

بهبود عملکرد کمپرسور گریز از مرکز با استفاده از روش طراحی معکوس در صفحه نصف النهاری 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 شroud 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 پرها 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. **کلیدواژه‌ها:** 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. Poursadegh², M. R. Shahhosseini³

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 به دست آید. لیکن در مسائل طراحی شکل جسم، شکل جسم از پیش تعیین شده 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 به دست می‌آید. استانیتز [۱] با تبدیل فضای فیزیکی (x, y) به فضای محاسباتی (ϕ, ψ) موفق به معکوس کردن معادله لاپلاس برای جریان‌های ایدئال دوبعدی شد. حدود سی سال 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 معکوس کردن 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 به کار گرفته شده در کار اشرفی‌زاده [۵] بوده است. اشرفی‌زاده این روش را برای طراحی مجراهای مستقیم و S شکل به کار 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

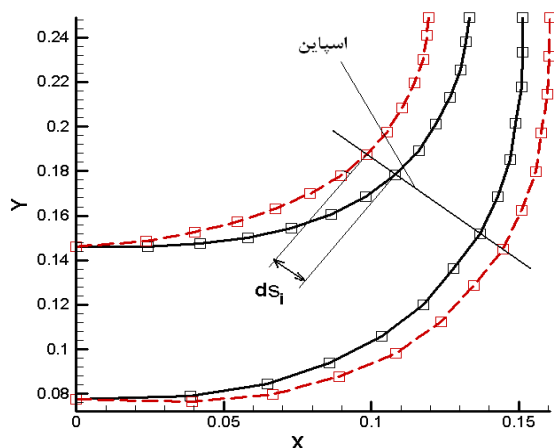
نیز به دنبال دارد. روش‌های تکراری، نظیر روش‌های بهینه‌سازی، از دیرباز جزو رایج‌ترین روش‌ها در حل مسائل کاربردی طراحی شکل اجسام بوده است. اگر چه این روش‌ها از لحاظ محاسباتی گران است، اما معادلات حاکم بر آن‌ها همان معادلات حاکم بر روش‌های تحلیل عددی می‌باشد. اکثر روش‌هایی که تا به امروز برای طراحی تکراری استفاده شده است بر پایه سعی و خطا یا الگوریتم‌های بهینه‌سازی است. فرایندهای سعی و خطا وقت‌گیر، گران و نیازمند تجربه طراح است. الگوریتم‌های 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 همگرایی 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 انحنا خط جریان را ارائه داد که تغییر در انحنا 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

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 انحنا کم، اسپاین‌ها عمودی در نظر 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 شroud کمپرسور گریز از مرکز برای تشکیل هندسه جدید

جابجایی گلوله در هر اصلاح هندسه از معادله (۱) به دست می‌آید. با اعمال جابجایی محاسبه شده در هر نقطه، هندسه جدید دیواره‌ها به دست می‌آید.

$$\Delta s_i = C \Delta P_i \quad (1)$$

در این معادله، Δs جابجایی 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 10^{-2} در نظر گرفته می‌شود که با رسیدن باقی‌مانده به این مقدار، فرایند تصحیح هندسه پایان می‌یابد و هندسه مطلوب حاصل می‌شود.

$$\text{residual} = \frac{\sum_{i=1}^N [P_i - (P_{T \text{ target}})_i]}{\sum_{i=1}^N [(P_{T \text{ target}})_i]} \quad (2)$$

صفحه نصف‌النهاری آن صورت می‌گیرد و دیواره‌های هاب و شroud در جهت افزایش راندمان و نسبت فشار اصلاح می‌شوند. در این روش تکراری، از کد محاسباتی توسعه یافته برای تحلیل شبه سه‌بعدی میدان جریان در صفحه نصف‌النهاری و از یک الگوریتم برای اصلاح دیواره‌های هاب و شroud 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 در نظر گرفتن یک توزیع بارگذاری روی پره‌ها، می‌توان هندسه سه‌بعدی پره‌ها را به دست آورد. از آنجا که این معادله دیفرانسیل یک معادله ضمنی است، لازم است که به صورت تکراری و کوپل شده 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 اصلاح شده 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

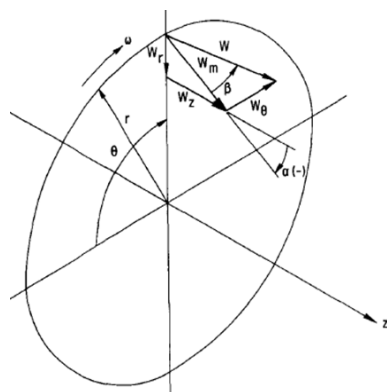
در الگوریتم طراحی معکوس گلوله-اسپاین، دیواره مجهول کانال از تعداد معینی گلوله فرضی با جرم مشخص تشکیل شده است. دیواره‌های این مجرا از گلوله‌های فرضی تشکیل می‌شوند که می‌توانند آزادانه در راستای مشخص اسپاین‌ها جابه‌جا شوند. عبور جریان از داخل مجرا باعث می‌شود یک توزیع فشار (موجود) به سطح ترشده مجرا اعمال شود. اگر یک توزیع فشار مطلوب به سطح بیرونی دیواره مجرا اعمال شود، دیواره انعطاف پذیر 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 جابجایی آن می‌شود. همین که شکل مطلوب حاصل شود، این اختلاف به صفر می‌رسد و باعث توقف گلوله‌ها می‌شود. اگر گلوله‌ها در راستای نیروی اعمال شده 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 جابجایی فقط در یک راستای مشخص به نام اسپاین می‌تواند حرکت کند. در مسائل طراحی معکوس، برای یکتا بودن جواب،

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

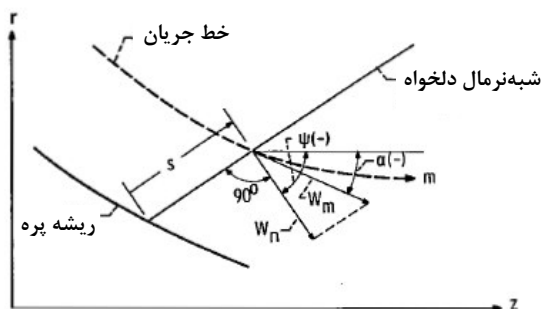
$$C = \sin \alpha \cos \beta \frac{dW_m}{dm} - 2\omega \sin \beta$$

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

$$D = \cos \alpha \cos \beta \frac{dW_m}{dm} + r \cos \beta \left(\frac{dW_\theta}{dm} + 2\omega \sin \alpha \right) \left(\frac{\partial \theta}{\partial z} \right) \quad (4)$$



