



# طراحی آیرودینامیکی شبه سه بعدی مجرای ورودی هوای S شکل با استفاده از روش طراحی معکوس

مهدی نیلی احمدآبادی<sup>۱\*</sup>، محسن محمدی<sup>۲</sup>، و فرهاد قدک<sup>۳</sup>

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان

۲- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۳- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران

\* m.nili@cc.iut.ac.ir ۸۴۱۵۶۳۱۱۱ صندوق پستی

## چکیده

## اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۰۷ آبان ۱۳۹۲

پذیرش: ۲۶ آذر ۱۳۹۲

ارائه در سایت: ۱۷ خرداد ۱۳۹۳

کلید واژگان:

طراحی معکوس

شبه سه بعدی

ورودی هوای S-شکل

روش ریسمان انعطاف پذیر

یکی از روش های طراحی آیرودینامیکی مجاری داخلی S-شکل، روش طراحی معکوس می باشد. در این گونه مسائل، هندسه دیواره ها، مجهول و توزیع فشار در راستای آن ها، معلوم است. برای این منظور از یک روش جدید طراحی معکوس به نام ریسمان انعطاف پذیر برای طراحی معکوس مجرای S-شکل استفاده می شود. در این روش، دیواره های 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 می دهند. در طراحی سه بعدی، فرآیند طراحی مجرا با یک طراحی دوبعدی شروع می شود. در ابتدا با توجه به عدد ماخ پروازی پرده، با ترکیب کد طراحی معکوس و حل کننده جریان اویلری، طراحی دوبعدی اولیه ورودی هوای S-شکل بدون در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور صورت می گیرد. در مرحله دوم با در نظر گرفتن مقاطع به شکل دایروی، بیضوی و لوبیایی، مجرای دوبعدی به مجرای سه بعدی تغییر داده می شود. در نهایت با عبور یک جریان آشفته سه بعدی مجرای طراحی شده مورد ارزیابی قرار می گیرد. مطالعه عددی نشان می دهد که علی رغم نسبت بالای ارتفاع به طول مجرا، جدایش جریان در مجرا وجود ندارد و یکنواختی جریان در خروجی مجرا کاملاً رضایت بخش است.

## Quasi-Three-Dimensional aerodynamic design of S-shaped air intake using inverse design method

Mahdi Nili Ahmadabadi<sup>1\*</sup>, Mohsen Mohammadi<sup>2</sup>, Farhad Ghadak<sup>3</sup>

1- Department of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.

3- Department of Aerospace Engineering, Imam Hossien University, Tehran, Iran.

\*P.O.B. 8415683111 Isfahan, m.nili@cc.iut.ac.ir

## ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 29 October 2013  
Accepted 17 December 2013  
Available Online 07 June 2014

### Keywords:

Inverse Design  
Quasi-Three-Dimensional  
S-Shaped Air Intake  
Flexible String Method

## ABSTRACT

Inverse design is one of the design methods of aerodynamic ducts such as S-duct intakes. In these problems, the geometry of the duct is unknown but the pressure distributions along the walls are given. In this paper, a new inverse design method called "flexible string method" is introduced. In this method, the duct walls are modified from initial guess to final shape based on the flexible string movement algorithm according to pressure distribution. In 3D design, the duct design process starts with a 2D one. At first step, a 2D Jet-Engine S-shaped air intake considering flight mach number is designed using the inverse design method based on an Euler flow solver (with no considering the jet nose engine effects). At the second step with considering duct sections like circle, ellipse and bean the 2D duct is modified to obtain the 3D duct. Finally, it is validated by analyzing the duct flow in 3D turbulent regime. The numerical studies show in spite of severe height change with respect to duct length, there is no separation in the duct and the uniformity of flow at the duct exit is completely satisfactory.

## ۱- مقدمه

می شود. به همین دلیل، در فرایند 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 و همکارانش [۱] طراحی یک مجرای ورودی هوای S-شکل برای هواپیمای بوئینگ ۷۲۷ را انجام دادند. در این تحقیق برای انجام طراحی، از

امروزه با افزایش نیازمندی های 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 تراکم پذیر مادون صوت 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

Please cite this article using:

M. Nili Ahmadabadi, M. Mohammadi, F. Ghadak, Quasi-Three-Dimensional aerodynamic design of S-shaped air intake using inverse design method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 4, pp. 189-199, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

یک کد تحلیل دوبعدی جریان پتانسیل برای بیرون لایه مرزی و یک کد حل لایه مرزی و کوپل کردن آن‌ها استفاده شد. استفاده از تولید کننده گردابه در دیواره پایینی مجرا تاثیر نسبتا زیادی بر هسته جریان در خروجی داشت و جریان خروجی تا حدی یکنواخت تر شد.

لیتل 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 به هم ریختگی<sup>۱</sup> جریان خروجی را به دست آوردند. نتایج نشان داد که افزایش نسبت سطح خروجی به ورودی مجرا از ۱ به ۱/۲۵ باعث افت ۰/۵ درصد بازیابی فشار می شود.

مک دیل 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.

وکیلی و همکارانش [۴] بررسی تجربی جریان ثانویه تراکم پذیر را در یک مجرای S-شکل با سطح مقطع دایروی انجام دادند.

ریچرت [۵] تاثیر 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 یکنواخت تر می گردد.

ریچرت 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 به طور قابل توجهی بهبود می یابد.

لی و همکارانش [۷] به بهینه سازی آیرودینامیکی یک نمونه مجرای S-شکل به روش عددی پرداختند. در این تحقیق از یک کد حل معادلات ناویراستوکس همراه با مدل توربولانسی دو معادله 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 یکنواخت تر شد.

وینگ 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 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 و همکارانش [۱۰] تحلیل عددی جریان درون یک مجرای S-شکل را با استفاده از روش شبیه سازی گردابه های بزرگ 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.

پرادپ 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 یکنواخت تری 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 یکنواخت تر 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 [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 مجرای ورودی S-شکل می تواند دچار جدایش شود. یکی از راه های کنترل جریان درون مجرای 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 جاپریسک [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 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 فلوئنت و یک کد توسعه یافته UNS3D استفاده شد. نتایج نشان داد که کد UNS3D نسبت به کد تجاری فلوئنت 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 روش شبیه سازی گردابه های بزرگ توسط عبدالطیف و همکارانش [۱۵] انجام شد. نتایجی که در این تحقیق 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 می کند. زمانی که نسبت سطح مقطع خروجی به ورودی برابر یک و زاویه پیچش در مجرا ۳۰/۳۰ باشد، درون مجرا هیچ جریان برگشتی به وجود نمی آید. با افزایش نسبت سطح، ناحیه جدایش جریان (جریان برگشتی) درون مجرا ایجاد می شود. در یک مجرای S-شکل با زاویه پیچش ۳۰/۳۰ با افزایش نسبت سطح بی بعد از ۱ تا ۱/۹، مقدار بازیافت فشار از ۱۹ درصد به ۴۱ درصد افزایش می یابد. بالا رفتن نسبت سطح بی بعد از ۱/۵۱ تا ۱/۹ سبب می شود تا نوسانات جریان زیاد شده و تاثیر زیادی روی بازیافت فشار نداشته باشد.

ژانگ و همکارانش [۱۶] طراحی چند رشته ای یک مجرای S-شکل را بررسی کردند. در این تحقیق، به استراتژی که طی آن بتوان به یک روش طراحی ترکیبی و چند رشته ای به منظور دستیابی به یک طراحی بهینه از

دیدگاه آیرودینامیکی و الکترومغناطیسی پرداخته شد.

ژیراسک [۱۷] برای بهینه سازی و کنترل جریان هوای مجرای دیفیوزر S-شکل تولید کننده گردابه را طراحی کرد. وی با استفاده از تولید گردابه توانست جریان را کنترل کند و جدایش درون آن را از بین ببرد.

جانسون و همکارانش [۱۸] 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.

پاشا و همکاران [۱۹] اثرات چرخش جریان را داخل یک دیفیوزر S-شکل با نسبت سطح  $1/9$  و زاویه دوران مجرا  $22/5-22/5$  به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. نتایج عددی آن ها نشان داد که چرخش ساعتگرد جریان یکنواختی سرعت خروجی را افزایش می دهد.

