

# طراحی ترمودینامیکی یک توربین قدرت جهت استفاده در فرآیند

## تبدیل یک موتور توربوجت به توربوشفت

مسلم صدیقی<sup>۱</sup> و حمید فاضلی<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(تاریخ دریافت: ۹۲/۱۲/۱۶؛ تاریخ پذیرش: ۹۳/۵/۸)

### چکیده

در این مقاله، مراحل طراحی ترمودینامیکی یک توربین قدرت جریان محوری برای تبدیل یک موتور توربوجت موجود به موتور توربوشفت ارائه شده است. این کار با جایگزینی نازل خروجی موتور توربوجت با یک توربین قدرت جریان محوری انجام شده است. مدل سازی توربین مورد نظر بر مبنای مدل اینلی ماتیسون، صورت گرفته و صحت نتایج به دست آمده از مدل اینلی ماتیسون، به کمک نرم افزارهای شبیه سازی سه بعدی و داده های تجربی موجود، ارزیابی شده است. عملکرد توربین طراحی شده در چند زاویه حمله متفاوت برای پره های متحرک و ثابت بررسی شده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که توربین در زاویه حمله ۸- درجه برای پره های متحرک و زاویه حمله ۳- درجه برای پره های ثابت کمترین تلفات و بیشترین بازده را دارد.

**واژه های کلیدی:** موتور توربوشفت، موتور جت، توربین قدرت، مدل سازی یک بعدی، ضرایب افت، شبیه سازی سه بعدی

## Thermodynamic Design of a Power Turbine for Using in Conversion Process of a Turbojet Engine to a Turbo-shaft Engine

M. Seddighi and H. Fazeli

Department of Mechanical Engineering

Maleke Ashtar University of Technology

(Received: 7 March, 2014; Accepted: 30 July, 2014)

### ABSTRACT

In this paper, thermodynamic design of an axial flow power turbine for converting an existing turbojet to a turbo-shaft engine is presented. The exhaust nozzle of the turbojet is replaced by an axial flow power turbine. The turbine model is developed, based on Ainley-Mathieson model. The results of Ainley-Mathieson model were verified, using a 3D simulation and existing experimental data. The turbine performance was investigated for several blade angles of attack. Results show that the turbine stage has a minimum loss and a maximum efficiency, when angles of attack are -3 degrees for stator and -8 degrees for rotor blades.

**Keywords:** TurboShaft Engine, jet Engine, Power Turbine, One-dimensional Modeling, Loss Coefficients, Three-dimensional Simulation

<sup>۱</sup> - کارشناسی ارشد: moslem\_seddighi@yahoo.com

<sup>۲</sup> - استادیار (نویسنده پاسخگو): fazeli@Isa.ir

## ۱- مقدمه

موتورهای توربوجت با وجود اینکه تکنولوژی ساخت بسیار بالایی در مقایسه با توربین‌های گازی صنعتی دارند، دارای عمر پروازی محدودی هستند. علت این امر نیز ضریب اطمینان بسیار بالای مورد نیاز برای پروازهای هوایی است. در نتیجه این موتورها پس از گذشت زمان پروازی مجاز، امکان پرواز نخواهند داشت. این در حالی است که در صورت تغییر کاربری برای استفاده دریایی یا صنعتی، می‌توان سال‌ها بدون هیچ مشکلی از آنها استفاده کرد. تغییرات معمولاً شامل مواردی همچون: تقویت یا تاقان، تعویض سیستم اتاق احتراق به صورتی که قادر به کار کردن با سوخت‌های ارزان‌تر باشد و اضافه کردن یک توربین قدرت به جای نازل می‌شوند. در این مقاله بحث طراحی توربین قدرت بررسی می‌شود. طراحی آیرودینامیکی یک توربین معمولاً به شکلی است که در نقطه طراحی، مقدار بازده، ماکزیمم و یا به عبارت دیگر، مقدار افت‌ها کمینه باشند. انتخاب نقطه طراحی معمولاً بر مبنای شرایطی است که توربین بخش اعظم زمان کارکرد خود را در آن سپری می‌کند. دانستن منحنی‌های مشخصه توربین در شرایط مختلف کارکردی، همانند سرعت دورانی و نسبت فشار، طراح را قادر می‌سازد تا توربینی را طراحی کند که در شرایط متفاوت، عملکرد قابل اطمینان‌تری داشته باشد. همچنین بسیاری از توربین‌ها در شرایط کارکردی دور از نقطه طراحی خود کار می‌کند، مثلاً شرایط راه‌اندازی، بار متغیر و سرعت متغیر در توربین‌های گاز دریایی و صنعتی، منجر به شرایط عملکردی بسیار متفاوتی در توربین می‌گردد. در توربین‌های چند طبقه شرایط خروجی از طبقات بالا دستی و افت‌های این اجزاء باعث می‌گردد تا طبقات پایین‌دست در شرایط خارج از نقطه طراحی کار کنند، بنابراین توربین‌های محوری باید به گونه‌ای طراحی شوند که در شرایط مختلف، عملکرد نسبتاً قابل قبولی داشته باشند. پارامترهای هندسی پره و فیزیک جریان نیز مقدار افت‌های جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهند که باید به صورت دقیق شناسایی شوند. جریان در داخل توربوماشین‌ها کاملاً سه‌بعدی بوده، بنابراین بررسی رفتار جریان واقعی در آن‌ها از پیچیدگی‌های زیادی برخوردار است. پیچیدگی جریان داخل توربوماشین‌ها ناشی از دوران، آشفتگی و گذرا بودن جریان و اثرات متقابل پره‌های متحرک و ثابت می‌باشد. به منظور اعمال تصحیحات احتمالی برای به‌دست آوردن بهترین شکل پره توربین

و بهترین زاویه حمله، صرف نظر از اینکه از چه روشی برای طراحی پره توربین استفاده شده است، باید پروفیل‌های به‌دست آمده در میدان جریانی که مشابه میدان جریان واقعی توربین است، آزمایش شوند. در طول ۳۰ سال گذشته تحقیقات فراوانی در زمینه بررسی میدان جریان حول پره توربین گاز انجام شده است. برای تحلیل جریان در توربوماشین‌ها می‌توان از هر دو روش آزمایشگاهی و نیز شیوه عددی بهره برد. استفاده از روش‌های تئوری جهت به‌دست آوردن روابط بین پارامترهای مختلف در توربوماشین‌ها به دلیل مغشوش بودن جریان و پیچیدگی آن بسیار مشکل است، از طرفی استفاده از روش‌های تجربی و آزمایشگاهی نیز به دلیل وجود پارامترهای مختلف موثر بر عملکرد توربوماشین منجر به افزایش تعداد آزمایش‌ها خواهد شد و در نتیجه هزینه مالی و زمانی زیادی دربر خواهد داشت، لذا استفاده از روش‌های عددی و ترکیب آن با روش‌های بالا می‌تواند راه‌حل مناسبی جهت تحلیل عملکرد توربوماشین‌ها باشد.

## ۲- طراحی توربین قدرت

به طور کلی میدان جریان در یک توربین محوری بسیار پیچیده می‌باشد. در توربین‌های محوری، جریان سه بعدی، لزج و گذرا می‌باشد. این جریان آشفته شامل مقیاس‌های چندگانه طولی و زمانی آشفتگی می‌باشد که بر پیچیدگی فیزیک جریان می‌افزاید. کل تلفات انرژی در جریان گاز را می‌توان به عنوان مجموعه‌ای از تلفات پروفیل پره، تلفات ثانویه و نشتی نوک پره محسوب نمود. پیش‌بینی دقیق هریک از تلفات فوق، به دلیل پیچیده بودن نوع جریان‌های عامل از نظر تئوری بسیار مشکل بوده و در طراحی اولیه اغلب از روش‌ها و اطلاعات تجربی برای تخمین میزان تلفات استفاده می‌شود. این روابط تجربی در طراحی اولیه توربین گازی اهمیت بسیار زیادی دارند و برای مشخص کردن بازده و نسبت فشار مفید می‌باشد. همچنین روابط تجربی، نقش مهمی در بررسی رفتار عملکردی توربین، تحت شرایط مختلف کارکردی دارد [۱-۲].

## ۱-۲- میدان جریان و مکانیزم‌های افت

تلفات انرژی، در توربین‌های محوری بر اساس ضرایب افت بیان می‌شوند. ضرایب افت فشار سکون برای پره‌های ثابت و متحرک به صورت زیر تعریف می‌شوند:

پره‌های ثابت<sup>۱</sup>:

در معادله (۴)،  $\lambda$  پارامتری است که تابعی از شتابگیری جریان در ردیف پره است.  $\alpha_m$  عبارتست از زاویه متوسط جریان در ردیف پره،  $C_L$  ضریب برآ در ردیف پره،  $s/c$  نسبت گام به وتر و  $\alpha_{out}$  زاویه سرعت نسبی گاز با جهت محوری توربین در خروج از ردیف پره می‌باشد.