شکل ۲ دستگاه مختصات و مؤلفه‌های سرعت [۲۱]



شکل ۳ شماتیک خط شبه‌نرمال و مؤلفه‌های 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 شروود وصل شده و گرادیان سرعت برای خطوط جریان فرض شده 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

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

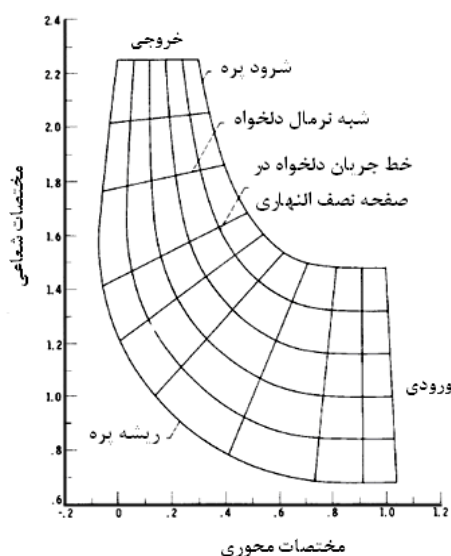
معادله اصلی برای جریان بدون لزجت یا ایدئال داخل توربوماشین‌ها، همان معادله اوپلر می‌باشد.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (3)$$

این معادله به سادگی به سه معادله اسکالر در مختصات کارتزین x, y, z تبدیل می‌شود. برای تقلیل دادن 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, z ارائه می‌شوند. با جایگذاری معادلات عبارتی برای مشتق سوئی سرعت نسبی در هر جهت دلخواه به دست 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) به دست می‌آید که جزئیات استخراج این رابطه در مرجع [۲۱] به تفصیل 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 به دست می‌آید که از آن می‌توان برای محاسبه فشار نیز استفاده کرد. در بخش‌های بعدی، برای طراحی معکوس از توزیع فشار به دست 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.

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

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



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

۴- اصلاح صفحه نصف النهاری کمپرسور

پس از اطمینان از صحت عملکرد کد شبه سه بعدی، با ترکیب الگوریتم گلوله-اسپاین به عنوان الگوریتم اصلاح شکل و کد شبه سه بعدی به عنوان حل کننده جریان، در این بخش به اصلاح هندسه صفحه نصف النهاری کمپرسور گریز از مرکز پرداخته می شود [۲۲].

همان طور که قبلاً هم بیان شد، در کانال های دوار فشاری که توسط جریان به دیواره وارد می شود همان فشار کاهش یافته 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 دیواره ها لازم است توزیع فشار کاهش یافته اصلاح شود نه توزیع فشار استاتیک. توزیع فشار کاهش یافته از معادله زیر به دست می آید.

$$P_{reduction} = P - \frac{1}{2} \rho r^2 \omega^2 \quad (5)$$

علاوه بر این، شرط مرزی ورودی کد تحلیل شبه سه بعدی همان فشار کاهش یافته می باشد. به این ترتیب، فشار کاهش یافته در ورودی در روند طراحی معکوس ثابت می ماند و در نتیجه به نقطه ورودی دیواره ها اختلاف فشار صفر اعمال می شود. بنابراین، در روند طراحی نقاط ابتدایی ثابت بوده و این شرط برای همگرایی کد طراحی معکوس لازم است. شایان ذکر است که می توان فشار کاهش یافته ورودی را به صورت پروفیل نیز در نظر گرفت به طوری که از هاب تا شروود تغییر کند.

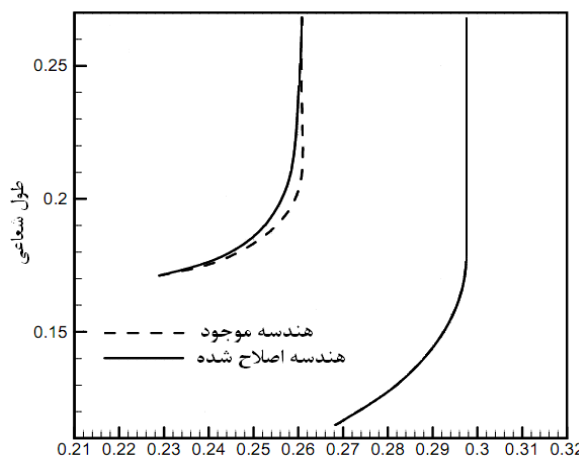
تفاوت زیادی با خطوط جریان نهایی نداشته باشد. سپس، با انتگرال گیری عددی از معادله گرادیان سرعت در صفحه نصف النهاری، به ازای یک مقدار اولیه داده شده سرعت روی هاب، توزیع سرعت در طول شبه نرمال تقریب زده می شود. برای افزایش دقت روش عددی، از روش رانک کوتا استفاده می شود. این روش از خطای آشکاری، که در اثر مشتق در ابتدای محدوده محاسباتی ایجاد می شود، جلوگیری می کند و تقریب دقیق تری ارائه می دهد. پس از محاسبه تمام خطوط جریان روی هر شبه نرمال از هاب تا شروود، توزیع کامل سرعت بر اساس حدس اولیه سرعت روی هاب به دست می آید. با محاسبه سرعت نسبی و انتگرال گیری از آن بر روی سطوح شبه نرمال بر مجرای جریان، دبی جرمی محاسبه شده و مقدار آن با دبی جرمی واقعی مقایسه می شود. در صورتی که دبی جرمی محاسبه شده خیلی کمتر از مقدار واقعی باشد، سرعت روی دیواره هاب افزایش می یابد و در غیر این صورت، بالعکس. سپس توزیع سرعت و دبی جرمی مجدداً محاسبه می شوند. دبی جرمی محاسبه شده تابعی از سرعت مفروض هاب می باشد. بنابراین، پس از دوبار محاسبه دبی جرمی، می توان از درون یابی یا برون یابی خطی برای تخمین بهتر سرعت هاب استفاده کرد. پس از چند تکرار، سرعت هاب تعیین شده و دبی جرمی محاسبه شده با دبی جرمی واقعی برابر می شود. جزئیات معادلات شبه سه بعدی و روش حل در مرجع [۲۱] ارائه شده است.

