http://mechanics.journals.modares.ac.ir

مجله علمی پژوهشی
مهندسی مکانیک مدرس
دوره ۱۲ شماره ۲ تیر ۱۳۹۱ ص ص ۱۰۹-۱۲۴

تاریخچه مقاله:
دریافت ۹۰/۷/۲۴
پذیرش ۹۱/۱/۹
ارائه در سایت ۹۱/۳/۱۵

بهبود عملکرد کمپرسور گریز از مرکز با استفاده از روش طراحی معکوس در صفحه نصف‌النهاری و پره به پره

مهدی نیلی احمدآبادی[۱*]، فرزاد پورصادق[۲]، مجیدرضا شاه‌حسینی[۳]

۱- استادیار مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان
۲- کارشناس ارشد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
۳- دکترای مکانیک، مدیر واحد طراحی شرکت تجهیزات توربو کمپرسور نفت، تهران
* اصفهان، صندوق پستی ۸۴۱۵۶۸۳۱۱۱، m.nili@cc.iut.ac.ir

چکیده- در این تحقیق، طراحی آیرودینامیکی کمپرسور گریز از مرکز با استفاده از یک روش طراحی معکوس انجام می‌شود. در مرحله اول این طراحی آیرودینامیکی، با ترکیب الگوریتم طراحی معکوس گلوله-اسپاین به عنوان الگوریتم اصلاح هندسه و کد تحلیل شبه سه‌بعدی به عنوان حل‌کننده جریان، قابلیت اصلاح هندسه صفحه نصف‌النهاری کمپرسور ایجاد می‌شود. سپس، با اصلاح توزیع فشار روی دیواره هاب و شرود پروانه و اعمال آن به کد طراحی معکوس، هندسه صفحه نصف‌النهاری اصلاح می‌شود. در بخش دوم این تحقیق، با ارائه یک الگوریتم جدید طراحی روی صفحه پره به پره و ترکیب آن با کد تحلیل شبه سه‌بعدی، پروفیل سه‌بعدی پره‌ها به گونه‌ای اصلاح می‌شوند که بارگذاری روی آن‌ها افزایش یابد. در این مرحله، برای اطمینان از طراحی صورت‌گرفته، هندسه موجود و جدید کمپرسور توسط نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس به طور کامل شبیه‌سازی شده و تحلیل عددی سه‌بعدی روی آن صورت می‌گیرد. نتایج حل عددی نشان می‌دهد نسبت فشار سکون کمپرسور ۵ درصد افزایش یافته است.

کلیدواژگان: طراحی معکوس، کمپرسور گریز از مرکز، تحلیل شبه سه‌بعدی، اصلاح بارگذاری

Performance improvement of a centrifugal compressor using a developed inverse design method

M. Nili Ahmadabadi[1*], F. Poursadegh[2], M. R. Shahhosseini[3]

1- Assis. Prof., Mech. Eng., Isfahan Univ. of Tech., Isfahan, Iran.
2- MSc. Graduate, Mech. Eng., Sharif Univ. of Tech., Tehran, Iran.
3- PhD, Mech. Eng., Design Dept. Manager, Oil Turbo Compressor Equipment, Tehran, Iran
* P. O. B. 8415683111 Isfahan, m.nili@cc.iut.ac.ir

Abstract- In this research, the aerodynamic design of a centrifugal compressor is carried out using an inverse design method. At the first step of the aerodynamic design, the shape modification capability of compressor meridional plane is generated by linking up the Ball-Spine inverse design algorithm as a shape modification algorithm and quasi 3D analysis code as a flow solver. Then, the meridional plane is modified by improving the hub and shroud pressure distribution and applying it to the inverse design code. At the second part of this research, by developing a novel design method on the blade to blade plane, and incorporating it into the quasi 3D flow solver, the 3D profiles of impellers will be obtained in order to reach the higher blade loading. Finally, to check the outcome of design process, the current and the modified impellers are analyzed using the full 3D flow solver, CFX. The results are the representatives of about 5 percent enhancement in compressor total pressure ratio.

Keywords: Inverse Design, Centrifugal Compressor, Quasi-3D Analysis, Blade Loading Improvement

۱- مقدمه

در یک مسئله تحلیلی با هندسه معلوم، معادلات حاکم به همراه اعمال شرایط مرزی می‌تواند جهت دستیابی به دستگاه معادلات جبری مورد استفاده قرار گیرد که در نهایت با این دستگاه متغیرهای فیزیکی مجهول به‌دست آید. لیکن در مسائل طراحی شکل جسم، شکل جسم از پیش تعیین‌شده نیست و در نتیجه، علاوه بر مجهولات جریان، نقاط مرزی نیز مجهول است. یکی از مسائل مهم و کاربردی در مکانیک سیالات طراحی معکوس براساس جریان‌های داخلی است. در این گونه مسائل، هندسه دیواره‌ها مجهول و توزیع فشار در راستای آن‌ها معلوم می‌باشد.

به طور اساسی دو الگوریتم متفاوت برای حل مسائل طراحی شکل اجسام وجود دارد؛ تکراری (غیرکوپل) و غیرتکراری (کوپل یا مستقیم). روش‌های کوپل یا غیرتکراری شکل جسم را به متغیرهای وابسته‌ای در معادله حاکم ارتباط داده و در واقع فرم جدیدی از معادلات حاکم را ایجاد کرده که با حل آن‌ها به طور مستقیم شکل جسم به‌دست می‌آید. استانیتز[۱] با تبدیل فضای فیزیکی (x,y) به فضای محاسباتی (φ,ψ) موفق به معکوس‌کردن معادله لاپلاس برای جریان‌های ایدئال دوبعدی شد. حدود سی‌سال بعد از حل جریان دوبعدی، استانیتز نسخه برجسته سه‌بعدی روش خود را ارائه داد[۲]. زانتی[۳] با تبدیل فضای فیزیکی به فضای محاسباتی موفق به معکوس‌کردن معادلات اویلر دوبعدی و متقارن محوری شد.

ایده حل مسائل تحلیلی و طراحی فقط با یک فرمولاسیون نتیجه طبیعی فلسفه طراحی مستقیم جدید است. این ایده توسط ریت بی[۴] در زمینه جریانات سطحی آزاد مطرح گردید. این کار شروع اصلی بر ایده طراحی مستقیم به‌کار گرفته شده در کار اشرفی‌زاده[۵] بوده است. اشرفی‌زاده این روش را برای طراحی مجراهای مستقیم و S شکل به‌کار برد و سپس از این ایده در طراحی ایرفویل در جریان خارجی بهره جست. قدک[۶] این روش را برای طراحی کانال‌ها بر اساس معادلات اویلر در رژیم‌های مادون صوت و مافوق صوت توسعه داد.

دسته دیگری از روش‌های طراحی معکوس، روش‌های تکراری هستند که متغیرهای جریان و پارامترهای هندسی در فرایند حل از یکدیگر مستقل‌اند. روش‌های طراحی تکراری، دنباله‌ای از مسائل تحلیلی را حل می‌کنند که در هر مرحله تحلیل یک اصلاح شکل برای رسیدن به توزیع فشار هدف را نیز به دنبال دارد. روش‌های تکراری، نظیر روش‌های بهینه‌سازی، از دیرباز جزو رایج‌ترین روش‌ها در حل مسائل کاربردی طراحی شکل اجسام بوده است. اگر چه این روش‌ها از لحاظ محاسباتی گران است، اما معادلات حاکم بر آن‌ها همان معادلات حاکم بر روش‌های تحلیل عددی می‌باشد. اکثر روش‌هایی که تا به امروز برای طراحی تکراری استفاده شده است بر پایه سعی و خطا یا الگوریتم‌های بهینه‌سازی است. فرایندهای سعی و خطا وقت‌گیر، گران و نیازمند تجربه طراح است. الگورتم‌های بهینه‌سازی مانند الگوریتم ژنتیک و روش‌های دیگر بهینه‌سازی[۷-۹] نیز از نظر ریاضی پیچیده و هزینه محاسباتی بالایی دارند.

روش‌های دیگری نیز ارائه شده‌اند که بعد از هر مرحله حل میدان جریان از الگوریتم‌های فیزیکی به جای الگوریتم‌های صرفاً ریاضی برای اصلاح هندسه استفاده می‌کنند که ساده‌تر و همگرائی سریع‌تری دارند. از جمله این روش‌ها، می‌توان به روش تراوش یا دیواره نفوذپذیر[۱۰-۱۵] و روش غشای انعطاف‌پذیر[۱۶] اشاره کرد.

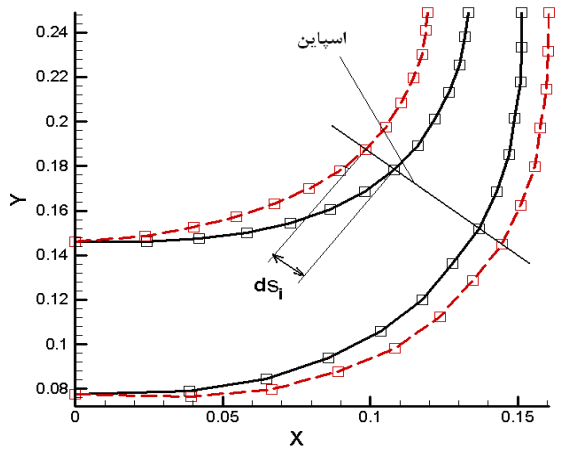
دسته دیگری از روش‌های تکراری روش‌های تصحیح باقی مانده است. در این نوع روش‌ها، مسئله کلیدی چگونگی ارتباط بین تفاوت‌های محاسبه‌شده (تفاوت میان توزیع فشار محاسبه شده و توزیع فشار هدف) با تغییرات مورد نیاز در هندسه است. به طور وضوح، هنر در توسعه روش‌های تصحیح باقی‌مانده، یافتن بهینه‌ای میان تلاش محاسباتی برای تعیین تصحیح مورد نیاز هندسه و تعداد تکرارهای لازم برای همگرایی است. روش‌های تصحیح باقی‌مانده تلاش می‌کند که از روش‌های تحلیلی به عنوان یک جعبه سیاه برای حل مسئله طراحی معکوس استفاده کند. برگر[۱۷] روش انحنای خط جریان را ارائه داد که تغییر در انحنای سطح را به تغییر در سرعت ربط داد. پس از آن، تعداد زیادی از روش‌ها مبتنی بر این ایده توسعه پیدا کرد. از این روش کمپبل[۱۸]، جهت معادلات پتانسیل کامل، بل[۱۹]، برای معادلات اویلر و مالون[۲۰] جهت معادلات ناویر-استوکس استفاده کردند. مزیت اصلی این روش‌ها این است که می‌توان از کدهای تحلیل جریان، که در رژیم‌های مختلف و هندسه‌های پیچیده توسعه یافته‌اند، به راحتی استفاده کرد.

