ماهنامه علمى پژوهشى



مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

طراحی آیرودینامیکی شبه سهبعدی مجرای ورودی هوای 5 شکل با استفاده از روش طراحي معكوس

مهدی نیلی احمدآبادی'*، محسن محمدی'، و فرهاد قدک"

حكيده

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

* اصفهان، صندوق پستی ۸۴۱۵۶۸۳۱۱۱ m.nili@cc.iut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشي كامل دریافت: ۰۷ آبان ۱۳۹۲ پذیرش: ۲۶ آذر ۱۳۹۲ ارائه در سایت: ۱۷ خرداد ۱۳۹۳ كليد واژگان: طراحي معكوس شبه سەبعدى ورودی هوای S–شکل روش ريسمان انعطافپذير

یکی از روشهای طراحی آیرودینامیکی مجاری داخلی S-شکل، روش طراحی معکوس میباشد. در این گونه مسائل، هندسه دیوارهها، مجهول و توزیع فشار در راستای آنها، معلوم است. برای این منظور از یک روش جدید طراحی معکوس بهنام ریسمان انعطافپذیر برای طراحی معکوس مجرای S-شکل استفاده میشود. در این روش، دیوارههای مجهول مجرا تحت الگوریتمی بر مبنای حرکت ریسمان انعطافپذیر، از یک حدس آولیه تا رسیدن به هندسه نهائی و متناظر با توزیع فشار هدف، تغییر شکل میدهند. در طراحی سهبعدی، فرآیند طراحی مجرا با یک طراحی دوبعدی شروع میشود. در ابتدا با توجه به عدد ماخ پروازی پرنده، با ترکیب کد طراحی معکوس و حل کننده جریان اویلری، طراحی دوبعدی اولیه ورودی هوای S–شکل بدون درنظر گرفتن اثرات دماغه موتور صورت میگیرد. در مرحله دوم با درنظر گرفتن مقاطع به شکل دایروی، بیضوی و لوبیایی، مجرای دوبعدی به مجرای سهبعدی تغییر داده میشود. در نهایت با عبور یک جریان آشفته سهبعدی مجرای طراحی شده مورد ارزیابی قرار میگیرد. مطالعه عددی نشان میدهد که علی رغم نسبت بالای ارتفاع به طول مجرا، جدایش جریان در مجرا وجود ندارد و یکنواختی جریان در خروجی مجرا کاملا رضایت بخش است.

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

Mahdi Nili Ahmadabadi^{1*}, Mohsen Mohammadi², Farhad Ghadak³

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

Kevwords: 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.

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 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 تراکمیذیر 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:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

۱ – مقدمه

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

یک کد تحلیل دوبعدی جریان پتانسیل برای بیرون لایه مرزی و یک کد حل لایه مزری 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 یکنواختتر شد.

لیتل و همکارانش [۲] بهبررسی 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 بههمریختگی^۱ جریان خروجی را به-دست آوردند. نتایج نشان داد که افزایش نسبت سطح خروجی به ورودی مجرا از ۱ به ۱/۲۵ باعث افت ۵/۰ درصد بازیابی فشار میشود.

مک دیل و همکارانش[۳] به طراحی تحلیلی نمونهای از مجرای S-شکل برای یک توربوپراپ با درنظر گرفتن مقداری انحراف بهدلیل 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 تراکمپذیر را در یک مجرای S-شکل با سطح مقطع دایروی انجام دادند.

ریچرت[۵] تأثیر تولیدکننده گردابه روی جریان داخلی یک مجرای S-شکل را مورد بررسی قرار دادند. نتایج این تحقیق نشان داد، تولید کننده گردابه باعث ازبین رفتن جریان برگشتی داخل مجرای S-شکل میشود و جریان در خروجی تا حد زیادی یکنواختتر میگردد.

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 بهطور قابل توجهی بهبود مییابد.

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 تستهای آیرودینامیکی مربوطه را در یک تونل باد مادون صوت انجام دادند.

مایر و همکارانش[۹] در زمینه طراحی دیفیوزر زیر صوت طراحیهایی انجام دادهاند. 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 کوتاهتر طراحی شود تا وزن پرنده کمتر گردد.

