

روشی نوین در طراحی معکوس مبتنی بر گلوله- اسپاین برای مجاری متقارن محوری با کاربرد در توربین‌های گازی

فرهاد قدک ^۱	مهدي نیلی احمدآبادی ^۲	محمد دورعلی ^۳ و علی حاجیلوی بنیسی ^۴
مرکز تحقیقات ایرودینامیک قدر	دانشکده مهندسی مکانیک	دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه جامع امام حسین(ع)	دانشگاه صنعتی اصفهان	دانشگاه صنعتی شریف

(تاریخ دریافت: ۸۹/۲/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۸۹/۱۰/۲۲)

چکیده

در این تحقیق یک روش جدید برای طراحی معکوس مجاری تقارن محوری ارائه شده است. این روش که جزء روش‌های تکراری است، با یک حدس اولیه برای هندسه مجرا شروع شده و تا رسیدن به هندسه مطلوب، پس از هر مرحله حل عددی جریان، یک اصلاح شکل برای رسیدن به توزیع فشار مطلوب صورت می‌گیرد. تغییر شکل مجرا توسط یک الگوریتم جدید بنام گلوله-اسپاین انجام می‌شود که در این تحقیق معرفی و توسعه داده می‌شود. در این الگوریتم، دیواره مجرا با گلوله‌های فرضی جایگزین می‌شود که به صورت آزادانه می‌توانند در راستاهای مشخصی به نام اسپاین حرکت کنند. در هر مرحله تغییر شکل مجرا، معادلات اویلر روی صفحه تقارن محوری مجرا حل می‌شود. نرخ همگرایی بالا و امکان ترکیب آسان و سریع این الگوریتم با هر کد تحلیل جریان را می‌توان از مزایای اصلی این روش بیان کرد. با اصلاح توزیع فشار روی دیواره‌های داخلی و خارجی یک نازل حلقوی، به عنوان یک مورد عملی، از این روش برای اصلاح شکل هندسی آن استفاده می‌شود. با استفاده از این روش در نازل توربین گاز یک موتور جت، ضریب پیشرانش حدود ۲ درصد و نیروی پیشرانش حدود ۷ درصد بهبود یافته است.

واژه‌های کلیدی: طراحی معکوس، جریان داخلی، گلوله-اسپاین، معادلات اویلر تقارن محوری، نازل حلقوی

A New Method in Inverse Design, Based on Ball-Spine for Axisymmetric Ducts with Application in Gas Turbines

F. Ghadak

Ghadr Aerodynamic Research Center

Imam Hussein Univ.

M. Nili

Mech. Eng. Dep't.

Isfahan Univ. of Tech.

M. Dourali and A. Hajilouy-Benisi

Mech. Eng. Dep't.

Sharif Univ. of Tech.

(Received: 3 May, 2010; Accepted: 12 Jan., 2011)

ABSTRACT

In this study, a novel inverse design method is introduced for axisymmetric ducts in subsonic regimes. This method is an indirect one and starts with an initial guess. In this algorithm, the duct walls are simulated by hypothetical balls moving freely in specified directions, called spines. The advantages of this shape modification algorithm are high convergence rate and performing as a black box. Thus, the algorithm can easily be combined with any efficient flow solver. Based on this algorithm, the final nozzle propulsive force is increased about 7%.

Keywords: Inverse Design, Internal Flow, Ball-Spine, Axisymmetric Euler Equations, Annular Nozzle

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): fghadak@gmail.com

۲- استادیار: nili@mech.sharif.edu

۳- استاد: durali@sharif.edu

۴- دانشیار: hajilouy@sharif.edu

۱- مقدمه

از دیر باز تلاش‌های بسیاری برای طراحی بهینه سیستم‌هایی که شامل عبور سیال یا انتقال حرارت بوده‌اند، صورت گرفته است. از موارد این سیستمها می‌توان به منیفولدها در موتورهای احتراق داخلی، نازلها، دیفیوزرها و پرها در توربین‌ها و کمپرسورها اشاره کرد. مسائل طراحی شکل بهینه، شامل دینامیک سیالات محاسباتی و الگوریتم‌های طراحی می‌باشد. محدودیت‌ها و هزینه‌های محاسباتی را می‌توان چالش‌های اصلی روش‌های طراحی به‌شمار آورد.

یکی از روش‌های طراحی شکل بهینه مجاری، روش طراحی معکوس است که در آن، شکل مرزها مجهول و توزیع فشار در راستای مرزها معلوم می‌باشد. تلاش برای توسعه روش‌های طراحی معکوس به معادلات کامل‌تر (پتانسیل کامل، اوپلر، و ناوبراستوکس) به پیچیدگی آنها افزوده است. لذا همواره تلاش بسیاری برای توسعه روش‌های کارا، آسان، و با قابلیت کاربردهای عمومی‌تر صورت گرفته است.

به‌طور 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 ایجاد کرده که با حل آنها به‌طور مستقیم شکل جسم به‌دست می‌آید [۱]. ایده حل مسائل تحلیلی و طراحی فقط با یک فرمولاسیون، نتیجه طبیعی فلسفه طراحی مستقیم جدید است. این ایده توسط ریت بی^۱ در زمینه جریان‌های سطحی آزاد مطرح گردید [۲]. این کار، شروع اصلی بر ایده طراحی مستقیم به‌کار گرفته شده در کار اشرفی‌زاده [۳] بوده است. طبیعی‌رهنی و همکاران [۴] این روش را برای طراحی کانال‌ها بر اساس معادلات اوپلر در رژیم‌های مادون‌صوت و مافوق‌صوت توسعه دادند.

دسته دیگری از روش‌های طراحی معکوس، روش‌های تکراری هستند که متغیرهای جریان و پارامترهای هندسی در فرآیند حل از یکدیگر مستقل هستند. روش‌های طراحی تکراری، دنباله‌ای از مسائل تحلیلی را حل می‌کنند که در هر مرحله تحلیل، یک اصلاح شکل برای رسیدن به توزیع فشار

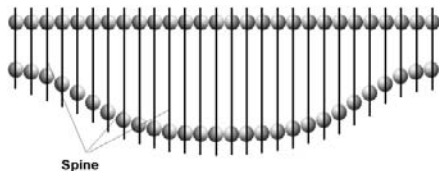
هدف را نیز به‌دنبال دارد. روش‌های تکراری، نظیر روش‌های بهینه‌سازی، از دیرباز جزء رایج‌ترین روشها در حل مسائل کاربردی طراحی شکل اجسام بوده است. اگر چه این روش‌ها از لحاظ محاسباتی پرهزینه می‌باشند اما معادلات حاکم بر آنها، همان معادلات حاکم بر روش‌های تحلیل عددی می‌باشند. اکثر روش‌هایی که تا به امروز برای طراحی تکراری استفاده شده است، بر پایه سعی و خطا یا الگوریتم‌های بهینه‌سازی است. فرآیندهای سعی و خطا، وقت گیر، گران و نیازمند تجربه طراح می‌باشند. الگوریتم‌های بهینه‌سازی مانند الگوریتم ژنتیک و روش‌های دیگر بهینه‌سازی [۵] نیز از نظر ریاضی پیچیده و هزینه محاسباتی بالائی دارند.