در این تحقیق، با ارائه یک روش تکراری طراحی معکوس به نام گلوله-اسپاین، اصلاح هندسه کمپرسور گریز از مرکز در

صفحه نصف‌النهاری آن صورت می‌گیرد و دیواره‌های هاب و شرود در جهت افزایش راندمان و نسبت فشار اصلاح می‌شوند. در این روش تکراری، از کد محاسباتی توسعه‌یافته برای تحلیل شبه سه‌بعدی میدان جریان در صفحه نصف‌النهاری و از یک الگوریتم برای اصلاح دیواره‌های هاب و شرود استفاده می‌گردد. در بخش دوم این تحقیق، با تحلیل حجم کنترلی روی پروانه کمپرسور، معادله دیفرانسیلی حاصل می‌شود که بارگذاری روی سطح پره‌ها را به هندسه پره‌ها مربوط می‌سازد. به این ترتیب، با درنظر گرفتن یک توزیع بارگذاری روی پره‌ها، می‌توان هندسه سه‌بعدی پره‌ها را به‌دست آورد. از آنجا که این معادله دیفرانسیل یک معادله ضمنی است، لازم است که به صورت تکراری و کوپل‌شده با کد شبه سه‌بعدی میدان جریان حل شود. در انتها، پس از اصلاح هندسه پروانه روی صفحات نصف-النهاری و پره به پره، با شبیه‌سازی کل کمپرسور در نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس عملکرد کمپرسور اصلاح‌شده با عملکرد کمپرسور موجود مقایسه می‌شود. این مقایسه نشان می‌دهد که نسبت فشار ۵ درصد افزایش یافته است که قابل توجه می‌باشد.

۲- الگوریتم طراحی معکوس گلوله-اسپاین

در الگوریتم طراحی معکوس گلوله-اسپاین، دیواره مجهول کانال از تعداد معینی گلوله فرضی با جرم مشخص تشکیل شده است. دیواره‌های این مجرا از گلوله‌های فرضی تشکیل می‌شوند که می‌توانند آزادانه در راستای مشخص اسپاین‌ها جابه‌جا شوند. عبور جریان از داخل مجرا باعث می‌شود یک توزیع فشار (موجود) به سطح ترشده مجرا اعمال شود. اگر یک توزیع فشار مطلوب به سطح بیرونی دیواره مجرا اعمال شود، دیواره انعطاف‌پذیر به سمت شکلی تغییر شکل می‌دهد که توزیع فشار روی سطح ترشده همان توزیع فشار مطلوب می‌شود؛ به عبارت دیگر، نیروی ناشی از اختلاف بین توزیع فشار موجود و مطلوب، در هر نقطه از دیواره، به گلوله فرضی متناظر در آن نقطه اعمال می‌شود و باعث جابه‌جایی آن می‌شود. همین که شکل مطلوب حاصل شود، این اختلاف به صفر می‌رسد و باعث توقف گلوله‌ها می‌شود. اگر گلوله‌ها در راستای نیروی اعمال‌شده جابه‌جا شوند، ممکن است گلوله‌های مجاور به هم برخورد کنند یا از همدیگر دور شوند. برای جلوگیری از این مشکل، هر گلوله در کل فرایند جابه‌جایی فقط در یک راستای مشخص به نام اسپاین می‌تواند حرکت کند. در مسائل طراحی معکوس، برای یکتابودن جواب، لازم است یک طول مشخصه مجرا ثابت باشد. بنابراین، راستای اسپاین‌ها وابسته به این است که چه طول مشخصه‌ای از مجرا ثابت باشد. در مجراهای افقی با انحنای کم، اسپاین‌ها عمودی درنظر گرفته می‌شوند. در بعضی مسائل مانند مجرای زانویی یا پروانه کمپرسور گریز از مرکز (شکل ۱)، راستای اسپاین‌ها برای یک دیواره یکسان نیست.



شکل ۱ جابجایی گلوله‌های فرضی روی دیواره هاب و شرود کمپرسور گریز از مرکز برای تشکیل هندسه جدید

جابه‌جایی گلوله در هر اصلاح هندسه از معادله (۱) به‌دست می‌آید. با اعمال جابه‌جایی محاسبه‌شده در هر نقطه، هندسه جدید دیواره‌ها به‌دست می‌آید.

$$\Delta s_i = C\Delta P_i \qquad (۱)$$

در این معادله، Δs جابه‌جایی نقاط روی دیواره در راستای اسپاین، ΔP اختلاف فشار موجود و هدف در هر نقطه و C یک پارامتر تنظیم‌کننده برای همگرایی پروسه طراحی معکوس می‌باشد. هر چه مقدار C کوچک‌تر باشد، نرخ همگرایی کندتر می‌شود و بالعکس. البته اگر این مقدار از یک حد بیشتر شود تغییر شکل‌ها بسیار زیاد شده و باعث واگرایی می‌گردد.

در این الگوریتم، با تعریف باقی‌مانده به صورت رابطه (۲)، معیار همگرایی برای طراحی $۱۰^{-۲}$ درنظر گرفته می‌شود که با رسیدن باقی‌مانده به این مقدار، فرایند تصحیح هندسه پایان می‌یابد و هندسه مطلوب حاصل می‌شود.

$$\text{residual} = \frac{\sum_{i=1}^{N}\left[P_i - \left(P_{Target}\right)_i\right]}{\sum_{i=1}^{N}\left[\left(P_{Target}\right)_i\right]} \qquad (۲)$$

همان‌طور که پیشتر اشاره شد، در روش‌های طراحی معکوس تکراری، یک حل‌کننده جریان برای محاسبه میدان جریان به عنوان یک جعبه سیاه مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این تحقیق، در فرایند طراحی از کد تحلیل شبه سه‌بعدی روی صفحه نصف‌النهاری کمپرسور گریز از مرکز برای تحلیل میدان جریان استفاده می‌شود.

۳- حل‌کننده جریان

۳-۱- معادلات شبه سه‌بعدی در کمپرسور گریز از مرکز

معادله اصلی برای جریان بدون لزجت یا ایدئال داخل توربوماشین‌ها، همان معادله اویلر می‌باشد.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{\rho}\nabla p \qquad (۳)$$

این معادله به سادگی به سه معادله اسکالر در مختصات کارتزین x، y، z تبدیل می‌شود. برای تقلیل‌دادن مسئله به شرایط دائم، در معادله (۳) سرعت مطلق به صورت عبارت‌هایی از سرعت نسبی W و گرادیان فشار نسبت به مختصات استوانه‌ای دوار r، θ و z ارائه می‌شوند. با جایگذاری معادلات، عبارتی برای مشتق سوئی سرعت نسبی در هر جهت دلخواه به‌دست می‌آید. با فرض جریان آیزنتروپیک و با استفاده از معادله انرژی برای آن و در نهایت با بهره‌گیری از رابطه مثلث سرعت با توجه به شکل ۲، معادله عمومی گرادیان سرعت مطابق رابطه (۴) به‌دست می‌آید که جزئیات استخراج این رابطه در مرجع [۲۱] به‌تفصیل آمده است. در این رابطه، s فاصله از دیواره هاب در راستای خطوط شبه‌نرمال می‌باشد که در شکل ۳ نشان داده شده است. با حل این معادله، سرعت نسبی روی صفحه نصف‌النهاری به‌دست می‌آید که از آن می‌توان برای محاسبه فشار نیز استفاده کرد. در بخش‌های بعدی، برای طراحی معکوس از توزیع فشار به‌دست آمده از این تحلیل شبه سه‌بعدی استفاده خواهد شد. توجه شود که در این تحلیل شبه سه‌بعدی فرض می‌شود خطوط جریان هیچ انحرافی از سطح متوسط پره ندارند؛ به عبارت دیگر، معادلات با شرط شکل متوسط پره حل می‌شوند.

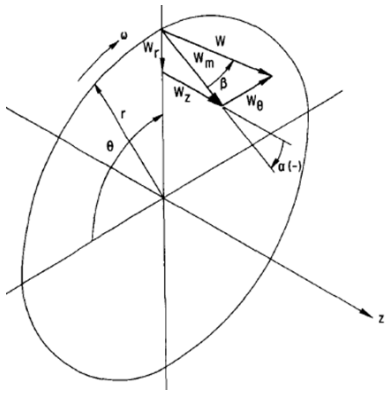
$$\frac{dW}{ds} = \left(A\frac{dr}{ds} + B\frac{dz}{ds}\right)W + C\frac{dr}{ds} + D\frac{dz}{ds}$$

$$A = \frac{\cos^2\beta\cos\alpha}{r_c} - \frac{\sin^2\beta}{r} + \sin\alpha\sin\beta\cos\beta\left(\frac{\partial\theta}{\partial r}\right)$$

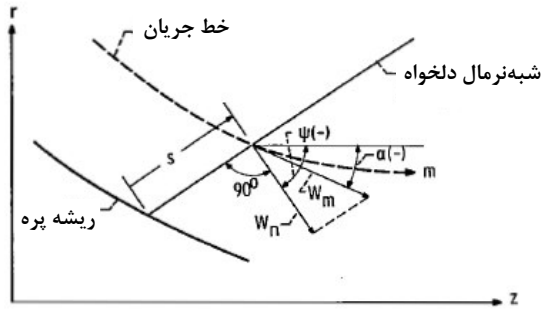
$$B = -\frac{\cos^2\beta\sin\alpha}{r_c} + \sin\alpha\sin\beta\cos\beta\left(\frac{\partial\theta}{\partial z}\right)$$

$$C = \sin\alpha\cos\beta\frac{dW_m}{dm} - 2\omega\sin\beta + r\cos\beta\left(\frac{dW_\theta}{dm} + 2\omega\sin\alpha\right)\left(\frac{\partial\theta}{\partial r}\right)$$

$$D = \cos\alpha\cos\beta\frac{dW_m}{dm} + r\cos\beta\left(\frac{dW_\theta}{dm} + 2\omega\sin\alpha\right)\left(\frac{\partial\theta}{\partial z}\right) \qquad (۴)$$



شکل ۲ دستگاه مختصات و مؤلفه‌های سرعت[۲۱]



شکل ۳ شماتیک خط شبه‌نرمال و مولفه‌های سرعت روی مقطع نصف‌النهاری[۲۱]

۳-۲- حل شبه سه‌بعدی جریان

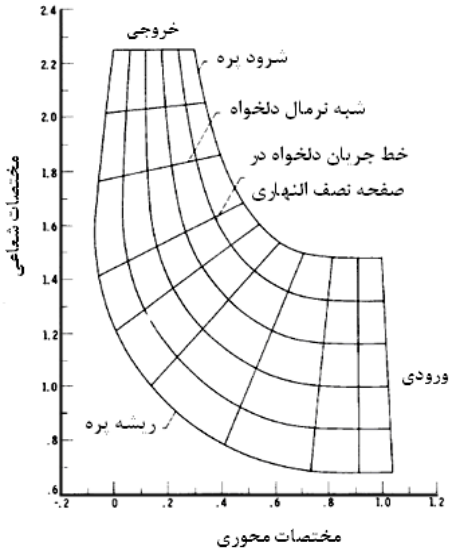
به منظور تحلیل میدان جریان به روش شبه سه‌بعدی، ابتدا باید معادلات گرادیان سرعت در صفحه نصف‌النهاری گسسته و حل گردند. برای این منظور، لازم است یک هندسه با خطوط جریان فرضی تولید شود. سپس خطوط مستقیم و ثابت شبه‌نرمال از هاب به شرود وصل شده و گرادیان سرعت برای خطوط جریان فرض‌شده محاسبه می‌شوند. به منظور یک تقریب اولیه مناسب برای خطوط جریان، هر خط شبه‌نرمال، آن گونه که در شکل ۴ نشان داده شده است، به فواصل مساوی تقسیم می‌شود. موفقیت روش بر اساس این حقیقت است که حدس اولیه خطوط جریان

تفاوت زیادی با خطوط جریان نهایی نداشته باشد. سپس، با انتگرال‌گیری عددی از معادله گرادیان سرعت در صفحه نصف‌النهاری، به ازای یک مقدار اولیه داده شده سرعت روی هاب، توزیع سرعت در طول شبه‌نرمال تقریب زده می‌شود.

