



## کاهش میزان افت فشار دهانه ورودی هوای اس شکل با بهینه‌سازی به روش الحاقی

محمد رضا تولایی فرد<sup>۱</sup>، حمید پرهیزکار<sup>۲\*</sup> و مصطفی گرشاسبی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>۲</sup> استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>۳</sup> کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۵/۰۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۸/۱۱/۰۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۴/۱۵

### چکیده

کانال ورودی هوا یکی از اجزای اصلی سیستم‌های پیشران هوانرسانسی است که وظیفه اصلی آن، تأمین جریان هوای مورد نیاز موتور به صورت یکنواخت است. در پژوهش حاضر به بهینه‌سازی یک مجرای اس شکل جهت ورودی هوای مورد استفاده در موشک‌های کروز پرداخته شده است. با استفاده از ابزار بهینه‌سازی الحاقی موجود در نرم‌افزار فلونت، در ابتدا روش حل به کمک نتایج آزمون یک مجرای ورودی هم‌کلاس صحنه‌گذاری شده است. در صحنه گذاری مورد نظر، فشار بازیافت با روش حاضر برابر ۰/۹۶ درصد شده که همخوانی خوبی با نتایج حاصل از روش تجربی دارد. در ادامه، مدل‌سازی عددی جریان هوا در مجرای اس شکل موجود انجام شده و سپس با حل عددی معادلات الحاقی، حساسیت تغییرات تابع هدف نسبت به تغییر شکل دیواره ورودی هوا محاسبه شده است. با توجه به قیود هندسی، هدف از بهینه‌سازی، دستیابی به هندسه‌ای است که با کمترین تغییرات ابعادی بتواند افت فشار کل را حداقل کرده و دبی مورد نیاز را تأمین نماید. در پژوهش حاضر با بهینه‌سازی به روش الحاقی ضمن حذف ناحیه جدایش جریان، می‌توان شاهد افت فشار کل از ۴/۶ درصد به ۳ درصد، در طول دهانه ورودی و همچنین رشد دبی هوا از ۵/۱ به ۶/۵ کیلوگرم بر ثانیه بود.

**کلمات کلیدی:** ورودی هوای اس شکل؛ بهینه‌سازی؛ روش الحاقی؛ افت فشار.

## Reduced Pressure Drop in the Air Inlet using Adjoint Optimization

M. Reza Tavalae Fard<sup>1</sup>, H. Parhizkar<sup>2\*</sup>, M. Garshasbi<sup>3</sup>

<sup>1</sup> MSc., Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology.

<sup>2</sup> Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology.

<sup>3</sup> MSc., Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

### Abstract

The air inlet is one of the main components of propulsion systems, whose main task is to supply the required airflow uniformly. This study aims to optimize an S-type inlet used in cruise missiles. The adjoint optimization tools available in fluent software are used for this purpose. In the first step, the method has been validated experimentally. The recovered pressure for the present study is 0.96 %, which has a good agreement with the results from the empirical method. In the following, numerical modeling of the airflow is performed in the existing S-shaped duct. Then, using the numerical solution of the adjoint equations, the sensitivity of the cost function to the deformation of duct walls is calculated. According to geometric constraints, the purpose of optimization is to achieve a geometry that can minimize the total pressure drop by minimum geometry changes and provide the required mass flow rates. In the present work, by removing the flow separation region due to adjoint optimization, the total pressure drop has been reduced from 4.6 to 3 percent, and the mass flow rate has increased from 5.1 to 6.5 kg/s.

**Keywords:** S-Type Air Inlet; Adjoint Method; Optimization; Pressure Drop.

## ۱- مقدمه

کانال ورودی هوا یکی از اجزای اصلی سیستم‌های پیشران هواتنفسی است که وظیفه اصلی آن، تأمین جریان هوای مورد نیاز موتور به صورت یکنواخت است. ورودی هوا نقش بسیار مؤثری در افزایش کارایی و عملکرد وسیله پرنده داشته و برخلاف سادگی شکل ظاهری آن، فرآیند طراحی و ساخت پیچیده‌ای دارد.