لوپس و همکارانش[۱۰] تحلیل عددی جریان درون یک مجرای S-شکل را با استفاده از روش شبیهسازی گردابههای بزرگ انجام دادند. در این کار عددی، تاثیر شبکه و نحوه شبکهبندی مورد توجه قرار گرفت و در نهایت، این نتیجه حاصل شد که چگونگی شبکهبندی در نزدیکی مکانی که انحنای منحنی در آن تغییر میکند بسیار مهم میباشد.

پرادیپ و همکارانش[۱۱] سعی کردند تا با تولید گردابه، به کنترل

جریان ثانویه بهروش 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 درنظر 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 تولیدکننده 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 ۲۰ درصد و در دیواره خارجی در حدود ۱۰ درصد کاهش یافت. شدت توربولانس جریان خروجی نیز در این تحقیق با استفاده از جت تولیدکننده گردابه تا حدود ۳۰ درصد کاه رو با

مولر [۱۲] بهبررسی 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 بیسازمان مورد استفاده قرار گرفت. آنها سعی کردند تا اثر تیغههای درون مجرا بر ناحیه جدایش جریان را مورد بررسی قرار دهند. زمانی که درون مجرا هیچ تیغهای وجود نداشت ناحیه جریان برگشتی بزرگی درون مجرا هم در تحلیل عددی و هم در بررسی تجربی وجود داشت. اما زمانی که از تیغههایی 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 میتواند دچار جدایش شود. یکی از راههای کنترل جریان درون مجاری S-شکل ایجاد گردابه در ورودی میباشد. با ایجاد گردابه در ورودی و کنترل آن سعی میشود تا درون مجرای S-شکل هیچ جدایش جریان ایجاد نشود. در این زمینه فعالیتهایی توسط آدام جایریسک[۱۳] انجام شد. در واقع در این کار با ایجاد ورتکس در ورودی، جدایش جریان بهوجود آمده در داخل مجرای S-شکل بهطور کامل از بین رفت.

کیرک و همکارانش [۱۴] بهبررسی 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 شبیهسازی میدان جریان در نزدیکی نقطه جدایش برخوردار میباشد.

بررسی اثر سطح مقطع خروجی به ورودی یک مجرای ۲-شکل با استفاده از یک کد عددی با روش شبیهسازی گردایههای بزرگ توسط عبدالطیف و همکارانش[۱۵] انجام شد. نتایجی که در این تحقیق بهدست آمد این بود که برای مجاری ۲-شکل با خط مرکزی یکسان، با تغییر سطح مقطع و افزایش آن، ناحیه جدایش جریان بهسمت ورودی مجرا حرکت میکند. زمانی که نسبت سطح خروجی به ورودی برابر یک و زاویه پیچش در مجرا ۳۰/۳۰ باشد، درون مجرا هیچ جریان برگشتی بهوجود نمیآید. با افزایش نسبت سطح، ناحیه جدایش جریان (جریان برگشتی) درون مجرا ایجاد میشود. در یک مجرای ۲۵-شکل با زوایه پیچش ۳۰/۳۰ با افزایش نسبت سطح بیبعد از ۱ یک مجرای ۲۵-شکل با زوایه پیچش ۳۰/۳۰ با افزایش نسبت سطح بیبعد از ۱ موتن نسبت سطح بیبعد از ۱/۵۱ تا ۱/۹ سبب میشود تا نوسانات جریان زیاد شده و تاثیر زیادی روی بازیافت فشار از داشته باشد.

ژانگ 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 بهمنظور دستیابی به یک طراحی بهینه از

¹⁻Distortion

ديدگاه آيروديناميكي و الكترومغناطيسي پرداخته شد.

ژیراسک[۱۷] برای بهینهسازی وکنترل 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 شبیهسازی 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 ۱/۹ و زاویه دوران مجرا ۲۲/۵-۲۲/۷ بهصورت عددی مورد بررسی قرار دادند. نتایج عددی آنها 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 بهطور عددی با روش تقسیم شار محاسبه شد. سپس، یک روش تکراری با حل کننده مسئله آیروالاستیک حالت دائم دیفیوزر با دیوار انعطاف پذیر، کوپل شد.