ضیائی راد و همکاران [۲۰] با روش طراحی معکوس، دیفیوزر مادون صوت با دیوارهای انعطاف پذیر را با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه کردند. ابتدا، رفتار جریان تراکم پذیر در دیفیوزر مادون صوت به طور عددی با روش تقسیم شار محاسبه شد. سپس، یک روش تکراری با حل کننده مسئله آیرولاستیک حالت دائم دیفیوزر با دیوار انعطاف پذیر، کوپل شد.

در داخل ایران نیز فعالیت هایی در این زمینه انجام شده است که می توان به کار آقای بیانی و همکارانش [۲۱] اشاره کرد. در این تحقیق با استفاده از روابط تحلیلی حاکم بر ورودی ها و لحاظ کردن محدودیت های هندسی، طراحی آیرودینامیکی ورودی هوای S-شکل یک پرند بدون سرشنین 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 بازایافت فشار ورودی و حداقل بودن آشفته گی، بهینه سازی هایی در هندسه آن اعمال شد. بهبود شدت آشفته گی، کم شدن اغتشاشات جریان و افزایش بازایافت فشار از نتایج بهینه سازی در این ورودی هوا بوده است. انجام موفقیت آمیز تست های زمینی و هوایی، کیفیت عملکرد ورودی هوای بهینه شده را مورد تایید قرار داد.

بررسی عددی جریان در مجرای S-شکل یک پرند توسط قاسم بهفرشاد و همکارانش [۲۲] انجام شد. در این تحقیق، هدف تعیین بهترین هندسه مجرای S-شکل به منظور دستیابی به کمترین افت فشار کل می باشد.

در همین سال نیز فعالیتی دیگر توسط آقای قاسم بهفرشاد و همکارانش [۲۳] در زمینه کاهش جریان برگشتی و کاهش افت فشار کل در داکت های S-شکل انجام شد. در این تحقیق، به بررسی اثرات صفحات گردابه ساز و همچنین دمش در لایه مرزی پرداخته شد. در نهایت این نتیجه به دست آمد که هر دو روش (صفحات 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 شبه سه بعدی ورودی هوای S-شکل یک موتور توربوجت با در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور انجام می شود. جهت طراحی از ترکیب یک کد طراحی معکوس تکراری برای اصلاح هندسه و یک کد حل کننده جریان اوپلری (جریان ایده آل) برای تحلیل عددی میدان جریان در هر تغییر شکل استفاده می گردد. در روش طراحی معکوس پیشنهاد شده، دیوارهای بالایی و پایینی مجرا در حضور دماغه موتور به صورت دو ریسمان انعطاف پذیر با نقطه ابتدایی ثابت در نظر گرفته می شوند. با اعمال اختلاف توزیع فشار هدف و موجود به ریسمان انعطاف پذیر، دیوارهای مجرا تغییر

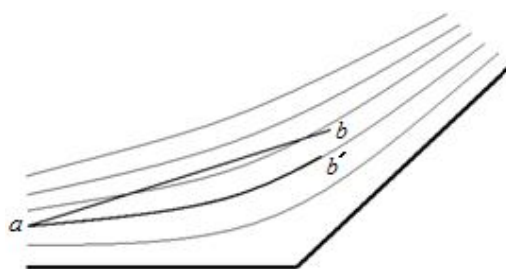
شکل می دهند تا توزیع فشار موجود به توزیع فشار هدف برسد و حرکت ریسمان متوقف شود. در هر مرحله تغییر شکل، تولید شبکه سازمان یافته و حل عددی مجرا توسط کد اوپلری جهت دستیابی به توزیع فشار موجود روی دیواره ها انجام می گیرد. به این ترتیب طراحی بهینه مجرا دوبعدی با انتخاب توزیع فشار هدف مناسب انجام خواهد شد. در مرحله بعد با استفاده از مجرا دوبعدی طراحی شده و ثابت نگه داشتن عرض مجرا و سپس تبدیل مقاطع بیضی به مقاطع لوبیایی شکل، مجرا سه بعدی به دست خواهد آمد. در نهایت، جریان لزج و آشفته داخل مجرا سه بعدی طراحی شده به صورت عددی مورد تحلیل قرار می گیرد که بیانگر عدم جدایش جریان داخلی و یکنواختی مناسب جریان خروجی مجرا می باشد.

## ۲- مبنای روش مورد استفاده

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

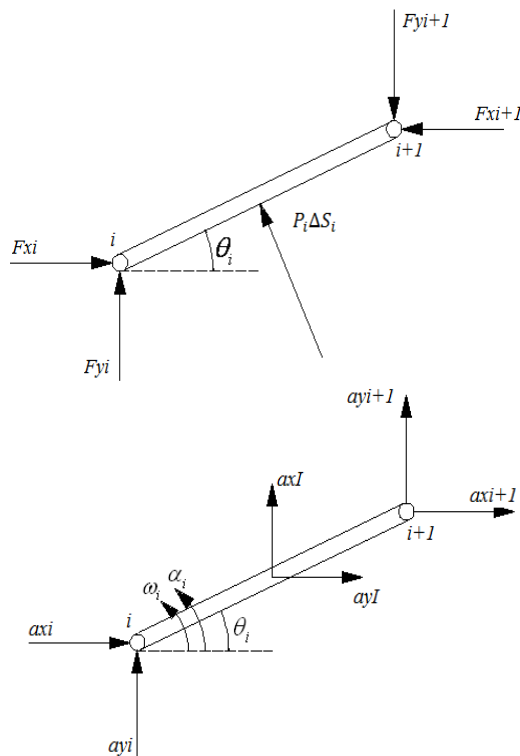
در روش مورد نظر، دیواره مجهول مجرا به مانند یک ریسمان انعطاف پذیر با نقطه ابتدایی ثابت و معین و انتها آزاد، تحت تاثیر اختلاف توزیع فشار مطلوب و توزیع فشار داخل مجرا، تغییر شکل می دهد تا در نهایت با صفر شدن اختلاف فشار، ریسمان شکل متناظر با توزیع فشار مطلوب را به خود می گیرد. در این روش مانند همه روش های تکراری، لازم است میدان جریان داخل مجرا در هر مرحله زمانی حل شود. برای حل عددی میدان جریان از حل کننده اوپلری روی شبکه با سازمان استفاده می شود. با توجه به نحوه محاسبه شارها روی سطح حجم کنترل و دقت و همگرایی بالاتر، روش عددی AUSM برای حل معادلات اوپلر در نظر گرفته شده است [۲۴].

در این پژوهش، هدف طراحی دیفیوزر S شکلی است که جدایش نداشته باشد. از طرفی، در جریان واقعی داخل مجرا، توزیع فشار روی دیواره ها با توزیع فشار لبه لایه مرزی متناظر آن ها برابر است. بنابراین هندسه ای که با ترکیب حل کننده اوپلری و الگوریتم طراحی معکوس به دست می آید فقط به اندازه ضخامت جابه جایی لایه مرزی با هندسه واقعی هدف اختلاف خواهد داشت. بنابراین، اگر حل کننده ناوبر استوکس با الگوریتم طراحی معکوس ترکیب شود، هندسه واقعی هدف به دست می آید. اما، با توجه به اینکه در مسائل طراحی معکوس سرعت حل جریان بسیار حائز اهمیت است و از طرف دیگر هدف از حل جریان صرفاً محاسبه توزیع فشار روی دیواره ها است، از حل کننده اوپلری برای حل جریان در هر اصلاح هندسه استفاده می شود. البته، پس از طراحی معکوس و محاسبه هندسه هدف، جریان لزج داخل مجرا طراحی شده چه در حالت دوبعدی و چه در حالت سه بعدی حل می شود تا از مطلوب بودن جریان داخل مجرا و عدم جدایش اطمینان حاصل شود.

