W_{c1} \Delta h_{a,c1} + W_{c2} \Delta h_{a,c2} + \dots \quad (4-5)$$

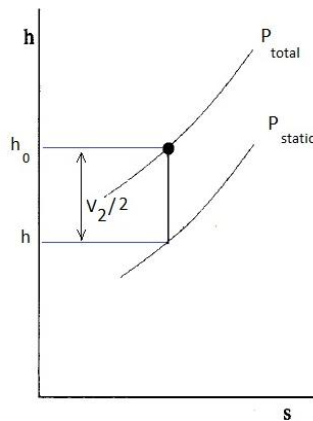
دمای سکون یا کل آیزنتروپیک سیال کاری و سیال خنک‌کننده در خروج از توربین (قسمت

خروجی روتور طبقه‌ی دوم) به ترتیب از رابطه‌های (۵-۵) و (۶-۵) به دست می‌آیند [۷]

$$T_{0R2, outlet} = T_{0,1} \left( \frac{P_{0,2}}{P_{0,1}} \right)^{\frac{\bar{\gamma}-1}{\bar{\gamma}}} \quad (5-5)$$

$$T_{0,c R2, outlet} = T_{0, c inlet} \left( \frac{P_{0,2}}{P_{0,1}} \right)^{\frac{\bar{\gamma}-1}{\bar{\gamma}}} \quad (6-5)$$

در رابطه‌ی بالا برای به‌دست آوردن دمای سکون آیزنتروپیک سیال خنک‌کننده در خروج از توربین، بایستی فشار سکون سیال خنک‌کننده در ورود به توربین محاسبه گردد. نمودار آنتالپی-انترپپی معرف حالت سکون در شکل زیر نشان داده شده‌است.



(۳-۵) نمودار آنتالپی - انترپپی معرف حالت سکون [۳۰]

بنا به قانون اول ترمودینامیک در مورد جریان پایدار، حالت پایدار داریم:

$$h_0 = h + \frac{V^2}{2} \quad (7-5)$$

از طریق رابطه‌های زیر دمای استاتیک سیال خنک‌کننده، چگالی و سرعت به‌دست می‌آید.

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta h = h_{T,c} - h_{S,c} = c_p (T_{T,c} - T_{S,c}) = V^2 / 2 \\ V = \frac{W_c}{\rho A} \\ \rho = \frac{P_{S,c}}{RT_{S,c}} \\ \Rightarrow T_{S,c} = \text{can be calculated} \end{array} \right. \quad (8-5)$$

با استفاده از رابطه‌ی (۹-۵) فشار سکون سیال خنک کننده محاسبه می‌شود [۳۰].

$$\frac{T_{T,c}}{T_{S,c}} = \left( \frac{P_{T,c}}{P_{S,c}} \right)^{\frac{\bar{\gamma}-1}{\bar{\gamma}}} \Rightarrow P_{T,c} = \text{can be calculated} \quad (9-5)$$

در شکل (۳-۵) در نقطه طراحی در سرعت تصحیح شده‌ی  $rpm/\sqrt{R}$  ۲۳۶/۲، نسبت فشار کل

ورودی به فشار کل خروجی توربین برای هر دو حالت عددی و تجربی برابر است با:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left( \frac{P_{t,4}}{P_{t,42}} \right)_{\text{EXP}} = 5/0079 \\ \left( \frac{P_{t,4}}{P_{t,42}} \right)_{\text{CFD}} = 4/9428 \end{array} \right. \Rightarrow P_r \text{ error} = 1/299\%$$

همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، درصد خطای نسبت فشار در نقطه طراحی ۱/۲۹۹ درصد است که

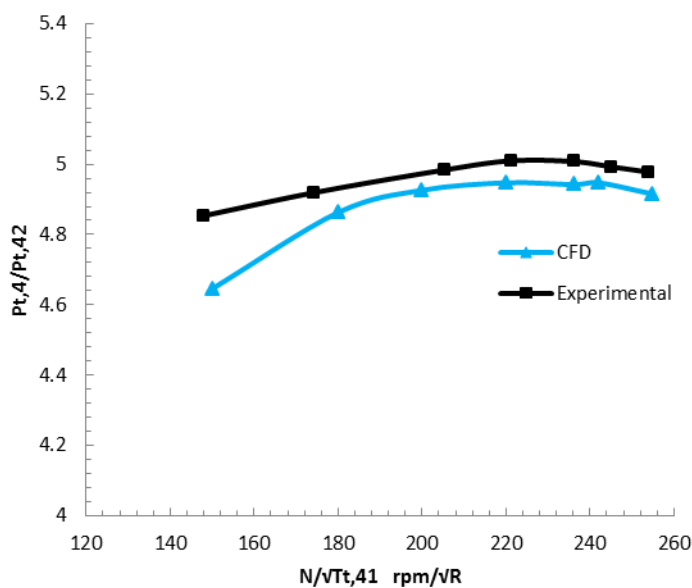
حاکی از دقت نسبتاً خوب نتایج به‌دست آمده می‌باشد.

حال درصد خطای راندمان با استفاده از شکل (۴-۵) نیز محاسبه می‌گردد.

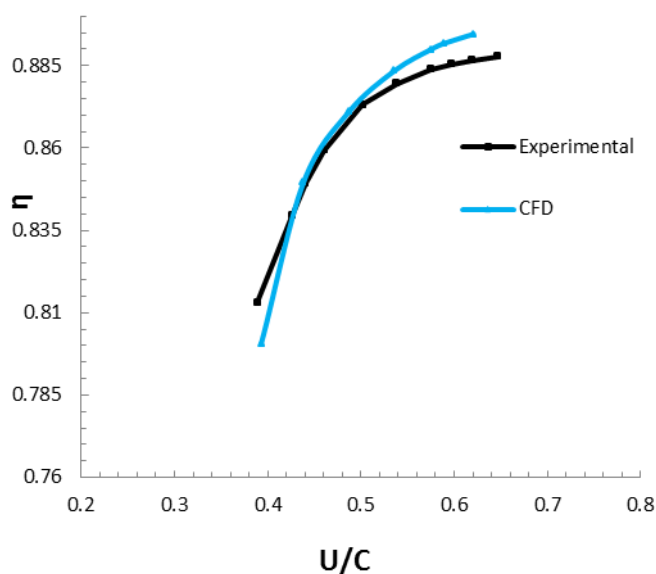
$$\left\{ \begin{array}{l} \eta_{\text{exp}} = \%88.4 \\ \eta_{\text{efd}} = \%88.9803 \end{array} \right. \Rightarrow \text{Error} = 0.65\%$$

درصد خطای راندمان در نقطه‌ی طراحی نیز برابر با ۰/۶۵۶۴ درصد گردید که می‌تواند قابل قبول

باشد.



شکل (۵-۳) سرعت تصحیح شده بر حسب نسبت فشار کل به کل

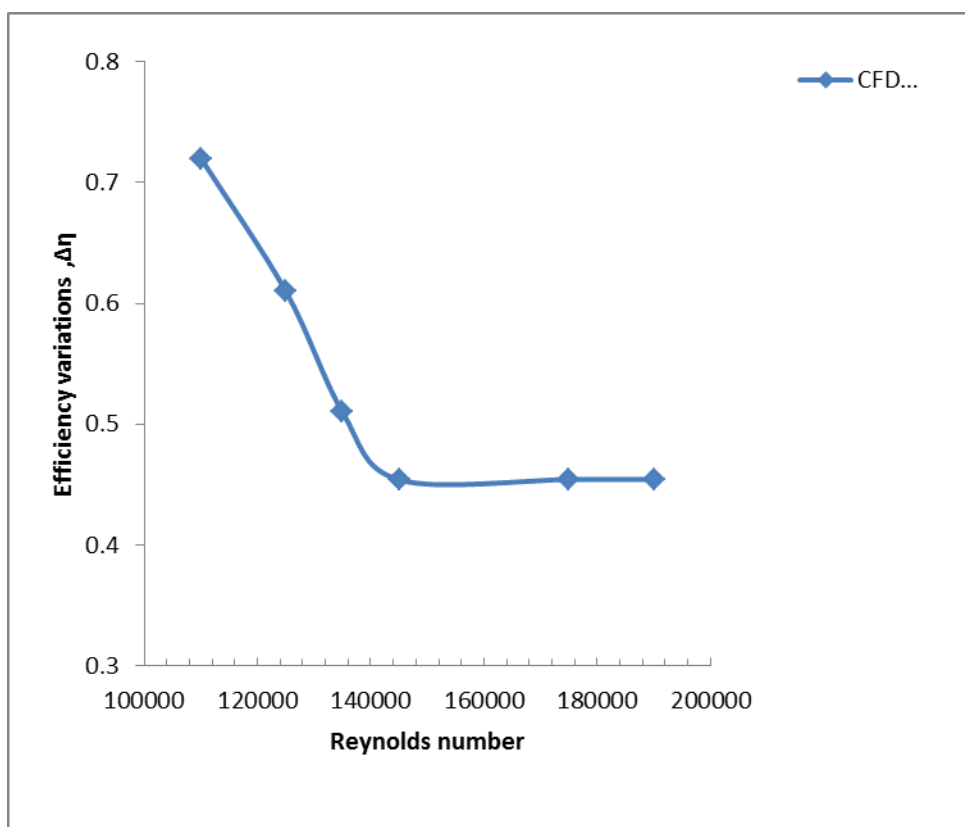


شکل (۵-۴) بازده توربین بر حسب نسبت سرعت  $U/C$

نمودارها نشان می‌دهند نتایج عددی، تطابق مناسبی با نتایج تجربی دارد. به این ترتیب مشخص می‌شود که مدل‌سازی انجام گرفته در این تحقیق از دقت خوبی برخوردار است و از آن می‌توان برای بررسی تغییرات وارده بر توربین استفاده نمود.

## ۵-۳ تغییر عدد رینولدز

با تغییر فشار کل ورودی و ثابت بودن دمای ورودی، عدد رینولدز که بر پایه‌ی گلوگاه استاتور اول در نظر گرفته شده است، نیز تغییر داده شد. تغییرات عدد رینولدز نسبت به اختلاف بازده ترمودینامیکی حاصله با بازده آزمایشگاهی در شکل (۵-۵) آورده شده است.

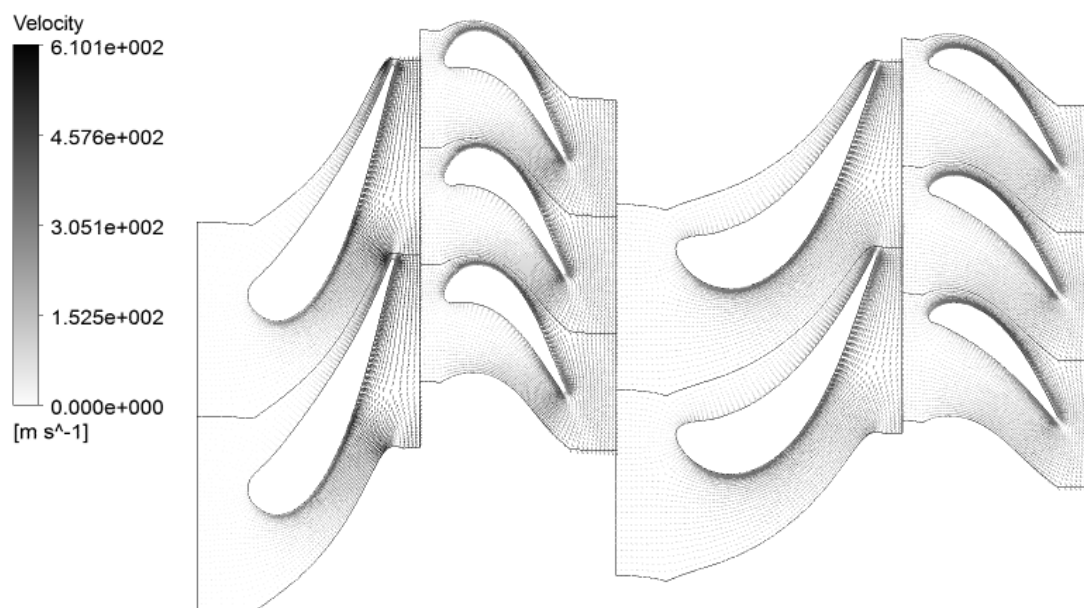


شکل (۵-۵) اختلاف بازده با تغییرات عدد رینولدز

مشاهده گردید که از رینولدزهای بالای ۱۴۵۰۰۰ اختلاف بازده ثابت می‌ماند که همان رینولدز بحرانی می‌باشد. در شبیه‌سازی صورت گرفته، عدد رینولدز در همه‌ی موارد  $1e+6$  در نظر گرفته شد. توضیحات مربوط به عدد رینولدز، به طور کامل در پیوست C آورده شده است.

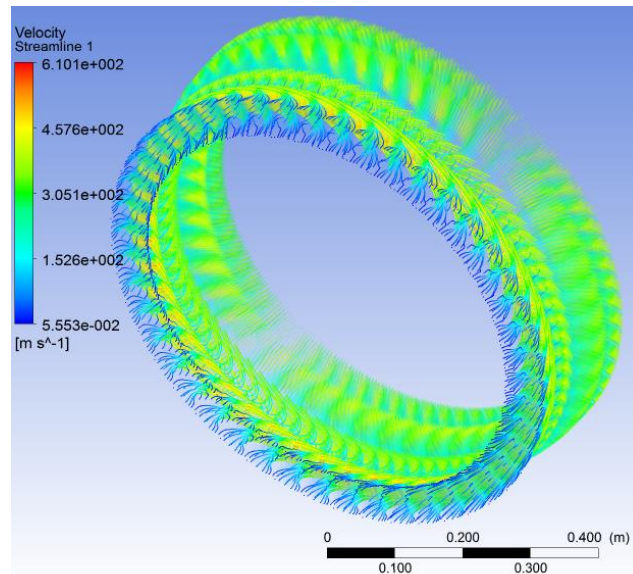
### ۴-۵ نتایج حاصل از شبیه‌سازی توربین سالم

در شکل (۶-۵) بردارهای سرعت نسبی در گذرگاه بین پره‌ها در ۵۰ درصد ارتفاع پره نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در هیچ نقطه‌ای جدایش صورت نگرفته که نشان دهنده‌ی شرایط طراحی می‌باشد. همچنین با توجه به آن‌چه پیش‌تر اشاره گردید، گردابه‌ی گذرگاه از حدوداً اواسط گذرگاه شکل گرفته و به سمت بالا حرکت کرده می‌کند. شکل‌گیری این گردابه‌ها در کاهش راندمان ردیف مستقیماً اثرگذار هستند. اما در حالت طراحی این توربین، هیچ‌گونه گردابه‌ای تشکیل نشده که نشان دهنده‌ی طراحی بسیار پیشرفته‌ی آن می‌باشد. عدم تشکیل جریان برگشتی، نشان دهنده اتلافات بسیار کم جریان می‌باشد. این جریان، حتی دارای هیچ انحرافی نیز نمی‌باشد که به-خوبی اثرات لایه‌مرزی را در نزدیکی دیواره‌ها نشان می‌دهد.



شکل (۶-۵) بردارهای سرعت در گذرگاه بین پره‌ها در ۵۰ درصد ارتفاع پره در نقطه‌ی طراحی

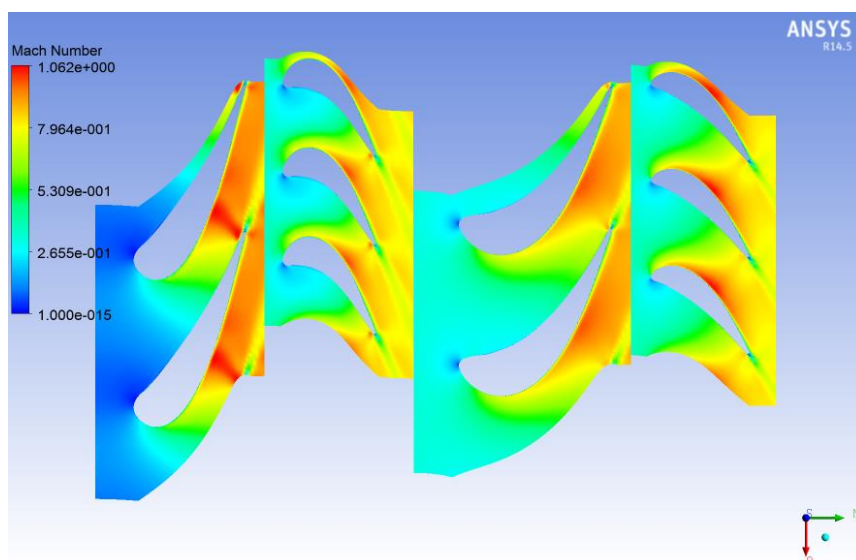
در شکل (۷-۵) نمای سه‌بعدی خطوط جریان در پره‌های توربین نشان داده شده است.



شکل (۷-۵) مسیر جریان سه بعدی عبورکننده از پره‌ها در نمای کلی توربین

همان‌طور که دیده می‌شود شاهد افزایش سرعت جریان در طی عبور از پره‌های استاتور و از طرفی کاهش سرعت جریان در پره‌های روتور هستیم. همان‌طور که مشاهده می‌گردد سرعت در نزدیکی دیواره‌های پره‌ها به علت وجود لایه مرزی کاهش یافته است.

در شکل (۸-۵) تغییرات عدد ماخ نسبی در مقطع ۵۰ درصد ارتفاع شعاعی در نمای پره‌به‌پره، آورده شده است.



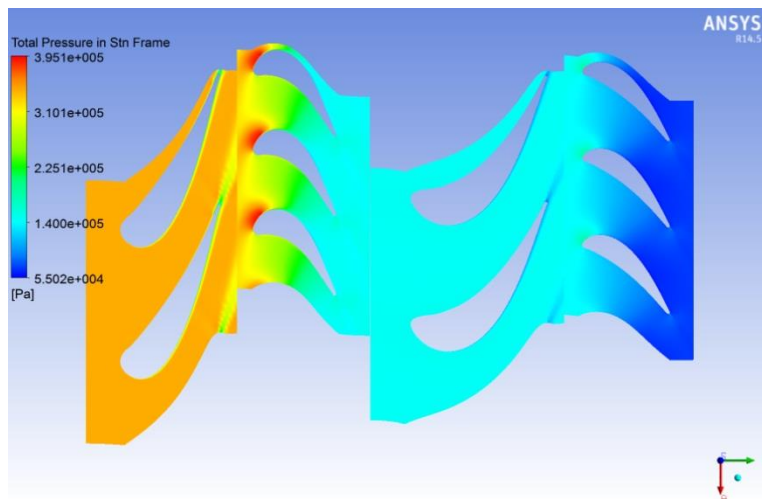
شکل (۸-۵) توزیع عدد ماخ نسبی روی مقطع متوسط بین هاب و شroud

همان‌طور که انتظار می‌رود، تغییرات عدد ماخ، کاهش سرعت در سطح فشار و افزایش سرعت در سطح کم‌فشار (مکش) پره را نشان می‌دهد و سرعت در نقطه‌ی سکون پروفیل پره تقریباً صفر می‌باشد. استاتورها سرعت را بازیابی می‌کنند.

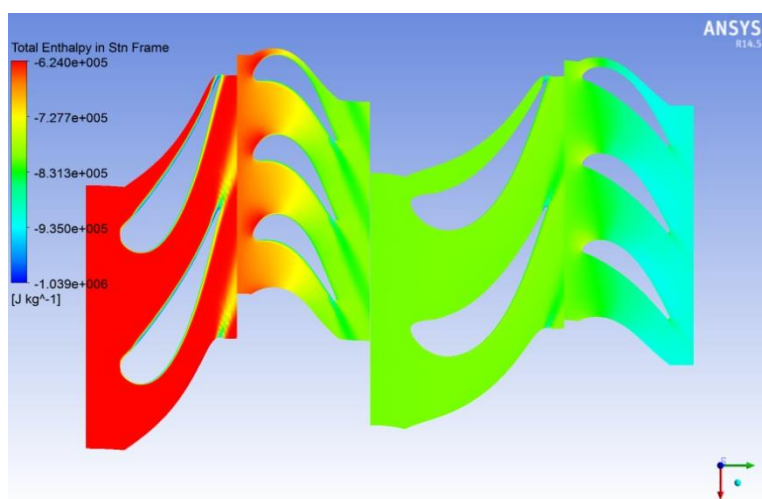
در شکل‌های (۵-۹) و (۵-۱۰) تغییرات فشار کل و انتالپی کل در طول یک مرحله از توربین نشان داده شده است.

ملاحظه می‌شود که این مقادیر در ردیف استاتور تقریباً ثابت باقی مانده و در ردیف روتور کاهش

یافته است. همچنان‌که می‌دانیم در روتور از سیال انرژی گرفته می‌شود بنابراین انتالپی و فشار کل



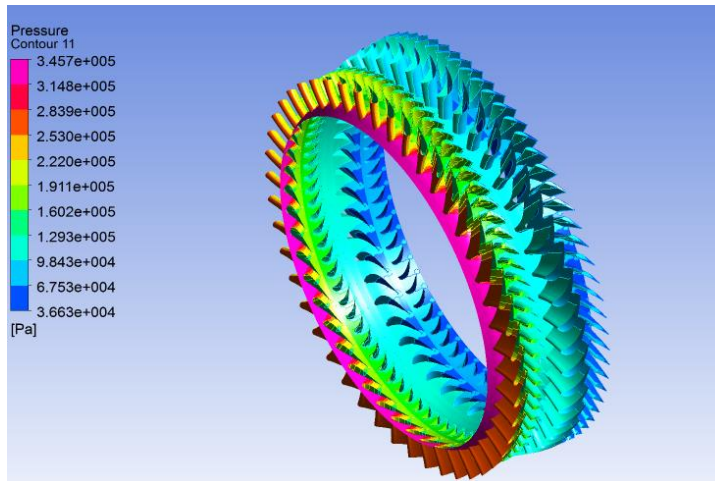
شکل (۵-۹) توزیع فشار سکون روی مقطع متوسط در طول مرحله‌ی توربین



شکل (۵-۱۰) تغییرات انتالپی سکون روی مقطع متوسط در طول مرحله‌ی توربین

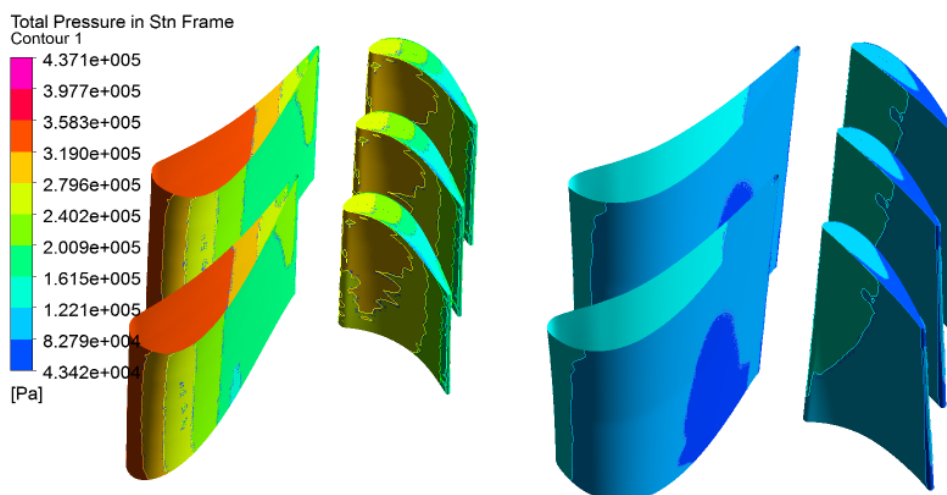


سیال نیز کاهش می‌یابد. اما چون در استاتور کاری صورت نمی‌گیرد، آنتالپی و فشار کل سیال تقریباً ثابت می‌ماند. افت فشار ناچیزی که در استاتور مشاهده می‌شود به دلیل افت‌های ایرودینامیکی و اصطکاکی می‌باشد و حداکثر افت در لبه‌ی فرار سمت مکش استاتور رخ داده است. همچنین هم در استاتور و هم در روتور، افت فشار کل در سمت مکش پره بیش از سمت فشار آن می‌باشد.



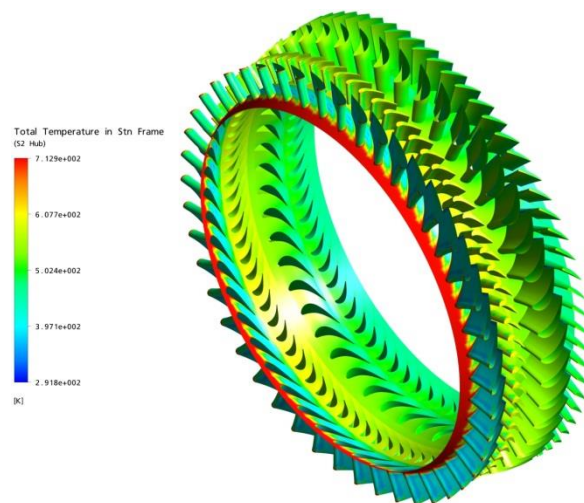
شکل (۵-۱۱) توزیع فشار در نمای کلی توربین

در نمای کلی توزیع فشار (شکل ۵-۱۱) و نمای سه‌بعدی پره به پره (شکل ۵-۱۲) نیز تفاوت تغییر فشار بین ریشه‌ی پره‌ها تا نوک پره‌ها، تشخیص داده می‌شود.



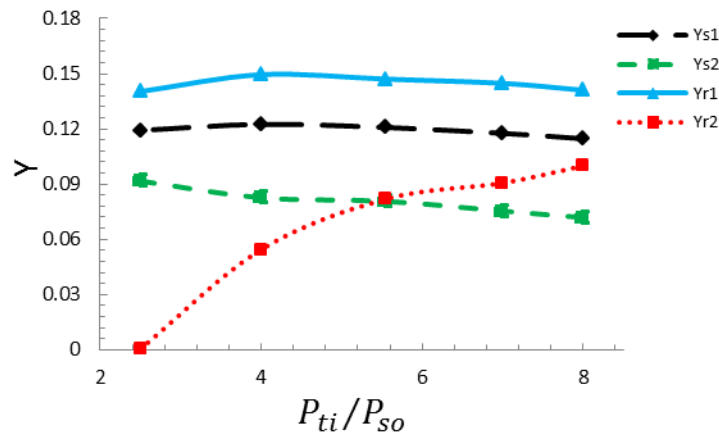
شکل (۵-۱۲) کانتور توزیع فشار در نمای پره به پره

نمای کلی توزیع دمای کل، مطابق شکل (۵-۱۳) است. با توجه به شکل، اثر خنک‌کاری بر روی پره‌ها نمایان است.



شکل (۵-۱۳) توزیع دمای کل در نمای کلی توربین

در شکل (۵-۱۴)، ضریب افت که پیش‌تر با روابط (۲-۸) و (۲-۱۰) بیان گردید، در استاتور اول و دوم و نیز روتورهای اول و دوم، بر حسب نسبت فشارهای کل ورودی به استاتیک خروجی مختلف، رسم شده است. ضریب افت بیان‌گر انرژی است که بر اثر اصطکاک از بین می‌رود و اثر آن با افت دما و افت فشار، خود را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که در استاتورها و روتور اول، ضریب افت با نرخ ناچیزی تغییر می‌کنند اما در روتور دوم نرخ افزایش ضریب افت بسیار زیاد است که نتیجه‌ی قرار گرفتن در انتهای توربین و کاهش انرژی جریان اولیه‌ی ورودی است که این انرژی با افزایش نسبت فشار یا دبی، افزایش می‌یابد. با این وجود، روتور اول بیشترین مقدار افت را دارد که این موضوع به دلیل وجود افت‌های ناشی از لقی پره‌ی روتور و احتمالاً شدت جریان‌های ثانویه در آن است. افزایش شدید ضریب افت در اطراف نقطه‌ی طراحی و سپس کاهش نرخ افزایشی روتور دوم، می‌تواند از یکی از عوامل روند تغییرات راندمان باشد.