برای افزایش دقت روش عددی، از روش رانک کوتا استفاده می‌شود. این روش از خطای آشکاری، که در اثر مشتق در ابتدای محدوده محاسباتی ایجاد می‌شود، جلوگیری می‌کند و تقریب دقیق‌تری ارائه می‌دهد. پس از محاسبه تمام خطوط جریان روی هر شبه نرمال از هاب تا شرود، توزیع کامل سرعت بر اساس حدس اولیه سرعت روی هاب به‌دست می‌آید. با محاسبه سرعت نسبی و انتگرال‌گیری از آن بر روی سطوح شبه‌نرمال بر مجرای جریان، دبی جرمی محاسبه شده و مقدار آن با دبی جرمی واقعی مقایسه می‌شود. در صورتی که دبی جرمی محاسبه‌شده خیلی کمتر از مقدار واقعی باشد، سرعت روی دیواره هاب افزایش می‌یابد و در غیر این صورت، بالعکس. سپس توزیع سرعت و دبی جرمی مجدداً محاسبه می‌شوند. دبی جرمی محاسبه‌شده تابعی از سرعت مفروض هاب می‌باشد. بنابراین، پس از دوبار محاسبه دبی جرمی، می‌توان از درون‌یابی یا برون‌یابی خطی برای تخمین بهتر سرعت هاب استفاده کرد. پس از چند تکرار، سرعت هاب تعیین شده و دبی جرمی محاسبه‌شده با دبی جرمی واقعی برابر می‌شود. جزئیات معادلات شبه سه‌بعدی و روش حل در مرجع [۲۱] ارائه شده است.

پس از محاسبه سرعت‌های نسبی روی سطح جریان متوسط بین پره‌ها، سرعت روی سطح پره‌ها با یکی از روش‌های تقریبی قابل محاسبه می‌باشد. یکی از این روش‌ها که نتایج خوبی در مقایسه با حل ریلکسیشن معادله جریان پتانسیل می‌دهد، بر اساس فرض غیرچرخشی جریان مطلق بین پره‌ها و توزیع سرعت خطی بین پره‌ها می‌باشد. پس از محاسبه سرعت نسبی روی سطح جریان متوسط بین پره‌ها، سطح مکشی و سطح فشاری، معادلات حالت برای محاسبه دما، چگالی و فشار روی سطوح پره به‌کار می‌رود.

به این ترتیب، با واردکردن پارامترهای ورودی شامل دبی جرمی، سرعت دورانی، تعداد پره‌ها، دما و چگالی سکون ورودی، نسبت ظرفیت گرمایی، ثابت گازها، میزان تلفات فشار سکون نسبی، پروفیل هاب و شرود، شکل متوسط پره و توزیع ضخامت پره، تحلیل شبه سه‌بعدی کمپرسور انجام می‌شود.



شکل ۴ حدس اولیه خطوط جریان برای یک پروانه شعاعی[۲۱]

۴- اصلاح صفحه نصف‌النهاری کمپرسور

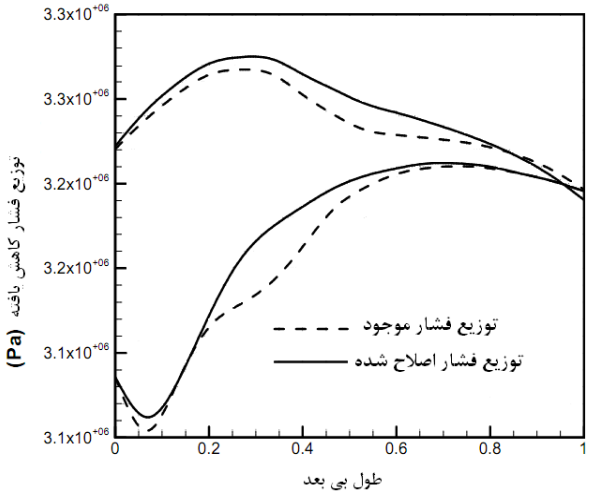
پس از اطمینان از صحت عملکرد کد شبه سه‌بعدی، با ترکیب الگوریتم گلوله-اسپاین به عنوان الگوریتم اصلاح شکل و کد شبه سه‌بعدی به عنوان حل‌کننده جریان، در این بخش به اصلاح هندسه صفحه نصف‌النهاری کمپرسور گریز از مرکز پرداخته می‌شود[۲۲].

همان‌طور که قبلاً هم بیان شد، در کانال‌های دوار فشاری که توسط جریان به دیواره وارد می‌شود همان فشار کاهش‌یافته است. بنابراین توزیع فشار کاهش یافته است که تغییر ضخامت لایه مرزی، جدایش یا عدم جدایش جریان را روی دیواره در پی دارد. به همین علت، برای اصلاح هندسه دیواره‌ها لازم است توزیع فشار کاهش‌یافته اصلاح شود نه توزیع فشار استاتیک. توزیع فشار کاهش‌یافته از معادله زیر به‌دست می‌آید.

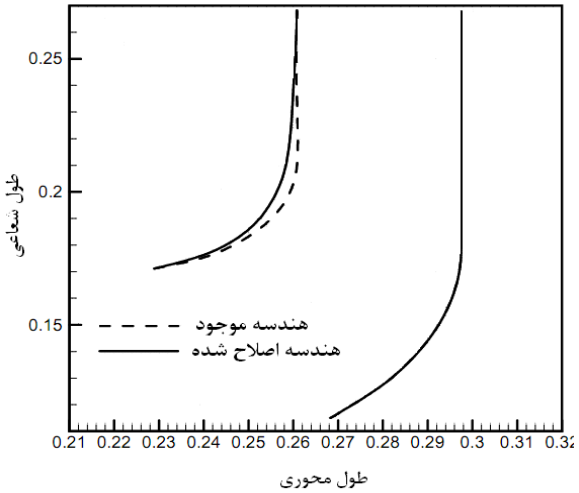
$$P_{reduction} = P - \frac{1}{2}\rho r^2 \omega^2 \qquad (۵)$$

علاوه بر این، شرط مرزی ورودی کد تحلیل شبه سه‌بعدی همان فشار کاهش‌یافته می‌باشد. به این ترتیب، فشار کاهش یافته در ورودی در روند طراحی معکوس ثابت می‌ماند و در نتیجه به نقطه ورودی دیواره‌ها اختلاف فشار صفر اعمال می‌شود. بنابراین، در روند طراحی نقاط ابتدایی ثابت بوده و این شرط برای همگرایی کد طراحی معکوس لازم است. شایان ذکر است که می‌توان فشار کاهش یافته ورودی را به صورت پروفیل نیز درنظر گرفت به طوری که از هاب تا شرود تغییر کند.

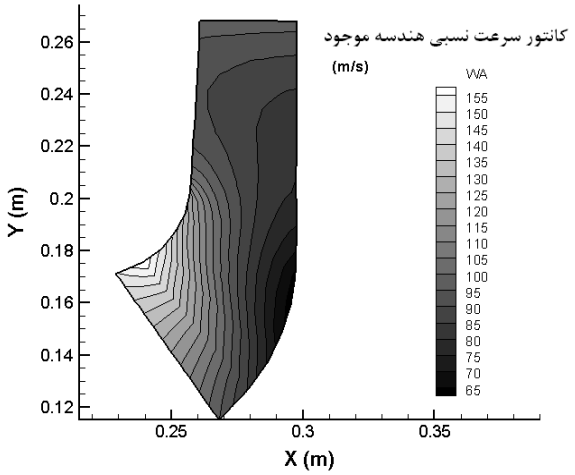
برای اصلاح هندسه صفحه نصف‌النهاری با کمترین تغییر در هندسه، کافی است دیواره هاب ثابت بماند و فقط دیواره شرود اصلاح شود. در چنین طراحی، چون دیواره هاب ثابت است، به ناچار توزیع فشار هاب خارج از کنترل می‌باشد و با تغییر دیواره شرود تغییر می‌کند. شکل ۵ توزیع فشار کاهش یافته دیواره‌های هاب و شرود حاصل از حل شبه سه‌بعدی برای کمپرسور موجود به همراه توزیع فشار اصلاح‌شده آن را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در اصلاح توزیع فشار سعی شده است گرادیان فشار مثبت در ابتدای پروانه، که جریان انرژی جنبشی بالایی دارد، اعمال گردد و در انتهای کانال جریان شتاب داده شود تا احتمال جدایش جریان روی آن به حداقل برسد. در فشار اصلاح‌شده، نقاط ابتدایی و انتهایی توزیع فشار نیز بدون تغییر باقی می‌مانند. نکته دیگر این است که مساحت محصورشده بین توزیع فشار دیواره هاب و شرود تغییر زاویه مجرا را از ورود تا خروج باعث می‌شود. بنابراین، سعی شده است در اصلاح توزیع فشار این مساحت محصور تغییر چندانی نکند تا زاویه تغییر مجرا همچنان در حدود ۹۰ درجه باقی بماند. شکل ۶ هندسه اصلاح‌شده را در کنار هندسه موجود در صفحه نصف‌النهاری نشان می‌دهد. شکل‌های ۷ و ۸ کانتورهای سرعت نسبی را برای هندسه موجود و اصلاح‌شده نشان می‌دهند. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌گردد، کاهش در متوسط فشار خروجی نقطه ضعف برای طرح مذکور به حساب می‌آید. در شکل‌های زیر توزیع فشارهای مختلفی به عنوان هدف درنظر گرفته می‌شوند و هندسه‌های گوناگونی به‌دست می‌آید. نکته قابل توجه این است که، با وجود تغییر اندک توزیع فشار، تغییر هندسه قابل توجه می‌باشد.



