



طراحی آیرودینامیکی فن محوری گذر صوت با نسبت منظری کم و اعتبارسنجی نتایج

ثاراله عباسی*

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اراک، اراک

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۴/۳۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۷/۰۱/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۲/۱۵

چکیده

در سال‌های اخیر گرایش به سمت طراحی فن‌های محوری گذر صوت با نسبت منظری کم افزایش یافته است. استفاده از این نوع پره‌ها، منجر به افزایش راندمان رتور نسبت به پره‌های با نسبت منظری زیاد می‌شود. در مقابل، بکارگیری چنین پره‌هایی موجب تشدید جریان سه‌بعدی، افزایش افت‌های ثانویه و ایجاد افت‌های ناشی از رخداد شوک می‌شود. در مقاله حاضر با استفاده از روش انحنای خطوط جریان، طراحی فن محوری دو طبقه با نسبت منظری کم صورت گرفته است. به منظور استخراج مقادیر افت در فن محوری، از مدل‌های مناسب جهت افت‌های پروفیل، افت ثانویه، افت شوک و افت درز نوک استفاده گردیده است. در استخراج پروفیل پره، از کمبر چند جمله‌ای و توزیع ضخامت ناکا ۶۵ استفاده شده است. مقایسه نتایج بدست آمده نظیر، مقادیر افت در پره‌ها، توزیع سرعت نصف‌النهاری، توزیع فشار و ضریب پخش و پارامترهای هندسی پره‌ها نظیر، زاویه نصب، طول کورد، ضریب صلبیت و زاویه کمبر، با نتایج آزمایشگاهی حکایت از تطابق خوب نتایج دارد. با محاسبه زاویه نصب و توزیع ضخامت در هر مقطع، شکل سه‌بعدی پره‌ها استخراج گردیده است.

کلمات کلیدی: طراحی آیرودینامیکی؛ فن محوری؛ نسبت منظری کم؛ رژیم گذر صوت.

Aerodynamic Design of a Transonic Axial Fan with Low Aspect Ratio and Validating

S. Abbasi*

School of Mechanical Engineering, Arak University of Technology, Arak, Iran.

Abstract

In recent years trends towards designing axial fan with low aspect ratio have been increased. Application of this kind of blades leads to higher rotor efficiency relative to blade with high aspect ratios. In contrast, applying this kind of blade causes to intensify 3D flows, increasing secondary losses and creating losses due to shock occurrence. In the current study, designing of a two stage axial fan with low aspect ratio is carried out. To obtain losses in the axial fan, appropriate models have been employed for profile loss, secondary loss shock loss and tip clearance loss. For extracting blade's profile, polynomial camber and naca 65 thickness distribution have been used. Comparing the obtained results including loss estimation, meridional velocity, pressure and diffusion factor distribution and blade geometrical parameters such as stagger angle, chord length, solidity and camber angle show good agreement. The 3D shape of the blade have been extracted by calculating the stagger angle and thickness distribution in each section.

Keywords: Aerodynamic Design; Axial Fan; Low Aspect Ratio; Transonic Regime.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۸۶۳۳۴۰۰۶۶۳

آدرس پست الکترونیک: s_abbasi@arakut.ac.ir

۱- مقدمه

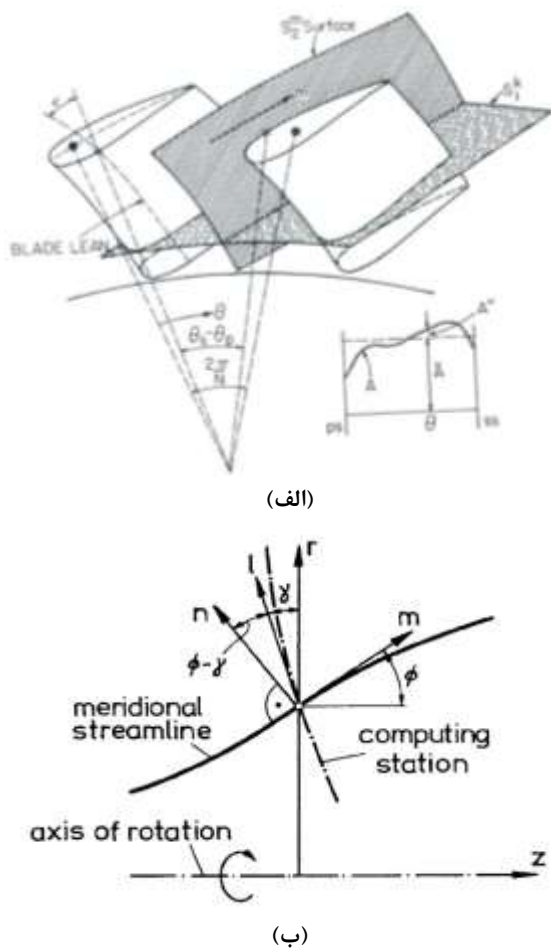
کمپرسورها و فن‌های محوری، از اجزاء مهم در موتورهای توربین گازی هستند که وظیفه اصلی آنها ایجاد دبی مناسب و بالابردن فشار گاز قبل از ورود به محفظه احتراق است.

ضریب منظری یک از پارامترهای مهم طراحی در فن‌های محوری است. ونرستروم در مقاله‌ای سیر تکاملی استفاده از پره‌های با نسبت منظری کم و زیاد و معایب و مزایای آنها را تشریح کرده است [۱]. یکی از مهمترین اهداف در طراحی یک کمپرسور، بخصوص در صنایع هوایی، کاهش وزن و طول آن است. در دهه‌های ۶۰ و ۷۰ میلادی، اکثر محققین به سمت استفاده از پره‌های با نسبت منظری زیاد گرایش داشتند. این موضوع استفاده از فرض جریان دوبعدی را در ناحیه بیشتری از ارتفاع پره توجیه‌پذیر می‌نمود. ایجاد مشکلات سازه‌ای، کاهش حاشیه استال، راندمان و نسبت فشار تولیدی با مقادیر طراحی، استفاده از این نوع پره‌ها را با محدودیت مواجه نموده است. بر این اساس، طراحان به سمت استفاده از پره‌های با نسبت منظری کم سوق پیدا کردند. استفاده از نسبت منظری کم (کمتر از ۲)، علاوه بر تأمین اهداف آیرودینامیکی طراحی، مشکلات سازه‌ای را نیز مرتفع می‌نماید. در گزارش‌های ناسا شماره ۱۳۱۴ [۲] و ۱۴۹۳ [۳]، به مقایسه‌ای میان پره‌های با نسبت منظری کم و زیاد پرداخته شده است. بدین منظور دو کمپرسور محوری کم‌فشار که دارای شرایط آیرودینامیکی و هندسی و نسبت فشار برابر هستند، در نظر گرفته شده است. در گزارش شماره ۱۳۱۴ [۲]، رتور اول دارای نسبت منظری زیاد (۲/۹۴) و در گزارش شماره ۱۴۹۳ [۳]، رتور اول با نسبت منظری کم (۱/۵۶) در نظر گرفته شده است. مشاهده گردید که در نسبت فشار و دبی جرمی برابر، راندمان رتور با نسبت منظری کمتر، تا ۵ درصد بیشتر از رتور دیگر است و کمپرسور با نسبت منظری کم، پایداری بیشتری نسبت به حالت دیگر (نسبت منظری زیاد) دارد.