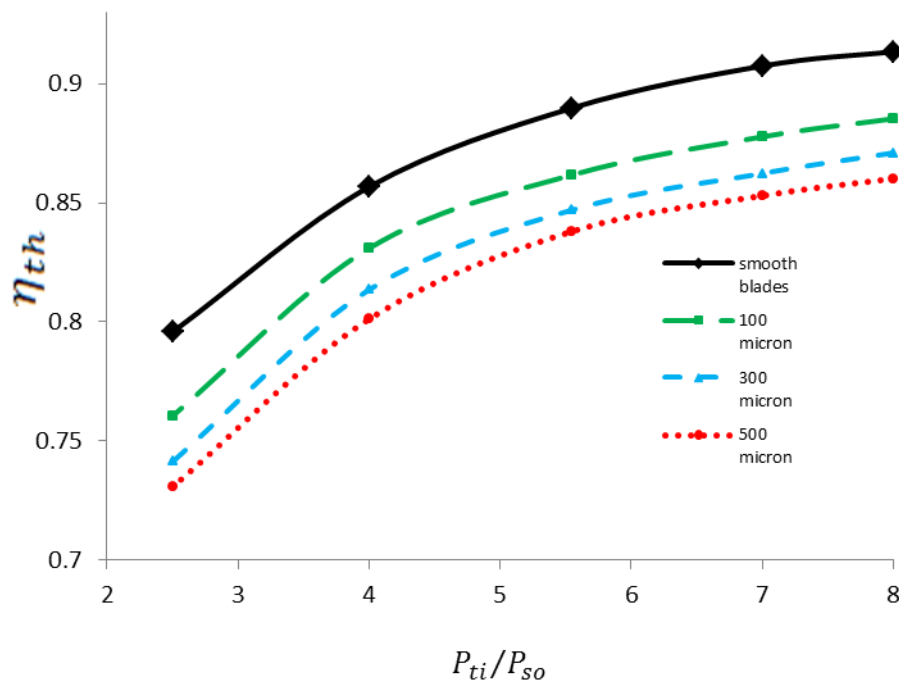
شکل (۵-۱۴) ضریب‌های افت اصطکاکی استاتورها و روتورها بر حسب نسبت فشار کل ورودی به استاتیک خروجی در توربین سالم

## ۵-۵ نتایج حاصل از اعمال زبری بر طبقه‌های توربین و مقایسه با توربین سالم

در این قسمت، نتایج به دست آمده از نرم افزار، ارائه و در بخش ۵-۵ به تحلیل این نتایج پرداخته می‌شود. جدول ۵-۱ و شکل (۵-۱۵) مقایسه‌ی بین راندمان توربین در حالتی که سطح‌های طبقه‌های توربین صاف است، با حالتی که به مقدار  $100 \mu m$ ،  $300 \mu m$  و  $500 \mu m$  زبر شده اند را نشان می‌دهد.

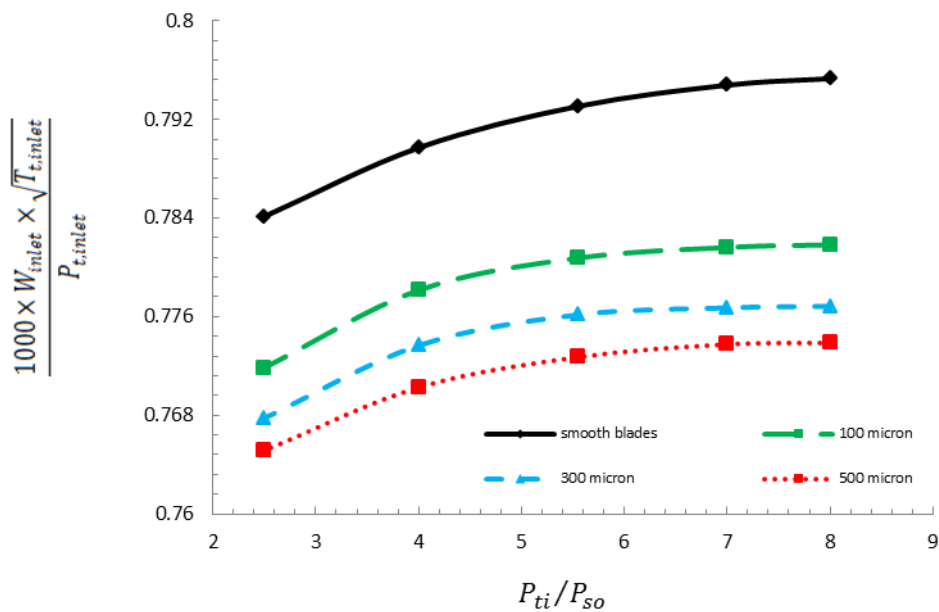
جدول (۵-۲) راندمان توربین در حالت‌های صاف و زبری  $100 \mu m$ ،  $300 \mu m$  و  $500 \mu m$  در نسبت‌فشارهای مختلف

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	$Total\ to\ Total\ Isentropic\ Efficiency = \frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0o, is} - T_{0i}}$						
	Smooth Blade	100 micron Rough Blade	$\eta$ Reduction %	300 micron Rough Blade	$\eta$ Reduction %	500 micron Rough Blade	$\eta$ Reduction %
۸	۰/۹۱۳۴۵۷	۰/۸۸۵۳۰۱	۴/۴۳۲۹۲۵۶	۰/۸۷۰۹۷۲	۴/۶۵۱۰۱۲۶	۰/۸۶۰۱۵۶	۵/۸۳۵۰۸۵۸
۷	۰/۹۰۷۴۴	۰/۸۷۷۶۸۷	۳/۰۰۵۸۰۱۳	۰/۸۶۲۳۳۸	۴/۹۷۰۲۴۶	۰/۸۵۲۹۵۹	۶/۰۰۳۸۱۲۹
۵.۵/۵	۰/۸۸۹۸۰۳	۰/۸۶۱۷۲۷	۳/۱۵۵۳۰۵۲	۰/۸۴۷۰۲۸	۴/۸۰۷۲۴۳۹	۰/۸۳۸۰۰۱	۵/۸۲۱۷۳۸۱
۴	۰/۸۵۶۷۱	۰/۸۳۰۹۵۹	۳/۲۷۸۷۸۴۳	۰/۸۱۳۵۲۲	۵/۰۴۱۱۴۵۸	۰/۸۰۱۲۲۴	۶/۴۷۶۶۳۷۴
۲/۵	۰/۷۹۵۷۹۵	۰/۷۶۰۵۱۸	۳/۰۸۲۳۵۶۴	۰/۷۴۱۳۶۲	۶/۸۴۰۰۷۸۲	۰/۷۳۰۷۴۳	۸/۱۷۴۴۶۷



شکل (۵-۱۵) نمودار راندمان توربین بر حسب نسبت فشار کل ورودی به استاتیک خروجی در حالت‌های صاف و زبری‌های مختلف

شکل (۵-۱۶) تغییرات دبی ورودی با نسبت فشارهای کل به استاتیک مختلف قابل دست‌یابی، در حالت‌های توربین صاف و نیز با زبری‌های ۱۰۰، ۳۰۰ و ۵۰۰ میکرون را نشان می‌دهد [مقاله ۱۴].



شکل (۵-۱۶) تغییرات دبی ورودی با نسبت فشارهای کل به استاتیک مختلف قابل دست‌یابی

با توجه به نمودار، افزایش نسبت فشار، افزایش دبی را به همراه خواهد داشت و مطابق انتظار، هر چه نسبت فشار افزایش می‌یابد، روند مقدار افزایش دبی به مانند راندمان، کاهش می‌یابد؛ تا جایی که به دلیل بروز پدیده‌ی خفگی، ثابت خواهد ماند. نکته‌ی قابل تامل، رسیدن سریع‌تر به این حالت با افزایش زبری است. چرا که با توجه به شکل مربوطه، شیب نمودارها با افزایش زبری، کاهش می‌یابند. با افزایش زبری، دبی ورودی نیز کاهش خواهد یافت؛ چرا که با افزایش بی‌نظمی جریان و بروز آشفتگی‌های ناشی از زبری، سرعت جریان درون توربین، به‌ویژه در نواحی ورودی استاتور اول، اندکی کاهش یافته و موجب افزایش محلی فشار می‌گردد که در نتیجه اختلاف فشار محل با فشار ورودی کاهش یافته و دبی نیز کاهش می‌یابد. این روند با افزایش زبری همچنان ادامه پیدا می‌کند اما ملاحظه گردید که این کاهش دبی، همانند کاهش راندمان نسبت به افزایش زبری با نسبتی ثابت نخواهد بود که در ادامه به آن پرداخته خواهد شد.

در جدول ۳-۵ مقدار راندمان در حالتی که فقط استاتورها و یا فقط روتورها به مقدار ۳۰۰ میکرون زبر شده باشند با حالتی که هر دو طبقه، به مقدار ۳۰۰ میکرون زبر شده باشند و نیز با حالت صاف مقایسه شده‌اند. مقادیر، نشان می‌دهد که مجموع افت راندمان ناشی از زبری استاتورها و زبری روتورها، تقریباً برابر با افت راندمان ناشی از زبری کل مرحله است که این موضوع بیان‌گر وابستگی مستقیم راندمان به افزایش افت پروفیل ناشی از زبری است. همچنین تاثیر افزایش زبری استاتورها در کاهش راندمان، به دلیل واقع بودن در ورودی طبقه، بیش از روتورها می‌باشد.

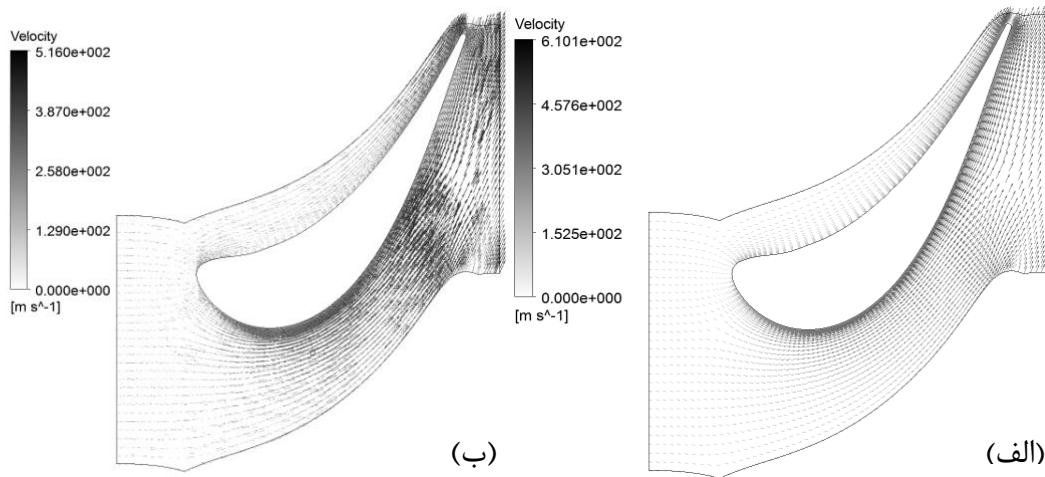
افزایش زبری باعث افزایش اصطکاک و افزایش ضخامت لایه‌ی مرزی می‌گردد که هر دوی این عوامل افت پروفیل را بزرگ‌تر می‌کنند که بیشتر افت در ناحیه‌ی لایه مرزی تولید می‌شود. علاوه بر افزایش افت پروفیل، لایه مرزی ضخیم‌تر روی پره‌ها و دیواره‌های کناری، ظرفیت جریان را به خصوص در نزدیکی شرایط خفگی، کاهش می‌دهد. اثر لایه مرزی در شکل‌های (۵-۱۷) و (۵-۱۸)، به خوبی دیده می‌شود. لایه مرزی در حالت پره‌ی زبر به‌خصوص در سمت مکش، ضخیم‌تر از حالت صاف است و موجب نامنظم شدن خطوط جریان اطراف پره می‌شود و مطابق شکل، نامنظمی جریان، به ویژه در

جدول (۳-۵) راندمان توربین در حالت‌های صاف، استاتور زبر و روتور زبر با زبری  $300 \mu m$  در نسبت‌فشارهای مختلف

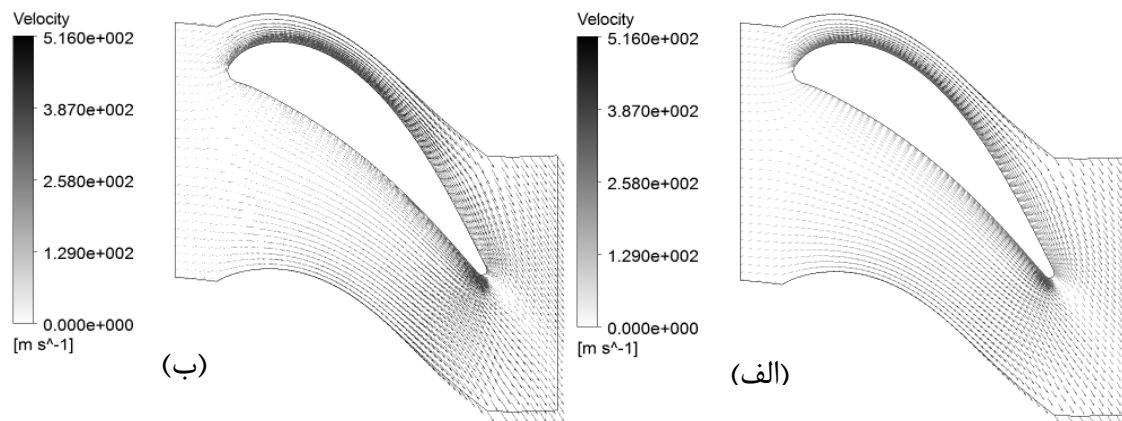
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Total to Total Isentropic Efficiency = $\frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0o,is} - T_{0i}}$			
	Smooth Blade	300 micron Rough Stator and Rotor	300 micron Rough Stators	300 micron Rough Rotors
8	0.91345	0.870972	0.880255	0.897917
7	0.90744	0.862338	0.876613	0.8919
55/5	0.88980	0.847028	0.861303	0.87426
4	0.85671	0.813522	0.828505	0.84117
2.5	0.79579	0.741362	0.756645	0.780255

پره‌های استاتور گسترش می‌یابد. پی‌آمد این حالت، عدم انتقال کامل انرژی جریان به پره در روتورها و بازیابی مطلوب سرعت جریان در استاتور و به دنبال آن، کاهش کارایی توربین می‌باشد. انتشار نا-منظمی جریان، به دلیل گردنده بودن پره‌های روتور و کاهش اصطکاک جریان با سطح پره، پیرامون پره‌های استاتور، بیشتر از روتور است اما لایه مرزی، به شدت تحت تاثیر قرار می‌گیرد که این حالت، آشکارا با بررسی حالت‌های الف و ب در شکل (۵-۱۸) و مقایسه با شکل‌های (۵-۱۷) قابل تشخیص است.

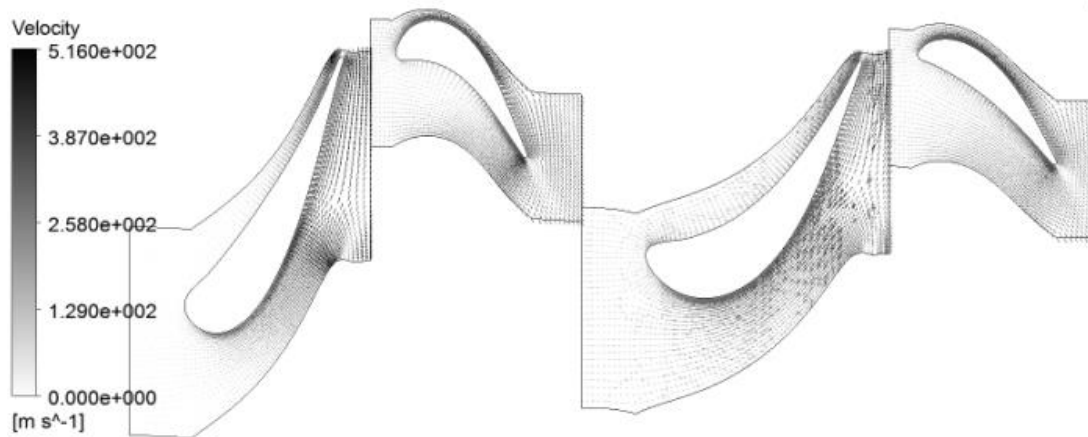
جریان در لبه‌ی فرار پره‌ها نیز به شدت تحت تاثیر زبری قرار می‌گیرد. این ناحیه وظیفه‌ی انتقال جریان از پره به پره را بر عهده دارد؛ اگر جریان مسیر ایده‌آل خود را طی نکند، در ورودی به پره‌ی دیگر، محل نقطه‌ی سکون در لبه‌ی حمله و به همین منوال جریان مطلوب در ادامه‌ی مسیر نیز، تحت تاثیر قرار گرفته و تغییر خواهد نمود. دلیل افزایش اثر زبری روی طبقه‌ی دوم پره در مقایسه با طبقه-ی اول، همین پدیده می‌باشد (شکل ۵-۱۹).



شکل (۵-۱۷) بردارهای سرعت پره‌ی استاتور دوم با سطح صاف (الف) و زیر (ب)، در قسمت میانی پره

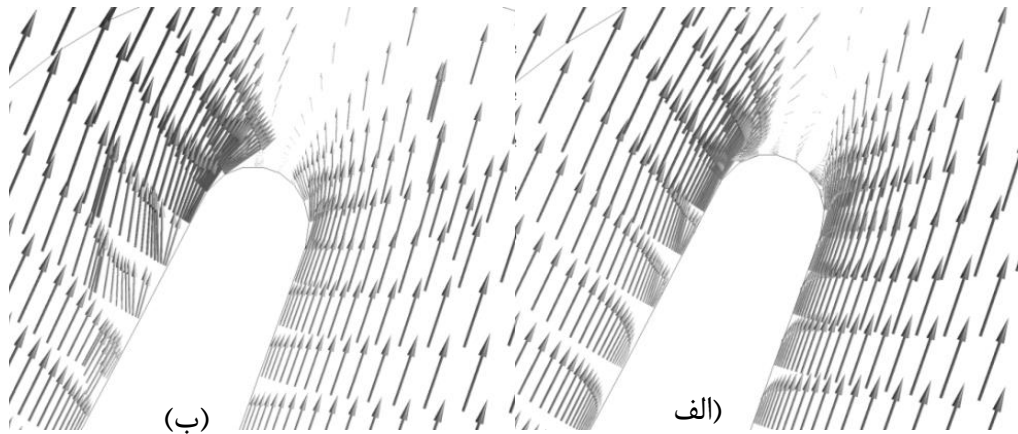


شکل (۵-۱۸) بردارهای سرعت پره‌ی روتور دوم با سطح صاف (الف) و زیر (ب)، در قسمت میانی پره



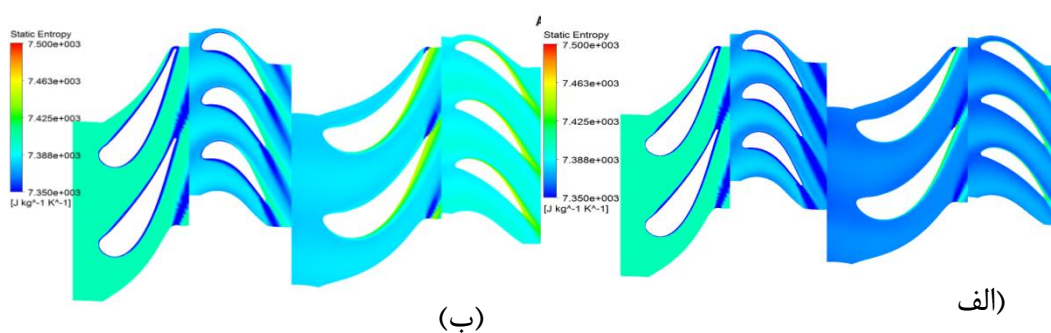
شکل (۵-۱۹) نمای پره به پره‌ی توربین در حالت زیر

در شکل (۵-۲۰) تغییر رفتار جریان بر اثر زبری در ناحیه‌ی حساس لبه‌ی فرار پره‌ی استاتور دوم، به روشنی قابل مشاهده است.



شکل (۵-۲۰) بردارهای سرعت در لبه‌ی فرار پره‌ی استاتور دوم با سطح صاف (الف) و زبر (ب)، در قسمت میانی پره

توزیع انتروپی نیز در جهت مطالب بالا، با افزایش زبری، افزایش یافته است. در شکل‌های (۵-۲۱) و (۵-۲۲)، تاثیر زبری بر توزیع انتروپی، در کل توربین، به ترتیب به صورت نمای پره‌به‌پره، و مریدونال آورده شده است.

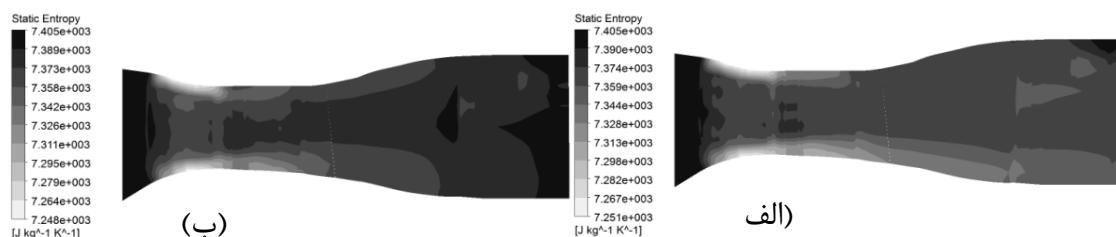


شکل (۵-۲۱) توزیع انتروپی در نمای پره به پره با سطح صاف (الف) و زبر (ب)

افزایش انتروپی و دور شدن از نظم مطلوب جریان، به‌ویژه در لایه‌مرزی لبه‌ی سمت مکش پره‌های زبر و نیز در خروجی و ورودی روتور دوم (ناحیه‌ی خروجی توربین معیوب)، در مقایسه با حالت سالم،



کاملاً نمایان است. از طرفی، بی‌نظمی که در لبه‌ی فرار سمت مکش استاتور رخ می‌دهد به جریان پایین دست نیز انتقال می‌یابد. افزایش انتقال حرارت ناشی از افزایش برهمکنش‌های مولکولی در توربین معیوب نسبت به حالت سالم، یکی از عوامل موثر بر این افزایش انتروپی است.

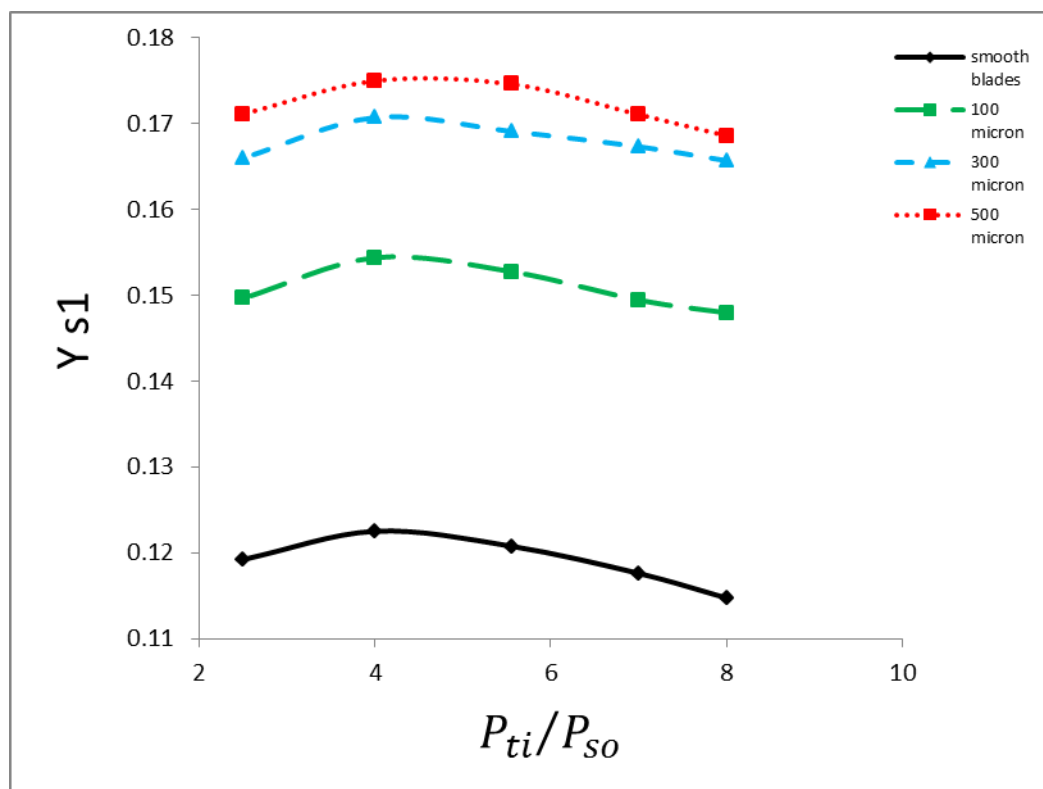


شکل (۵-۲۲) نمای مریدونال توزیع انتروپی در کل توربین با سطح‌های هر دو طبقه‌ی صاف (الف) و زبر (ب)

اکنون به بررسی ضریب‌های افت توربین زبر می‌پردازیم. در جدول ۴-۵ و ۵-۵ و شکل‌های (۵-۲۳) و (۵-۲۴)، به ترتیب ضریب‌های افت استاتور اول و دوم ارائه شده است. مشخص است که هرچه ارتفاع زبری بیشتر شود، ضرائب افت که حاصل از تلفات جریان هستند افزایش می‌یابند. همان‌گونه که پیش‌تر نیز اشاره گردید، از آن‌جا که در حالت زبر، عناصر زبری از زیرلایه‌ی لزوج خارج شده و پسا و مقاومت اضافی ایجاد می‌کنند، اصطکاک شدیداً افزایش می‌یابد؛ همچنین ضخامت لایه-مرزی، زیاد شده و باعث افزایش افت پروفیل می‌گردد. هردوی این پدیده‌ها راندمان را کاهش می‌دهند. اما کاهش راندمان نیز به مانند کاهش دبی ورودی با افزایش میزان زبری‌های مختلف، روندی ثابت را طی نمی‌کند چرا که با پیدایش مقدار زبری لازم جهت رسیدن آشفتگی لایه‌مرزی به حالت نیمه زبر، کاهش چشم‌گیر در میزان راندمان و دبی به وجود خواهد آمد؛ اما با رسیدن به ناحیه‌ی کاملاً زبر، به قدری ضخامت لایه‌مرزی زیاد می‌شود که به تدریج عناصر زبری را نیز می‌پوشاند و اثر آن را در مقایسه با خود ناچیز می‌کند.

جدول (۴-۵) ضرایب افت استاتور اول در حالت‌های صاف و زبر با نسبت‌فشارهای مختلف

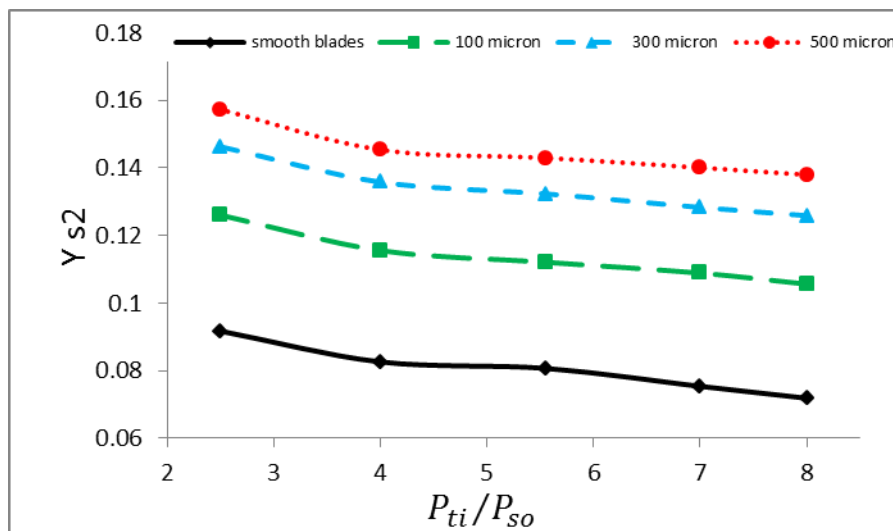
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Stator Loss Coefficient- $Y_s$						
	Smooth Blade	100 micron Rough Blade	$Y_s$ Increase %	300 micron Rough Blade	$Y_s$ Increase %	500 micron Rough Blade	$Y_s$ Increase %
۸	0/1147	0/1479	28/96	0.1657	44/42	0/1686	46/95
۷	0/117594	0/149456	27/09	0.1673	42/28	0/171075	45/47
۵/۵۵	0/120765	0/152769	26/50	0.16911	40/03	0/17462	44/59
۴	0/122505	0/154387	26/02	0.1707	39/36	0/174996	42/8۰
۲/۵	0/119214	0/149665	25/54	0/1660	39/25	0/17115	43/56



شکل (۴-۵) ضرایب افت استاتور اول در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف

جدول (۵-۵) ضرائب افت استاتور دوم در حالت‌های صاف و زبر در نسبت‌فشارهای مختلف

$\frac{P_{t,i}}{P_{t,o}}$	Stator Loss Coefficient- $Y_{S2}$						
	Smooth Blade	100 micron Rough Blade	$Y_S$ Increase %	300 micron Rough Blade	$Y_S$ Increase %	500 micron Rough Blade	$Y_S$ Increase %
۸	0/0718	0/10560	46/983 <sup>۲</sup>	0/1258	75/1764	0/1379	92/0163
۷	0/075 <sup>۴</sup>	0/1088	44/417 <sup>۵</sup>	0/1283	70/2300	0/1400	85/794 <sup>۳</sup>
۵/۵۵	0/080 <sup>۷</sup>	0/112 <sup>۱</sup>	38/917 <sup>۸</sup>	0/1323	63/9961	0/1429	77/1736
۴	0/082 <sup>۶</sup>	0/1155	39/882	0/135 <sup>۸</sup>	64/3796	0/1453	75/957 <sup>۷</sup>
۲/۵	0/0917	0/1260	37/4269	0/146 <sup>۳</sup>	59/4914	0/1572	71/4767



شکل (۵-۲۴) ضرائب افت استاتور دوم در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف

در جدول‌های ۵-۶ و ۵-۷ و نیز شکل‌های (۵-۲۵) و (۵-۲۶)، ضرائب افت روتورهای اول و دوم ارائه شده است. در این‌جا نیز افزایش ارتفاع زبری، افزایش ضرائب افت که حاصل از تلفات جریان هستند را

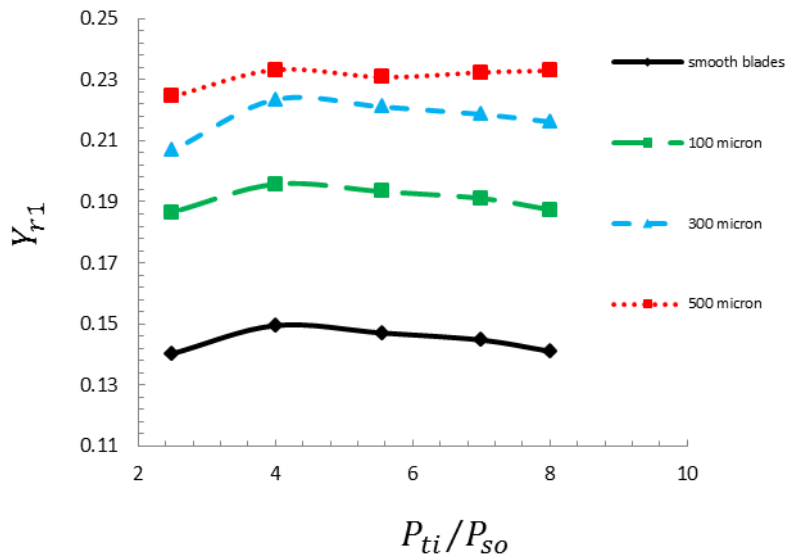
در پی خواهد داشت.

