

طراحی و شبیه سازی جریان لژ عددی تیغه های توربین میکروجت

پویا گلبو^۱، محمد حسن جوارشکیان^{۲*}، منصور اصفری^۳، مهدی مجید^۴

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران po.golbou@mail.um.ac.ir

۲- استاد گروه هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران javarehshkian@um.ac.ir

۳- محقق پژوهشکده موتور، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران asghari@mut-es.ac.ir

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی واحد نجف آباد، اصفهان، ایران mahdimjd9711@gmail.com

چکیده

در این تحقیق، تیغه های توربین میکروجت توسط روش گردابی آزاد طراحی و جریان سیال پس از طراحی توسط یک روش عددی شبیه سازی شده است. در روش عددی از نرم افزار انسیس سی اف ایکس برای شبیه سازی جریان از ورودی استاتور تا خروجی روتور استفاده شده است. در این روش با ترکیب حجم محدود و المان محدود علاوه بر شبیه سازی جریان سیال تیغه ها شبکه بندی می شود. ابتدا "بمنظور اعتبار سنجی، نتایج شبیه سازی استخراجی برای روتور ناسا ۳۷ که داده های تجربی آن موجود بوده مقایسه شده است که تطابق خوبی را نشان می دهد. پس از اعتبار سنجی، نتایج استقلال از شبکه نیز نشان داده شده است. در انتها پس از شبیه سازی نتایج طراحی روش تحلیلی با شبیه سازی عددی سه بعدی برای توربین میکروجت مقایسه شده است. نتایج این مقایسه تطابق خوبی را نشان می دهد.

واژه های کلیدی (نازنین ۱۰ پررنگ): میکروجت - توربین - گردابی آزاد، عددی، تحلیلی

۱- مقدمه

امروزه مهم ترین عامل در وسایل پرنده، نیروی محرکه یا موتور آنها بوده که دست یابی به دانش فنی طراحی آنها نشان دهنده میزان قدرت یا پیشرفت یک کشور در دنیا می باشد؛ موتورهای توربینی به دلیل شرایط ویژه و سخت کاری دارای تکنولوژی بالای، طراحی و ساخت می باشند؛ که این امر باعث شده فرایند طراحی، ساخت و آزمایش آنها بسیار زمان بر شود؛ به همین دلایل تحلیل عددی و شبیه سازی نرم افزاری بسیار حائز اهمیت است. موتورهای توربوجت کوچک یا میکروجت، موتورهای در محدوده ۵۰۰ تا ۲۰۰۰ نیوتون نیروی پیشرانش یا ۱۰۰ تا ۹۰۰ کیلو وات توان اند که از مشخصه آنها می توان به تولید نیروی پیشرانش قابل توجه در حجم کم اشاره کرد؛ که این امر باعث شده کاربرد بسیار زیادی در هواپیماهای بدون سرنشین داشته باشند. امروزه استفاده از یک توربین سانتریفیوژ در واحدهای توربین گاز به ندرت استفاده می شود، زیرا در اینگونه موارد کاهش مصرف سوخت مخصوصاً مورد توجه است [۱] و توربین برای انبساط مورد نیاز

سیال طول زیادی نیاز ندارد، بنابراین به منظور بهره‌وری از راندمان اینترتروپیک آبالا، کوپل آسان تر با کمپرسور و ایجاد جریان، به صورت موازی با محور از توربین های جریان محوری حتی در موتورهای توربو جت و توربو فن در مقیاس کوچک استفاده شده است.

در سال ۱۳۹۱ محمد رضا علی گودرز و همکاران [۲] به بررسی اثرات پیچش، کج شدن و شکم دادن بر عملکرد یک نمونه توربین محوری پرداخته اند؛ در این مطالعه، تغییرات به صورت ۳ بعدی بر روی طبقه دوم هندسه توربین جریان محوری ایوان با توان ۶۶۰۰ کیلو وات اعمال شده است؛ نتیجه این بررسی نمایانگر اثر این تغییرات بر روی دبی جرمی توربین یاده شده به اندازه ۸ درصد و متقابلاً افت ۱۰ درصدی توان می باشد. در سال ۱۳۹۲ علی کشاورز ولیان و محمد باقر امیری [۳] به تحلیل دو بعدی دسته پره های توربین جریان محوری به منظور ارائه مدل های بهبود یافته محاسبات افت و زوایای انحراف پرداخته اند؛ در این مطالعه بر روی مقطع میانی طبقه دوم و سوم توربین ۴/۵ طبقه ایی و توربین ۳ طبقه ایی ناسا که برای راه اندازی فن در موتور های توربو فن، با توان ۲۵/۸۸ (Btu/Ib) و ۳۳ (Btu/Ib) به ترتیب می باشند، با استفاده از الگوریتم بهینه سازی رقابت استعماری به محاسبه زوایای انحراف پره به منظور کمترین افت پروفیل تیغه پرداخته شده است و در آخر مدل های جدیدی برای محاسبه زوایای انحراف تیغه که بازه بیشتری از پارامتر های هندسی و آئرو دینامیکی در بر می گیرد و همگرایی سریع تری برای رسیدن به خواسته مسئله را دارد آورده شده است.