تحلیل جریان درون فن‌های محوری و طراحی شکل‌پره‌های آنها از اهمیت زیادی برخوردار است. بررسی تاریخچه مطالعات نشان می‌دهد، یکی از روش‌های طراحی و تحلیل جریان، انجام تست‌های تجربی است که به علت محدودیت در تجهیزات و هزینه‌های بالا مقرون به صرف نمی‌باشد. همچنین استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی

که توام با حل کامل معادلات جریان و انرژی است، در هندسه پیچیده‌ای نظیر کمپرسور و فن محوری بخصوص هنگام طراحی، هزینه محاسباتی زیادی داشته و منطقی نمی‌باشد. با توجه به پیچیدگی‌های موجود در بکارگیری روش‌های تجربی و عددی (CFD)، محققان به سمت مدل‌های ساده‌سازی شده برای حل جریان از پایه تا نوک یا جریان نصف‌النهاری سوق پیدا کرده‌اند. بر این اساس بسیاری از محققان به توسعه معادلات متوسط‌گیری شده در طول گذرگاه و حل آنها با روش‌های تحلیلی یا عددی ساده شده پرداخته‌اند؛ بنابراین در این روش‌ها ترم‌های مشتقات راستای مماسی حذف شده و معادلات متقارن محوری فرض می‌شوند [۴]. این راهکار توسط محققینی نظیر، هیرش [۵] توسعه یافته است. بسیاری از مؤلفان کارکردن در صفحه نصف‌النهاری را ترجیح می‌دهند. معادلات حاکم بر سطوح پره‌به‌پره و معادلات متوسط‌گیری شده در طول گذرگاه برای صفحه نصف‌النهاری را می‌توان با یکی از روش‌های تفاضل محدود، المان محدود یا انحنا خطوط جریان حل نمود. یکی از روش‌های کارآمد برای حل این معادلات، روش انحنا خطوط جریان است که بر خلاف روش‌های دیگر که زمان و هزینه زیادی را می‌طلبند، بسیار کم‌هزینه و سریع است. نتایج نهایی حاصل از این روش، قابل مقایسه با حل کامل سه‌بعدی روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی بوده و هم‌اکنون در صنعت از جمله پیشرفته‌ترین روش‌های طراحی محسوب می‌شود [۶]. کاربرد این روش در توربوماشین‌ها از اواسط دهه ۶۰ آغاز شده است [۷]. نمونه‌های مختلفی از این تکنیک در سال‌های اخیر به منظور طراحی توربوماشین‌ها و بررسی اثرات پارامترهای مختلف بر طراحی و عملکرد توربوماشین‌ها، مورد استفاده قرار گرفته است. از این تحقیقات می‌توان به تحقیق هرسی [۸]، پاچیدیس و همکاران [۶ و ۹] هو و همکاران [۱۰]، گنگ و همکاران [۱۱]، اشاره کرد.

با توجه به اینکه کاهش نسبت منظری پره‌ها در فن‌های محوری، اثرات سه‌بعدی جریان (مثل جریان‌های ثانویه) را افزایش می‌دهد، بکارگیری مدل‌های مناسب جهت اعمال این اثرات در طراحی لازم و ضروری است. بعلاوه افزایش عدد ماخ جریان در نوک پره ایجاد موج ضربه‌ای و افت‌های ناشی از آن را ناگزیر می‌نماید. بررسی تاریخچه تحقیقات نشان می‌دهد



شکل ۱- سطوح مورد بررسی در روش انحناى خطوط جریان، الف) سطوح جریان S_1 و S_2 و ب) دستگاه‌های مختصاتی [۴]

شبه‌قائم (l) مشخص است. به کمک رابطه پیوستگی، سطح مقطع حلقوی جریان به تعدادی لوله جریان با دبی جرمی یکسان تقسیم می‌گردد. با شکل‌گیری خطوط جریان، انحنا و شیب این خطوط بدست می‌آیند. به منظور حل معادله اندازه حرکت لازم است که توزیع $(rV_\theta)_2$ شعاع r و V_θ سرعت مطلق مماسی) در خروجی هر رتور تعیین گردد. این توزیع در حالت طراحی از توزیع ضریب باردهی، به شکل معادله ۱، بدست می‌آید.

$$\psi = \frac{\omega(rV_\theta)_2}{u_t^2} \quad (1)$$

در رابطه فوق ω ، سرعت چرخش زاویه‌ای بر حسب رادیان بر ثانیه و u_t سرعت محیطی در نوک پره است. با داشتن مقادیر ضریب بار، انحنا خطوط جریان، مقدار افت و

که جزئیات طراحی فن محوری گذر صوت با نسبت منطری کم مورد بررسی قرار نگرفته است. بر این اساس در تحقیق حاضر، جزئیات طراحی یک فن محوری گذر صوت با نسبت منطری کم با استفاده از روش انحناى خطوط جریان ارائه گردیده است که در مطالعات قبلی به آن پرداخته نشده است. با توجه به پیچیدگی جریان در کمپرسورهای گذر صوت با نسبت منطری کم و وجود مدل‌های مختلف جهت تخمین افت، بکارگیری مدل‌های افت مناسب بخصوص برای افت ثانویه و افت شوک، به نحوی که نتایج حاصله در قیاس با نتایج تجربی دقت قابل قبولی داشته باشند، از اهمیت بسزایی برخوردار است که در تحقیق حاضر این مهم انجام شده است. همچنین با استفاده از مشخصات استخراج شده از جریان و بکارگیری مدل‌های مناسب جهت زاویه انحراف و زاویه برخورد، شکل سه‌بعدی پره‌های فن محوری استخراج گردیده است.

۲- روش انحناى خطوط جریان

روش انحناى خطوط جریان که بر مبنای حل جریان در صفحه نصف‌النهاری است، یکی از پیشرفته‌ترین روش‌ها با قابلیت حل سریع، دقیق و ارزان در مقایسه با روش‌های کامل و سه‌بعدی، مورد استفاده قرار می‌گیرد. استفاده از این روش، توسط وو در سال ۱۹۵۲ آغاز شد [۷]. اگرچه وو اساس محاسبات از پایه تا نوک را بنیان نهاد؛ ولی روش انحناى خطوط جریان بر اساس تحقیقات نواک [۱۲]، جانسن و مفات [۱۳] شکل گرفت. این روش به حل معادله تعادل شعاعی متوسط‌گیری شده روی سطحی مانند یک سطح S_2 میانه و حل دقیق معادلات اندازه حرکت محوری و مماسی در طول چندین سطح دو بعدی پره به پره مانند S_1 می‌پردازد (شکل ۱- الف). در این روش جریان به صورت پایا، غیرلزج و متقارن محوری فرض می‌شود و اثرات لزجت سیال از طریق بردارهای نیرو و تغییرات آنژیومی لحاظ می‌شود [۴].

الگوریتم کلی روش انحناى خطوط جریان به این صورت است که ابتدا هنده کمپرسور در صفحه نصف‌النهاری به همراه تعداد و محل خطوط شبه‌قائم تعیین می‌گردند. معمولاً محل شبه‌قائم‌ها به گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که تعدادی از آنها روی لبه‌های حمله و فرار پره‌ها قرار گیرند. در شکل ۱- ب، راستای خطوط جریان (m) و راستای خطوط

$$\frac{\Delta s}{R} = -\ln \frac{P_2}{P_1} = -\ln \left[1 - \frac{(\Delta P)_{\text{loss}}}{P_1} \right] \quad (۴)$$

در رابطه فوق، Δs تغییر آنتروپی، P_1 فشار سکون در ورود و P_2 فشار سکون در خروجی و $(\Delta P)_{\text{loss}}$ مقدار افت ایجاد شده در فشار است.