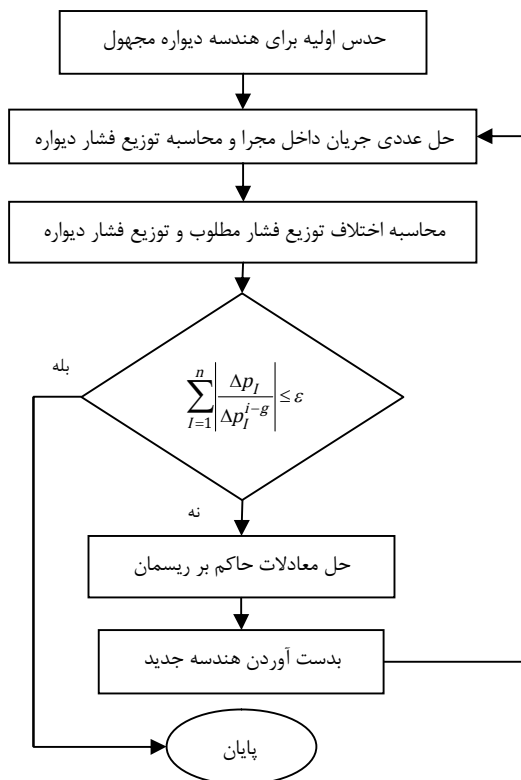


شکل ۱ تغییر شکل ریسمان رها شده در یک جریان دوبعدی

شکل مجرا، جریان داخلی مجرا حل عددی شود. با توجه به پایداری حل از شرط مرزی دبی جرمی در ورود و فشار استاتیک در خروج استفاده می شود. بنابراین در حین اصلاح شکل دیواره ها، فشار انتهایی دیواره ثابت و برابر فشار پشت باقی می ماند درحالی که فشار ورودی مجرا از حل عددی جریان داخل مجرا به دست می آید و همزمان با تغییر شکل دیواره تغییر می کند.



شکل ۲: دیاگرام آزاد یک عضو دلخواه زنجیر



شکل ۳: فلوچارت روند طراحی معکوس

### ۳- معادلات حاکم بر الگوریتم طراحی معکوس

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 اعضا وجود ندارد. دیاگرام آزاد یک عضو دلخواه  $i$  در شکل ۲ نشان داده شده است. هر عضو  $i$  بین دو اتصال  $i$  و  $i+1$  قرار دارد. با فرض حرکت دوبعدی یا صفحه ای زنجیر، برای هر عضو ۳ معادله دینامیکی وجود دارد.

الف) معادله گشتاور حول مرکز جرم عضو  $i$ :

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

ب) معادله قانون دوم نیوتن در جهت  $x$ :

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

ج) معادله قانون دوم نیوتن در جهت  $y$ :

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

ریسمان مورد نظر ریسمانی است که در کل فرآیند تغییر شکل 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.

$$a_{x1} = 0, a_{y1} = 0 \quad (4)$$

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

پس از محاسبه شتاب های زاویه ای، سرعت زاویه ای جدید و تغییر زاویه هر عضو از معادلات (۶) و (۷) محاسبه می شود.

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

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

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 به دست 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)).

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

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

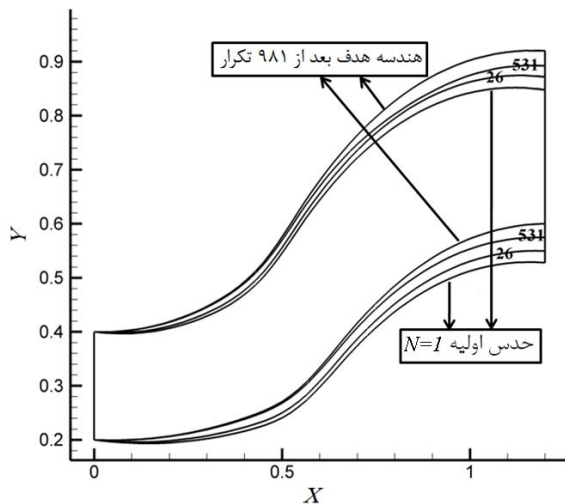
### ۴- همگرایی و اعتبارسنجی روش طراحی معکوس

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 اعضا و  $j$  اندیس اتصالات می باشد. انتقال فشارها از مرکز اعضا به اتصالات بالادست برای رژیم مادون صوت، باعث می شود که فشار پشت مجرا به نقطه انتهایی ریسمان منتقل شود. از طرف دیگر فشار ورودی برای جریان مادون صوت از توزیع فشار دیواره حذف می شوند.

نکته دیگر که برای همگرایی الگوریتم طراحی معکوس باید به آن توجه شود، شرایط مرزی ورودی و خروجی مجرا می باشد. از آنجا که این روش طراحی معکوس جزء روش های تکراری است، لازم است در هر مرحله تغییر



شکل ۴ روند اصلاح هندسه از هندسه اولیه تا هندسه هدف

$$P_{in} = P_{0\infty} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

نکته مهمی که در اینجا باید مد نظر قرار گیرد این است که عدد ماخ جریان آزاد و عدد ماخ ورودی مجرا لزوماً برابر نیستند. جریان آزاد نسبت به پرنده 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 امکان پذیر است. به عبارت دیگر سه انتخاب زیر برای عدد ماخ ورودی مجرا وجود دارد.

الف) اگر  $M_{in} = M_{\infty}$  به معنی آن است که تمام دیفیوژن لازم برای آنکه عدد ماخ پروازی به عدد ماخ خروجی مجرا کاهش یابد، داخل مجرا رخ می دهد و هیچ گونه دیفیوژنی ماقبل مجرای ورودی وجود ندارد. در این حالت به دلیل دیفیوژن شدید درون مجرا، احتمال جدایش جریان داخلی بیشتر می شود. علاوه بر این، تلفات اصطکاکی در این حالت به بیشترین مقدار خود خواهد رسید. مزیت این انتخاب این است که سطح مقطع ورودی مجرا حداقل شده و در نتیجه پسای ناشی از مجرای ورودی هوا به مینیمم مقدار خود می رسد.

ب) اگر  $M_{in} = M_{out}$  تمام دیفیوژن لازم در بیرون از مجرا رخ می دهد. در این حالت، جریان ماقبل ورودی دارای دیفیوژن شدید بوده و در لبه ورودی مجرا و اطراف پوسته بیرونی جدایش جریان به وجود خواهد آمد. اما، دیفیوژن مربوط به جریان داخل مجرا فقط ناشی از انحناء خواهد بود و تلفات اصطکاکی جریان داخلی مجرا نیز به حداقل می رسد. به عبارت دیگر مساحت مقطع ورودی و خروجی مجرا برابر خواهد شد و این به معنی افزایش سطح مقطع ورودی مجرا و افزایش نیروی پسای ناشی از ورودی هوا خواهد شد.

ج) اگر  $M_{\infty} \geq M_{in} \geq M_{out}$  قسمتی از دیفیوژن در بیرون از مجرا و بخشی دیگر درون مجرا صورت پذیرد. این گزینه انتخاب مناسبی است زیرا در این حالت، بارگذاری بین داخل مجرا و پوسته بیرونی تقسیم می شود. در این پژوهش، سرعت جریان آزاد برابر با عدد ماخ ۰/۷ و در خروجی مجرا برابر با ۰/۳۷ در نظر گرفته شده است. براساس انتخاب سوم، عدد ماخ ورودی مجرا برابر ۰/۵۵ در نظر گرفته شده است.

## ۵-۲- محاسبه فشار استاتیک خروجی مجرا

ابتدا با در نظر گرفتن بازده مجرا برابر ۰/۹۵ فشار سکون خروجی به دست می آید. سپس، با توجه به عدد ماخ خروجی، فشار استاتیک خروجی تعیین می گردد.

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 ( $\Delta P_{first\ joint}=0$ ). برای این منظور توزیع فشار موجود و هدف به ترتیب نسبت به فشار موجود و هدف در نقطه ابتدایی نسبی می شود (معادله (۱۱)).

$$j = 1, n + 1$$

$$\Delta p_j = (p_{Target(j)} - p_{Target(1)}) - (p_j - p_1)$$

$$p_{n+1} = p_{Target(n+1)} = P_{back} \quad (11)$$

در این رابطه  $i$  اندیس عضوها و  $j$  اندیس اتصالات می باشد.

با تعریف باقیمانده مطابق معادله (۱۲)، با رسیدن باقیمانده به یک مقدار مشخص به عنوان معیار همگرایی، فرآیند تصحیح هندسه پایان می یابد و هندسه مطلوب حاصل می شود. در نظر گرفتن معیار همگرایی  $10^{-3}$  به این معنی است که با کاهش ۳ مرتبه ای اختلاف فشارها، اختلاف بین شکل هدف و شکل نهایی محاسبه شده به سختی قابل مشاهده است.

$$res = \frac{\sum_{i=1}^N [\Delta P_i^*]_{Current}}{\sum_{i=1}^N [\Delta P_i^*]_{Initial\ Guess}} \quad (12)$$

برای ارزیابی صحت روند طراحی معکوس، لازم است اعتبار سنجی انجام شود. برای این منظور، جریان داخل یک دیفیووزر S شکل با هندسه مشخص توسط حل کننده جریان حل عددی می شود. سپس، توزیع فشار حاصله به عنوان توزیع فشار هدف در نظر گرفته می شود. مطابق شکل ۴ با انتخاب یک هندسه متفاوت به عنوان حدس اولیه و انجام روند طراحی معکوس پس از ۹۴۱ اصلاح هندسه، هندسه هدف حاصل می شود به گونه ای که اختلاف بین هندسه نهایی و هدف قابل تشخیص نیست.