جدول (۶-۵) ضرائب افت روتور اول در حالت‌های صاف و زبر در نسبت‌فشارهای مختلف

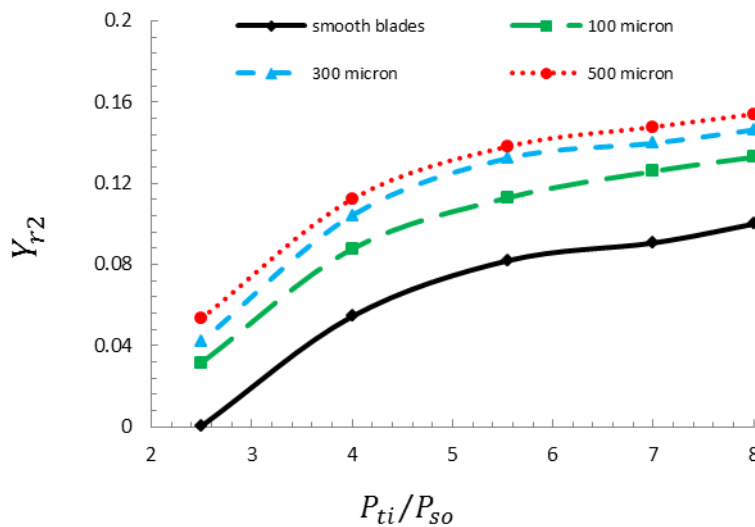
<i>Rotor Loss Coefficient-<math>Y_{R1}</math></i>							
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	<i>Smooth Blade</i>	<i>100 micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %	<i>۳۰۰ micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %	<i>۵۰۰ micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %
۸	0/14106	0/187436	32/87528	0/21620	53/26807	0/232946	65/13753
۷	0/14475	0/19113	32/03635	0/2186۴	51/03976	0/232381	60/53336
۵/۵۵	0/14708	0/19338	31/47536	0/22110	50/32169	0/230815	56/92318
۴	0/14950	0/1958	30/96727	0/22352	49/50917	0/233231	56/00422
۲,۵	0/14031	0/18661	32/99428	0/206847	47/41375	0/224501	59/99527

جدول (۷-۵) ضرائب افت روتور دوم در حالت‌های صاف و زبر با نسبت‌فشارهای مختلف

<i>Rotor Loss Coefficient-<math>Y_{R2}</math></i>							
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	<i>Smooth Blade</i>	<i>100 micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %	<i>۳۰۰ micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %	<i>۵۰۰ micron Rough Blade</i>	$Y_R$ Increase %
۸	0/0999	0/1329	0/330180	0/14633	0/464476	0/15405	0/5418080
۷	0/0906	0/1258	0/3887356	0/13976	0/542012	0/14775	0/6300750
۵/۵۵	0/0819	0/1128	0/3779646	0/13233	0/615394	0/13819	0/6869255
۴	0/05445	0/087	0/610378	0/10425	0/91433	0/11226	1/061478
۲,۵	0/0005	0/0317	62.4	0/042242	83/484	0/053477	105/954



شکل (۵-۲۵) ضرائب افت روتور اول در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف



شکل (۵-۲۶) ضرائب افت روتور دوم در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای کل به استاتیک مختلف

در جدول‌های (۵-۸) و (۵-۹)، مقدار افت پره‌های استاتور و روتور در حالتی که فقط استاتور و یا فقط روتور به مقدار  $300 \mu m$  زبر شده باشد با حالتی که هر دو پره به مقدار  $300 \mu m$  زبر شده باشند و نیز با حالت صاف مقایسه شده‌اند. دیده می‌شود که زبری روتور، در طبقه‌ی اول، اثری بسیار ناچیز

جدول (۵-۸) مقایسه‌ی بین ضرائب افت پره‌های استاتور و روتور طبقه‌ی اول در حالت‌های صاف، استاتور زبر، روتور زبر و

هر دو پره زبر با زبری  $300 \mu m$ ، در نسبت فشارهای مختلف

<i>Loss Coefficient-Y'</i>								
$\frac{P_{t,i}}{P_{t,o}}$	<i>Smooth Blade</i>		<i>300 micron Rough Stator and Rotor</i>		<i>300 micron Rough Stator</i>		<i>300 micron Rough Rotor</i>	
	<i>Stator</i>	<i>Rotor</i>	<i>Stator</i>	<i>Rotor</i>	<i>Stator</i>	<i>Rotor</i>	<i>Stator</i>	<i>Rotor</i>
8	0/114 7	0/141 1	0/165 7	0/216 2	0/165 7	0/153 1	0/114 6	0/2021
7	0/117 ۶	0/144 7	0/167 3	0/218 6	0/167 4	0/156 5	0/117 2	0/2048
55/5	0/120 8	0/147 1	0/169 1	0/221 1	0/169 3	۰/۱۵۸۳	۰/۱۲۰۲	۰/۲۰۷۹
4	0/122 5	0/149 5	0/170 7	0/223 5	0/170 9	0/160 4	0/123 2	0/2101
2/5	0/119 2	0/140 3	0/166 0	0/206 8	0/166 5	0/150 5	0/120 2	0/2003

بر افت ایجاد شده در استاتور دارد. اما زبری استاتور باعث اندکی افزایش در افت روتور شده است که نشان‌دهنده‌ی انتقال تلفات استاتور به جریان پایین دست می‌باشد. اما در طبقه‌ی دوم، هم زبری روتور و هم زبری استاتور، اندکی بر افت ایجاد شده در هم استاتور و هم روتور اثر می‌گذارد که به دلیل قرار گرفتن تحت تاثیر طبقه‌ی اول می‌باشد. البته باز هم اثرگذاری بر استاتور بیش از روتور است.

در جدول (۵-۱۰) و شکل (۵-۲۷)، میزان افت دمای کل در یک مرحله‌ی توربین در حالت‌های پره‌ی صاف و پره‌ی زبر با هم مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که با افزایش زبری، دمای کل در توربین، افت کمتری دارد که به معنای وجود تلفاتی همچون اصطکاک و آشفستگی است که باعث دوباره گرم شدن

گاز می‌شود.

با توجه به شکل (۵-۲۷) تفاوت اندکی بین افت دمای حالت‌های مختلف زبری دیده می‌شود اما آنچه مسلم است، کاهش افت دما با افزایش زبری توربین است که در نسبت فشارهای بالاتر چشم‌گیرتر می‌باشد. در واقع در دبی‌های بیشتر، به دلیل کاهش تلفات اصطکاکی، افت دما نیز بیشتر است.

جدول (۵-۹) مقایسه‌ی بین ضرایب افت پره‌های استاتور و روتور طبقه‌ی دوم در حالت‌های صاف، استاتور زبر، روتور زبر و

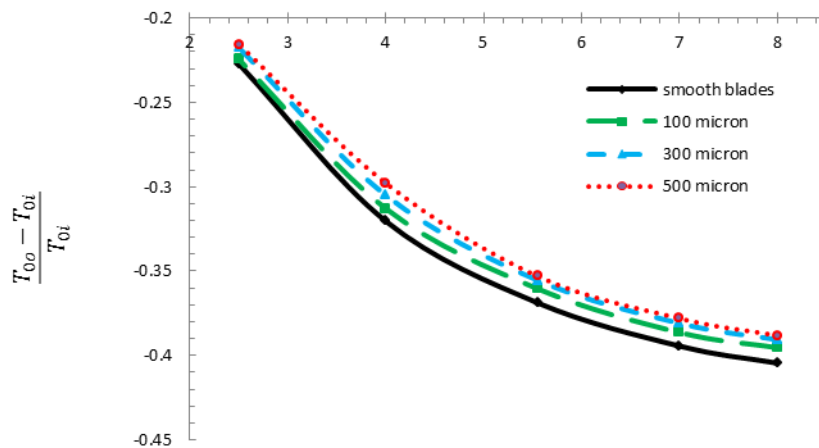
هر دو پره‌ی زبر با زبری  $300 \mu m$ ، در نسبت‌فشارهای مختلف

$\frac{P_{t,i}}{P_{t,o}}$	Loss Coefficient-Y2							
	Smooth Blade		300 micron Rough Stator and Rotor		300 micron Rough Stator		300 micron Rough Rotor	
	Stator	Rotor	Stator	Rotor	Stator	Rotor	Stator	Rotor
8	0/0718	0/0999	0/125 <sup>۹</sup>	0/1463	0/1445	0/1051	0/1234	0/1404
7	0/075 <sup>۴</sup>	0/090 <sup>۶</sup>	0/1283	0/139 <sup>۸</sup>	0/1268	0/0961	0/1261	0/1349
55/5	0/080 <sup>۷</sup>	0/0819	0/1323	0/1323	۰/۱۳۰۶	۰/۰۸۷۶	۰/۱۳۰۵	۰/۱۲۷۶
4	0/082 <sup>۶</sup>	0/0544	0/135 <sup>۸</sup>	0/1042	0/1339	0/0599	0/1338	0/1002
2/5	0/0917	0/0005	0/146 <sup>۳</sup>	0/0422	0/1442	0/0071	0/1445	0/0382

جدول (۵-۱۰) مقایسه‌ی بین افت دمای توربین در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای مختلف

$\frac{P_{t,i}}{P_{t,o}}$	Temperature Loss = $\frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0i}}$			
	Smooth Blade	100 micron Rough Blade	300 micron Rough Blade	500 micron Rough Blade
۸	-۰/۴۰۴۵۲۲	-۰/۳۹۵۳۷۱۵۸۷	-۰/۳۹۰۶۸۶۲۲۸	-۰/۳۸۸۱۸۷۰۸۷
۷	-۰/۳۹۴۳۹۵	-۰/۳۸۶۳۴۸۲۳۹	-۰/۳۸۰۸۶۷۲۷۱	-۰/۳۷۸۰۱۰۷۲۴

۵/۵۵	-۰/۳۶۸۷۵۰	-۰/۳۶۰۳۹۹۱۲۹	-۰/۳۵۵۳۷۲۶۵۸	-۰/۳۵۳۰۴۴۰۷۴
۴	-۰/۳۲۰۳۷۵	-۰/۳۱۲۹۰۴۳۵۹	-۰/۳۰۴۹۶۲۷۶	-۰/۲۹۷۸۵۹۸۴۵
۲/۵	-۰/۲۲۷۱۴۸	-۰/۲۲۴۴۲۰۳۹۱	-۰/۲۱۷۵۲۳۸۶۴	-۰/۲۱۵۵۷۷۲۶۹



شکل (۲۷-۵) مقایسه بین افت دما در توربین در حالت‌های صاف و زبری

جدول (۱۱-۵) و شکل (۲۸-۵)، میزان افت دمای کل در توربین در حالت‌های پره‌ی صاف و پره‌ی

زبر را نشان می‌دهد.

جدول (۱۱-۵) مقایسه‌ی بین افت فشار توربین در حالت‌های صاف و زبر، در نسبت‌فشارهای مختلف

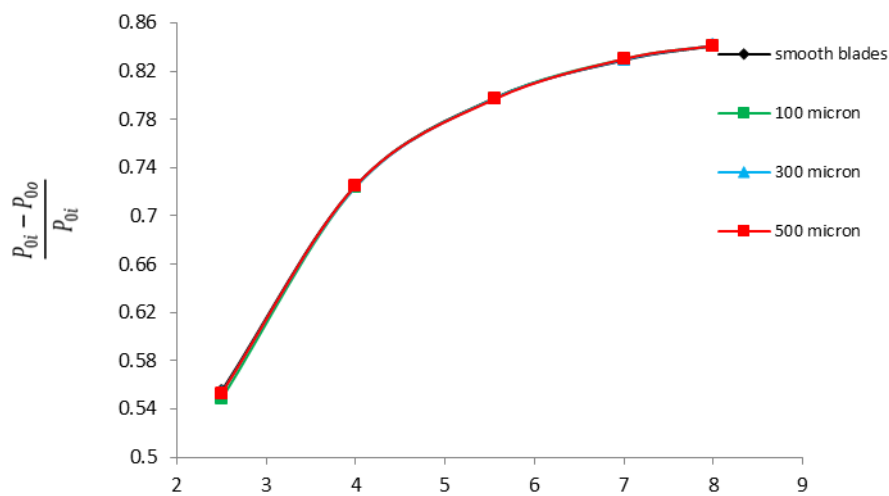
$\frac{P_{1,i}}{P_{1,o}}$	$Total Pressure Loss = \frac{P_{0i} - P_{0o}}{P_{0i}}$			
	<i>Smooth Blade</i>	<i>100 micron Rough Blade</i>	<i>300 micron Rough Blade</i>	<i>500 micron Rough Blade</i>
۸	۰/۸۴۱۰۱۴	۰/۸۴۱۲۳۳	۰/۸۴۱۳۰۳	۰/۸۴۱۱۴۸
۷	۰/۸۲۹۱۳۹	۰/۸۳۰۱۹۱	۰/۸۲۹۵۷۵	۰/۸۳۰۰۸۳



۵/۵۵	۰/۷۹۷۶۷۴	۰/۷۹۷۵۱۶	۰/۷۹۷۲۵۳	۰/۷۹۶۷۸۵
۴	۰/۷۲۵۲۷۵	۰/۷۲۴۲۲۵	۰/۷۲۴۴۶۷	۰/۷۲۵۱۶۵
۲/۵	۰/۵۵۵۰۳۲	۰/۵۴۸۵۵۳	۰/۵۵۳۳۳۴	۰/۵۵۳۲۱۴

مشاهده می‌شود تفاوت بسیار ناچیزی بین افت فشار حالت‌های مختلف زبری دیده می‌شود و تقریباً این

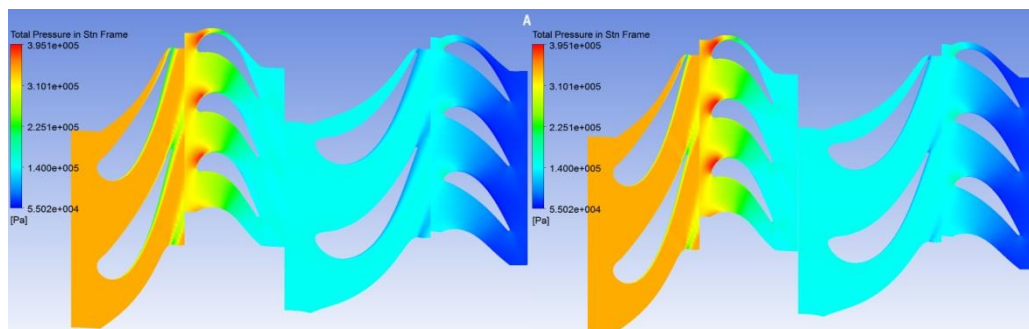
نمودارها مطابق شکل (۵-۲۸) روی هم می‌افتند؛



شکل (۵-۲۸) مقایسه بین افت دما در توربین در حالت‌های صاف و زبری

با این حال، با توجه به نمای پره‌به‌پره‌ی شکل (۵-۲۹) می‌توان شاهد تفاوت افت فشارها در حالت-

های صاف و زبر بود.



شکل (۵-۲۹) مقایسه‌ی فشار کل با نسبت فشار ۵/۵۵ و دور ۸۲۸۳ rpm در حالت‌های (الف) پره‌ی صاف (ب) پره‌ی زبر

در این دو شکل دیده می‌شود که با افزایش زبری مقدار افت فشار به مانند مقدار انتروپی تولید شده افزایش یافته است. بیشتر افت در ناحیه‌ی لایه‌مرزی تولید شده و افتی که در لبه‌ی فرار سمت مکش استاتور رخ می‌دهد به جریان پایین دست نیز انتقال می‌یابد. لایه‌مرزی ضخیم‌تر روی پرها و دیواره‌های کناری، ظرفیت جریان را به خصوص در نزدیکی شرایط خفگی کاهش می‌دهند.

## ۵-۶ نتایج حاصل از اعمال تغییرات هندسی پره بر توربین

### ۵-۶-۱ نتایج حاصل از اعمال خوردگی

جهت بررسی تاثیر خوردگی، دو حالت در نظر گرفته می‌شود. در هر دو حالت، افزایش فضای خالی سر پره‌ی روتور اول به مقدار یک میلی‌متر و لقی روتور دوم ۰/۵ میلی‌متر اعمال گردید. اما در خوردگی نوع اول، کاهش ضخامت لبه‌ی حمله‌ی استاتور و روتور اول به میزان  $1000 \mu m$  و در نوع دوم، کاهش ضخامت پره‌ی روتور اول در لبه‌ی فرار سمت فشار و کاهش ضخامت پره‌ی استاتور اول در لبه‌ی فرار سمت مکش هر دو به مقدار  $500 \mu m$  منظور گردید.

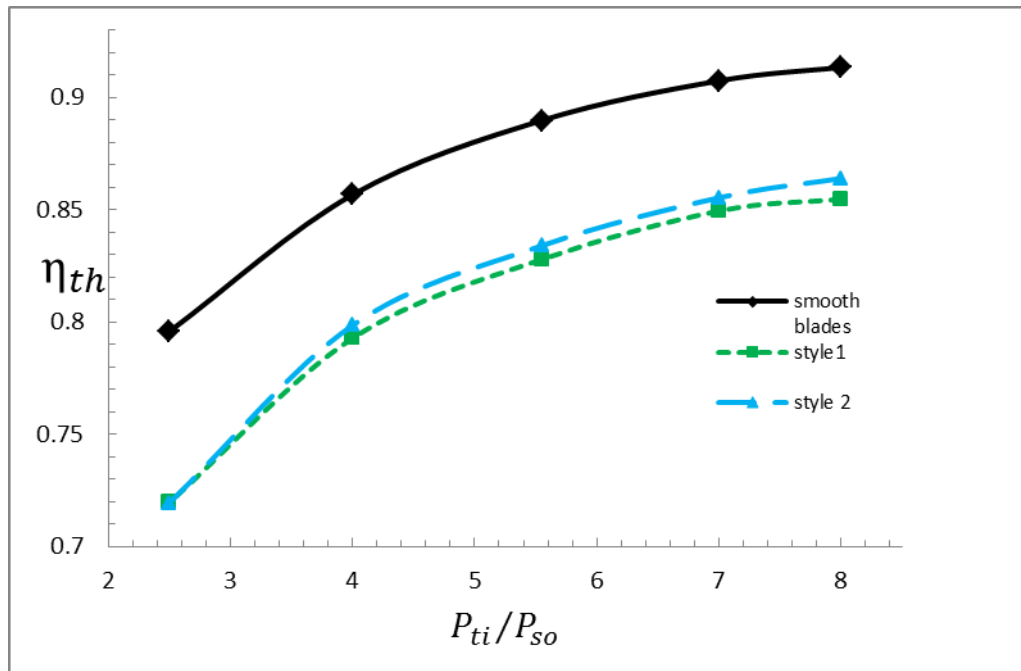
شایان ذکر است در هر دو مرحله، کاهش طول کورد پره‌ی روتور اول به مقدار  $2 mm$  و کاهش طول کورد پره‌ی استاتور اول به مقدار  $3 mm$  و نیز زبری لازم نیز منظور گردیده است.

در جدول (۵-۱۲) و شکل (۵-۳۰) مقایسه‌ای بین راندمان توربین در حالت سالم و معیوب انجام شده است. مشاهده می‌شود در حالت اول خوردگی که در لبه‌ی حمله‌ی پره اتفاق می‌افتد، برای نسبت فشار ۵/۵۵، بازده، نزدیک به هفت درصد و در حالت دوم خوردگی که در لبه‌ی فرار رخ می‌دهد، شش درصد کاهش را نشان می‌دهد. از آنجایی که در هر دو حالت به یک میزان لقی نوک پره اعمال نمودیم، آشکار می‌شود که خوردگی در لبه‌ی حمله بر کاهش راندمان، تاثیرگذارتر از لبه‌ی فرار است

و از طرفی بیشترین عامل کاهش بازده، لقی بیش از اندازه‌ی مطلوب در نوک پره‌های روتور می‌باشد. با توجه به شکل‌های (۵-۳۱)، آشکار می‌شود که در همان ابتدای ورود سیال کاری به توربین و برخورد به پره، جهت جریان از حالت مطلوب خارج شده و منحرف می‌گردد. این روی‌داد نتیجه‌ای جز برهم خوردن نظم جریان نداشته و کاهش راندمانی چشم‌گیر را در پی خواهد داشت. از طرفی لقی نسبتاً زیاد ناشی از خوردگی در نوک پره‌ی روتور اول و کمی کمتر در روتور دوم (ناحیه‌ی بین پره و شroud) باعث نشتی بیش از حد معمول از ناحیه‌ی نوک پره‌ها شده و منجر به ایجاد جریان‌های ثانویه و گردابه‌های نوک پره می‌گردد که خود نیز تاثیر به‌سزایی در عمل کرد نامناسب توربین خواهد گذاشت.

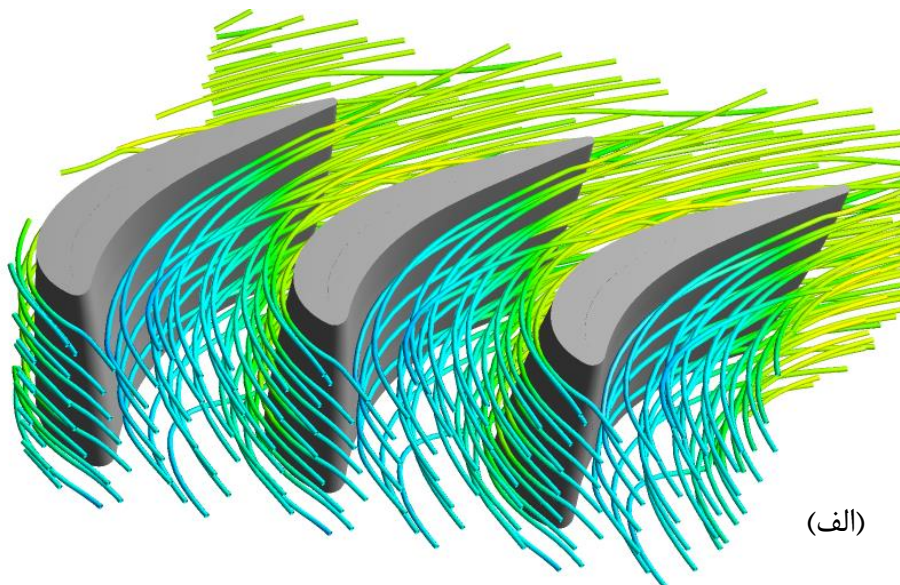
جدول (۵-۱۲) راندمان توربین در حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

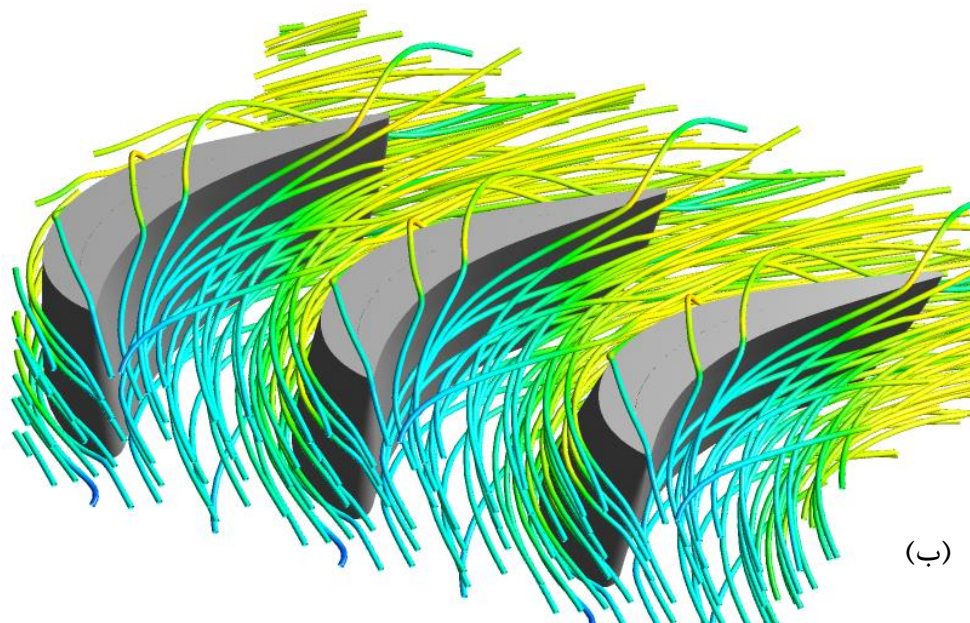
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	$Total\ to\ Total\ Isentropic\ Efficiency = \frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0o, is} - T_{0i}}$				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$\eta$ Reduction	<i>Second style</i>	$\eta$ Reduction
۸	0/913457	0/854743	0/06428	0/863972	0/05417
۷	0/90744	0/849446	0/06391	0/855338	0/05742
۵/۵۵	0/889803	0/82788	0/06959	0/833979	0/06274
۴	0/85671	0/792764	0/07464	0/798522	0/06792
۲/۵	0/795795	0/719609	0/09574	0/71943	0/09596



شکل (۵-۳۰) نمودار مقایسه‌ی راندمان توربین سالم با حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

شکل‌های زیر، نمای سه‌بعدی خطوط جریان در ردیف روتور اول توربین در حالت سالم (الف) و خوردگی حالت اول (ب) را نشان می‌دهد.



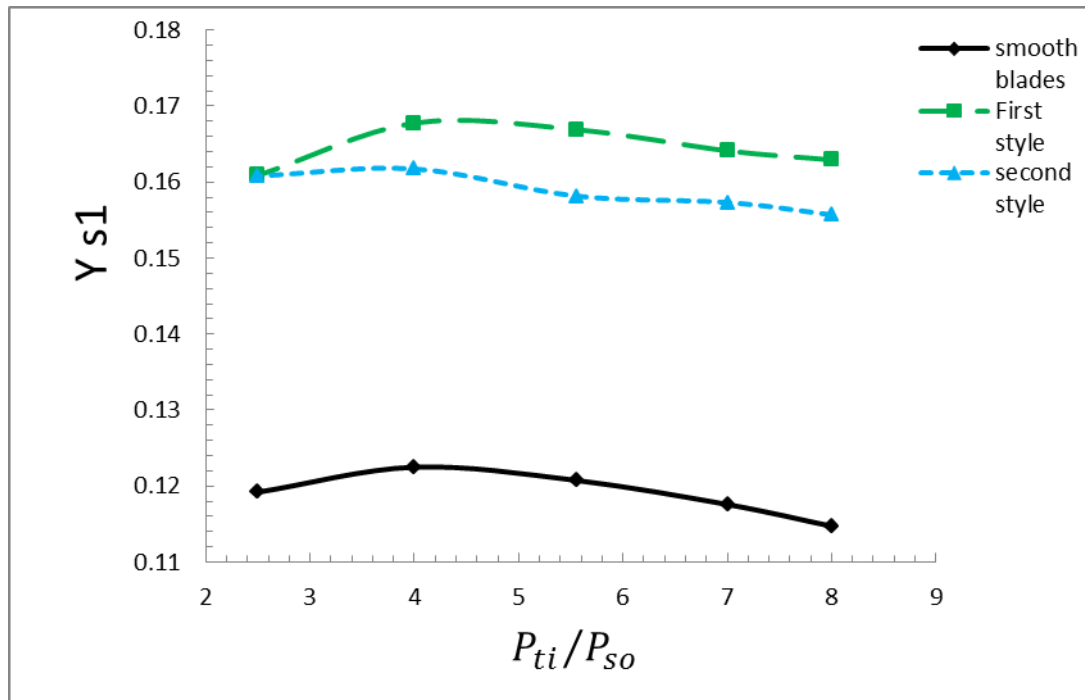


شکل (۵-۳۱) نمای سه بعدی خطوط جریان در روتور اول توربین با نسبت فشار ۵/۵۵ (الف) سالم، (ب) خوردگی نوع اول

در جدول‌های (۵-۱۳) و (۵-۱۴) و نیز شکل‌های (۵-۳۲) و (۵-۳۳) ضرایب افت استاتورهای اول و دوم آورده شده است.