ضریب افت کل، ترکیبی از چهار افت پروفیل، افت شوک، افت جریان ثانویه و افت درز نوک است. در تحقیق حاضر برای اعمال افت پروفیل از رابطه کخ و اسمیت [۱۵] استفاده شده است.

با توجه به اینکه بخش قابل توجهی از افت‌ها در یک کمپرسور پیشرفته گذر صوت، ناشی از فرایند غیرآیزنتروپیک موج ضربه‌ای است، استفاده از مدل دقیقی برای این افت، در طراحی کمپرسور نقش بسزایی دارد. با توجه به مطالعات صورت گرفته و بررسی‌های انجام شده، در تحقیق حاضر از رابطه سوان [۱۶] برای مدل‌سازی افت موج ضربه‌ای در گذرگاه جریان استفاده شده است.

همانطور که ذکر گردید، یکی از پارمترهای مهم طراحی کمپرسور، نسبت منظری پره‌ها است. استفاده از پره‌های فن محوری با نسبت منظری کم به دلیل افزایش راندمان، توسعه حالت پایدار و عدم وجود مشکلات سازه‌ای نسبت به پره‌های با نسبت منظری بالا توسعه یافته است. بر این اساس ضریب منظری پره‌ها بین ۱ تا ۱/۵ در نظر گرفته می‌شود. در پره‌های با چنین خصوصیتی تقسیم جریان به دو قسمت جریان آزاد و جریان نزدیک دیواره‌ها مشکل است؛ چرا که اثرات دیواره‌ها بر جریان داخل مجرا حتی در میانه‌های گذرگاه نیز وارد می‌شود و بکارگیری فرض جریان دوبعدی در این نواحی را دشوار می‌نماید. بر این اساس، تخمین افت ثانویه در فرآیند طراحی از اهمیت بسزایی برخوردار است. در تحقیق حاضر از مدل ارائه شده توسط گرینپنتر وگ (رابطه ۵) که در آن ضریب منظری به عنوان یکی از پارامترهای موثر در آن وجود دارد، برای افت جریان ثانویه استفاده گردیده است [۱۷].

$$\omega_{\text{sec}} = f \omega_{\text{total}} = \frac{f}{1-f} (\omega_{\text{profile}} + \omega_{\text{shock}})$$

$$f = \text{func} \left(\frac{\theta}{AR} \right) \quad (۵)$$

در رابطه ۴، θ زاویه کمبر و AR نسبت منظری پره است. f ضریبی است که با کاهش نسبت منظری افزایش می‌یابد. بر اساس رابطه فوق مشخص است که کاهش ضریب منظری

تخمین اولیه سرعت، توزیع سرعت نصف‌النهاری در هر خط شبه‌قائم از معادله ۲ استخراج می‌شود [۱۸]. در شکل (۱-ب) دستگاه مختصات نصف‌النهاری نشان داده شده است.

$$V_m \frac{dV_m}{dl} = \sin(\varphi - \gamma) \left[V_m \frac{\partial V_m}{\partial m} - F_m \right] + \cos(\varphi - \gamma) \left[\frac{V_m^2}{r_c} - F_n \right] + \frac{dh_0}{dl} - T \frac{ds}{dl} - \frac{V_\theta}{r} \frac{d(rV_\theta)}{dl} \quad (۲)$$

در معادله ۲، V_m سرعت نصف‌النهاری، φ زاویه خط جریان، γ زاویه خط شبه‌قائم، r_c شعاع انحنای خط جریان، h آنتالپی کل، T دمای استاتیک و s آنتروپی است. F_m و F_n نیز نیروهای اعمالی از طرف پره هستند که هرسی روابطی برای آنها در نواحی پره‌دار و بدون پره ارائه کرده است [۱۸]. معادله ۲ به صورت یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول ساده حل می‌شود. با بدست آوردن توزیع سرعت نصف‌النهاری، دبی جرمی در هر شبه‌قائم محاسبه و آنقدر سرعت در پایه تغییر داده می‌شود تا این دبی با دبی کل برابر گردد. با توزیع سرعت بدست آمده، دبی عبوری از هر لوله جریان بررسی می‌شود. این دبی باید برابر حاصل تقسیم دبی کل بر تعداد تقسیمات شعاعی باشد. برای رسیدن به دبی مورد نظر، باید شعاع خطوط جریان تغییر داده شود؛ بنابراین برای کنترل پایداری لازم است که ضریب تخفیف اعمال گردد. بدین منظور روشی ساختار یافته به صورت رابطه (۳) استفاده شده است [۱۴]:

$$R = \frac{1}{1 + \frac{(1-M_{m2}^2) m_r}{5} \left(\frac{h}{\Delta z} \right)^2} \quad (۳)$$

در معادله ۳، M_m عدد ماخ نصف‌النهاری، h تفاوت شعاع نوک و پایه، Δz فاصله محوری دو شبه‌قائم مجاور و m_r به معنای شعاع میانی است. پس از محاسبه مکان جدید خطوط جریان، مراحل فوق تا به حداقل رسیدن تغییرات شعاعی تکرار می‌شوند.

۳- روابط تجربی

یکی از ترم‌هایی که در معادله اندازه‌حرکت می‌بایست مشخص گردد، ترم آنتروپی است. تعیین مقادیر آنتروپی به کمک مدل‌های افت امکان‌پذیر است. افت را می‌توان برای گاز کامل در قالب افت فشار سکون (یا افزایش آنتروپی) از طریق رابطه (۴) بیان نمود.

جدول ۱- اطلاعات کلی فن دو طبقه اوراسک [۱۹]

نسبت فشار کلی	۲/۴	فشار کل ورودی (kPa)	۱۰۱/۳۲۵
تعداد مراحل	۲	دمای کل ورودی (K)	۲۸۸/۲
نسبت منطری رتور اول	۱/۵۶	دبی جرمی (kg/s)	۳۳/۲۴۸
راندمان حرارتی (%)	۸۴/۹	دور (RPM)	۱۶۰۴۸

در شکل ۲- الف هندسه نصف‌النهاری فن دو طبقه نشان داده شده است. در این شکل پره‌ها و خطوط شبه قائم درون آنها، با خطوط پرننگ مشخص گردیده‌اند. در طراحی این کمپرسور، ۶۰ خط شبه قائم و ۱۲ قسمت شعاعی در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه توزیع بار در راستای شعاعی برای هر طبقه، یکی از پارامترهای طراحی است؛ به منظور اعتبارسنجی نتایج نرم‌افزار، با استفاده از معادله ۱، توزیع بار دو طبقه در راستای شعاعی، از توزیع سرعت مطلق مماسی در لبه فرار هر رتور استخراج می‌شود که در مراجع [۲۰-۲۱] ارائه گردیده است. توزیع بار دو طبقه کمپرسور، در شکل ۲- ب نشان داده شده است.

توزیع نسبت ماکزیمم ضخامت به کورد هر پره در راستای شعاعی، به عنوان ورودی نرم‌افزار، برای رتورها به صورت خطی از ۸ درصد در پایه تا ۳ درصد در نوک تغییر می‌کند. این تغییرات برای استاتورها، از ۶ درصد در پایه تا ۸ درصد در نوک است. پارامتر دیگری که به عنوان ورودی نرم‌افزار می‌بایست اعمال گردد، تعداد پره‌ها در هر ردیف پره است. با توجه به اینکه اطلاعات تعداد پره در مرجع [۲۰-۲۱] ذکر نگردیده است، با اعمال تعداد مختلف پره و تحلیل‌های متعدد و با مقایسه ضریب صلبیت استخراج گردیده با نتایج آزمایشگاهی، این پارامتر برای رتور اول تا استاتور دوم به ترتیب ۲۲، ۳۴، ۳۸ و ۴۲ در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه هدف مطالعه حاضر، طراحی فن محوری گذرصوت با نسبت منطری کم است و این وضعیت در طبقه اول فن محوری رخ می‌دهد، در ادامه صرفاً نتایج طبقه اول ارائه گردیده است.