## ۵- انتخاب توزیع فشار هدف برای دیفیووزر S شکل

یکی از کاربردهای طراحی معکوس، طراحی مجرای ورودی هوای موتورهای جت است که دارای هندسه S-شکل بوده و نظیر یک دیفیووزر عمل می کند. ورودی هوا، جریان هوا آزاد با عدد ماخ بالا را پس از کاهش سرعت به دهانه ورودی موتور می رساند. در چنین مجراهایی، به دلیل انحنای مختلف دیواره های بالا و پایین، سرعت همگرایی برنامه طراحی نسبت به مورد قبل کمتر است.

علاوه بر این، به دلیل وجود گرادیان فشار معکوس قابل ملاحظه، احتمال جدایش لایه مرزی در جریان واقعی بیشتر می شود. اگر چه گرادیان فشار معکوس در چنین مجراهایی اجتنابناپذیر است، باید به دنبال مجراهایی S-شکل بدون کاهش و افزایش ناگهانی در منحنی فشار دیواره ها 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. بنابراین نکاتی برای انتخاب توزیع فشار دو دیواره بالا و پایین باید مدنظر قرار گیرد که در بخش بعدی به آن اشاره می شود.

## ۵-۱- محاسبه فشار استاتیک ورودی مجرا

ابتدا با توجه به عدد ماخ پروازی مورد نظر (۰/۷) فشار سکون جریان آزاد محاسبه می شود.

$$P_{0\infty} = P_{\infty} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (13)$$

سپس، با توجه به برابری فشار سکون جریان آزاد و جریان ورودی مجرا و همچنین انتخاب عدد ماخ ورودی مجرا، فشار استاتیک ورودی به دست می آید.



افقی بودن مومنتم در ورودی و خروجی، مجموع نیروهای فشاری که در جهت  $y$  به دیوارها وارد می شود باید صفر شود.

$$\sum F_y = 0 \Rightarrow \int_0^L (P_{up} - P_{low}) dx = 0 \quad (17)$$

معادله (17) اثبات می کند که مساحت سطح محصور در نمودار فشار برحسب  $x$  در مجموع باید صفر شود. در شکل ۶، یک توزیع فشار هدف به عنوان نمونه برای طراحی یک مجرای S-شکل دوبعدی براساس عدد ماخ ورودی ۰/۵۵ و عدد ماخ خروجی ۰/۳۷ نشان داده شده است. همان طور که در این شکل مشاهده می شود توزیع فشار دو دیواره در یک نقطه همدیگر را قطع می کنند. در واقع این نقطه همان نقطه عطف مجرا می باشد که در آن جهت تفرع خط مرکزی مجرا عوض می شود. در نیمه ابتدایی مجرا، فشار دیواره پایینی بیشتر و در نیمه دوم آن فشار دیواره بالایی بیشتر است که این دو یکدیگر را خنثی می کنند. به عبارت دیگر سطح محصور شده بین فشارهای دو دیواره در نیمه اول توزیع فشار (تا نقطه برخورد) با سطح محصور شده در نیمه دوم، برابر و عکس یکدیگرند. با اعمال این توزیع فشارها به کد طراحی معکوس، هندسه متناظر با این توزیع فشارها به دست می آید که در شکل ۷ نشان داده شده است.

نکته دیگر که در این توزیع فشار مربوط به مجرای S شکل وجود دارد این است که تغییر ارتفاع مجرا با مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار قبل از نقطه عطف یا بعد از نقطه عطف ارتباط مستقیم دارد. برای اثبات این مطلب این بار حجم کنترل از ابتدای مجرا تا نقطه عطف خط مرکزی مجرا در نظر گرفته می شود (شکل ۸). معادله مومنتم در جهت  $y$  برابر است با:

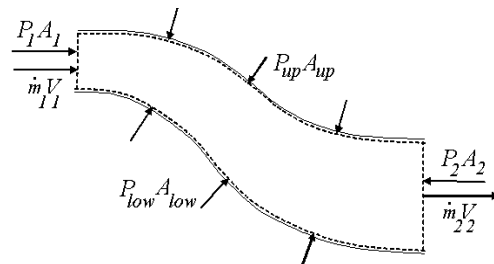
$$\sum F_y = 0 \Rightarrow \int_0^L (P_{up} - P_{low}) dx = \dot{m} V_{cy} \quad (18)$$

مؤلفه عمودی سرعت متوسط در نقطه عطف مجرا ( $V_{cy}$ ) تابعی از زاویه مجرا در این نقطه است و هر چه این زاویه بیشتر باشد به مفهوم انحنای بیشتر مجرا است. از طرف دیگر با توجه به معادله (18) نیز هر چه  $V_{cy}$  بیشتر باشد، بیانگر اختلاف بیشتر فشار دو دیواره بالا و پایین می باشد. بنابراین می توان نتیجه گرفت، هر چه سطح محصور بین فشار دو دیواره (تا قبل از نقطه عطف) بیشتر باشد انحنای مجرا نیز بیشتر خواهد بود و اختلاف ارتفاع ورودی و خروجی مجرا بیشتر خواهد شد.

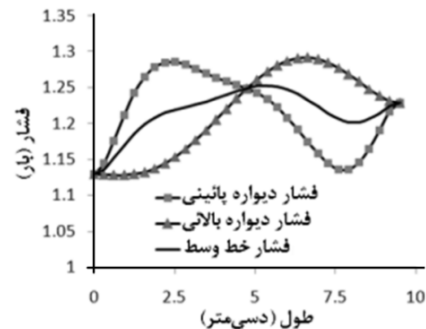
## ۶- طراحی دوبعدی با اثرات دماغه موتور

به منظور در نظر گرفتن اثرات دماغه موتور در حالت دوبعدی لازم است ابتدا حل معادلات اوایلر با هندسه مجرا همراه با دماغه منطبق شود. به همین دلیل کد اوایلری نوشته شده برای مجرای ساده با تغییراتی برای مجرای دارای دماغه قابل استفاده می شود و سپس با الگوریتم طراحی معکوس ترکیب می گردد. نکته بسیار مهم در رابطه با اثرات دماغه این است که قطر دماغه در طراحی دوبعدی به گونه ای محاسبه شده است که نسبت سطح اشغال شده توسط دماغه به سطح خروجی مجرا در هندسه دوبعدی برابر نسبت سطح اشغال شده توسط دماغه سه بعدی به خروجی مجرای سه بعدی باشد. به این ترتیب، هندسه ای که به صورت دوبعدی در این بخش طراحی می شود، می تواند به عنوان مقطع تقارن هندسه سه بعدی در بخش های بعدی در نظر گرفته شود.

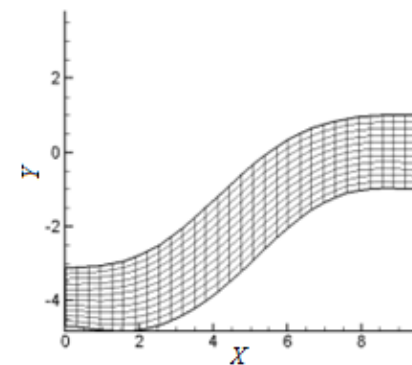
برای انتخاب توزیع فشار هدف لازم است اصلاحاتی روی توزیع فشار شکل ۶ صورت گیرد. همان گونه در این شکل مشاهده می شود سه ناحیه با گرادیان فشار معکوس در مجرای S شکل وجود دارد: ناحیه ابتدایی دیواره پایینی، مقابل انتهای دیواره بالایی و انتهای دیواره پایینی. بنابراین سعی