پس از محاسبه سرعت های نسبی روی سطح جریان متوسط بین پره ها، سرعت روی سطح پره ها با یکی از روش های تقریبی قابل محاسبه می باشد. یکی از این روش ها که نتایج خوبی در مقایسه با حل ریلکسیشن معادله جریان پتانسیل می دهد، بر اساس فرض غیر چرخشی جریان مطلق بین پره ها و توزیع سرعت خطی بین پره ها می باشد. پس از محاسبه سرعت نسبی روی سطح جریان متوسط بین پره ها، سطح مکشی و سطح فشاری، معادلات حالت برای محاسبه دما، چگالی و فشار روی سطوح پره به کار می رود.

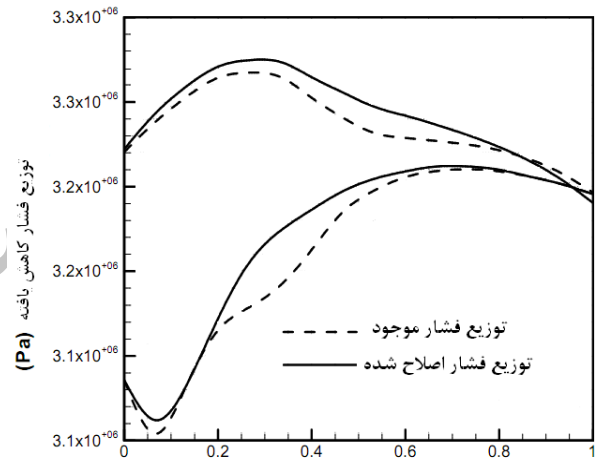
به این ترتیب، با وارد کردن پارامترهای ورودی شامل دبی جرمی، سرعت دورانی، تعداد پره ها، دما و چگالی سکون ورودی، نسبت ظرفیت گرمایی، ثابت گازها، میزان تلفات فشار سکون نسبی، پروفیل هاب و شروود، شکل متوسط پره و توزیع ضخامت پره، تحلیل شبه سه بعدی کمپرسور انجام می شود.

که مساحت محصورشده بین توزیع فشار دیواره هاب و شroud 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 اصلاح شده را در کنار هندسه موجود در صفحه نصف‌النهاری نشان می‌دهد. شکل‌های ۷ و ۸ کانتورهای سرعت نسبی را برای هندسه موجود و اصلاح شده 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 در نظر گرفته می‌شوند و هندسه‌های گوناگونی به دست می‌آید. نکته قابل توجه این است که، با وجود تغییر اندک توزیع فشار، تغییر هندسه قابل توجه می‌باشد.

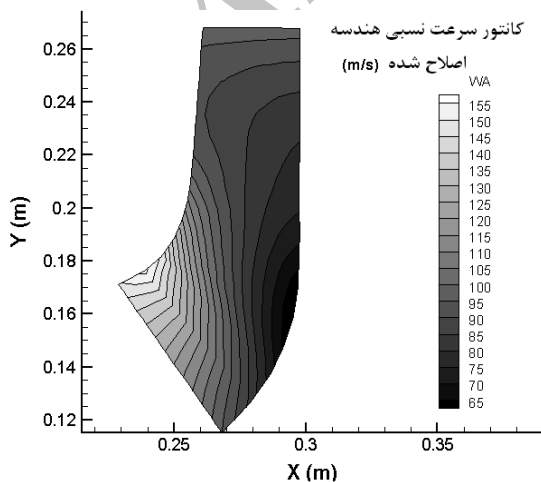
برای اصلاح هندسه صفحه نصف‌النهاری با کمترین تغییر در هندسه، کافی است دیواره هاب ثابت بماند و فقط دیواره شroud اصلاح شود. در چنین طراحی، چون دیواره هاب ثابت است، به ناچار توزیع فشار هاب خارج از کنترل می‌باشد و با تغییر دیواره شroud تغییر می‌کند. شکل ۵ توزیع فشار کاهش یافته دیواره‌های هاب و شroud حاصل از حل شبه سه‌بعدی برای کمپرسور موجود به همراه توزیع فشار اصلاح شده 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 اصلاح شده، نقاط ابتدایی و انتهایی توزیع فشار نیز بدون تغییر باقی می‌مانند. نکته دیگر این است