منجر به افزایش مقدار افت ثانویه می‌شود که با طبیعت جریان در چنین فن‌هایی هم‌خوانی دارد. بدین ترتیب با استفاده از رابطه ذکرشده، اثرات ضریب منطری، به طور مستقیم اثر خود را در افت ثانویه می‌گذارد.

افت درز نوک از نشت جریان از فاصله نوک رتور یا انتهای آزاد استاتور یا شکاف‌های محوری در مسیر جریان ناشی می‌گردد. جریان نشتی در محدوده درز انتهایی، دارای زاویه متفاوتی با جریان اصلی بوده و اختلاط این دو جریان ناهمگون و استهلاک ناشی از آن، منجر به افت می‌شود. به علاوه تشکیل گردابه حاصل از نشت جریان و پراکندگی تصادفی آن به همراه اندرکنش با جریان اصلی موجب بروز افت می‌گردد. ماهیت، بزرگی، چرخش و شکل‌گیری ورتکس‌های نشتی، به نوع توربوماشین، نوع پره، پارامترهای جریان و نوع سیال بستگی دارد. برای محاسبه افت درز نوک روابطی ارائه گردیده است. در تحقیق حاضر از مدل ارائه شده توسط استورر و کامپستی [۱۸] استفاده شده است.

$$\omega_{tc} = \left(\frac{0.7 g PR_{stg}}{h \cos \beta_{m,tip}} \right) \left(1 + 10 \sqrt{\frac{\phi_{tip} g}{c PR_{stg} \cos \beta_{m,tip}}} \right) \quad (6)$$

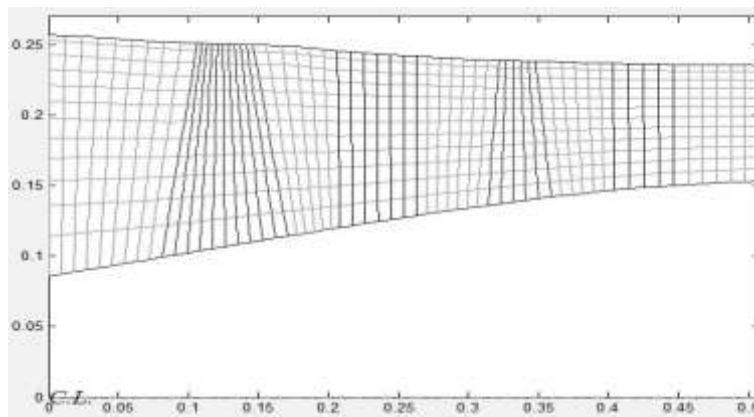
در رابطه فوق، g اندازه درز انتهایی است که در صورت نامعلوم بودن آن، برابر ۱ درصد ارتفاع پره (h) در نظر گرفته می‌شود. ضمن این‌که ضریب جریان (ϕ) و زاویه نسبی جریان میانگین (β_m) در نوک پره محاسبه می‌گردند [۱۸]. برای محاسبه زاویه انحراف از رابطه ۷ استفاده شده است که توسط کارتر (Carter) ارائه گردیده است [۱۹].

$$\delta = m\theta\sigma^{-n} \quad (7)$$

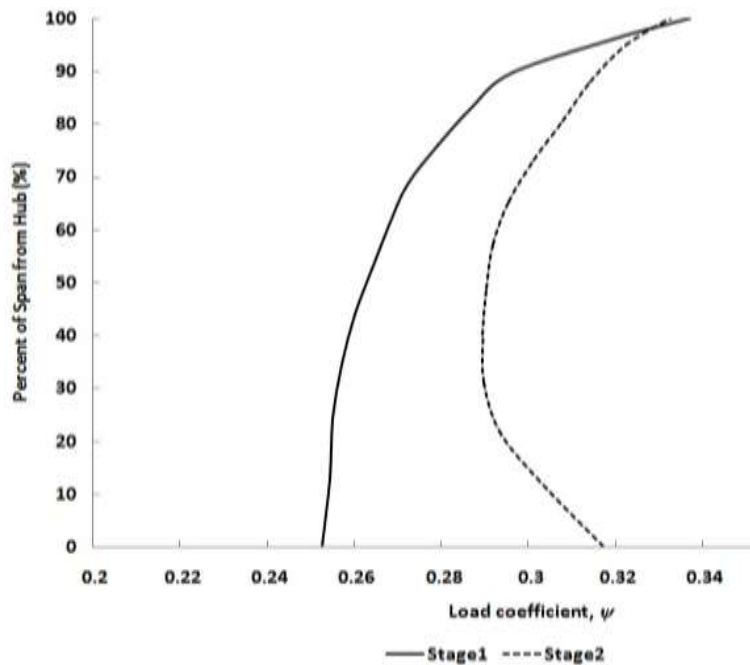
در رابطه ۷، δ زاویه انحراف، σ صلبیت و m و n پارامترهایی تجربی هستند.

۴- طراحی و اعتبارسنجی نتایج

در این مقاله به طراحی یک فن دو طبقه محوری با نسبت منطری کم با استفاده از روش انحنای خطوط جریان پرداخته می‌شود. این فن توسط اوراسک ساخته و تست شده است [۲۰-۲۱]. بخشی از مشخصات این فن در جدول ۱ ارائه شده است.



(الف)



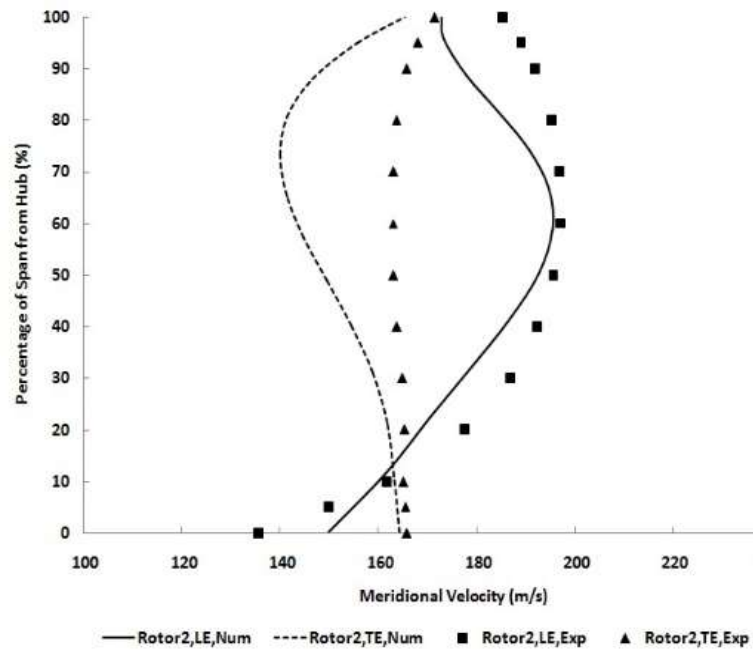
(ب)