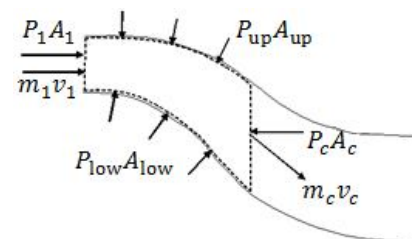
شکل ۵ حجم کنترل مربوط به مجرای S-شکل



شکل ۶ توزیع فشار هدف برای طراحی یک مجرای S-شکل دوبعدی با عدد ماخ ورودی ۰/۵۵



شکل ۷ مجرای S شکل دوبعدی طراحی شده با عدد ماخ ورودی ۰/۵۵



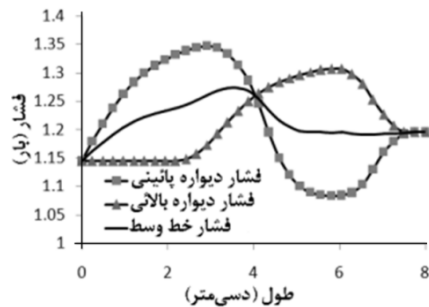
شکل ۸ حجم کنترل مربوط به مجرای S-شکل تا قبل از نقطه عطف مجرا

$$\eta_i = \frac{P_{out}}{P_{in}} \quad (15)$$

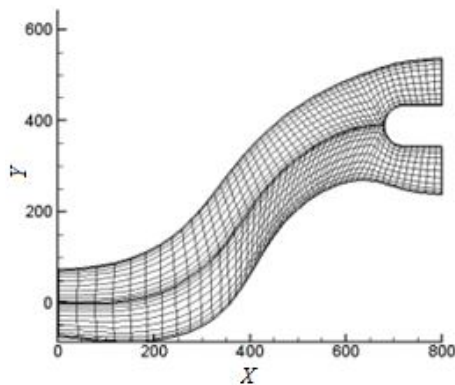
$$P_{out} = P_{in} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (16)$$

## ۵-۳- ارتباط توزیع فشار دو دیواره بالایی و پایینی

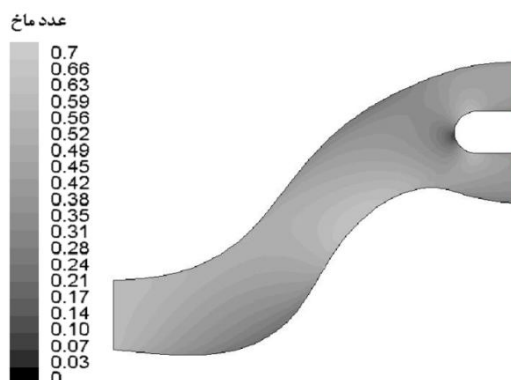
سوآلی که در اینجا مطرح می شود این است که از لحاظ تئوری چه ارتباطی بین توزیع فشار دو دیواره بالایی و پایینی مجرای S-شکل وجود دارد. به این منظور، حجم کنترلی مطابق شکل ۵ داخل یک مجرای S-شکل در نظر گرفته می شود. نیروهای وارد شده به این حجم کنترل در شکل نشان داده شده است. از نوشتن معادله مومنتم در راستای  $y$  می توان نتیجه گرفت، با توجه به



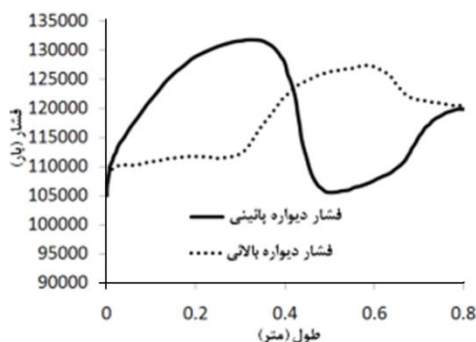
شکل ۹ توزیع فشار اصلاح شده مجرای S-شکل دوبعدی



شکل ۱۰ مجرای S-شکل دوبعدی طراحی شده با اثرات دماغه



شکل ۱۱ کانترور عدد ماخ برای هندسه دوبعدی طراحی شده



شکل ۱۲ توزیع فشار حاصل از حل عددی توسط فلوئنت

پس از طراحی آیرودینامیکی مقطع تقارن، با در نظر گرفتن عرض مجرا برابر قطر دایره خروجی مجرا، هندسه سه‌بعدی با مقاطع بیضی تولید می‌شود. به این ترتیب، انتظار می‌رود هندسه سه‌بعدی مشابه هندسه دوبعدی عمل کند. در شکل ۱۴ هندسه سه‌بعدی تولید شده به این روش نشان داده شده است. جهت تحلیل عددی مجرای سه‌بعدی طراحی شده از شبکه بدون سازمان (شکل ۱۵) به همراه شبکه‌بندی لایه مرزی جهت حل دقیق‌تر مسئله استفاده شده است.

می‌شود، توزیع‌های فشار مربوط به این نواحی، مطابق پروفیل بهینه شده توزیع فشار که توسط صمدی [۲۵] برای طراحی دیفیوزر مستقیم به کار رفته است، انتخاب شود. توزیع فشار بهینه شده مربوط به دیفیوزر مستقیم بدین صورت است که اگر در یک سوم اولیه مجرا دو سوم بازایی فشار و در دو سوم انتهایی مجرا یک سوم باقیمانده بازایی فشار صورت گیرد، بیشترین بازایی فشار بدون جدایش حاصل می‌شود. از طرف دیگر نسبت تغییر ارتفاع به طول افقی مجرا در شکل ۷ کمتر از ۰/۵ است. بنابراین، برای آنکه این نسبت به عدد ۰/۵ برسد، لازم است که مساحت محصور بین دو توزیع فشار قبل از نقطه عطف و بعد از آن به یک اندازه افزایش یابد.

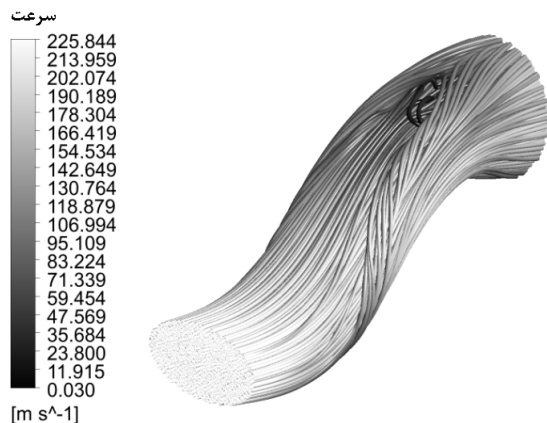
در شکل ۹ و ۱۰، توزیع فشار انتخاب شده برای دو دیواره بالا و پایین مجرا و همچنین هندسه طراحی شده براساس این توزیع فشارها به روش طراحی معکوس نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در دو ناحیه ابتدایی دیواره پایینی و مقابل انتهای دیواره بالایی، سعی شده است گرادیان فشار مطابق پروفیل بهینه فشار اعمال شود. مطابق شکل ۹، ماکزیمم افزایش فشار روی دیواره بالایی در حدود ۹۰ درصد دیواره پایینی در نظر گرفته شده است، زیرا گرادیان فشار دیواره پایینی در ابتدای مجرا است و تحمل افزایش فشار بیشتری نسبت به دیواره بالایی دارد. البته توجه شود وقتی ماکزیمم فشار دیواره بالایی کمتر شود، با توجه به اینکه مساحت محصور شده بین دو توزیع فشار باید برابر باشد، مینیمم فشار روی دیواره پایینی کمتر از فشار ورودی مجرا شده و این باعث افزایش گرادیان فشار انتهای دیواره پایینی می‌گردد. همچنین در شکل ۹، مساحت محصور بین دو توزیع فشار نسبت به شکل ۶ افزایش یافته است به گونه‌ای که نسبت تغییر ارتفاع به طول افقی مجرا برابر ۰/۵ شده است.

برای اطمینان از عدم جدایش جریان داخل مجرای طراحی شده، حل عددی جریان آشفته لزج توسط حل معادلات RANS و با مدل آشفتگی SST توسط نرم‌افزار فلوئنت صورت می‌گیرد. شبکه تولید شده به گونه‌ای است که مقدار  $Y^+$  روی دیواره از ۱۰ تجاوز نکند و بتوان از عدم جدایش اطمینان حاصل کرد. شرایط مرزی برای حل عددی عبارت‌اند از دبی جرمی در ورودی و فشار استاتیک در خروجی.

