

طراحی آیرودینامیکی دوبعدی ورودی هوای S-شکل موتور توربوجت با در نظر گرفتن اثرات دماغه

مهدی نیلی احمدآبادی^{۱*}، فرهاد قدک^۲، محسن محمدی^۳ و اشکان نجاتی^۴

^۱ استادیار، دانشگاه صنعتی اصفهان - دانشکده مکانیک

^۲ استادیار، دانشگاه جامع امام حسین (ع) - مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

^۳ کارشناسی ارشد، دانشگاه جامع امام حسین (ع) - مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

^۴ دانشجوی دکترا، دانشگاه صنعتی شریف - دانشکده هوافضا

چکیده

یکی از روش‌های طراحی آیرودینامیکی مجاری داخلی S-شکل، روش طراحی معکوس می‌باشد. در اینگونه مسائل، هندسه دیواره‌ها، مجهول و توزیع فشار در راستای آنها، معلوم است. برای این منظور از یک روش جدید طراحی معکوس بنام ریسمان انعطاف پذیر برای طراحی معکوس مجرای S-شکل استفاده می‌شود. در این روش، دیواره‌های مجهول مجرا تحت الگوریتمی بر مبنای حرکت ریسمان انعطاف پذیر، از یک حدس اولیه تا رسیدن به هندسه نهائی و متناظر با توزیع فشار هدف، تغییر شکل می‌دهند. جهت طراحی دو بعدی ورودی هوای S-شکل یک موتور توربوجت، ابتدا با توجه به عدد ماخ پروازی پرنده و شرایط مورد نیاز در ورودی به موتور، با ترکیب کد طراحی معکوس و حل کننده جریان اویلری (جریان ایده آل) طراحی دو بعدی اولیه بدون در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور صورت می‌گیرد. سپس، لبه ورودی مجرا بگونه‌ای طراحی می‌شود که جریان روی پوسته بیرونی مجرا مافوق صوت نگردد. در مرحله بعد، با تقسیم‌بندی محدوده شبکه‌بندی به دو قسمت، کد اویلری حل جریان برای در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور توسعه داده شده و پس از ترکیب آن با کد طراحی معکوس، طراحی مجرای ورودی هوا همراه با دماغه موتور صورت می‌گیرد. در نهایت با تحلیل عددی مجرای طراحی شده، صحت عملکرد روش طراحی تایید می‌گردد.

کلمات کلیدی: آیرودینامیک؛ طراحی معکوس؛ ورودی هوای S-شکل؛ روش ریسمان انعطاف پذیر.

۱- مقدمه

برای انجام طراحی، از یک کد تحلیل دو بعدی جریان پتانسیل برای بیرون لایه مرزی و یک کد حل لایه مرزی و کوپل کردن آنها استفاده شد. استفاده از تولیدکننده گردابه در دیواره پایینی مجرا، تاثیر نسبتاً زیادی بر هسته جریان در خروجی داشت و جریان خروجی تا حدی یکنواخت‌تر شد.

لیتل^۲ و همکارانش [۲] به بررسی تجربی جریان در یک مجرای S-شکل در ورودی یک موتور ملخی با سرعت بالا پرداختند. آن‌ها سه شکل مختلف از دیفیوزر S-شکل را بر روی یک موتور تست کردند و با اندازه گیری توزیع فشار کل و استاتیک در خروجی مجرا میزان بدشکلی^۳ جریان خروجی را بدست آوردند. نتایج نشان داد که افزایش نسبت سطح خروجی به ورودی مجرا از ۱ به ۱/۲۵ باعث افت ۰/۵ درصد بازیابی فشار می‌شود.

امروزه با افزایش نیازمندی‌های نظامی، استفاده از مجاری ورودی هوا با راندمان بالا در هواپیماها مورد توجه قرار گرفته است. این مسأله از آن جهت اهمیت دارد که توزیع یکنواخت جریان تراکم‌پذیر مادون‌صوت در ورودی کمپرسور و یا خروجی مجرای ورودی هوا، تأثیر مستقیم بر عملکرد موتور داشته و جدایش جریان موجب کاهش فشار بازیافت و نیروی پیشرانش موتور می‌شود. به همین دلیل، در فرآیند طراحی مجرای ورودی هوای موتورهای جت، بایستی مواردی مانند مقدار جریان هوای لازم برای موتور در محدوده پروازی، کمینه کردن بهم ریختگی جریان در ورودی کمپرسور و بازیافت فشار بیشینه مد نظر قرار گیرد.

تین^۱ و همکارانش [۱] طراحی یک مجرای ورودی هوای S-شکل برای هواپیمای بوئینگ ۷۲۷ را انجام دادند. در این تحقیق

² Little

³ Distortion

¹ Tin

پرادپ^۷ و همکارانش [۱۱] سعی کردند تا با تولید گردابه، به کنترل جریان ثانویه به روش تجربی بپردازند و با این روش عملکرد مجرای S-شکل با مقطع دایروی را بهبود بخشند. در این تحقیق، سعی شد تا جریان خروجی از مجرا حالت یکنواختتری داشته و همچنین بازیافت فشار بیشتری حاصل شود. همچنین میزان دبی جرمی جت در حدود ۱۰ درصد دبی جرمی جریان اصلی در نظر گرفته شد و با استفاده از جت تولید کننده گردابه، جریان خروجی یکنواختتر و همچنین بازیافت فشار کل بهتری حاصل شد. با استفاده از روش تولید کننده گردابه، در حدود ۲۰ درصد از افت فشار کل از بین رفت و ضخامت لایه مرزی در خروجی مجرا و در دیواره داخلی در حدود ۴۰ درصد و در دیواره خارجی در حدود ۱۰ درصد کاهش یافت. شدت توربولانس جریان خروجی نیز در این تحقیق با استفاده از جت تولید کننده گردابه تا حدود ۳۰ درصد کمتر شد.

مولر^۸ [۱۲] به بررسی عددی و تجربی جریان در مجرای S-شکل M2129 پرداخت. در این تحقیق، کد WIND-US جهت تحلیل عددی و دو نوع شبکه سازمان یافته و بی سازمان مورد استفاده قرار گرفت. آنها سعی کردند تا اثر تیغه های درون مجرا بر ناحیه جدایش جریان را مورد بررسی قرار دهند. زمانی که درون مجرا هیچ تیغه ای وجود نداشت، ناحیه جریان برگشتی بزرگی درون مجرا هم در تحلیل عددی و هم در بررسی تجربی وجود داشت. اما زمانی که از تیغه هایی درون مجرا استفاده شد، این ناحیه برگشتی از بین رفت و لایه مرزی تا حد زیادی چسبیده به دیوار باقی ماند و افت فشار کل نیز کاهش یافت.

جریان درون مجاری ورودی S-شکل می تواند دچار جدایش شود. یکی از راه های کنترل جریان درون مجاری S-شکل ایجاد گردابه در ورودی می باشد. با ایجاد گردابه در ورودی و کنترل آن سعی می شود تا درون مجرای S-شکل هیچ جدایش جریان ایجاد نشود. در این زمینه فعالیت هایی توسط آدام جایریسک^۹ [۱۳] انجام شد. در واقع در این کار با ایجاد ورتکس در ورودی، جدایش جریان به وجود آمده در داخل مجرای S-شکل به طور کامل از بین رفت.

کیرک^{۱۰} و همکارانش [۱۴] به بررسی عددی و تجربی جریان در یک مجرا دارای پیچش شبیه مجرای S-شکل پرداختند. در این تحقیق برای بررسی عددی از کد تجاری فلونت و یک کد توسعه یافته UNS3D استفاده شد. نتایج نشان داد که کد UNS3D نسبت به کد تجاری فلونت از دقت بیشتری جهت شبیه سازی میدان جریان در نزدیکی نقطه جدایش برخوردار می باشد.

بررسی اثر سطح مقطع خروجی به ورودی یک مجرای S-شکل با استفاده از یک کد عددی با مدل توربولانسی LES توسط عبدالطیف^{۱۱} و همکارانش [۱۵] انجام شد. نتایجی که در این تحقیق

مک دیل^۱ و همکارانش [۳] به طراحی تحلیلی نمونه ای از مجرای S-شکل برای یک توربوپراپ با در نظر گرفتن مقداری انحراف به دلیل وجود جعبه دنده پرداختند. آنها برای ارزیابی جریان درون مجرای طراحی شده از روش تجربی استفاده کردند.