روش‌های دیگری نیز ارائه شده‌اند که بعد از هر مرحله حل میدان جریان، از الگوریتم‌های فیزیکی به‌جای 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 [۶-۷] اشاره کرد.

دسته دیگری از روش‌های تکراری، روش‌های تصحیح باقی‌مانده هستند. در این روش‌ها، مسئله کلیدی چگونگی ارتباط بین تفاوت‌های محاسبه شده (تفاوت میان توزیع فشار محاسبه شده و توزیع فشار هدف) با تغییرات مورد نیاز در هندسه است. روش‌های تصحیح باقیمانده تلاش می‌کند که از روش‌های تحلیلی به عنوان یک جعبه سیاه برای حل مسئله طراحی معکوس استفاده کند. برگر [۸]، روش انحنای خط جریان را ارائه و تغییر در انحنای سطح را به تغییر در سرعت مرتبط نمود. پس از آن، روش‌های زیادی مبتنی بر این ایده توسعه پیدا کرد.

اخیراً نیلی یک روش جدید طراحی معکوس دوبعدی به‌نام الگوریتم ریسمان انعطاف‌پذیر برای رژیم‌های جریان داخلی ارائه نموده است. در این روش، دیواره‌های مجهول مجرا تحت الگوریتمی بر مبنای حرکت ریسمان انعطاف‌پذیر، از یک حدس اولیه تا رسیدن به هندسه نهائی و متناظر با توزیع فشار هدف، تغییر شکل می‌دهند. اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود در هر مرحله از محاسبات، عامل تغییر شکل دیواره‌ها می‌باشد که با نزدیک شدن به توزیع فشار هدف، این اختلاف فشار به صفر نزدیک شده و باعث توقف

اختلاف بین توزیع فشار موجود و مطلوب در هر نقطه از دیواره به گلوله فرضی متناظر در آن نقطه اعمال می‌شود و باعث جابه‌جائی آن می‌شود. همین‌که شکل مطلوب حاصل شود، این اختلاف به صفر رسیده و باعث توقف حرکت گلوله‌ها می‌شود. اگر گلوله‌ها در راستای نیروی اعمال شده جابه‌جا شوند، ممکن است گلوله‌های مجاور به هم برخورد کرده یا از یکدیگر دور شوند. برای جلوگیری از این مشکل، هر گلوله در کل فرآیند جابه‌جائی فقط در یک راستای مشخص به نام اسپاین می‌تواند حرکت کند. در شکل ۱، اسپاین‌ها به صورت خطوط عمودی در نظر گرفته شده‌اند که دو گلوله با X یکسان روی دو دیواره را به هم متصل می‌کنند. به عبارت دیگر، طول افقی مجرا در فرآیند تغییر شکل ثابت می‌ماند. در مسائل طراحی معکوس برای یکتا بودن جواب، لازم است طول مشخصه مجرا ثابت باشد. بنابراین، راستای اسپاین‌ها وابسته به این است که چه طول مشخصه‌ای از مجرا ثابت باشد. در مجراهای افقی با انحناء کم، اسپاین‌ها مطابق شکل ۱ عمودی در نظر گرفته می‌شوند. در بعضی مسائل مانند مجرای زانوئی، راستای اسپاین‌ها برای یک دیواره یکسان نیست. قید دیگری که برای یکتائی جواب مورد نیاز است این است که دهانه ورودی یا خروجی مجرا نیز ثابت باشد. در این تحقیق دهانه ورودی مجرا ثابت در نظر گرفته می‌شود.



شکل (۱): مجرای دوبعدی به همراه اسپاین‌ها.

۳- معادلات حاکم

برای به دست آوردن معادلات حاکم بر حرکت گلوله‌های روی دیواره، یک توزیع جرم یکسان در طول دیواره در نظر گرفته می‌شود. دیاگرام آزاد یک گلوله در شکل ۲ نشان داده شده است. روابط دینامیکی حاکم زیر به راحتی به دست می‌آید:

$$F_s = \Delta P \cdot A \cdot \cos \theta = m a_s, \quad (1)$$

$$\Rightarrow a_s = \frac{\Delta P \cdot A \cdot \cos \theta}{m},$$

$$\Delta y = \frac{1}{2} a_s (\Delta t)^2. \quad (2)$$

حرکت دیواره‌ها خواهد شد. او این روش را برای جریان‌های تراکم‌پذیر ایده‌آل مادون‌صوت و مافوق‌صوت [۹-۱۰] و همچنین جریان‌های تراکم‌ناپذیر لزج [۱۱] توسعه داده است. در این تحقیق، با الهام گرفتن از مبنای فیزیکی الگوریتم ریسمان انعطاف‌پذیر، الگوریتم گلوله-اسپاین ارائه می‌شود که ساده‌تر از الگوریتم ریسمان انعطاف‌پذیر می‌باشد. علاوه بر این، روش ریسمان انعطاف‌پذیر برای هندسه‌های متقارن محوری محدودیت دارد که روش گلوله-اسپاین این محدودیت را ندارد و جزء مزایای این روش محسوب می‌شود. در این روش، دیواره مجرا از یک سری گلوله‌های فرضی دارای جرم تشکیل شده است که می‌توانند آزادانه در راستاهای مشخصی به نام اسپاین حرکت کنند. تفاوت بین توزیع فشار مطلوب و موجود در هر مرحله از محاسبات، عامل حرکت گلوله‌ها در راستای اسپاین‌ها می‌باشد. بر خلاف دیگر روش‌های تصحیح باقی‌مانده با مبانی ریاضیات، که فقط از معادلات جریان برای حل مسئله طراحی معکوس استفاده می‌کنند، الگوریتم گلوله-اسپاین، مسئله طراحی معکوس را به یک مسئله ترکیبی جامد-سیال با مبنای فیزیکی قوی تبدیل کرده و از فشار برای تغییر دیواره انعطاف‌پذیر استفاده می‌کند. همچنین، بر خلاف روش‌های ریاضی تصحیح باقی‌مانده که از ضرایب دلخواه برای هم‌گرایی استفاده می‌کنند، در روش الگوریتم ریسمان گلوله-اسپاین، انتخاب جرم گلوله‌ها به عنوان کنترل‌کننده پایداری و نرخ هم‌گرایی می‌باشد. از این روش برای طراحی مجاری متقارن محوری با کاربرد در توربین‌های گازی اسنفاده شده است.