شکل ۲- اطلاعات ورودی نرم‌افزار، الف) هندسه نصف‌النهاری و موقعیت خطوط جریان و شبه قائم و ب) توزیع ضریب بار

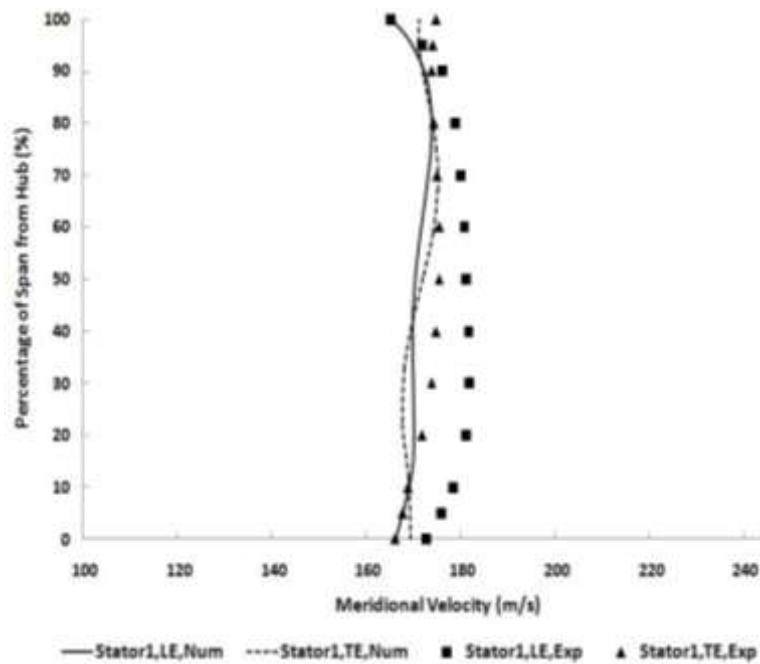
محاسبات افت‌های لایه‌مرزی، دیواره‌ها و توربولانس جریان آزاد در نظر گرفته نمی‌شوند، محاسبات تا این نقطه کاملاً غیرلزج است؛ اما با ورود مدل‌های لزجت از ناحیه پره‌دار به بعد، تغییرات سرعت کندتر می‌شود. این امر در لبه فرار رتور اول و شکل (۳-ب) کاملاً واضح است. نتایج مرتبط با استاتور اول، نشان از تطابق خوب با نتایج آزمایشگاهی دارد. با توجه به شکل (۳) مشخص است که میانگین خطای محاسبه سرعت در رتور اول، حدود ۶ درصد و در استاتور اول، حدود ۵ درصد بوده و مقدار ماکزیمم خطا حدود ۱۰٪ است. تحلیل

یکی از نتایج اصلی حل معادله مومنتوم شعاعی در روش انحنای خطوط جریان (معادله ۲)، توزیع سرعت نصف‌النهاری است. در شکل ۳ توزیع سرعت نصف‌النهاری بدست آمده در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی نشان داده شده است.

در شکل (۳-الف) و در لبه حمله رتور اول، با این که روند تغییرات سرعت در نتایج بدست آمده و آزمایشگاهی یکسان است، تغییرات سرعت در نتایج بدست آمده شدیدتر است؛ در حالی که در لبه فرار این‌طور نیست. علت این رخداد، در نظر نگرفتن افت تا لبه حمله طبقه اول باشد. در واقع چون در این



(الف)



(ب)

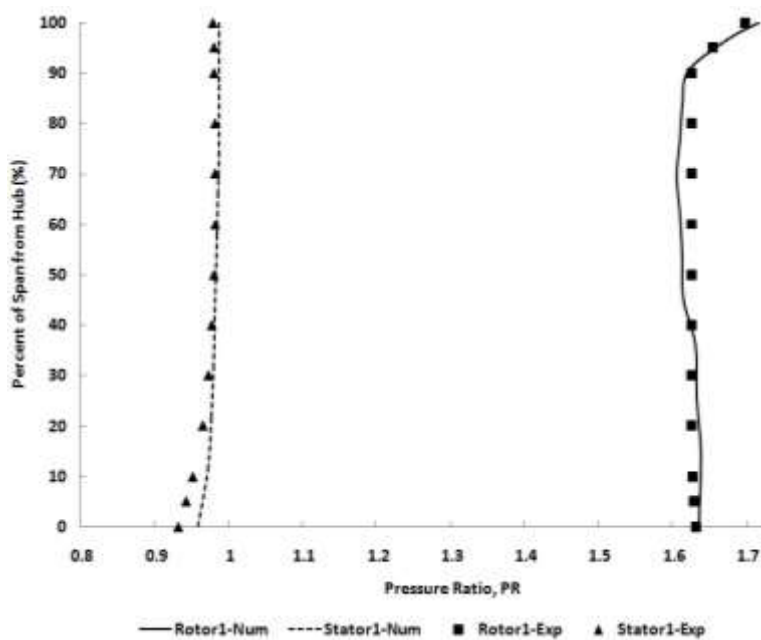
شکل ۳- توزیع سرعت نصف‌النهاری آزمایشگاهی و عددی در طبقه دوم، الف) رتور دوم و ب) استاتور دوم

موجود در نتایج برای طراحی مقدماتی قابل قبول است. مسلماً تکامل مدل‌های افت و روابط زوایای برخورد و انحراف منجر به حل دقیق‌تر می‌شوند.

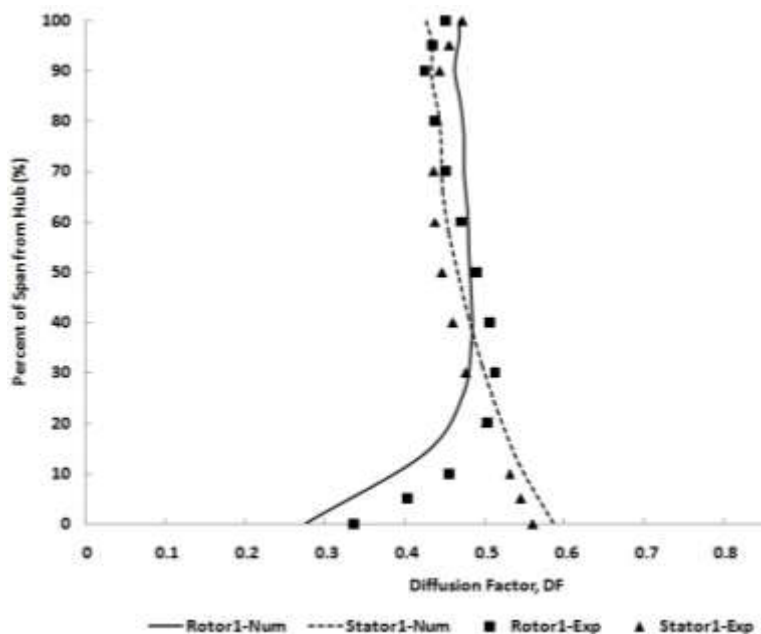
حاضر با فرض تقارن محوری به صورت شبه‌سه‌بعدی در صفحه S_2 انجام شده است؛ همچنین اثرات لزجت از طریق مدل‌های افت اعمال گردیده است. با این فرضیات، خطای

استاتور اول نشان داده شده است. میانگین خطای محاسبه در رتور اول، ۵ درصد و در استاتور اول، حدود ۲ درصد است که نشان از تطابق خوب نتایج حاصله با نتایج آزمایشگاهی دارد.