وکیل^۲ و همکارانش [۴] بررسی تجربی جریان ثانویه تراکم پذیر را در یک مجرای S-شکل با سطح مقطع دایروی انجام دادند. ریچرت^۳ [۵] تأثیر تولید کننده گردابه روی جریان داخلی یک مجرای S-شکل را مورد بررسی قرار دادند. نتایج این تحقیق نشان داد، تولید کننده گردابه باعث از بین رفتن جریان برگشتی داخل مجرای S-شکل می شود و جریان در خروجی تا حد زیادی یکنواختتر می گردد.

ریچرت^۴ و همکارانش [۶] سعی کردند با کاهش جریان ثانویه درون مجرا و کنترل آن، عملکرد مجرای S-شکل را بهبود دهند. در این تحقیق، اثر تعداد تولید کننده گردابه و فاصله آنها نیز مورد بررسی قرار گرفت. در نهایت این نتیجه حاصل شد که با نصب تولید کننده گردابه در جهت کاهش جریان ثانویه، عملکرد مجرای S-شکل بطور قابل توجهی بهبود می یابد.

لی^۵ و همکارانش [۷] به بهینه سازی آیرودینامیکی یک نمونه مجرای S-شکل به روش عددی پرداختند. در این تحقیق از یک کد حل معادلات ناوراستوکس همراه با مدل توربولانسی دومعادله ای جهت حل جریان استفاده شد. در نهایت یک مجرای S-شکل بهینه سازی آیرودینامیکی شد و جریان برگشتی درون آن تا حد زیادی از بین رفت و کانتور فشار کل در خروجی یکنواختتر شد.

وینگ^۶ و همکارانش [۸] به کنترل چرخش جریان در یک مجرای S-شکل با مقطع مستطیلی برای بهبود عملکرد آن در زاویه حمله زیاد پرداختند. آنها از پره با زاویه متغیر داخل خم اول مجرا و لبه متحرک در ورودی برای کنترل چرخش جریان استفاده کردند و تست های آیرودینامیکی مربوطه را در یک تونل باد مادون صوت انجام دادند. مایر^۵ و همکارانش [۹] در زمینه طراحی دیفیوزر زیر صوت طراحی هایی انجام داده اند. در واقع هدف از این طراحی کاهش وزن پرنده بود که در آن سعی شد که به جای یک دیفیوزر بلند، یک دیفیوزر منحنی شکل و با طول کوتاه تر طراحی شود تا وزن پرنده کمتر گردد.

لوپس^۶ و همکارانش [۱۰] تحلیل عددی جریان درون یک مجرای S-شکل را با استفاده از مدل آشفتگی LES انجام دادند. در این کار عددی، تاثیر شبکه و نحوه شبکه بندی مورد توجه قرار گرفت و در نهایت، این نتیجه حاصل شد که چگونگی شبکه بندی در نزدیکی مکانی که انحنای منحنی در آن تغییر می کند بسیار مهم می باشد.

¹ Mc-Dill

² Vakili

³ Reichert

⁴ Lee

⁵ Mayer

⁶ Lopes

⁷ Pradeep

⁸ Mohler

⁹ Adam Jirasek

¹⁰ Kirk

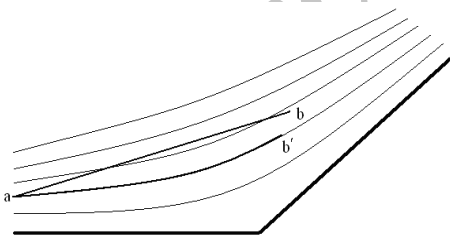
¹¹ Abdellatif

گردابه ساز و دمش لایه مرزی) تاثیر زیادی بر کاهش افت فشار کل نداشته، اما در یکنواخت کردن جریان خروجی تاثیر نسبتاً زیادی دارد.

در تحقیق حاضر، طراحی دو بعدی ورودی هوای S-شکل یک موتور توربوجت با در نظر گرفتن لبه ورودی مجرا و اثرات دماغه موتور انجام می‌شود. جهت طراحی از ترکیب یک کد طراحی معکوس تکراری برای اصلاح هندسه و یک کد حل‌کننده جریان اویلری (جریان ایده‌آل) برای تحلیل عددی میدان جریان در هر تغییر شکل استفاده می‌گردد. در روش طراحی معکوس پیشنهاد شده، دیواره‌های بالایی و پایینی مجرا در حضور دماغه موتور به صورت دو ریسمان انعطاف‌پذیر با نقطه ابتدایی ثابت در نظر گرفته می‌شوند. با اعمال اختلاف توزیع فشار هدف و موجود به ریسمان انعطاف‌پذیر، دیواره‌های مجرا تغییر شکل می‌دهند تا توزیع فشار موجود به توزیع فشار هدف برسد و ریسمان متوقف شود. در هر مرحله تغییر شکل، تولید شبکه سازمان یافته و حل عددی مجرا توسط کد اویلری جهت دستیابی به توزیع فشار موجود روی دیواره‌ها انجام می‌گیرد. در نهایت، با استفاده از نرم افزار فلوئنت تحلیل عددی بر روی مجرای طراحی شده تحت شرایط پروازی صورت گرفته و صحت عملکرد روش طراحی بررسی می‌شود.

۲- مبنای روش مورد استفاده

جریانی دوبعدی مطابق شکل ۱ فرض کنید. اگر ریسمانی کاملاً انعطاف پذیر را در نقطه a ثابت نگه داشته و ریسمان را با انتهای آزاد b در جریان رها گردد، در اثر اختلاف فشاری که به دو طرف ریسمان اعمال می‌شود، این ریسمان به نحوی تغییر شکل می‌دهد تا ناگزیر در راستای خط جریان قرار گیرد؛ زیرا ریسمان نیز مانند خط جریان قادر به عبور دبی از خود نمی‌باشد (منحنی $a-b'$).



شکل ۱- تغییر شکل ریسمان رها شده در یک جریان دوبعدی

در روش مورد نظر، دیواره مجهول مجرا به‌مانند یک ریسمان انعطاف پذیر با نقطه ابتدایی ثابت و معین و انتهای آزاد، تحت تأثیر اختلاف توزیع فشار مطلوب و توزیع فشار داخل مجرا، تغییر شکل می‌دهد تا در نهایت با صفر شدن اختلاف فشار، ریسمان شکل متناظر با توزیع فشار مطلوب را به خود می‌گیرد. در این روش مانند همه روش‌های تکراری، لازم است میدان جریان داخل مجرا در هر مرحله زمانی حل شود که برای حل آن از روش عددی AUSM [۲۲] استفاده می‌گردد.

به دست آمد این بود که برای مجرای S-شکل با خط مرکزی یکسان، با تغییر سطح مقطع و افزایش آن، ناحیه جدایش جریان به سمت ورودی مجرا حرکت می‌کند. زمانی که نسبت سطح خروجی به ورودی برابر یک و زاویه پیچش در مجرا $30/30$ باشد، درون مجرا هیچ جریان برگشتی به وجود نمی‌آید. با افزایش نسبت ناحیه جدایش جریان (جریان برگشتی) درون مجرا ایجاد می‌شود. در یک مجرای S-شکل با زاویه پیچش $30/30$ با افزایش نسبت سطح بی‌بعد از ۱ تا $1/9$ ، مقدار بازیافت فشار از ۱۹ درصد به ۴۱ درصد افزایش می‌یابد. بالا رفتن نسبت سطح بی‌بعد از $1/51$ تا $1/9$ سبب می‌شود تا نوسانات جریان زیاد شده و تاثیر زیادی روی بازیافت فشار نداشته باشد. ژانگ^۱ و همکارانش [۱۶] طراحی چند رشته‌ای یک مجرای S-شکل را بررسی کردند. در این تحقیق، به استراتژی که طی آن بتوان به یک روش طراحی ترکیبی و چند رشته‌ای به منظور دستیابی به یک طراحی بهینه از دیدگاه آیرودینامیکی و الکترومغناطیسی پرداخته شد.

جانسون^۲ و همکارانش [۱۷] به تحلیل عددی جریان درون یک مجرای S-شکل همراه با مکش لایه مرزی پرداختند. در این تحقیق اثر مکش لایه مرزی شبیه سازی عددی شده و جهت اعتبارسنجی روش عددی، نتایج حاصل از تحلیل عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شد. این امر نشان از دقت خوب روش عددی داشت.