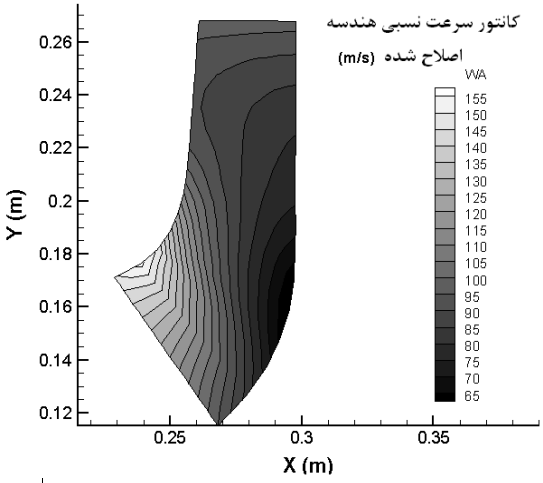
شکل ۵ توزیع فشار کاهش‌یافته موجود و اصلاح‌شده



شکل ۶ هندسه موجود و اصلاح‌شده



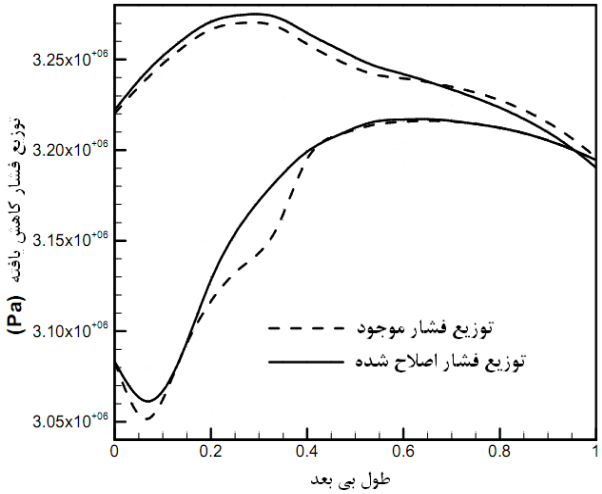
شکل ۷ کانتور سرعت نسبی برای هندسه موجود



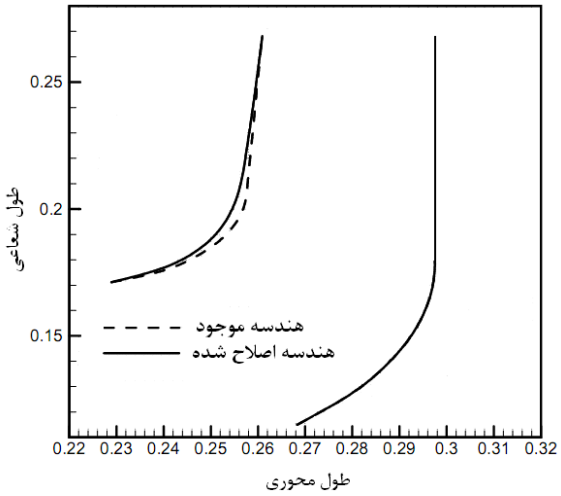
شکل ۸ کانتور سرعت نسبی برای هندسه اصلاح‌شده

در شکل ۹، توزیع فشار به گونه‌ای اصلاح شده است که جریان خروجی سریع‌تر شتاب داده شود و در نتیجه فشار خروجی پروانه کمی بیشتر از حالت قبل گردد. افزایش فشار خروجی پروانه باعث کاهش سرعت نسبی و در نتیجه کاهش عدد ماخ خروجی می‌شود؛ به عبارت دیگر، با افزایش فشار خروجی، پروانه کمپرسور گریز از مرکز دیرتر به شرایط خفگی می‌رسد. شکل ۱۰ هندسه متناظر با اصلاح توزیع فشار شکل ۹ را نشان می‌دهد. شکل ۱۱ توزیع فشار کاهش‌یافته دیواره‌های هاب و شرود حاصل از حل شبه سه‌بعدی برای کمپرسور موجود به همراه توزیع اصلاح‌شده آن را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در اصلاح توزیع فشار سعی شده است در ابتدا گرادیان مثبت روی دیواره هاب افزایش یابد و در انتها به سیال شتاب داده شود؛ به گونه‌ای که فشار خروجی از پروانه نسبت به طرح‌های قبلی افزایش یابد و در عین حال پروانه کارایی بالایی نیز داشته باشد. شکل ۱۲ هندسه اصلاح‌شده را در کنار هندسه موجود در صفحه نصف‌النهاری نشان می‌دهد. نتایج به‌دست آمده نشان‌دهنده افزایش بارگذاری روی پره و در نتیجه افزایش نسبت فشار کمپرسور می‌باشد.

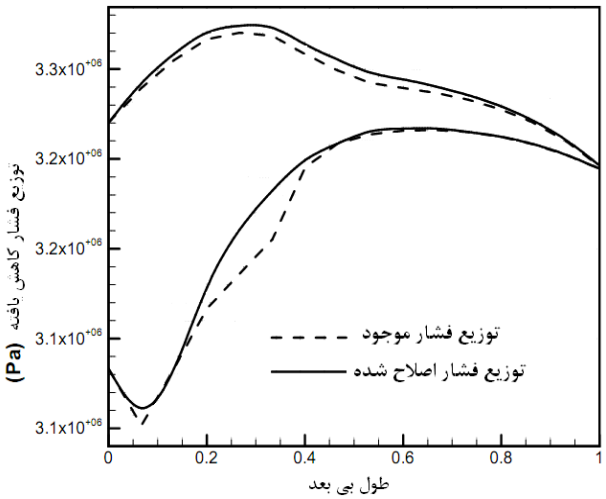
آن گونه که قبلاً هم گفته شد، فشار اعمال‌شده به سیال در ناحیه دوار پروانه همان فشار کاهش‌یافته است. هنگامی که سیال از ناحیه دوار خارج و وارد ناحیه ساکن می‌شود، فشار اعمال‌شده به سیال همان فشار استاتیک می‌شود؛ به عبارت دیگر، سیال با یک افزایش ناگهانی فشار به مقدار $1/2\rho r^2\omega^2$ مواجه می‌شود.



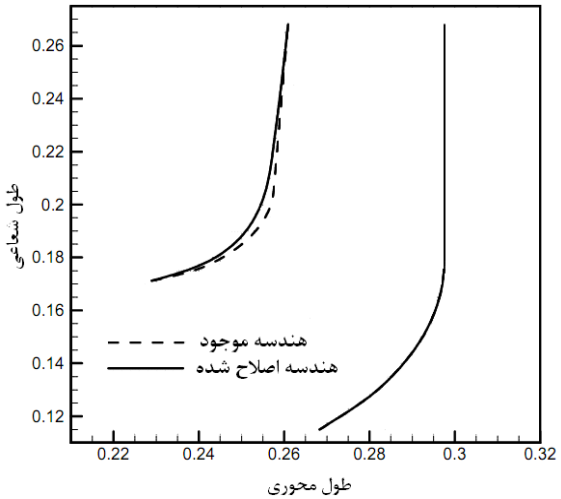
شکل ۹ توزیع فشار کاهش‌یافته موجود و اصلاح‌شده



شکل ۱۰ هندسه موجود و اصلاح‌شده



شکل ۱۱ توزیع فشار کاهش‌یافته موجود و اصلاح‌شده



شکل ۱۲ هندسه موجود و اصلاح‌شده

این افزایش فشار باعث می‌شود ناحیه ویک[1] خروجی پروانه سمت شرود تقویت شود و تلفات جریان را افزایش دهد. برای غلبه به این افزایش ناگهانی فشار، لازم است سیال قبل از خروج از پروانه به اندازه کافی شتاب داده شود. با توجه به اینکه ضریب فشار کاهش‌یافته روی دیواره هاب منفی است، سیال قبل از خروج از پروانه شتاب گرفته و برای غلبه به افزایش ناگهانی فشار توانایی کافی دارد؛ اما در مورد دیواره شرود، چون ضریب فشار کاهش‌یافته روی آن مثبت است، سیال انرژی کافی برای غلبه به افزایش ناگهانی فشار را ندارد. توزیع فشار کاهش‌یافته روی شرود کمپرسور موجود این مزیت را داراست که شیب فشار نزدیک خروجی منفی است و این امر باعث شتاب‌دادن به سیال می‌شود.

سؤالی که در اینجا مطرح می‌شود این است که چه توزیع فشار کاهش‌یافته‌ای برای دیواره شرود بهتر است. نشان داده می‌شود که برای دیفیوزرهای منحنی مانند مجرای واگرای ۹۰ درجه، ماکزیمم بارگذاری موقعی به‌دست می‌آید که سهم بارگذاری دیواره مقعر نسبت به دیواره محدب بیشتر باشد. همچنین، در توزیع فشار هر دو دیواره بهتر است بارگذاری به ابتدای دیفیوزر اعمال شود. به همین دلیل، در طراحی صورت گرفته در شکل ۱۱، سعی شده است بیشترین گرادیان فشار کاهش‌یافته در ابتدای دیواره شرود اعمال شود و سپس شیب منحنی فشار به‌تدریج ملایم شود. در انتهای شرود نیز شیب منحنی فشار منفی می‌شود تا ممنتم سیال برای غلبه بر افزایش ناگهانی فشار در خروجی پروانه کافی باشد. به همین دلیل، طراحی فوق به عنوان طرح نهایی در اصلاح صفحه نصف‌النهاری درنظر گرفته می‌شود.

۵- اصلاح سه‌بعدی هندسه پروانه کمپرسور بر مبنای بارگذاری روی سطوح پره

همان‌طور که در روش شبه سه‌بعدی، در بخش ۳، به طور مختصر توضیح داده شد، مقدار $d\theta/ds$ به تغییرات θ روی منحنی s بر می‌گردد. اگر منحنی s روی صفحه هاب به شرود قرار گیرد، $\theta=\theta(r,z)$ خواهد بود و بنابراین:

$$\frac{d\theta}{ds}=\frac{\partial\theta}{\partial r}\frac{dr}{ds}+\frac{\partial\theta}{\partial z}\frac{dz}{ds} \qquad (۶)$$

1. Wake

در این روش، فرض می‌شود که مختصات زاویه‌ای شکل متوسط پره، θ، در طول هر خط شبه‌نرمال ثابت باقی می‌ماند. چون خطوط شبه‌نرمال خطوط مستقیم و ثابتی هستند، شکل متوسط پره با تعیین θ به صورت تابعی از فاصله نصف‌النهاری m برای خطوط شبه‌نرمال واصل بین هاب و شرود به‌دست می‌آید؛ به عبارت دیگر، خط شبه‌نرمال به گونه‌ای دیواره هاب و شرود را به هم وصل می‌کند که θ روی آن ثابت بماند. بنابراین، $d\theta/dm$ معلوم می‌باشد، اما مقادیر $\partial\theta/\partial z$ و $\partial\theta/\partial r$ باید تعیین شوند. اگر مشتق سوئی در جهت‌های m و s را بنویسیم خواهیم داشت:

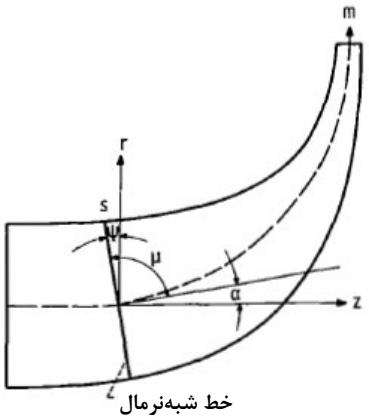
$$\frac{d\theta}{dm}=\frac{\partial\theta}{\partial r}\frac{dr}{dm}+\frac{\partial\theta}{\partial z}\frac{dz}{dm}=\frac{\partial\theta}{\partial r}\sin\alpha+\frac{\partial\theta}{\partial z}\cos\alpha \qquad (۷)$$

$$\frac{d\theta}{ds}=\frac{\partial\theta}{\partial r}\frac{dr}{ds}+\frac{\partial\theta}{\partial z}\frac{dz}{ds}=\frac{\partial\theta}{\partial r}\sin(\mu+\alpha)+\frac{\partial\theta}{\partial z}\cos(\mu+\alpha) \qquad (۸)$$

که در این رابطه، μ زوایه خط شبه‌نرمال با خط جریان نصف‌النهاری و α زاویه خط جریان با محور دوران است. با توجه به این نکته که $d\theta/ds=0$ می‌باشد، با هندسه نشان داده شده در شکل ۱۳ معادلات زیر به‌دست می‌آید.

$$\frac{\partial\theta}{\partial r}=\frac{\cos\psi}{\cos(\psi-\alpha)}\frac{d\theta}{dm} \qquad (۹)$$

$$\frac{\partial\theta}{\partial z}=\frac{\sin\psi}{\cos(\psi-\alpha)}\frac{d\theta}{dm} \qquad (۱۰)$$



شکل ۱۳ رابطه بین سیستم‌های مختصات[۲۱]

برای آنکه بتوان از این روش تحلیل شبه سه‌بعدی برای اصلاح سه‌بعدی هندسه پروانه کمپرسور استفاده کرد، لازم است تغییراتی در کد شبه سه‌بعدی اعمال شود. در روش شبه سه‌بعدی ارائه‌شده در مرجع [۲۱]، لازم بود مختصات زاویه‌ای θ

روی خط شبه‌نرمال واصل بین نقاط هاب و شرود برابر باشند، که این شرط باعث محدودیت در طراحی سه‌بعدی پروانه می‌گردید؛ به عبارت دیگر، این شرط باعث می‌شد تغییرات پروفیل پره روی هاب و شرود به هم وابسته باشند. در این بخش از تحقیق، این شرط از معادلات شبه سه‌بعدی حذف شده و تغییرات پروفیل پره روی هاب و شرود به طور مستقل از هم انجام می‌گیرد. به این ترتیب، با انتخاب دلخواه نقاط روی دیواره هاب و شرود پروانه، دیگر $d\theta/ds$ صفر نخواهد بود؛ بدین معنی که باید، با اعمال این تغییرات، ضرایب معادله گرادیان سرعت (معادله ۴) اصلاح گشته و قابل استفاده برای این کاربرد گردد. با استفاده از اختلاف خطی θ روی شبه‌نرمال بین نقاط هاب و شرود، مقدار $d\theta/ds = \Delta\theta / \Delta s$ به‌دست می‌آید. همچنین، $d\theta/dm$ برابر $\Delta\theta/\Delta m$ خواهد بود و به صورت یک ماتریس برای فواصل بین خطوط جریان متوالی به‌دست می‌آید. بدین ترتیب، با حل دستگاه معادلات (۷) و (۸)، مقادیر $d\theta/dr$ و $d\theta/dz$ به‌دست می‌آید که، با جایگذاری در معادله (۴) و تعیین ضرایب، معادله گرادیان سرعت اصلاح‌شده برای اصلاح هندسه سه‌بعدی به‌دست می‌آید. به این ترتیب قادر خواهیم بود تا مختصات زاویه‌ای پره را به صورت مستقل در هاب و شرد اصلاح نماییم. روابط (۱۱) و (۱۲) نشان‌دهنده معادلات به‌دست آمده برای مختصات اصلاح‌شده می‌باشد.

$$\frac{\partial\theta}{\partial z}=\frac{\sin(\mu+\alpha)}{\sin\mu}\frac{d\theta}{dm}-\frac{\sin\alpha}{\sin\mu}\frac{d\theta}{ds} \qquad (۱۱)$$

$$\frac{\partial\theta}{\partial r}=\left(\frac{1}{\sin\alpha}-\frac{\sin(\mu+\alpha)}{\sin\mu}\right)\frac{d\theta}{dm}\cot\alpha+\frac{\sin\alpha}{\sin\mu}\frac{d\theta}{ds}\cot\alpha \qquad (۱۲)$$

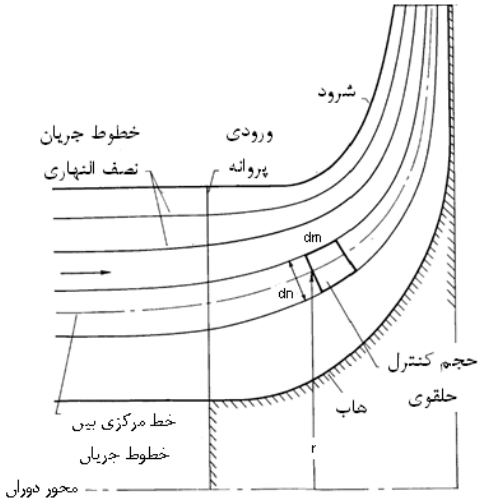
به منظور اصلاح هندسه روی صفحه پره به پره لازم است از روش حجم کنترل برای استخراج اختلاف فشار مورد نیاز برای جابه‌جایی دیواره‌ها استفاده شود. اگر یک حجم کنترل حلقوی دیفرانسیلی، مطابق شکل ۱۴، بین دو پره مجاور درنظر گرفته شود، قانون بقای مومنتم زاویه‌ای برای جریان غیرلزج طبق رابطه زیر به‌دست می‌آید.

$$r\times F_s = \int_{C.S}(r\times V_\theta)(\rho\vec{V}.d\vec{A}) \Rightarrow$$

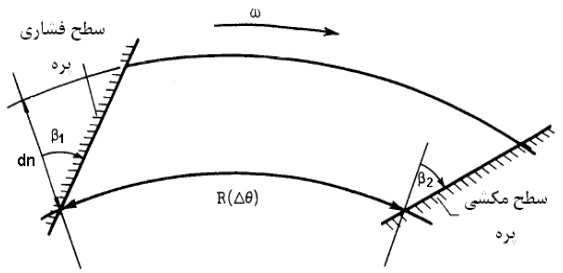
$$r\times\Delta P\,(dm.dn) = (\rho W_m r\frac{2\pi}{N}dn)\left[(rV_\theta)_{out}-(rV_\theta)_{in}\right]$$

$$\Rightarrow \Delta P = \rho W_m\frac{2\pi}{N}\frac{d(r\bar{V}_\theta)}{dm} \qquad (۱۳)$$

در رابطه بالا، بارگذاری سطح پره یا همان اختلاف فشار بین سطوح مکشی و فشاری، به عنوان تابع هدف برای اصلاح هندسه درنظر گرفته می‌شود.



شکل ۱۴-الف حجم کنترلی دیفرانسیلی المان سیال در صفحه نصف‌النهاری



شکل۱۴-ب حجم کنترلی دیفرانسیلی المان سیال در صفحه پره‌به‌پره

با تعریف پارامتر ψ به صورت رابطه (۱۴) و اعمال ضرایب ریلکسیشن a و b به معادله زیر، امکان اصلاح کنترل‌شده هندسه فراهم می‌گردد. در روابط زیر، زیرنویس j و بالانویس i به‌ترتیب نشان‌دهنده شماره خط جریان در صفحه نصف‌النهاری و شماره گره مورد نظر برای اعمال اختلاف فشار می‌باشد.

$$\psi_j^i=\left[1+a\left(1-\left(\frac{\Delta P^i_{Target,j}}{\Delta P^i_j}\right)^b\right)\right]\frac{2\pi\rho}{N}\Delta P^i_j \qquad (۱۴)$$

اکنون با توجه به شکل ۲ و با استفاده از روابط بین سرعت‌ها که در رابطه (۱۵) نیز ارائه شده است، رابطه تکراری برای به‌دست آوردن شیب دیواره به‌دست می‌آید.

$$V_\theta = W_\theta + r\omega \quad , \quad W_\theta = W\sin\beta \qquad (۱۵)$$

با تعیین شیب دیواره و استفاده از رابطه حاکم بین مختصات زاویه‌ای پره و شیب دیواره برای پروانه کمپرسور (رابطه ۱۵)، مختصات زاویه‌ای پره متناظر با توزیع فشار اصلاح‌شده به‌دست می‌آید. در نهایت، با استفاده از رابطه (۱۶) شیب دیواره، که متناظر با تغییرات سرعت مماسی در راستای نصف‌النهاری است، به‌دست می‌آید و با استفاده از آن مختصات زاویه‌ای پره به‌دست می‌آید.

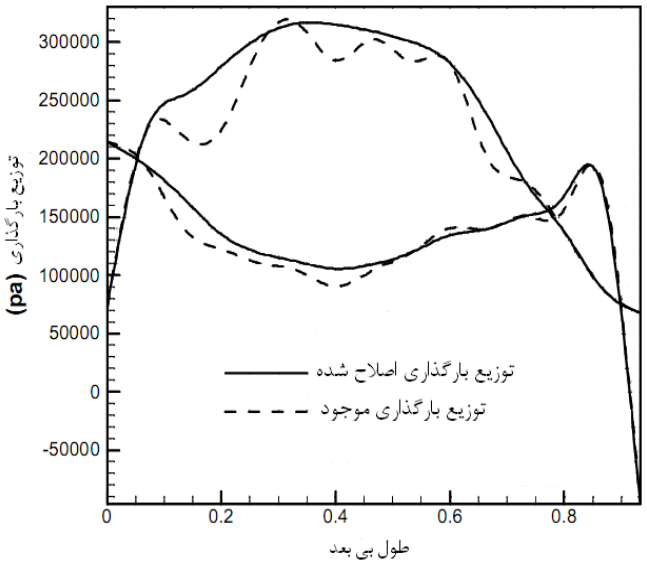
$$\tan\beta = r\frac{d\theta}{dm} \qquad (۱۶)$$

همان‌طور که می‌دانیم، هدف از اصلاح بارگذاری با توجه به تثبیت زوایای ورودی و خروجی جریان از پروانه، افزایش نسبت فشار با بهبود کارایی پروانه می‌باشد. از طرفی می‌دانیم که بارگذاری بهینه در روی هاب و شرود برای کمپرسورهای مختلف، با توجه به سرعت ویژه و سایر معیارهای طراحی نظیر نسبت فشار، متغیر است. اما تجربه اثبات کرده است که برای محدود کردن جریان ثانویه، به‌ویژه در خروجی کمپرسور، لازم است توزیع‌های بارگذاری هاب و شرود در حدود ۰/۷ طول بی‌بعد از ورودی کمپرسور همدیگر را قطع کنند[۲۳]. لذا با اعمال این مفهوم تجربی و افزایش بارگذاری پروانه در ابتدای آن، توزیع فشار مطلوب حاصل می‌گردد.