در داخل ایران نیز فعالیتهایی در این زمینه انجام شده است که میتوان به کار آقای بیاتی و همکارانش[۲۱] 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 موفقیتآمیز 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[۲۲] انجام شد. در این تحقیق، هدف تعیین بهترین هندسه مجرای S-شکل بهمنظور 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 داکتهای S-شکل انجام شد. در این تحقیق، بهبررسی اثرات صفحات گردابهساز و همچنین دمش در لایه مرزی پرداخته شد. در نهایت این نتیجه بهدست آمد که هر دو روش (صفحات گردابهساز و دمش لایه مرزی) تاثیر زیادی بر کاهش افت فشار کل نداشته اما در یکنواخت کردن جریان خروجی تاثیر نسبتا زیادی دارد.

در تحقیق حاضر، طراحی شبه سهبعدی ورودی هوای S-شکل یک موتور توربوجت با درنظر 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 اویلری (جریان ایده آل) برای تحلیل عددی میدان جریان در هر تغییر شکل استفاده می گردد. در روش طراحی معکوس پیشنهاد شده، دیواره های بالایی و پایینی مجرا در حضور دماغه موتور به صورت دو ریسمان انعطاف پذیر با نقطه ابتدایی ثابت درنظر گرفته می شوند. با اعمال اختلاف توزیع فشار هدف و موجود به ریسمان انعطاف پذیر، دیواره های مجرا تغییر

مهندسی مکانیک مدرس، تیر ۱۳۹۳، دوره ۱٤، شماره ٤

شکل میدهند 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 اویلری جهت دستیابی به توزیع فشار موجود روی دیوارهها انجام میگیرد. 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 سهبعدی بهدست خواهد آمد. در نهایت، جریان لزج و آشفته داخل مجرا سهبعدی طراحی شده بهصورت عددی مورد تحلیل قرار میگیرد که بیانگر عدم جدایش جریان داخلی و یکنواختی مناسب جریان خروجی مجرا میباشد.

۲- مبنای روش مورد استفاده

جریانی دوبعدی مطابق شکل ۱ فرض می شود. اگر ریسمانی کاملاً انعطاف پذیر را در نقطهٔ a ثابت نگه داشته و ریسمان با انتهای آزاد d 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).

در روش مورد نظر، دیواره مجهول مجرا بهمانند یک ریسمان انعطاف پذیر با نقطهٔ ابتدایی ثابت و معین و انتها آزاد، تحت تأثیر 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 اویلری 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 اویلر درنظر گرفته شده است [71]

در این پژوهش، هدف طراحی دیفیوزر S شکلی است که جدایش نداشته باشد. از طرفی، در جریان واقعی داخل مجرا، توزیع فشار روی دیوارهها با توزیع فشار لبه لایه مرزی متناظر آنها برابر است. بنابراین هندسهای که با ترکیب حل کننده اویلری و الگوریتم طراحی معکوس به دست میآید فقط به اندازه ضخامت جابهجایی لایه مرزی با هندسه واقعی هدف اختلاف خواهد داشت. بنابراین، اگر حل کننده ناویر استوکس با الگوریتم طراحی معکوس ترکیب شود، هندسه واقعی هدف به دست میآید. اما، با توجه به اینکه در مسائل طراحی معکوس سرعت حل جریان بسیار حائز اهمیت است و از طرف دیگر هدف از حل جریان صرفا محاسبه توزیع فشار روی دیوارهها است، از 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. مطلوب بودن جریان داخل مجرا و عدم جدایش اطمینان حاصل شود.



شکل ا تغییر شکل ریسمان رها شده در یک جریان دوبعدی

٣- معادلات حاكم بر الگوريتم طراحي معكوس

برای استخراج معادلات دینامیکی ریسمان میتوان ریسمان را معادل یک زنجیر با n عضو درنظر گرفت که این اعضا تغییر طول نمیدهند و هیچ گشتاوری در اتصالات بین عضوها نیز وجود ندارد. دیاگرام آزاد یک عضو دلخواه i در شکل ۲ نشان داده شده است. هر عضو i بین دو اتصال i و 1+i قرار دارد. با فرض حرکت دوبعدی یا صفحهای زنجیر، برای هر عضو ۳ معادله دینامیکی وجود دارد.