در سال ۱۳۹۴ علی حاجیلوی بنیسی و همکاران [۴] به بهینه سازی ردیف تیغه روتور و استاتور توربین جریان محوری با استفاده از الگوریتم ژنتیک به منظور کاهش تلفات فشار کل با استفاده از تغییر توزیع ضخامت پرداخته اند؛ و اعتبار سنجی توربین مورد نظر به منظور تایید صحت نتایج بدست آمده توسط آزمون ردیف پره با استفاده از هوای فشرده انجام شده است. در سال ۱۳۹۶ آرمان محسنی و علیرضا یزدانی [۵] به بهینه سازی ۳ بعدی آیرودینامیکی تیغه استاتور توربین گاز جریان محوری در یک بستر محاسباتی متن باز به منظور کاهش فشار کل تیغه با استفاده از تغییر توزیع ضخامت، خمیدگی، کشیدگی و پیچش پرداخته اند؛ که باعث کاهش ۵ درصدی ضریب افت فشار، افزایش ۰/۲ درصدی نسبت فشار کل و کاهش مصرف سوخت می شود. در سال ۱۳۹۷ حمید جعفری و همکاران [۶] به

³ Isentropic efficiency

¹ Micro jet

² SFC

یافته است. در سال ۲۰۲۲ آنیل لال و آجی ام آبراهام [۱۱] به بهینه سازی چند هدفه طراحی توربین جریان محوری با استفاده از مدل سازی جایگزین و الگوریتم ژنتیک پرداخته اند؛ بهینه سازی با هدف به حداکثر رساندن راندمان و توان توربین به وسیله تغییر در فاصله گپ بین دو توربین، فاصله لقی نوک تیغه با پوسته و زاویه چرخش پروفیل نازل توربین انجام شده است. هندسه مورد بررسی قرار گرفته است؛ هندسه یک توربین جریان محوری دو طبقه شامل دو روتور یک استاتور و یک نازل با توان ۱۵۸ کیلو وات می باشد؛ نتایج نشان دهنده این است تنظیم درست فاصله لقی بین تیغه ها، فاصله لقی نوک تیغه با پوسته و زاویه چرخش پروفیل نازل باعث اختلال جریان جت با موج ضربه ایی شده و قدرت موج ضربه ایی را کاهش می دهد که این امر باعث کاهش ۶۲/۵ درصدی افت فشار کل در طول موج ضربه ایی، افزایش ۱/۰۲ درصدی توان و ۵/۱ درصد افزایش راندمان توربین می شود.

هدف از این تحقیق، طراحی اولیه تیغه های یک طبقه توربین جریان محوری با توان ۴۴۰ کیلووات برای موتور میکروجت توسط روش گردابی آزاد می باشد که پس از طراحی، جریان لزج توسط گسسته سازی معادلات حاکم با روش ترکیبی المان و حجم محدود و استفاده از مدل توربولانس کی امگا اس تی^۸ توسط روش عددی تحلیل شده است.

۱-۱- طراحی به روش گردابی آزاد

به منظور طراحی به روش مستقیم توربین های جریان محوری عکس العملی روش های مختلفی وجود دارند که از اصلی ترین آنها به روش طراحی در شعاع میانی و روش گردابی آزاد می توان اشاره کرد؛ در روش شعاع میانی زوایای تیغه از ریشه تا نوک بدون تغییر می باشد و با تنظیم مقدار مناسب درجه عکس العمل انبساط سیال انجام می شود. اما به دلیل تغییر مقدار سرعت از ریشه تا نوک به دلیل افزایش شعاع و همینطور تغییر فشار استاتیک و درجه حرارت به دلیل وجود پارامتر چرخشی جریان در خروج از تیغه ها مثلث های سرعت از ریشه تا نوک تغییر می کنند و عدم تغییر زوایای تیغه باعث کاهش راندمان توربین می شود. به همین دلیل طراحی به روش گردابی آزاد بسیار حائز اهمیت است. در این روش پس از محاسبه پارامتر های جریان و رسم مثلث های سرعت در شعاع میانی به محاسبه مقادیر و زوایای جریان در سایر مقاطع تیغه پرداخته می شود.

در اولین قدم برای طراحی تیغه های توربین، با فرض برابری سرعت مطلق هم راستای محور در خروجی روتور و استاتور یا یکدیگر $(C_{a2}=C_{a3})$ ، به وسیله مقدار سرعت متوسط تیغه، افت درجه حرارت طبقه توربین و ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت گاز، همانند رابطه ۱ به محاسبه ضریب بار پرداخته شده است؛ سپس پس از تخمین مقدار زاویه مطلق جریان، در خروجی روتور در شعاع میانی α_{3m} و ضریب جریان Φ ، برابر ۱۰ درجه و ۰/۸ به ترتیب، با استفاده از رابطه های ۲ و ۳ مقادیر زاویه نسبی جریان β_{3m} در شعاع میانی خروجی از روتور و درجه عکس العمل Λ محاسبه می شود.

$$\psi = \frac{2C_p \Delta T_{0s}}{u_m^2} \quad (1)$$

مدل سازی میدان جریان و بهبود عملکرد در یک توربین محوری با استفاده از روش الحاقی پرداخته اند؛ هندسه مورد نظر روتور یک توربین خاص از یک سامانه تغذیه خاص با توان ۶۸/۰۱۹ کیلو وات می باشد، از روش الحاقی برای بهینه سازی و برای محاسبه شار جابجایی از اسکیم آسم پلاس^۴ استفاده گردیده است. با استفاده از این روش بهینه سازی، ۰/۱۸ درصد بازه ایزنتروپیک پره رتور افزایش پیدا کرده است. در سال ۱۳۹۷ نادر پور محمود و امیر شایان آزاده [۷] به بررسی همزمان تاثیر تغییرات فاصله لقی نوک تیغه^۵ و جابه جایی محوری تیغه های کمپرسور در راندمان و عملکرد آن پرداخته اند. در این مطالعه بررسی اثرات تغییرات فاصله لقی نوک تیغه و جابه جایی محوری بر روی هندسه مشخصه ناسا روتور ۳۷ که یک روتور مورد استفاده در کمپرسور های گذر صوت (کمپرسورهایی که عدد ماخ جریان ورودی به آنها در رنج ۰/۸ تا ۱/۲ باشد) با توان ۱۶۰۲/۱۲۳ کیلو وات می باشد، به صورت همزمان انجام شده است؛ و مشاهدات نمایانگر این می باشد که اعمال جابجایی به صورت خطی به سمت جلو به همراه فاصله لقی ۰/۳۶۵ میلی متر راندمان ایزنتروپیک بیشتری نسبت به هندسه اصلی دارد. اکثر تحقیقات اشاره شده در حوزه توربین ها، برای کاربرد های صنعتی و مگاواتی می باشد.