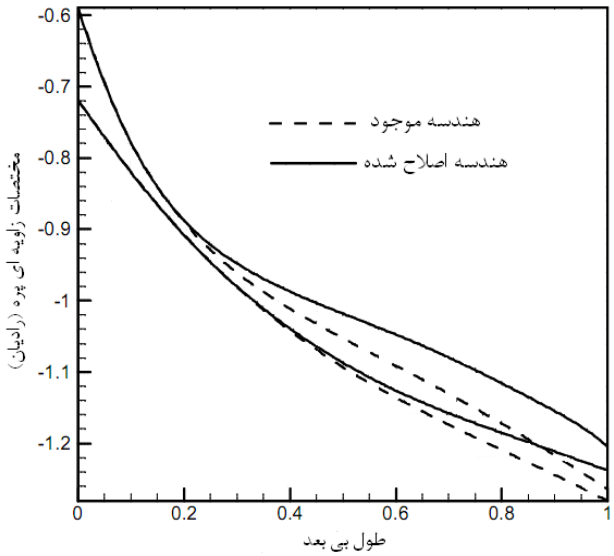
شکل ۱۵-الف نشان‌دهنده مقایسه توزیع بارگذاری هدف و بارگذاری موجود است. در شکل ۱۵-ب نیز هندسه اصلاح‌شده در کنار هندسه موجود ارائه می‌گردد. در این حالت طراحی، به دلیل فیلترکردن هندسه در حین حل، موقعیت مقطع انتهایی هندسه جابه‌جا می‌شود. همان‌طور که در شکل ۱۵-ب مشاهده می‌گردد، شیب زاوایای ورودی و خروجی هندسه اصلاح‌شده منطبق بر شیب زاوایای ورودی و خروجی هندسه اولیه می‌باشد. لذا مشکل افزایش افت برخورد و انحراف جریان در این حالت منتفی می‌گردد. با توجه به شکل ۱۵-الف، ملاحظه می‌گردد که علاوه بر کنترل نوسانات بارگذاری در هندسه اصلاح‌شده، متوسط بارگذاری روی پره نیز افزایش یافته است که این امر می‌تواند باعث افزایش نسبت فشار در طبقه کمپرسور گردد. به منظور اطمینان از تحقق اهداف طراحی، لازم است هندسه طراحی‌شده به صورت کاملاً سه‌بعدی تحلیل گردد تا با مقایسه آن با هندسه اولیه بهبودهای به‌دست آمده نمایان گردد.

۶- تحلیل سه‌بعدی کمپرسور

به منظور تحلیل سه‌بعدی کمپرسور گریز از مرکز، بخش نازل ورودی، پره‌های راهنما، خم‌های ورودی جریان به هر طبقه، پروانه‌ها، خم دوم برای هر پروانه و کانال‌های برگشت جریان مابین طبقات کمپرسور به عنوان میدان حل سه‌بعدی در نظر گرفته می‌شوند.



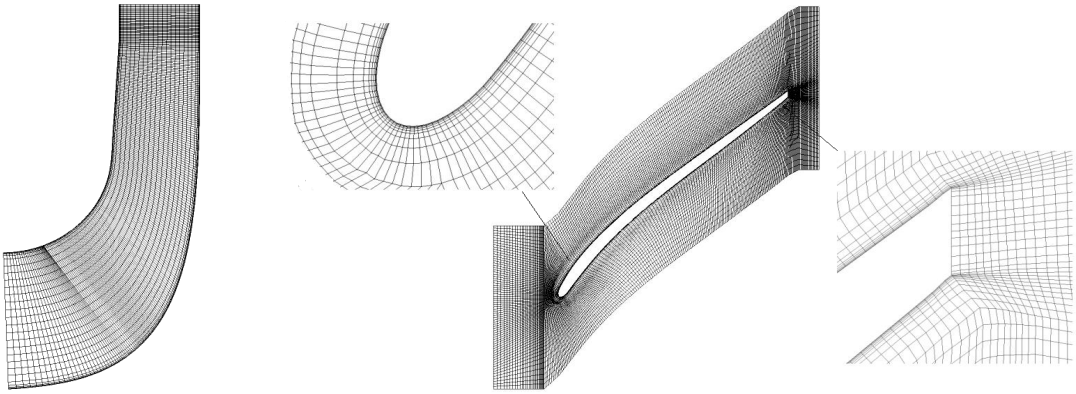
الف) توزیع بارگذاری موجود و اصلاح‌شده



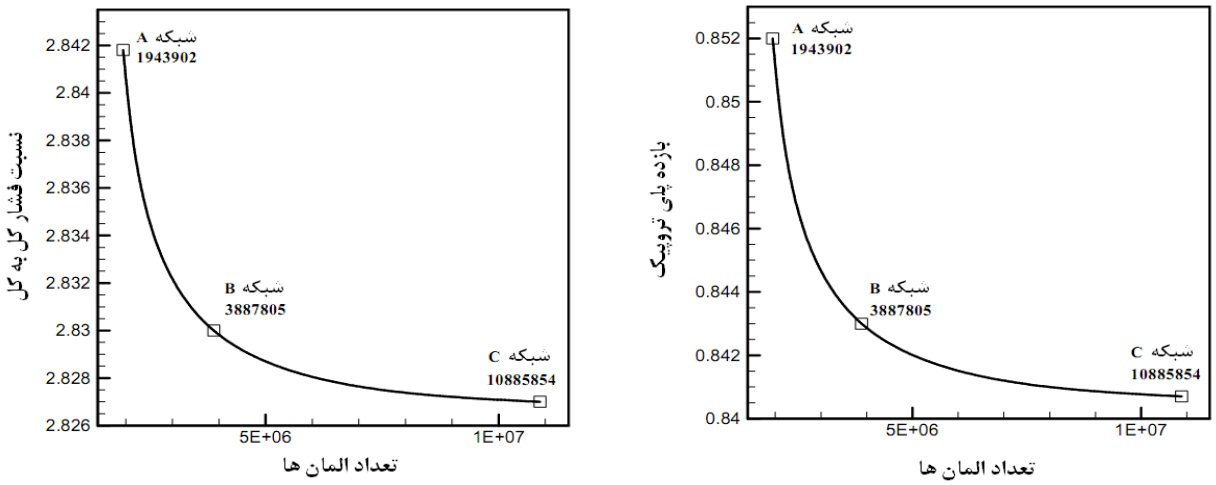
ب) هندسه موجود و اصلاح‌شده متناظر با بارگذاری اصلاح‌شده

شکل ۱۵ مقایسه هندسه و توزیع بارگذاری قبل و بعد از طراحی حالت اول

به منظور تولید هندسه، شبکه‌بندی آن و تحلیل جریان، از نرم‌افزار آنسیس[1] استفاده می‌شود. برای تولید شبکه کاملاً سازمان‌یافته روی میدان حل، از بخش تولید مش و توربوگرید[2] در نرم‌افزار آنسیس استفاده می‌گردد. به علت تقارن موجود در هندسه بسیاری از اجزای کمپرسور، لازم نیست کل هندسه کمپرسور شبکه‌بندی شود و می‌توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها قطاعی از آن‌ها را شبیه‌سازی کرد. تولید شبکه در کل، روند سعی و خطا دارد. این بخش بیشترین زمان تحلیل سه‌بعدی را به خود اختصاص می‌دهد، زیرا کیفیت شبکه‌بندی روند همگرایی حل را به‌شدت تحت تاثیر قرار می‌دهد. شبکه بندی نهایی از چندین روند تجربیِ تکراری حاصل می‌شود. به طور کلی حل یک مسئله دینامیک سیالات عددی باید مستقل از شبکه باشد. استقلال از شبکه یعنی اینکه تغییرات جواب‌ها، به ازای ریزترشدن شبکه، قابل صرف‌نظر کردن باشد. یافتن شبکه بهینه، که جواب مسئله برای آن شبکه مستقل از شبکه باشد و در عین حال شبکه تولیدی بزرگ‌ترین شبکه منطبق با خاصیت فوق باشد، یک امر کاملاً تجربی و زمان‌بر می‌باشد. عموماً به منظور یافتن چنین شبکه‌ای نمودار تغییرات جواب‌ها بر حسب تعداد گره‌های شبکه رسم می‌گردد و در هر مرحله تعداد گره‌ها افزایش می‌یابد و در نهایت این کار تا جایی تکرار می‌شود که تغییرات به حد قابل قبول برسد. شکل ۱۶ نمونه شبکه تولیدشده روی پروانه کمپرسور و شکل ۱۷ بررسی استقلال حل از شبکه را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌گردد، شبکه B (تعداد المان ۳۸۸۷۸۰۵ عدد) برای اطمینان از استقلال حل از شبکه مناسب است؛ لذا، در شبیه‌سازی انجام‌شده، شبکه B معیار کار قرار گرفته است.



شکل ۱۶ شبکه سازمان‌یافته تولیدشده روی سطوح پره به پره و نصف‌النهاری پروانه طبقه اول کمپرسور



شکل ۱۷ بررسی اثر اندازه شبکه روی حل عددی

1. Ansys
2. Turbo Grid

۶-۱- روش حل عددی

از آنجا که روتورها و مجاری ارتباطی بین آن‌ها برای کمپرسور مدنظر دارای تقارن محیطی است، از روش صفحه اختلاط[1] برای شبیه‌سازی آن‌ها استفاده می‌شود. در این روش منطقه محاسباتی به نواحی ثابت (استاتور) و متحرک (روتور) تقسیم شده و هر کدام از این نواحی به صورت یک مسئله دایم حل می‌شوند. در هر چند تکرار مشخص، همه خواص جریان در صفحه اختلاط و در جهت محیطی روی خروجی روتور و ورودی استاتور متوسط‌گیری شده و سپس از یک ناحیه به ناحیه دیگر منتقل می‌شود. روش صفحه اختلاط زمانی استفاده می‌شود که زاویه تناوب روتور و استاتور متفاوت باشد (تعداد پره‌های روتور و استاتور با هم برابر نباشد). به این ترتیب لازم نیست همه پره‌های روتور و استاتور شبیه‌سازی شود. سایر اجزای کمپرسور که فاقد تقارن محیطی می‌باشد، به صورت کامل مدل می‌گردد.