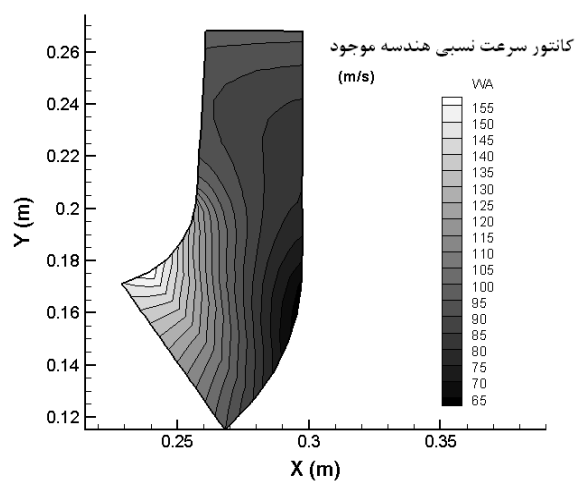
شکل ۶ هندسه موجود و اصلاح شده



شکل ۵ توزیع فشار کاهش یافته موجود و اصلاح شده



شکل ۸ کانتور سرعت نسبی برای هندسه اصلاح شده

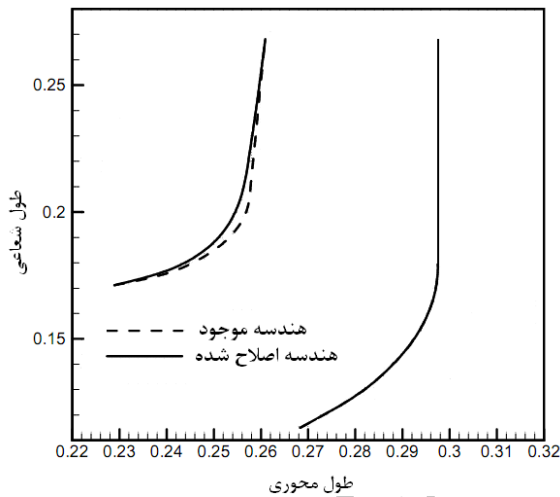


شکل ۷ کانتور سرعت نسبی برای هندسه موجود

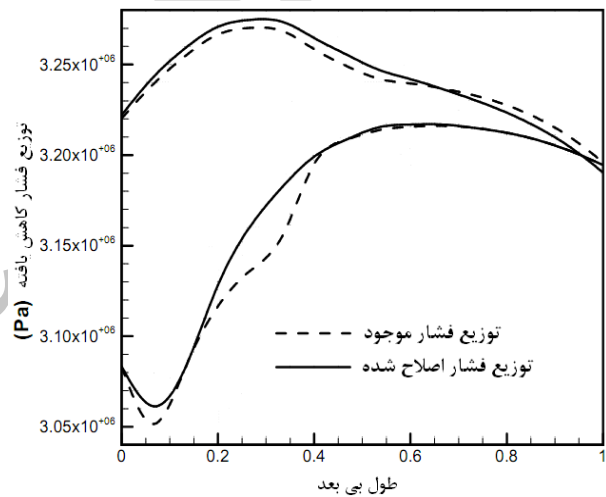
شتاب داده شود؛ به گونه‌ای که فشار خروجی از پروانه نسبت به طرح‌های قبلی افزایش یابد و در عین حال پروانه کارایی بالایی نیز داشته باشد. شکل ۱۲ هندسه اصلاح‌شده را در کنار هندسه موجود در صفحه نصف‌النهاری نشان می‌دهد. نتایج به دست آمده نشان‌دهنده افزایش بارگذاری روی پره و در نتیجه افزایش نسبت فشار کمپرسور 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.

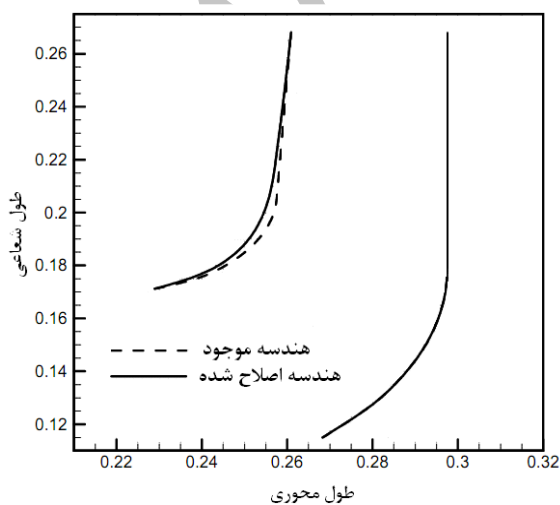
در شکل ۹، توزیع فشار به گونه‌ای اصلاح شده است که جریان خروجی سریع‌تر شتاب داده شود و در نتیجه فشار خروجی پروانه کمی بیشتر از حالت قبل گردد. افزایش فشار خروجی پروانه باعث کاهش سرعت نسبی و در نتیجه کاهش عدد ماخ خروجی می‌شود؛ به عبارت دیگر، با افزایش فشار خروجی، پروانه کمپرسور گریز از مرکز دیرتر به شرایط خفگی می‌رسد. شکل ۱۰ هندسه متناظر با اصلاح توزیع فشار شکل ۹ را نشان می‌دهد. شکل ۱۱ توزیع فشار کاهش‌یافته دیواره‌های هاب و شروود 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 گرادین مثبت روی دیواره هاب افزایش یابد و در انتها به سیال



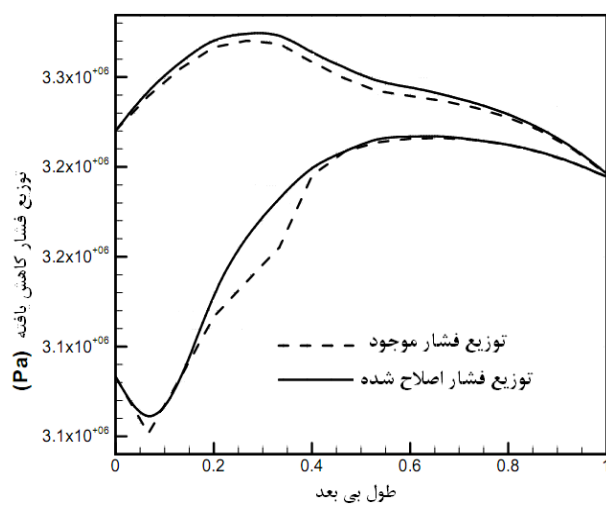
شکل ۱۰ هندسه موجود و اصلاح‌شده



شکل ۹ توزیع فشار کاهش‌یافته موجود و اصلاح‌شده



شکل ۱۲ هندسه موجود و اصلاح‌شده



شکل ۱۱ توزیع فشار کاهش‌یافته موجود و اصلاح‌شده

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 شروود به دست می‌آید؛ به عبارت دیگر، خط شبه‌نرمال به گونه‌ای دیواره هاب و شروود را به هم وصل می‌کند که θ روی آن ثابت بماند. بنابراین، $d\theta/dm$ معلوم می‌باشد، اما مقادیر $\partial\theta/\partial r$ و $\partial\theta/\partial z$ باید تعیین شوند. اگر مشتق سوئی در جهت‌های m و s را بنویسیم خواهیم داشت:

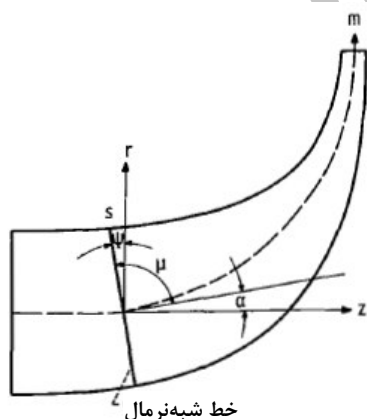
$$\frac{d\theta}{dm} = \frac{\partial\theta}{\partial r} \frac{dr}{dm} + \frac{\partial\theta}{\partial z} \frac{dz}{dm} = \frac{\partial\theta}{\partial r} \sin\alpha + \frac{\partial\theta}{\partial z} \cos\alpha \quad (7)$$

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{\partial\theta}{\partial r} \frac{dr}{ds} + \frac{\partial\theta}{\partial z} \frac{dz}{ds} = \frac{\partial\theta}{\partial r} \sin(\mu + \alpha) + \frac{\partial\theta}{\partial z} \cos(\mu + \alpha) \quad (8)$$

که در این رابطه، μ زاویه 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 به دست می‌آید.

$$\frac{\partial\theta}{\partial r} = \frac{\cos\psi}{\cos(\psi - \alpha)} \frac{d\theta}{dm} \quad (9)$$

$$\frac{\partial\theta}{\partial z} = \frac{\sin\psi}{\cos(\psi - \alpha)} \frac{d\theta}{dm} \quad (10)$$



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 ارائه شده در مرجع [۲۱]، لازم بود مختصات زاویه‌ای θ

این افزایش فشار باعث می‌شود ناحیه ویک^۱ خروجی پروانه سمت شروود 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 شروود، چون ضریب فشار کاهش‌یافته روی آن مثبت است، سیال انرژی کافی برای غلبه به افزایش ناگهانی فشار را ندارد. توزیع فشار کاهش‌یافته روی شروود 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 شروود بهتر است. نشان داده می‌شود که برای دیفیوزرهای منحنی مانند مجرای واگرای ۹۰ درجه، ماکزیمم بارگذاری موقعی به دست 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 شروود اعمال شود و سپس شیب منحنی فشار به تدریج ملایم شود. در انتهای شروود نیز شیب منحنی فشار منفی می‌شود تا ممنت 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 در نظر گرفته می‌شود.