$$\frac{1}{2}(Fx_{i+1} + Fx_i)\Delta s_i \sin \theta_i - \frac{1}{2}(Fy_{i+1} + Fy_i)\Delta s_i \cos \theta_i$$
$$= \frac{1}{12}\rho_i(\Delta s_i)^3 \alpha_i \tag{1}$$

ب) معادله قانون دوم نيوتن در جهت x:

$$Fx_{i+1} - Fx_i - p_i \Delta s_i \sin \theta_i = \rho_i \Delta s_i q_{xi}$$
(۲) ج) معادله قانون دوم نيوتن در جهت ψ

 $Fy_{i+1} - Fy_i - p_i \Delta s_i \cos \theta_i = \rho_i \Delta s_i a_{yi}$ (۳) 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.

ب شرط مرزی ابتدای ریسمان :
$$a_{x1} = 0$$
 , $a_{y1} = 0$ (۴)

(۵) $F_{X_{n+1}} = 0$, $F_{X_{n+1}} = 0$, $F_{X_{n+1}} = 0$ پس از محاسبه شتابهای زاویهای، سرعت زاویهای جدید و تغییر زاویه هر عضو از معادلات (۶) و (۲) محاسبه می شود.

$$\omega^{t+\Delta t} = \omega^t + \alpha_i \Delta t \tag{9}$$

$$\Delta \theta_i = \frac{1}{2} \alpha_i \Delta t^2 + \omega_i \Delta t \tag{Y}$$

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 بهدست میآید. در مسائل طراحی معکوس لازم است طول افقی یا عمودی مجرا داده شود. در این بررسی طول افقی معلوم فرض میشود بنابراین مکان X اتصالات بدون تغییر باقی میمانند (معادله (۸) و (۹)). فلوچارت روند طراحی معکوس در شکل π نشان داده شده است.

$$X_{i+1}^{t+\Delta t} = X_i^{t+\Delta t} \tag{(A)}$$

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

۴- همگرایی و اعتبارسنجی روش طراحی معکوس

بهمنظور همگرایی الگوریتم طراحی ریسمان انعطاف پذیر، نحوه اعمال اختلاف بین توزیع فشار هدف و توزیع فشار موجود به ریسمان بسیار مهم میباشد. 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. (۱۰) $p_j = p_i \quad i = j = 1, n + 1$ در این رابطه *i* اندیس عضوها و *i* اندیس اتصالات میباشد. انتقال فشارها از مرکز عضوها به اتصالات بالادست برای رژیم مادون صوت، باعث میشود که فشار پشت مجرا به نقطه انتهایی ریسمان منتقل شود. از طرف دیگر فشار ورودی برای جریان مادون صوت از توزیع فشار دیواره حذف میشوند.

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

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 میشود. بنابراین در حین اصلاح شکل دیوارهها، فشار انتهایی دیواره ثابت و برابر فشار پشت باقی میماند درحالی که فشار ورودی مجرا از حل عددی جریان داخل مجرا بهدست میآید و همزمان با تغییر شکل دیواره تغییر میکند.



شکل ۳ فلوچارت روند طراحی معکوس

بهعبارت دیگر اختلاف فشار موجود و هدف در ورودی صفر نخواهد بود. از طرف دیگر، بهعلت ثابت بودن دهانه ورودی مجرا یا نقطه ابتدایی ریسمان، مقدار اختلاف فشار در نقطه ابتدایی ریسمان باید صفر باشد (ΔPfirst joint=0). برای این منظور توزیع فشار موجود و هدف بهترتیب نسبت به فشار موجود و هدف در نقطه ابتدایی نسبی میشود (معادله (۱۱)).

$$\begin{aligned} j &= 1, n + 1 \\ \Delta p_j &= (p_{\text{Target}(j)} - p_{\text{Target}(1)}) - (p_j - p_1) \\ p_{n+1} &= p_{\text{Target}(n+1)} = P_{\text{back}} \end{aligned} \tag{11) \\ \text{c. (11)} explicit the explicit of the set of the explicit of the set of the explicit of the explin$$

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. درنظر گرفتن معیار همگرایی ^{۲-}۱۰ به این معنی است که با کاهش ۳ مرتبهای اختلاف فشارها، اختلاف بین شکل هدف و شکل نهایی محاسبه شده به سختی قابل مشاهده است.