با توجه به پیچیدگی جریان و انحنای شدید مسیر جریان، مدل آشفتگی k-ω و از نوع SST و طرح فرارفت[2] از دقت مراتب بالا[3] استفاده می‌گردد که برای مسائل توربوماشین‌ها از دقت مناسبی برخوردار است[۲۴]. اثرات تغییرات سریع گرادیان‌های فشار و اثرات حرارتی، که در کمپرسورها بسیار زیاد است، در این مدل درنظر گرفته می‌شود. با توجه به اثرات تراکم‌پذیری، به غیر از معادلات پیوستگی و مومنتوم، از معادله گاز واقعی و معادله انرژی نیز استفاده می‌شود. برای معادلات مومنتوم، انرژی و پیوستگی از طرح فرارفت مرتبه بالا و آشفتگی از دقت مرتبه اول استفاده می‌شود. همچنین، با توجه به تراکم‌پذیری جریان، الگوریتم رای چو[4] از دقت مرتبه چهار برای کوپل‌کردن فشار و سرعت درنظر گرفته می‌شود.

۶-۲- شرایط مرزی

تعیین شرایط مرزی مناسب از جمله مواردی است که می‌تواند موجب حل صحیح مسئله و هم‌گرایی سریع برنامه شود. در این مقاله، به منظور مدل‌سازی کمپرسور در نقطه طراحی، در ورودی کمپرسور شرط مرزی دبی جرمی ورودی استفاده می‌شود.

از شرط مرزی دبی جرمی ورودی، برای تعیین شار جرمی، در مرز ورودی استفاده می‌شود. فشار سکون در مرز ورودی به طور محلی، برای رسیدن به سرعتی که دبی جرمی تعیین‌شده را ارضاء کند، مشخص می‌گردد. این روند برخلاف روند محاسبات در شرط مرزی فشار ورودی است. در مسائلی که تطبیق دبی جرمی و انرژی مهم‌تر از تطبیق فشار سکون در مرز ورودی باشد، از شرط مرزی دبی جرمی ورودی استفاده می‌شود. در مسئله مورد نظر، مقدار دبی جرمی و دمای سکون ورودی از نتایج تجربی استخراج‌شده از مدارک موجود به‌دست می‌آید. شرط مرزی فشار خروجی نیز در خروجی جمع‌کننده جریان درنظر گرفته می‌شود. در شرط مرزی فشار خروجی، لازم است که فشار استاتیک در مرز خروجی جریان مشخص گردد که مقدار آن با تقریبی با استفاده از نتایج تجربی اعمال می‌شود. البته با این ترتیب لازم است که در انتهای تحلیل فشار سکون محاسبه‌شده با استفاده از نتایج تجربی چک گردد و در صورت اختلاف، روند حل با مقدار جدید برای فشار استاتیک تکرار می‌گردد. برای سطح پره‌ها و دیواره‌های هاب و شرود از شرط مرزی دیواره استفاده می‌شود. شرایط مرزی به‌کار رفته در تحلیل عددی کمپرسور، بر اساس نتایج آزمایش‌های انجام‌شده در بستر تست شرکت توربوکمپرسور نفت، مطابق جدول ۱، ارائه می‌گردد.

جدول ۱ شرایط مرزی به‌کار رفته در تحلیل عددی

دبی حجمی جریان ورودی	$۱۰^{۷}$ nm^3/day
فشار جریان فلنج خروجی	۹۲ bar
سیال عامل	گاز طبیعی
دمای سیال ورودی	۳۱۸ K
نسبت فشار	۲/۸۲

۶-۳- شبیه‌سازی سه‌بعدی هندسه اصلاح‌شده و مقایسه با هندسه موجود

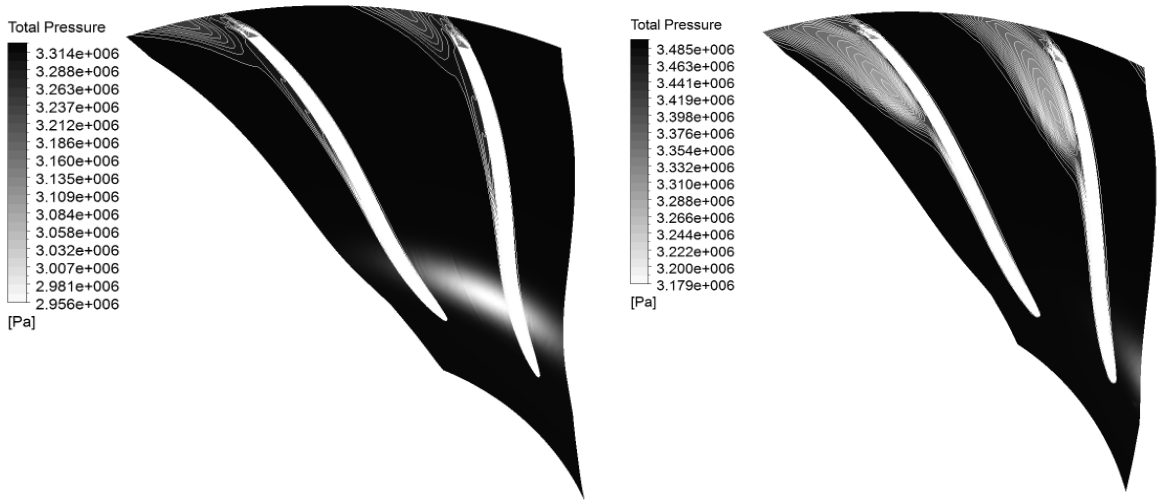
در این تحقیق، تحلیل سه‌بعدی در دور ۰/۹۱۱ دور نامی، که مربوط به دور طراحی است، برای دو هندسه موجود و اصلاح-شده ارائه می‌شود. در این دور، مقادیر دبی جرمی و دمای سکون در ورودی و فشار استاتیک در خروجی از نتایج به‌دست آمده در آزمون‌های تجربی استفاده می‌شوند. مقایسه شبیه-سازی سه‌بعدی در دور طراحی برای کمپرسور با پروفیل پره موجود و اصلاح‌شده، به همراه سایر اجزای موجود و با شبکه محاسباتی یکسان، نشان‌دهنده افزایش ۵ درصدی در نسبت فشار کمپرسور می‌باشد.

1. Mixing plane
2. Advection scheme
3. High resolution
4. Rhie Chow

شکل‌های ۱۸ تا ۲۲ مقایسه بین کانتورهای میدان جریانِ حاصل از تحلیل سه‌بعدی کمپرسور موجود و اصلاح‌شده را ارائه می‌دهد. در شکل‌های ۱۸ و ۱۹، کانتورهای فشار سکون نسبی در صفحات پره به پره و در شعاع‌های متوسط و نوک پروانه اول برای هندسه موجود و اصلاح‌شده نشان داده می‌شود. بررسی کانتورهای فشار سکون نسبی نشان‌دهنده تلفات شدید انرژی در سمت مکشی پره و در شعاع‌های متوسط به سمت نوک پره برای هندسه موجود می‌باشد. مسلماً این افت فشار سکون باعث کاهش بازده کمپرسور می‌شود. مشاهده می‌گردد که با اصلاح هندسه این تلفات شدید انرژی به‌خصوص در صفحه میانی و شرود پروانه تخفیف می‌یابد.

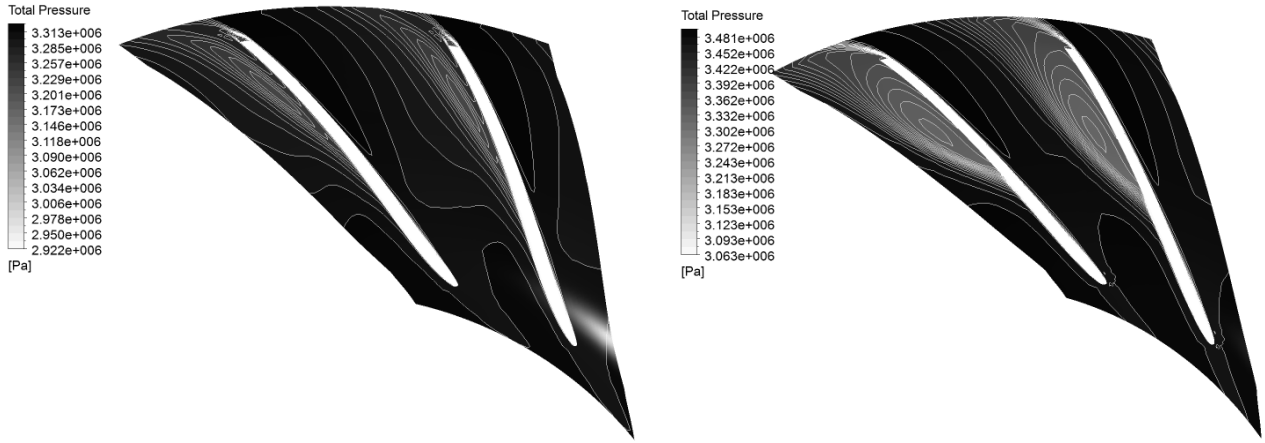
در شکل ۲۰ خطوط جریان در صفحه پره به پره و در شرود پروانه اول به عنوان نمونه ارائه می‌گردد. با توجه به شکل، ایجاد جدایش جریان از سطح مکشی پره موجود و تشکیل پدیده جت و ویک و ایجاد انسداد برای مسیر عبور جریان و در نهایت اتلاف انرژی به وضوح قابل رویت می‌باشد که با اصلاح هندسه این پدیده از بین می‌رود.

در شکل‌های ۲۱ و ۲۲، کانتور فشار سکون نسبی، که بیانگر تلفات جریان است، روی صفحه پره به پره، در مقطع میانی و نوک پروانه پنجم نشان داده می‌شود. مطابق این شکل‌ها، افت فشار سکون نسبی در کل مجرای بین دو پره، به جز در ریشه پروانه، بهبود می‌یابد.