در داخل ایران نیز فعالیت‌هایی در این زمینه انجام شده است که می‌توان به کار آقای بیاتی و همکارانش [۱۸] اشاره کرد. در این تحقیق با استفاده از روابط تحلیلی حاکم بر ورودی‌ها و لحاظ کردن محدودیت‌های هندسی، طراحی آیرودینامیکی ورودی هوای S-شکل یک پرنده بدون سرنشین جت انجام شد و با نتایج محاسبات دستی مقایسه گشت. پس از طراحی خط متوسط جریان و ابعاد داکت، با استفاده از دینامیک سیالات عددی، با لحاظ کردن حداکثر بودن بازیافت فشار ورودی و حداقل بودن آشفتگی، بهینه‌سازی‌هایی در هندسه آن اعمال شد. بهبود شدت آشفتگی، کم شدن اغتشاشات جریان و افزایش بازیافت فشار از نتایج بهینه‌سازی در این ورودی هوا بوده است. انجام موفقیت آمیز تست‌های زمینی و هوایی، کیفیت عملکرد ورودی هوای بهینه شده را مورد تایید قرار داد. بررسی عددی جریان در مجرای S-شکل یک پرنده توسط قاسم بهفرشاد و همکارانش [۱۹] انجام شد. در این تحقیق، هدف تعیین بهترین هندسه مجرای S-شکل به منظور دستیابی به کمترین افت فشار کل می‌باشد.

در همین سال نیز فعالیتی دیگر توسط آقای قاسم بهفرشاد و همکارانش [۲۰] در زمینه کاهش جریان برگشتی و کاهش افت فشار کل در داکت‌های S-شکل انجام شد. در این تحقیق، به بررسی اثرات صفحات گردابه‌ساز و همچنین دمش در لایه‌مرزی پرداخته شد. در نهایت این نتیجه به دست آمد که هر دو روش (صفحات

¹ Zhang

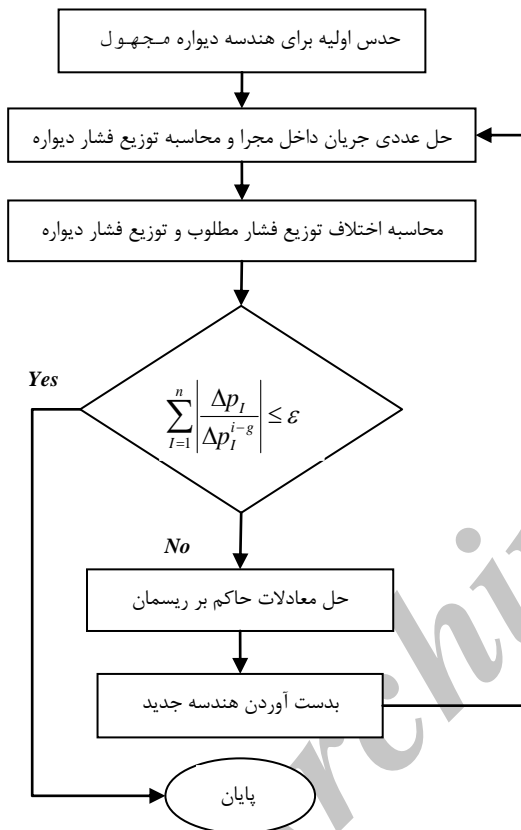
² Johnson

برای محاسبه مکان جدید نقاط یا اتصالات از اتصال اول شروع کرده و با اعمال تغییر زاویه به هر عضو، مکان جدید هر اتصال، نسبت به مکان جدید اتصال قبلی بدست می آید. در مسائل طراحی معکوس لازم است طول افقی یا عمودی مجرا داده شود. در این بررسی طول افقی معلوم فرض می شود، بنابراین مکان X اتصالات بدون تغییر باقی می ماند (معادله (۸) و (۹)).

$$X_{i+1}^{t+\Delta t} = X_i^{t+\Delta t} \quad (8)$$

$$Y_{i+1}^{t+\Delta t} = Y_i^{t+\Delta t} + \Delta s_i \sin(\theta_i + \Delta \theta_i) \quad (9)$$

فلوچارت روند طراحی معکوس در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- فلوچارت روند طراحی معکوس

۴- نحوه اعمال اختلاف فشار به ریسمان

به منظور هم‌گرایی الگوریتم طراحی ریسمان انعطاف پذیر، نحوه اعمال اختلاف بین توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود به ریسمان بسیار مهم می باشد.

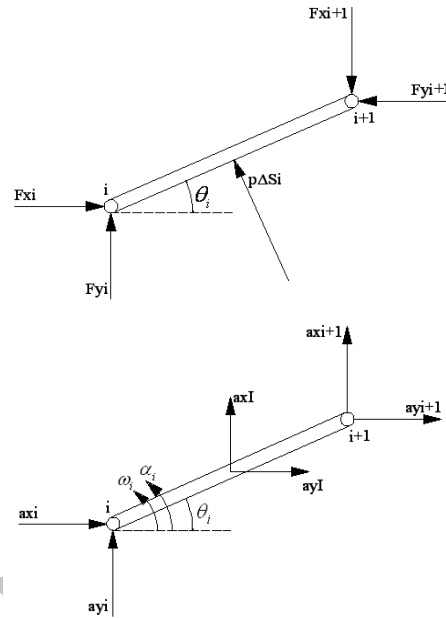
اختلاف توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود که به مرکز هر عضو یا المان وارد می گردد، مطابق معادله (۱۰) باید به اتصال بالادست انتقال داده شود.

$$p_j = p_i \quad i = j = 1, n+1 \quad (10)$$

در این رابطه i اندیس عضوها و j اندیس اتصالات می باشد. انتقال فشارها از مرکز عضوها به اتصالات بالادست برای رژیم مادون صوت، باعث می شود که فشار پشت مجرا به نقطه انتهایی ریسمان منتقل

۳- معادلات حاکم بر ریسمان و شرایط مرزی

برای استخراج معادلات دینامیکی ریسمان می توان ریسمان را معادل یک زنجیر با n عضو در نظر گرفت که این اعضا تغییر طول نمی دهند و هیچ گشتاوری در اتصالات بین عضوها نیز وجود ندارد. دیاگرام آزاد یک عضو دلخواه i در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- دیاگرام آزاد یک عضو دلخواه زنجیر

هر عضو i بین دو اتصال i و i+1 قرار دارد. با فرض حرکت دوبعدی یا صفحه‌ای زنجیر، برای هر عضو ۳ معادله دینامیکی وجود دارد.

الف) معادله گشتاور حول مرکز جرم عضو i ام (معادله (۱)):

$$\frac{1}{2}(F_{x_{i+1}} - F_{x_i})\Delta s_i \sin \theta_i - \frac{1}{2}(F_{y_{i+1}} - F_{y_i})\Delta s_i \cos \theta_i = \frac{1}{12} \rho_i (\Delta s_i)^3 \alpha_i \quad (1)$$

ب) معادله قانون دوم نیوتن در جهت x (معادله (۲)):

$$F_{x_{i+1}} - F_{x_i} - p_i \Delta s_i \sin \theta_i = \rho_i \Delta s_i a_{x_i} \quad (2)$$

ج) معادله قانون دوم نیوتن در جهت y (معادله (۳)):

$$F_{y_{i+1}} - F_{y_i} + p_i \Delta s_i \cos \theta_i = \rho_i \Delta s_i a_{y_i} \quad (3)$$

ریسمان مورد نظر ریسمانی است که ابتدای آن ثابت و انتهای آن آزاد است. به این ترتیب شرط ابتدای ریسمان شتاب صفر (معادله (۴)) و شرط انتهای آن نیروی صفر (معادله (۵)) می باشد.

$$a_{x_1} = 0, \quad a_{y_1} = 0 \quad (4)$$

$$F_{x_{n+1}} = 0, \quad F_{y_{n+1}} = 0 \quad (5)$$

پس از محاسبه شتاب‌های زاویه‌ای، سرعت زاویه‌ای جدید و تغییر زاویه هر عضو از معادلات (۶) و (۷) محاسبه می شود.

$$\omega^{t+\Delta t} = \omega^t + \alpha_i \Delta t \quad (6)$$

$$\Delta \theta_i = \frac{1}{2} \alpha_i \Delta t^2 + \omega_i \Delta t \quad (7)$$

فشار معکوس در چنین مجراهایی اجتناب‌ناپذیر است، باید به‌دنبال مجراهای S-شکل بدون کاهش و افزایش ناگهانی در منحنی فشار دیواره‌ها بود که احتمال جدایش جریان به حداقل برسد. علاوه بر این، ممکن است نواحی کوچکی در نزدیکی دهانه ورودی وجود داشته باشد که سرعت حتی تا محدوده مافوق صوت بالا رود و در نتیجه شوک موضعی رخ دهد.