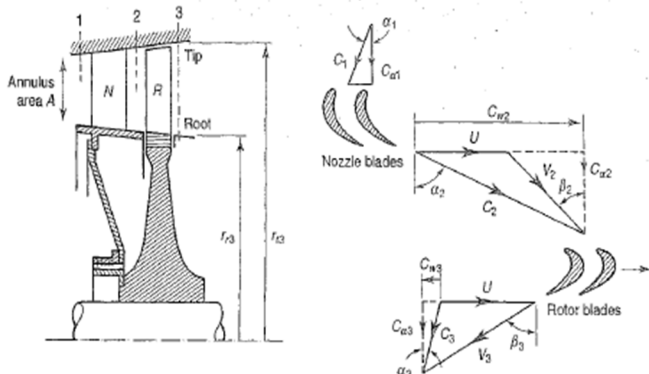
در مدل اینلی و ماتیسون افت ناشی، به‌عنوان تابعی از چرخش پره و نسبت لقی به ارتفاع پره، در نظر گرفته می‌شود:

$$y_k = \beta \frac{k}{h} \left[ \frac{C_L}{S/c} \right]^2 \frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos^3 \alpha_m} \quad (5)$$

در معادله (۵)،  $k$  عبارتست از لقی شعاعی و  $h$  ارتفاع گذرگاه پره است. مقدار ضریب  $\beta$  نیز، برای پره‌های دارای جداره، ۰/۲۵ و برای پره‌های بدون جداره ۰/۵ می‌باشد. تغییر زاویه حمله و تأثیر آن، در مدل اینلی-ماتیسون در نظر گرفته نشده است [۶و۷]. لذا در این مقاله، بعد از طراحی، تأثیر این عوامل با استفاده از شبیه‌سازی سه بعدی بررسی می‌شود.

### ۳-۲ مدل‌سازی یک بعدی

طراحی یک توربوماشین، یک فرایند پیچیده مهندسی است، که دربرگیرنده جنبه‌های ترمودینامیکی، آیرودینامیکی، تکنولوژیکی سازه‌ای و اقتصادی می‌باشد. طراحی ترمودینامیکی و آیرودینامیکی یک توربوماشین، یک روند سعی و خطایی، شامل مراحل متعدد می‌باشد. اگرچه امروزه در طراحی توربو ماشین‌ها، ابزارهای محاسباتی برای شبیه‌سازی و بهینه‌سازی نهایی به‌کار می‌روند، ولی طراحی اولیه، همیشه با پیش‌بینی عملکرد، در شعاع متوسط پره آغاز می‌شود. طرحواره یک طبقه توربین محوری در شکل ۱ ارائه می‌شود. در روش‌های مدل‌سازی یک بعدی، شعاع میانی برای یک مرحله ثابت فرض می‌شود. برای پره‌های بلند لازم است اثرات ۳ بعدی نیز در نظر گرفته شود.



شکل (۱): یک طبقه از توربین جریان محوری [۶].

$$y_N = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{01} - P_1} \quad (1)$$

که در آن،  $P_{01}$  و  $P_{02}$  فشار سکون در ورود و خروج از پره‌ها و  $P_2$  فشار استاتیک در خروج از پره‌های ثابت است. پره‌های متحرک<sup>۱</sup>:

$$y_R = \frac{P_{02rel} - P_{03rel}}{P_{03rel} - P_3} \quad (2)$$

که در آن،  $P_{02rel}$  و  $P_{03rel}$  فشار سکون نسبت به پره روتور در ورود و خروج و  $P_3$  فشار استاتیک در خروج می‌باشد.

### ۲-۲-۲ مدل اینلی ماتیسون

معمول‌ترین و جامع‌ترین مدل به‌منظور مدل‌سازی یک بعدی، روش اینلی-ماتیسون، می‌باشد [۳]. این مدل، سپس توسط دونهام و کیم، کارکر و اکاپو توسعه یافته است [۴و۵]. مدل اینلی و ماتیسون، در سال ۱۹۵۱ برای پیش‌بینی عملکرد توربین مطرح شد و برای پیش‌بینی عملکرد توربین محوری با پره‌های متعارف، در محدوده وسیعی از کارکرد آن به‌کار می‌رود. در این مدل، فرض می‌شود که ضریب افت فشار، توسط عدد ماخ جریان تحت تأثیر قرار نمی‌گیرد و زوایای خروجی جریان، از یک ردیف پره به زاویه حمله جریان بستگی ندارد. مشخص شده است که در این مدل حداکثر خطا، در محدوده دو درصد برای بازده و سه درصد برای دبی جرمی گاز برای پره‌های متداول می‌باشد (رابطه ۳).

در مدل اینلی ماتیسون، افت‌های کلی در یک ردیف پره توربین، شامل افت پروفیل، افت ثانویه و افت ناشی می‌باشد. (رابطه ۳)

$$y_t = y_p + y_s + y_k \quad (3)$$

در معادله (۳)  $y_p$  افت پروفیل،  $y_s$  افت ثانویه و  $y_k$  افت ناشی می‌باشد.

در مدل اینلی و ماتیسون، افت پروفیل بر مبنای یک سری نمودارهای افت فشار مطلق در پره در برابر نسبت گام به وتر، برای پره‌های عکس‌العملی و ضربه‌ای می‌باشد. برای هر ترکیب دیگری از زوایا، افت پروفیل در نقطه طراحی توسط یک معادله تصحیح می‌شود [۶].

در این مدل، افت ثانویه، با این فرض که بارگذاری پره، تابعی از چرخش جریان در پره می‌باشد، به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$y_s = \lambda \left[ \frac{C_L}{S/c} \right]^2 \frac{\cos^2 \alpha_{out}}{\cos^3 \alpha_m} \quad (4)$$

$$\tan \beta_2 = \frac{1}{2\phi} \left( \frac{1}{2} \psi - 2\Delta \right), \quad (11)$$

$$\tan \alpha_3 = \tan \beta_3 - \frac{1}{\phi}, \quad (12)$$

$$\tan \alpha_2 = \tan \beta_2 - \frac{1}{\phi}. \quad (13)$$

در معادلات فوق،  $\alpha_2$ ،  $\alpha_3$  زاویه بردار سرعت مطلق گاز با محور افقی توربین در خروج از پره‌های ثابت و متحرک و  $\beta_2$  و  $\beta_3$  زاویه سرعت نسبی گاز با محور افقی توربین در ورود و خروج از پره‌های متحرک می‌باشند.

از آنجایی که در تعریف ضریب افت فشار پره‌های ثابت از مقادیر فشار سکون و فشار استاتیک در خروجی آن استفاده می‌شود و نیز، فشار سکون و فشار استاتیک، هر دو در خروج از طبقه نامشخص می‌باشند، این مسئله می‌بایست با سعی و خطا حل شود. این فرایند با در نظر گرفتن یک تخمین برای زاویه خروجی طبقه  $\alpha_3$  و ضریب جریان  $\phi$  شروع می‌شود. به هنگام اضافه شدن اثرات سه بعدی جریان، درجه عکس‌العمل از ریشه تا نوک پره‌ها افزایش می‌یابد. بهترین زاویه خروجی طبقه، زاویه‌ای است که منجر به درجه عکس‌العمل حدود ۰/۵ در شعاع متوسط شود. در صورتی که درجه عکس‌العمل کمتر از این مقدار باشد ممکن است مقدار آن در ریشه پره منفی شود، که این عمل باعث انبساط در شیبوره و به دنبال آن عمل تراکم دوباره در روتور شده و تلفات را افزایش خواهد داد.

به دلیل افزایش سرعت گاز در گذرگاه پره‌های متحرک و امکان وقوع پدیده خفگی، مقدار عدد ماخ نسبی در ورود به این پره‌ها،  $M_{v2}$ ، نباید از ۰/۷۵ بیشتر شود. این پدیده با پارامتر  $\phi$  کنترل می‌شود، بنابراین باید محاسبات تا رسیدن به ضریب جریان مناسب تکرار شود [۶].

$$M_{v2} = \frac{V_2}{\sqrt{\gamma R T_2}}. \quad (14)$$

در این رابطه  $V_2$  سرعت نسبی گاز در ورود به پره‌های متحرک،  $T_2$  دمای استاتیک گاز در ورود به پره‌ها،  $\gamma$  نسبت ظرفیت گرمایی ویژه گاز و  $R$  ثابت جهانی گازها می‌باشد.