در سال ۲۰۲۱ یوهان اینجینیر و همکاران [۸] به تحلیل انرژی و بهینه سازی یک توربین جریان محوری در مقیاس کوچک برای کاربرد در چرخه رانکین ایده آل پرداخته اند؛ بهینه سازی با هدف رسیدن به بیشینه راندمان و توان توربین و کاهش تلفات فشار کل با تغییر پروفیل تیغه روتور و افزایش نسبت فشار کل به استاتیک انجام شده است؛ نتایج نشان دهنده این است که افزایش نسبت فشار کل به استاتیک از ۳ به ۱۰ باعث افزایش ۴۱ درصدی راندمان توربین و ۱۵ درصدی راندمان سیکل می شود. همچنین بهینه سازی پروفیل تیغه باعث افزایش ۵/۲ درصد راندمان کل به استاتیک ۰/۲۴ درصد بهبود راندمان سیکل می شود. در سال ۲۰۲۱ انهوا وانگ و همکاران [۹] به طراحی اولیه یک توربین جریان محوری برای مقیاس کوچک چرخه رانکین ایده آل فوق بحرانی پرداخته اند؛ در این مطالعه پس از ارائه الگوریتمی برای طراحی اولیه توربین های جریان محوری کوچک با توان ۱۹ کیلو وات مورد استفاده در چرخه رانکین، به بررسی اثرات فاصله لقی نوک توربین با پوسته در شرایط طراحی و خارج طراحی در راستای نسبت فشار بیشینه در قبال دبی جرمی کم بر روی راندمان و توان توربین، پرداخته شده است؛ نتایج نشان دهنده این است؛ زمانی که مقدار فاصله لقی نوک پره با پوسته و لبه فرار ۰/۱ میلی متر شود؛ باعث افزایش ۳۳ درصدی راندمان توربین در مقایسه با توربین های معمولی می شود؛

در سال ۲۰۲۲ اچ وو و همکاران [۱۰] به بهینه سازی چند هدفه آپرودینامیکی عملکرد برای یک توربین کوچک تک مرحله ایی پرداخته اند؛ بهینه سازی به وسیله الگوریتم SVR^۷ و با بررسی میدان جریان تحت تغییر پروفیل مقاطع ریشه و نوک تیغه های استاتور و روتور به منظور رسیدن به بیشینه راندمان و نسبت فشار بر روی هندسه توربین KJ66 با توان ۳۵۰ کیلو وات می باشد؛ نتایج بدست آمده نشان دهنده این است که راندمان آدیاباتیک ۵/۹۵ درصد و نسبت فشار ۰/۹ درصد پس از بهینه سازی افزایش

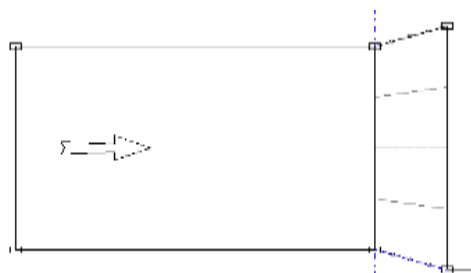
⁷ Support vector regression

⁸ k- ω -SST

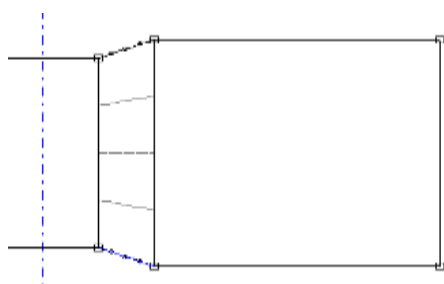
⁴ AUSM+

⁵ Tip clearance

⁶ swipe



شکل ۱-نمای نصف النهاری هندسه استاتور



شکل ۲-نمای نصف النهاری هندسه روتور

در اقدام سوم به وسیله نسبت شعاع میانی به شعاع هر مقطع به محاسبه زوایای مطلق و نسبی جریان در مقاطع ریشه و نوک تیغه، با استفاده از رابطه های ۱۰ تا ۱۳ پرداخته شده است.

$$\tan \alpha_2 = \left(\frac{r_m}{r}\right)_2 \tan \alpha_{2m} \quad (10)$$

$$\tan \beta_2 = \tan \alpha_2 - \left(\left(\frac{r}{r_m}\right)_2 \frac{u_m}{C_{a2}}\right) \quad (11)$$

$$\tan \alpha_3 = \left(\frac{r_m}{r}\right)_3 \tan \alpha_{3m} \quad (12)$$

$$\tan \beta_3 = \tan \alpha_3 + \left(\left(\frac{r}{r_m}\right)_3 \frac{u_m}{C_{a3}}\right) \quad (13)$$

در آخرین اقدام به وسیله تعیین مقدار گام با استفاده از مقادیر تجربی بهینه گام به وتر در شعاع میانی بر اساس زوایای مطلق و نسبی جریان در ورودی، خروجی و بین دو تیغه و نسبت ارتفاع به وتر ۳ تعداد تیغه های رتور و استاتور با استفاده از رابطه ۱۴ محاسبه شده است.