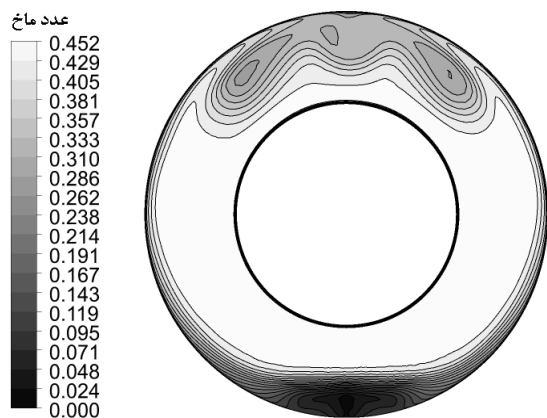
در شکل ۱۱، کانترور عدد ماخ در هندسه طراحی شده نشان داده شده است. مطابق این شکل، هیچ‌گونه جدایشی روی دیواره‌های بالا و پایین وجود ندارد. در شکل ۱۲، توزیع فشار حاصل از حل عددی توسط نرم‌افزار فلوئنت روی دیواره‌های بالا و پایین مجرای طراحی شده نشان داده شده است که مشابه توزیع فشار هدف (شکل ۹) است. این مقایسه نشان می‌دهد اگر چه طراحی، توسط کد اویلری و بدون در نظر گرفتن اثرات لزجت صورت گرفته است، اما توزیع فشار حاصل از حل عددی با معادلات ناویر-استوکس آشفته (فلوئنت)، تفاوت چندانی با توزیع فشار اویلری ندارد.

## ۷- طراحی شبه سه‌بعدی با عرض ثابت و مقاطع بیضی

برای اینکه بتوان از طراحی دوبعدی مجرای S شکل به عنوان مقطع تقارن مجرای S-شکل سه‌بعدی با عرض ثابت استفاده کرد، لازم است اثرات دماغه موتور در مجرای دوبعدی معادل اثرات آن در مجرای سه‌بعدی باشد. به همین دلیل با برابر قرار دادن نسبت سطح مقطع اشغال شده توسط دماغه در هر مقطع از آن به سطح خروجی مجرا برای مجرای دوبعدی و سه‌بعدی، یک پروفیل غیر دایره‌ای برای دماغه دوبعدی حاصل می‌شود که معادل دماغه نیمکره‌ای در مجرای سه‌بعدی خواهد بود. با اعمال توزیع فشار شکل ۹ به کد طراحی معکوس مقطع تقارن مجرای سه‌بعدی به دست می‌آید (شکل ۱۳).



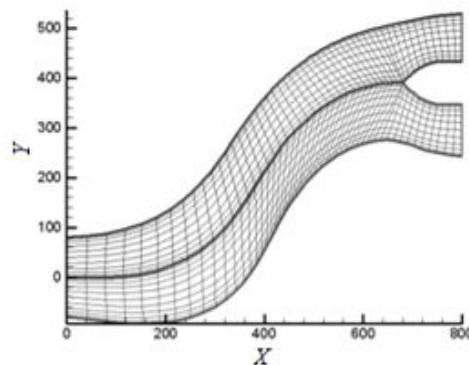
شکل ۱۷ خطوط جریان در مجرای سه بعدی با مقاطع بیضی



شکل ۱۸ کانتور عدد ماخ در خروجی مجرای سه بعدی با مقاطع بیضی

تمامی تحلیل‌های عددی سه بعدی در این مقاله توسط نرم افزار CFX انجام می‌شود. با توجه به اینکه هدف از شبیه سازی سه بعدی، اطمینان از عدم جدایش جریان داخل مجرا است، دقت مدل آشفتگی و شبکه نزدیک دیواره ها از اهمیت زیادی برخوردار می باشد. به همین دلیل، مدل آشفتگی  $k\omega$ -SST انتخاب شده است. برای بررسی استقلال حل از شبکه، حل عددی سه بعدی جریان در سه شبکه ریز، متوسط و درشت انجام شده و بازده مجرا با هم مقایسه شده است. جدول ۱ مقادیر عددی بازده را به ازای سه شبکه نشان می دهد. مطابق این جدول، ریز کردن شبکه تأثیر قابل صرف نظری روی افت جریان و بازده دارد. تمامی حل های سه بعدی با شبکه ریز انجام می شود و از شبکه لایه مرزی برای کنار دیواره ها استفاده می شود. شبکه به گونه ای است که مقدار  $y^+$  در تمامی نقاط دیواره کمتر از ۱۰ می باشد. شکل ۱۶ توزیع مقدار  $y^+$  را روی دیواره های مجرا نشان می دهد.

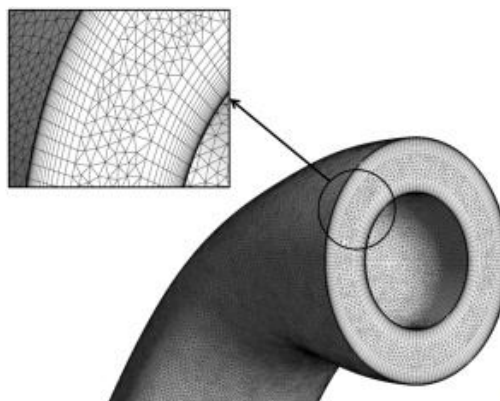
در شکل ۱۷، خطوط جریان درون مجرا نمایش داده شده است. مطابق این شکل، هیچ گونه جدایش جریانی درون مجرا دیده نمی شود اما کاهش مومنتم روی دیواره بالا و پایین نزدیک خروجی وجود دارد که این مسئله از لحاظ آیرودینامیکی باعث غیر یکنواختی سرعت خروجی می شود. همان گونه که مشاهده می شود افزایش فشار روی دیواره پایینی در ناحیه ابتدایی مجرا موجب تولید جریان ثانویه درون لایه مرزی بر روی دیواره می شود که این امر انحراف خطوط جریان داخل لایه مرزی از پایین مجرا به سمت بالای مجرا و بهم ریختگی جریان در این ناحیه را در پی خواهد داشت. در شکل ۱۸ نیز کانتور عدد ماخ در خروجی مجرا نشان داده شده است. مطابق این شکل، به دلیل کاهش مومنتم جریان در قسمت هایی از مجرا تغییرات محیطی عدد ماخ زیاد است.



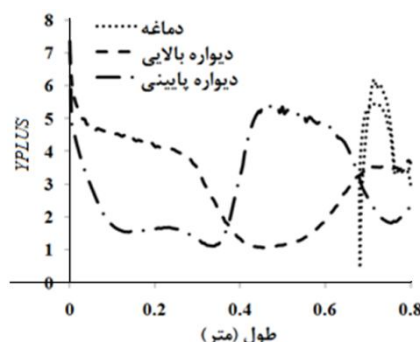
شکل ۱۳ مقطع تقارن مجرای سه بعدی



شکل ۱۴ هندسه مجرای سه بعدی با عرض ثابت و مقاطع بیضی



شکل ۱۵ شبکه بی سازمان با شبکه بندی لایه مرزی



شکل ۱۶ توزیع مقدار  $y^+$  روی دیواره بالا، پایین و دماغه در شبکه ریز

جدول ۱ بازده مجرا برحسب تعداد سلول های شبکه	
بازده مجرا S-شکل	تعداد سلول های شبکه
۹۴/۴۸٪	۳۷۱۳۹۵
۹۴/۴۴٪	۷۱۳۹۵۰
۹۴/۴۳٪	۱۶۹۷۵۳۹



## ۸- طراحی سه بعدی با مقاطع لوبیایی

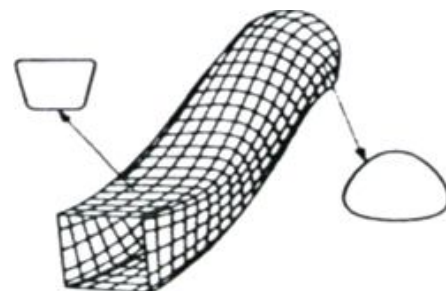
در طراحی مرحله قبل، از مقطع بیضی برای تولید مجرای سه بعدی استفاده شد. چنانچه در خم‌های شدید که گرادیان فشار در مسیر عمود بر جریان زیاد است از مقاطع لوبیایی استفاده شود موجب کاهش گرادیان فشار معکوس و جریان‌های ثانویه می‌گردد (شکل ۱۹) [۲۶]. به عبارت دیگر، رأس مقطع لوبیایی باعث افزایش سرعت و قاعده مقطع لوبیایی باعث کاهش سرعت می‌شود و در نتیجه اختلاف فشار دو دیواره کاهش می‌یابد. همچنین، استفاده از مقطع لوبیایی به عنوان مقطع دهانه ورودی مجرا به دلیل نزدیک‌تر بودن به بدنه پرنده و آیرودینامیک مناسب‌تر برای جریان خارجی، نیروی مقاومت کمتری نسبت به مقطع بیضی خواهد داشت. شایان ذکر است که در تبدیل مقطع صورت گرفته، مساحت مقطع بایستی برابر مقطع بیضی که در طراحی قبلی در نظر گرفته شد، باشد تا بتوان از مقطع تقارن طراحی شده در بخش طراحی دوبعدی استفاده کرد. به این ترتیب، عرض مجرا تغییرات ناچیزی ناشی از تغییر مقطع خواهد داشت.