$$res = \frac{\sum_{i=1}^{N} [\Delta P_i^*]_{Current}}{\sum_{i=1}^{N} [\Delta P_i^*]_{Initial Guess}}$$
(17)

برای ارزیابی صحت روند طراحی معکوس، لازم است اعتبار سنجی انجام شود. برای این منظور، جریان داخل یک دیفیوزر S شکل با هندسه مشخص توسط حلکننده جریان حل عددی میشود. سپس، توزیع فشار حاصله بهعنوان توزیع فشار هدف درنظر گرفته میشود. مطابق شکل ۲ با انتخاب یک هندسه متفاوت بهعنوان حدس اولیه و انجام روند طراحی معکوس پس از ۹۴۱ اصلاح هندسه، هندسه هدف حاصل میشود به گونهای که اختلاف بین هندسه نهایی و هدف قابل تشخیص نیست.

۵- انتخاب توزیع فشار هدف برای دیفیوزر S شکل

یکی از کاربردهای طراحی معکوس، طراحی مجرا ورودی هوای موتورهای جت است که دارای هندسه S-شکل بوده و نظیر یک دیفیوزر عمل میکند. ورودی هوا، جریان هوا آزاد با عدد ماخ بالا را پس از کاهش سرعت به دهانه ورودی موتور میرساند. در چنین مجراهایی، بهدلیل انحناهای مختلف دیوارههای بالا و پایین، سرعت همگرایی برنامه طراحی نسبت به مورد قبل کمتر است.

علاوهبر این، بهدلیل وجود گرادیان فشار معکوس قابل ملاحظه، احتمال جدایش لایه مرزی در جریان واقعی بیشتر می شود. اگر چه گرادیان فشار معکوس در چنین مجراهایی اجتناب ناپذیر است، باید بهدنبال مجراهای S-شکل بدون کاهش و افزایش ناگهانی در منحنی فشار دیوارهها بود که احتمال جدایش جریان به حداقل برسد. علاوهبر 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 میشود.

$$P_{0\infty} = P_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
(17)

سپس، با توجه به برابری فشار سکون جریان آزاد و جریان ورودی مجرا و همچنین انتخاب عدد ماخ ورودی مجرا، فشار استاتیک ورودی بهدست میآید.



$$P_{in} = P_{0\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{in}^2 \right)^{\gamma - 1}$$
(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 ۱/۷ است، و از طرفی عدد ماخ خروجی مجرا برابر با ۱/۳۷ درنظر گرفته شده است. بنابراین، جهت کم کردن سرعت جریان، دیفیوژن مربوطه در سه حالت امکانپذیر است. بهعبارت دیگر سه انتخاب زیر برای عدد ماخ ورودی مجرا وجود دارد.

الف) اگر $_{\infty} M = m$ به معنی آن است که تمام دیفیوژن لازم برای آنکه عدد ماخ پروازی به عدد ماخ خروجی مجرا کاهش یابد، داخل مجرا رخ میدهد و هیچ گونه دیفیوژنی ماقبل مجرای ورودی وجود ندارد. در این حالت بهدلیل دیفیوژن شدید درون مجرا، احتمال جدایش جریان داخلی بیشتر میشود. علاومبر 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 $M_{out} = M_{out}$ 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 $M_{out} \leq M_{out}$ 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 میشود. در این پژوهش، سرعت جریان آزاد برابر با عدد ماخ γ ۰ و در خروجی مجرا برابر با γ ۰ درنظر گرفته شده است. براساس انتخاب سوم، عدد ماخ ورودی مجرا برابر ۲۵/۵۰ درنظر گرفته شده است.

۵-۲- محاسبه فشار استاتیک خروجی مجرا

ابتدا با درنظر گرفتن بازده مجرا برابر ۰/۹۵ فشار سکون خروجی بهدست میآید. سپس، با توجه به عدد ماخ خروجی، فشار استاتیک خروجی تعیین میگردد.