۶- انتخاب منحنی توزیع فشار

برای انتخاب توزیع فشار دو دیواره بالا و پائین، شش شرط مرزی در نظر گرفته شده است که به شرح زیر می‌باشد:

(الف) فشار استاتیک ورودی.

(ب) فشار استاتیک خروجی.

(ج) شیب فشار ورودی صفر. این شرط فقط برای آن است که تغییر سطح مقطع در ابتدا شدید نباشد.

(د) شیب فشار خروجی صفر. برای ایجاد جریان یکنواخت در خروجی و کاهش تغییر سطح در خروجی مجرا.

(ه) برابر بودن مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار برای آنکه ورودی و خروجی مجرا افقی باشند.

(و) میزان مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار به‌گونه‌ای محاسبه شده است که تغییر ارتفاع مجرا از ورودی تا خروجی حدود ۴۰ سانتی‌متر باشد.

به این ترتیب یک چندجمله‌ای مرتبه ۵ بدست می‌آید که ضرایب آن با توجه به این شش شرط مرزی محاسبه می‌شود. نمونه‌هایی از این نوع منحنی توزیع فشار در شکل ۴ نشان داده شده است. پس از انتخاب توزیع فشار و اعمال آن به کد طراحی معکوس، هندسه دو بعدی مجرا به‌دست می‌آید.

۷- نمونه‌هایی از طراحی دو بعدی اولیه دیفیوزر

S-شکل بدون دماغه

در ادامه یک سری طراحی‌های اولیه با در نظر گرفتن ورودی‌های زیر آورده شده است.

- عدد ماخ سرعت جریان آزاد: مقدار ۰/۷ در نظر گرفته می‌شود.
- فشار سکون مجرا: از معادله (۱۳) قابل محاسبه است.

$$P_0 = P_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 1.4 \text{ bar} \quad (13)$$

- عدد ماخ ورودی مجرا: که در حالات ۰/۴، ۰/۵، ۰/۵۵ و ۰/۶ در نظر گرفته می‌شود.
- فشار استاتیک ورودی: بر اساس عدد ماخ ورودی محاسبه می‌شود.
- فشار استاتیک خروجی: با در نظر گرفتن عدد ماخ خروجی ۰/۳۷ و فشار سکون مجرا محاسبه می‌شود (Pout=1.26bar).
- در شکل ۴ توزیع فشار و هندسه طراحی شده به ازای عدد ماخ ورودی ۰/۴، ۰/۵، ۰/۵۵ و ۰/۶ نشان داده شده است.

شود. از طرف دیگر فشار ورودی برای جریان مادون صوت از توزیع فشار دیواره حذف می‌شوند.

نکته دیگری که برای هم‌گرایی الگوریتم طراحی معکوس باید به آن توجه شود، شرایط مرزی ورودی و خروجی مجرا می‌باشد. از آن جا که این روش طراحی معکوس جزء روش‌های تکراری است، لازم است در هر مرحله تغییر شکل مجرا، جریان داخلی مجرا حل عددی شود. بر اساس تجربه نگارنده، در رژیم مادون صوت از شرط مرزی دبی جرمی در ورود و فشار استاتیک در خروج باید استفاده شود. لازم به ذکر است که در جریان مادون صوت استفاده از شرط مرزی فشار استاتیک در ورودی به جای دبی جرمی باعث واگرایی خواهد شد. بنابراین در حین اصلاح شکل دیواره‌ها، فشار انتهایی دیواره ثابت و برابر فشار پشت باقی می‌ماند در حالی که فشار ورودی مجرا از حل عددی جریان داخل مجرا به‌دست می‌آید و همزمان با تغییر شکل دیواره تغییر می‌کند. به عبارت دیگر اختلاف فشار موجود و هدف در ورودی صفر نخواهد بود. از طرف دیگر، به علت ثابت بودن دهانه ورودی مجرا یا نقطه ابتدایی ریسمان، مقدار اختلاف فشار در نقطه ابتدایی ریسمان باید صفر باشد ($\Delta p_{\text{first joint}}=0$). برای این منظور توزیع فشار موجود و هدف به ترتیب نسبت به فشار موجود و هدف در نقطه ابتدایی نسبی می‌شود (معادله (۱۱)).

$$\therefore j = 1, n + 1$$

$$\therefore \Delta p_j = (P_{T \text{ arg et}(j)} - P_{T \text{ arg et}(1)}) - (P_j - P_1)$$

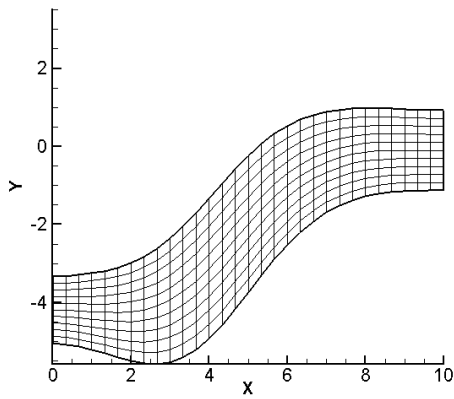
$$\therefore P_{n+1} = P_{T \text{ arg et}(n+1)} = P_{\text{back}} \quad (11)$$

در این رابطه i اندیس عضوها و z اندیس اتصالات می‌باشد. با تعریف باقی‌مانده مطابق معادله (۱۲)، با رسیدن باقی‌مانده به یک مقدار مشخص به‌عنوان معیار همگرایی، فرآیند تصحیح هندسه پایان می‌یابد و هندسه مطلوب حاصل می‌شود. در نظر گرفتن معیار همگرایی 10^{-3} به این معنی است که با کاهش ۳ مرتبه‌ای اختلاف فشارها، اختلاف بین شکل هدف و شکل نهایی محاسبه شده به‌سختی قابل مشاهده است.

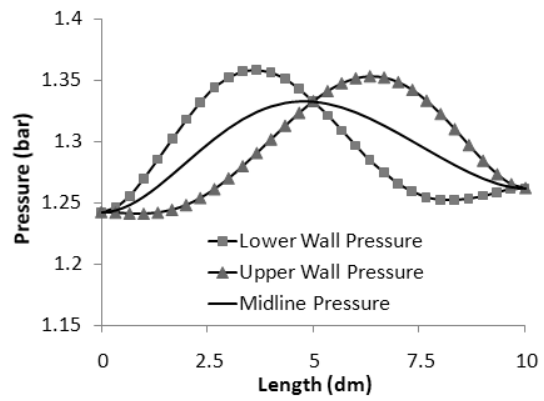
$$\text{residual} = \frac{\sum_{i=1}^N [\Delta p_i^*]_{\text{Current}}}{\sum_{i=1}^N [\Delta p_i^*]_{\text{InitialGuess}}} \quad (12)$$

۵- طراحی دیفیوزر S-شکل

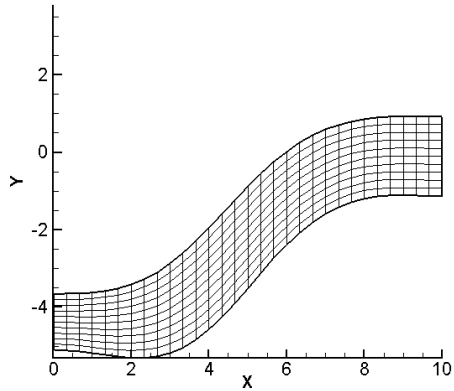
یکی از کاربردهای طراحی معکوس، طراحی مجرای ورودی هوای موتورهای جت است که دارای هندسه S-شکل بوده و نظیر یک دیفیوزر عمل می‌کند. ورودی هوا، جریان هوا با عدد ماخ بالا را پس از کاهش سرعت به دهانه ورودی موتور می‌رساند. در چنین مجراهایی، به‌دلیل انحنای مختلف دیواره‌های بالا و پایین، سرعت همگرایی برنامه طراحی نسبت به مورد قبل کمتر است. علاوه بر این، به‌دلیل وجود گرادیان فشار معکوس قابل ملاحظه، احتمال جدایش لایه مرزی در جریان واقعی بیشتر می‌شود. اگر چه گرادیان