۲- مبنای روش مورد استفاده

مجرای دوبعدی انعطاف‌پذیری مطابق شکل ۱ در نظر گرفته شده است. دیواره‌های این مجرا از گلوله‌های فرضی تشکیل شده‌اند که می‌توانند در راستای مشخص اسپاین‌ها آزادانه جابه‌جا شوند. عبور جریان از داخل مجرا باعث می‌شود یک توزیع فشار (موجود) به سطح تر شده مجرا اعمال شود. اگر توزیع فشار مطلوب به سطح بیرونی دیواره مجرا اعمال شود، منطقی خواهد بود که دیواره انعطاف‌پذیر به سمت شکلی تغییر شکل دهد که توزیع فشار روی سطح تر شده همان توزیع فشار مطلوب باشد. به عبارت دیگر، نیروی ناشی از

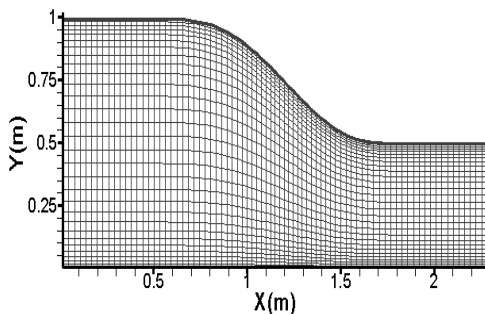
۴- اعتبارسنجی

برای بررسی صحت عمل کرد این روش، یک هندسه معین نظیر یک نازل میخائیل یا نازل حلقوی تقارن محوری به منظور محاسبه فشار روی دیواره‌های جامد مورد بررسی قرار داده، سپس، این توزیع فشار به‌عنوان توزیع فشار مطلوب در مسائل طراحی معکوس در نظر گرفته می‌شود. این کار برای جریان تراکم‌پذیر، یعنی معادله اوپلر، انجام می‌گردد. به دلیل اینکه توزیع فشار محاسبه شده و مطلوب در راستای دیواره‌های جامد بسیار به یکدیگر نزدیک است، فقط توزیع فشار مطلوب در نمودارهای مربوطه رسم شده است.

۴-۱ نازل میخائیل متقارن محوری

به منظور بررسی استحکام روش طراحی پیشنهاد شده، یک شبکه محاسباتی 80×30 برای طراحی نازل نشان داده شده در شکل ۳ با ماخ ورودی 0.2 مورد استفاده قرار می‌گیرد. با حل عددی جریان داخل این نازل، توزیع فشار در راستای دیواره آن مطابق شکل ۴ به دست می‌آید. این توزیع فشار به‌عنوان توزیع فشار مطلوب برای طراحی معکوس در نظر گرفته می‌شود.

یک مجرای ساده مستطیلی با دیواره‌های مستقیم به عنوان حدس اولیه انتخاب می‌شود. با حدس اولیه نه چندان مناسب، برنامه طراحی با 500 تکرار به شکل مطلوب همگرا می‌شود، که شکل ۵ نحوه تغییر شکل دیواره تا همگرایی کامل را نشان می‌دهد.



شکل (۳): نازل متقارن محوری به‌عنوان شکل مطلوب

به‌همراه شبکه آن.

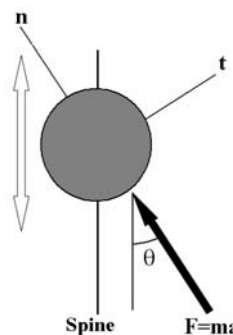
اگر ρ چگالی سطحی دیواره تعریف شود، رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\Delta y = \frac{1}{2} \frac{\Delta P \cdot A \cdot \cos \theta}{\rho A} (\Delta t)^2 = \frac{(\Delta t)^2}{2\rho} \Delta P \cos \theta, \quad (3)$$

که در آن، Δt فاصله زمانی برای جابه‌جایی گلوله‌ها در یک تغییر شکل و پارامتر $(\Delta t^2/\rho)$ پارامتر تنظیمی برای نرخ هم‌گرایی الگوریتم گلوله-اسپاین می‌باشد. هر چه این مقدار کمتر باشد، نرخ هم‌گرایی کندتر خواهد بود. البته در صورتی که مقدار $(\Delta t^2/\rho)$ از حدی بیشتر شود، این الگوریتم واگرا می‌شود. مکان جدید هر گلوله به صورت زیر به دست می‌آید:

$$x_i^{(t+\Delta t)} = x_i^{(t)}, \quad (4)$$

$$y_i^{(t+\Delta t)} = y_i^{(t)} + \frac{(\Delta t)^2}{2\rho} \Delta P_i \cos \theta_i. \quad (5)$$



شکل (۲): دیاگرام آزاد یک گلوله.

لازم به ذکر است همانند الگوریتم ریسمان انعطاف‌پذیر، مقادیر فشار موجود و مطلوب در هر نقطه از دیواره باید نسبت به فشار ابتدای نازل مطابق رابطه زیر نسبی شوند:

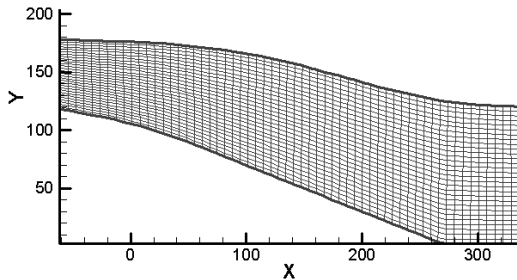
$$\Delta P_i = [(P_{T \text{ target}})_i - (P_{T \text{ target}})_1] - (P_i - P_1). \quad (6)$$

در این الگوریتم با تعریف باقیمانده به شکل زیر:

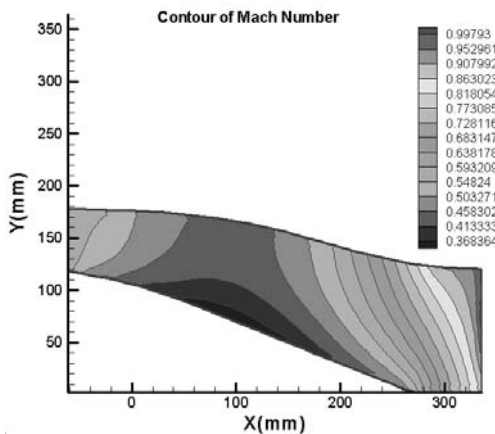
$$\text{residual} = \frac{\sum_{i=1}^N [P_i - (P_{T \text{ target}})_i]}{\sum_{i=1}^N [(P_{T \text{ target}})_i]}, \quad (7)$$

معیار هم‌گرایی برای طراحی 10^{-2} در نظر گرفته می‌شود که با رسیدن باقی‌مانده به این مقدار، فرآیند تصحیح هندسه پایان یافته و هندسه مطلوب حاصل می‌شود.