$$\frac{2\pi r_m}{S} \quad (14)$$

پارامترهای ورودی مورد نیاز به منظور طراحی یک طبقه توربین جریان محوری عکس العملی شامل دبی جرمی، دمای کل ورودی، افت درجه حرارت، نسبت فشار کل، فشار کل ورودی، سرعت دورانی (N)، زاویه مطلق خروجی از روتور در شعاع میانی، ضریب جریان و سرعت متوسط تیغه (um) می باشد؛ مقادیر دقیق این پارامترها برای طراحی توربین با توان ۴۴۰ کیلو وات در جدول ۱ آورده شده است.

$$\tan \alpha_{3m} = \tan \beta_{3m} - \left(\frac{1}{\Phi}\right) \quad (2)$$

$$\Lambda = \frac{(2\Phi \tan \beta_{3m} - 0.5\psi)}{2} \quad (3)$$

مقادیر درجه عکس العمل در شعاع میانی نباید خیلی کوچک باشند زیرا این امر باعث منفی شدن درجه عکس العمل در ریشه تیغه شده بنابراین رنج مناسب درجه عکس العمل حدود ۰/۵ می باشد؛ بنابراین پس از کنترل درجه عکس العمل در شعاع میانی به وسیله رابطه های ۴ و ۵ به محاسبه زوایای مطلق و نسبی جریان در شعاع میانی خروجی از استاتور پرداخته شده است.

$$\tan \beta_{2m} = \frac{1}{(2\Phi)}(0.5\psi - 2\Lambda) \quad (4)$$

$$\tan \alpha_{2m} = \tan \beta_{2m} + \left(\frac{1}{\Phi}\right) \quad (5)$$

در اقدام دوم با استفاده از روابط ایزنتروپیک و گاز کامل به محاسبه چگالی و مقدار سرعت مطلق در ورودی، خروجی و بین دو تیغه طبقه به منظور محاسبه ارتفاع تیغه، نسبت شعاع های نوک تیغه به ریشه و شعاع میانی پرداخته شده است؛ به منظور محاسبه ارتفاع تیغه ابتدا به وسیله مقادیر چگالی در هر قسمت و رابطه دبی جرمی به محاسبه سطح مقطع با استفاده از رابطه ۶ پرداخته شده است.

$$A = \frac{m}{\rho C_a} \quad (6)$$

حال با تعیین سرعت دورانی توربین (بر حسب دور بر ثانیه) طبق رابطه های ۷، ۸ و ۹ مقادیر شعاع میانی، ارتفاع و نسبت شعاع های نوک به ریشه در هر قسمت محاسبه می شود.

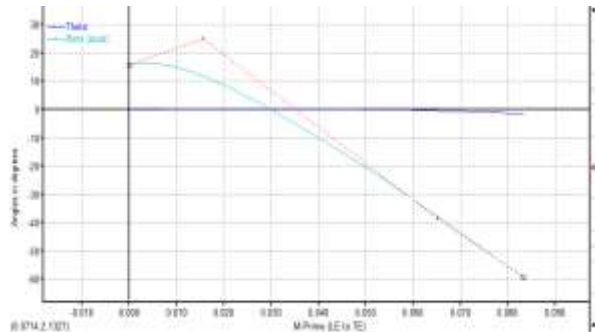
$$r_m = \frac{u_m}{2\pi N} \quad (7)$$

$$h = \frac{AN}{u_m} \quad (8)$$

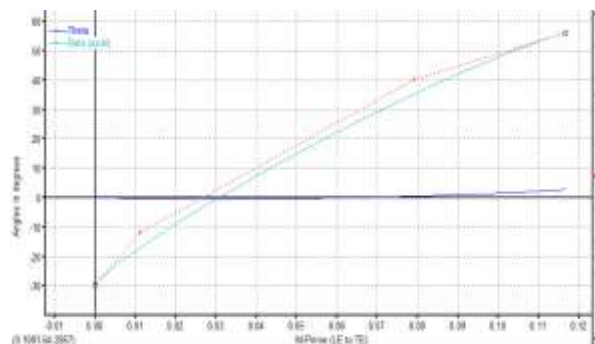
$$\frac{r_t}{r_r} = \frac{(r_m + 0.5h)}{(r_m - 0.5h)} \quad (9)$$

پس از محاسبه ارتفاع و شعاع ریشه، میانی و نوک با استفاده از مقادیر تجربی ارتفاع به عرض برابر ۳ و فاصله لقی بین دو تیغه به عرض حدود ۰/۲۵ نمای کلی نصف النهاری تیغه بدست می آید.

برای توزیع زاویه انحنای کمبر تیغه، توزیع سهمی به وسیله منحنی بزیه با ۴ نقطه کنترلی در ۳ مقطع ریشه، میانی و نوک استفاده شده است.



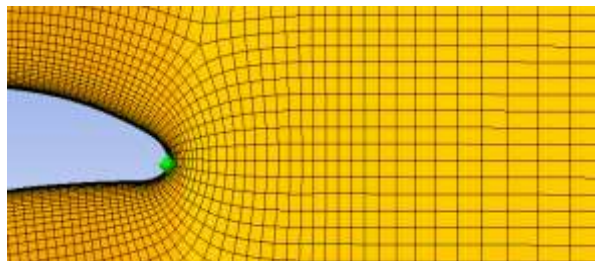
شکل ۳- توزیع زاویه کمبر تیغه استاتور در شعاع میانی



شکل ۴- توزیع زاویه کمبر تیغه رتور در شعاع میانی

۳- شبکه بندی

به منظور شبکه بندی هندسه طراحی شده با استفاده از نرم افزار توربوگرید^{۱۲} از نرم افزار های انسیس ورکبنچ به صورت ساختاریافته دایره گون^{۱۳} در لبه های حمله، فرار و نواحی دارای انحنای و مستطیل گون^{۱۴} در نواحی فاقد انحنای استفاده شده است. برای اعمال فاصله لقی نوک تیغه^{۱۵} رتور با پوسته به وسیله این نرم افزار، مقدار ۰/۵ میلیمتر به صورت یکسان از لبه حمله تا لبه فرار انتخاب شده است. به منظور تحلیل همزمان رتور و استاتور، ناحیه خروجی استاتور و ناحیه ورودی رتور شبکه بندی نمی شود؛ و نتایج خروجی از پاساژ استاتور به عنوان پارامتر ورودی پاساژ رتور انتخاب شده است.