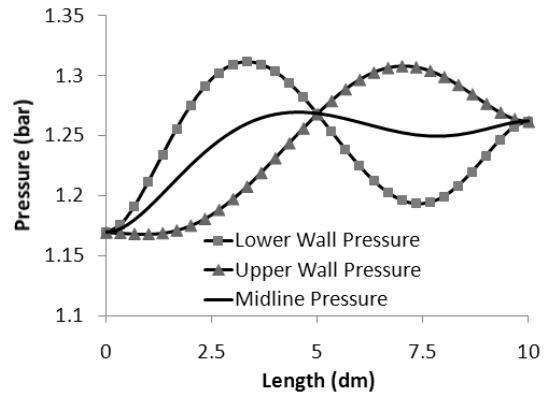
(ب)



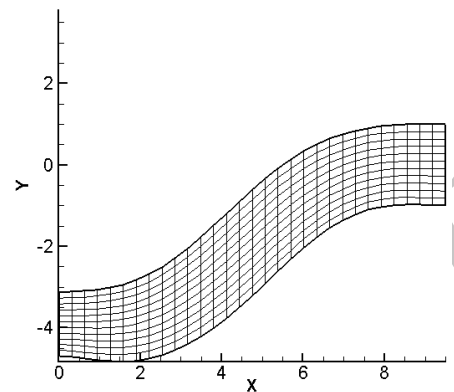
(الف)



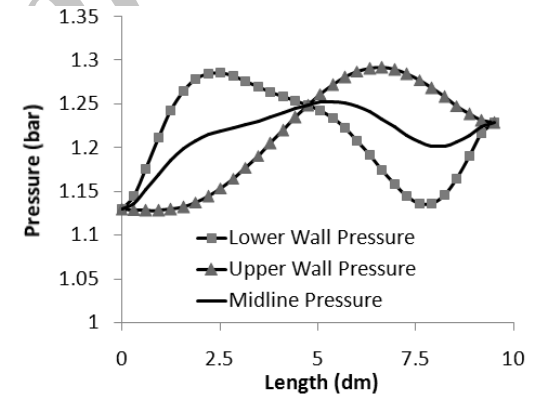
(د)



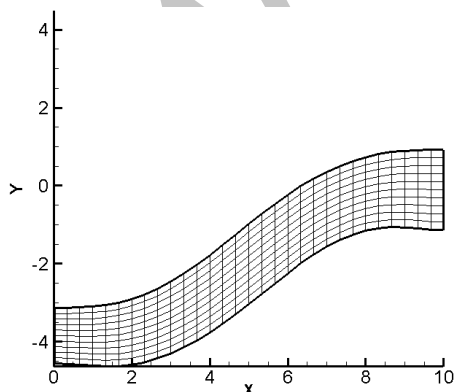
(ج)



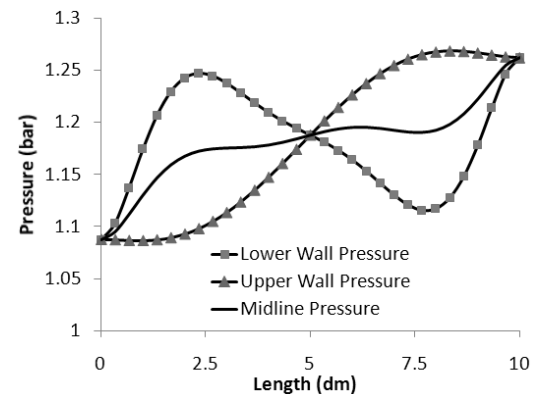
(و)



(ه)



(ح)



(ز)

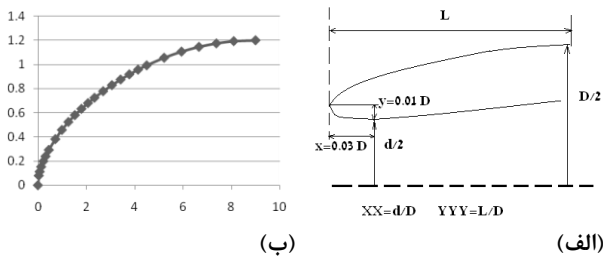
شکل ۴- (الف): توزیع فشار، (ب): هندسه طراحی شده در مجرای S-شکل دو بعدی با عدد ماخ ورودی ۰/۴

(ج): توزیع فشار، (د): هندسه طراحی شده در مجرای S-شکل دو بعدی با عدد ماخ ورودی ۰/۵

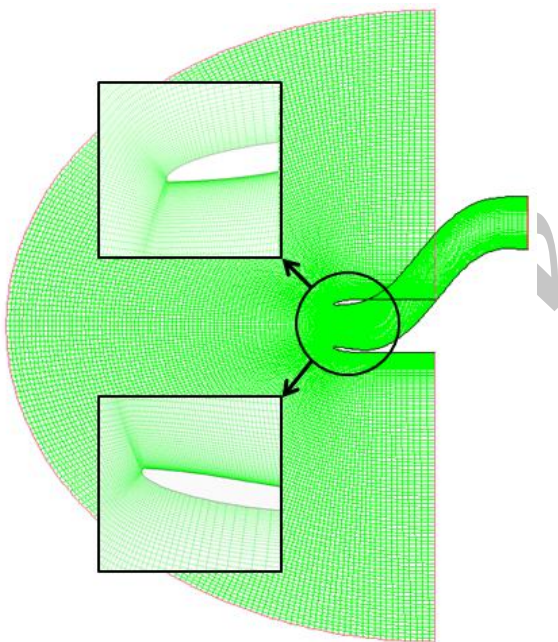
(ه): توزیع فشار، (و): هندسه طراحی شده در مجرای S-شکل دو بعدی با عدد ماخ ورودی ۰/۵۵

(ز): توزیع فشار، (ح): هندسه طراحی شده در مجرای S-شکل دو بعدی با عدد ماخ ورودی ۰/۶

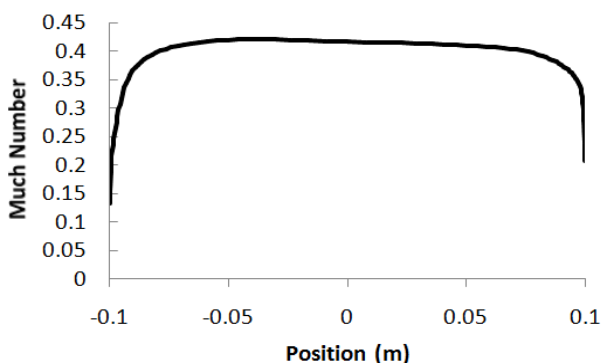
که یکنواختی مناسبی دارد. در شکل ۸ کانتور عدد ماخ نمایش داده شده است. همان طور که در این شکل دیده می شود استفاده از سری اول ناکا از مافوق صوت شدن جریان روی لبه بیرونی مجرا جلوگیری می کند. یک نکته بسیار مهم در تولید شبکه این است که جریان خروجی در مرز خروجی بایستی عمود بر دیواره بیرونی مجرا باشد که در شکل ۶ به طور واضح نشان داده شده است. در غیر این صورت جریان آزاد که دارای زاویه حمله صفر است در لبه ورودی دارای زاویه حمله کاذب خواهد شد و همین امر موجب مافوق صوت شدن جریان روی لبه بیرونی می گردد (شکل ۹).



شکل ۵- (الف) - پروفیل NACA-1-XX-YYY، (ب): پروفیل نقطه‌ای NACA-1



شکل ۶- شبکه با اعمال پروفیل ناکا سری ۱ روی لبه مجرا



شکل ۷- توزیع عدد ماخ در مقطع خروجی مجرا

۸- انتخاب سرعت جریان در ورودی مجرا

جریان آزاد نسبت به پرند مورد نظر دارای سرعتی برابر با عدد ماخ ۰/۷ است و از طرفی عدد ماخ خروجی مجرا برابر با ۰/۳۷ در نظر گرفته شده است. بنابراین جهت کم کردن سرعت جریان، دیفیوژن مربوطه در سه حالت زیر امکان پذیر است:

(الف) تمام دیفیوژن در بیرون از مجرا اتفاق بیفتد و جریان با عدد ماخ ۰/۳۷ وارد مجرا شود. در این حالت در لبه ورودی مجرا و اطراف پوسته جدایش جریان به وجود خواهد آمد.

(ب) تمام دیفیوژن داخل مجرا باشد و جریان با عدد ماخ ۰/۷ وارد مجرا شود. در این حالت به دلیل دیفیوژن شدید درون مجرا جدایش جریان به وجود خواهد آمد.