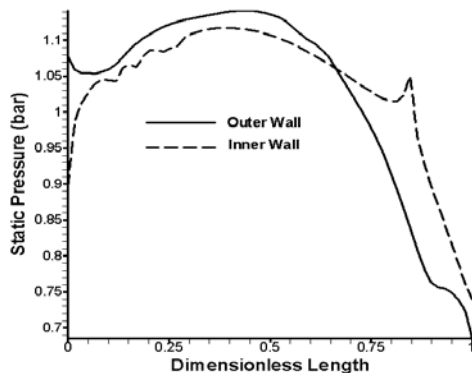
به‌عنوان توزیع فشار مطلوب و خطوط خط چین در شکل ۹ به‌عنوان حدس اولیه، الگوریتم طراحی پس از ۴۵۰ اصلاح شکل به شکل نهائی (خطوط توپر) همگرا می‌شود. لازم به ذکر است که برای بهبود نرخ همگرایی در این مثال از ایده ریسمان خط مرکزی [۹] استفاده شده است.



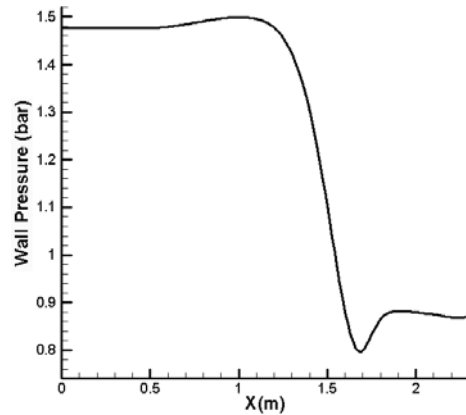
شکل (۹): نازل حلقوی به‌عنوان شکل مطلوب به‌همراه شبکه آن.



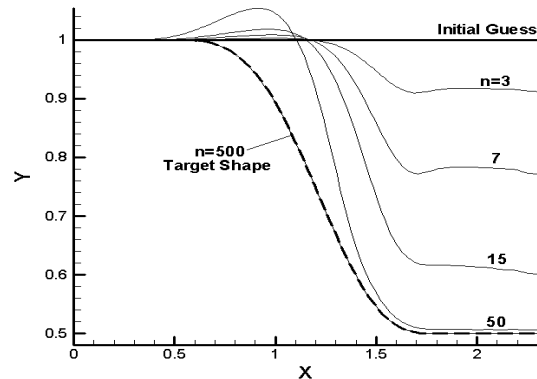
شکل (۶): کانتور عدد ماخ جریان داخل نازل توربین گاز.



شکل (۸): توزیع فشار دیواره‌های نازل حلقوی به‌عنوان توزیع فشار مطلوب.



شکل (۴): توزیع فشار دیواره نازل به‌عنوان توزیع فشار مطلوب.

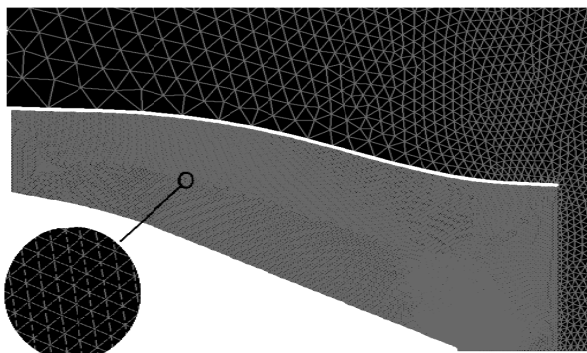


شکل (۵): روند اصلاح شکل دیواره از مجرای مستقیم تا نازل مطلوب.

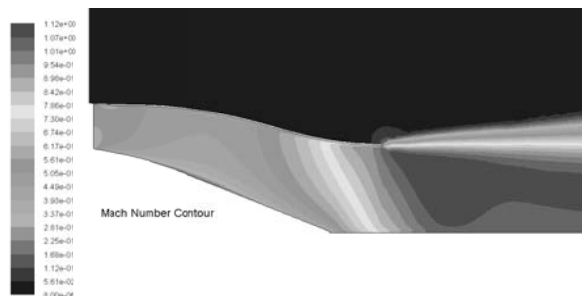
۴-۲ نازل حلقوی متقارن محوری

در این مثال، نازل حلقوی یک توربین گاز به‌عنوان شکل مطلوب مد نظر قرار دارد. تفاوت این مثال با مثال قبلی این است که در اینجا دو دیواره مجهول بوده و در روند تغییر شکل، هر دو دیواره باید اصلاح شوند. لازم به ذکر است که در این مثال، دیواره داخلی نازل قبل از رسیدن به انتهای نازل به محور تقارن نازل منتهی می‌شود. پس از حل عددی جریان داخل این نازل با شبکه نشان داده شده در شکل ۶، کانتور عدد ماخ و توزیع فشار روی دیواره‌های آن، مطابق شکل‌های ۷-۸ به‌دست می‌آید. در شکل ۷ همان‌طور که انتظار می‌رود عدد ماخ از حدود ۰/۵۸ در خروجی توربین، بعد از کاهش تدریجی تا ۰/۳۷ در ابتدای نازل، به عدد ماخ حدود ۱ در خروجی نازل می‌رسد. با در نظر گرفتن توزیع فشار شکل ۸

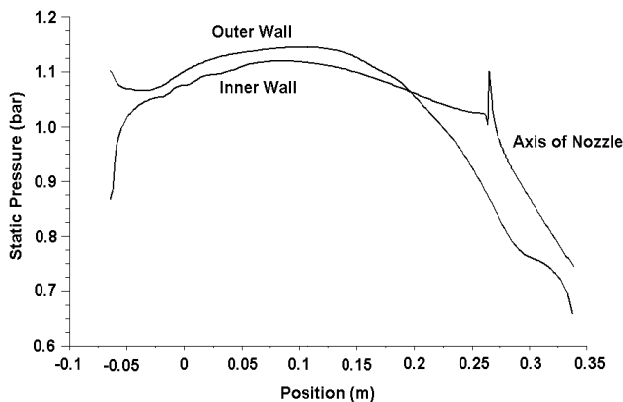
جریان لزج است، تطابق مناسبی با توزیع فشار حاصل از حل عددی AUSM غیر لزج (شکل ۸) دارد. این مقایسه نتایج کد عددی AUSM را که به عنوان حل کننده در طراحی معکوس استفاده می شود، صحت گذاری می کند.