شکل ۵- شبکه بندی به صورت دایره گون و مستطیل گون

جدول ۱- مقادیر پارامترهای ورودی

u_m (m/s)	N (rps)	P_{01} (bar)	P_{01}/P_{03}	ΔT_{05} (K)	T_{01} (K)	m (kg/s)
۳۴۰	۷۷۰	۳/۶۰۵۳	۱/۷۰۲۵	۱۲۴/۹۱۴	۱۰۰۰	۲/۹۸۴۱

با قرار دادن مقادیر پارامترهای ورودی در روابط ۱ تا ۱۳ مقادیر محاسبه شده ارتفاع، مساحت، نسبت شعاع های ریشه به نوک، تعداد تیغه های رتور و استاتور و شعاع نوک و ریشه در ورودی، بین تیغه ها و خروجی که به ترتیب از ۱ تا ۳ شماره گذاری شده اند؛ در جدول ۲ و مقادیر زوایای مطلق و نسبی ۳ مقطع ریشه، شعاع میانی و نوک در خروجی و بین دو تیغه در جدول ۳ قابل مشاهده است.

جدول ۲- مقادیر محاسبه شده ارتفاع، مساحت و شعاع ریشه و نوک

رتور	استاتور	۳	۲	۱	
		۰/۰۱۵۰	۰/۰۱۲۰	۰/۰۰۹۵	A (m ²)
		۰/۰۳۴۱	۰/۰۲۷۱	۰/۰۲۱۶	h (m)
۰/۰۱۰۲	۰/۰۰۸	-	-	-	w (m)
		۱/۶۴۰۰	۱/۴۷۷۲	۱/۳۶۲۴	r_t/r_r
		۰/۰۸۷۳	۰/۰۸۳۸	۰/۰۸۱۱	r_i (m)
		۰/۰۵۳۲	۰/۰۵۶۷	۰/۰۵۹۵	r_r (m)
۶۱	۸۸	-	-	-	n

که ستون اول جدول ۲ به ترتیب عبارت اند از : مساحت، ارتفاع، فاصله لقی بین دو تیغه، نسبت شعاع نوک به ریشه، شعاع نوک، شعاع ریشه و تعداد تیغه ها.

جدول ۳- مقادیر زوایای نسبی و مطلق

β_r	α_r	β_t	α_t	
۵۱/۴۳۳۹	۱۳/۱۰۲۴	۳۴/۷۲۲۷	۵۹/۵۶۷۰	ریشه
۵۴/۹۶۵۶	۱۰	۷/۰۸۵۱	۵۳/۹۵۸۶	میانی
۵۹/۰۴۵۳	۸/۰۷۷۶	-۱۸/۷۰۰۸	۴۹/۰۴۷۸	نوک

۲- مدل سازی هندسه

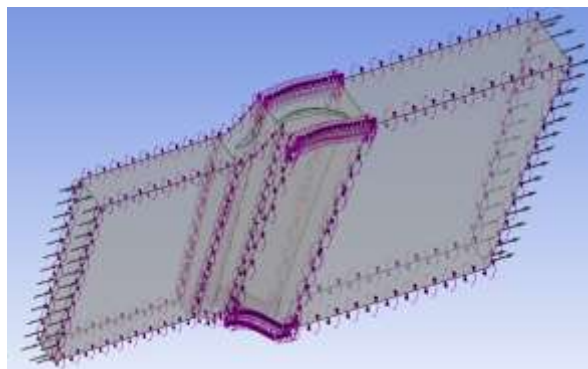
به منظور مدل سازی هندسه توربین، با استفاده از مقادیر محاسبه شده پارامترهای هندسی از قبیل ارتفاع، در روش طراحی مستقیم گردابی آزاد از نرم افزار بلید جن استفاده شده است؛ این نرم افزار یک نرم افزار از مجموعه نرم افزارهای انسیس ورک بنچ^{۱۶} به منظور تولید هندسه توربو ماشین ها می باشد. با داشتن مقادیر طول و عرض تیغه ابتدا شکل کلی هندسه در نمای نصف النهاری ایجاد شده و سپس با تعیین پروفیل توزیع ضخامت و پروفیل توزیع زاویه انحنای کمبر تیغه در هر مقطع نمای ۳ بعدی از هندسه تیغه ایجاد می شود. پروفیل توزیع ضخامت انتخاب شده در این پژوهش پروفیل متقارن تیغه T6 (تیغه مورد استفاده در توربین های بخار) می باشد؛

^۱ O-grid 3
^۱ H-grid 4
^۱ Tip clearance 5

^۹ Bladegen software
^۱ Ansys workbench software 0
^۱ Camber 1
^۱ Turbogrid software 2

۴- حل عددی

در شکل ۶ مدل سه بعدی طبقه توربین جریان محوری طراحی شده در مطالعه حاضر به منظور بررسی میدان جریان، نشان داده شده است؛ به دلیل هر چه دقیق تر بودن مسئله، ابعاد انتخاب شده برای مدل عددی کاملاً منطبق با ابعاد واقعی می باشند. جریان هوا در مطالعه حاضر که در محدوده عدد ماخ بزرگتر از ۰/۳ (جریان تراکم پذیر)، همچنین فرض شده که سیال عامل (هوا)، نیوتنی است.