در شکل ۴- الف نسبت فشار در راستای شعاعی برای رتور و استاتور اول مشاهده می‌گردد. مشخص است که تغییرات نسبت فشار در راستای شعاعی بر نتایج آزمایشگاهی منطبق است. در شکل ۴- ب، تغییرات ضریب پخش رتور و



(الف)

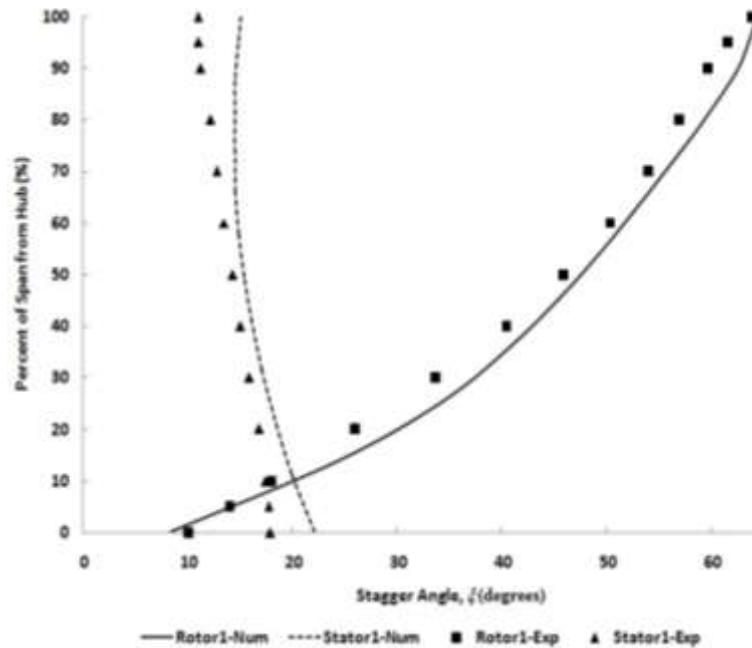


(ب)

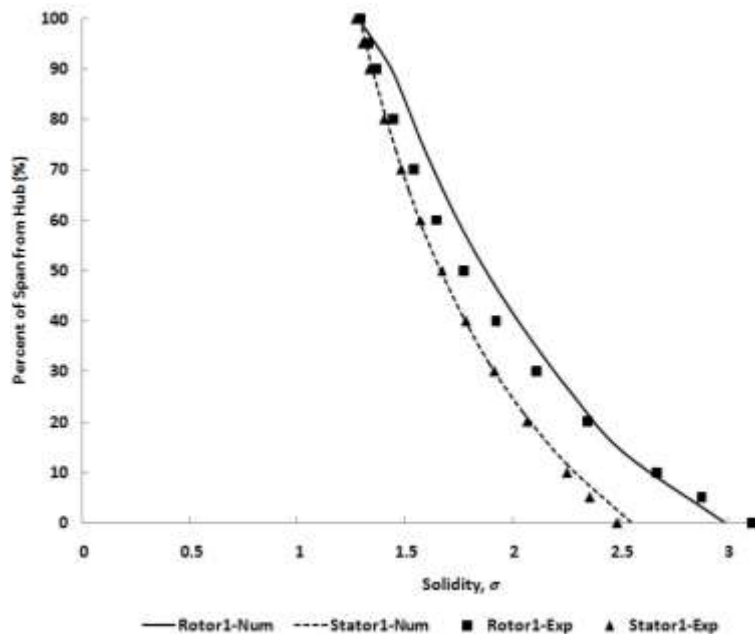
شکل ۴- نتایج جریان در طبقه اول، الف، توزیع شعاعی نسبت فشار، ب، توزیع شعاعی ضریب پخش

است. مشخص است که این نتایج به خصوص در رتور اول تطابق بسیار خوبی با نتایج آزمایشگاهی دارد و ماکزیمم خطا در استاتور اول در پایه و نوک است که با توجه به عدم دقت روابط در این نواحی، قابل پیش‌بینی بود. خطای میانگین در

در شکل ۵ نتایج هندسی بدست آمده برای پره‌های طبقه اول نشان داده شده است. در شکل ۵-الف توزیع شعاعی زاویه نصب در رتور و استاتور اول و در شکل ۵-ب توزیع شعاعی ضریب صلبیت در طبقه اول نشان داده شده



(الف)



(ب)

شکل ۵- نتایج هندسی در طبقه اول، الف) توزیع شعاعی زاویه نصب، ب) توزیع شعاعی ضریب

این موضوع از معایب استفاده از پره‌های با نسبت منظری کم است. مشاهده می‌گردد که در ناحیه نوک پره، افت موج ضربه‌ای حدود نیمی از افت کل را به خود اختصاص داده است. همچنین افت درز انتهایی تنها در ۲۰ درصد بالایی پره ملاحظه می‌شود.

راندمان حرارتی فن محوری در طراحی حاضر ۸۴/۲ بدست آمده است که در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی (۸۴/۹) تطابق خوبی را نشان می‌دهد. همانطور که ذکر گردید، راندمان حرارتی رتور اول با نسبت منظری ۱/۵۶ برابر ۸۹/۲ درصد استخراج گردیده است؛ در حالی که در گزارش [۲۰] راندمان فن با نسبت منظری زیاد (۲/۹۴) ۸۴/۶ درصد بدست آمده است. این تفاوت در میزان راندمان بین رتورهای دارای نسبت منظری متفاوت، حکایت از مزیت بکارگیری رتورهای با نسبت منظری کم دارد.

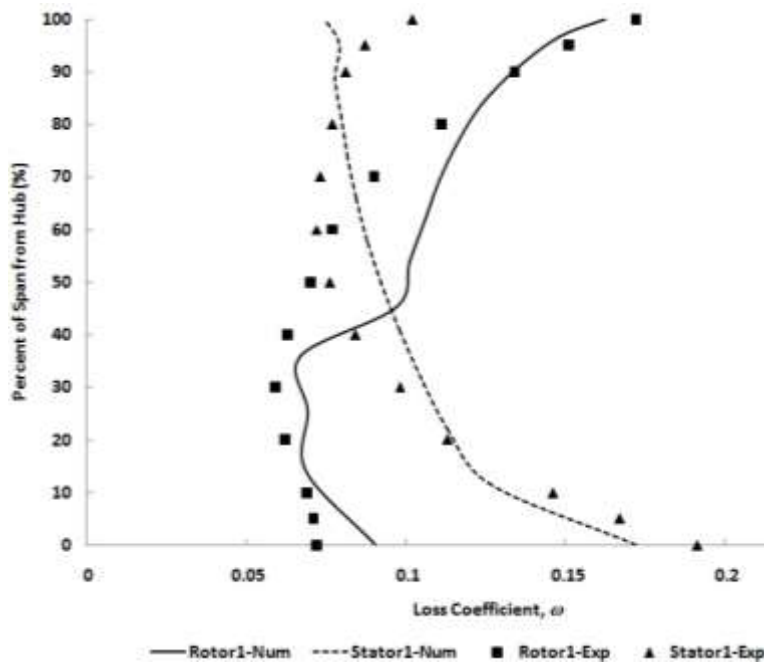
۵- هندسه پره‌ها

پس از محاسبه سرعت‌های نصف‌النهاری و تعیین محل خطوط جریان، با استفاده از زوایای جریان و بر طبق روابط موجود زاویه برخورد و انحراف پره‌ها محاسبه شده و بر اساس