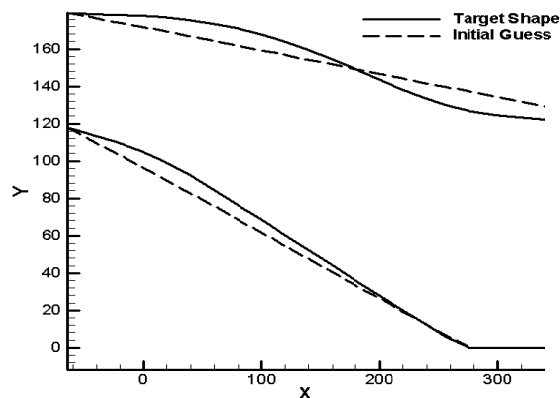
شکل (۱۰): نحوه شبکه بندی نازل و محیط اطراف.



شکل (۱۱): کانتور عدد ماخ برای نازل موجود.



شکل (۱۲): توزیع فشار دیواره های نازل موجود.



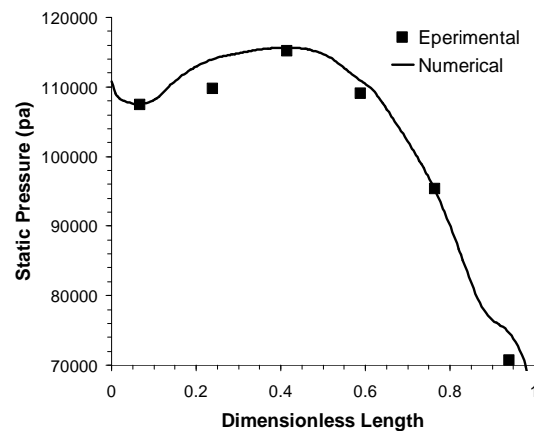
شکل (۹): هندسه حدس اولیه و هندسه نهائی پس از ۴۵۰ اصلاح شکل.

۵- شبیه سازی نازل توسط فلوننت

به منظور شبیه سازی نازل موجود و بررسی دقیق عملکرد آن از نرم افزار فلوننت استفاده شده است. حل معادلات نایر-استوکس تراکم پذیر در مختصات تقارن محوری توسط روش فشار-مینا و با مدل آشفتگی، $k-\epsilon$ و از نوع RNG انجام می گیرد. برای اینکه شرایط مرزی به شکل صحیحی اعمال شود، یک فضای بزرگ نسبت به نازل، در اطراف آن در نظر گرفته می شود. فضای اطراف نازل به اندازه ۲۰ برابر طول نازل از بالا و جلو، ادامه داده شده است. شبکه بندی به صورت بی سازمان انجام می گیرد. نحوه شبکه بندی مطابق شکل ۱۰ است که فقط قسمتی از آن مشاهده می شود. در مدل سازی نازل در شرایط آزمون های تجربی زمینی، شرایط مرزی خروجی (محیط اطراف) به صورت فشار خروجی برابر با فشار اندازه گیری شده خروجی نازل در شرایط آزمون در نظر گرفته می شود. در ورودی نازل، دمای سکون که همان دمای خروجی از توربین است و دبی جرمی توسط اندازه گیری در شرایط آزمون به دست می آیند. شبیه سازی نازل در دور ماکزیمم توربین گاز انجام می گیرد. پس از حل عددی جریان، کانتور عدد ماخ مطابق شکل ۱۱ به دست می آید. عدد ماخ از حدود ۰/۵۵ در خروجی توربین به عدد ماخ حدود ۱ در خروجی نازل می رسد. توزیع عدد ماخ در مقطع خروجی نازل از حدود ۰/۷۸ تا ۱/۰۷ تغییر می کند. توزیع فشار دیواره های نازل موجود در شکل ۱۲ نشان داده شده است. توزیع فشار حاصل از حل عددی با فلوننت (شکل ۱۲) که بر مبنای

۶- بررسی تجربی نازل و صحنه‌گذاری نتایج عددی

در شکل ۱۳ توزیع فشار حاصل از شبیه‌سازی عددی توسط نرم‌افزار فلونت با نتایج تجربی اندازه‌گیری شده در آزمایشگاه مقایسه شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با وجود صرف‌نظر از تیغه‌های هدایت‌کننده در ابتدای نازل و فرض تقارن محوری، نتایج عددی تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد. در بین مقادیر فشارهای اندازه‌گیری شده، نقطه دوم فاصله بیشتری با نتایج عددی دارد. این اختلاف را می‌توان به وجود سه‌تیغه هدایت‌کننده در ابتدای نازل مربوط دانست. در واقع فشار اندازه‌گیری شده در نقطه دوم در همان مقطعی است که سه‌تیغه هدایت‌کننده وجود دارد، در حالی که در شبیه‌سازی عددی، از وجود تیغه‌ها صرف‌نظر شده انتظار می‌رود که فشار حاصل از شبیه‌سازی عددی بیشتر از فشار تجربی اندازه‌گیری شده در این مقطع باشد.



شکل (۱۳): مقایسه توزیع تجربی و عددی فشار روی دیواره نازل موجود.

۷- تحلیل حجم کنترلی جریان نازل

اگر قبل از اصلاح توزیع فشار، تحلیل حجم کنترلی جریان داخل نازل انجام شود، درک فیزیکی بهتری نسبت به اثر توزیع فشار به وجود می‌آید. اگر حجم کنترلی مشابه شکل ۱۴ برای یک نازل ساده در نظر گرفته شود، معادله ممنت در جهت X به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0, \\ \Rightarrow -P_1 A_1 + P_{out} A_{out} + \dot{m}(V_{out} - V_1) \\ &+ P_{wall} A_{wall} + F_{friction} = 0, \\ \Rightarrow P_{out} A_{out} + \dot{m} V_{out} \\ &= +P_1 A_1 + \dot{m} V_1 - P_{wall} A_{wall} - F_{friction}. \end{aligned} \quad (8)$$