## ۲-۳-۱- نسبت بهینه گام به وتر

با استفاده از نتایج آزمایش ردیف پره، می‌توان مقدار s/c بهینه را بر حسب زوایای ورود و خروج گاز، ( $\alpha_1$  و  $\alpha_2$ ) برای پره‌های ثابت

در مدلسازی یک‌بعدی، هر طبقه به دو ردیف پره تقسیم می‌شود و محاسبه تلفات هر ردیف جداگانه صورت می‌گیرد. پس از تعیین مشخصه‌های هر ردیف پره، محاسبه بازده کلی توربین امکان‌پذیر می‌گردد. مراحلی که شرح داده خواهد شد، تنها برای یک طبقه از توربین بوده و برای مراحل بیشتر باید به طریق مشابه محاسبات را تکرار نمود.

سه پارامتر بدون بعد در طراحی توربین به کار می‌روند. اولین آنها که ظرفیت کاری یک طبقه است، به نام ضریب بارگذاری پره یا ضریب افت درجه حرارت خوانده می‌شود. مقدار این ضریب با رابطه (۶) داده می‌شود:

$$\psi = \frac{2C_p \Delta T_{03}}{U^2} = 2 \frac{C_a}{U} (\tan \beta_2 + \tan \beta_3). \quad (6)$$

در معادله (۶)،  $\Delta T_{03}$  میزان افت درجه حرارت طبقه در فرایند آیزنتروپیک،  $U$  سرعت پره‌ها در شعاع متوسط،  $C_a$  سرعت محوری گاز در ردیف پره‌ها،  $\beta_2$  و  $\beta_3$  به ترتیب زاویه سرعت نسبی گاز با محور افقی توربین در ورود و خروج از پره‌های متحرک و  $C_p$  ظرفیت گرمایی ویژه گاز در فشار ثابت می‌باشد. پارامتر مفید دیگر، درجه عکس‌العمل،  $\Delta$ ، است. این ضریب بیان‌کننده درصد انبساطی است که در پره‌های چرخنده یک طبقه انجام می‌شود و اغلب آن را برحسب افت فشار استاتیک و یا افت دمای استاتیک تعریف می‌نمایند:

$$\Delta = \frac{T_2 - T_3}{T_1 - T_3}. \quad (7)$$

در معادله (۷)،  $T_1$  و  $T_2$  به ترتیب دمای استاتیک گاز در ورود و خروج از پره‌های ثابت و  $T_3$  دمای استاتیک گاز در خروج از پره‌های متحرک است.

با استفاده از مثلث‌های سرعت، درجه عکس‌العمل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta = \frac{C_a}{2U} (\tan \beta_3 - \tan \beta_2), \quad (8)$$

سومین پارامتر بدون بعد که اغلب در طراحی توربین گاز مورد استفاده قرار می‌گیرد، ضریب جریان،  $\phi$ ، خوانده می‌شود، یعنی:

$$\phi = \frac{C_a}{U}. \quad (9)$$

اکنون می‌توان زوایای پره را برحسب  $\psi$ ،  $\Delta$  و  $\phi$  به صورت زیر به دست آورد:

$$\tan \beta_3 = \frac{1}{2\phi} \left( \frac{1}{2} \psi + 2\Delta \right), \quad (10)$$

دمای استاتیک و چگالی) و در جدول ۳ مشخصات هندسی طبقه اول توربین (نسبت گام به وتر، ارتفاع پره‌ها، وتر پره‌ها، گام پره‌ها و تعداد آنها) ارائه شده است.

جدول (۱): زوایای ورود و خروج پره‌ها

| ردیف                     | پایه  | شعاع متوسط | نوک   |
|--------------------------|-------|------------|-------|
| ورود نازل ( $\alpha_1$ ) | ۳۰    | ۳۰         | ۳۰    |
| خروج نازل ( $\alpha_2$ ) | ۶۱/۴۶ | ۵۸/۷       | ۵۷    |
| ورود روتور ( $\beta_2$ ) | ۴۰/۴  | ۲۸/۱       | ۱۹/۷۷ |
| خروج روتور ( $\beta_3$ ) | ۵۸/۷  | ۵۹/۳۶      | ۶۰/۲۸ |

جدول (۲): مشخصات ترمودینامیکی و آیرودینامیکی توربین.

| مقطع                           | ۱     | ۲      | ۳      |
|--------------------------------|-------|--------|--------|
| $p(\text{bar})$                | ۴/۳۲  | ۳/۵۶   | ۲/۸۶   |
| $T(K)$                         | ۸۸۱/۲ | ۸۴۸    | ۸۱۱/۲  |
| $\rho(\text{kg} / \text{m}^3)$ | ۱/۷۱  | ۱/۴۷۵  | ۱/۲۳   |
| $A(\text{m}^2)$                | ۰/۱۵۵ | ۰/۲۰۷  | ۰/۲۴۹  |
| $r_m(\text{m})$                | ۰/۳۹۷ | ۰/۳۹۷  | ۰/۳۹۷  |
| $h(\text{m})$                  | ۰/۰۶۲ | ۰/۰۸۲۸ | ۰/۰۹۶۶ |

جدول (۳): مشخصات هندسی پره‌های ثابت و متحرک.

| ردیف پره       | متحرک | ثابت |
|----------------|-------|------|
| $s / c$        | ۰/۷۶  | ۰/۷۷ |
| $h(\text{mm})$ | ۸۹/۷  | ۷۲/۴ |
| $C(\text{mm})$ | ۴۴/۸۵ | ۳۶/۲ |
| $S(\text{mm})$ | ۳۴    | ۲۷/۷ |
| $n$            | ۷۳    | ۹۰   |

#### ۴- شبیه‌سازی عددی توربین

در مسائل مهندسی با توجه به گستردگی و پیچیدگی و هزینه‌های بالای برخی آزمایشات استفاده از شبیه‌سازی به یک امر اجتناب‌ناپذیر تبدیل شده است. در این مقاله در ابتدا، جهت بررسی صحت و اعتبار شبیه‌سازی سه بعدی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی

و ( $\beta_1$  و  $\beta_2$ ) برای پره‌های متحرک انتخاب کرد. نتایج این آزمایش در یک نمودار در مرجع [۶] داده شده است.

#### ۲-۳-۲- محاسبه ضریب تلفات و بازدهی طبقه

در قدم آخر از فرایند طراحی یک طبقه توربین، باید ملاحظات کنترل مورد توجه قرار گیرد تا ضریب تلفات که در ابتدا فرض شده بود، در انتهای طرح مقدار معقولی به دست آید. در صورت منفی بودن جواب، محاسبات طراحی باید با مقادیر واقعی‌تر ضریب تلفات تکرار گردد. ضریب تلفات با استفاده از مدل اینلی ماتیسون که توضیح داده شد، محاسبه می‌گردد. پس از به دست آمدن ضریب تلفات واقعی برای روتور و استاتور می‌توان از رابطه (۱۵) بازدهی طبقه ( $\eta_s$ ) را به دست آورد.

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \frac{C_a}{2U} \left[ \frac{y_R \sec^2 \beta_3 + \left(\frac{T_3}{T_2}\right) y_N \sec^2 \alpha_2}{\tan \beta_2 + \tan \alpha_2 - \left(\frac{U}{C_a}\right)} \right]} \quad (15)$$

مراحلی که در بخش‌های قبل مورد بحث قرار گرفت، می‌تواند برای طبقات بعدی در توربین‌های چند مرحله ای تکرار شود و مشخصه‌های کلی توربین و همچنین مشخصه‌های کلی تک تک طبقه‌ها، برای شرایط ورودی و سرعت دورانی معین، به دست آید.

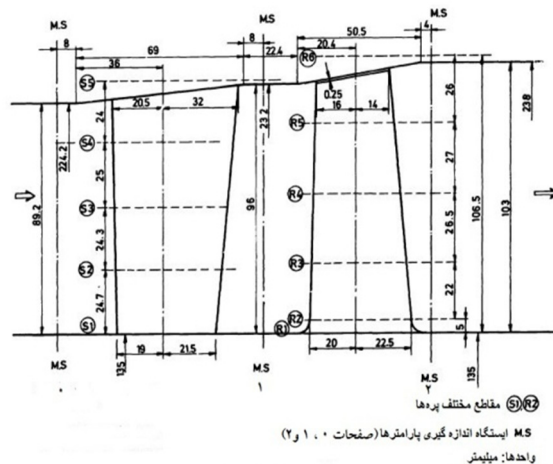
#### ۳- طراحی توربین مورد نظر

در کار حاضر طراحی برای شرایط ورودی مشخصی انجام شده است به گونه‌ای که گاز با دمای ۹۰۰ کلوین، فشار ۴/۷ بار و دبی جرمی ۵۵ کیلوگرم بر ثانیه از ژنراتور گازی موتور جت، وارد توربین قدرت می‌شود. توربین قدرت شامل سه طبقه بوده که ۲۱۰ درجه کلوین افت دما در آن اتفاق می‌افتد. توربین برای سرعت دورانی ۴۸۰۰ دور بر دقیقه طراحی شده است. توان تولیدی توربین در نقطه طراحی حدود ۱۳ مگاوات است و بازده آن حدود ۸۸ درصد به دست می‌آید. محاسبات برای طبقه اول انجام شده و در این مقاله ارائه می‌شود.