شکل ۷ مجرای S شکل دوبعدی طراحی شده با عدد ماخ ورودی ۱/۵۵

X



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

$$\eta_i = \frac{P_{0out}}{P_{0\infty}} \tag{10}$$

$$P_{out} = P_{0out} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{out}^2 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}}$$
(19)

۵-۳- ارتباط توزيع فشار دو ديواره بالايي و ياييني

سؤالی که در اینجا مطرح می شود این است که از لحاظ تئوری چه ارتباطی بین توزیع فشار دو دیواره بالایی و پایینی مجرا S-شکل وجود دارد. به این منظور، حجم کنترلی مطابق شکل ۵ داخل یک مجرا S-شکل درنظر 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

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

$$\sum F_{y} = 0 \Rightarrow \int_{0} \left(P_{up} - P_{low} \right) dx = 0$$
 (1Y)

معادله (۱۷) اثبات می کند که مساحت سطح محصور در نمودار فشار برحسب x در مجموع باید صفر شود. در شکل ۶، یک توزیع فشار هدف بهعنوان نمونه برای طراحی یک مجرای S-شکل دوبعدی براساس عدد ماخ ورودی ۵۵/۰ و عدد ماخ خروجی ۳۷/۰ 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 میباشد که در آن جهت تقعر 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 توزيع فشار (تا نقطه برخورد) با سطح محصور شده در نيمه دوم، برابر و عکس یکدیگرند. با اعمال این توزیع فشارها به کد طراحی معکوس، هندسه متناظر با این توزیع فشارها بهدست میآید که در شکل ۷ نشان داده شده

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

درنظر گرفته می شود (شکل ۸). معادله مومنتم در جهت y برابر است با:

$$\sum F_{y} = 0 \Rightarrow \int_{0}^{0} \left(P_{up} - P_{low} \right) dx = \dot{m} V_{cy}$$
(1A)

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 انحناء بیشتر مجرا است. از طرف دیگر با توجه به معادله (۱۸) نیز هر چه Vcy بیشتر باشد، بیانگر اختلاف بیشتر فشار دو دیواره بالا و پایین میباشد. بنابراین میتوان نتیجه گرفت، هر چه سطح محصور بین فشار دو دیواره (تا قبل از نقطه عطف) بیشتر باشد انحناء مجرا نیز بیشتر خواهد بود و اختلاف ارتفاع ورودی و خروجي مجرا بيشتر خواهد شد.

۶- طراحی دوبعدی با اثرات دماغه موتور

بهمنظور درنظر گرفتن اثرات دماغه موتور در حالت دوبعدی لازم است ابتدا حل معادلات اویلر با هندسه مجرا همراه با دماغه منطبق شود. به همین دلیل کد اویلری 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 گونهای محاسبه شده است که نسبت سطح اشغال شده توسط دماغه به سطح خروجی مجرا در هندسه دوبعدی برابر نسبت سطح اشغال شده توسط دماغه سهبعدی به خروجی مجرای سهبعدی باشد. به این ترتیب، هندسهای که بهصورت دوبعدی در این بخش طراحی میشود، می تواند به عنوان مقطع تقارن هندسه سه بعدی در بخش های بعدی درنظر گرفته شود.

براى انتخاب توزيع فشار هدف لازم است اصلاحاتي روى توزيع 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، ماقبل انتهای دیواره بالایی و انتهای دیواره پایینی. بنابراین سعی

می شود، توزیع های 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 بازیابی فشار و در دو سوم انتهایی مجرا یک سوم باقیمانده بازیابی فشار صورت گیرد، بیشترین بازیابی فشار بدون جدایش حاصل می شود. از طرف دیگر نسبت تغییر ارتفاع به طول افقی مجرا در شکل ۷ کمتر از ۵/۰ است. بنابراین، برای آنکه این نسبت به عدد ۵/۰ 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 بهروش طراحی معکوس نشان داده شده است. همانطور که مشاهده میشود، در دو تاحیه ابتدایی دیواره پایینی و ماقبل 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 درنظر 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 بهگونهای که نسبت تغییر ارتفاع به طول افقی مجرا برابر ۸۰ 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 می گیرد. شبکه تولید شده به گونهای است که مقدار +۷ روی دیواره از ۱۰ تجاوز نکند و بتوان از عدم جدایش اطمینان حاصل کرد. شرایط مرزی برای حل عددی عبارتانداز دبی جرمی در ورودی و فشار استاتیک در خروجی.