شکل ۶- مدل سه بعدی از روتور و استاتور به منظور شبیه سازی

با توجه به فرضیات فوق، معادلات حاکم بر مسئله، در غالب معادلات پیوستگی، مومنوم و اسکالر به شکل زیر ارائه شده اند:

$$\frac{\partial P}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0 \quad (15)$$

$$\frac{\delta(\rho u)}{\delta t} + \nabla(\rho u U) = \nabla(\mu grad u) + S_m \quad (16)$$

$$\frac{\delta(\rho v)}{\delta t} + \nabla(\rho v U) = \nabla(\mu grad v) + S_m \quad (18)$$

$$\frac{\delta(\rho w)}{\delta t} + \nabla(\rho w U) = \nabla(\mu grad w) + S_m \quad (19)$$

$$\frac{\delta(\rho \Phi)}{\delta t} + \nabla(\rho \Phi U) = \nabla(\Gamma grad \Phi) \quad (20)$$

با توجه به استفاده از نرم افزار تجاری سی اف ایکس^{۱۶} در این حل گر معادلات، معادلات بقای جرم، تکانه و انرژی توسط دو روش حجم محدود و المان محدود به صورت همزمان^{۱۷} گسسته سازی شده اند. شرایط مرزی شامل شرط مرزی ورودی، خروجی و متناوب می باشد؛ برای شرط مرزی ورودی گاز داغ با درجه حرارت ۱۰۰۰ کلوین و فشار ۳/۶۰۵۳ بار وارد می شود؛ و مقدار ۱/۷ بار به عنوان فشار استاتیک در شرط مرزی خروجی انتخاب شده است.

۵- اعتبار سنجی

به منظور اعتبارسنجی روند انجام شده در این مطالعه، از هندسه شناخته شده ناسا روتور ۳۷ استفاده شده است. برای مدل سازی هندسه ناسا روتور ۳۷ از اطلاعات موجود در نرم افزار انسیس ورکبنچ که به عنوان یک مثال حل شده برای اعتبار سنجی نرم افزار است استفاده شده است؛ حل عددی هندسه ناسا روتور ۳۷ در نقطه طرح معادل ۱۱۵ کیلو پاسکال فشار استاتیک در خروجی، انجام شده است و نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی [۱۲] مقایسه شده اند.

جدول ۴- مقایسه نتایج حل عددی و آزمایشگاهی ناسا رتور ۳۷

نسبت فشار	راندمان پلی تروپیک (درصد)	دبی جرمی (Kg/s)	حل عددی
۲/۰۰۸۳	۸۶/۵۷۴۷	۲۰/۶۱۹۹	حل عددی
۲/۱۰۶	۸۸/۹	۲۰/۵۱۱۴	نتایج آزمایشگاهی
۴/۶۳۹۱	۲/۳۲۵۳	۰/۵۲۶	درصد اختلاف (درصد)

۶- استقلال از شبکه

برای اطمینان از عدم تاثیر تعداد المان های شبکه حل بر نتایج بدست آمده، با تغییر تعداد المان های میدان حل به بررسی استقلال از شبکه پرداخته شده است. ۳ مرتبه تعداد المان های شبکه با تناوب ۱/۵ برابر افزایش یافته و نتایج با یکدیگر مقایسه شده اند.

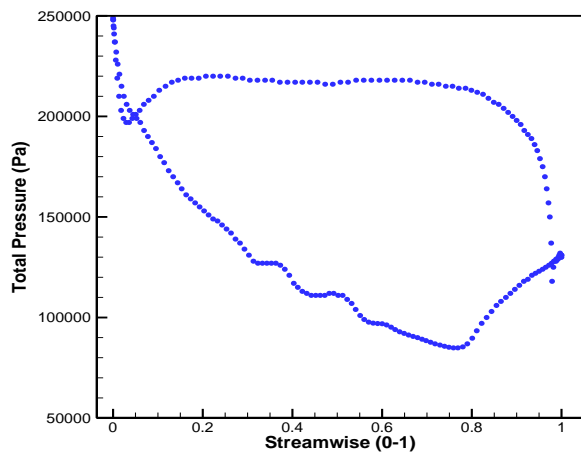
جدول ۵- بررسی نتایج حاصل از استقلال از شبکه

نسبت دمای کل	نسبت فشار کل	راندمان ایزنتروپیک	دبی جرمی (Kg/s)	تعداد شبکه
۱/۱۳۶۵	۱/۷۰۲۳	۸۵/۲۰۶۶	۲/۹۸۸۶	۸۵۹۷۰۹
۱/۱۳۷۷	۱/۷۰۲۷	۸۵/۸۳۸۶	۲/۹۸۸۱	۱۳۵۱۶۵۲
۱/۱۳۸۳	۱/۷۰۲۶	۸۶/۱۷۴۸	۲/۹۸۹۸	۲۰۷۱۱۸۴
۱/۱۳۸۸	۱/۷۰۲۹	۸۶/۴۴۸۳	۲/۹۸۹۴	۳۲۰۰۴۹۵

نتایج بدست آمده از استقلال از شبکه نشان دهنده این است که با افزایش تعداد المان های شبکه حل، از ۲۰۷۱۱۸۴ به ۳۲۰۰۴۹۵ پارامترهای اصلی جریان تغییرات زیادی نداشته است؛ که به این معنی می باشد میدان حل مستقل از تاثیر المان های شبکه حل است. بنابراین برای بررسی نهایی نتایج، شبکه حل با تعداد المان ۲۰۷۱۱۸۴ انتخاب شده است.