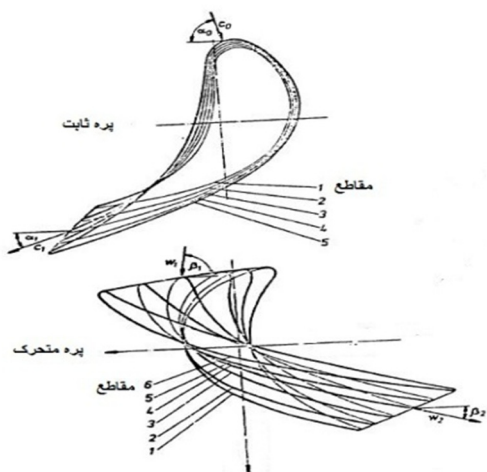
با استفاده از روابط به دست آمده از مثلث‌های سرعت و پارامترهای بدون بعد زوایای ورود و خروج پره‌ها در مقاطع مختلف، مطابق جدول ۱ حاصل شده است. در جدول ۲ مقاطع ۱، ۲ و ۳ به ترتیب معرف مقطع ورودی پره‌های ثابت، مقطع بین ردیف پره‌های ثابت و متحرک و مقطع خروجی پره‌های متحرک است. در این جدول ۲ مشخصات ترمودینامیکی (فشار استاتیک،

کیلوگرم بر ثانیه و سرعت دورانی اسمی آن ۷۵۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد. امکانات آزمایش به گونه‌ای است که می‌توان هر طبقه را بطور جداگانه آزمایش کرد [۹].

گروشاپ در پایان‌نامه خود طبقه چهارم توربین هانوفر را به صورت مجزا از بقیه طبقات مورد آزمایش قرار داده است. تجهیزات آزمایش تجربی شامل یک سیکل باز هوای فشرده، با خروجی به اتمسفر می‌باشد. این هوای فشرده بوسیله سه کمپرسور موازی با بیشینه دبی حجمی ۱۱ متر مکعب بر ثانیه و بیشینه فشار چهار بار تامین می‌شود. هوای فشرده از یک کولر عبور کرده و دمای هوای ورودی به توربین ثابت می‌ماند. قدرت توربین مورد نظر توسط یک ترمز مغناطیسی جذب می‌شود. شکل‌های ۲ و ۳ ابعاد طبقه چهارم توربین هانوفر را نشان می‌دهد.



شکل (۲): نمای نصف‌النه‌ای پره‌های توربین هانوفر [۹].



شکل (۳): مقاطع مختلف پره‌های ثابت و متحرک

توربین هانوفر [۹].

یک توربین موجود با نتایج آزمایشگاهی آن مقایسه می‌شود. با اطمینان از صحت نتایج، توربین طراحی شده بررسی می‌گردد. جهت اثبات صحت نتایج به‌دست‌آمده از مدل اینلی ماتیسون، مدل‌سازی سه بعدی طبقه اول توربین طراحی شده، انجام می‌شود. سپس تغییرات پارامترهای مختلف را در طول توربین بررسی و با نتایج به‌دست‌آمده از مدل اینلی-ماتیسون مقایسه می‌شود.

#### ۴-۱- معادلات حاکم بر جریان سیال

معادلات دیفرانسیل حاکم برای جریان سیال تک‌فاز، شامل سه معادله پیوستگی جرم، معادله اندازه حرکت و معادله انرژی است که در فرم بقای به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \text{div}(\rho\vec{u}\phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\phi) + S \quad (16)$$

ترم چشمه، ترم پخش، ترم جابه‌جایی، و ترم گذرای معادله (۱۶) اساس حل عددی مسائل و گسسته‌سازی است. با توجه به معادله ناویر-استوکس، بنا به نوع رژیم سیال (لایه‌ای یا مغشوش) و عدد رینولدز، تنش برشی سیال به صورت زیر مدل‌سازی می‌شود [۸]

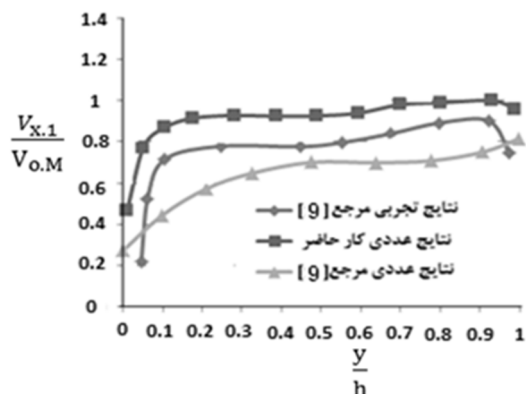
$$\tau_{ij} = \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \quad (17)$$

مدلسازی در حالتی که جریان آرام یا لایه‌ای است، ممکن و ساده است، ولی برای جریان‌های مغشوش، باید از مدل‌های پیشرفته برای مدل‌سازی جریان استفاده شود. بر این اساس برای مدل‌سازی جریان آشفته از مدل آشفتگی SST استفاده شده است. معیار توقف حل در این شبیه‌سازی  $10^{-6}$  در نظر گرفته شده است.

#### ۴-۲- صحنه‌گذاری شبیه‌سازی سه بعدی

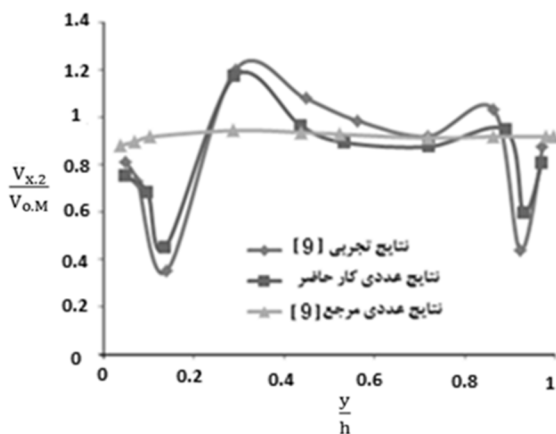
در این بخش با هدف اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی سه بعدی، توربین هانوفر مورد بررسی قرار گرفته است. دکتر گروشاپ در در مؤسسه تحقیقاتی استرومانگ‌ماشین<sup>۱</sup> در دانشگاه صنعتی هانوفر<sup>۲</sup> آلمان، در بخشی از پایان‌نامه دکترای خود به آزمایش تجربی یک توربین، موسوم به توربین هانوفر پرداخته است و نتایج به‌دست آمده از آزمایش تجربی را با نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی توربین مقایسه کرده است. توربین مورد نظر دارای چهار طبقه می‌باشد که پره‌های آن از نوع گردابی آزاد است و پروفیل آنها در چهار طبقه یکسان می‌باشد. دبی جرمی اسمی توربین ۷/۸

1- Stromungs Machine  
2- Honnover



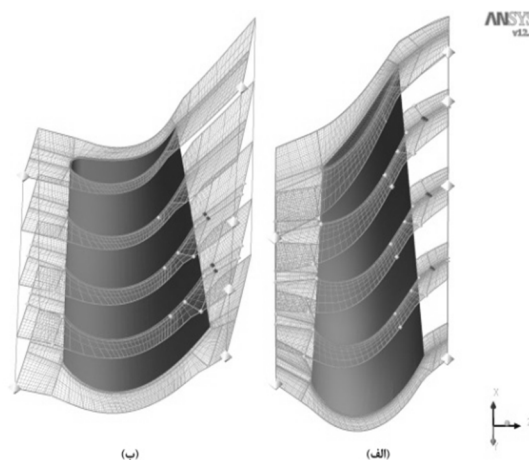
شکل (۵): مقایسه پروفیل سرعت محوری تجربی با نتایج عددی در مقطع خروجی پره‌های ثابت.