جدول (۵-۱۳) ضرایب افت استاتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

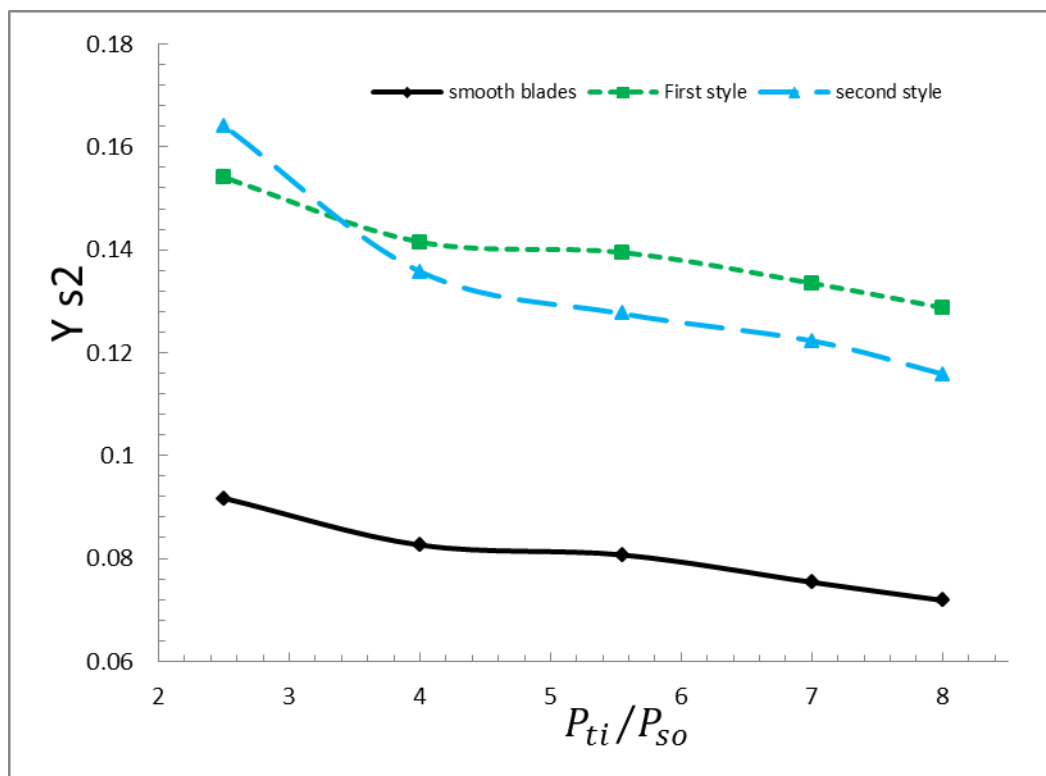
$\frac{P_{1,i}}{P_{1,o}}$	<i>Stator Blade Loss Coefficient-<math>Y_s</math></i>				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	<i><math>Y_s</math> Increase %</i>	<i>Second style</i>	<i><math>Y_s</math> Increase %</i>
۸	0/114733	0/162923	42/002	0/155703	35/709
۷	0/117594	0/164117	39/563	0/157322	33/784
۵/۵۵	0/120765	0/166903	38/205	0/158169	30/973
۴	0/122505	0/167764	36/945	0/161728	32/017
۲/۵	0/119214	0/16088	34/951	0/160804	34/887



شکل (۵-۳۲) نمودار مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی استاتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

جدول (۵-۱۴) ضرایب افت استاتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

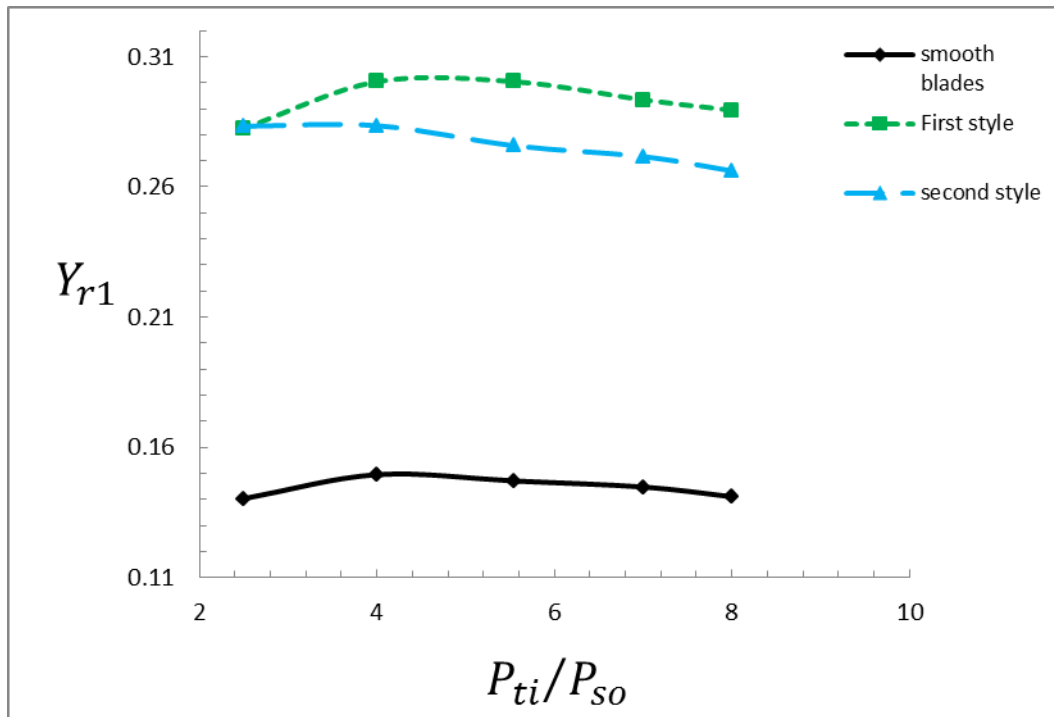
$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Stator Blade Loss Coefficient- $Y_{s1}$				
	smooth	First style	$Y_s$ Increase %	Second style	$Y_s$ Increase %
۸	0/0718	0/128763	79/21786	0/125859	75/17642
۷	0/0754	0/133499	77/10597	0/128316	70/23004
۵/۵۵	0/0807	0/139494	72/89199	0/127591	58/13832
۴	0/0826	0/141526	71/34721	0/135771	64/37963
۲/۵	0/0917	0/154103	68/0435	0/164156	79/00641



شکل (۵-۳۳) مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی استاتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی در جدول‌های (۵-۱۵) و (۵-۱۶) و شکل‌های (۵-۳۴) و (۵-۳۵) نیز ضرایب افت روتورهای اول و دوم ارائه شده‌اند.

جدول (۵-۱۵) ضرایب افت روتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Rotor Blade Loss Coefficient- $Y_R$				
	Smooth	First style	$Y_R$ Increase %	Second style	$Y_R$ Increase %
۸	0/141062	0/289438	105/185	0/266203	88/714
۷	0/144756	0/293468	102/733	0/271638	87/653
۵/۵۵	0/147088	0/300407	104/235	0/275811	87/514
۴	0/149503	0/300407	100/937	0/283521	89/642
۲/۵	0/140317	0/282531	101/351	0/283303	101/901

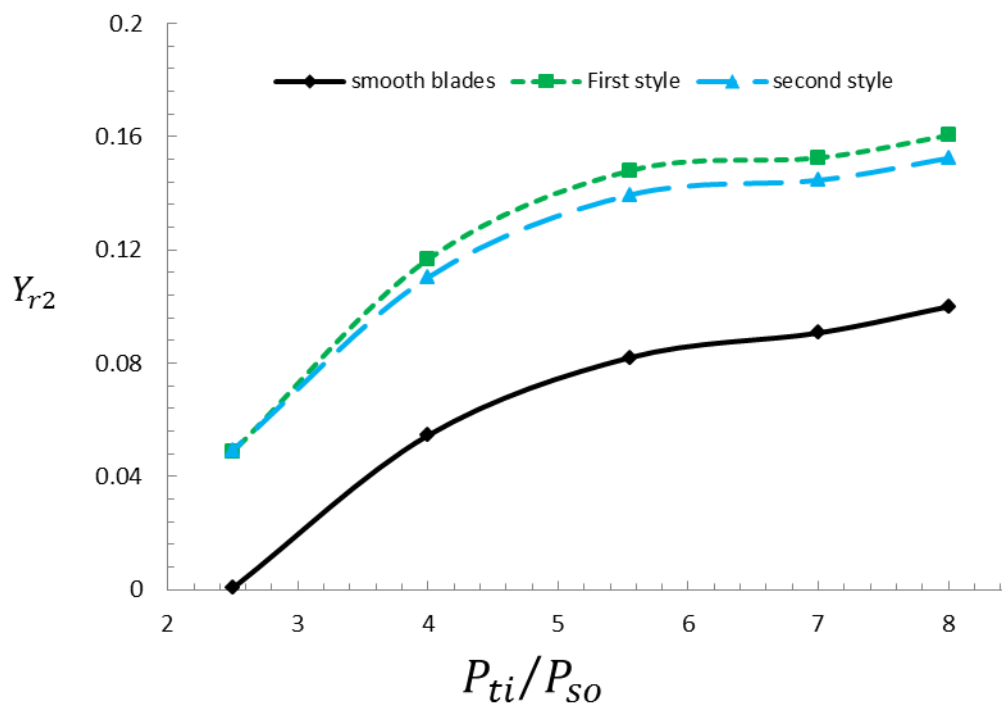


شکل (۵-۳۴) مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی روتور اول در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

جدول (۵-۱۶) ضرایب افت روتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

$\frac{P_{t,i}}{P_{t,o}}$	Rotor Blade Loss Coefficient- $Y_{Rr}$				
	Smooth	First style	$Y_R$ Increase %	Second style	$Y_R$ Increase %
۸	0/099921	0/160383	60/51009	0/152332	52/45244
۷	0/09064	0/1525	68/24844	0/144568	59/49691
۵/۵۵	0/081923	0/147925	80/56627	0/139341	70/0879
۴	0/054458	0/116638	114/17927	0/110251	102/45143
۲/۵	0/0005	0/048721	9644/1987	0/049307	9761/4141





شکل (۵-۳۵) مقایسه‌ی ضرایب افت پره‌ی روتور دوم در توربین سالم و حالت‌های مختلف اعمال خوردگی

با نگاهی گذرا، پایین‌تر بودن محسوس ضرایب افت روتور دوم، به ویژه در نسبت فشارهای پایین، نسبت به دیگر ضرایب افت، مشهود است. دلیل این امر کاهش انرژی اولیه سیال و اختلاف فشار ناچیز ورودی و خروجی روتور دوم می‌باشد؛ با این حال، درصد افزایش ضریب افت کاملاً عکس مطلب بالا است که به خاطر انتقال افت از بالادست به پایین دست می‌باشد.

## ۵-۷ نتایج ناشی از افزایش ضخامت پره‌ها (رسوب‌گرفتگی)

تغییرات هندسی در دو حالت بررسی می‌شود:

الف) افزایش ضخامت پره‌ی استاتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $1\text{ mm}$  و افزایش ضخامت استاتور

دوم و روتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $0.5\text{ mm}$

ب) افزایش ضخامت پره‌ی استاتور اول در سمت فشار به اندازه‌ی  $1.5\text{ mm}$  و افزایش ضخامت

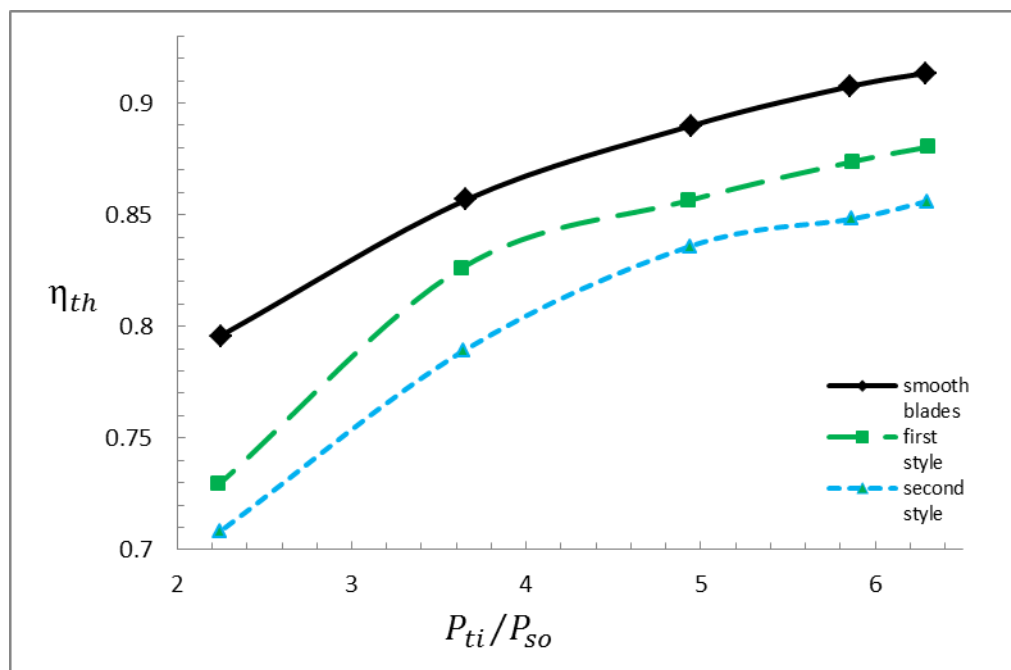
استاتور دوم و روتور اول سمت فشار به اندازه‌ی  $1\text{ mm}$

باز هم همانند خوردگی که دارای زبری می‌باشد، اعمال زبری رسوب نیز صورت پذیرفته است. در جدول (۵-۱۷) و شکل (۵-۳۱)، مقادیر راندمان توربین معیوب با شبیه‌سازی رسوب ارائه شده است.

ملاحظه می‌شود که با افزایش ایجاد رسوب در پره، کاهش راندمان نیز افزایش می‌یابد. به این ترتیب در نسبت فشار ۵/۵۵، کاهش راندمانی به میزان ۳/۷ درصد برای حالت اول و شش درصد که تقریباً کمی کمتر از دو برابر حالت قبلی است، برای حالت دوم رسوب، روی می‌دهد. از نمودارها نیز کاملاً نقش کاهش فاصله‌ی گذرگاه بین پرها در کاهش بازده نمایان است. از طرفی در نسبت فشارهای پایین‌تر که انرژی اولیه‌ی جریان جهت جبران نامنظمی جریان ناشی از ایجاد نقص در پرها کمتر است، افت راندمان نیز مشهودتر می‌باشد.

جدول (۵-۱۷) راندمان توربین در ضخامت اولیه و ضخامت‌های افزایش یافته

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	$Total\ to\ Total\ Isentropic\ Efficiency = \frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0o, is} - T_{0i}}$				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$\eta$ Reduction	<i>Second style</i>	$\eta$ Reduction
۸	0/913457	0/880326	0/03627	0/856	0/06285
۷	0/90744	0/873739	0/03714	0/8482	0/06533
۵/۵۵	0/889803	0/856393	0/03755	0/8359	0/06056
۴	0/85671	0/826142	0/03568	0/789	0/07904
۲/۵	0/795795	0/729317	0/08354	0/7081	0/11024



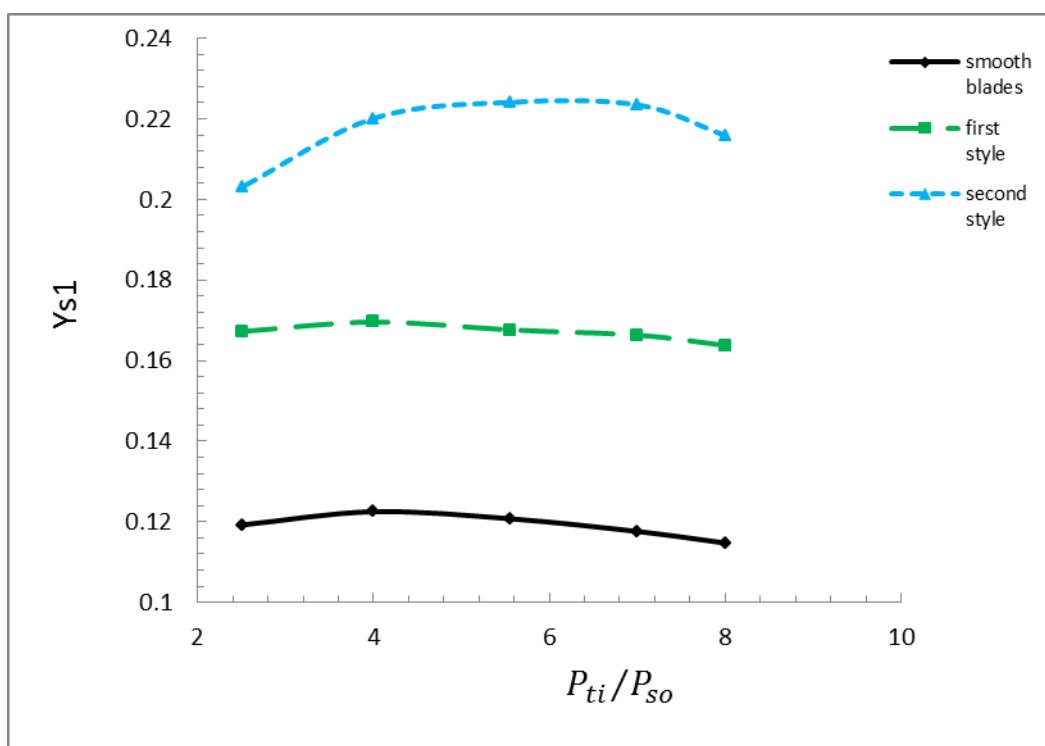
شکل (۵-۳۶) مقایسه‌ی راندمان توربین در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

با وجود این که افزایش ضخامت پره نمی‌تواند تمامی خواص رسوب‌گرفتگی را شبیه‌سازی کند اما از نظر کاهش فاصله‌ی بین پره‌ها که همانا یکی از مهم‌ترین اثرات مخرب رسوب‌گرفتگی است، کمک شایانی در پیش‌بینی میزان کاهش راندمان، بدون نیاز به انجام آزمایش‌های پره‌زیننه می‌نماید. در جدول‌های (۵-۱۸) و (۵-۱۹) و نیز شکل‌های (۵-۳۷) و (۵-۳۸)، ضرائب افت استاتور اول و دوم ارائه شده‌اند. با افزایش ضخامت پره، ضرائب افت استاتورها، افزایشی چشمگیر دارد. همواره در طبقات توربین، بیشترین رسوب بر روی پره‌های ورودی ته‌نشین می‌گردد که باعث برهم خوردن نظم جریان از همان ابتدای ورودی جریان می‌گردد که نتایج جداول زیر نیز در هر دو حالت، این واقعیت را تایید می‌کند؛ با این حال افزایش افت، نسبت به حالت اولیه در استاتور دوم بیشتر است که حاصل انتقال افت به پایین دست جریان می‌باشد.

جدول (۵-۱۸) ضرائب افت پره‌ی استاتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

--	--

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Stator Blade Loss Coefficient- $Y_{S1}$				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$Y_{S1}$ Increase %	<i>Second style</i>	$Y_S$ Increase %
۸	0/114733	16/3807	42/772	0/215908	88/183
۷	0/117594	16/6328	41/442	0/223518	90/076
۵/۵۵	0/120765	16/7639	38/814	0/224139	85/6
۴	0/122505	16/9578	38/426	0/220163	79/718
۲/۵	0/119214	16/7235	40/281	0/20306	70/333

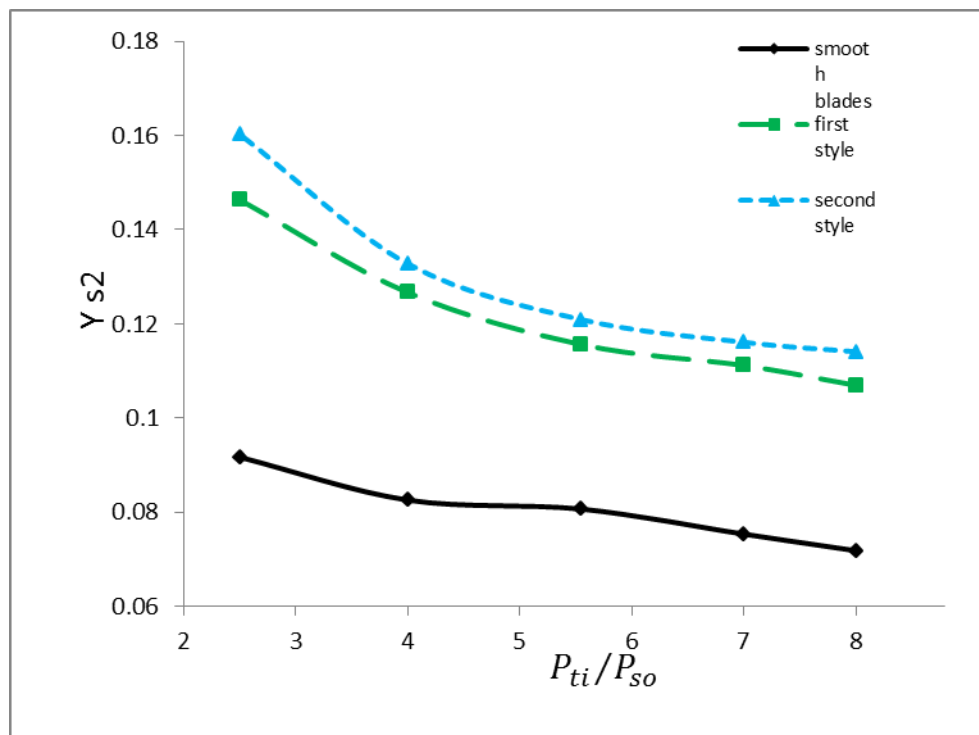


شکل (۵-۳۷) ضرائب افت پره‌ی استاتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت‌های افزایش یافته

جدول (۵-۱۹) ضرائب افت پره‌ی استاتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

	Stator Blade Loss Coefficient- $Y_{S2}$				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$Y_{S2}$	<i>Second style</i>	$Y_{S2}$

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$			Increase %		Increase %
۸	0/071847	10/6971	48/88789	0/114101	58/81129
۷	0/075378	11/1181	47/49758	0/116123	54/05477
۵/۵۵	0/080683	11/5604	43/28131	0/120925	49/87618
۴	0/082596	12/6664	53/35366	0/132762	60/73688
۲/۵	0/091704	14/6332	59/56997	0/160266	74/76403



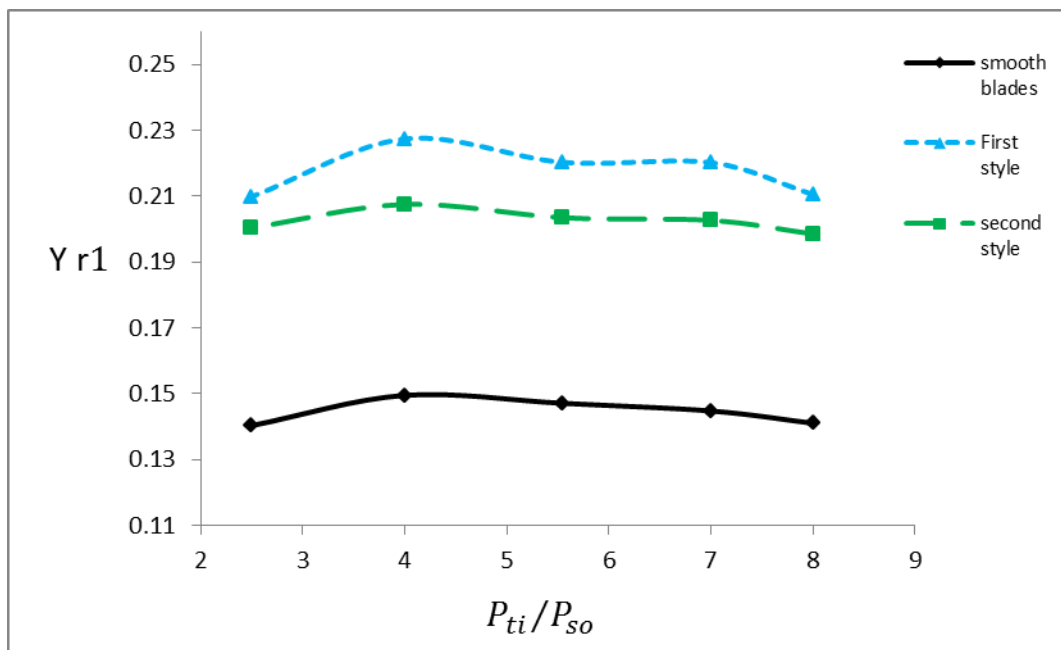
شکل (۳۸-۵) ضرائب افت پره‌ی استاتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

در جدول‌های (20-۵) و (21-۵) و نیز شکل‌های (۳۹-۵) و (۴۰-۵) ضرائب افت روتورهای اول و

دوم ارائه شده‌اند.