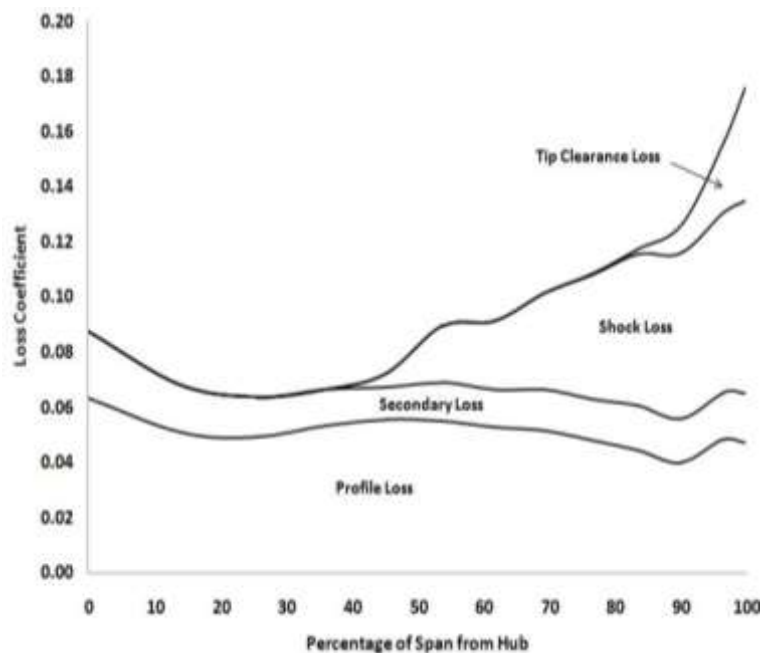
رتور اول، ۵ درصد و در استاتور اول، ۷ درصد است. در شکل ۶-ب، توزیع شعاعی ضریب صلبیت در طبقه اول نشان داده شده است. همانطور که ذکر گردید با توجه به نداشتن اطلاعاتی پیرامون تعداد پره‌ها، مقادیری برای این پارامتر در نظر گرفته شده است که بر اساس آن ضریب صلبیت در نتایج عددی و آزمایشگاهی یکسان می‌گردد. این امر در شکل ۵-ب به وضوح ملاحظه می‌شود.

همانطور که ذکر گردید، در روش انحنای خطوط جریان جهت اعمال اثرات لزجت در معادلات از روابط تجربی برای تخمین ضرایب افت استفاده می‌شود. در شکل ۶، مقادیر افت حاصله در مقایسه با مقادیر آزمایشگاهی نشان داده شده است. مشاهده می‌گردد که مقادیر افت در رتور و استاتور اول با نتایج آزمایشگاهی تطابق نسبتاً خوبی دارد.

با توجه به اینکه مقادیر افت کل مجموع افت‌های مختلف در کمپرسور است و این مقادیر در راستای شعاعی پره تغییر می‌کند، در شکل ۷ توزیع شعاعی ضرایب مختلف افت برای رتور اول نشان داده شده است. مشخص است که در ناحیه نزدیک به پایه رتور، افت پروفیل و افت ثانویه وجود دارند. به دلیل نسبت منظری کم و زاویه کمبر زیاد، افت ثانویه درصد قابل توجهی از کل افت پره را به خود اختصاص می‌دهد که



شکل ۶- مقایسه افت کل محاسبه شده با نتایج آزمایشگاهی در طبقه اول



شکل ۷- تغییرات شعاعی قسمت‌های مختلف ضریب افت کل در رتور اول

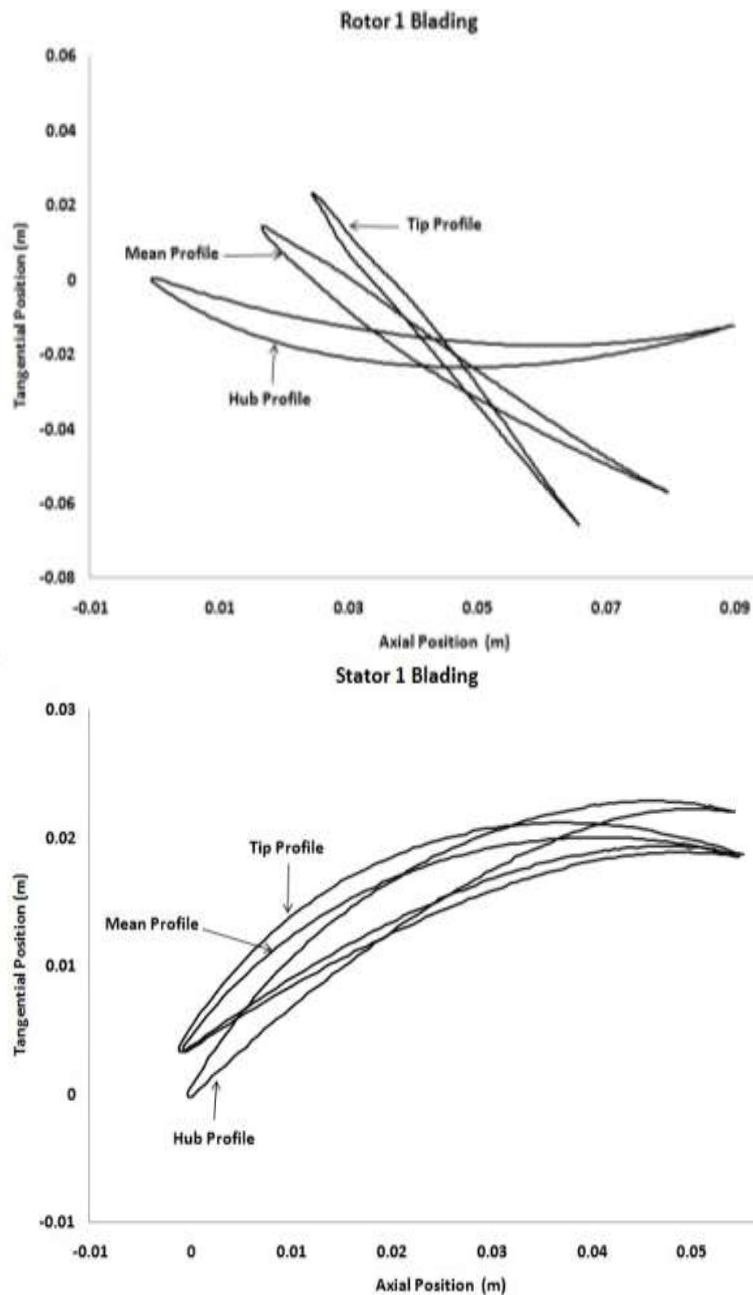
ضخامت ناکا سری ۶۵ به واسطه تیزی لبه‌فرار و ماکزیمم ضخامت در میانه کورد کاملاً مشخص است.