در شکل ۱۱، کانتور 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 درنظر گرفتن اثرات لزجت صورت گرفته است، اما توزیع فشار حاصل از حل عددی با معادلات ناویراستوکس 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 بهعنوان 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 مجرا دوبعدی و سهبعدی، یک پروفیل غیر دایرهای برای دماغه دوبعدی حاصل میشود که معادل دماغه نیمکرهای در مجرا سهبعدی خواهد بود. با اعمال توزیع فشار شکل ۹ به کد طراحی معکوس مقطع تقارن مجرای سهبعدی به دست میآید (شکل ۱۳).



شکل ۹ توزیع فشار اصلاح شده مجرای S-شکل دوبعدی









پس از طراحی آیرودینامیکی مقطع تقارن، با درنظر 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.









تمامی تحلیلهای عددی سهبعدی در این مقاله توسط نرمافزار CFX انجام میشود. با توجه به اینکه هدف از شبیهسازی سهبعدی، اطمینان از عدم جدایش جریان داخل مجرا است، دقت مدل آشفتگی و شبکه نزدیک دیوارهها از اهمیت زیادی برخوردار میباشد. بههمین دلیل، مدل آشفتگی Kw-SST انتخاب شده است. برای بررسی استقلال حل از شبکه، حل عددی سهبعدی مریان در سه شبکه ریز، متوسط و درشت انجام شده و بازده مجرا با هم مقایسه شده است. جدول ۱ مقادیر عددی بازده را بهازای سه شبکه نشان میدهد. مطابق این جدول، ریز کردن شبکه تأثیر قابل صرف نظری روی افت جریان و بازده دارد. تمامی حلهای سهبعدی با شبکه ریز انجام میشود و از شبکه لایه مرزی برای کنار دیوارهها استفاده میشود. شبکه به گونهای است که مقدار +۷ در تمامی نقاط دیواره کمتر از ۱۰ میباشد. شکل ۱۶ توزیع مقدار +۷ را روی دیوارههای مجرا نشان میدهد.

در شکل ۱۷، خطوط جریان درون مجرا نمایش داده شده است. مطابق این شکل، هیچ گونه جدایش جریانی درون مجرا دیده نمیشود اما کاهش مومنتم روی دیواره بالا و پایین نزدیک خروجی وجود دارد که این مسئله از لحاظ آیرودینامیکی باعث غیر یکنواختی سرعت خروجی میشود. همان گونه که مشاهده میشود افزایش فشار روی دیواره پایینی در ناحیه ابتدایی مجرا موجب تولید جریان ثانویه درون لایه مرزی بر روی دیواره میشود 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 قسمتهایی از مجرا تغییرات محیطی عدد ماخ زیاد است.





شکل ۱۴ هندسه مجرا سهبعدی با عرض ثابت و مقاطع بیضی



شکل ۱۵ شبکه بیسازمان با شبکهبندی 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	
تعداد سلولهای شبکه	بازده مجرا s-شکل
201190	٩۴/۴۸٪.
۷۱۳۹۵۰	94/44%
1897589	94/47%





شکل ۲۲ کانتور عدد ماخ مجرای سهبعدی با مقاطع لوبیایی



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

در شکل ۲۴، توزیع فشار دیوارههای بالا و پایین مجرای سهبعدی با مقطع بیضی و مقطع لوبیایی با هم مقایسه شده است. همان گونه مشاهده می شود استفاده از مقاطع لوبیایی باعث می شود اختلاف فشار بین دیواره های بالا و

۸- طراحی سهبعدی با مقاطع لوبیایی

در طراحی مرحله قبل، از مقطع بیضی برای تولید مجرای سهبعدی 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 می گردد (شکل ۱۹)[۲۶]. به عبارت دیگر، رأس مقطع لوبيايي باعث افزايش سرعت و قاعده مقطع لوبيايي باعث كاهش سرعت می شود و در نتیجه اختلاف فشار دو دیواره کاهش می یابد. همچنین، استفاده از مقطع لوبیایی بهعنوان مقطع دهانه ورودی مجرا بهدلیل 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 درنظر 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 بهدست میآید.