می‌شود [۱۰]. به همین دلیل نتایج حاصل از تحلیل عددی، اعم از کار عددی گروشاپ و کار عددی که در این پایان‌نامه انجام شده است متوسط نتایج تجربی را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد نتایج عددی به دست آمده توسط گروشاپ به هیچ وجه انحنای منحنی نتایج تجربی را دنبال نمی‌کند و فقط متوسط نتایج تجربی را نشان می‌دهد. کاری عددی که در این مقاله انجام شده است به خوبی انحنای نتایج تجربی را دنبال می‌کند. اختلاف کار شبیه‌سازی انجام شده در این مقاله با نتایج تجربی حدود ۵ درصد می‌باشد. همان‌گونه که اشاره شد این اختلاف به دلیل وجود اغتشاش بسیار بالا در خروج از پره‌های متحرک می‌باشد. این اغتشاش معمولاً در اثر وجود جریان‌های ثانویه و همچنین وجود لقی بین پره‌های متحرک و پوسته خارجی توربین می‌باشد.



شکل (۶): مقایسه پروفیل سرعت محوری تجربی با نتایج عددی در مقطع خروجی پره‌های متحرک.

پس از استخراج هندسه، شبکه‌بندی مناسب برای هندسه تولیدی، ایجاد شده است. شبکه‌بندی در محیط نرم‌افزار توربوگرید ایجاد شده و از نوع سازمان‌یافته می‌باشد. شکل مدل سه‌بعدی شبکه‌بندی شده پره استاتور و روتور توربین هانوفر در شکل ۴ ارائه شده است.



شکل (۴): چیدمان شبکه‌بندی در (الف) روتور و (ب) استاتور توربین هانوفر.

پس از اعمال شرایط مرزی و حل مسئله، نسبت سرعت در چند نقطه از ارتفاع پره در خروجی پره‌های ثابت و متحرک محاسبه شده و با نتایج به دست آمده در آزمایش‌های تجربی و عددی مقایسه می‌شود. شکل ۵ پروفیل سرعت بعد از پره‌های ثابت را نشان می‌دهد، همان‌گونه که مشاهده می‌گردد نتایج تحلیل عددی گروشاپ به نتایج تجربی نزدیک است ولی انحنای منحنی نتایج تجربی را دنبال نمی‌کند، در صورتی که نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی که در کار حاضر انجام شده است با اختلاف حدود ۵ درصد با نتایج تجربی، دقیقاً انحنای منحنی نتایج تجربی را دنبال می‌کند.

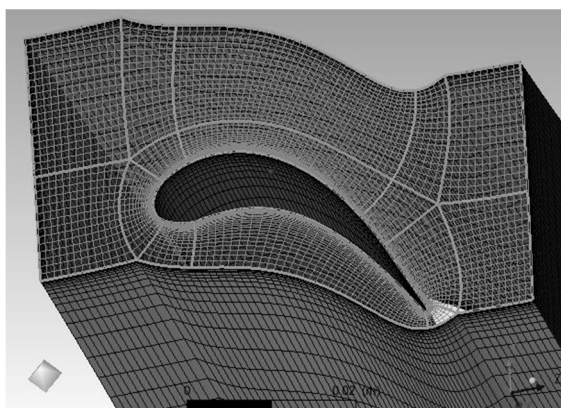
شکل ۶ پروفیل سرعت در خروج از پره‌های متحرک را نشان می‌دهد. در این شکل مقادیر تجربی و عددی به دست آمده در بعضی نقاط اختلاف زیادی دارند که دلایل آن در ادامه می‌آید. در توربوماشین‌ها به دلیل وجود اغتشاش بسیار بالا غالباً مدل‌های توربولانسی نتایج متوسط را به خوبی ارائه می‌دهند و در ارائه نتایج محلی<sup>۱</sup> ضعیف هستند. برای به دست آوردن نتایج محلی از روش شبیه‌سازی عددی مستقیم<sup>۲</sup> با تعداد المان بالا استفاده

1-Local Result

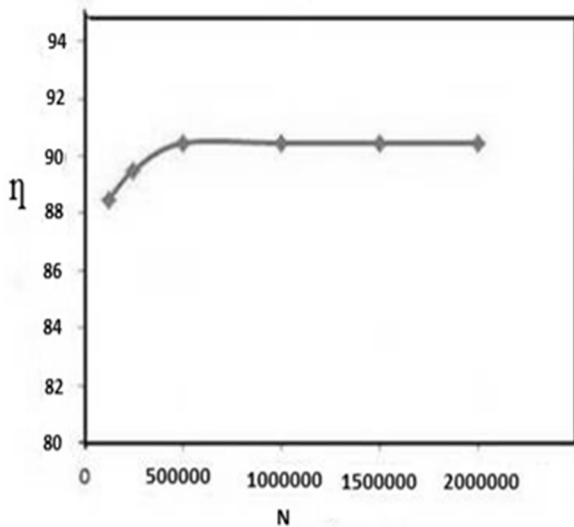
2-Direct Numerical Simulation

وجود گرادیان‌های شدید، باید شبکه‌بندی نسبت به سایر نواحی ریزتر باشد. در شکل ۹ شبکه‌بندی یک پره ارائه می‌شود.

جهت بررسی استقلال حل از شبکه‌بندی، بازده توربین در تعداد المان‌های مختلف به‌دست آمده است که در شکل ۱۰ نشان داده شده است. در تعداد المان ۵۰۰، ۱۰۰۰ برای روتور و استاتور تغییری در بازده مشاهده نمی‌گردد بنابراین مسئله با تعداد المان ۵۰۰،۰۰۰ حل شده است. پس از شبکه‌بندی با اعمال شرایط مرزی مناسب، مسئله حل‌شده و منحنی‌های عملکردی توربین استخراج می‌شود. در این شبیه‌سازی از فرض پریودیک بودن جریان در اطراف پره روتور و استاتور نیز استفاده شده است.

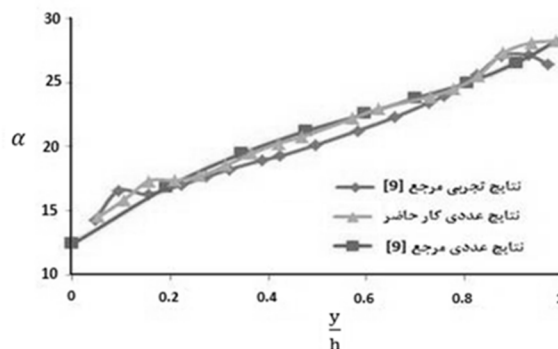


شکل (۹): شبکه‌بندی یک پره در محیط نرم افزار توربوگرید.

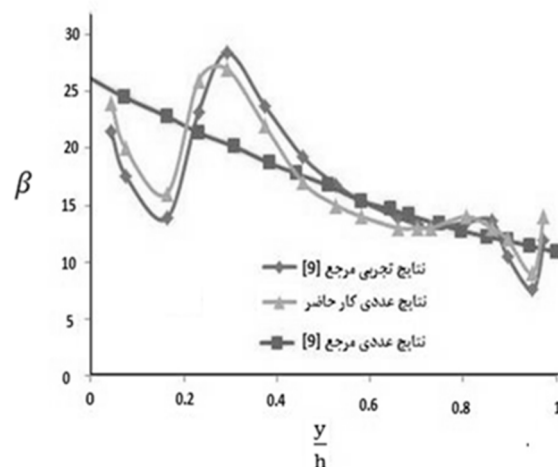


شکل (۱۰): نمایش تغییرات راندمان نقطه طراحی توربین قدرت در مقابل تعداد گره‌های شبکه‌بندی.

در شکل ۷ و ۸، پروفیل زاویه خروجی جریان که از نتایج تجربی استخراج شده با نتایج عددی در مقطع خروجی پره‌های ثابت و متحرک مقایسه شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد اختلاف نتایج تجربی و نتایج عددی حاصل از شبیه‌سازی بسیار اندک است.



شکل (۷): مقایسه پروفیل تجربی زاویه خروج گاز از پره‌های ثابت با نتایج عددی.



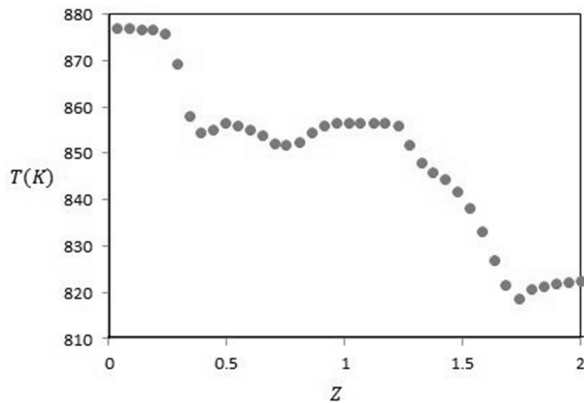
شکل (۸): مقایسه پروفیل تجربی زاویه خروجی گاز از پره‌های متحرک با نتایج عددی.