۶- نتیجه‌گیری

استفاده از پره‌های با نسبت منظری کم، منجر به افزایش راندمان رتور نسبت به پره‌های با نسبت منظری زیاد می‌گردد و گرایش به استفاده از چنین پره‌هایی را افزایش داده است. در پره‌های با نسبت منظری کم تقسیم‌گذارگاه جریان به دو قسمت جریان‌لرزج و جریان غیرلرزج امکان‌پذیر نبوده و جریان‌های ثانویه تمام گذرگاه جریان را تحت تاثیر قرار می‌دهند. این امر طراحی چنین فن‌هایی را با دشواری‌های خاصی مواجه ساخته است. همچنین رخداد شوک در فن گذرصوت و افت‌های ناشی از آن بر این پیچیدگی‌ها می‌افزاید. بر این اساس در مقاله حاضر به طراحی یک فن گذرصوت با نسبت منظری کم با استفاده از روش انحنای خطوط جریان پرداخته شد. با توجه به پیچیدگی‌های ذکر شده و مدل‌های متنوع تخمین افت در فرآیند طراحی، بکارگیری مدل مناسب جهت افت پروفیل، افت درز نوک، افت ثانویه و افت شوک حائز اهمیت فراوانی است. مقایسه نتایج افت کل حاصله با نتایج آزمایشگاهی، بیانگر دقت خوب طراحی و مدل‌های در

آنها، زوایای پره محاسبه می‌شود. شکل هندسی پره از طریق ایجاد کمبر سهموی با درجات مختلف و یا خط انحنای دایروی و توزیع ضخامت بر اساس اطلاعات ایرفویل‌های ناکا سری ۶ حول آن، ایجاد می‌شود. در طراحی پره‌ها در کار حاضر به دلیل در دست داشتن اطلاعات کامل‌تری از میدان جریان و زوایای آن، امکان تعریف خط انحنای به صورت یک چندجمله‌ای درجه بالا، به گونه‌ای که با زوایای جریان حدفاصل لبه‌های حمله و فرار نیز مطابقت داشته باشد، فراهم گردیده است.

در شکل ۸- الف مقاطع پره رتور در شعاع‌های مختلف (از پایه تا نوک) نمایش داده شده است. با توجه به شکل ۶- الف مشخص است که زاویه نصب پره در رتور اول از ۸ درجه در پایه تا نوک) نمایش داده شده است. با توجه به شکل ۶- الف مشخص است که زاویه نصب پره در رتور اول از ۸ درجه در پایه تا ۶۴ درجه در نوک تغییر می‌کند. این در حالی است که زاویه کمبر از ۶۷ درجه در پایه تا ۵ درجه در نوک متغیر است. به این دلیل پروفیل پره در نوک، تقریباً متقارن بوده و کمبر به صورت خطی است. در استاتور اول زاویه نصب از ۲۲ درجه در پایه تا ۱۴ درجه در نوک متغیر است. همچنین زاویه کمبر نیز از ۴۷ درجه در پایه تا ۵۵ درجه در نوک تغییر می‌کند. همانطور که در شکل ۸- ب مشخص است، این پره دارای پیچش کمی است. در شکل ۸ استفاده از توزیع



شکل ۸- نمای بالای هندسه پره‌های طبقه اول، الف، رتور اول، ب، استاتور اول

نیمی از افت کل را به خود اختصاص داده است. راندمان و ضریب نفوذ محاسبه شده برای رتور اول نشان می‌دهد که استفاده از نسبت منظری کمتر در طبقات ابتدایی، علاوه بر افزایش قابلیت‌های سازه‌ای پره، باعث بهبود شرایط جریان و افزایش راندمان تا حدود ۵ درصد می‌گردد.

نظر گرفته شده برای تخمین افت‌های موجود است. بررسی تغییرات افت‌های مختلف در طول شعاع پره نشانگر وجود افت‌های ثانویه در کل ارتفاع پره است که این موضوع ناشی از نسبت منظری کم و زاویه کمبر زیاد پره‌ها می‌باشد و از معایب استفاده از نسبت منظری کم در طراحی پره‌ها به شمار می‌رود. در ناحیه نوک پره، افت موج ضربه‌ای حدود

۸- مراجع	۷- فهرست علائم
[1] Wennerstrom AJ (1989) Low aspect ratio axial flow compressor: Why and what it means. J Turbomach 111(4): 357-364.	C طول کورد (m)
[2] Cunnan WS, Stevans W, Urasek DC (1978) Design and performance of a 427-meter-per-second-tip-speed two stage fan having a 2.40 pressure ratio. NASA Technical Paper 1314.	F_n نیروی عمودی پره (N/kg)
[3] Urasek DC, William TG, Cunnan WS (1979) Performance Of a two stage fan having low aspect ratio first stage rotor blading. NASA Technical Paper 1493.	h ارتفاع پره (m)
[4] Lakshminarayana B (1996) Fluid dynamics and heat transfer of turbomachinery. John Wiley & Sons, New York, 1996.	h_o آنتالپی سکون (N.ml kg)
[5] Hirsch C, Denton JD (1981) Throughflow calculations in axial turbomachines. AGARD Advisory report, No. 175, AGARD-AR-175.1981.	LE لبه حمله
[6] Pachidis V (2007) Prediction of engine performance under compressor inlet flow distortion using streamline curvature. J Eng Gas Turbines Power 129(1): 97-103.	l جهت شبه نرمال
[7] Wu CH (1952) A General through-flow theory of flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial-mixed-flow types. NASA Report, No. TN2604.	M_m عدد ماخ نصف النهاری
[8] Hearsey RM (1986) Practical compressor aerodynamic design. advanced topics in turbomachinery technolog. Principal Lecture Series No. 2, Concepts ETI.	m جهت نصف النهاری
[9] Templelexis I, Pilidis P, Pachidis V (2011) Development of a two-dimensional streamline curvature code. J Turbomach 133(1): 1-7.	N سرعت دورانی (r/min)
[10] Hu JF, Ou-Yang H, Zhu X Ch, Qiang XQ, Du Z (2011) An improved streamline curvature approach for transonic axial compressor performance prediction. J Aerospace Eng 225(5): 575-584.	P, P_o فشار سکون، فشار استاتیک (Pa)
[11] Gong WQ, Wu RK, Zhang B (2016) A new finite difference method to solve the velocity gradient equation in streamline curvature method. Adv Mech Eng 8(9): 1-13.	R ضریب تخفیف
[12] Novak RA (1967) Streamline curvature computing procedures flow problems. J Eng Power-T ASME 89(4): 478-490.	z, r جهت شعاعی و محوری
[13] Jansen W, Moffatt WC (1967) The off-design analysis compressors. J Eng Power-T ASME 89(4): 453-462.	s آنتروپی (N.mlkg.K)
[14] Wilkinson DH (1970) Stability, convergence and accuracy of two-dimensional streamline curvature methods using quasi-orthogonals. 2nd edn. Proc Inst Mech Engrs 184: 108-119.	T دمای استاتیک (K)
[15] Koch CC, Smith LH (1976) Loss sources and magnitudes in axial flow compressors. J Eng Power-T ASME 98(3): 411-424.	V_M سرعت نصف النهاری (m/s)
	V_o سرعت مماسی (m/s)
	علائم یونانی
	γ شیب شبه قائم (deg)
	θ زاویه کمبر پره (Rad)
	λ فاکتور انسداد
	σ ضریب صلبیت پره
	Φ شیب خط (deg)
	ω ضریب افت

- transonic compression systems. J Turbomach 125(3): 475-481.
- [20] Urasek DC, William TG, Cunnan WS (1979) Performance of a two stage fan having low aspect ratio first stage rotor blading. NASA Technical Paper, 1493.
- [21] Cunnan WS, Stevans W, Urasek DC (1978) Design and performance of a 427-meter-per-second-tip-speed two stage fan having a 2.40 pressure ratio. NASA Technical Paper, 1314.
- [16] Swan WC (1958) A practical method of predicting transonic-compressor performance. J Eng Power-T ASME 83(3): 322-330.
- [17] Griepentrog HR (1960) Secondary flow losses in axial compressors. AGARD LS 39, No. 3136.
- [18] Storer JA, Cumpsty NA (1994) An approximation analysis and prediction method for tip clearance loss in axial compressors. J Turbomach 116(4): 648-656.
- [19] Boyer KM (2003) An improved streamline curvature approach for off-design analysis of