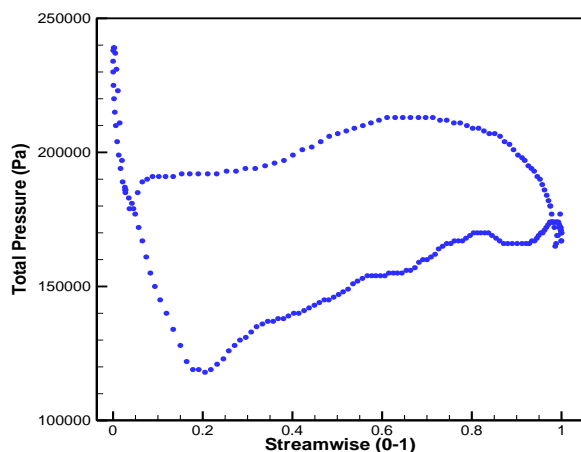
۷- نتایج

در این قسمت یک بررسی پارامتریک برای ارزیابی میدان جریان در کلیه سطوح استاتور و روتور توربین میکروجت طراحی شده در این مطالعه انجام شده است. پس از حل مسئله، به بررسی نتایج حاصله در محیط سی اف ایکس-پست^{۱۸} پرداخته شده است؛ موضوعات مختلفی از قبیل کانتور فشار، عدد ماخ جریان و بردارهای سرعت می تواند برای مطالعه نتایج در نظر گرفته شود.

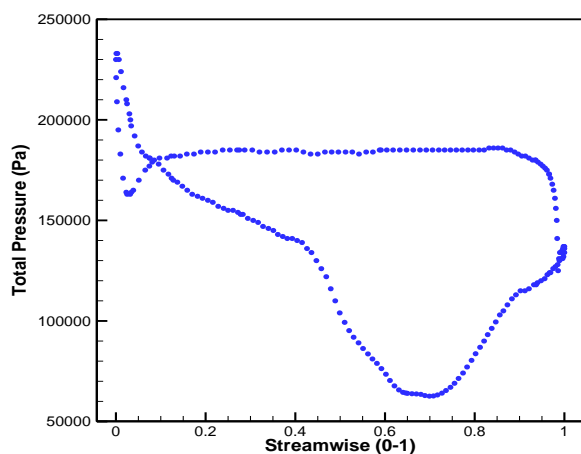


شکل ۹- نمودار فشار کل در شعاع میانی روتور

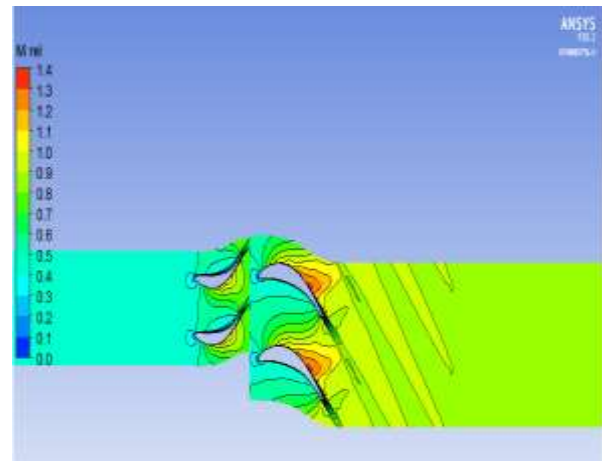
به دلیل وجود گردابه در نوک تیغه روتور با پوسته به دلیل فاصله لقی، تلفات فشار کل در این مقطع نسبت به ریشه و تیغه در نوک تیغه را افزایش داده و باعث افزایش تلفات فشار کل در نوک تیغه نسبت به شعاع میانی و این مقطع نسبت به ریشه می‌باشد.



شکل ۱۰- نمودار فشار کل در نزدیک ریشه (۰/۰۱) تیغه روتور



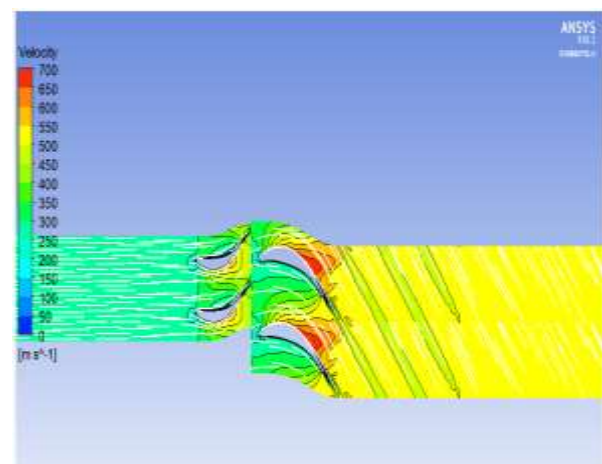
شکل ۱۱- نمودار فشار کل در نزدیک نوک (۰/۹۸) تیغه روتور



شکل ۷- کانتور عدد ماخ در شعاع میانی

کنترل حد مجاز عدد ماخ در شعاع میانی طبقه توربین، با توجه به شکل ۷ انجام شده است؛ در توربو ماشین‌ها به دلیل وجود سرعت دورانی، عدد ماخ افزایش پیدا می‌کند؛ این مقدار نباید بیشتر از حدود ۱/۴ در شعاع میانی باشد، زیرا باعث افزایش چشم‌گیر افت فشار کل در نوک تیغه به دلیل افزایش سرعت خطی ناشی از افزایش شعاع می‌شود.

یکی دیگر از مباحث مورد توجه در بررسی عملکرد توربین جدایش جریان و کانتور سرعت نسبی می‌باشد؛ جدایش جریان در توربین ناشی از توزیع نامناسب کمبر تیغه می‌باشد، که این امر باعث ایجاد گردابه و افت فشار کل و در نتیجه افت راندمان ایزنتروپیک می‌شود. با توجه به شکل ۸ که مقدار و جهت سرعت نسبی را نشان می‌دهد؛ در توربین طراحی شده در این مطالعه جدایش جریان و گردابه رخ نداده است.