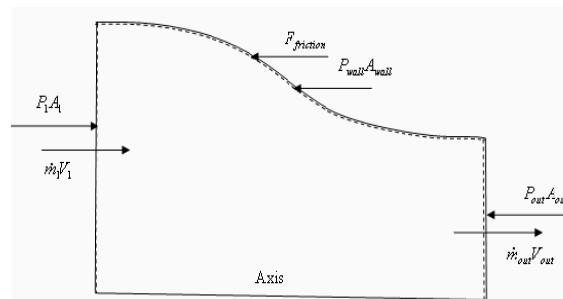
عبارت $P_{out} A_{out} + \dot{m} V_{out}$ در معادله (۸) در واقع نیروی پیشرانش مفید در خروجی موتور است. معادله (۸) نشان می‌دهد که در نازل همگرا نیروی ممنت ($PA + \dot{m}V$) از ورودی نازل تا خروجی آن کاهش می‌یابد. در این جا می‌توان ضریب پیشرانش را به صورت زیر تعریف کرد که بیان‌گر نسبت نیروی ممنت خروجی به ورودی نازل است:

$$\eta_{thrust} = \frac{P_{out} A_{out} + \dot{m} V_{out}}{P_1 A_1 + \dot{m} V_1}. \quad (9)$$

طبق رابطه (۹) این نسبت برای نازل هم‌گرا حتماً کوچک‌تر از یک می‌باشد. بنابراین هر چه بتوان این نسبت را افزایش داد، نیروی پیشرانش نیز افزایش خواهد یافت.

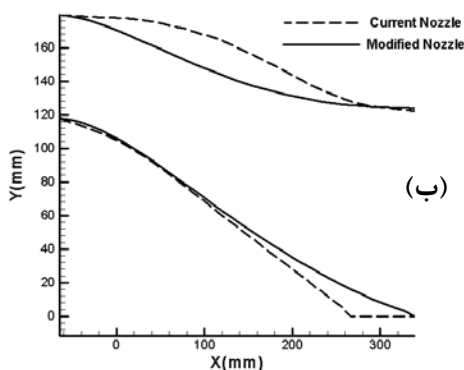
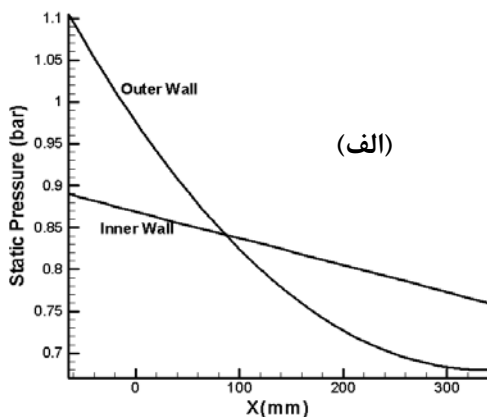
۸- اصلاح شکل نازل با استفاده از طراحی معکوس

پس از اطمینان از اعتبار کد عددی AUSM، با ترکیب این کد عددی به‌عنوان حل‌کننده جریان و الگوریتم طراحی، می‌توان شکل نازل موجود را به‌گونه‌ای اصلاح کرد که نیروی پیشرانش ایجاد شده در آن بهبود یابد. قبل از شروع طراحی، لازم است که توزیع فشار موجود اصلاح شود. نکته‌ای که باید مورد توجه قرار گیرد این است که اصلاح توزیع فشار به مفهوم پیدا کردن توزیع فشار بهینه نیست؛ زیرا توزیع فشار بهینه مقوله‌ای است که به پارامترهای زیادی بستگی دارد و خود به عنوان یک موضوع تحقیقاتی جالب نیاز به بررسی‌های بیشتر دارد. بنابراین، در اینجا می‌توان گفت که هندسه اصلاح‌شده، عمل کرد بهتری نسبت به هندسه موجود دارد.

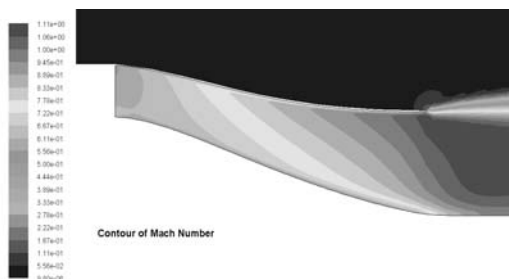


شکل (۱۴): حجم کنترل مربوط به یک نازل.

۸-۱- طراحی (الف)



شکل (۱۵): (الف) - توزیع فشار اصلاح شده مربوط به طراحی (الف) و (ب) - هندسه اصلاح شده نازل مربوط به طراحی (الف) و مقایسه آن با هندسه موجود.



شکل (۱۶): کانتور عدد ماخ برای نازل طراحی (الف).

۸-۲- طراحی (ب)

در کانتورهای عدد ماخ نازل موجود و طراحی (الف) مشاهده شد که توزیع عدد ماخ در خروجی نازل غیر یکنواخت است به طوری که هر چه به محور نازل نزدیک شویم عدد ماخ کاهش می‌یابد. لذا این ظرفیت وجود دارد که با یکنواخت کردن توزیع عدد ماخ در خروجی نازل، بتوان میزان ممنتم

به منظور ارائه توزیع فشار دیواره های نازل نکاتی را باید مورد توجه قرار داد:

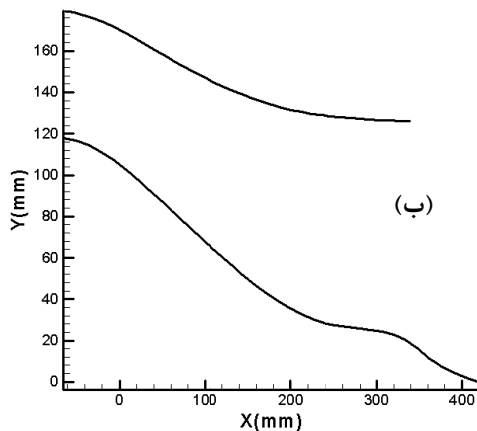
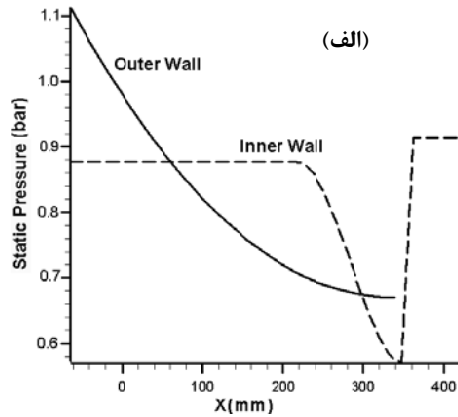
(۱) واضح است که نقش نازل، شتاب دادن به سیال است. بنابراین انتظار می‌رود در طول نازل، فشار استاتیک کاهش یابد. وجود هر گونه گرادیان فشار مثبت به صورت موضعی می‌تواند باعث رشد بیهوده لایه مرزی شده و تلفات را افزایش دهد. در توزیع فشار مربوط به نازل موجود، گرادیان فشار مثبت در ابتدای نازل مشاهده می‌شود. بنابراین به نظر می‌رسد اولین قدم در اصلاح توزیع فشار، حذف این گرادیان فشار مثبت باشد،