جدول (۲۰-۵) ضرائب افت پره‌ی روتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	<i>Stator Blade Loss Coefficient-<math>Y_{R1}</math></i>				
	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$Y_R$ <i>Increase</i> %	<i>Second style</i>	$Y_R$ <i>Increase</i> %
۸	0/141062	0/198513	40/728	21/0489	49/217
۷	0/144756	0/202622	39/976	22/0175	52/102
۵/۵۵	0/147088	0/203435	38/308	22/0225	49/723
۴	0/149503	0/20747	38/773	22/7373	52/086
۲/۵	0/140317	0/200392	42/814	20/9811	49/526

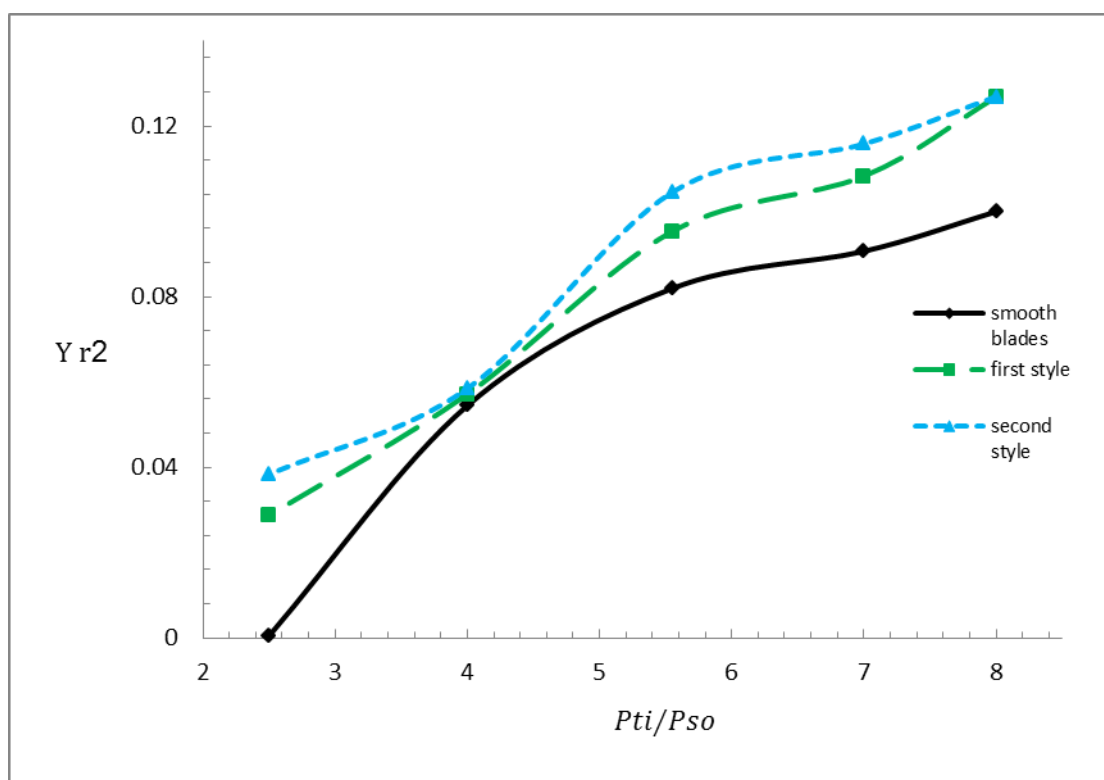


شکل (۵-۳۹) ضرائب افت پره‌ی روتور اول در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

جدول (۵-۲۱) ضرائب افت پره‌ی روتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

<i>Stator Blade Loss Coefficient-<math>Y_{R2}</math></i>	

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	<i>smooth</i>	<i>First style</i>	$Y_R$ <i>Increase</i> %	<i>Second style</i>	$Y_R$ <i>Increase</i> %
۸	0/099921	0/126811	26/91096	0/12689	26/98995
۷	0/09064	0/108243	19/42055	0/115807	27/76564
۵/۵۵	0/081923	0/095284	16/30917	0/10449	27/54716
۴	0/054458	0/05716	4/96103	0/058466	7/35904
۲/۵	0/0005	0/028705	5641/004 9	0/038357	7571/418 3



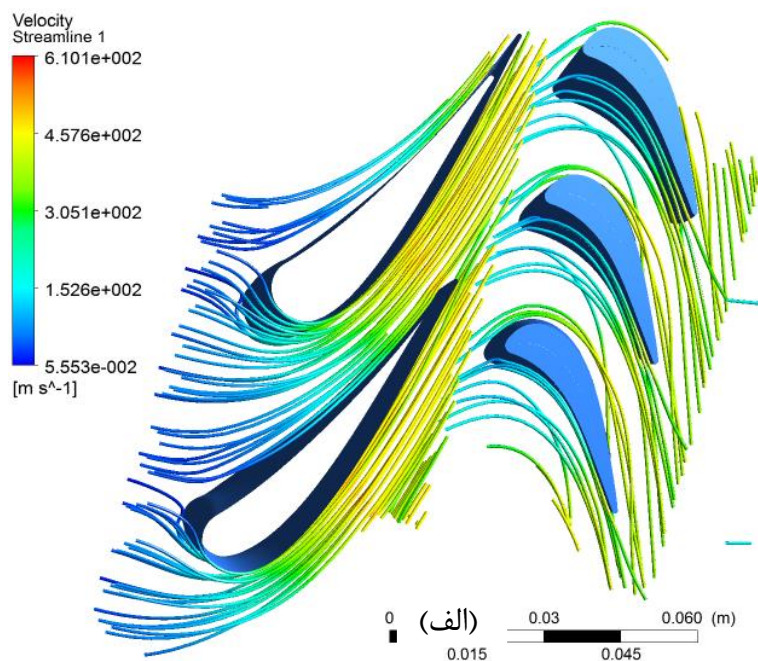
شکل (۵-۴۰) ضرائب افت پرهی روتور دوم در ضخامت اولیه و ضخامت افزایش یافته

در شکل‌های (۵-۴۱)، خطوط جریان، در نمای سه بعدی پره‌به‌پره‌ی طبقه‌ی اول توربین نشان

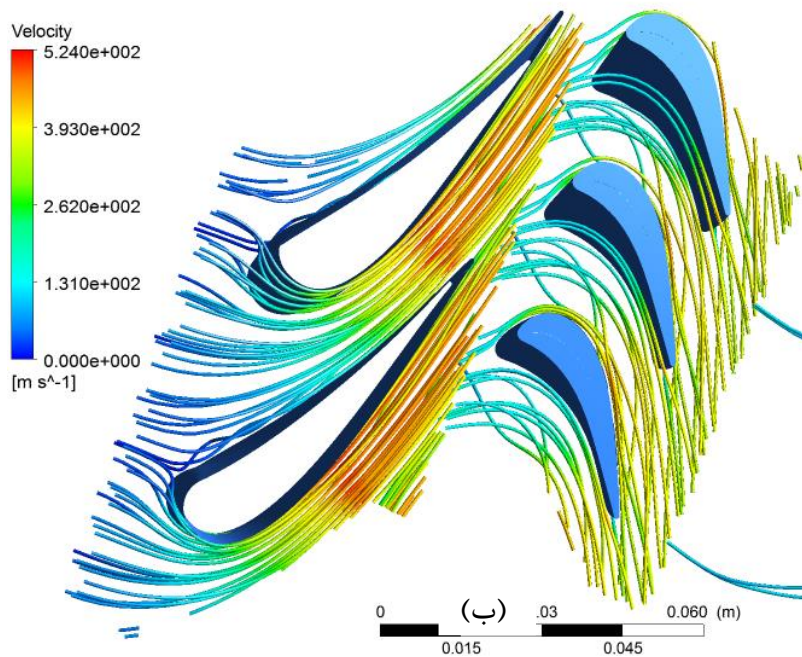
داده شده اند.

فاصله‌ی بین پره‌ها عامل مهمی در طراحی پره است و چنان‌چه پره‌ها بیش از حد به هم نزدیک باشند پدیده‌ی تداخل و اصطکاک و چنان‌چه بیش از حد از هم دور باشند، امکان جدایش از سطح مکشی پره وجود دارد.

با افزایش ضخامت پره، فضای بین پره‌ها کاهش یافته است. این کاهش فضا، در استاتور باعث انحراف بردارهای سرعت، افزایش مقدار سرعت در گلوگاه مجرای جریان و افزایش اصطکاک می‌شود. با توجه به شکل (۵-۴۱)، انحراف در جریان برخورد کننده به لبه‌ی حمله‌ی استاتور و نیز کشش جریان از سمت پرفشار پره‌های روتور به سمت کم‌فشار (مکش) که احتمال وقوع جریان‌های گردابی را شدت می‌بخشد، کاملاً آشکار است. این انحراف‌های به وجود آمده در خطوط جریان، مانع از انتقال کامل انرژی سیال به پره‌ها و کاهش بازده و نیز افزایش ضریب افت می‌گردد.







شکل (۴۱-۵) بردارهای سرعت (الف) پره با ضخامت اولیه، (ب) پره با ضخامت افزایش یافته

## ۵-۸ سهم هریک از عیوب در کاهش راندمان کلی

جهت بررسی تاثیر هر یک از نواقصی که در توربین رخ می‌دهد، افت یازده در حالتی که پره دچار زبری ۱۰۰، ۳۰۰ و ۵۰۰ میکرون و همچنین حالت‌های مختلف خوردگی و رسوب‌گرفتگی (افزایش ضخامت پره) و سرانجام توربین شامل تمامی عیوب هم‌زمان، با حالت توربین سالم، مقایسه شده است. در جدول (۲۲-۵) و شکل (۴۲-۵) ریز این اطلاعات ارائه شده است.

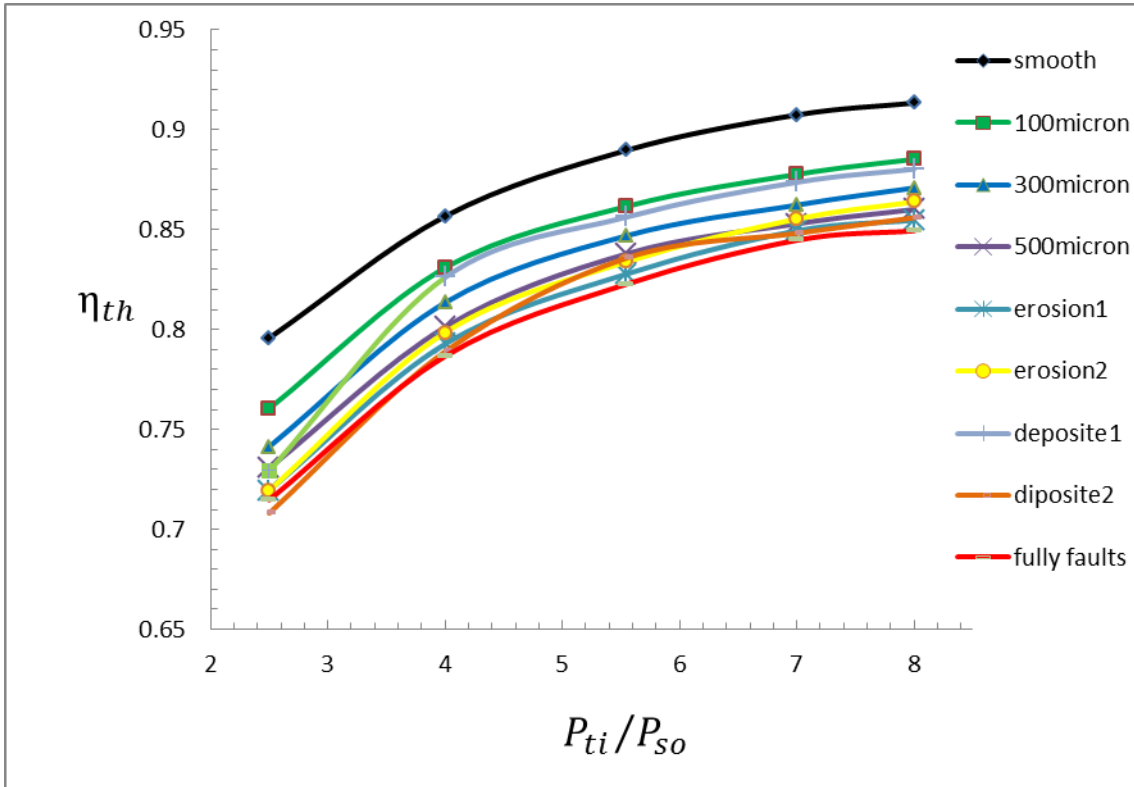
جدول (۲۲-۵) راندمان حالت‌های مختلف اعمال عیوب بر پره‌های توربین

$\frac{P_{t,i}}{P_{s,o}}$	Total to Total Isentropic Efficiency = $\frac{T_{0o} - T_{0i}}{T_{0o, is} - T_{0i}}$								
	Smooth Blade	100 $\mu$ Rough Stators & rotors	300 $\mu$ Rough Stators & rotors	500 $\mu$ Rough Stators & rotors	Erosion Increased Tip Clearance		Thickened Blades		300 $\mu$ Rough Stators & Rotors, Thickened, with Errosion1
					Style 1	Style 2	Style 1	Style 2	

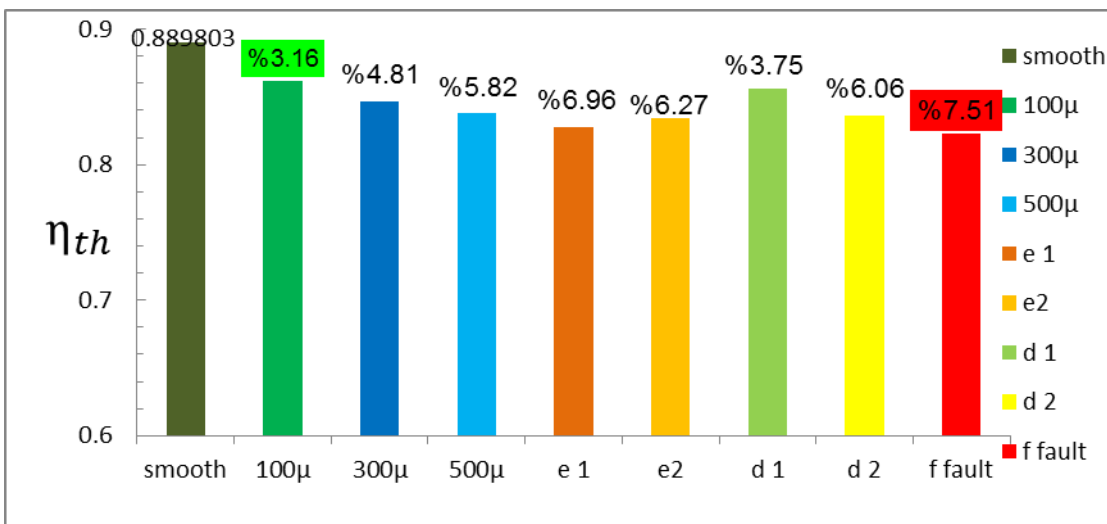
۸	0/91345	۰/۸۸۵۳	۰/۸۷۰۹۷	۰/۸۶۰۱۵۶	0/8547 4	0/8639 7	0/8803	0/856	0/849464
۷	0/90744	۰/۸۷۷۷	۰/۸۶۲۳۴	۰/۸۵۲۹۵۹	0/8494 4	0/8553 ۴	0/8737	0/8482	0/844742
۵/۵۵	0/88980	۰/۸۶۱۷	۰/۸۴۷۰۳	۰/۸۳۸۰۰۱	0/8278 8	0/8339 ۸	0/856۴	0/8359	0/822829
۴	0/85671	۰/۸۳۰۹	۰/۸۱۳۵۲	۰/۸۰۱۲۲۴	0/7927 6	0/7985 2	0/8261	0/789	0/786686
۲/۵	0/79579	۰/۷۶۰۵	۰/۷۴۱۳۶	۰/۷۳۰۷۴۳	0/7196 ۱	0/7194 3	0/7293	0/7081	0/714736

در نسب فشار ۵/۵۵ که توربین سالم در حالت طراحی قرار دارد، تاثیر زبری حالت نیمه زیر بر افت راندمان ۳/۱۵٪، زبری ۵۰۰ میکرون ۵/۸٪، افزایش فضای خالی نوک پره به میزان یک میلی‌متر و خوردگی در ناحیه‌ی لبه‌ی حمله (خوردگی نوع اول)، ۶/۹٪، افزایش ضخامت پره به میزان ۱/۵ میلی‌متر (رسوب نوع دوم)، ۶/۰۶٪ می‌باشد. مقایسه‌ی بین مقادیر نشان می‌دهد که خوردگی نوع اول، به تنهایی بیشترین اثر را بر کاهش راندمان می‌گذارد.

در شکل (۴۳-۵) نمودار ستونی بازده برای حالت توربین سالم و توربین با حالت‌های گوناگون عیوب به تنهایی و هم‌زمان، آورده شده است.



شکل (۴۲-۵) نمودار بازده توربین در حالت سالم و اعمال عیوب



شکل (۴۳-۵) مقایسه‌ی افت بازده توربین در حالت سالم با حالت‌های مختلف عیوب

کاملاً آشکار است در زبری حالت نیمه زبر کمترین افت و در حالت بروز تمامی عیوب، بیشترین

افت بازده را خواهیم داشت. با این وجود آنچه جای تامل دارد، فاصله‌ی نسبتاً زیاد بین بازده توربین

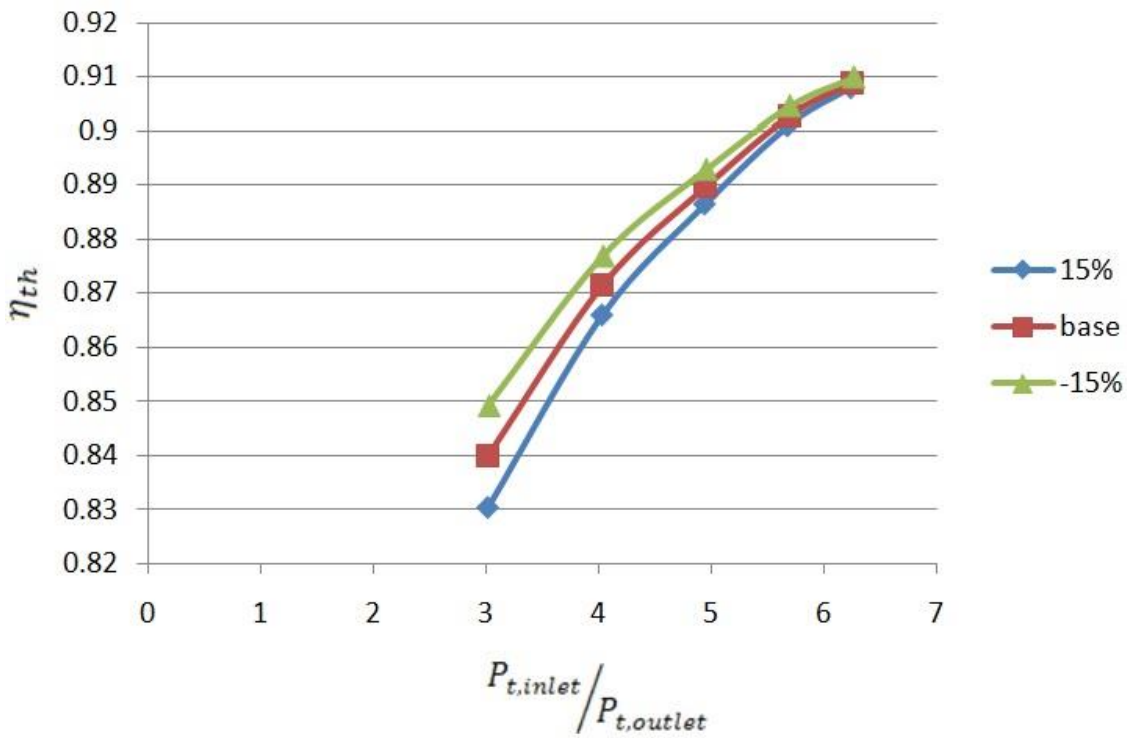
سالم و توربین با کمترین خدشه که همان زبری حالت نیمه زبر است، می‌باشد.

### ۵-۹ اثر دبی خنک‌کاری بر عمل‌کرد توربین محوری

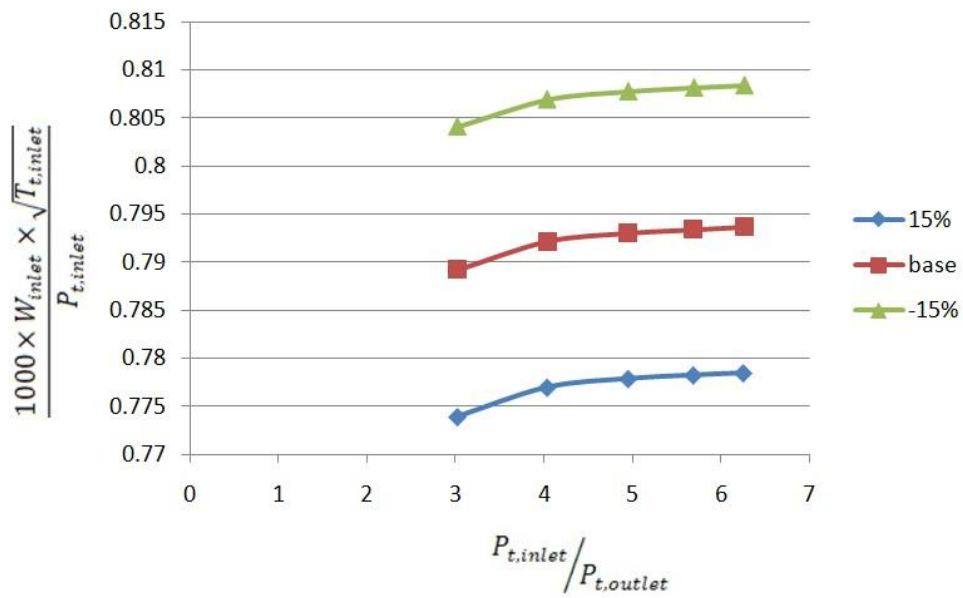
در استاتور، نقشه‌های افت فشار کلی به صورت تابعی از نوع خنک‌کاری و مقدار هوای خنک‌کاری می‌باشد. با افزایش دبی خنک‌کاری برای حالت خنک‌کاری لایه‌ای، ضخامت و یک و آشفتگی نقشه‌ی جریان افزایش می‌یابد. در نتیجه اتلافات افزایش می‌یابد. با افزایش اتلافات، راندمان کاهش می‌یابد. شکل‌های (۴۴-۵) و (۴۵-۵) نتایج به‌دست آمده تغییر دبی خنک‌کاری لایه‌ای را به‌ترتیب در نمودارهای راندمان-نسبت فشار و دبی بی‌بعد-نسبت فشار را نشان می‌دهد. جدول (۲۳-۵) نیز نتایج حاصل شده را در نقطه طراحی نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش دبی خنک‌کاری، منحنی‌های عملکردی به سمت راندمان پایین‌تر و با کاهش دبی خنک‌کاری به سمت راندمان بالاتر انتقال می‌یابد. در نقطه‌ی طراحی توربین، با افزایش ۱۵٪ دبی خنک‌کاری، راندمان به میزان ۰/۳۶۸۶ درصد کاهش و با کاهش ۱۵٪ دبی خنک‌کاری نیز راندمان ۰/۳۶۷۴ درصد افزایش می‌یابد.

جدول (۲۳-۵) نتایج بدست آمده از تغییر دبی خنک‌کاری در نقطه طراحی

راندمان (%)	دبی بی‌بعد	تغییر دبی خنک‌کاری
۸۸/۶۶۴۸	۰/۷۷۷۸۷۹۴۵۵	15%
۸۹/۳۰۸۹	۰/۸۰۷۷۷۳۰۳۶	-15%
۸۸/۹۸۰۳	۰/۷۹۳۰۳۸۳۲۹	بدون تغییر



شکل (۴۴-۵) راندمان بر حسب نسبت فشار



شکل (۴۵-۵) دبی بی بعد بر حسب نسبت فشار

## فصل ۶.

بحث، نتیجه‌گیری و

ارائهی پیشنهادات

## ۶-۱ مقدمه

در این پروژه، بررسی و تحلیل اثرات زبری و برخی از تغییرات هندسی بر کارایی توربین، مورد نظر بوده است. در ابتدا به روش سه‌بعدی شبیه‌سازی کامل توربین  $E^3$  انجام شده و با استفاده از نتایج تست تجربی مربوطه، صحت‌سنجی شد. با مقایسه‌ی نتایج، تطابق خوبی بین نتایج حاصل از تحلیل توربین با نتایج تجربی مشاهده و از مدل ساخته شده برای بررسی آثار عیوب استفاده گردید. در ادامه با اعمال زبری و تغییراتی در هندسه‌ی پره‌ها، مشخصه‌های کارایی توربین به‌دست آمد و با حالت سالم مقایسه شد.

## ۶-۲ واشکافی و نتیجه‌گیری

از آنجایی که مبنای کار توربین‌های گاز از نظر ترمودینامیکی، بر اساس چرخه‌ی برایتون است، سیکل واقعی برایتون به دلیل وجود تلفات اصطکاکی و توربولانس، دارای نسبت فشار کمتری نسبت به سیکل ایده‌آل می‌باشد. همچنین در بخش ۲-۱۰ ذکر شد که منابع تلفات در پره‌های توربین، عبارتند از افت پروفیل (که ناشی از شکل پره و لایه مرزی آن و اصطکاک پوستی است)، افت ناشی از فضای خالی نوک پره‌ی روتور (که باعث نشت جریان از قسمت پرفشار به قسمت کم فشار و همچنین برخورد آن با لایه‌مرزی روی دیواره‌ی خارجی توربین و ایجاد گردابه‌های نوک پره می‌شود) و افت فشار ناشی از جریان‌های فرعی و ثانویه در لایه‌مرزی دیواره‌ها. بنابراین هرگونه عاملی که باعث افزایش این تلفات شود باعث کاهش نسبت فشار شده و با توجه به رابطه‌ی (۵-۱) برای راندمان ایزنتروپیک توربین، باعث کاهش راندمان می‌شود.

با توجه به بخش ۴-۵، در حالت زبری، عناصر زبری از زیر لایه‌ی لزج خارج شده و پسا و مقاومت اضافی ایجاد شده ناشی از این برجستگی‌ها، باعث افزایش شدید اصطکاک می‌شود. همچنین در تابع دیوار، ترم زبری  $\Delta B$  که اثرات زبری را با خود حمل می‌کند، با افزایش ارتفاع زبری، بزرگتر می‌شود و افت پروفیل را افزایش می‌دهد. ضخامت لایه مرزی نیز به خصوص در سمت مکش افزایش یافته و به

نوبه‌ی خود باعث زیادتر شدن افت پروفیل می‌گردد. با افزایش ضخامت لایه مرزی، چرخش بردارهای سرعت در روتور کاهش می‌یابد؛ یعنی روتور با زاویه‌ی جریانی متفاوت با آن چه برای آن طراحی شده روبرو می‌شود. با توجه به شکل ۲-۸ و ۲-۹ مولفه‌های محوری سرعت کوچکتر شده و طبق رابطه‌ی ۲-۸ و ۲-۱۰ از میزان کار تولیدی توسط جریان کاسته می‌شود. با توجه به افت فشار و انتالپی کل در شکل ۵-۸ و ۵-۱۸ اثر زبری جریان بالادست باعث می‌شود فشار کل هم در سمت فشار و هم در سمت مکش کاهش یابد و چون کاهش فشار در سمت مکش بیشتر است اختلاف فشار بین دو سمت پره بیشتر شده و جریان‌های عرضی بین پره‌ها افزایش می‌یابند.

در حالت خوردگی پره‌ی روتور، فضای خالی سر پره افزایش می‌یابد. به واسطه‌ی وجود لقی بین پره‌های روتور و پوسته در توربین، در اثر گرادیان فشار موجود بین سطوح پرفشار و کم‌فشار پره، جریان نشستی در بخش بالای پره‌های متحرک از سمت پرفشار به سمت کم‌فشار ایجاد می‌شود. ارتباط بین دو سطح فشار و مکش پره، باعث کاهش بازده توربین می‌شود. علت کاهش بازده، اول این است که جریان نشستی ضمن عبور از فضای لقی بین پره و پوسته، کاری انجام نمی‌دهد، در حالی که اگر این لقی وجود نداشت نیروی مؤثر وارد بر پره افزایش می‌یافت و کار بیشتری ضمن دوران پره حاصل می‌شد و دوم این‌که جریان خروجی از لقی در سطح مکش، با جریان اصلی موجود در پره‌ی مجاور مخلوط می‌شود و ممنتوم مؤثر آن را کاهش می‌دهد.

به علت وجود اختلاف فشار در دو طرف پره و حرکت سیال از ناحیه‌ی پرفشار به ناحیه‌ی کم‌فشار و برخورد آن با لایه‌مرزی پوسته‌ی توربین، گردابه‌های نوک پره تشکیل خواهند شد. گردابه‌ها، سیال با انرژی کم را از سطح فشار پره به سمت مکش آن هدایت می‌کند و در سمت مکش که فشار کم و ضخامت لایه مرزی زیاد است میل به جدایش در جریان تقویت می‌شود که این امر موجب افزایش افت پروفیل خواهد شد.

در جدول ۵-۱۲ ملاحظه می‌شود که میزان افت راندمان در حالت خوردگی نوک پره با افزایش



دبی جریان که نتیجه‌ی افزایش نسبت فشار کل به استاتیک است، افزایش می‌یابد. دلیل این امر افزایش انرژی جریان و مقاومت در مقابل عوامل شکل‌گیری و قدرت گردابه‌هاست. از طرفی در حالت خوردگی لبه‌ی حمله، یکی از نواحی استراتژیک شکل‌گیری نظم جریان دچار نقص شد؛ با انحراف جریان در ابتدای ورودی استاتور، همه‌ی مسیر جریان پایین‌دست نیز متاثر شده و جریان سیال مسیر مطلوب خود را طی نخواهد کرد؛ پی‌آمد این حالت، عدم انتقال صحیح انرژی جریان سیال به پره‌ها و کاهش بازده خواهد بود.

ایجاد رسوب و افزایش ضخامت پره نیز با تغییر هندسه‌ی پره به صورت نامنظم، شکل آیرودینامیکی آن را تغییر می‌دهد و علاوه بر افزایش افت پروفیل، باعث ایجاد غیر یکنواختی در سرعت محوری جریان می‌شود که بر کاهش کار تولیدی پره اثرگذار است. همچنین ایجاد برآمدگی روی پره باعث کاهش سطح مفید عبور جریان شده و خفگی در دبی جرمی کمتری رخ خواهد داد. در بخش‌های ۵-۵ تا ۵-۸، نتایج حل حاصل از اعمال زبری و تغییرات هندسی که باعث افزایش تلفات و کاهش راندمان ایزنتروپیک مرحله‌ی توربین، افزایش تنش برشی سطح پره، افزایش افت فشار کل، کاهش افت دمای کل، افزایش ضرائب افت پره و افزایش انرژی می‌گردد، ارائه شدند؛ همان‌گونه که پیش‌بینی می‌شد با اعمال همه‌ی عیوب بر توربین، با بیشترین کاهش کارایی روبه‌رو می‌شویم؛ اما اختلاف بازده در مقایسه با عیوب دیگر کمتر از اختلاف بازده با حالت توربین سالم می‌باشد که خود گویای اهمیت نگهداری توربین بدون هیچ‌گونه خدشه است.