شکل ۸- کانتور سرعت نسبی در شعاع میانی

از مهم‌ترین پارامترهای مورد بررسی در توربین می‌توان به توزیع مقدار فشار کل در تیغه که معیاری برای بررسی عملکرد و توان ایجاد شده در توربین است؛ اشاره کرد. توزیع مناسب و منطبق فشار با خواسته‌های تابع هدف مسئله نشان دهنده صحت روش طراحی تجربی با تحلیل ۳ بعدی می‌باشد. در شکل‌های ۹، ۱۰ و ۱۱ توزیع فشار کل روتور طراحی شده در ۳ مقطع میانی، ۱ درصد و ۹۸ درصد نشان داده شده است.

دادن پره بر عملکرد یک نمونه توربین محوری»، مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ۱۳۹۱.

[۳] م. ب. امیری و ع. کشاورز ولیان، «تحلیل دو بعدی دسته پره های توربین جریان محوری و ارائه مدل های بهبود یافته محاسبه افت و زوایای انحراف»، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، تهران، ۱۳۹۲.

[۴] ع. حاجیلوی بنیسی و همکاران، «بهینه سازی ردیف پرهی روتور و استاتور توربین جریان محوری با استفاده از الگوریتم ژنتیک»، مجله مهندسی مکانیک شریف، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ۱۳۹۴.

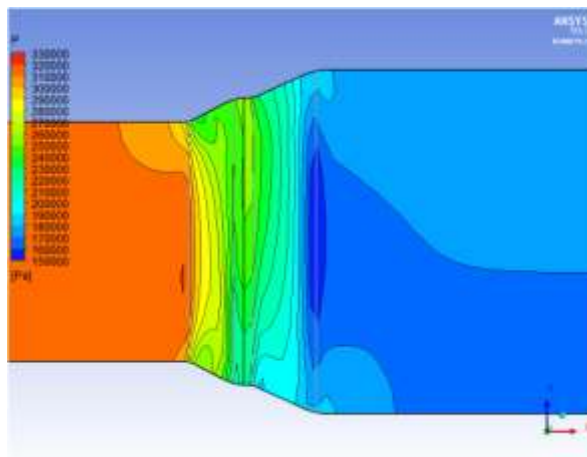
[۵] آ. محسنی و ع. یزدانی، «بهینه سازی سه بعدی آپروترمودینامیکی پره استاتور توربین گاز جریان-محوری در یک بستر محاسباتی متن باز»، مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ۱۳۹۶.

[۶] ح. جعفری و همکاران، «مدل سازی میدان جریان و بهبود عملکرد روتور یک توربین محوری با استفاده از روش الحاقی»، مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه ها و شاره ها، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، ۱۳۹۷.

[۷] ا. ش. آزاده و ن. پور محمود، «بررسی همزمان تاثیر تغییرات فاصله لقی و جایجایی پره های کمپرسور در راندمان و عملکرد آن»، رساله دکتری، پردیس دانشگاهی، دانشگاه ارومیه، ارومیه، ۱۳۹۷.

- [8] Y. Engineer, A. Rezk, and A. K. Hossain, "Energy analysis and optimization of a small-scale axial flow turbine for Organic Rankine Cycle application," *International Journal of Thermofluids*, vol. 12, p. 100119, 2021.
- [9] N. Peng, E. Wang, and H. Zhang, "Preliminary Design of an Axial-Flow Turbine for Small-Scale Supercritical Organic Rankine Cycle," *Energies*, vol. 14, no. 17, p. 5277, 2021.
- [10] Q. Tang, H. Wu, and H. Lou, "Multi-Objective Optimization of Aerodynamic Performance for a Small Single-Stage Turbine," *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 15, no. 5, pp. 1451-1463, 2022.
- [11] A. M. Abraham and S. Anil Lal, "Multi-Objective Optimization of an Axial Flow Turbine Design Using Surrogate Modeling and Genetic Algorithm," *ASME Open Journal of Engineering*, vol. 1, 2022.
- [12] J. Dunham, "CFD validation for propulsion system components (la validation CFD des organes des propulseurs)," *Advisory Group For Aerospace Research And Development Neuilly-Sur-Seine (France)*, 1998.

در نهایت به منظور تایید صحت مقادیر محاسبه شده با روابط تجربی و نتایج حل عددی، تغییرات فشار در ورودی، فضای بین و خروجی تیغه ها مورد بررسی قرار گرفته است؛ در شکل ۱۲ توزیع فشار در نمای نصف النهاری طبقه توربین نشان داده شده است؛ که هم پوشانی مناسبی با نسبت فشار خواسته شده، در پارامترهای ورودی دارد.



شکل ۱۲- کانتور فشار در نمای نصف النهاری طبقه توربین

۸- نتیجه گیری و جمع بندی

با توجه به مباحث مطرح شده، در این مطالعه با هدف طراحی و شبیه سازی تیغه های یک توربین میکروجت به وسیله روش طراحی گردابی آزاد و تحلیل عددی به وسیله نرم افزار تجاری انسیس سی اف ایکس، ابتدا پس از معرفی روش گردابی آزاد و روابط آن، به طراحی تیغه های یک طبقه توربین جریان محوری با راندمان بالا، و سپس به وسیله نرم افزار شبیه ساز به بررسی عملکرد توربین در شرایط کاری نقطه طرح پرداخته شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی هم پوشانی مناسبی با نتایج محاسبه شده با روابط تجربی نشان می دهد؛ که این امر بیان گر دقت طراحی به روش گردابی آزاد می باشد. نتایج نشان دهنده کنترل مجاز عدد ماخ در شعاع میانی، عدم ایجاد گردابه و توزیع مقبول فشار در طول طبقه توربین می باشد.

۹- مراجع

- [۱] ح. باستانی پاریزی، «توربین گاز»، موسسه انتشارات امیر کبیر، چاپ دوم، تهران، ۱۳۸۸.
- [۲] م. علی گودرز و همکاران، «بررسی اثرات پیچش، کج شدن و شکم