پروفیل لوبیایی از معادله زیر به دست می‌آید.

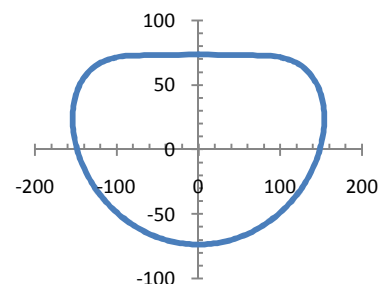
$$\frac{(y+b^2x^2)}{(a^2x^2+y^2)^2} = -1 \quad (19)$$

با انتگرال‌گیری روی محیط بسته مقطع لوبیایی و برابر قرار دادن آن با مساحت بیضی معادل، می‌توان پروفیل نقاط مقطع را به دست آورد. در معادله ۱۹، اگر  $a=b$  باشد، مقطع لوبیایی با مساحت مقطع بیشتر مطابق شکل ۲۰ به دست می‌آید. اگر  $a < b$  باشد لوبیا به مثلث با دیواره‌های صاف میل می‌کند و اگر  $a > b$  باشد لوبیا به سمت بیضی میل می‌کند. در این طراحی یک مقطع لوبیایی در ورودی مجرا و دو مقطع لوبیایی با رأس رو به پایین و رو به بالا در نواحی با گرادیان فشار مثبت به ترتیب روی دیواره‌های پایینی و بالایی (شکل ۲۱) در نظر گرفته شده است.

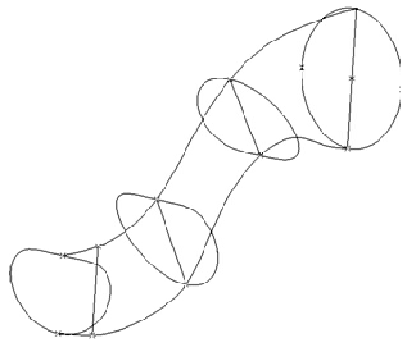
در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ نتایج حاصل از حل عددی در این مجرا نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود جدایش جریان بر روی دیواره بالایی به طور کامل برطرف گشته اما بر روی دیواره پایینی در ابتدای مجرا یک حباب کوچک جدایش دیده می‌شود. کانتور عدد ماخ خروجی در این شکل از یکنواختی بسیار مناسبی برخوردار است.



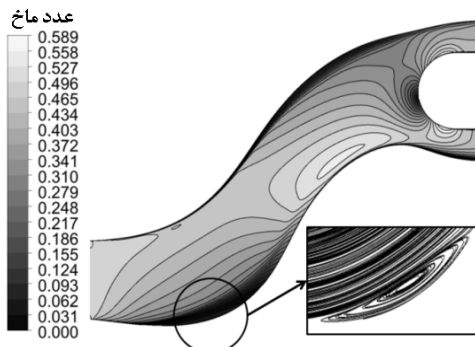
شکل ۱۹ مقاطع لوبیایی در مجرا S-شکل [۲۶]



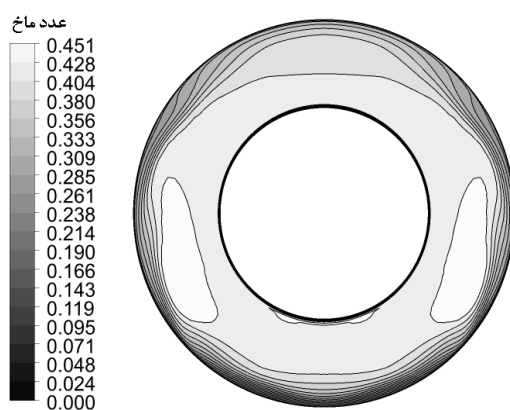
شکل ۲۰ پروفیل مقطع لوبیایی دهانه مجرا



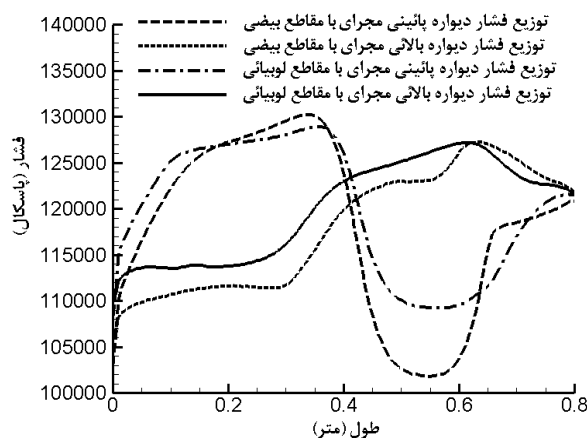
شکل ۲۱ هندسه مجرای سه بعدی با مقاطع لوبیایی



شکل ۲۲ کانتور عدد ماخ مجرای سه بعدی با مقاطع لوبیایی



شکل ۲۳ کانتور ماخ خروجی مجرای سه بعدی با مقاطع لوبیایی



شکل ۲۴ توزیع فشار روی دیواره بالا و پایین مجرا سه بعدی با عرض ثابت و مقاطع بیضی

در شکل ۲۴، توزیع فشار دیواره‌های بالا و پایین مجرای سه بعدی با مقطع بیضی و مقطع لوبیایی با هم مقایسه شده است. همان‌گونه مشاهده می‌شود استفاده از مقاطع لوبیایی باعث می‌شود اختلاف فشار بین دیواره‌های بالا و

نتایج حاصل از تحلیل عددی مجرای سه بعدی اصلاح شده در شکل ۲۶ و ۲۷ بیانگر آن است که ناحیه جدایش به طور کامل برطرف شده است. همچنین، کانتور عدد ماخ خروجی همچنان دارای یکنواختی بسیار مناسبی است.

#### ۱۰- نتیجه گیری

در این پژوهش طراحی دوبعدی و سه بعدی ورودی هوای S-شکل موتور توربوجت با در نظر گرفتن اثرات دماغه انجام شد. در ابتدا طراحی مجرا بدون در نظر گرفتن اثرات دماغه صورت گرفت. نتایج حاصل از تحلیل عددی بیانگر 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. سپس با تغییر در کد تولید شبکه و حل کننده اویلی و 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 بازده آیرودینامیکی آن افزایش یافت. در مرحله بعد با طراحی مقاطع عرضی دوبعدی در اشکال مختلف و ترکیب آن ها با مجرای دوبعدی طراحی شده، مجرای سه بعدی به دست آمد. نتایج تحلیل عددی سه بعدی مجرای طراحی شده نشان داد، مجرای سه بعدی با مقطع عرضی لوبیایی شکل از لحاظ توزیع عدد ماخ در خروجی مجرا و به حداقل رساندن ناحیه جدایش جریان عملکرد بهتری نسبت به سایر مقاطع داشت. در نهایت با اصلاح هندسی در مجرای سه بعدی طراحی شده با مقطع لوبیایی شکل، ناحیه جدایش جریان به طور کامل بر طرف گردید.