(۲) با توجه به S شکل بودن نازل در صفحه تقارن محوری، جهت تقعر و تحدب خط مرکزی مجرا در یک نقطه عطف عوض می‌شوند. بنابراین انتظار می‌رود که توزیع فشار دو دیواره در این نقطه عطف هم‌دیگر را قطع کنند. این نکته در توزیع فشار موجود نیز کاملاً مشهود است و

(۳) در مورد اصلاح توزیع فشار باید به این نکته توجه کرد که اصلاح شکل نازل نباید عمل کرد توربین ماقبل خود را تحت تأثیر قرار دهد. بنابراین فشارهای ابتدایی دیواره‌های نازل (فشار خروجی توربین) باید بدون تغییر باقی بماند. دبی جرمی نازل نیز بایستی ثابت بماند. از طرفی دبی جرمی نازل تابعی از اختلاف فشار ورودی و خروجی نازل می‌باشد. با توجه به ثابت بودن فشار ابتدایی نازل و فشار محیط اطراف فرض ثابت بودن دبی جرمی جریان کاملاً معقول است.

با توجه به نکات ذکر شده، توزیع فشار دیواره‌های نازل مطابق شکل ۱۵-الف اصلاح می‌شود. شکل اصلاح شده متناظر با این توزیع فشار و نیز هندسه موجود در شکل ۱۵-ب مشاهده می‌شود.

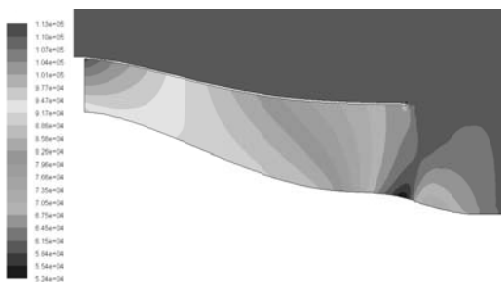
برای ارزیابی طراحی صورت گرفته، با وارد کردن هندسه اصلاح شده، بدون تغییر محدوده محاسباتی، اندازه شبکه و شرایط مرزی، نازل جدید بدون هیچ تغییری در روش حل، توسط فلونت تحلیل می‌شود. کانتور عدد ماخ شکل طراحی الف در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود کاهش عدد ماخ در نازل وجود ندارد. محاسبات حاصل از حل عددی نشان می‌دهد ضریب پیمایش ۱٪ و نیروی پیمایش ۳/۳٪ افزایش می‌یابد.



شکل (۱۷): الف - توزیع فشار اصلاح شده مربوط به طراحی (ب)
 ب - هندسه اصلاح شده نازل مربوط به طراحی (ب).



شکل (۱۸): کانتور عدد ماخ برای نازل طراحی (ج).



شکل (۱۹): کانتور فشار برای نازل طراحی (ج).

خروجی و در نتیجه نیروی پیشرانش را افزایش داد. در این دو نازل، فشار انتهایی دیواره مخروطی بیشتر از فشار انتهایی دیواره خارجی نازل است که یکی از علل کمتر بودن عدد ماخ خروجی در نزدیک محور نازل می‌باشد. بنابراین برای برابر شدن عدد ماخ خروجی نازل در انتهای دو دیواره، فشار استاتیک انتهای دیواره مخروطی باید کمتر از فشار انتهایی دیواره خارجی نازل شود. اما با توجه به رژیم صوتی جریان خروجی، فشار کمتر در هسته مرکزی خروجی نازل، می‌تواند باعث ایجاد موج ضربه‌ای موضعی در خروجی شود. به نظر می‌رسد به منظور جلوگیری از این پدیده، لازم است دیواره مخروطی نازل در فاصله کوتاهی از دهانه خروجی (۲۰ درصد طول نازل) امتداد یابد و توزیع فشار در این فاصله به فشار دیواره بالائی برسد. همچنین افزایش فشار تا حد ممکن در انتهای مخروطی بیرون نازل، خود، پیشرانش اضافی تولید می‌کند. مطابق دلائل ارائه شده و نکات قبل، توزیع فشار اصلاح شده برای طراحی (ب) در شکل ۱۷-الف و همچنین شکل طراحی (ب) با نازل موجود در شکل ۱۷-ب مقایسه شده است. کانتور عدد ماخ طراحی (ب) در شکل ۱۸ ارائه شده است. همان‌طور که انتظار می‌رود توزیع عدد ماخ در دهانه خروجی نازل تقریباً یکنواخت است. در شکل ۱۹ کانتور فشار نشان داده می‌شود. در ناحیه انتهای مخروطی نازل که بیرون از دهانه نازل قرار دارد، فشار افزایش یافته است و این تولید پیشرانش اضافی می‌کند. در این طراحی ضریب و نیروی پیشرانش به ترتیب $1/4$ و $4/7$ درصد افزایش می‌یابد.

۸-۳ - طراحی (ج)

در طراحی (ج) طول نازل 50% نازل موجود می‌باشد که تأثیر قابل توجهی روی کاهش تلفات اصطکاکی دارد. اختلاف بین توزیع فشار دو دیواره بیان‌گر انحنای نازل می‌باشد. در طراحی (ج) چون طول کمتر شده لازم است در این طول کمتر، انحنای افزایش یابد. همچنین در این طراحی انتهای دیواره مخروطی به صورت مقعر به محور نازل متصل شده است تا فشار انتهای مخروطی افزایش یابد. در شکل‌های ۲۰-۲۲ نتایج طراحی (ج) ارائه شده است.

در جدول ۱ نیروی پیشرانش و بازده پیشرانشی این سه طراحی و نازل موجود با یکدیگر مقایسه شده است. مقادیر این جدول توسط نرم‌افزار فلونتت با شبکه‌ای کاملاً ریز محاسبه شده است به طوری که استقلال از شبکه عددی کاملاً ارضاء شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود در طراحی (ج) ضریب پیشرانش ۰.۲ و نیروی پیشرانش ۷٪ افزایش یافته که قابل توجه می‌باشد.