(19)

 $\frac{1}{(a^2x^2+y^2)^2}$ با انتگرال گیری روی محیط بسته مقطع لوبیایی و برابر قرار دادن آن با مساحت بیضی معادل، می توان پروفیل نقاط مقطع را بهدست آورد. در معادله ۱۹، اگر a=b باشد، مقطع لوبیایی با مساحت مقطع بیشتر مطابق شکل ۲۰ بهدست می آید. اگر a<<b باشد لوبیا به مثلث با دیوارههای صاف میل می کند و اگر b جاشد لوبیا به سمت بیضی میل می کند. 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 بهترتیب روی دیوارههای پایینی و بالایی (شکل ۲۱) درنظر گرفته شده است.

 $(y+b^2x^2)$

= -1

در شکلهای ۲۲ و ۲۳ نتایج حاصل از حل عددی در این مجرا نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود جدایش جریان بر روی دیواره بالایی به طور کامل برطرف گشته اما بر روی دیواره پایینی در ابتدای مجرا یک حباب کوچک جدایش دیده می شود. 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

پایین کاهش یابد. این نزدیک شدن نقاط اکسترمم فشار دیوارههای بالا و پایین، نه تنها باعث کاهش گرادیان فشار و جدایش جریان میشود بلکه، جریان ثانویه را نیز کاهش میدهد. در شکل ۲۵، خطوط جریان سهبعدی 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) میباشد.

۹- اصلاح هندسی مجرا از طریق حذف حباب جدایش

همانگونه که در بخش قبلی دیده شد تنها در ناحیهای 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 میپذیرد. برای این منظور ناحیهای را که در آن بردار سرعتها منفی و جدایش جریان اتفاق افتاده است را از پروفیل دیواره پایینی حذف کرده و مجدداً هندسه سهبعدی با همان سه مقطع لوبیایی تولید می شود.



شکل ۲۵ خطوط جریان در مجرا سهبعدی با مقاطع لوبیایی



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



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

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

۱۰- نتیجه گیری

در این پژوهش طراحی دوبعدی و سهبعدی ورودی هوای S-شکل موتور توربوجت با درنظر گرفتن اثرات دماغه انجام شد. در ابتدا طراحی مجرا بدون درنظر گرفتن اثرات دماغه صورت گرفت. نتایج حاصل از تحلیل عددی بیانگر صحت عملكرد روش طراحي در اين مرحله بود. در ادامه با استفاده از پروفيل ناكا سرى اول لبه ورودى مجرا طراحى گرديد. همان گونه كه انتظار مىرفت استفاده از این نوع پروفیل موجب ثابت ماندن سرعت جریان بر روی لبه ورودی شد. سپس با تغییر در کد تولید شبکه و حلکننده اویلری و ترکیب با الگوریتم طراحی معکوس، طراحی مجرای S-شکل با درنظر گرفتن اثرات دماغه میسر گردید. با انتخاب توزیع فشار مناسب روی دیوارههای 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 آنها با مجرای دوبعدی طراحی شده، مجرای سهبعدی بهدست آمد. نتایج تحلیل عددی سهبعدی مجاری طراحی شده نشان داد، مجرای سهبعدی 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 سهبعدی طراحی شده با مقطع لوبیایی شکل، ناحیه جدایش جریان به طور کامل بر طرف گردید.

۱۱ – علائم و نشانه ها		
شتاب خطی (m s-2)	A	
نيرو (N)	F	
تعداد عضوها	n	
فشار بر واحد عرض دیواره مجرا (N m ⁻³)	р	
باقيمانده خطا	res	
زمان (s)	Т	
مختصات x اتصالات (m)	X	
مختصات <i>y</i> اتصالات (m)	у	
اختلاف	Δ	
طول عضوها (m)	Δs	
شتاب زاویهای (rad s ⁻²)	α	
معیار همگرایی	ε	
زاویه عضوها (deg)	θ	
وزن واحد طول (kg m ⁻¹)	ρ	
سرعت زاویهای (rad s ⁻¹)	ω	
	زيرنويسها	
شمارنده عضو	Ι	
شمارنده اتصالات	i	
ماكزيمم	max	
مؤلفه x	X	
مؤلفه y	у	
	بالانويس	
حدس اوليه	i-g	

- [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 Sduct 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°, 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. Kalosclimidt, 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.

11-مراجع

- [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 Sshaped diffuser using two-equation turbulence models, AIAA 2003-3960,
- [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.
- A. M. Pradeep, R. K. Sullerey, Secondary flow control in a circular S-duct [11] 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.