#### ۱-۱ علائم و نشانه ها

A	شتاب خطی ( $m s^{-2}$ )
F	نیرو (N)
n	تعداد اعضا
p	فشار بر واحد عرض دیواره مجرا ( $N m^{-3}$ )
res	باقیمانده خطا
T	زمان (s)
X	مختصات x اتصالات (m)
y	مختصات y اتصالات (m)
$\Delta$	اختلاف
$\Delta s$	طول اعضا (m)
$\alpha$	شتاب زاویه ای ( $rad s^{-2}$ )
$\varepsilon$	معیار همگرایی
$\theta$	زاویه اعضا (deg)
$\rho$	وزن واحد طول ( $kg m^{-1}$ )
$\omega$	سرعت زاویه ای ( $rad s^{-1}$ )

#### زیر نویس ها

I	شمارنده عضو
i	شمارنده اتصالات
max	ماکزیمم
x	مؤلفه x
y	مؤلفه y

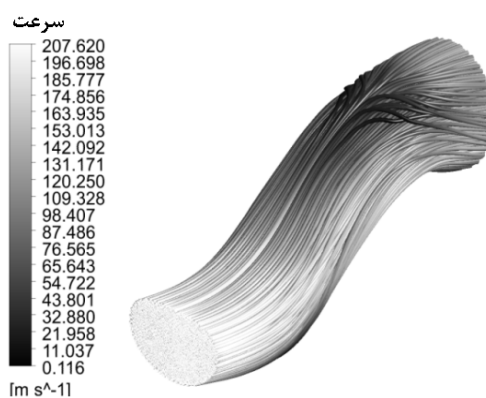
#### بالا نویس

i-g	حدس اولیه
-----	-----------

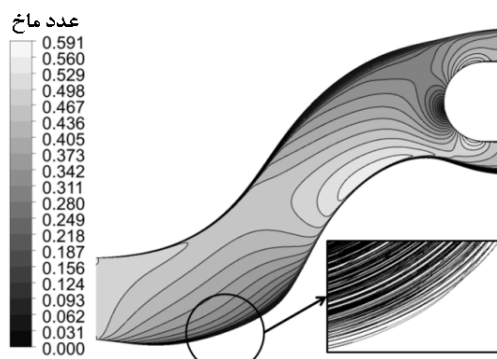
پایین کاهش یابد. این نزدیک شدن نقاط اکسترمم فشار دیواره های بالا و پایین، نه تنها باعث کاهش گرادیان فشار و جدایش جریان می شود بلکه، جریان ثانویه را نیز کاهش می دهد. در شکل ۲۵، خطوط جریان سه بعدی مجرای طراحی شده با مقاطع لوبیایی نشان داده شده است که بیانگر کاهش قابل توجه جریان ثانویه نسبت به مجرای با مقاطع بیضوی (شکل ۱۷) می باشد.

#### ۹- اصلاح هندسی مجرا از طریق حذف حباب جدایش

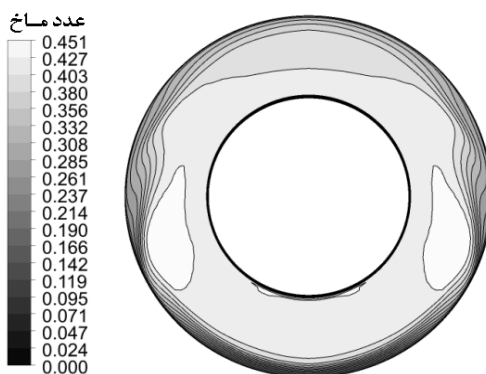
همان گونه که در بخش قبلی دیده شد تنها در ناحیه ای کوچکی از دیواره پایینی در ابتدای مجرا حباب جدایش جریان وجود داشت. برای برطرف کردن این نقص با اصلاح نهایی هندسه طراحی قبلی و با حذف ناحیه جدایش انجام می پذیرد. برای این منظور ناحیه ای را که در آن بردار سرعت ها منفی و جدایش جریان اتفاق افتاده است را از پروفیل دیواره پایینی حذف کرده و مجدداً هندسه سه بعدی با همان سه مقطع لوبیایی تولید می شود.



شکل ۲۵ خطوط جریان در مجرا سه بعدی با مقاطع لوبیایی



شکل ۲۶ کانتور بردارهای سرعت روی مقطع تقارن مجرای سه بعدی اصلاح شده با مقاطع لوبیایی



شکل ۲۷ کانتور عدد ماخ خروجی مجرای سه بعدی اصلاح شده با مقاطع لوبیایی

۱۲- مراجع

- [15] O. E. Abdellatif, M. Abd Rabbo, M. Abd Elganny, I. Shahin, Area ratio effect on the turbulent flow through a diffusing S-duct using large-eddy simulation, *AIAA* 2008-5726, 2008.
- [16] J. M. Zhang, C. F. Wang, K. Y. Lum, Multidisciplinary design of S-shaped intake, *AIAA* 2008-7060, 2008.
- [17] A. Jirasek, Design of vortex generator flow control in inlets, *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, pp. 1886-1892, 2006.
- [18] B. C. Johnson, R. S. Webster, K. Sreenivas, A numerical investigation of S-duct flows with boundary layer ingestion, *AIAA* 2010-841, 2010.
- [19] R. J. Pasha, A. Mujeeb, CFD simulation of swirling effect in s-shaped diffusing duct by swirl angle of  $10^\circ$ , *Journal of Mechanical and Civil Engineering*, Vol. 6, Issue 2, pp. 11-19, 2013.
- [20] S. Ziaei-Rad, M. Ziaei-Rad, Inverse design of supersonic diffuser with flexible walls using a Genetic Algorithm, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 22, Issue 4, pp. 529-540, 2006.
- [21] M. Bayati, M. Fathi, N. A. Bahmani, A. Gholami, Aerodynamic design and optimization of a UAV jet engine air intake, *Iranian Aerospace Society Conference*, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 1385 (In Persian).
- [22] G. Behfarshad, F. Forghani, Numerical study of stagnation pressure in an S-shaped air intake at different Mach numbers, *Iranian Aerospace Society Conference*, Islamic Azad University, Research and Science Branch, Tehran, Iran, 1388 (In Persian).
- [23] G. Behfarshad, S. Mohaellu, A. Kadivar, Effect of vortex generator panels and boundary layer injection on the performance of a curved air intake duct, *Iranian Aerospace Society Conference*, Islamic Azad University, Research and Science Branch, Tehran, Iran, 1388 (In Persian).
- [24] M. S. Liou, Ten years in the making AUSM-family, *AIAA Paper* 2001-2521, 2001.
- [25] N. Samadi Vaghefi, *Optimized Design of Aerodynamic Ducts using Inverse Design*, MSc Thesis, Sharif University of Technology, 1388 (In Persian).
- [26] J. Seddon, E. L. Goldsmith, *Intake aerodynamics*, New York, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985.
- [1] C. T. Ting, G. Kalosclmidt, B. E. Syltebo, Design and testing of new center inlet and S-duct for B-727 airplane with refanned JT8D engines, *AIAA Paper* 1975-59, 1975.
- [2] B. H. Little, W. S. Trimboli, An experimental investigation of S-duct diffusers for high-speed prop-fans, *AIAA* 1982-1123, 1982.
- [3] P. L. McDill, L. I. Tolle, Analytical design and experimental verification of S-duct diffusers for turboprop installations with an offset gearbox, *AIAA* 1983-1211, 1983.
- [4] A. Vakili, J. M. Wu, P. Liver, M. K. Bhat, Measurements of compressible secondary flow in a circular S-duct, *AIAA* 1983-1739, 1983.
- [5] B. A. Reichert, B. J. Wendt, An experimental investigation of S-duct flow controlling arrays of low-profile vortex generators, *AIAA* 1993-18, 1993.
- [6] B. A. Reichert, B. J. Wendt, Improving diffusing S-duct performance by secondary flow control, *AIAA* 1994-0365, 1994.
- [7] B. J. Lee, C. Kim, O. H. Rho, Aerodynamic optimization for the subsonic S-shaped diffuser using two-equation turbulence models, *AIAA* 2003-3960, 2003.
- [8] P. F. Weng, R. W. Guo, On swirl control in an S-shaped air intake high angle of attack, *AIAA* 1994-366, 1994.
- [9] D. W. Mayer, B. H. Anderson, T. A. Johnson, 3D subsonic diffuser design and analysis, *AIAA* 1998-3418, 1998.
- [10] A. Silva Lopes, U. Piomelli, Large eddy simulation of the flow in an S-duct, *AIAA* 2003-964, 2003.
- [11] A. M. Pradeep, R. K. Sullerey, Secondary flow control in a circular S-duct diffuser using vortex generator jets, *AIAA* 2004-2615, 2004.
- [12] R. Stanley, J. r. Mohler, Wind-US flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids, *AIAA* 2004-525, 2004.
- [13] A. Jirasek, Design of vortex generator flow control in inlets, *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, pp. 1886-1892, 2006.
- [14] A. M. Kirk, O. K. Rediniotis, P. G. A. Cizmas, Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct, *AIAA* 2007-842, 2007.