در جدول (۲-۵)، مقایسه‌ی بین مقادیر، نشان می‌دهد که زبری در ناحیه‌ی کاملاً زبر بیشترین اثر را بر کاهش راندمان در بین زبری‌ها می‌گذارد. بنابراین از مهمترین مراحل ساخت پره، صاف نمودن سطح آن است زیرا زبری در هر مقداری باعث افزایش افت اصطکاکی می‌شود. صاف بودن پره به خصوص در ابتدای مجرای ورود جریان و در لبه‌ی حمله از اهمیت زیادی برخوردار است زیرا لایه-

مرزی هنوز شکل نگرفته تا برجستگی‌های ناشی از زبری را تا حدی بپوشاند و نیروی مقاومت شدیدی بر اثر مواجهه‌ی جریان با برجستگی‌ها شکل می‌گیرد.

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که محیط نرم افزار ANSYS-CFX دارای قابلیت بالایی در انجام مدل‌سازی، و تجزیه و تحلیل توربین، با دقت بالا می‌باشد. اختلاف اندکی که در بین نتایج وجود دارد در مقایسه با هزینه‌ی بالای انجام آزمایشات مربوط به توربوماشین‌ها قابل چشم‌پوشی و صرف نظر می‌باشد. زیرا اگر هدف فقط بررسی یک پارامتر در توربوماشین باشد، از یک سو نیازمند به داشتن آزمایشگاه مجهز و از سوی دیگر اجرای ده‌ها آزمایش مختلف هستیم که به نوبه‌ی خود بسیار هزینه‌بر، وقت‌گیر و مخاطره‌انگیز می‌باشد؛ در حالی که با شبیه‌سازی توربین و اعتبارسنجی توربین سالم با نتایج آزمایشگاهی، می‌توان متغیرهای مختلف طراحی را تغییر داد و تاثیر این تغییرات را بر عمل کرد توربین سنجید. همچنین می‌توان به جزئیاتی در رفتار و خواص جریان و نتایجی دست یافت که اندازه‌گیری و مشاهده‌ی آن‌ها در آزمایشگاه یا ممکن نیست و یا بسیار دشوار است.

از دیگر نکات مثبت استفاده از این روش، توانایی در تعریف شرایط مرزی و محیطی مختلف در نرم‌افزار می‌باشد. شایان ذکر است که مزیت روش‌های نرم افزاری، از اهمیت روش‌های آزمایشگاهی نمی‌کاهد، بلکه این دو روش لازم و مکمل یکدیگر هستند. زیرا روش‌های عددی در کنار روش‌های آزمایشگاهی دارای ارزش و اعتبار هستند و به‌وسیله آنها اعتبار سنجی می‌گردند. به‌طوری‌که به‌جای این‌که یک آزمایش ده‌ها بار در آزمایشگاه انجام داده شود، می‌توان آن‌را با استفاده از روش عددی تجزیه و تحلیل و سپس با استفاده از انجام یک آزمایش، نتایج را بررسی نمود.

### ۳-۶ پیشنهادهایی جهت بهبود کارآیی توربین و ادامه‌ی پروژه

اولین راه‌کار همه‌ی پژوهشگران در زمینه‌ی پروژه‌ی حاضر، پوشش‌بندی حرارتی سطح‌های در معرض زبری و خوردگی، می‌باشد. در این پروژه نیز از آن‌جا که توربین با خنک‌کاری کامل می‌باشد،

به نظر می‌رسد بهترین روش، جهت جلوگیری از خوردگی و اکسیداسیون، استفاده از پوشش‌های محافظ است. برای عمل‌کرد توربین‌های گازی، دانستن شرایط محیطی، به شدت مورد نیاز است. مولفه‌هایی مثل تیغه‌های توربین باید مقاومت کافی در دماهای بالای که انتظارش می‌رود را داشته باشند. در موتورهای هواپیما دمای تیغه حدود ۹۵۰ درجه سانتی‌گراد است و در بیشترین حالت به ۱۱۰۰ درجه سانتی‌گراد افزایش می‌یابد. در زیر دریا به دماهای پایین‌تری حدود ۷۰۰-۸۵۰ درجه سانتی‌گراد معمولاً مواجه می‌شویم، اما شرایط محیطی، خوردگی بیشتری دارد. امروزه پوشش‌ها جزء جدایی‌ناپذیر قطعات توربین شده‌اند و استفاده از آن‌ها نه تنها به دلیل افزایش خوردگی، عمر مفید قطعه را افزایش می‌دهد، بلکه می‌تواند موجب بهبود راندمان توربین نیز گردد. بنابراین اولین پیشنهاد جهت ادامه‌ی پروژه می‌تواند شبیه‌سازی مقایسه‌ی توربین با پوشش و بدون پوشش باشد.

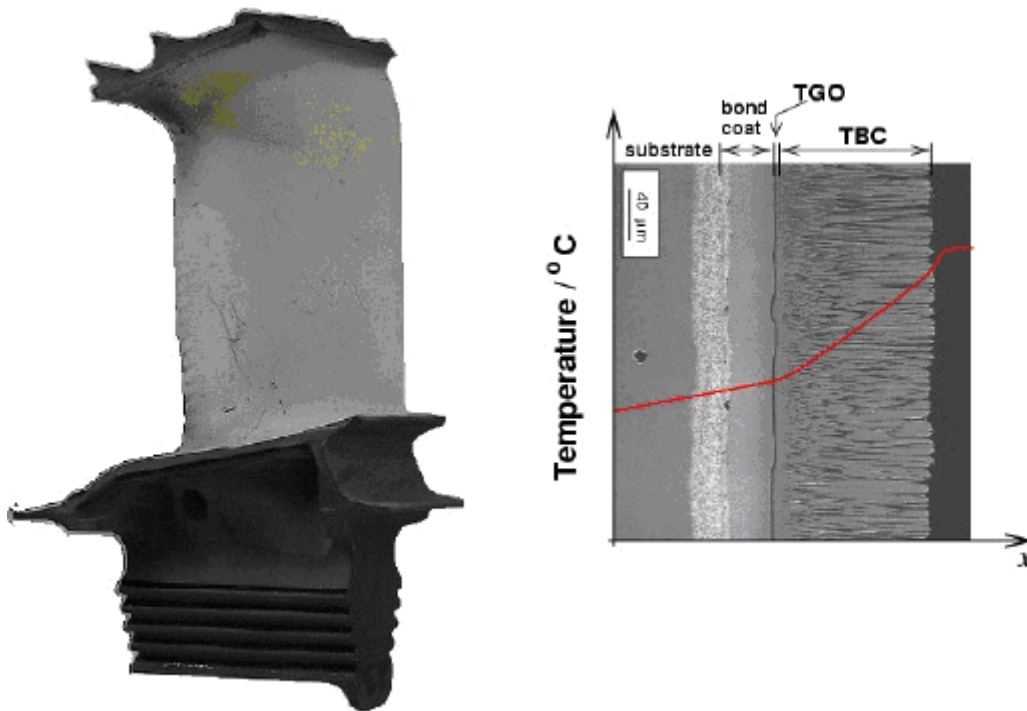
اساساً دو سیستم پوشش وجود دارد که به طور متداول در توربین‌های گاز، مقاومت در برابر خوردگی را فراهم می‌کند و بنابراین عمر مولفه‌ها و مواد تشکیل‌دهنده را افزایش می‌دهد. این دو سیستم، پوشش‌های پراکنده (پخش شده) و پوشش‌های روکشی هستند. پوشش‌های پخش شده سرشار از آلومینیوم، کروم و یا سیلیکون که سبب تشکیل سطح محافظ می‌شوند، می‌باشد.

پوشش‌های روکشی مخصوصاً جهت مقاومت در برابر خوردگی طراحی شده‌اند و آلیاژی هستند که بر سطح یک مولفه ته‌نشین می‌شوند. آن‌ها با سری M-Cr-Al-Y مشخص شده که در آن M می‌تواند آهن، نیکل یا کبالت باشد. تقابل با زیرلایه در طول ته‌نشینی معمولاً ناچیز است. به‌علاوه پوشش‌های ضخیم‌تر با مقاومت در برابر خوردگی مساوی، می‌تواند عمر مولفه را افزایش دهد.

همان‌طور که پیش‌تر گفته شد بیشینه‌ی بازده یک توربین، در دماهای بالا اتفاق می‌افتد؛ با توجه به این امر در چند دهه‌ی اخیر دمای عملیاتی توربین‌ها به شدت بالا رفته است که سبب شده تغییراتی برای بهبود ساختار آلیاژها ایجاد شود. علاوه بر این امر، استفاده از پوشش‌های TBC<sup>۱</sup> در

<sup>۱</sup> Thermal Barrier Coating

اجزای مختلف توربین برای کم کردن دما بر روی این اجزا گسترش یافته است [۳۱]. پوشش‌های سد حرارتی از یک پوشش بالایی سرامیکی با هدایت گرمایی پایین و یک پوشش زیرین مقاوم به خوردگی و اکسیداسیون ساخته شده‌اند. در شرایط دما بالا، اکسیژن به راحتی از پوشش بالایی دانسیته کم عبور می‌کند و با پوشش زیرین واکنش داده و اکسید کرده و یک اکسید مقاوم حرارتی (TGO) در فصل مشترک پوشش بالایی و پوشش پایینی تشکیل می‌دهد (شکل ۶-۱).



شکل ۶-۱ شماتیک تغییرات دما نسبت به فاصله در یک پره‌ی توربین گازی با پوشش TBC [۳۲]

پیشنهاد بعدی می‌تواند در نظر گرفتن خصوصیات هوای واقع در شرایط محیطی منطقه به توربین باشد. در تعریف محصولات احتراق، می‌توان حضور سولفورها، کربن‌های نسوخته و غیره را لحاظ نمود و اثرگذاری بر توربین را سنجید.

اثر کج شدن، پیچش و خمش پره‌ها را نیز می‌توان بر کارکرد توربین حاضر بررسی نمود.

تنش‌های حرارتی یکی از عوامل بسیار موثر بر کارایی توربین است؛ برای ادامه‌ی پروژه، به دست آوردن نمودار تنش‌های حرارتی بر حسب راندمان در دماهای مختلف، تنش و کرنش پره‌ها و دما بر حسب تنش در نسبت‌فشارهای متفاوت و ... کمک شایانی به پی بردن افت کارایی توربین بر اثر تنش‌های حرارتی می‌کند.

در مورد خوردگی فقط یک مقدار برای لقی نوک پره در نظر گرفته شد؛ جهت ادامه‌ی کار می‌توان تاثیر لقی‌های مختلف و یافتن لقی بهینه و یا آستانه‌های معقول لقی را مورد بررسی قرار داد. جهت بررسی رسوب‌گرفتگی، فقط افزایش ضخامت در نظر گرفته شد. می‌توان رسوب را با تعریف جنس رسوب و شبیه‌سازی واقعی‌تر شکل و محل رسوب، پی به نقش مخرب‌تر این عامل پرداخت. منفذهای خنک‌کاری، کمک شایانی به کاهش اثرات مخرب دمای بالا بر پره‌ها می‌کنند؛ با این وجود افزایش بیش از حد منفذها لایه‌مرزی را ضخیم‌تر می‌کند و کاهش آن دما را بالاتر می‌برد؛ می‌توان با اندکی شم مهندسی و تا اندازه‌ای سعی و خطا، هم در تعداد و هم در محل قرارگیری و حتی در میزان دبی ورودی آن‌ها دست برد و راندمان بهینه را بررسی نمود.

## لیست علائم اختصاری

نماد	توضیحات	نماد	توضیحات
b	ضخامت شکاف کولنت (m)	$h_4$	آنتالپی استاتیک (j/kg)
E	انرژی (j)	$ho_1$	آنتالپی کل (j/kg)
f	نسبت ضخامت شکاف	$ho_4$	آنتالپی کل (j/kg)
H	توان واقعی توربین (j)	$h_j$	تانسور آنتالپی (j/kg)
h	آنتالپی (j/kg)	$L_L$	طول کلی لاینر (mm)
MR	نسبت دبی جرمی	$P_0$	فشار (Pa)
P	فشار متوسط استاتیک (Pa)	$P_{01}$	فشار سکون در ورود به استاتور (Pa)
Pr	نسبت فشار	$P_{02}$	فشار سکون در خروج از استاتور (Pa)
R	درجه عکس‌العمل	$P_{03}$	فشار سکون در خروج از روتور (Pa)
R	ثابت گاز (j/kg.k)	$P_{S,42}$	فشار استاتیک خروجی (Pa)
r	نسبت فشار کلی	$P_{T,4}$	فشار کل ورودی (Pa)
S	گام پره (m)	$P_{T,42}$	فشار کل خروجی (Pa)
T	دما (K)	$P_{T,c}$	فشار کل کولنت (Pa)
t	زمان (s)	$P_{t,inlet}$	فشار کل ورودی (Pa)
u	سرعت خطی پره (m/s)	$P_{t,outlet}$	فشار کل خروجی (Pa)
U	سرعت (rad/s)	$T_0$	دمای کل (K)
$\gamma$	نسبت ظرفیت گرمایی ویژه	$T_{01}$	دمای کل ورودی (K)
$\zeta$	ضریب اتلاف	$T_{03}$	دمای کل خروجی (K)
$\theta$	پترن فاکتور	$T_{ave}$	دمای متوسط (K)
$\mu$	لزجت مولکولی (kg/m.s)	$T_{max}$	ماکزیمم دمای محفظه احتراق (K)
$\rho$	چگالی سیال (kg/m <sup>3</sup> )	$T_{mr}$	ماکزیمم دمای متوسط محیطی (K)
$\tau$	نسبت دما	$T_r$	دمای هوای ورودی به محفظه احتراق (K)
$C_o$	سرعت (m/s)	$T_r$	دمای خروجی متوسط از محفظه احتراق (K)
$C_0$	سرعت مطلق ورودی به استاتور (m/s)	$T_{S,c}$	دمای استاتیک کولنت (K)
$C_1$	سرعت مطلق سیال در خروج از استاتور (m/s)	$T_{t,inlet}$	دمای کل ورودی (K)
$C_2$	سرعت مطلق سیال در خروج از روتور (m/s)	$T_{t,outlet}$	دمای کل خروجی (K)
$C_3$	سرعت مطلق سیال در خروج از استاتور (m/s)	$T_{01j}$	دمای سکون ورودی جریان زام (K)
$C_p$	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت (j/kg.K)	$T_{2sj}$	دمای استاتیک آیزنتروپیک کولنت زام (K)
$D_L$	قطر یا ارتفاع لاینر (mm)	$u_1$	سرعت مطلق سیال (m/s)
$h_1$	آنتالپی استاتیک (j/kg)	$u_2$	سرعت مطلق سیال (m/s)

ادامه لیست علائم اختصاری

نماد	توضیحات	نماد	توضیحات
$u_i$	مؤلفه های متوسط سرعت (m/s)	$\Delta h_{a,c}$	تغییرات آنتالپی آیزنتروپیک کولنت (j/kg)
$u_{fi}$	سرعت سیال خنک کن ایده آل در گاز ترکیب شده (m/s)	$\Delta P_L$	افت فشار لاینر (Pa)
$V_C$	سرعت سیال خنک کن (m/s)	$\zeta_{KE}$	ضریب اتلاف کلی در خنک کاری لایه ای
$V_3$	سرعت در خروج (m/s)	$\eta_p$	بازده یک طبقه (بازده پلی تروپیک)
$w_{41}$	دبی ورودی (kg/s)	$\eta_i$	بازده کلی توربین
$W_1$	سرعت نسبی سیال در خروج از استاتور (m/s)	$\eta_{TH}$	راندمان ترمودینامیکی
$W_2$	سرعت نسبی سیال در خروج از پره (m/s)	$\eta_{ts}$	بازده استاتیک کلی
$W_{ac}$	کار واقعی توربین (j)	$\lambda_{eff}$	اندازه فراریت سوخت $m^2/s$
$W_c$	دبی کولنت (kg/s)	$\mu_t$	لزجت برشی سیال در جریان های آشفته (kg/m.s)
$W_{id}$	کار ایده آل توربین (j)	$\mu_{eff}$	لزجت موثر (kg/m.s)
$\alpha_1$	زاویه سیال در خروج از استاتور (rad)	$\rho g_i$	نیروی جسمی گرانشی در جهت $i$ ( $kg/m^3 \cdot s^2$ )
$\alpha_2$	زاویه سیال در خروج از روتور (rad)	$\sigma_{\omega,1}$	ضرایب
$\beta_1$	زاویه نسبی سیال در خروج از استاتور (rad)	$\sigma_{k,2}$	ضرایب
$\beta_2$	زاویه نسبی سیال در خروج از روتور (rad)	$\sigma_{\omega,2}$	ضرایب
$\beta_{i,1}$	ضرایب	$\tau_{ij}$	تانسور تنش ( $kg/m \cdot s^2$ )
$\beta_{i,2}$	ضرایب	$\bar{c}_p$	ظرفیت گرمایی ویژه متوسط در فشار ثابت (j/kg.K)
$\rho_C$	چگالی سیال خنک کن (kg/m <sup>3</sup> )	$\dot{m}_C$	دبی سیال خنک کن (kg/s)
$\Delta h_a$	تغییرات آنتالپی آیزنتروپیک (j/kg)	$v_t^+$	لزجت گردابه ای بی بعد

# مراجع



## مراجع

- [١] Young –Seok Kang, Jae-Chun Yoo, Shin-Hyoung Kang, (2004), Numerical Study of Roughness Effects on a Turbine Stage Performance, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, June 14-17, 2004, Vienna, Austria
- [2] Fiala. A., Kugeler, 2011, Roughness Modeling for Turbomachinery, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, June 6-10, Vancouver, British Columbia, Canada
- [3] Frank Hummel, Michael Lötzerich, Pasquale Cardamone, Prof. Dr.-Ing. Leonhard Fottner, (2004), Surface Roughness Effects on Turbine Blade Aerodynamics, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, June 14-17, 2004, Vienna, Austria
- [4] Marco Montis, Reinhard Niehuis, Mattia Guidi, Simone Salvadori, Francesco Martelli, Bruno Stephan, (2009 ), Experimental and Numerical Investigation on the Influence of Trailing Edge Bleeding on the Aerodynamics of a NGV Cascade
- [5] Marco Montis, Reinhard Niehuis, Andreas Fiala, 2010, Effect of Surface Roughness on Loss Behavior, Aerodynamic Loading and Boundary Layer Development of a Low-Pressure Gas Turbine Airfoil, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, June 14-18, Glasgow, UK
- [٤] Yong Il Yun, Il Young Park, Seung Jin Song, (2004), Performance Degradation Due to Blade Surface Roughness in a Single-Stage Axial Turbine, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, June 14-17, 2004, Vienna, Austria
- [7] Zainul Huda, Metallurgical failure analysis for a blade failed in a gas-turbine engine of a power plant, Department of Mechanical Engineering, University of Malaya, 50603 Kuala Lumpur, Federal Capital, Malaysia, 2009.
- [8] Stripf , Schultz and Bauer, ( 2007 ), Roughness and Secondary Flow on Turbine External Heat Transfer, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.23, No.2
- [٩] N. Vardar, A. Ekerim, Failure analysis of gas turbine blades in a thermal power plant, Yildiz Technical University, 2006

- [10] S. Barella, M. Boniardi, S. Cincera, P. Pellin, X. Degive, S. Gijbels, (2010), Failure analysis of a third stage gas turbine blade, *Journal of Engineering Failure Analysis*, Available online at [www.elsevier.com/locate/engfailanal](http://www.elsevier.com/locate/engfailanal)
- [11] Ronald G. Logan, George A. Richards, Charles T. Meyer, and Rodney J. Anderson, *A Study of Techniques For Reducing Ash Deposition in Coal-Fired Gas Turbines*, U.S. Department of Energy Morgantown Energy Technology Center
- [12] *Turbine Blade Aerodynamics*, Louisiana State University
- [13] *GAS TURBINES IN SIMPLE CYCLE & COMBINED CYCLE APPLICATIONS*, Louisiana State University
- [14] A. Hamed, W. Tabakoff, *Erosion and Deposition in Turbomachinery*, *Journal of Propulsion and Power*, 22 (2006), 2, pp. 350-360
- [15] M. D. Barringer, K. A. Thole, M. D. Polanka, 2009, "Migration of Combustor Exit Profiles Through High Pressure Turbine Vanes", ASME. DOI: 10.1115/1.2950076
- [16] M. Srinivasa Rao, G. Sivaramakrishna, 2009, "PERFORMANCE IMPROVEMENT OF AN AERO GAS TURBINE COMBUSTOR", ASME. GT2009-59928
- [17] Budugur Lakshminarayana, (1996), "Fluid dynamics and Heat transfer of Turbomachinery", John Wiley & sons Inc, ISBN 0-471-85546-4.
- [18] S.L. Dixon, B.Eng., PH.D., "Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery", FOURTH EDITION in SI/METRIC UNITS,
- [19] شیرانی، ابراهیم (۱۳۸۷) *توربوماشین‌ها*. ویرایش دوم. انتشارات دانشگاه صنعتی اصفهان
- [20] پایان‌نامه کارشناسی ارشد. دانشگاه تربیت مدرس *حل عددی جریان مادون صوت در پره‌های توربین گاز*, ۱۳۸۸
- [21] Wei N. , 2000 , Significance of loss models in aerodynamics simulation for axial turbines , Doctoral thesis , Royal institute of technology .
- [22] وبسایت ایران توربین
- [۲۳] توربین‌های گاز، احمد عنوانی.
- [24] Halila, EE. Lenahan, D.T., and Thomas, T.T, "Energy Efficient Engine high pressure turbine test hardware detailed design report", NASA CR-167955.

[۲۵] محمد جدیدی، مقدمه‌ای بر توابع دیواره و اثرات زبری بر لایه مرزی جریان مغشوش

[۲۶] مکانیک سیالات پیشرفته، فرانک وایت

[27] ANSYS 14.5 Help Document.

[۲۸] مکانیک سیالات پیشرفته، قاسم حیدری نژاد

[۲۹] پایان‌نامه کارشناسی ارشد . دانشگاه صنعتی شریف، بهینه‌سازی کمپرسور گریز از مرکز و اعتبارسنجی با نتایج آزمایشگاهی ، ۱۳۸۸

[30] Motsamai, O.S., Visser, J.A., Morris, M., DeKock, D.J., 2006, “An Efficient Strategy for the Design Optimization of Combustor Exit Temperature Profile”, ASME Paper No. GT2006 – 91325.

[31] Chana, K., Hurrion, J., and Jones, T., 2003, “The Design, Development and Testing of a Non-Uniform Inlet Temperature Generator for the QinetiQ Transient Turbine Research Facility,” ASME Paper No. 2003-GT-38469.

[32] J.H.Westbrook and R.A.Fleischer,”BASIC MECHANICAL PROPERTIES AND LATTICE DEFECTS OF INTERMETALLIC COMPOUNDS”, john wiley & sons Ltd,Baffins lane, chichester, West sussex PO19 IUD, England,2000

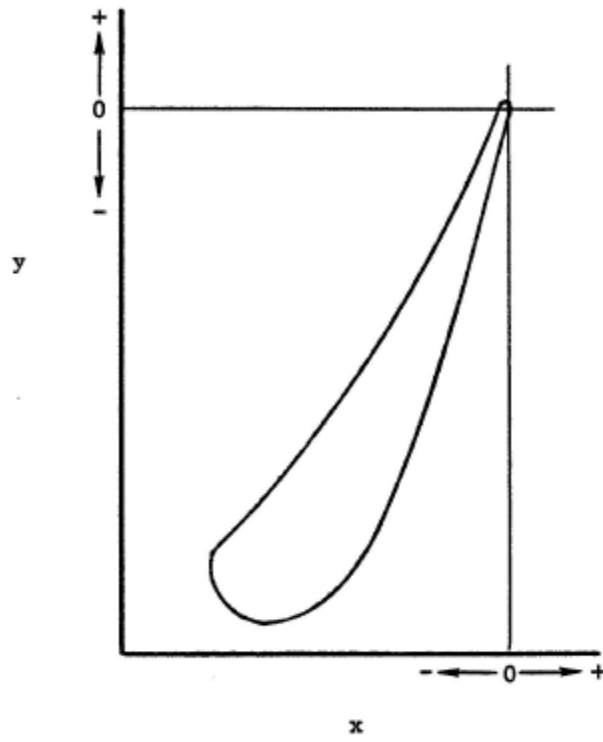
# پیوست

## فصل ٧.

پیوست (A)

## مختصات ایرفویل

Typical Airfoil Coordinate Definition



X = Axial distance

Y = Tangential distance on radius

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-12.949311	-18.491997	42	-6.302391	-18.508307
2	-13.014145	-18.527451	43	-6.043191	-18.087968
3	-13.060081	-18.783015	44	-5.789990	-17.635204
4	-13.087528	-18.928686	45	-5.524789	-17.149553
5	-13.096202	-19.074464	46	-5.265888	-16.631778
6	-13.094451	-19.128685	47	-5.003887	-16.082417
7	-13.089185	-19.182922	48	-4.747187	-15.502349
8	-13.083085	-19.237173	49	-4.487986	-14.892743
9	-13.075554	-19.291427	50	-4.228785	-14.254215
10	-13.067484	-19.345685	51	-3.969584	-13.586929
11	-13.057946	-19.399951	52	-3.710383	-12.891267
12	-13.046259	-19.454229	53	-3.451183	-12.167556
13	-13.032628	-19.508519	54	-3.191982	-11.416392
14	-13.018450	-19.562812	55	-2.932781	-10.638920
15	-13.004502	-19.617103	56	-2.673580	-9.837220
16	-12.989823	-19.671399	57	-2.414379	-9.014562
17	-12.973824	-19.725702	58	-2.155179	-8.174962
18	-12.956734	-19.780010	59	-1.895978	-7.323318
19	-12.938915	-19.834324	60	-1.636777	-6.460038
20	-12.921571	-19.888644	61	-1.377576	-5.590808
21	-11.853989	-21.179417	62	-1.118375	-4.715737
22	-11.486407	-21.357978	63	-0.859175	-3.832921
23	-11.277206	-21.444828	64	-0.599974	-2.936548
24	-10.968006	-21.494044	65	-0.340773	-2.020067
25	-10.708805	-21.517668	66	-0.253179	-1.706302
26	-10.449604	-21.518070	67	-0.165585	-1.389960
27	-10.190403	-21.494884	68	-0.077991	-1.068611
28	-9.931203	-21.451423	69	0.009603	-0.740281
29	-9.672002	-21.387636	70	0.097197	-0.400206
30	-9.412801	-21.304597	71	0.184792	-0.039980
31	-9.153600	-21.201770	72	0.188966	-0.019791
32	-8.894399	-21.079329	73	0.189972	0.004731
33	-8.635198	-20.935980	74	0.187794	0.029175
34	-8.375998	-20.771165	75	0.182468	0.053131
35	-8.116797	-20.583659	76	0.174083	0.076196
36	-7.857596	-20.371500	77	0.162779	0.097984
37	-7.598395	-20.134159	78	0.148746	0.118126
38	-7.339194	-19.868904	79	0.132217	0.136291
39	-7.079994	-19.575184	80	0.113471	0.152167
40	-6.820793	-19.251315	81	0.092820	0.165491
41	-6.561592	-18.895593	82	0.070611	0.176037

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
83	0.047216	0.183629	123	-8.561592	-11.029343
84	0.023026	0.188138	124	-8.820793	-11.388360
85	-0.001553	0.189490	125	-7.079994	-11.738000
86	-0.026109	0.187661	126	-7.339194	-12.083879
87	-0.050231	0.182681	127	-7.598395	-12.423695
88	-0.073514	0.174633	128	-7.857596	-12.757027
89	-0.095569	0.163852	129	-8.116797	-13.084601
90	-0.116025	0.149922	130	-8.375998	-13.405879
91	-0.134539	0.133673	131	-8.635199	-13.722968
92	-0.150801	0.115178	132	-8.894399	-14.035432
93	-0.164538	0.094745	133	-9.153600	-14.345715
94	-0.193910	0.003247	134	-9.412801	-14.653858
95	-0.223283	-0.053901	135	-9.672002	-14.961177
96	-0.252655	-0.113932	136	-9.931203	-15.267179
97	-0.282028	-0.177720	137	-10.190403	-15.571901
98	-0.311400	-0.241855	138	-10.449604	-15.874248
99	-0.340773	-0.307068	139	-10.708805	-16.182000
100	-0.369974	-0.353072	140	-10.968006	-16.454952
101	-0.399175	-1.402345	141	-11.227206	-16.731870
102	-1.118375	-1.937034	142	-11.486407	-16.998446
103	-1.377576	-2.462809	143	-11.797863	-17.304954
104	-1.636777	-2.978862	144	-12.109318	-17.602627
105	-1.895978	-3.484983	145	-12.420773	-17.896405
106	-2.155179	-3.980920	146	-12.732228	-18.194148
107	-2.414379	-4.466231	147	-12.747580	-18.209788
108	-2.673580	-4.940652	148	-12.762559	-18.225698
109	-2.932781	-5.404243	149	-12.777158	-18.241886
110	-3.191982	-5.857514	150	-12.791319	-18.258392
111	-3.451183	-6.300999	151	-12.805035	-18.275223
112	-3.710383	-6.735004	152	-12.818439	-18.292280
113	-3.969584	-7.160073	153	-12.831587	-18.309525
114	-4.228785	-7.578902	154	-12.844396	-18.327017
115	-4.487986	-7.985707	155	-12.856845	-18.344771
116	-4.747187	-8.387098	156	-12.869058	-18.362698
117	-5.006387	-8.781797	157	-12.881095	-18.380751
118	-5.265588	-9.169753	158	-12.892946	-18.398991
119	-5.524789	-9.552010	159	-12.904601	-18.417274
120	-5.783990	-9.928782	160	-12.916064	-18.435746
121	-6.043191	-10.300467	161	-12.927338	-18.454357
122	-6.302391	-10.667312	162	-12.938421	-18.473107