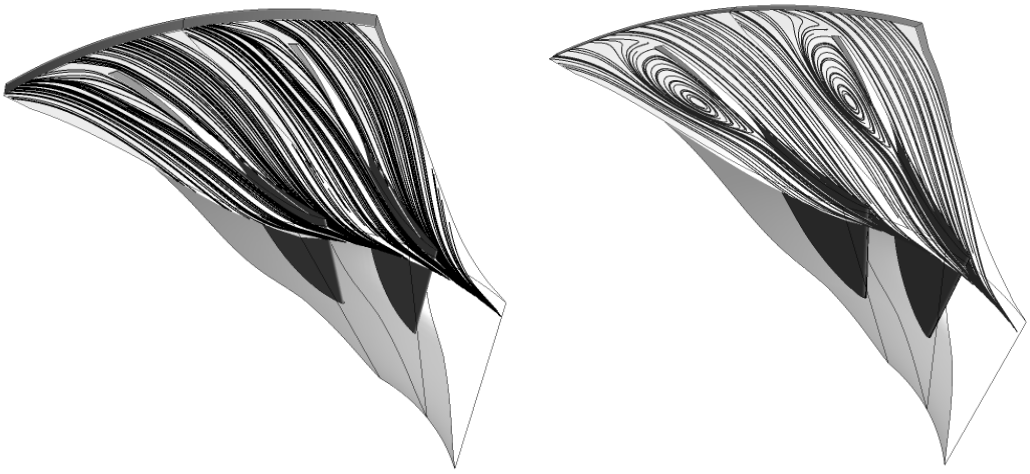
ب) هندسه اصلاح‌شده الف) هندسه موجود

شکل ۱۸ کانتور فشار سکون نسبی روی صفحه‌ی پره به پره متوسط پروانه اول



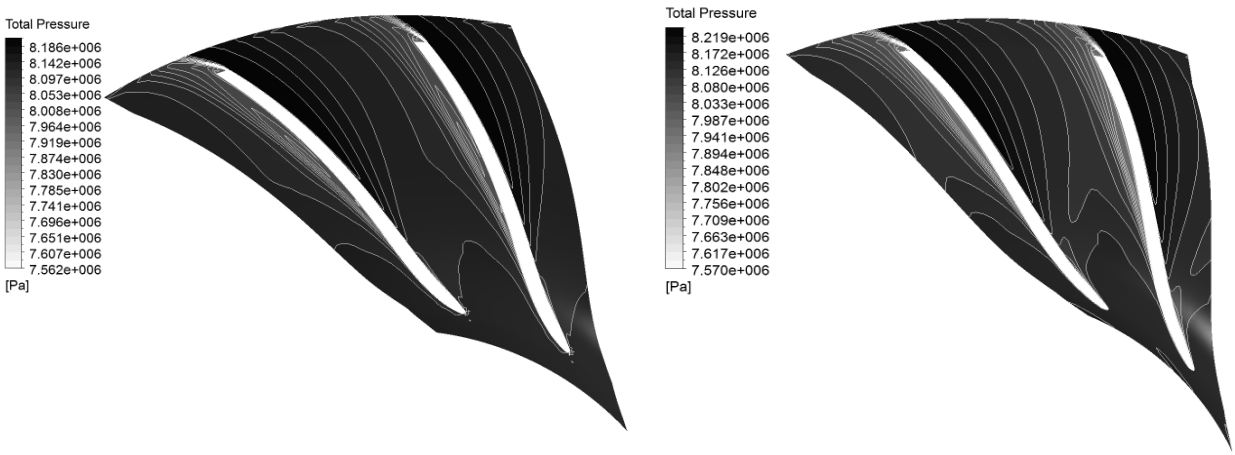
ب) هندسه اصلاح‌شده الف) هندسه موجود

شکل ۱۹ کانتور فشار سکون نسبی روی صفحه پره به پره نوک پروانه اول



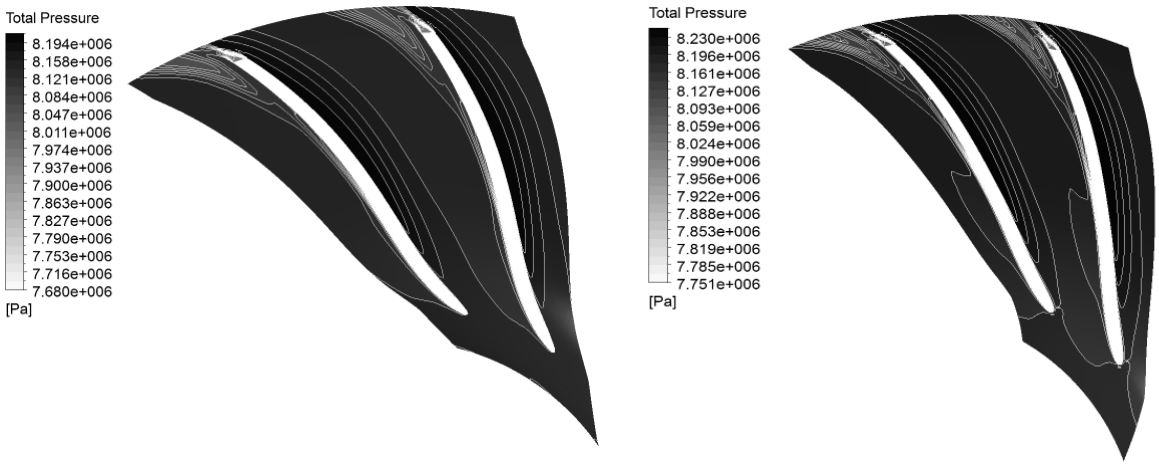
الف) هندسه موجود ب) هندسه اصلاح‌شده

شکل ۲۰ خطوط جریان روی صفحه پره به پره نوک پروانه اول



الف) هندسه موجود ب) هندسه اصلاح‌شده

شکل ۲۱ کانتور فشار سکون نسبی روی صفحه پره به پره نوک پروانه پنجم



الف) هندسه موجود ب) هندسه اصلاح‌شده

شکل ۲۲ کانتور فشار سکون نسبی روی صفحه پره به پره متوسط پروانه پنجم

در جدول ۲، مقایسه بین نسبت فشار کمپرسور، قبل و بعد از اصلاح هندسه پروانه، ارائه می‌گردد. با توجه به جدول فوق و نتایج تحلیل سه‌بعدی، افزایش نسبت فشار با بهبود کارایی کمپرسور کاملاً منطقی به‌نظر می‌رسد.

جدول ۲ نسبت فشار کمپرسور قبل و بعد از طراحی

پارامتر عملکردی	کمپرسور موجود	کمپرسور اصلاح‌شده
نسبت فشار سکون	۲/۶	۲/۸

۷- بحث و نتیجه‌گیری

در این پژوهش، کمپرسور گریز از مرکز به روش شبه سه‌بعدی و سه‌بعدی مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت و منابع اتلاف انرژی در پروانه‌های کمپرسور مشخص گردید. با ترکیب حل-کننده شبه سه‌بعدی و الگوریتم‌های طراحی معکوس، می‌توان فرایند طراحی را با دقت قابل قبول و هزینهٔ بسیار پایین پیش برد. در این پژوهش، اصلاح هندسهٔ پره در جهت بهبود بارگذاری پروانه‌های کمپرسور، به صورت دو و سه‌بعدی، دنبال گردید که در نتیجه آن نسبت فشار سکون کمپرسور در بهترین حالت طراحی که در فضای سه‌بعدی صورت گرفت، به میزان ۵ درصد و در دور طراحی افزایش یافت.

۸- مراجع

[1] Stanitz J. D., *Design of Two-Dimensional Channels with Prescribed Velocity Distributions along the Duct Walls*, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Technical Report 1115, 1953.

[2] Stanitz J. D., *General Design Method for Three-Dimensional, Potential Flow Fields*, I-Theory, NASA, Technical Report 3288, 1980.

[3] Zanetti L., "A Natural Formulation for the Solution of Two–Dimensional or Axis–Symmetric Inverse Problems", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 22, 1986, pp. 451-463.

[4] Raithby G. D., Xu W. X., Stubly G. D., "Prediction of Incompressible Free Surface Flows with an Element-Based Finite Volume Method", *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol. 4, No. 3, 1995, pp. 353-371.

[5] Ashrafizadeh A., Raithby G. D., Stubley G. D., "Direct Design of Ducts", *Journal of Fluids Engineering*, *Transaction ASME*, Vol. 125, 2003, pp. 158-165.

[6] Ghadak, F., *A Direct Design Method Based on the Laplace and Euler Equations with Application to Internal Subsonic and Supersonic Flows*, PhD Thesis, Sharif University of Technology, Aero Space Department, Iran, 2005.

[7] Jameson A., "Optimal Design via Boundary Control. Optimal Design Methods for Aeronautics", *AGARD*, Vol. 3, 1994, pp. 1-33.

[8] Chin-Hsiang C., Chun-Yin W., "An Approach Combining Body Fitted Grid Generation and Conjugate Gradient Methods for Shape Design in Heat Conduction Problems", *Numerical Heat Transfer*, Part B, Vol. 37, No. 1, 2000, pp. 69-83.

[9] Kim J. S., Park W. G., "Optimized Inverse Design Method for Pump Impeller", *Mechanics Research Communications*, Vol. 27, No. 4, 2000, pp. 465-473.

[10] Dedoussis V., Chaviaropoulos P., Papailiou K. D., "Rotational Compressible Inverse Design Method for Two-Dimensional, Internal Flow Configurations", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 3, 1993, pp. 551-558.

[11] Demeulenaere A., Braembussche R., "Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachinary Blading Design", *ASME Journal of Turbomachinary*, Vol. 120, No. 2, 1998, pp. 247-255.

[12] De Vito L., Braembuussche R. V. D., "A Novel Two-Dimensional Viscous Inverse Design Method for Turbomachinery Blading", *Transactions of the ASME*, Vol. 125, 2003, pp. 310-316.

[13] Braembuussche R. V. D, Demeulenaere A., "Three Dimensional Inverse Method for Turbomachinery Blading Design", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, 1998, pp. 247-255.

[14] Leonard O., Braem Bussche R., "A Two-Dimensional Navier Stokes Inverse Solver for Compressor and Turbine Blade Design", *Proceeding of the IMECH E part A Journal of Power and Energy*, Vol. 211, 1997, pp. 299-307.

[15] Henne P. A., "An Inverse Transonic Wing Design Method", *AIAA Paper*, 80-0330, 1980.

[16] Garabedian P., McFadden G., "Design of Supercritical Swept Wings" *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 3, 1982, pp. 289-291.

[17] Barger R. L., Brooks C. W., *A Streamline Curvature Method for Design of Supercritical and Subcritical Airfoils*, NASA, TN D-7770, 1974.

[18] Campbell R. L., Smith L. A., "A Hybrid Algorithm for Transonic Airfoil and Wing Design", *AIAA Paper*, 87-2552, 1987.

[19] Bell R. A., Cedar R. D., "An Inverse Method for the Aerodynamic Design of Three-Dimensional Aircraft Engine Nacelles", *Proc. 3rd Int. Conference on Inverse Design Concepts and*

Optimization in Engineering Sciences, 1991, pp. 405-417.

[20] Malone J. B., Narramore J. C., Sankar L. N., "An Efficient Airfoil Design Method using the Navier-Stokes Equations", *AGARD CP*, Vol. 463, Paper 5, 1989.

[21] Katsanis T., *Use of Arbitrary Quasi-Orthogonal for Calculating Flow Distribution in the Meridional Plane of a Turbomachine*, NASA, TN D-2546, 1964.

[22] Nili M., Poursadegh F., "Shape Modification of Radial Diffuser of a Centrifugal Compressor with Inverse Design Method on the Meridional Plane", *10th Annual Iranian Aerospace Society Conference*, AERO2011-7868, 2011, Iran.

[23] Zangeneh M., Goto A., Harada H., "On the Role of Three-Dimensional Inverse Design Methods in Turbomachinery Shape Optimization", *P I MECH ENG C-J MEC*, Vol. 213, No. 1, 1999, pp. 27-42.

[24] Hajilouy A., Rad M., Shahhosseini M. R., "Flow and Performance Characteristics of Twin-Entry Radial Turbine under Full and Extreme Partial Admission Conditions", *Journal of Archive of Applied Mechanics*, Vol. 79, No. 12, 2009, pp. 1127-1143