#### ۳-۴- مدل‌سازی هندسی و شبکه‌بندی

هندسه پره‌ها و گذرگاه آنها در نرم‌افزار تولیدکننده پره<sup>۱</sup> ایجاد شده و سپس شبکه‌بندی هندسه تولید شده، توسط نرم‌افزار توربوگرید<sup>۲</sup> صورت گرفته است. شبکه‌بندی توسط این نرم‌افزار کاملاً به‌صورت سازمان‌یافته است. حسن شبکه سازمان‌یافته سرعت بالای همگرایی و دقت بالا در جواب‌ها است. نکته قابل توجه در شبکه‌بندی این است که در نواحی اطراف پره‌ها به‌دلیل

3- Blade-Gen

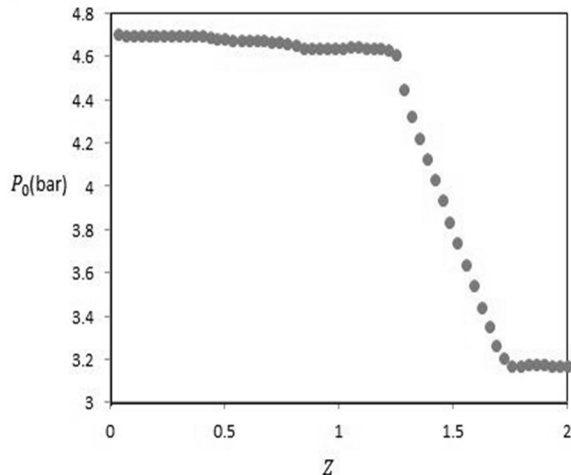
4- Turbo Grid



شکل (۱۲): منحنی افت دمای استاتیک

در امتداد محوری توربین.

فشار سکون، برخلاف درجه حرارت سکون، تنها زمانی ثابت می ماند که در یک جریان بدون انتقال حرارت و کار، اصطکاک نیز وجود نداشته باشد. در پره های ثابت انتقال حرارت و کار وجود ندارد، ولی به علت وجود اصطکاک، فشار سکون مقدار بسیار کمی افت پیدا می کند، بنابراین عمده افت فشار سکون در پره های متحرک اتفاق می افتد. این نکته به وضوح در منحنی افت فشار سکون در شکل ۱۳ ملاحظه می گردد.

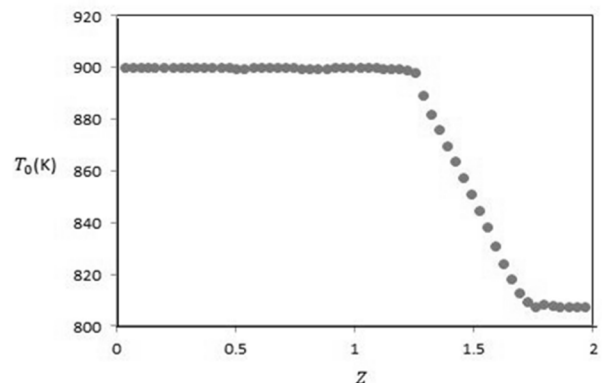


شکل (۱۳): منحنی افت فشار سکون در طبقه اول توربین.

در بخش طراحی نسبت فشار طبقه اول را  $1/5$  در نظر گرفتیم که با توجه به مقدار فشار ورودی ( $4/7$  بار)، مقدار فشار خروجی از طبقه  $3/13$  بار به دست می آید که در شبیه سازی عددی نیز تقریباً به همین مقدار فشار خروجی می رسیم. مقدار فشار خروجی طبقه در شکل ۱۳ نشان داده شده است.

#### ۴-۴- بررسی پارامترهای ترمودینامیکی توربین قدرت

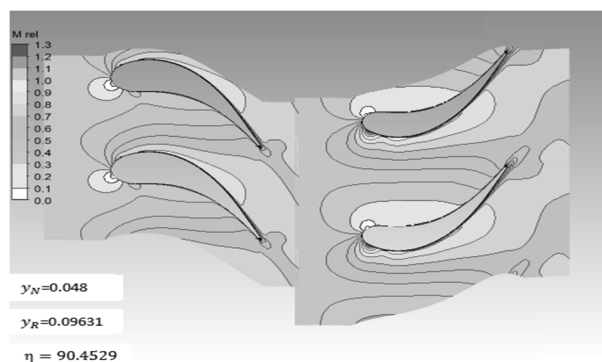
از معادله انرژی می توان نتیجه گرفت، اگر هیچ گونه انتقال کار یا حرارت صورت نگیرد،  $T_0$  ثابت می ماند. اگر سطح مقطع کانال متغیر باشد و یا بر اثر اصطکاک، انرژی جنبشی مستقیماً به انرژی مولکولی تصادفی کاهش یابد، درجه حرارت استاتیک تغییر می کند ولی  $T_0$  ثابت می ماند. بنابراین در پره های ثابت دمای سکون ثابت می ماند و در پره های متحرک افت پیدا می کند. در محاسبات طراحی میزان افت دما در طبقه اول  $70^\circ$  درجه کلون در نظر گرفته شده است. در شبیه سازی افت دما حدود  $90^\circ$  درجه کلون به دست آمده است که این میزان اختلاف بین طراحی اولیه و شبیه سازی طبیعی به نظر می رسد چون در شبیه سازی عددی تمام پارامترهای مؤثر بر جریان در نظر گرفته شده است. این نکته در منحنی افت دما، در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل (۱۱): منحنی افت دمای کل در امتداد محوری

توربین در طبقه اول.

مناسب تر است که عمل انبساط تقریباً بین ردیف پره های روتور و استاتور به طور مساوی تقسیم شود. برای ایجاد چنین حالتی باید درجه عکس العمل پره ها را برابر  $50^\circ$  در نظر گرفت. در توربین قدرت طراحی شده در این مقاله مقدار این ضریب  $0/52$  محاسبه شد. میزان صحت و دقت این محاسبه را می توان با رسم منحنی افت دمای استاتیک گاز در امتداد محوری پره های ثابت و متحرک، نشان داد. این منحنی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان گونه که در این شکل ملاحظه می گردد دمای گاز در پره های ثابت از حدود  $878^\circ$  درجه به  $852^\circ$  درجه کلون می رسد و در پره های متحرک از حدود  $852^\circ$  درجه به  $823^\circ$  درجه کلون می رسد، بنابراین افت دما در پره های ثابت حدود  $26^\circ$  درجه کلون و در پره های ثابت حدود  $29^\circ$  درجه کلون است که این موضوع درجه عکس العمل  $0/52$  را تأیید می کند.



شکل (۱۵): توزیع عدد ماخ نسبی در گذرگاه پره‌ها.

- ۱- وجود ناحیه مافوق صوت در ابتدای سطح مکش پره‌ها و
  - ۲- کاهش شدید سرعت سیال و عدد ماخ در ابتدای سطح فشار پره‌ها.
- به نظر می‌رسد علت وجود چنین معایبی زاویه حمله نامناسب می‌باشد، بنابراین با تغییر این زاویه در جهات مثبت و منفی می‌توان به صحت این ادعا پی برد.

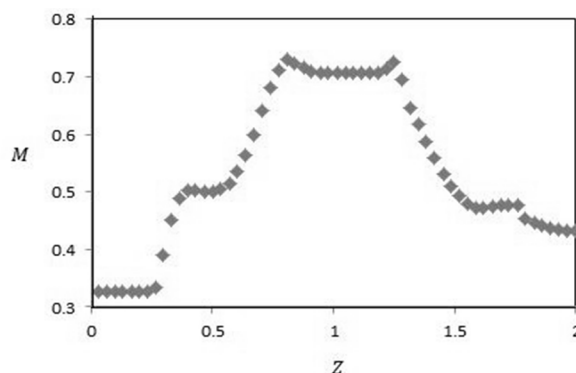
#### ۴-۵- افزایش زاویه حمله پره‌های متحرک

در شکل ۱۶ ملاحظه می‌گردد، افزایش زاویه حمله پره‌های متحرک به میزان یک درجه، باعث افزایش وسعت منطقه کم‌فشار در ابتدای سطح مکش پره‌های متحرک خواهد شد، همین عامل باعث افزایش بیشینه عدد ماخ از  $1/3$  (شکل ۱۵) به  $1/6$  شده است، علاوه بر این وسعت منطقه مافوق صوت نیز بیشتر شده است به همین علت ضریب افت پره‌های متحرک افزایش یافته است و بازده طبقه از  $90/45$  به  $89/46$  کاهش پیدا کرده است. این نکته قابل ذکر است که در این حالت ضریب افت پره‌های ثابت کاهش پیدا کرده است، ولی مقدار کاهش آن به اندازه‌ای نیست که باعث افزایش بازده شود، بنابراین افزایش زاویه حمله در بهبود عملکرد توربین مؤثر نخواهد بود.