(ج) قسمتی از دیفیوژن در بیرون از مجرا و بخشی دیگر درون مجرا صورت پذیرد. این گزینه انتخاب مناسبی برای این منظور است. از آنجا که سرعت جریان آزاد برابر با عدد ماخ ۰/۷ و در خروجی مجرا برابر با ۰/۳۷ می باشد، در نظر گرفتن سرعت جریان در ورودی مجرا برابر با عدد ماخ ۰/۵۵ جهت طراحی انتخاب مناسبی است. در این حالت کمترین جدایش درون مجرا و بر روی لبه و پوسته بیرونی مجرا ایجاد می شود.

به این ترتیب دیفیوژن نشان داده شده در شکل ۴ و با عدد ماخ ۰/۵۵ در ورودی مجرا، مبنای طراحی در مراحل بعد خواهد بود.

۹- طراحی لبه ورودی مجرا

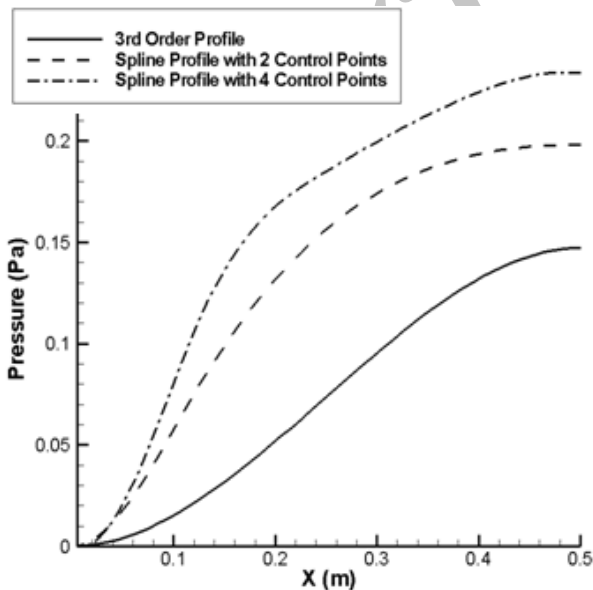
در این مرحله لازم است لبه ورودی مجرا به طور مناسبی طراحی شود. از آنجا که جریان آزاد دارای عدد ماخ ۰/۷ است، امکان مافوق صوت شدن جریان بر روی لبه ورودی مجرا وجود دارد، در نتیجه لبه بیرونی مجرا باید دارای پروفیلی باشد که سرعت روی آن تقریباً ثابت بماند. تصویر شماتیکی از لبه ورودی مجرا در شکل ۵-الف نشان داده شده است. برای این منظور از پروفیل ناکا سری اول استفاده می شود. تولید هندسه لبه ورودی مجرا با استفاده از این پروفیل به دو صورت انجام می گیرد:

در حالت اول می توان برای انتخاب پروفیل لبه ورودی از پروفیل های استاندارد NACA-1-XX-YYY استفاده کرد. در این پروفیل ها XX بیانگر نسبت قطر داخلی دهانه ورودی به قطر ماکزیم پوشش بیرونی است و YYY نسبت طول پوشش به قطر ماکزیم پوشش می باشد. در شکل ۵-الف پروفیل استاندارد NACA-1-XX-YYY بطور شماتیک نشان داده شده است.

در حالت دوم با Scale کردن پروفیل نقطه‌ای NACA-1 در هر جهت که لازم باشد می توان ضخامت لبه را تغییر داد. ضخامت لبه مجرا بر اساس استحکام مورد نیاز در حدود ۱ سانتی متر باید باشد. در شکل ۵-ب پروفیل نقطه‌ای NACA-1 مشاهده می شود که برای پوشش بیرونی استفاده می گردد.

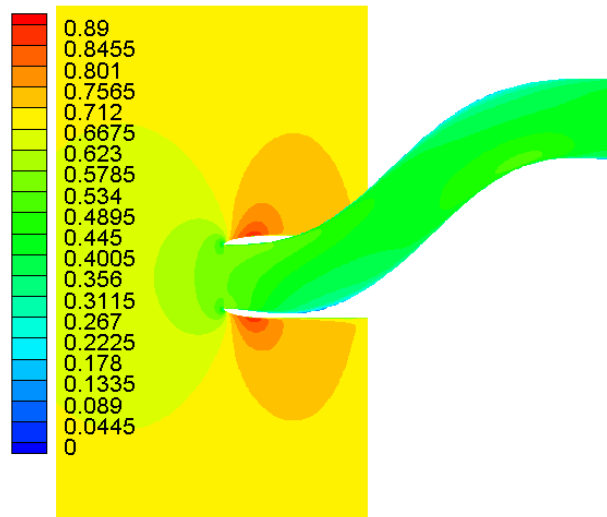
در شکل ۶ لبه مجرا و شبکه بندی آن و میدان محاسباتی در نظر گرفته شده مشاهده می شود. در شکل ۷ نیز توزیع عدد ماخ خروجی مجرا از دیواره بالائی تا دیواره پائینی نشان داده شده است

در شکل ۱۰، سه نوع توزیع فشار بهینه نشان داده شده است. آن گونه که مشاهده می شود اسپلین ۴ نقطه ای بیشترین بازیابی فشار بدون جدایش را ایجاد می کند. در این توزیع فشار، در یک سوم اولیه مجرا دو سوم بازیابی فشار و در دو سوم انتهایی مجرا یک سوم باقی مانده بازیابی فشار صورت گرفته است. با اعمال کنترل دستی توزیع فشار در حین اجرای الگوریتم طراحی معکوس، از این توزیع فشار به عنوان توزیع فشار هدف استفاده می شود. شکل ۱۱ و ۱۲ دو نمونه از طراحی های انجام شده با استفاده از این نوع پروفیل فشار است. در این دو شکل، توزیع فشار انتخاب شده برای دو دیواره بالا و پایین مجرا و همچنین هندسه طراحی شده بر اساس این توزیع فشارها به روش طراحی معکوس نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود ماکزیمم فشار در دو ناحیه اصلی گرادیان فشار روی دو دیواره، سعی شده دقیقاً مشابه هم باشد. توجه شود که مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار باید به میزانی باشد که تغییر ارتفاع مورد نیاز مجرا ارضا شود. در شکل ۱۱-الف یکنواختی افزایش توزیع فشار در خط میانی مجرا و در شکل ۱۲-الف ثابت بودن مقدار فشار در ابتدای مجرا مدنظر قرار گرفته شده است. از آنجا که نمونه طراحی شده در شکل ۱۲ دارای عملکرد بهتری است، این نوع از توزیع فشار جهت ادامه روند طراحی انتخاب می گردد. در شکل ۱۳ کانتور عدد ماخ مجرای شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، جدایش کوچکی روی دیواره بالایی مجرا مشاهده می شود و این نشان می دهد که گرادیان فشار روی دیواره بالایی بایستی کاهش یابد. ذکر این نکته ضروری است که در تمامی تحلیل هایی که توسط فلونت صورت گرفته است شبکه ای کاملاً ریز در نزدیکی دیواره به کار رفته است و در تمامی تحلیل ها اندازه شبکه برای حالت های مختلف یکسان در نظر گرفته شده است تا بتوان حالت های مختلف را با هم مقایسه کرد.