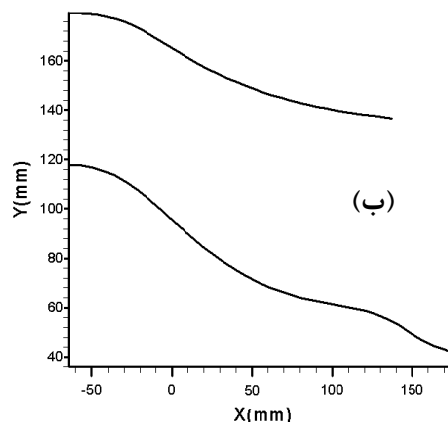
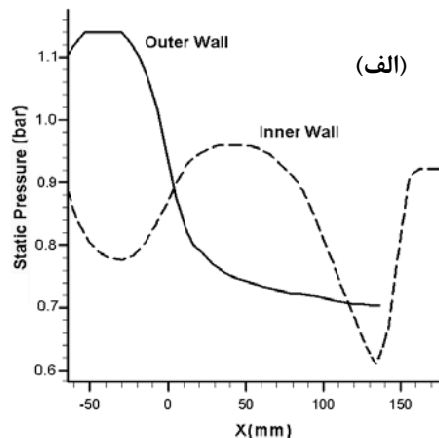
جدول (۱): مقایسه طراحی‌های انجام شده.

	نیروی پیشرانش	درصد افزایش	ضریب پیشرانش	درصد افزایش
نازل موجود	۲۵۰۳/۷۶	-	۰/۸۹۱۵۵	-
طراحی (الف)	۲۵۸۶/۰۲	۳/۲۸۵۴	۰/۹۰۱۰۳۴	۱/۰۶۴
طراحی (ب)	۲۶۲۰/۶۸۲	۴/۶۷	۰/۹۰۴	۱/۴۰۲۶
طراحی (ج)	۲۶۸۵/۲۶	۷/۲۵	۰/۹۱	۲/۰۴

نتیجه‌گیری

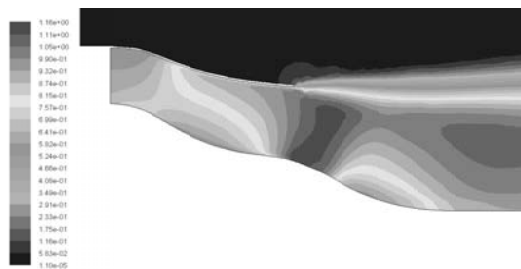
در این تحقیق، یک الگوریتم جدید طراحی معکوس ارائه شده که با کد تحلیل عددی تقارن محوری AUSM ترکیب شده و از آن برای طراحی آیرودینامیکی و بهینه‌سازی نازل حلقوی توربین گاز استفاده شده است. برای صحت‌گذاری نتایج طراحی، نتایج تحلیل عددی با نتایج تجربی مقایسه شده است. ساده و فیزیکی بودن الگوریتم نرخ همگرایی بالا و ترکیب آسان و سریع این الگوریتم با بهینه‌ترین کدهای تحلیل جریان را می‌توان از مزایای اصلی این روش نسبت به روش‌های دیگر برشمرد. نتایج نشان می‌دهد کارایی این روش در طراحی مجراهای سیال امیدوارکننده است.

با اصلاح توزیع فشار دو دیواره داخلی و خارجی نازل حلقوی، سه طراحی مختلف ارائه شده که در هر سه طراحی، ضریب و نیروی پیشرانش بهبود یافته‌اند. ضمناً با نصف کردن طول نازل و ادامه دادن مخروط داخلی نازل به بیرون از آن، ضریب پیشرانش ۲٪ بهبود یافت.

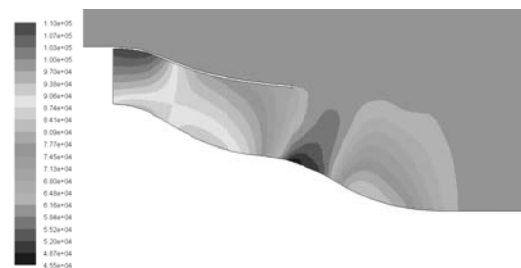


شکل (۲۰): الف- توزیع فشار اصلاح شده مربوط به طراحی (ج)،

ب- هندسه اصلاح شده نازل مربوط به طراحی (ج).



شکل (۲۱): کانتور عدد ماخ برای نازل طراحی (ج).



شکل (۲۲): کانتور فشار استاتیک برای نازل طراحی (ج).

مراجع

1. Stanitz, J.D. "Design of Two-dimensional Channels with Prescribed Velocity Distributions along the Channel Walls", Technical Report 1115, Lewis Flight Propulsion Laboratory, 1953.
2. Raithby, G.D., Xu, W.X., and Stubly, G.D. "Prediction of Incompressible Free Surface Flows with an Element-Based Finite Volume Method", *Computational Fluid Dynamics J.*, Vol. 4, No. 3, pp. 353-371, 1995.
3. Ashrafizadeh, A., Raithby, G.D., and Stuble, G.D. "Direct Design of Shape", *Numerical Heat Transfer J.*, Part B, Vol. 41, No. 6, pp. 501-510, 2002.
4. Taiebi-Rahni, M., Ghadak, F., and Ashrafizadeh, A. "A Direct Design Approach, Using the Euler Equations", *J. Inverse Problems in Sci. and Eng.*, Vol. 16, No. 2, pp. 217-231, 2008.
5. Kim, J.S. and Park, W.G. "Optimized Inverse Design Method for Pump Impeller", *Mechanics Research Communications*, Vol. 27, No. 4, pp. 465-473, 2000.
6. Dedoussis, V., Chaviaropoulos, P., and Papailiou K. D. "Rotational Compressible Inverse Design Method for Two-dimensional, Internal Flow Configurations", *J. AIAA*, Vol. 31, No. 3, pp. 551-558, 1993.
7. De Vito, L. and Braembuussche, R.V.D. "A Novel Two-dimensional Viscous Inverse Design Method for Turbomachinery Blading", *Transactions of the ASME*, Vol. 125, No. 2, pp. 310-316, 2003.
8. Barger, R.L. and Brooks, C.W. "A Streamline Curvature Method for Design of Supercritical and Subcritical Airfoils", *NASA Report No. TN D-7770*, 1974.
9. Nili-Ahmadabadi, M., Durali, M., Hajilouy, A., and Ghadak, F. "Inverse Design of 2D Subsonic Ducts Using Flexible String Algorithm", *Inverse Problems in Sci. and Eng.*, Vol. 17, No. 8, pp. 1037-1057, 2009.
10. Nili-Ahmadabadi, M., Hajilouy, A., Durali, M., and Ghadak, F. "Duct Design in Subsonic & Supersonic Flow Regimes with & without Shock, Using Flexible String Algorithm", *The ASME Turbo Expo 2009*, Florida, USA, GT2009-59744, 2009.
11. Nili-Ahmadabadi, M., Hajilouy, A., Ghadak, F., and Durali, M. "A Novel 2-D Incompressible Viscous Inverse Design Method for Internal Flows, Using Flexible String Algorithm", *J. Fluids Eng.*, ASME, Vol. 132, No. 3, pp. 031401-1-9, 2010.