Stage 1 Vane Base Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 12.825 inches

SUCTION SURFACE COORDINATES

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-12.942987	-19.799971	83	0.312592	-19.852351	123	0.185778	-11.955924			
2	-13.013612	-19.853000	84	0.052990	-19.422969	124	0.189543	-12.334520			
3	-13.064935	-20.105434	85	-0.008776	-18.956640	125	0.190049	-12.707168			
4	-13.097440	-20.257288	86	-0.033845	-18.453885	126	0.187283	-13.073963			
5	-13.111089	-20.408559	87	-0.057735	-17.915023	127	0.181294	-13.433851			
6	-13.110943	-20.476942	88	-0.090928	-17.342881	128	0.172185	-13.787884			
7	-13.109648	-20.545204	89	-0.102726	-16.738790	129	0.160114	-14.136202			
8	-13.099622	-20.613369	90	-0.122752	-16.104472	130	0.145287	-14.478579			
9	-13.090294	-20.681459	91	-0.140663	-15.440556	131	0.127962	-14.816192			
10	-13.076575	-20.749495	92	-0.156149	-14.746072	132	0.108435	-15.148799			
11	-13.063840	-20.817429	93	-0.168944	-14.019245	133	0.087044	-15.477708			
12	-13.046160	-20.885271	94	-0.197744	-13.258736	134	-0.020112	-15.802881			
13	-13.025988	-20.953038	95	-0.226543	-12.464388	135	-0.064700	-16.125017			
14	-13.003759	-21.020739	96	-0.255342	-11.638025	136	-0.129176	-16.443793			
15	-12.979859	-21.088391	97	-0.284142	-10.783344	137	-0.196922	-16.759232			
16	-12.954256	-21.155988	98	-0.312941	-9.904117	138	-0.264790	-17.069736			
17	-12.926634	-21.223524	99	-0.341740	-9.005728	139	-0.333592	-17.375046			
18	-12.896988	-21.290996	100	-0.370539	-8.088330	140	-0.402398	-17.672894			
19	-12.866885	-21.358252	101	-0.400945	-7.153419	141	-0.471203	-17.963017			
20	-12.835803	-21.425748	102	-0.432947	-6.201463	142	-0.540008	-18.245342			
21	-11.852720	-22.518510	103	-0.465949	-5.233051	143	-0.608813	-18.517701			
22	-11.504637	-22.684890	104	-0.500951	-4.248126	144	-0.677618	-18.780065			
23	-11.245035	-22.770484	105	-0.537953	-3.244450	145	-0.746423	-19.032429			
24	-10.985433	-22.820995	106	-0.576955	-2.219821	146	-0.815228	-19.274793			
25	-10.725830	-22.845917	107	-0.617957	-1.168701	147	-0.884033	-19.507157			
26	-10.466228	-22.847495	108	-0.660959	-0.100000	148	-0.952838	-19.729521			
27	-10.206626	-22.825589	109	-0.706961	-0.978198	149	-1.021643	-19.941885			
28	-9.947024	-22.784890	110	-0.755963	-0.009650	150	-1.090448	-20.144249			
29	-9.687421	-22.723023	111	-0.806965	-0.927497	151	-1.159253	-20.336613			
30	-9.427819	-22.641474	112	-0.860967	-0.041901	152	-1.228058	-20.518977			
31	-9.168217	-22.540171	113	-0.917969	-0.017240	153	-1.296863	-20.691341			
32	-8.908615	-22.419021	114	-0.977971	0.007717	154	-1.365668	-20.853705			
33	-8.649012	-22.277191	115	-1.040973	0.032541	155	-1.434473	-21.006069			
34	-8.389410	-22.114122	116	-1.107975	0.056903	156	-1.503278	-21.148433			
35	-8.129808	-21.928319	117	-1.178977	0.080807	157	-1.572083	-21.280797			
36	-7.870206	-21.718725	118	-1.253979	0.104211	158	-1.640888	-21.403161			
37	-7.610603	-21.483099	119	-1.332981	0.127115	159	-1.709693	-21.515525			
38	-7.351001	-21.220253	120	-1.415983	0.149519	160	-1.778498	-21.617889			
39	-7.091399	-20.927305	121	-1.502985	0.171423	161	-1.847303	-21.710253			
40	-6.831797	-20.603391	122	-1.594987	0.192827	162	-1.916108	-21.792617			
41	-6.572194	-20.245184	123	-1.692989	0.213731	163	-1.984913	-21.864981			

Stage 1 Vane Base Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 13.612 inches



SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-12.938602	-21.127869	42	-6.322793	-21.220362
2	-13.012840	-21.287254	43	6.067889	-20.783871
3	-13.069766	-21.446915	44	-5.803786	-20.305617
4	-13.107378	-21.604753	45	5.542782	-19.786900
5	-13.125677	-21.761466	46	-5.282778	-19.228510
6	-13.127529	-21.845534	47	5.022774	-18.634851
7	-13.123751	-21.929275	48	-4.762771	-18.008075
8	-13.115957	-22.012782	49	4.502767	-17.350513
9	-13.105007	-22.096105	50	-4.242763	-16.662804
10	-13.089524	-22.179165	51	3.982760	-15.947113
11	-13.069571	-22.261964	52	-3.722756	-15.186055
12	-13.045741	-22.344538	53	3.462752	-14.389634
13	-13.019129	-22.426950	54	-3.202749	-13.552444
14	-12.988881	-22.509151	55	2.942745	-12.677064
15	-12.955045	-22.591142	56	-2.682741	-11.768975
16	-12.918536	-22.672979	57	2.422737	-10.823757
17	-12.879393	-22.754662	58	-2.162734	-9.874481
18	-12.837202	-22.836169	59	1.902730	-8.892903
19	-12.802619	-23.320608	60	-1.642726	-7.881071
20	-12.180035	-23.640960	61	1.382723	-6.843028
21	-11.851451	-23.862068	62	-1.122719	-5.776701
22	-11.522867	-24.013570	63	0.862715	-4.684132
23	-11.262864	-24.097165	64	-0.602712	-3.567110
24	-11.002860	-24.148772	65	0.342708	-2.427912
25	-10.742856	-24.174976	66	-0.254607	-2.037768
26	-10.482853	-24.177862	67	0.166506	-1.645667
27	-10.222849	-24.159656	68	-0.074405	-1.251978
28	-9.962845	-24.120241	69	0.009696	-0.855125
29	-9.702842	-24.060968	70	0.097797	-0.453133
30	-9.442838	-23.981669	71	0.185898	-0.03269
31	-9.182834	-23.882798	72	0.183465	-0.014253
32	-8.922830	-23.763958	73	0.185680	0.011015
33	-8.662827	-23.624840	74	0.186541	0.036088
34	-8.402823	-23.464886	75	0.180103	0.060522
35	-8.142819	-23.285314	76	0.170479	0.083887
36	-7.882815	-23.077085	77	0.157840	0.105767
37	-7.622812	-22.845054	78	0.142408	0.125777
38	-7.362808	-22.586859	79	0.124458	0.143562
39	-7.102804	-22.296770	80	0.104307	0.158808
40	-6.842800	-21.975099	81	0.082311	0.171245
41	-6.582797	-21.616639	82	0.058859	0.180653

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
83	0.034366	0.186866	123	-6.582797	-12.911101
84	0.009265	0.189774	124	-6.842800	-13.311446
85	-0.016000	0.193225	125	-7.102804	-13.705032
86	-0.040988	0.195226	126	-7.362808	-14.091858
87	-0.065238	0.178449	127	-7.622812	-14.472574
88	-0.088342	0.168214	128	-7.882815	-14.847331
89	-0.109882	0.155003	129	-8.142819	-15.216465
90	-0.129479	0.139051	130	-8.402823	-15.580097
91	-0.146786	0.120640	131	-8.662827	-15.938357
92	-0.161497	0.100094	132	-8.922830	-16.291213
93	-0.173351	0.077779	133	-9.182834	-16.638599
94	-0.201577	0.007902	134	-9.442838	-16.980683
95	-0.229803	-0.076366	135	-9.702842	-17.317168
96	-0.258029	-0.145373	136	-9.962845	-17.648023
97	-0.286255	-0.215872	137	-10.222849	-17.973236
98	-0.314482	-0.288661	138	-10.482853	-18.292761
99	-0.342708	-0.361002	139	-10.742856	-18.606612
100	-0.602712	-1.013222	140	-11.002860	-18.914808
101	-0.862715	-1.651120	141	-11.262864	-19.217695
102	-1.122719	-2.283436	142	-11.522867	-19.516998
103	-1.382723	-2.906725	143	-11.841701	-19.874716
104	-1.642726	-3.519072	144	-12.160535	-20.228854
105	-1.902730	-4.118859	145	-12.479369	-20.580418
106	-2.162734	-4.708367	146	-12.798202	-20.931869
107	-2.422737	-5.283758	147	-12.807594	-20.943515
108	-2.682741	-5.845312	148	-12.916920	-20.952779
109	-2.942745	-6.392851	149	-12.828882	-20.964158
110	-3.202749	-6.926640	150	-12.834778	-20.975154
111	-3.462752	-7.447668	151	-12.843510	-20.986266
112	-3.722755	-7.956873	152	-12.852057	-20.997509
113	-3.982760	-8.454797	153	-12.860383	-21.008908
114	-4.242763	-8.942072	154	-12.868581	-21.020397
115	-4.502767	-9.419224	155	-12.876652	-21.031977
116	-4.762771	-9.886447	156	-12.884594	-21.043647
117	-5.022774	-10.344233	157	-12.892408	-21.055408
118	-5.282778	-10.793033	158	-12.900094	-21.067258
119	-5.542782	-11.232861	159	-12.907652	-21.079200
120	-5.802786	-11.664517	160	-12.915082	-21.091231
121	-6.062789	-12.087874	161	-12.922383	-21.103354
122	-6.322793	-12.503240	162	-12.929557	-21.115566

Stage 1 Vane Base Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 14.40 inches

PRESSURE SURFACE COORDINATES

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-5.140494	-0.136228	42	0.350044	2.998536	63	5.863318	-7.071335	123	0.134465	-1.349190
2	-5.235531	0.004528	43	0.585623	2.855710	64	5.839205	-7.078583	124	-0.081114	-1.251061
3	-5.283572	0.147239	44	0.781202	2.656068	65	5.814345	-7.082330	125	-0.296893	-1.156595
4	-5.314007	0.291261	45	0.986781	2.512936	66	5.789178	-7.083253	126	-0.512372	-1.071701
5	-5.318106	0.436272	46	1.212360	2.311299	67	5.764141	-7.080596	127	-0.727851	-0.991262
6	-5.316315	0.476823	47	1.427939	2.091152	68	5.739676	-7.074050	128	-0.943430	-0.916014
7	-5.313031	0.514433	48	1.633518	1.852815	69	5.716211	-7.065322	129	-1.189008	-0.845899
8	-5.308261	0.554193	49	1.859097	1.590063	90	5.694160	-7.055371	130	-1.374508	-0.780907
9	-5.301997	0.606092	50	2.074676	1.305524	91	5.673909	-7.036411	131	-1.590167	-0.721426
10	-5.294261	0.649721	51	2.290358	0.990071	92	5.655813	-7.020905	132	-1.805746	-0.666977
11	-5.285271	0.682384	52	2.505634	0.672754	93	5.640192	-7.001159	133	-2.021325	-0.612237
12	-5.275041	0.793906	53	2.721410	0.323088	94	5.624886	-6.920846	134	-2.236904	-0.572388
13	-5.265070	0.778486	54	2.930992	-0.046462	95	5.625581	-6.840478	135	-2.452483	-0.542183
14	-5.252059	0.821524	55	3.152570	-0.438297	96	5.474276	-6.760059	136	-2.668062	-0.496796
15	-5.239587	0.854611	56	3.383149	-0.847870	97	5.418921	-6.678577	137	-2.883641	-0.456238
16	-5.225306	0.902746	57	3.583728	-1.274374	98	5.363568	-6.599045	138	-3.099220	-0.440101
17	-5.209508	0.980933	58	3.799307	-1.720078	99	5.308360	-6.518458	139	-3.314799	-0.419018
18	-5.193394	0.984172	59	4.014866	-2.184684	100	5.092781	-6.203498	140	-3.530376	-0.403847
19	-4.183430	1.811905	60	4.230453	-2.652638	101	4.872202	-5.893720	141	-3.745937	-0.395335
20	-4.177465	2.045373	61	4.440044	-3.142337	102	4.661623	-5.571445	142	-3.961536	-0.390059
21	-4.169501	2.367461	62	4.640508	-3.640508	103	4.466084	-5.257657	143	-4.110301	-0.386217
22	-3.961536	2.666682	63	4.877202	-4.147842	104	4.230465	-4.952578	144	-4.269069	-0.386940
23	-3.743537	2.830350	64	5.092781	-4.653358	105	4.014285	-4.684459	145	-4.407830	-0.382540
24	-3.530378	2.987761	65	5.300360	-5.180191	106	3.799307	-4.368924	146	-4.559594	-0.383620
25	-3.314799	3.115315	66	5.419168	-5.450956	107	3.53726	-4.096348	147	-4.596512	-0.382221
26	-3.099220	3.227900	67	5.529075	-5.722041	108	3.368149	-3.835775	148	-4.635750	-0.379212
27	-2.883641	3.324520	68	5.640783	-6.024818	109	3.182570	-3.590719	149	-4.674309	-0.374501
28	-2.668062	3.404873	69	5.761591	-6.209462	110	2.959392	-3.358080	150	-4.712189	-0.368368
29	-2.452483	3.471350	70	5.853358	-6.545957	111	2.721413	-3.141272	151	-4.749390	-0.360569
30	-2.236504	3.529150	71	5.973208	-6.823128	112	2.509084	-2.930098	152	-4.785912	-0.351149
31	-2.021325	3.560048	72	5.880348	-6.847083	113	2.290353	-2.742198	153	-4.821755	-0.340126
32	-1.805746	3.582818	73	5.985454	-6.871896	114	2.074676	-2.561094	154	-4.857102	-0.327834
33	-1.590167	3.551323	74	5.986546	-6.897006	115	1.859097	-2.353143	155	-4.891643	-0.314311
34	-1.374508	3.503334	75	5.984502	-6.922092	116	1.643518	-2.233014	156	-4.925771	-0.298769
35	-1.159008	3.554928	76	5.973059	-6.946674	117	1.427939	-2.081508	157	-4.950096	-0.281308
36	-0.943430	3.529704	77	5.970414	-6.970321	118	1.212360	-1.940856	158	-4.991187	-0.261928
37	-0.727851	3.479757	78	5.958719	-6.992617	119	0.986781	-1.808811	159	-5.022676	-0.240626
38	-0.512372	3.418095	79	5.944178	-7.013171	120	0.781202	-1.633293	160	-5.053350	-0.217408
39	-0.296893	3.335719	80	5.927047	-7.031622	121	0.585623	-1.564592	161	-5.083212	-0.192289
40	-0.081114	3.239758	81	5.907626	-7.047848	122	0.350044	-1.452951	162	-5.112260	-0.165206
41	0.134465	3.127555	82	5.886258	-7.060961						

Stage 1 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 12.731 inches

SUCTION SURFACE COORDINATES

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-5.258417	0.595922	42	0.505663	2.944553
2	-5.362502	0.732809	43	0.428295	2.762122
3	-5.424432	0.875621	44	0.540928	2.582310
4	-5.453530	1.023049	45	0.856550	2.345131
5	-5.481378	1.173464	46	1.072193	2.110587
6	-5.486690	1.202943	47	1.267828	1.867781
7	-5.433218	1.232332	48	1.303458	1.633543
8	-5.436968	1.262232	49	1.719091	1.290372
9	-5.453931	1.292041	50	1.834723	0.978248
10	-5.450113	1.321960	51	2.150356	0.647106
11	-5.443528	1.351900	52	2.383988	0.295878
12	-5.440407	1.382090	53	2.591621	-0.072373
13	-5.434597	1.412291	54	2.797253	-0.460647
14	-5.428040	1.442593	55	3.012886	-0.867244
15	-5.420788	1.472898	56	3.228518	-1.293444
16	-5.412774	1.503305	57	3.444151	-1.733800
17	-5.404057	1.534113	58	3.659784	-2.189305
18	-5.394617	1.564822	59	3.875416	-2.670177
19	-5.384559	1.595535	60	4.091048	-3.161823
20	-4.748892	2.699115	61	4.306681	-3.655605
21	-4.425895	3.019525	62	4.522314	-4.164704
22	-4.102998	3.263797	63	4.737946	-4.710620
23	-3.637235	3.410319	64	4.953579	-5.263302
24	-3.671723	3.520609	65	5.169212	-5.815520
25	-3.450090	3.623144	66	5.384845	-6.367747
26	-3.240458	3.704931	67	5.591602	-6.904372
27	-3.044653	3.769271	68	5.802787	-7.415495
28	-2.869193	3.814263	69	6.019393	-7.900143
29	-2.703550	3.849164	70	6.225198	-8.351449
30	-2.547528	3.869733	71	6.430963	-8.765276
31	-2.402225	3.872350	72	6.636731	-9.143331
32	-1.266053	3.861596	73	6.847174	-9.480971
33	-1.731030	3.837266	74	6.847659	-9.679146
34	-1.515398	3.798313	75	6.844858	-9.704042
35	-1.293785	3.744336	76	6.839795	-9.728931
36	-1.054132	3.676338	77	6.825569	-9.751652
37	-0.805300	3.593346	78	6.813357	-9.773339
38	-0.552867	3.494012	79	6.802432	-9.793632
39	-0.437233	3.379457	80	6.784953	-9.811581
40	-0.221502	3.249708	81	6.765264	-9.827074
41	-0.005970	3.104737	82	6.743708	-9.839841

PT.	X	Y	PT.	X	Y
83	0.720659	-7.849662	124	-0.005970	-0.882293
84	0.696819	-7.856364	125	-0.221502	-0.737641
85	0.671208	-7.859832	126	-0.437233	-0.553037
86	0.645633	-7.860006	127	-0.652867	-0.440236
87	0.621795	-7.859381	128	-0.868500	-0.322506
88	0.597965	-7.850513	129	-1.084132	-0.206086
89	0.574372	-7.841012	130	-1.299765	-0.089758
90	0.552052	-7.829343	131	-1.515398	-0.000638
91	0.532751	-7.813324	132	-1.731030	0.088297
92	0.515025	-7.790619	133	-1.946663	0.167695
93	0.499783	-7.770735	134	-2.162295	0.238458
94	0.444688	-7.695087	135	-2.377928	0.300747
95	0.369593	-7.614277	136	-2.593560	0.353020
96	0.294497	-7.533303	137	-2.809193	0.395299
97	0.220302	-7.452188	138	-3.024828	0.428588
98	0.224307	-7.370865	139	-3.240458	0.448204
99	0.169212	-7.289402	140	-3.456090	0.460653
100	0.114117	-7.207899	141	-3.671723	0.462461
101	0.059022	-7.126356	142	-3.887356	0.449740
102	0.003927	-7.044773	143	-4.102988	0.441592
103	-0.051128	-6.963150	144	-4.318621	0.428020
104	-0.106233	-6.881477	145	-4.534254	0.409420
105	-0.161338	-6.800054	146	-4.749887	0.385820
106	-0.216443	-6.718681	147	-4.965520	0.358220
107	-0.271548	-6.637308	148	-5.181153	0.326620
108	-0.326653	-6.555935	149	-5.396786	0.291020
109	-0.381758	-6.474562	150	-5.612419	0.251420
110	-0.436863	-6.393189	151	-5.828052	0.208820
111	-0.491968	-6.311816	152	-6.043685	0.163220
112	-0.547073	-6.230443	153	-6.259318	0.114620
113	-0.602178	-6.149070	154	-6.474951	0.063020
114	-0.657283	-6.067697	155	-6.690584	0.008420
115	-0.712388	-5.986324	156	-6.906217	-0.040180
116	-0.767493	-5.904951	157	-7.121850	-0.078780
117	-0.822598	-5.823578	158	-7.337483	-0.113380
118	-0.877703	-5.742205	159	-7.553116	-0.143980
119	-0.932808	-5.660832	160	-7.768749	-0.170380
120	-0.987913	-5.579459	161	-7.984382	-0.192780
121	-1.043018	-5.498086	162	-8.200015	-0.211380
122	-1.098123	-5.416713			

Stage 1 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 13.571 inches

PRESSURE SURFACE COORDINATES-

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-5.376126	1.795771	42	0.209081	2.592711	83	5.726103	-7.964607	123	-0.006817	-0.816894
2	-5.419189	1.619716	43	0.454619	2.27819	84	5.702175	-6.002406	124	-0.222066	-0.620959
3	-5.44252	1.903818	44	0.650187	2.002683	85	5.672221	-6.006375	125	-0.437654	-0.433645
4	-5.457666	1.966356	45	0.855766	1.628926	86	5.652200	-6.008238	126	-0.653222	-0.257197
5	-5.458817	2.072071	46	1.071324	1.547878	87	5.627203	-6.006163	127	-0.868790	-0.090481
6	-5.457612	2.066500	47	1.266992	1.257761	88	5.602617	-6.000792	128	-1.064359	0.067171
7	-5.455537	2.124262	48	1.502450	0.954075	89	5.575524	-7.992217	129	-1.295927	0.215036
8	-5.452590	2.149377	49	1.710029	0.639371	90	5.556532	-7.990390	130	-1.516495	0.304297
9	-5.448772	2.175704	50	1.933397	0.304430	91	5.536043	-7.986119	131	-1.731063	0.483953
10	-5.444063	2.201445	51	2.149165	-0.040164	92	5.517548	-7.945046	132	-1.946632	0.608181
11	-5.438316	2.227134	52	2.364233	-0.398100	93	5.501471	-7.920531	133	-2.152500	0.722073
12	-5.433217	2.252946	53	2.580301	-0.769420	94	5.445746	-7.853540	134	-2.377766	0.823632
13	-5.428970	2.278711	54	2.795070	-1.153686	95	5.300021	-7.777167	135	-2.599398	0.828748
14	-5.420077	2.304484	55	3.011436	-1.551531	96	5.334296	-7.700364	136	-2.808505	1.018618
15	-5.412336	2.330287	56	3.227006	-1.952401	97	5.275571	-7.623729	137	-3.024173	1.100200
16	-5.404347	2.356059	57	3.442574	-2.369500	98	5.222645	-7.546954	138	-3.240041	1.171869
17	-5.395311	2.381960	58	3.659143	-2.822582	99	5.167120	-7.469233	139	-3.455609	1.233337
18	-5.386028	2.407971	59	3.873711	-3.271117	100	4.951552	-7.167141	140	-3.671178	1.284537
19	-5.376510	2.433115	60	4.093279	-3.732205	101	4.733594	-6.863093	141	-3.856748	1.324955
20	-4.744171	3.054589	61	4.304647	-4.204353	102	4.520416	-6.555706	142	-4.102314	1.356271
21	-4.423243	3.825078	62	4.520416	-4.693150	103	4.304647	-6.247874	143	-4.307566	1.376316
22	-4.102314	3.816993	63	4.735984	-5.176440	104	4.069279	-5.936367	144	-4.518621	1.397166
23	-3.803745	3.816130	64	4.951032	-5.675100	105	3.873711	-5.630750	145	-4.719275	1.418902
24	-3.671176	3.893439	65	5.167120	-6.178046	106	3.658143	-5.354674	146	-4.924928	1.436071
25	-3.455609	4.047832	66	5.277646	-6.436441	107	3.442574	-5.020116	147	-4.957138	1.463300
26	-3.240041	4.087191	67	5.389171	-6.700576	108	3.227003	-4.718708	148	-4.986585	1.471797
27	-3.024473	4.107921	68	5.495555	-6.961215	109	3.011438	-4.421555	149	-5.015571	1.481201
28	-2.806303	4.112109	69	5.605221	-7.222268	110	2.795670	-4.123118	150	-5.049795	1.491714
29	-2.593936	4.100811	70	5.719746	-7.403954	111	2.580301	-3.839236	151	-5.079356	1.503295
30	-2.377768	4.074103	71	5.830272	-7.744029	112	2.364733	-3.554675	152	-5.108258	1.515943
31	-2.162200	4.032432	72	5.935549	-7.762737	113	2.149163	-3.274324	153	-5.136781	1.529193
32	-1.946032	3.875667	73	6.03612	-7.793451	114	1.935597	-2.993237	154	-5.164559	1.543052
33	-1.731063	3.803095	74	6.143372	-7.817858	115	1.718028	-2.720444	155	-5.191521	1.558427
34	-1.515495	3.817240	75	6.245796	-7.846577	116	1.502450	-2.464199	156	-5.217665	1.575020
35	-1.293227	3.715301	76	6.353819	-7.869369	117	1.286992	-2.208224	157	-5.242583	1.594931
36	-1.084359	3.597003	77	6.460017	-7.891197	118	1.071324	-1.952504	158	-5.267710	1.614327
37	-0.868790	3.464687	78	6.569636	-7.913748	119	0.855756	-1.708068	159	-5.291870	1.635104
38	-0.653222	3.315428	79	6.685777	-7.934920	120	0.640187	-1.472408	160	-5.314342	1.657637
39	-0.437654	3.150271	80	6.788879	-7.952452	121	0.424519	-1.244237	161	-5.335026	1.681928
40	-0.222066	2.968748	81	6.760839	-7.969912	122	0.209051	-1.026171	162	-5.358621	1.707971
41	-0.006817	2.770965	82	6.748791	-7.983711						

Stage 1 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 14.410 inches

SUCTION SURFACE COORDINATES

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-17.802286	-15.266567	42	-8.486698	-17.634830	83	0.052528	0.182595	123	-8.835173	-11.409414
2	-17.525191	-15.363746	43	-8.142224	-17.351837	84	0.027453	0.186006	124	-9.181647	-11.665326
3	-17.339410	-15.437642	44	-7.797590	-17.038939	85	0.001880	0.189981	125	-9.528121	-11.904488
4	-17.146332	-15.516746	45	-7.443273	-16.687872	86	-0.023728	0.189513	126	-9.874593	-12.130355
5	-17.046522	-15.597287	46	-7.102801	-16.304417	87	-0.048903	0.189399	127	-10.210699	-12.342922
6	-17.037134	-15.709685	47	-6.785620	-15.866059	88	-0.073187	0.175339	128	-10.567843	-12.542198
7	-17.518626	-15.818222	48	-6.489553	-15.428842	89	-0.096137	0.163683	129	-10.914017	-12.723703
8	-17.487207	-15.923178	49	-6.163379	-14.935334	90	-0.117935	0.149441	130	-11.260451	-12.891407
9	-17.449637	-16.025025	50	-5.716905	-14.405536	91	-0.136394	0.132275	131	-11.606966	-13.049002
10	-17.405806	-16.124483	51	-5.370431	-13.840060	92	-0.152968	0.112698	132	-11.853440	-13.196489
11	-17.355967	-16.221474	52	-5.02397	-13.239872	93	-0.168754	0.091067	133	-12.299914	-13.333868
12	-17.301112	-16.316902	53	-4.677482	-12.603793	94	-0.225393	-0.016163	134	-12.846300	-13.458653
13	-17.241548	-16.410358	54	-4.331000	-11.934453	95	-0.284433	-0.123039	135	-12.952862	-13.569469
14	-17.178446	-16.507465	55	-3.984534	-11.230807	96	-0.343273	-0.229560	136	-13.399396	-13.674008
15	-17.112138	-16.593348	56	-3.638060	-10.492685	97	-0.402112	-0.335723	137	-13.895810	-13.772534
16	-17.042107	-16.682811	57	-3.291506	-9.709340	98	-0.460952	-0.441535	138	-14.032284	-13.864224
17	-16.969785	-16.771400	58	-2.943111	-8.886272	99	-0.519792	-0.546990	139	-14.378759	-13.947871
18	-16.894786	-16.858068	59	-2.596637	-8.020456	100	-0.662666	-1.160747	140	-14.725233	-14.024230
19	-16.825535	-17.247974	60	-2.25153	-7.109866	101	-1.212740	-1.782187	141	-15.071707	-14.098371
20	-16.156484	-17.879762	61	-1.905989	-6.155334	102	-1.538213	-2.352213	142	-15.418181	-14.170095
21	-15.787332	-17.861675	62	-1.559215	-5.177872	103	-1.905689	-2.929692	143	-15.899907	-14.208748
22	-15.418181	-18.109673	63	-1.212740	-4.170307	104	-2.252163	-3.494042	144	-16.781633	-14.248736
23	-15.071707	-18.311940	64	-0.865765	-3.133559	105	-2.598637	-4.045282	145	-19.903360	-14.278533
24	-14.725233	-18.478802	65	-0.519792	-2.111373	106	-2.943111	-4.595359	146	-16.145036	-14.315067
25	-14.378759	-18.620065	66	-0.403208	-1.765829	107	-3.291586	-5.111748	147	-16.247406	-14.338966
26	-14.032284	-18.742450	67	-0.285223	-1.419485	108	-3.638060	-5.623073	148	-16.347266	-14.368373
27	-13.685810	-18.839960	68	-0.170039	-1.077831	109	-3.984534	-6.119340	149	-16.444214	-14.397938
28	-13.339336	-18.912580	69	-0.053453	-0.757806	110	-4.331008	-6.602919	150	-16.539190	-14.432309
29	-12.992862	-18.965003	70	0.063130	-0.399185	111	-4.677482	-7.070647	151	-16.632296	-14.468351
30	-12.646388	-18.999082	71	0.175714	-0.061668	112	-5.023957	-7.522045	152	-16.723546	-14.508039
31	-12.299914	-19.010631	72	0.189389	-0.036099	113	-5.370431	-7.957113	153	-16.812569	-14.551909
32	-11.953440	-19.001052	73	0.189564	-0.011459	114	-5.716905	-8.375886	154	-16.900130	-14.598828
33	-11.606966	-18.969866	74	0.189469	0.014191	115	-6.063379	-8.778202	155	-16.984401	-14.646499
34	-11.260491	-18.917229	75	0.185631	0.039502	116	-6.409853	-9.164223	156	-17.065469	-14.700712
35	-10.914017	-18.843123	76	0.179806	0.064251	117	-6.756328	-9.533962	157	-17.143003	-14.759881
36	-10.567843	-18.747549	77	0.168523	0.067750	118	-7.102802	-9.887418	158	-17.217536	-14.823471
37	-10.221069	-18.626704	78	0.155168	0.109849	119	-7.449276	-10.224593	159	-17.287515	-14.893529
38	-9.874595	-18.480784	79	0.136583	0.129350	120	-7.795750	-10.544298	160	-17.351500	-14.971894
39	-9.520121	-18.311132	80	0.120269	0.147090	121	-8.142224	-10.848031	161	-17.409513	-15.058205
40	-9.161647	-18.117020	81	0.099331	0.161949	122	-8.486698	-11.136403	162	-17.460937	-15.156556
41	-8.835173	-17.889805	82	0.079342	0.173856						