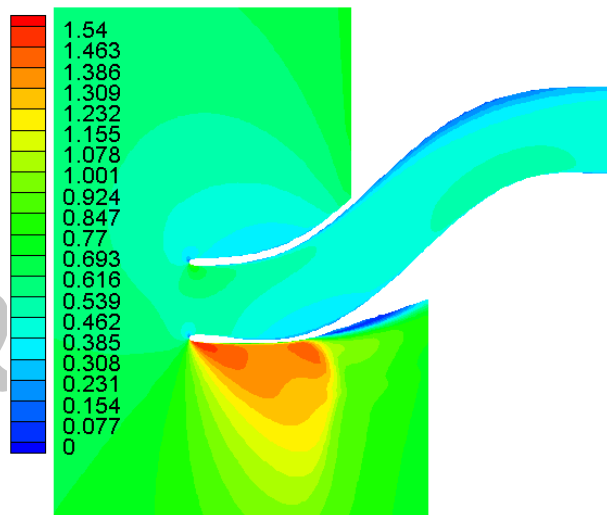
شکل ۱۰- پروفیل های مختلف بهینه شده توزیع فشار

mach-number



شکل ۸- کانتور عدد ماخ

mach-number



شکل ۹- ایجاد زوایه حمله کاذب روی لبه ورودی به علت شرط

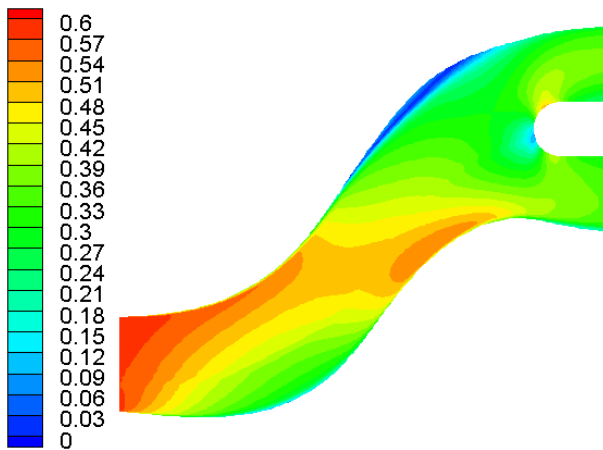
مرزی نادرست

۱۰- طراحی دو بعدی با اثرات دماغه موتور

به منظور در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور در حالت دو بعدی لازم است ابتدا حل معادلات اویلر با هندسه مجرا همراه با دماغه منطبق شود. به همین دلیل کد CFD نوشته شده برای مجرای ساده با تغییراتی برای مجرای دارای دماغه قابل استفاده شده و سپس با الگوریتم طراحی معکوس ترکیب می گردد.

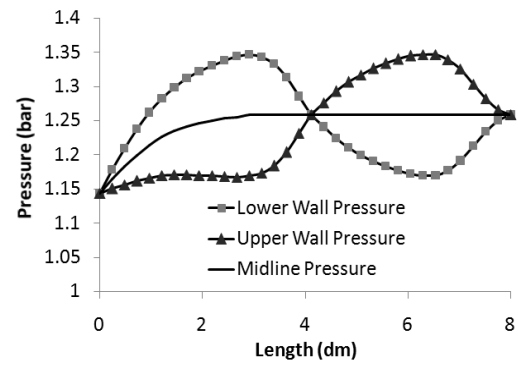
لازم به ذکر است که در طراحی دوبعدی مجرا با در نظر گرفتن دماغه موتور، امکان کنترل توزیع فشار در زمان حل مسئله با استفاده از توزیع فشار از نوع چندجمله ای مرتبه ۵ وجود ندارد. علاوه بر این توزیع فشار از نوع چندجمله ای مرتبه ۵ لزوماً یک توزیع فشار مناسب نیست. بنابراین در این حالت از پروفیل های بهینه شده توزیع فشار که توسط صمدی [۲۳] برای طراحی دیفیوزر مستقیم بدون جدایش با ماکزیمم فشار به کار رفته است، استفاده می شود.

mach-number

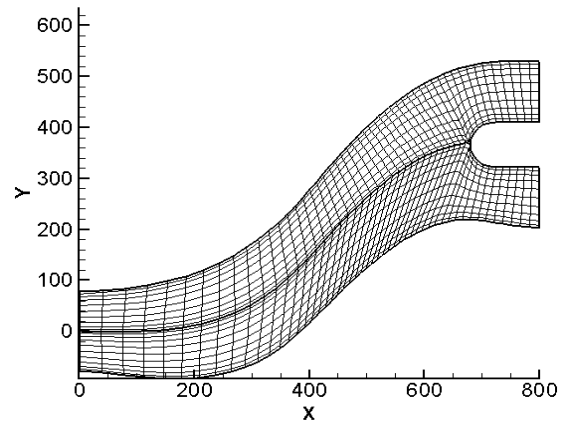


شکل ۱۳- کانتور عدد ماخ برای هندسه دو بعدی طراحی شده با لحاظ اثرات دماغه موتور در نمونه دوم

در شکل ۱۴ توزیع فشار روی دیواره بالایی به گونه‌ای در نظر گرفته شده است که ماکزیمم فشار روی دیواره بالایی در حدود ۸۵ درصد دیواره پایینی باشد. البته توجه شود وقتی توزیع فشار دیواره بالایی عوض شود، با توجه به این که مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار باید برابر باشد، توزیع فشار روی دیواره پایینی هم عوض خواهد شد. در توزیع فشار پیشنهاد شده گرادینان فشار روی انتهای دیواره پایینی نسبت به توزیع فشار قبلی افزایش یافته است.

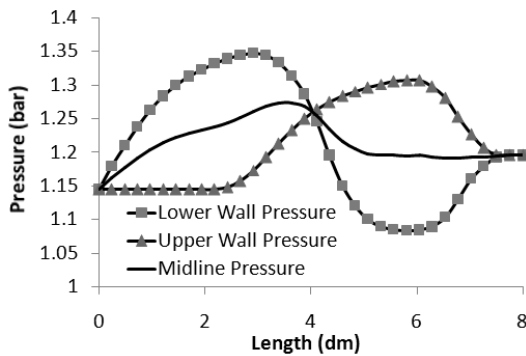


(الف)

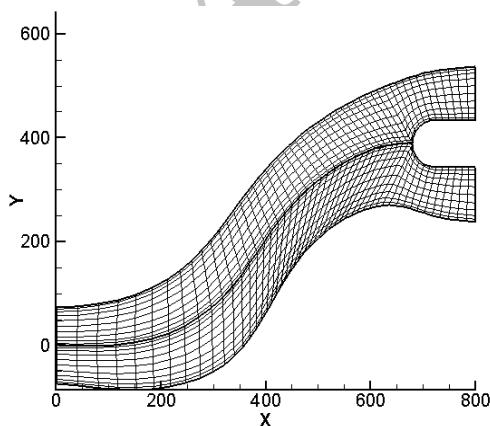


(ب)

شکل ۱۱- (الف): توزیع فشار، (ب): هندسه طراحی شده در مجرای S- شکل دو بعدی با اثرات دماغه موتور در نمونه اول

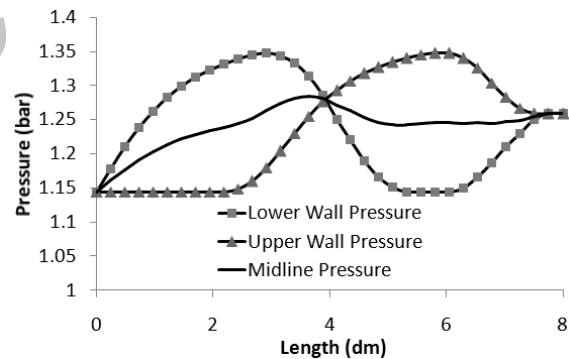


(الف)

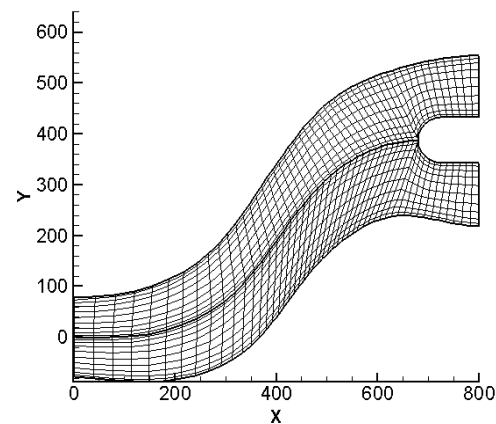


(ب)

شکل ۱۴- (الف): توزیع فشار هدف با در نظر گرفتن ماکزیمم فشار روی دیواره بالایی در حدود ۸۵ درصد دیواره پایینی، (ب): هندسه طراحی شده در مجرای S- شکل دو بعدی با اثرات دماغه موتور



(الف)



(ب)

شکل ۱۲- (الف): توزیع فشار، (ب): هندسه طراحی شده در مجرای S- شکل دو بعدی با اثرات دماغه موتور در نمونه دوم

ترکیب با الگوریتم طراحی معکوس، طراحی مجرای S-شکل با در نظر گرفتن اثرات دماغه میسر گردید. با انتخاب توزیع فشار مناسب روی دیواره های مجرا، جدایش داخل مجرا به طور کامل از بین رفت و راندمان آیرودینامیکی آن افزایش یافت. نتایج حاصل از تحلیل عددی در این مورد نیز صحت عملکرد روش طراحی را نشان داد.