۵- اصلاح سه‌بعدی هندسه پروانه کمپرسور بر

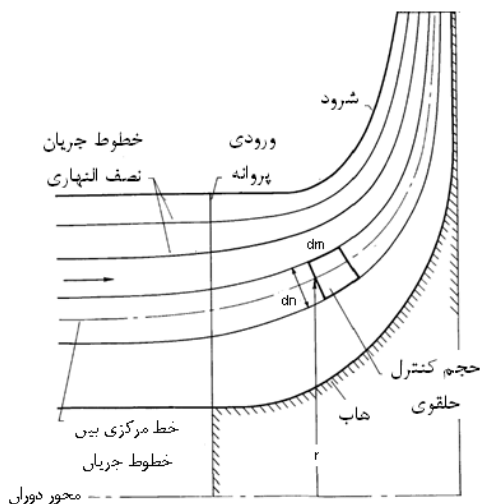
مبنای بارگذاری روی سطوح پره

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 شروود قرار گیرد، $\theta = \theta(r, z)$ خواهد بود و بنابراین:

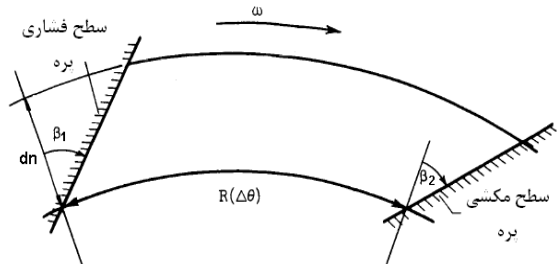
$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{\partial\theta}{\partial r} \frac{dr}{ds} + \frac{\partial\theta}{\partial z} \frac{dz}{ds} \quad (6)$$

1. Wake

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



شکل ۱۴-الف حجم کنترل دیفرانسیلی المان سیال در صفحه نصف‌النهای



شکل ۱۴-ب حجم کنترل دیفرانسیلی المان سیال در صفحه پره به پره

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

$$\psi_j^i = \left[1 + a \left(1 - \left(\frac{\Delta P_{T \arg et. j}^i}{\Delta P_j^i} \right)^b \right) \right] \frac{2\pi\rho}{N} \Delta P_j^i \quad (14)$$

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

$$V_\theta = W_\theta + r\omega \quad , \quad W_\theta = W \sin \beta \quad (15)$$

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

$$\frac{\partial \theta}{\partial z} = \frac{\sin(\mu + \alpha)}{\sin \mu} \frac{d\theta}{dm} - \frac{\sin \alpha}{\sin \mu} \frac{d\theta}{ds} \quad (11)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial r} = \left(\frac{1}{\sin \alpha} - \frac{\sin(\mu + \alpha)}{\sin \mu} \right) \frac{d\theta}{dm} \cotan \alpha + \frac{\sin \alpha}{\sin \mu} \frac{d\theta}{ds} \cotan \alpha \quad (12)$$

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 در نظر گرفته شود، قانون بقای مومنتم زاویه‌ای برای جریان غیرلزج طبق رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} r \times F_s &= \int_{c.s} (r \times V_\theta)(\rho \bar{V} \cdot d\bar{A}) \Rightarrow \\ r \times \Delta P (dm \cdot dn) &= (\rho W_m r \frac{2\pi}{N} dn) [(rV_\theta)_{out} - (rV_\theta)_{in}] \\ \Rightarrow \Delta P &= \rho W_m \frac{2\pi}{N} \frac{d(rV_\theta)}{dm} \end{aligned} \quad (13)$$

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 زاویای ورودی و خروجی هندسه اصلاح‌شده منطبق بر شیب زاویای 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 طراحی شده به صورت کاملاً سه‌بعدی تحلیل گردد تا با مقایسه آن با هندسه اولیه بهبودهای به‌دست آمده نمایان گردد.

۶- تحلیل سه‌بعدی کمپرسور

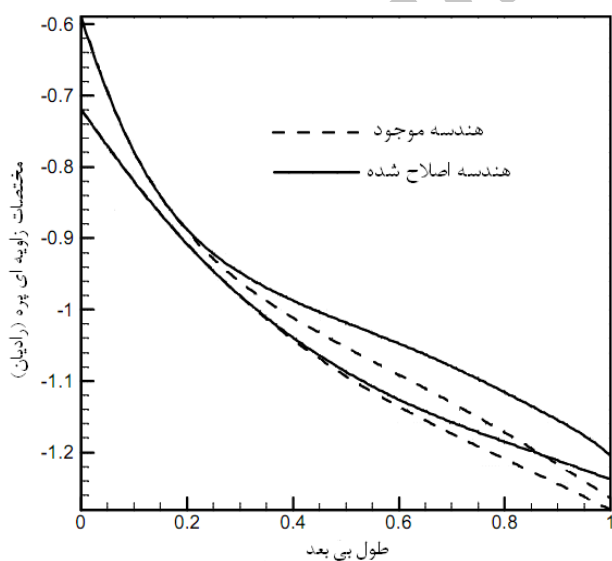
به منظور تحلیل سه‌بعدی کمپرسور گریز از مرکز، بخش نازل ورودی، پره‌های راهنما، خم‌های ورودی جریان به هر طبقه، پروانه‌ها، خم دوم برای هر پروانه و کانال‌های برگشت جریان مابین طبقات کمپرسور به عنوان میدان حل سه‌بعدی در نظر گرفته می‌شوند.

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.