Stage 2 Vane Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 12.290 inches

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
63	0.600227	1.483655	123	-9.078695	-11.497548
64	0.574780	1.488769	124	-9.495632	-11.792264
65	0.548671	1.490406	125	-9.832563	-12.071954
66	0.522983	1.488476	126	-10.209507	-12.332944
67	0.497800	1.483036	127	-10.586444	-12.578202
68	0.473195	1.474186	128	-10.963362	-12.810327
69	0.450225	1.462093	129	-11.340319	-13.028397
70	0.429117	1.446981	130	-11.717287	-13.222888
71	0.410266	1.429133	131	-12.094194	-13.409249
72	0.394024	1.408082	132	-12.471181	-13.586279
73	0.380594	1.395905	133	-12.848009	-13.739650
74	0.311680	1.266923	134	-13.225006	-13.863326
75	0.243064	1.146729	135	-13.601943	-14.020855
76	0.174249	1.026026	136	-13.978881	-14.146238
77	0.105433	0.904814	137	-14.355818	-14.246668
78	0.036618	0.783094	138	-14.732766	-14.326279
79	-0.032197	0.660864	139	-15.109693	-14.458633
80	-0.409135	-0.032685	140	-15.486631	-14.648167
81	-0.786072	-0.710064	141	-15.863568	-14.800019
82	-1.163009	-1.366455	142	-16.240505	-14.706399
83	-1.539947	-2.007822	143	-16.414954	-14.739897
84	-1.916884	-2.645335	144	-16.589403	-14.772221
85	-2.293822	-3.246644	145	-16.763851	-14.803447
86	-2.670759	-3.843472	146	-16.938300	-14.833600
87	-3.047696	-4.429017	147	-17.044501	-14.851859
88	-3.424634	-4.991764	148	-17.150361	-14.870768
89	-3.801571	-5.544775	149	-17.253439	-14.891171
90	-4.178509	-6.081068	150	-17.353932	-14.912669
91	-4.555446	-6.600644	151	-17.453261	-14.936434
92	-4.932382	-7.103512	152	-17.561551	-14.964068
93	-5.309319	-7.591029	153	-17.663804	-14.995594
94	-5.686258	-8.060935	154	-17.761914	-15.029302
95	-6.063195	-8.519229	155	-17.857064	-15.068661
96	-6.440133	-8.947912	156	-17.949360	-15.113471
97	-6.817070	-9.364666	157	-18.039478	-15.162440
98	-7.194008	-9.769373	158	-18.128406	-15.219408
99	-7.570945	-10.145871	159	-18.207291	-15.284098
100	-7.947882	-10.510359	160	-18.285639	-15.355542
101	-8.324820	-10.856537	161	-18.358059	-15.438904
102	-8.701757	-11.183306	162	-18.424029	-15.531857

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-16.482700	-15.642400	42	-8.701757	-17.651506
2	-16.515603	-15.734322	43	-8.734820	-17.510465
3	-16.538097	-15.823651	44	-7.947812	-17.149190
4	-16.551014	-15.910597	45	-7.570945	-16.749287
5	-16.557187	-15.995862	46	-7.194008	-16.317750
6	-16.556556	-16.097007	47	-6.817070	-16.053871
7	-16.548003	-16.196179	48	-6.440133	-15.855061
8	-16.531351	-16.293385	49	-6.063195	-14.925396
9	-16.506627	-16.388978	50	-5.686258	-14.250728
10	-16.479333	-16.482986	51	-5.309319	-13.656064
11	-16.444482	-16.575910	52	-4.932382	-13.014826
12	-16.405045	-16.667092	53	-4.555446	-12.331770
13	-16.361280	-16.757498	54	-4.178509	-11.608801
14	-16.314256	-16.847089	55	-3.801571	-10.837877
15	-16.263915	-16.935935	56	-3.424634	-10.022544
16	-16.210895	-17.023955	57	-3.047696	-9.160843
17	-16.154791	-17.111277	58	-2.670759	-8.252621
18	-16.095400	-17.197800	59	-2.293822	-7.300721
19	-16.031678	-17.283937	60	-1.916884	-6.305382
20	-16.07953	-17.369662	61	-1.539947	-5.276868
21	-16.704229	-18.594451	62	-1.163009	-4.213700
22	-16.240505	-18.695605	63	-0.786072	-3.104179
23	-15.853588	-19.109602	64	-0.409135	-2.040166
24	-15.486631	-19.275044	65	-0.032197	-0.946143
25	-15.109693	-19.413484	66	0.094719	-0.579514
26	-14.732766	-19.525151	67	0.221635	-0.212996
27	-14.355818	-19.609339	68	0.348551	0.153272
28	-13.978881	-19.663440	69	0.476467	0.515956
29	-13.601943	-19.696992	70	0.602384	0.877366
30	-13.225006	-19.704287	71	0.729300	1.237500
31	-12.848069	-19.809539	72	0.795202	1.622523
32	-12.471131	-19.849384	73	0.738628	1.208258
33	-12.094194	-19.586008	74	0.739315	1.314217
34	-11.717287	-19.498158	75	0.735864	1.339919
35	-11.340319	-19.385374	76	0.728741	1.364883
36	-10.963362	-19.248029	77	0.719207	1.386643
37	-10.586444	-19.086123	78	0.704609	1.410757
38	-10.209507	-18.899523	79	0.688204	1.430810
39	-9.832563	-18.677151	80	0.669139	1.448429
40	-9.455632	-18.432303	81	0.647851	1.453285
41	-9.078695	-18.157366	82	0.624736	1.475101

Stage 2 Vane Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 13.635 inches



PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
83	6.57580	-6.71152	123	-0.028556	-0.926081
84	6.53737	-6.726348	124	-0.726348	-0.776939
85	6.498194	-6.750848	125	-0.536349	-0.639574
86	6.457640	-6.741060	126	-0.793260	-0.508790
87	6.416780	-6.741493	127	-1.048162	-0.385986
88	6.376322	-6.735758	128	-1.303063	-0.271020
89	6.335970	-6.724751	129	-1.557985	-0.163573
90	6.295408	-6.708662	130	-1.812868	-0.065039
91	6.254208	-6.687773	131	-2.067768	0.025784
92	6.212221	-6.662447	132	-2.322669	0.108499
93	6.203764	-6.633122	133	-2.577570	0.183262
94	6.104650	-6.610063	134	-2.832472	0.250004
95	6.165336	-6.586623	135	-3.087373	0.308431
96	6.146421	-6.560402	136	-3.342275	0.358544
97	6.127307	-6.544201	137	-3.597176	0.400239
98	6.106193	-6.522018	138	-3.852078	0.432599
99	6.089079	-6.499855	139	-4.106979	0.457852
100	6.034177	-6.205447	140	-4.361881	0.475699
101	5.979276	-5.914609	141	-4.616782	0.483058
102	5.924374	-5.626561	142	-4.871684	0.489473
103	5.869473	-5.346734	143	-5.145718	0.486209
104	4.814571	-5.069948	144	-5.419752	0.482006
105	4.559070	-4.736342	145	-5.693786	0.474861
106	4.304768	-4.351923	146	-5.967821	0.472310
107	4.049867	-4.269986	147	-6.241856	0.473165
108	3.794965	-4.013144	148	-6.515891	0.476057
109	3.540064	-3.762137	149	-6.789926	0.478168
110	3.285162	-3.516966	150	-7.063961	0.482252
111	3.030261	-3.277595	151	-7.337996	0.488154
112	2.775360	-3.043033	152	-7.612031	0.494994
113	2.520458	-2.813240	153	-7.886066	0.502815
114	2.265557	-2.584216	154	-8.160101	0.511465
115	2.010655	-2.370941	155	-8.434136	0.521804
116	1.755754	-2.170084	156	-8.708171	0.533111
117	1.500852	-1.970007	157	-8.982206	0.546228
118	1.245951	-1.776909	158	-9.256241	0.560853
119	0.991050	-1.591106	159	-9.530276	0.576987
120	0.736148	-1.412603	160	-9.804311	0.594629
121	0.481247	-1.242221	161	-10.078346	0.613781
122	0.226345	-1.079583	162	-10.352381	0.634441

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-6.379520	0.656610	42	0.226345	2.645723
2	-6.414879	0.727896	43	0.481247	2.475633
3	-6.442473	0.800475	44	0.736148	2.290310
4	-6.456304	0.874346	45	0.991050	2.090005
5	-6.456372	0.949510	46	1.245951	1.874898
6	-6.453779	0.965035	47	1.500852	1.644907
7	-6.434767	0.986000	48	1.755754	1.400274
8	-6.433203	0.986203	49	2.010655	1.139057
9	-6.433339	1.011046	50	2.265557	0.862364
10	-6.449227	1.027829	51	2.520458	0.570282
11	-6.446545	1.032550	52	2.775360	0.262793
12	-6.443504	1.039003	53	3.030261	-0.060118
13	-6.440409	1.074765	54	3.285162	-0.398527
14	-6.437000	1.090555	55	3.540064	-0.702378
15	-6.433276	1.106374	56	3.794965	-1.121671
16	-6.429239	1.122223	57	4.049867	-1.606292
17	-6.424887	1.139101	58	4.304768	-1.904451
18	-6.420221	1.154010	59	4.559670	-2.317284
19	-6.033086	1.950528	60	4.814571	-2.744788
20	-5.543532	2.405939	61	5.069473	-3.183327
21	-5.250818	2.737119	62	5.324374	-3.637634
22	-4.971564	2.991868	63	5.579276	-4.102980
23	-4.616782	3.130929	64	5.834177	-4.578264
24	-4.301051	3.243051	65	6.089079	-5.053022
25	-4.106979	3.340856	66	6.343981	-5.527780
26	-3.952070	3.418477	67	6.598883	-6.002538
27	-3.837176	3.479244	68	6.853785	-6.477296
28	-3.742275	3.526128	69	7.108687	-6.952054
29	-3.667373	3.557012	70	7.363590	-7.426812
30	-3.602472	3.572404	71	7.618493	-7.901570
31	-3.547570	3.574120	72	7.873395	-8.376328
32	-3.502669	3.561043	73	8.128298	-8.851086
33	-3.467768	3.533752	74	8.383201	-9.325844
34	-3.442866	3.492077	75	8.638104	-9.800602
35	-3.427965	3.435590	76	8.893007	-10.275360
36	-3.423063	3.365727	77	9.147910	-10.750118
37	-3.428162	3.281387	78	9.402813	-11.224876
38	-3.443260	3.182041	79	9.657716	-11.700634
39	-3.468359	3.070090	80	9.912619	-12.176392
40	-3.503457	2.942983	81	10.167522	-12.652150
41	-3.548555	2.801806	82	10.422425	-13.127908

Stage 2 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 12.25 inches



PRESSURE SURFACE COORDINATES

SUCTION SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-5.923176	2.319618	42	0.224491	2.328202	83	6.017537	-7.007879	123	-0.011803	-1.168934
2	-5.939078	2.361800	43	0.460795	2.124270	84	5.990311	-7.016391	124	-0.248097	-0.879782
3	-5.950991	2.402566	44	0.697079	1.906732	85	5.961904	-7.025397	125	-0.484391	-0.795591
4	-5.954830	2.442333	45	0.933373	1.675208	86	5.932818	-7.028570	126	-0.726685	-0.616388
5	-5.955683	2.481522	46	1.169667	1.429399	87	5.903459	-7.027957	127	-0.969978	-0.442501
6	-5.954748	2.517438	47	1.405960	1.169468	88	5.874873	-7.023268	128	-1.193272	-0.273866
7	-5.950096	2.552941	48	1.64254	0.894651	89	5.846641	-7.014805	129	-1.424566	-0.110076
8	-5.943270	2.587931	49	1.878540	0.604944	90	5.819970	-7.002657	130	-1.665860	0.048868
9	-5.937401	2.622430	50	2.114842	0.300383	91	5.795131	-6.987396	131	-1.902154	0.202723
10	-5.927169	2.656368	51	2.351136	-0.019063	92	5.772563	-6.968776	132	-2.136448	0.351791
11	-5.914575	2.689737	52	2.587430	-0.353241	93	5.752663	-6.947325	133	-2.374742	0.498353
12	-5.899770	2.722582	53	2.823724	-0.702053	94	5.737096	-6.924444	134	-2.611036	0.636405
13	-5.883800	2.755167	54	3.060018	-1.065235	95	5.721527	-6.898584	135	-2.847930	0.771980
14	-5.866909	2.787494	55	3.296312	-1.442478	96	5.705958	-6.869746	136	-3.086824	0.902996
15	-5.848113	2.819389	56	3.532606	-1.833445	97	5.690388	-6.871930	137	-3.319917	1.029611
16	-5.827833	2.850923	57	3.768888	-2.237065	98	5.674819	-6.853135	138	-3.556211	1.151785
17	-5.806383	2.882181	58	4.005193	-2.653239	99	5.659250	-6.834362	139	-3.792505	1.269242
18	-5.783576	2.913116	59	4.241487	-3.079604	100	5.642956	-6.852080	140	-4.028798	1.381884
19	-5.763028	2.944021	60	4.477781	-3.516579	101	5.626666	-6.8274665	141	-4.265083	1.489913
20	-5.742401	2.974848	61	4.714075	-3.961127	102	4.950369	-6.8002309	142	-4.501387	1.593447
21	-4.821934	3.079436	62	4.950369	-4.413412	103	4.714075	-6.734725	143	-4.795909	1.716203
22	-4.501387	3.891916	63	5.186662	-4.871088	104	4.477781	-6.471418	144	-5.090431	1.839112
23	-4.285093	3.754021	64	5.422856	-5.332339	105	4.241487	-6.213337	145	-5.384953	1.948747
24	-4.028798	3.799048	65	5.658250	-5.798603	106	4.005193	-4.959071	146	-5.679476	2.081316
25	-3.792505	3.827716	66	5.736629	-6.257549	107	3.768893	-4.709487	147	-5.985206	2.090939
26	-3.556211	3.842302	67	5.812600	-6.709564	108	3.532666	-4.461715	148	-5.716478	2.101034
27	-3.319917	3.843725	68	5.889507	-7.153731	109	3.296312	-4.218397	149	-5.734292	2.11601
28	-3.083624	3.830023	69	5.966367	-7.605603	110	3.060018	-3.980236	150	-5.781740	2.12543
29	-2.847930	3.804182	70	6.043146	-8.057549	111	2.833724	-3.744262	151	-5.768900	2.133785
30	-2.611036	3.765039	71	6.119924	-8.509564	112	2.597430	-3.511464	152	-5.785451	2.149654
31	-2.374742	3.715014	72	6.19349	-8.965520	113	2.351136	-3.291831	153	-5.801391	2.159151
32	-2.138448	3.651878	73	6.139098	-9.42733	114	2.114842	-3.034367	154	-5.816722	2.171278
33	-1.902154	3.576381	74	6.143035	-9.893725	115	1.878540	-2.832099	155	-5.831590	2.184878
34	-1.665060	3.489540	75	6.143090	-10.362983	116	1.642254	-2.612028	156	-5.846085	2.198869
35	-1.429566	3.380193	76	6.139262	-10.831990	117	1.405960	-2.394754	157	-5.859781	2.213672
36	-1.193272	3.278330	77	6.131619	-11.30232	118	1.169667	-2.180496	158	-5.872578	2.229305
37	-0.956978	3.149736	78	6.120295	-11.77210	119	0.933739	-1.970440	159	-5.884776	2.245760
38	-0.720693	3.011400	79	6.105492	-12.24447	120	0.697079	-1.763697	160	-5.896075	2.263039
39	-0.484391	2.860181	80	6.087471	-12.719546	121	0.460795	-1.560631	161	-5.906574	2.281141
40	-0.249097	2.695974	81	6.066551	-13.195930	122	0.224491	-1.362437	162	-5.916274	2.300067
41	-0.011803	2.518710	82	6.043101	-13.683446						

Stage 2 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 13.625 inches

STUCTION SURFACE COORDINATES

PRESSURE SURFACE COORDINATES

PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y	PT.	X	Y
1	-5.224293	4.340588	42	0.322067	1.742200	83	5.601040	-7.498908	123	0.110145	-1.416499
2	-5.219653	4.356210	43	0.333990	1.473725	84	5.569444	-7.511081	124	-0.101778	-1.183767
3	-5.214390	4.375430	44	0.345913	1.196079	85	5.538492	-7.516972	125	-0.313701	-0.971683
4	-5.209505	4.392248	45	0.357835	0.909022	86	5.502790	-7.522140	126	-0.525624	-0.780236
5	-5.204997	4.406664	46	0.369758	0.613330	87	5.468855	-7.520823	127	-0.739446	-0.528426
6	-5.194865	4.424677	47	0.381681	0.308770	88	5.435609	-7.514347	128	-0.949469	-0.309093
7	-5.177111	4.440289	48	0.393604	-0.003711	89	5.403363	-7.504016	129	-1.161332	-0.088342
8	-5.161735	4.454499	49	0.405527	-0.324287	90	5.372008	-7.490026	130	-1.373315	0.129616
9	-5.169735	4.470306	50	0.417449	-0.651018	91	5.344603	-7.471440	131	-1.585238	0.347813
10	-5.160113	4.484712	51	0.429372	-0.986382	92	5.318973	-7.449199	132	-1.797160	0.568200
11	-5.149067	4.498715	52	0.441295	-1.326022	93	5.295661	-7.423712	133	-2.009085	0.781744
12	-5.139274	4.512494	53	0.453218	-1.673108	94	5.279950	-7.401702	134	-2.221006	0.991767
13	-5.128172	4.525944	54	0.465140	-2.024602	95	5.263218	-7.379713	135	-2.432928	1.211993
14	-5.116532	4.539047	55	0.477063	-2.381100	96	5.246486	-7.357748	136	-2.644851	1.428308
15	-5.104354	4.551803	56	0.488985	-2.742480	97	5.229754	-7.336800	137	-2.856774	1.639871
16	-5.091638	4.564212	57	0.500908	-3.108636	98	5.213023	-7.316976	138	-3.068697	1.853161
17	-5.078365	4.576274	58	0.512831	-3.478559	99	5.196291	-7.291973	139	-3.280620	2.068201
18	-5.064593	4.587988	59	0.524754	-3.855130	100	4.984368	-7.016421	140	-3.492542	2.279228
19	-4.777541	4.732642	60	4.136677	-4.235122	101	4.772445	-6.744408	141	-3.704465	2.491616
20	-4.490490	4.833709	61	4.348599	-4.619328	102	4.560522	-6.475074	142	-3.916388	2.703046
21	-4.203438	4.936115	62	4.560522	-5.006807	103	4.348599	-6.210503	143	-4.227214	3.011252
22	-3.916388	4.815120	63	4.772445	-5.397394	104	4.136677	-5.948989	144	-4.538040	3.315042
23	-3.704465	4.729469	64	4.984368	-5.790072	105	3.924754	-5.689143	145	-4.848666	3.620289
24	-3.452542	4.724047	65	5.196291	-6.104199	106	3.712831	-5.432972	146	-5.159693	3.956580
25	-3.200020	4.657193	66	5.282910	-6.345699	107	3.500909	-5.179448	147	-5.470846	4.015435
26	-3.066097	4.574927	67	5.369530	-6.507244	108	3.288986	-4.926652	148	-5.781117	4.034448
27	-2.855774	4.480081	68	5.456149	-6.668051	109	3.077063	-4.680411	149	-6.091388	4.053461
28	-2.646051	4.374569	69	5.542768	-6.830557	110	2.865140	-4.434929	150	-6.399002	4.072874
29	-2.432929	4.257229	70	5.629390	-6.992377	111	2.653218	-4.191189	151	-6.706722	4.092466
30	-2.221006	4.130118	71	5.716007	-7.154312	112	2.441295	-3.950105	152	-7.013452	4.112126
31	-2.009083	3.993268	72	5.799922	-7.316347	113	2.229372	-3.711010	153	-7.319437	4.131962
32	-1.797160	3.843801	73	5.738537	-7.478382	114	2.017449	-3.474519	154	-7.624448	4.151982
33	-1.585238	3.684542	74	5.746777	-7.640417	115	1.805527	-3.239796	155	-7.929459	4.172162
34	-1.373315	3.513976	75	5.745247	-7.796490	116	1.593604	-3.006613	156	-8.234470	4.192499
35	-1.161332	3.331876	76	5.741238	-7.948522	117	1.381681	-2.774970	157	-8.539481	4.213020
36	-0.949469	3.136200	77	5.732722	-8.096554	118	1.169758	-2.543339	158	-8.844492	4.233747
37	-0.737546	2.932784	78	5.719055	-8.240586	119	0.957036	-2.317402	159	-9.149503	4.254680
38	-0.525624	2.716057	79	5.702874	-8.379618	120	0.745113	-2.090813	160	-9.454514	4.275848
39	-0.313701	2.490127	80	5.682090	-8.514650	121	0.533190	-1.864071	161	-9.759525	4.297222
40	-0.101778	2.245676	81	5.657895	-8.645682	122	0.321267	-1.639978	162	-10.064536	4.318802
41	0.110145	2.000776	82	5.630702	-8.772714						

Stage 2 Blade Airfoil Coordinates (10X), inches

Radius = 15.000 inches

## تعریف و اهمیت نسبت سرعت $U/C_0$

### Significance of the Blade-Jet Speed Ratio

The blade-jet speed ratio is defined as the ratio of the average pitch-line wheel speed,  $U$ , to the velocity,  $C_0$ , which would theoretically be obtained by expanding the turbine flow from stage inlet total enthalpy to the ideal stage exit enthalpy. This can be expressed in terms of quantities measurable directly in the rig as follows:

$$\frac{U}{C_0} = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n r_{p,i}^2 N_i^2}}{\sqrt{2 C_p T_{T,41} \left[ 1 - \left( \frac{P_{S,42}}{P_{T,4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\delta}} \right]}} = \text{(Constant)} \times \left( \frac{N}{\sqrt{T_{T,41}}} \right) \left[ \frac{\gamma-1}{\delta} \right]^{1/2}$$

where

$i$  = stage indicator

$n$  = number of stages

For a given set of turbine inlet conditions, we see that the blade-jet speed ratio is a function of pressure ratio and speed only. Consequently, once the rig has been set at the desired total-to-static pressure ratio, the second independent parameter in the test matrix,  $U/C_0$ , may be set by adjusting rig speed.

## پیوست (C)

### محاسبه‌ی عدد رینولدز

#### Reynolds Number Calculation

The standard expression for Reynolds number is:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (C1)$$

For application to a turbine stage,  $\rho V$  is replaced by  $W/A$ , where  $A$  is defined as the vane flow area, or

$$W/A = W/(n d_o h) \quad (C2)$$

where  $n$  = number of vanes

$d_o$  = throat dimension of vanes

$h$  = trailing edge height of vanes

Combining (C1) and (C2) yields

$$Re = \frac{Wl}{\mu n d_o h} \quad (C3)$$

Defining the characteristic length,  $l$ , to be the vane throat dimension,  $d_o$ , equation (C3) reduces to

$$Re = \frac{W}{\mu n h} \quad (C4)$$

For multistage turbines, the individual stage Reynolds numbers are energy weighted. The energy averaged Reynolds number is defined as

$$\overline{Re} = \frac{\sum_{i=1}^n (\Delta h)_i Re_i}{\sum_{i=1}^n (\Delta h)_i} \quad (C5)$$

where  $N$  = total number of stages

$(\Delta h)_i$  = energy extraction of  $i^{\text{th}}$  stage

$Re_i$  = Reynolds number of  $i^{\text{th}}$  stage.

## Abstract

One of the most important components of the turbine is axial turbine that its task is power generation. The gas turbine is used in power plants in aircraft engines. Since, output stream from the combustion chamber, depends on kind of combustion chamber and its operating conditions, in different operation conditions, the turbine inlet flow will change.

Over a period of time in general practice, Turbo-machines preliminary operation, it will be changed; also Turbines are no exception. During the operation, due to factors such as entry of dust into the turbine, the impurities in the fuel, chemical reactions with sulfur contamination in the air or fuel that produced by incomplete combustion of unburned carbon, the turbine blades surface can be rough. Quantitative analysis of the effect of roughness on turbine performance is very important. Due to the complexity of the flow into the turbine to know flow and temperature field into the floor of the turbine and calculating roughness effects, three-dimensional analysis is required.

Nowadays, with the development of numerical methods for calculations and increase in computational power of computers, we can do fully three-dimensional analysis the flow into the turbo-machines.

In this project, a two-stage axial turbine, manufactured by General Electric and Institution NASA, *E<sup>3</sup>*, has been studied. At first this turbine is modeled with software CATIA and BLADE GENERATION and then is used TURBO GRID software for grid generation. Then by using the software ANSYS CFX, fully numerical flow field just without any simplifications on governing equations are made. The solution based on the software's finite volume method.

To validate the analysis, the results of the simulation, were compared with the experimental results of laboratory testing of the turbine thrust two stage E3. After validating the used numerical method, which represents the performance of the turbine, the turbine maps is achieved in the form that it work in high-temperature and with gases from combustion products. The given results include the distribution of pressure, temperature, density, Mach number, and flow lines and . . ., In mean surface, or in sensitive areas.

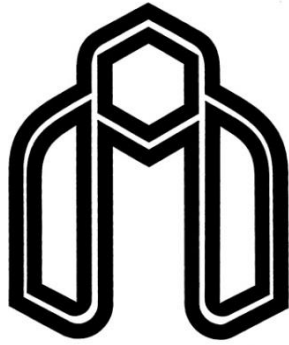
The results showed that the total pressure in axial turbine rotor due to energy transfer from the fluid, decreases.

Flow velocity increase through the stator blades and rotor blades crossing over is reduced. Then, we study about roughness effects with applying real roughness on stator and rotor blades of the turbine we find its effect on turbine maps.

Then we change the geometry due to deposition and erosion and it is discussed.

The ultimate goal of all defects on turbine takes place.

Keywords: turbine  $E^3$ , roughness of blades, faults of blades, three-dimensional simulation of turbin, roughness effects on gas turbine performance.



**Shahrood University of Technology**

**Faculty of Mechanical Engineering**

Numerical Simulation of effects of faults due to  
environmental elements on E3 gas turbine  
performance

Thesis

Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of  
Master of Science (M.Sc)

By:

**Ali samaee nia**

Supervisor:

**Dr. M. chahartaghi**

**Dr. M. ghatee**

**Date: February 2013**