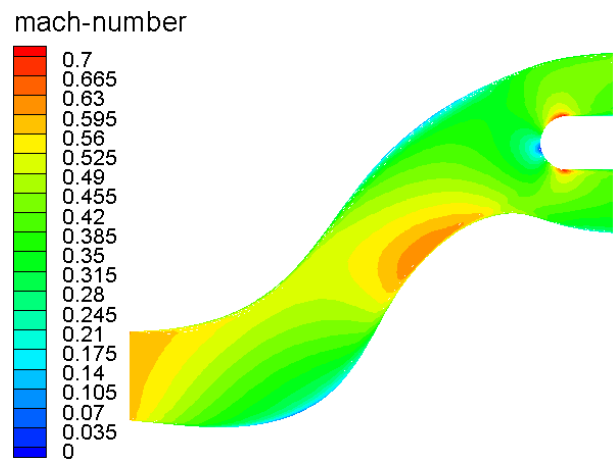
۱۲- فهرست علائم

a	شتاب خطی ($m.s^{-2}$)
F	نیرو (N)
n	تعداد اعضا
p	فشار بر واحد عرض دیواره مجرا ($N.m^{-3}$)
t	زمان (s)
x	مختصات x اتصالات (m)
y	مختصات y اتصالات (m)
Δ	اختلاف
Δs	طول اعضا (m)
α	شتاب زاویه ای ($rad.s^{-2}$)
ϵ	معیار همگرایی
θ	زاویه اعضا (deg)
ρ	وزن واحد طول ($kg.m^{-1}$)
ω	سرعت زاویه ای ($rad.s^{-1}$)
I	شمارنده عضو
i	شمارنده اتصالات
max	ماکزیمم
x	مؤلفه x
y	مؤلفه y
i-g	بالانویس حدس اولیه

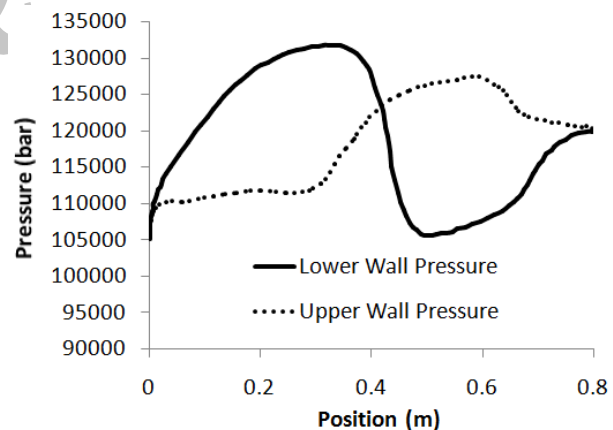
۱۳- مراجع

- [1] Ting CT, Kalosclimdt G, Syltebo BE (1975) Design and testing of new center inlet and S-duct for B-727 airplane with refanned JT8D engines. Report/Patent Number: AIAA PAPER: 75-59.
- [2] Little BH, Trimboli WS (1982) An experimental investigation of S-duct diffusers for high-speed propfans. Report/Patent Number: AIAA 82-1123.
- [3] McDill PL, Tolle LI (1983) Analytical design and experimental verification of S-duct diffusers for turboprop installations with an offset gearbox. Report/Patent Number: AIAA PAPER 83-1211.
- [4] Vakili A, Wu JM, Liver P, Bhat MK (1983) Measurements of compressible secondary flow in a circular S-duct Report/Patent Number: AIAA PAPER 83-1739.
- [5] Reichert BA, Wendt BJ (1993) An experimental investigation of S-duct flow controlling arrays of low-profile vortex generators. Report/Patent Number: AIAA PAPER 93-18.

در شکل ۱۵ تحلیل عددی جریان در هندسه طراحی شده دو بعدی توسط نرم افزار فلونت نشان می دهد که جدایش به طور کامل از بین رفته است. در شکل ۱۶، توزیع فشار مجرای طراحی شده توسط شبیه سازی در نرم افزار فلونت نشان داده شده است که مشابه همان توزیع فشار هدف است که در شکل ۱۴-الف مشاهده می شود. این مقایسه نشان می دهد اگر چه طراحی، توسط کد اوپلری و بدون در نظر گرفتن اثرات لزجت صورت گرفته است، اما توزیع فشار حاصل از حل عددی معادلات جریان تراکم پذیر لزج و آشفته با مدل SST (فلونت)، تفاوت چندانی با توزیع فشار اوپلری ندارد.



شکل ۱۵- کانتور عدد ماخ برای هندسه دو بعدی طراحی شده



شکل ۱۶- توزیع فشار حاصل از حل عددی توسط فلونت

۱۱- نتیجه گیری

در این پژوهش طراحی دو بعدی ورودی هوای S-شکل موتور توربوجت با در نظر گرفتن اثرات دماغه انجام شد. در مرحله اول، طراحی مجرا بدون در نظر گرفتن اثرات دماغه صورت گرفت. نتایج حاصل از تحلیل عددی بیان گر صحت عملکرد روش طراحی در این مرحله بود. در ادامه با استفاده از پروفیل ناکا سری اول لبه ورودی مجرا طراحی گردید. همان گونه که انتظار می رفت استفاده از این نوع پروفیل موجب ثابت ماندن سرعت جریان بر روی لبه ورودی شد. در ادامه با تغییر در کد تولید شبکه و حل کننده اوپلری و

- [15] Abdellatif OE, Abd Rabbo M, Abd Elganny M, Shahin I (2008) Area ratio effect on the turbulent flow through a diffusing S-duct using large-eddy simulation. Report/Patent Number: AIAA 2008-5726.
- [16] Zhang JM, Wang CF, Lum KY (2008) Multidisciplinary design of S-shaped intake. AIAA 2008-7060.
- [17] Johnson BC, Webster RS, Sreenivas K (2010) A numerical investigation of S-duct flows with boundary layer ingestion Report/Patent Number: AIAA 2010-841.
- [۱۸] بیاتی مرتضی، فتحی مهدی، بهمنی ناد علی، غلامی علی (۱۳۸۶) طراحی و بهینه‌سازی آیرودینامیکی ورودی هوای موتور یک پهپاد جت.
- [۱۹] بهفرشاد قاسم، فرقانی فرزاد (۱۳۸۸) بررسی عددی فشار کل در یک مجرای ورودی هوای ورودی S-شکل در اعداد ماخ مختلف. هشتمین کنفرانس بین‌المللی هوافضای ایران.
- [۲۰] بهفرشاد قاسم، محلو سعید، کدیور امین (۱۳۸۸) بررسی اثرات نصب صفحات گرداب‌ساز و دمش لایه‌مرزی بر کارایی یک مجرای ورودی هوای خم‌دار. هشتمین کنفرانس بین‌المللی هوافضای ایران.
- [21] Liou MS (2001) Ten years in the making AUSM-family. Report/Patent Number: AIAA 2001-2521.
- [۲۲] صمدی واقفی نوید (۱۳۸۸) طراحی بهینه مجاری آیرودینامیکی به کمک طراحی معکوس. پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد، دانشگاه صنعتی شریف.
- [6] Reichert BA, Wendt BJ (1994) Improving diffusing S-duct performance by secondary flow control. Report/Patent Number: AIAA PAPER 94-0365.
- [7] Lee BJ, Kim C, Rho OH (2003) Aerodynamic optimization for the subsonic S-shaped diffuser using two-equation turbulence models. Report/Patent Number: AIAA PAPER 2003-3960.
- [8] Weng PF, Guo RW (1994) On swirl control in an S-shaped air intake high angle of attack. Report/Patent Number: AIAA PAPER 94-366.
- [9] Mayer DW, Anderson BH, Johnson TA (1998) 3D subsonic diffuser design and analysis. Report/Patent Number: AIAA PAPER 98-3418.
- [10] Silva Lopes A, Piomelli U (2003) Large eddy simulation of the flow in an S-duct. Report/Patent Number: AIAA PAPER 2003-964.
- [11] Pradeep AM, Sullerey RK (2004) Secondary flow control in a circular S-duct diffuser using vortex generator jets. Report/Patent Number: AIAA 2004-2615.
- [12] Stanley R, Mohler Jr (2004) Wind-US flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids. Report/Patent Number: AIAA 2004-525.
- [13] Jirasek A (2006) Design of vortex generator flow control in inlets. J Aircraft, 43(6).
- [14] Kirk AM, Rediniotis OK, Cizmas PGA (2007) Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct. Report/Patent Number: AIAA 2007-842.

Archive of SID