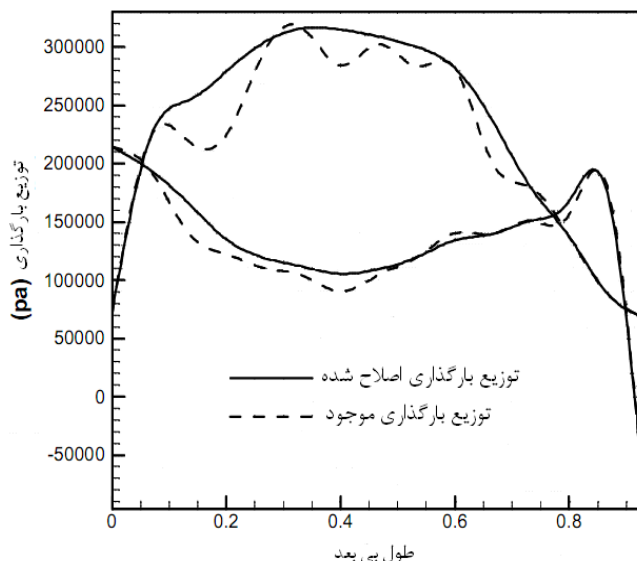
$$\tan \beta = r \frac{d\theta}{dm} \quad (16)$$

همان‌طور که می‌دانیم، هدف از اصلاح بارگذاری با توجه به تثبیت زاویای ورودی و خروجی جریان از پروانه، افزایش نسبت فشار با بهبود کارایی پروانه می‌باشد. از طرفی می‌دانیم که بارگذاری بهینه در روی هاب و شروود 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 شروود 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



ب) هندسه موجود و اصلاح‌شده متناظر با بارگذاری اصلاح‌شده

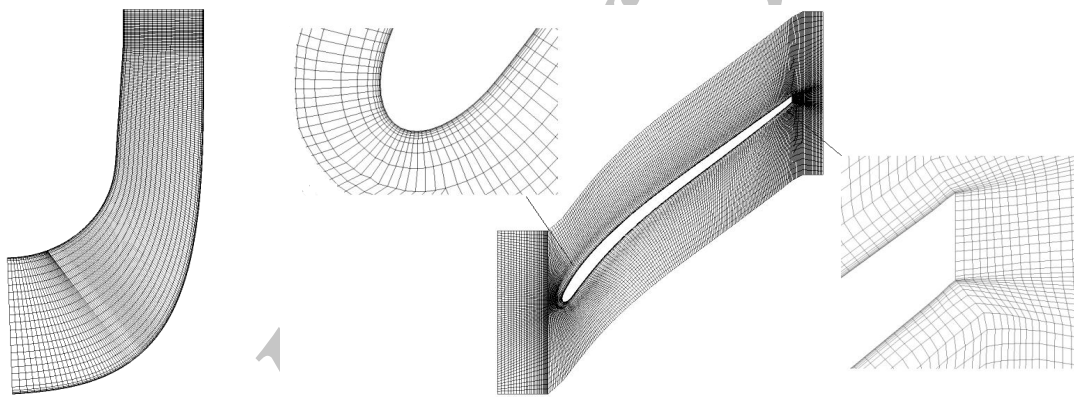


الف) توزیع بارگذاری موجود و اصلاح‌شده

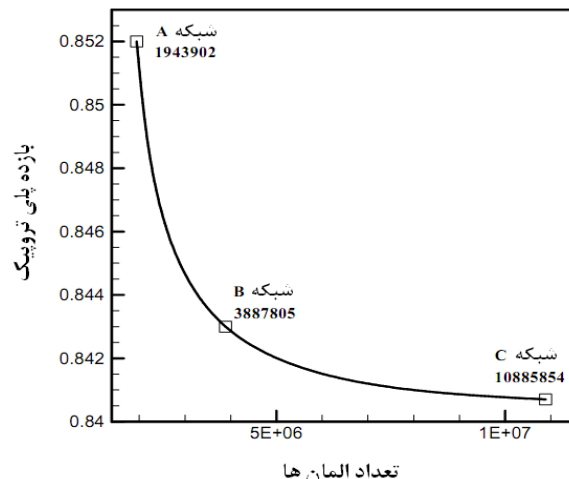
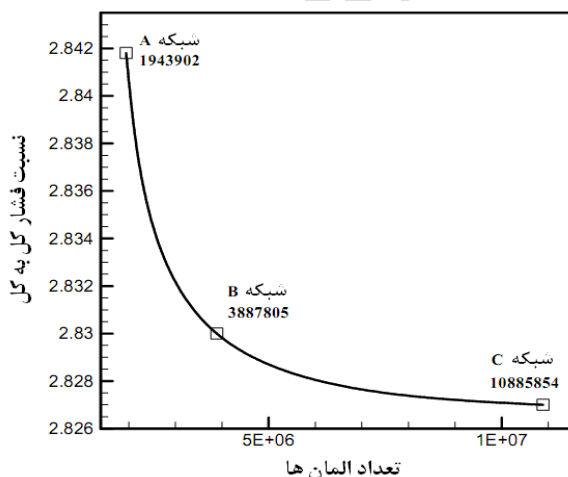
شکل ۱۵ مقایسه هندسه و توزیع بارگذاری قبل و بعد از طراحی حالت اول

به ازای ریزتر شدن شبکه، قابل صرف نظر 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 زمان بر می باشد. عموماً به منظور یافتن چنین شبکه ای نمودار تغییرات جوابها بر حسب تعداد گره های شبکه رسم می گردد و در هر مرحله تعداد گره ها افزایش می یابد و در نهایت این کار تا جایی تکرار می شود که تغییرات به حد قابل قبول برسد. شکل ۱۶ نمونه شبکه تولید شده روی پروانه کمپرسور و شکل ۱۷ بررسی استقلال حل از شبکه را نشان می دهد. همان طور که در شکل ۱۷ مشاهده می گردد، شبکه B (تعداد المان ۳۸۸۷۸۰۵ عدد) برای اطمینان از استقلال حل از شبکه مناسب است؛ لذا، در شبیه سازی انجام شده، شبکه B معیار کار قرار گرفته است.