#### ۴-۶- کاهش زاویه حمله پره‌های متحرک

کاهش یک درجه در زاویه حمله پره‌های متحرک، باعث کاهش وسعت منطقه کم فشار و کاهش بیشینه عدد ماخ از  $1/3$  به  $1/1$  خواهد شد، در ضمن وسعت منطقه مافوق صوت نیز کمتر می‌شود. با وجود افزایش اندک در ضریب تلفات پره‌های ثابت، ضریب تلفات پره‌های متحرک از مقدار  $0/09631$  در حالت اول (شکل ۱۵) به مقدار  $0/08735$  در این حالت (شکل ۱۷) کاهش

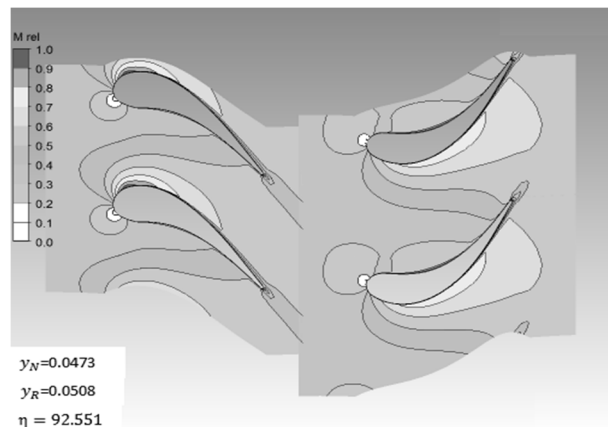
همان‌گونه که در بخش طراحی توربین گفته شد، یکی از پارامترهای اساسی جهت کنترل تلفات در توربین عدد ماخ می‌باشد. اگر مقادیر این پارامتر در گذرگاه پره‌های ثابت و متحرک از یک بیشتر شود، باعث ایجاد مناطق مافوق صوت در گذرگاه پره‌ها می‌شود. ایجاد مناطق مافوق صوت باعث عدم یکنواختی جریان شده و آنتروپی محلی را افزایش می‌دهد. در ضمن این مناطق باعث ایجاد خوردگی و فرسایش در سطح پره‌ها شده و در کار توربین اختلال ایجاد می‌کند [۱۱]. با توجه به موارد ذکر شده، کنترل عدد ماخ در گذرگاه پره‌ها ضروری به نظر می‌رسد، به همین منظور تغییرات عدد ماخ در طول محوری طبقه طراحی شده، و در امتداد خط میانی پره‌ها در شکل ۱۴ نشان داده شده است. همان‌گونه که در بخش طراحی اشاره شد، بیشینه عدد ماخ نسبی در خروجی پره‌های ثابت و ورودی پره‌های متحرک اتفاق می‌افتد. در شکل ۱۴ مشاهده می‌گردد که بیشینه عدد ماخ حدود  $0/7$  است و در ورودی پره‌های متحرک رخ می‌دهد. بنابراین در اینجا می‌توان به صحت محاسبات طراحی پی برد.



شکل (۱۴): توزیع عدد ماخ نسبی در امتداد محوری طبقه اول.

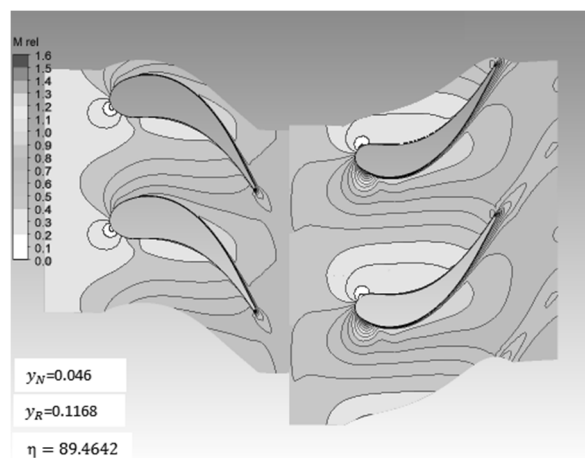
شکل ۱۴ فقط میزان تغییرات عدد ماخ در شعاع میانی پره‌ها را نشان می‌دهد. در صورتی که باید میزان عدد ماخ در مناطق دیگر گذرگاه پره‌ها را نیز مورد بررسی قرار داد و گستردگی مناطق مافوق صوت را در این مناطق بررسی کرد. به همین جهت توزیع عدد ماخ در گذرگاه پره‌ها در قطر متوسط در شکل ۱۵ مشاهده می‌گردد. در این شکل زاویه حمله صفر در نظر گرفته شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد بیشینه عدد ماخ در این حالت  $1/3$  و در ورودی پره‌های متحرک واقع شده است. با توجه به شکل ۱۵ دو اشکال عمده در توزیع عدد ماخ در گذرگاه پره‌های متحرک به چشم می‌خورد که عبارتند از:

دهیم، عدد ماخ در سطح مکش پره‌های ثابت فراتر از یک رفته و نواحی مافوق صوت در این سطوح تشکیل می‌شود. این پدیده باعث زیاد شدن ضریب افت پره‌های ثابت شده و بازده طبقه را کاهش خواهد داد، بنابراین بهترین زاویه حمله برای پره‌های متحرک، کاهش هشت درجه‌ای زوایا نسبت به زاویه تئوری محاسبه شده می‌باشد. این موضوع در شکل ۱۸ نشان داده شده است.

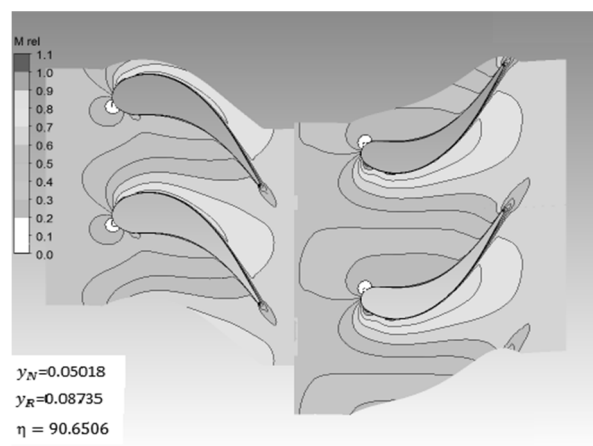


شکل (۱۸): توزیع عدد ماخ به هنگام کاهش هشت درجه در زاویه حمله پره‌های متحرک.

در تمامی تحلیل‌ها، در بخش‌های قبلی زاویه حمله پره‌های ثابت صفر در نظر گرفته شده است. در این بخش به بررسی تأثیر این زاویه بر عملکرد توربین می‌پردازیم. نرخ تغییر بازده بر حسب زاویه حمله در پره‌های ثابت کمتر از نرخ تغییر این پارامتر در پره‌های متحرک می‌باشد. این پدیده به دلیل ساکن بودن منطقه حل در پره‌های ثابت است. در پره‌های متحرک به دلیل وجود منطقه حل دوار که باعث ایجاد جریان‌های ثانویه می‌شود، جزئی‌ترین تغییرات (در حد یک درجه) بر عملکرد توربین اثر خواهد گذاشت. در شکل ۱۹ توزیع عدد ماخ در زاویه حمله ۳- برای پره‌های ثابت ارائه می‌شود. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد در این زاویه، ناحیه مافوق صوت در گذرگاه پره‌ها مشاهده نمی‌گردد و نسبت به حالت‌های قبلی ضرایب افت پره‌ها در کمترین مقدار خود قرار دارند و بازده به بیشترین مقدار خود یعنی ۹۲/۷۴۳ می‌رسد، بنابراین زاویه حمله ۳- درجه بهترین زاویه برای پره‌های ثابت می‌باشد. در بررسی زاویه حمله پره‌های ثابت، زاویه حمله پره‌های متحرک، ۸- درجه در نظر گرفته شده است.