به منظور تولید هندسه، شبکه بندی آن و تحلیل جریان، از نرم افزار آنسیس^۱ استفاده می شود. برای تولید شبکه کاملاً سازمان یافته روی میدان حل، از بخش تولید مش و توربوگرید^۲ در نرم افزار آنسیس استفاده می گردد. به علت تقارن موجود در هندسه بسیاری از اجزای کمپرسور، لازم نیست کل هندسه کمپرسور شبکه بندی شود و می توان با استفاده از شرط مرزی متناوب تنها قطعی از آن ها را شبیه سازی کرد. تولید شبکه در کل، روند سعی و خطا دارد. این بخش بیشترین زمان تحلیل سه بعدی را به خود اختصاص می دهد، زیرا کیفیت شبکه بندی روند همگرایی حل را به شدت تحت تاثیر قرار می دهد. شبکه بندی نهایی از چندین روند تجربی تکراری حاصل می شود. به طور کلی حل یک مسئله دینامیک سیالات عددی باید مستقل از شبکه باشد. استقلال از شبکه یعنی اینکه تغییرات جوابها،



شکل ۱۶ شبکه سازمان یافته تولید شده روی سطوح پره به پره و نصف النهاری پروانه طبقه اول کمپرسور



شکل ۱۷ بررسی اثر اندازه شبکه روی حل عددی

1. Ansys
2. Turbo Grid

۶-۱- روش حل عددی

طور محلی، برای رسیدن به سرعتی که دبی جرمی تعیین شده 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 استخراج شده از مدارک موجود به دست می‌آید. شرط مرزی فشار خروجی نیز در خروجی جمع‌کننده جریان در نظر 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 محاسبه شده 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 شروود از شرط مرزی دیواره استفاده می‌شود. شرایط مرزی به کار رفته در تحلیل عددی کمپرسور، بر اساس نتایج آزمایش‌های انجام شده در بستر تست شرکت توربوکمپرسور نفت، مطابق جدول ۱، ارائه می‌گردد.

جدول ۱ شرایط مرزی به کار رفته در تحلیل عددی

$10^7 \text{ nm}^3/\text{day}$	دبی حجمی جریان ورودی
۹۲ bar	فشار جریان فلنج خروجی
گاز طبیعی	سیال عامل
۳۱۸ K	دمای سیال ورودی
۲/۸۲	نسبت فشار

۶-۳- شبیه‌سازی سه‌بعدی هندسه اصلاح شده 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 به دست آمده در آزمون‌های تجربی استفاده می‌شوند. مقایسه شبیه‌سازی سه‌بعدی در دور طراحی برای کمپرسور با پروفیل پره موجود و اصلاح شده، به همراه سایر اجزای موجود و با شبکه محاسباتی یکسان، نشان‌دهنده افزایش ۵ درصدی در نسبت فشار کمپرسور می‌باشد.

از آنجا که روتورها و مجاری ارتباطی بین آن‌ها برای کمپرسور مدنظر دارای تقارن محیطی است، از روش صفحه اختلاط^۱ 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 $k-\omega$ و از نوع SST و طرح فرارفت^۲ از دقت مراتب بالا^۳ 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 در نظر 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^۴ از دقت مرتبه چهار برای کوپل کردن فشار و سرعت در نظر گرفته می‌شود.

۶-۲- شرایط مرزی

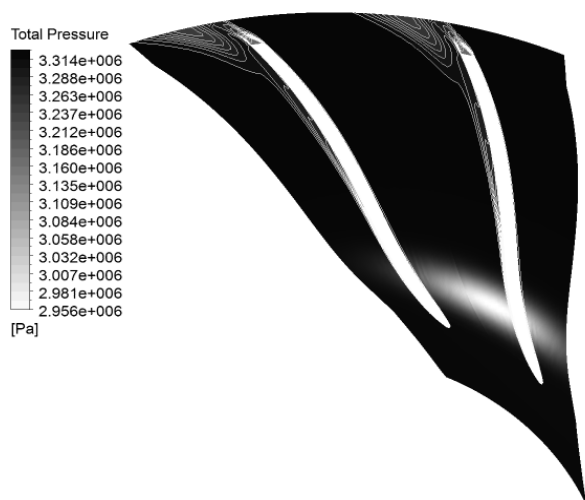
تعیین شرایط مرزی مناسب از جمله مواردی است که می‌تواند موجب حل صحیح مسئله و هم‌گرایی سریع برنامه شود. در این مقاله، به منظور مدل‌سازی کمپرسور در نقطه طراحی، در ورودی کمپرسور شرط مرزی دبی جرمی ورودی استفاده می‌شود. از شرط مرزی دبی جرمی ورودی، برای تعیین شار جرمی، در مرز ورودی استفاده می‌شود. فشار سکون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

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

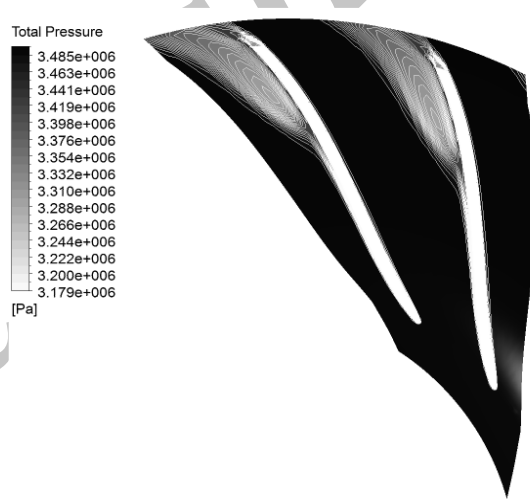
در شکل ۲۰ خطوط جریان در صفحه پره به پره و در شرود پروانه اول به عنوان نمونه ارائه می‌گردد. با توجه به شکل، ایجاد جدایش جریان از سطح مکشی پره موجود و تشکیل پدیده جت و ویک و ایجاد انسداد برای مسیر عبور جریان و در نهایت اتلاف انرژی به وضوح قابل رویت می‌باشد که با اصلاح هندسه این پدیده از بین می‌رود.

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.

شکل‌های ۱۸ تا ۲۲ مقایسه بین کانتورهای میدان جریان 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.

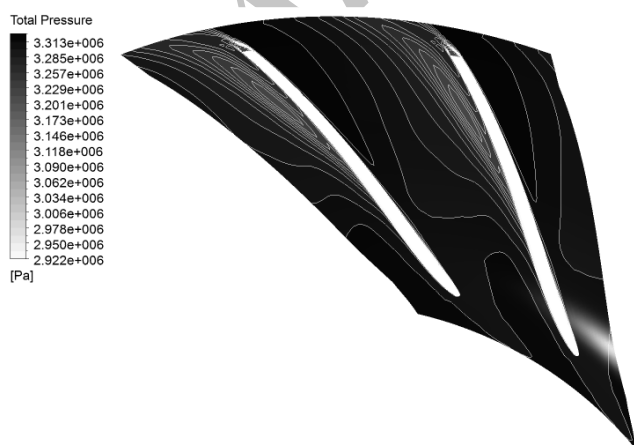


ب) هندسه اصلاح‌شده

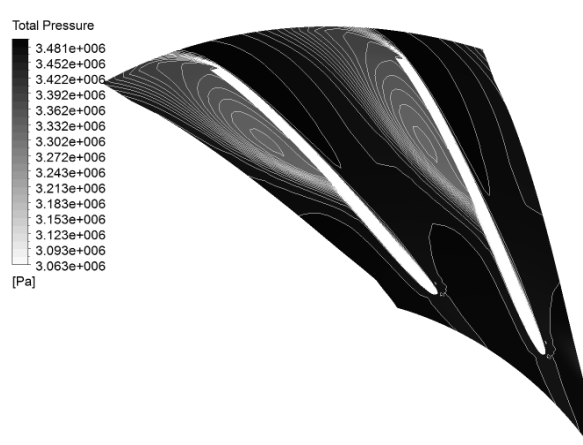


الف) هندسه موجود

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

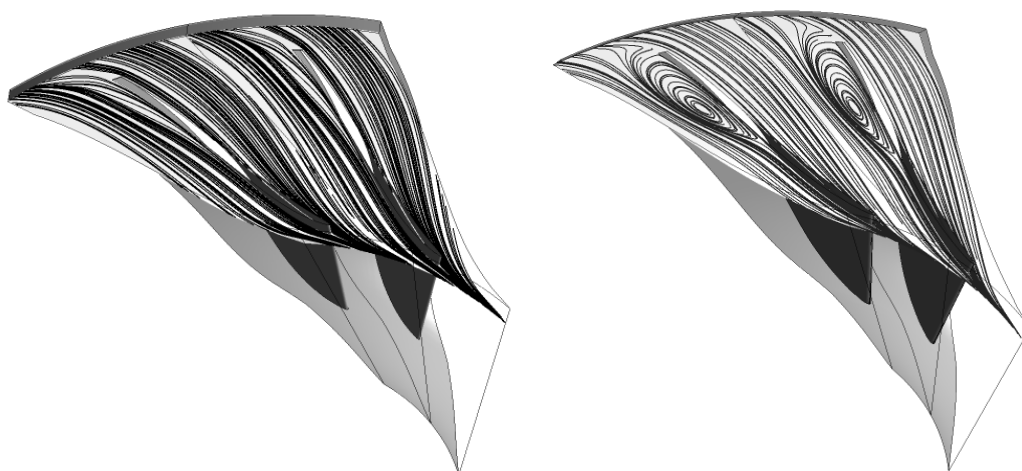


ب) هندسه اصلاح‌شده



الف) هندسه موجود

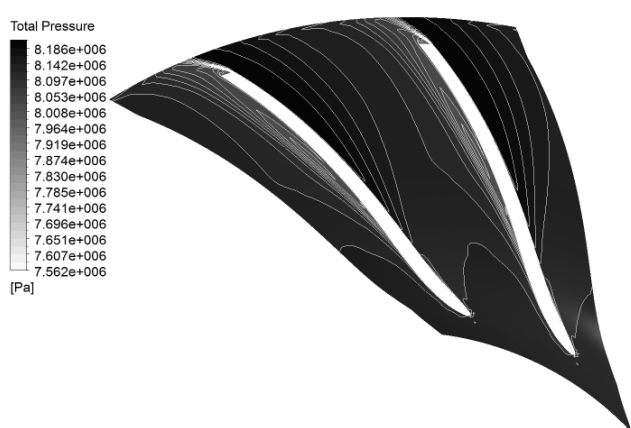
شکل ۱۹ کانتور فشار سکون نسبی روی صفحه پره به پره نوک پروانه اول



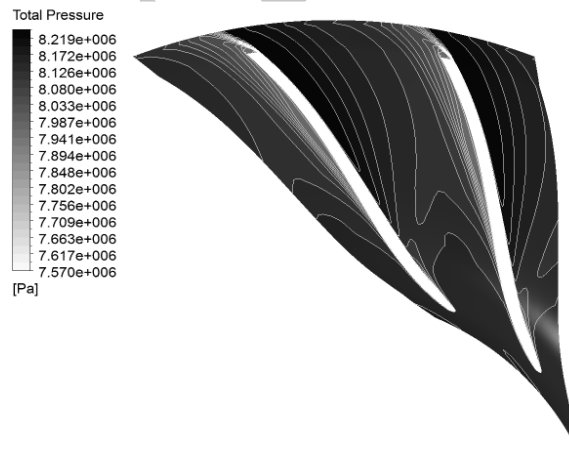
(ب) هندسه اصلاح شده

(الف) هندسه موجود

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

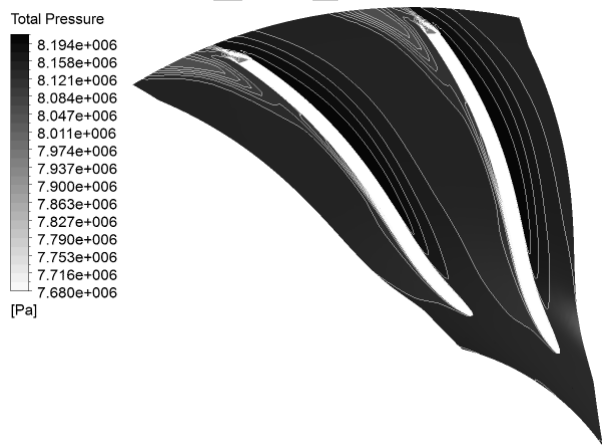


(ب) هندسه اصلاح شده

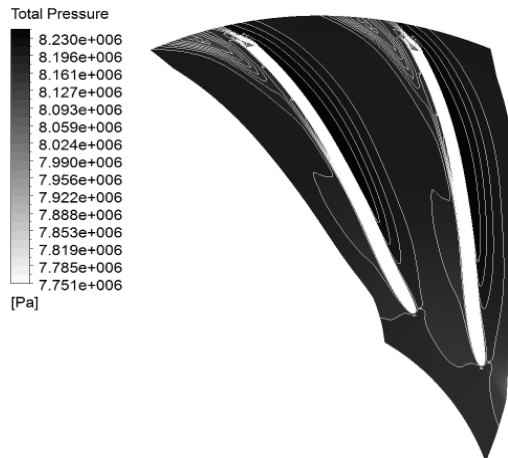


(الف) هندسه موجود

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



(ب) هندسه اصلاح شده



(الف) هندسه موجود

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

- [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 Turbomachinery Blading Design", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, No. 2, 1998, pp. 247-255.
- [12] De Vito L., Braembussche 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] Braembussche 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., Braembussche 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*

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 به نظر 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 هزینه بسیار پایین پیش برد. در این پژوهش، اصلاح هندسه 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., Stubby 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., Stubby G. D., "Direct Design of Ducts", *Journal of Fluids Engineering, Transaction ASME*, Vol. 125, 2003, pp. 158-165.

- 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", *PI 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
- 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",

Archive of SID