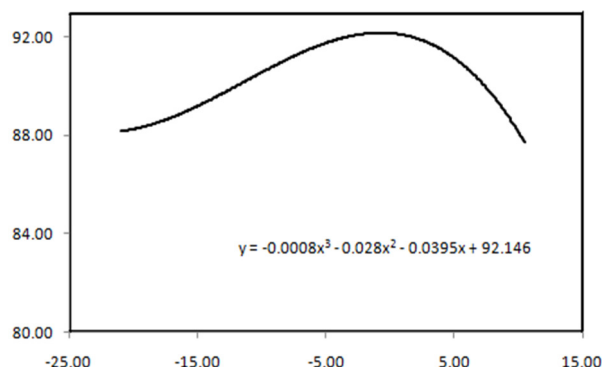
شکل (۱۶): توزیع عدد ماخ به هنگام افزایش یک درجه در زاویه حمله پره‌های متحرک.



شکل (۱۷): توزیع عدد ماخ به هنگام کاهش یک درجه در زاویه حمله پره‌های متحرک.

می‌یابد. بنابراین افزایش بازده طبقه منطقی به نظر می‌رسد. هر چند افزایش بازده بسیار کم می‌باشد، ولی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است و با کاهش بیشتر این زاویه می‌توان این مقدار را افزایش داد. این روند ادامه پیدا می‌کند تا نقطه‌ای که با کاهش هشت درجه‌ای در زاویه خروجی، در نهایت بازده طبقه به بیشینه مقدار خود یعنی ۹۲/۵۵ می‌رسد. نکته قابل ذکر این است که در طول مراحل کاهش زاویه خروجی پره‌ها، عدد ماخ در سطح مکش پره‌های متحرک کاهش پیدا کرده و در سطح مکش پره‌های ثابت افزایش پیدا می‌کند تا در نهایت در مرحله کاهش هشت درجه‌ای، عدد ماخ در سطح مکش پره‌های ثابت، به عدد یک ارتقاء می‌یابد. در این مرحله ضرایب افت پره‌های ثابت و متحرک اختلاف بسیار کمی دارند. اگر زاویه حمله پره‌های متحرک را بیش از این کاهش

این نکته که «معمول‌ترین و جامع‌ترین مدل، به‌منظور مدل‌سازی یک بعدی توربین مدل اینلی ماتیسون می‌باشد.» پی برد.

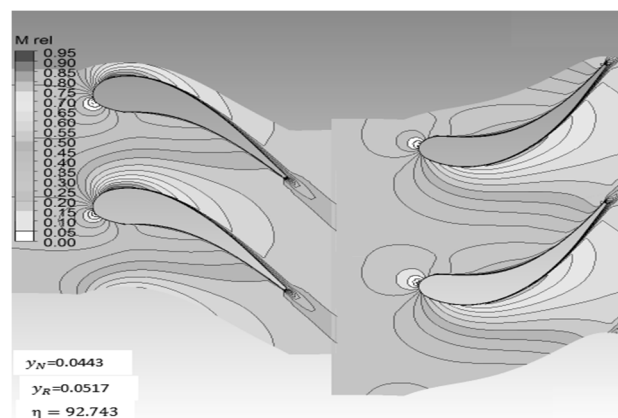


شکل (۲۱): تغییرات بازده بر حسب تغییر زاویه حمله (۱۳)

تأثیر زاویه حمله پره‌های متحرک بر عملکرد توربین بررسی شد. بدین‌منظور از زاویه حمله  $-10^\circ$  تا  $+2^\circ$  درجه در ۷ حالت، شبیه‌سازی سه بعدی انجام شده و توزیع فشار و عدد ماخ در گذرگاه پره‌ها مورد بررسی قرار گرفت، سپس ضرایب افت پره‌های متحرک و ثابت و بازده توربین در هر حالت محاسبه گردید و با هم مقایسه شد. نتایج نشان می‌دهد که در زاویه حمله  $-8^\circ$  درجه، بازده به بیشینه مقدار خود، یعنی  $92/55$  درصد می‌رسد. پس از بهینه‌سازی زاویه حمله پره‌های متحرک، تأثیر زاویه حمله پره‌های ثابت بر عملکرد توربین بررسی شد. بدین‌منظور از زاویه حمله  $-20^\circ$  تا  $+10^\circ$  درجه، در ۱۰ حالت، شبیه‌سازی سه‌بعدی انجام شده و منحنی بازده بر حسب زاویه حمله به‌دست آمد. این منحنی نشان می‌دهد که در زاویه حمله  $-3^\circ$  درجه، بازده به بیشینه مقدار خود یعنی  $92/743$  می‌رسد.

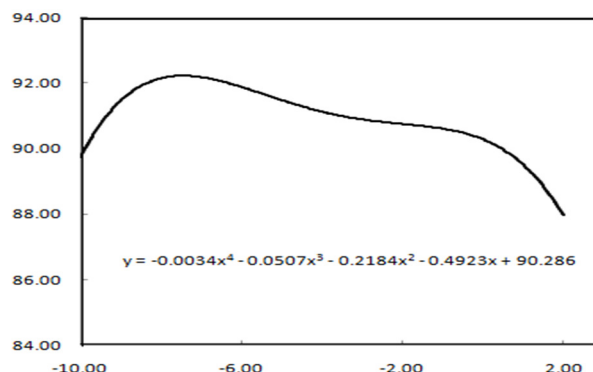
## ۶- مراجع

1. Karimi, M. and Hajilo, A. "Axial Turbine Modeling, Modification of Existing Methods, Based on Ainley Mathieson Model and Compared with Experimental Results", Iranian Aerospace Society Conference, Sharif University of Technology, 2007, Tehran. (In Persian).
2. AKEL, I. "Toward CFD-Based Correlations for a Single Stage High Pressure Transonic Turbine", M.Sc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Concordia University, Canada, 1999.
3. Abed, K. "Performance Estimation of Axial Flow Reaction Turbine", Journal of the Institution of Engineers (India), Part MC, Mechanical Engineering Division, Vol. 84, No. 3, pp. 7-12, 2003.



شکل (۱۹): توزیع عدد ماخ در زاویه حمله  $-3^\circ$  برای پره‌های ثابت.

شکل ۲۰ میزان تغییرات بازده بر حسب زاویه حمله پره‌های متحرک را نشان می‌دهد، مشاهده می‌گردد که در بازه  $[-8^\circ, 0^\circ]$  بازده تغییرات شدیدی ندارد و حدود ۲ درصد تغییر می‌کند، ولی در خارج از این بازه، بازده به شدت افت پیدا می‌کند. شکل ۲۱ میزان تغییرات بازده بر حسب زاویه حمله پره‌های ثابت را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد، بیشینه بازده در زاویه حمله  $-3^\circ$  رخ می‌دهد.



شکل (۲۰): تغییرات بازده بر حسب زاویه حمله پره‌های متحرک.

## ۵- نتایج و جمع‌بندی

یک توربین قدرت جهت اضافه نمودن به یک مولد گاز طراحی گردید. این توربین دارای سه طبقه است که قدرتی حدود ۱۳ مگاوات تولید می‌کند. دمای گاز خروجی از توربین  $690^\circ\text{C}$  کلون بوده و خروجی آن به اتمسفر می‌باشد.

طراحی توربین براساس مدل اینلی ماتیسون انجام شد. از نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی عددی توربین می‌توان به صحت

4. Ning, W. "Significance of Loss Models in Aerothermodynamics Simulation for Axial Turbines", PhD Dissertation, Department of Energy Technology, Royal Institute of Technology, 2000.
5. Tournier, J.M. and Genk, M. "Axial Flow Multi-stage Turbine and Compressor Models", Journal of Energy Conversion and Management, Vol. 51, No. 2, pp. 16-29, 2009.
6. Cohen, H. and Rogers, GFC., and Saravanamuttoo, H.H. "Gas Turbine Theory", Butterworth, London, 1996.
7. Horlock, J.H. "Axial Flow Turbines", Butterworth, London, 1966.
8. Mahmodi, M. and Ansari, M. "Numerical Investigation of Turbine Blade Trailing Edge Flow Ejection Effects on Mach Number Distribution of Gas Turbine Blade Surface, Using RNG k- $\epsilon$  Turbulence Model", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 1, No. 2, pp. 47-58, 2005 (In Persion).
9. Groschup, G. "Honnover Turbine Geometry Test Data and Sample Calculation", PhD Dissertation, Department of Mechanical Engineering, Institut Stromungs Machinen of the Technical University of Hannover, Germany, 2000.
10. Seddighi, M. "Power Turbine Design for a Gas Generator Set", M.Sc. Thesis, Maleke Ashtar University of Technology, Tehran, 2012 (In Persion).
11. Zong, W. and Rong, X. "Numerical Study on Influence of Moving Blade Installation Angles on Performances of a Flue Gas Turbine", Dalian University of Technology, China, Dalian, 2010.