امروزه با افزایش نیازمندی‌های نظامی، استفاده از مجاری ورودی هوا با راندمان بالا در هواپیماهای جنگنده و موشک‌ها، مورد توجه قرار گرفته است. این مسئله از آن جهت اهمیت دارد که توزیع یکنواخت جریان تراکم‌پذیر مادون صوت در ورودی کمپرسور و یا خروجی مجرای ورودی هوا، تأثیر مستقیم بر عملکرد موتور داشته و جدایش جریان موجب کاهش بازافت فشار و نیروی پیشران 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 بازافت فشار بیشینه مدنظر قرار گیرد [۱].

در کاربردهای نظامی همچون پرنده‌های بدون سرنشین [۲]، جهت جلوگیری از انتشار امواج قابل شناسایی پره‌های فن توسط رادار، از ورودی‌های دارای خم استفاده می‌شود که مشکلاتی را به همراه دارد. مخصوصاً در موشک‌ها به منظور کاهش دادن قابلیت مشاهده‌پذیری و به دلیل نیاز به افزایش حجم مخازن سوخت، هندسه ورودی هوا به نسبت بیشتری محدود شده است.

روش‌های تحلیلی و عددی، نشان از تأثیر انحنای دیواره بر کاهش افت فشار و اعوجاج جریان دارد که منجر به رشد ناکارآمدی ورودی موتور می‌شود [۳ و ۴]؛ همچنین از منحنی بیزیر<sup>۱</sup> برای بهبود این داکت‌ها در صنایع کمپرسور سازی [۵] نیز استفاده شده است. این نوع مجراها ممکن است، منجر به چرخش سطح مقطعی جریان شامل، دو گردابه خلاف جهت شوند. این چرخش مقطعی مانند جدایش لایه مرزی سبب افزایش اغتشاش جریان ورودی به کمپرسور و در نتیجه افت و غیریکنواختی فشار کل می‌شود. همین امر منجر به ارتعاش

بیشتر پره‌های فن و در نتیجه زیان ناشی از خستگی دور بالا، کاهش کارآمدی، کاهش محدوده سرج<sup>۲</sup> و واماندگی موتور خواهد شد. در طی فرآیند مانور، شرایط خارجی بخش جلویی بدنه می‌تواند جدایش‌های بزرگی از جریان را موجب گردد که منجر به اتلاف فشاری قابل توجه، اعوجاج جریان با تراکم‌پذیری بالا، همراه با خطر ناپایداری‌های احتراق شود. در همه شرایط پرواز، طراحی یک مجرای اس شکل با اعوجاج جریان‌های کوچک غیرممکن است؛ بنابراین، بسیاری از مطالعات، تلاش بر کاهش و کنترل اعوجاج جریان ورودی با استفاده از روش‌های کنترل جریان غیرفعال شامل، میکروجت و مولدهای گردابه [۶ و ۷] دارد، بطوریکه با توانایی تغییر جریان ثانویه و جدایش جریان، قادر به کاهش ۳۰ درصدی افت فشار هستند. در حالی که روش کنترل فعال قادر است، با استفاده از میکرون‌ها<sup>۳</sup> [۸] در ماخ گلوگاه ۰ تا ۰/۶، رشد ۵ درصدی فشار بازافت را شامل شود. استفاده از میکروجت-ها برای کنترل جریان داخلی [۹] در ماخ ۰/۲ تا ۰/۵ با هدف تخریب جدایش جریان، می‌تواند تأثیر ۴ درصدی بر فشار بازافت داشته باشد؛ بنابراین پژوهش‌های تحلیلی با استفاده از الگوهای مختلف [۱۰]، برای طراحی دهانه مجرا در رژیم‌های مختلف جریان از جمله مادون صوت [۱۱]، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در جریان مافوق صوت [۱۲]، تأثیر مکانیزم مکش در گلوگاه به‌منظور کنترل اثرات لایه کم‌انرژی جریان، در ماخ‌های ۳ تا ۵ چالش مهمی به شمار می‌رود، چراکه اثرات ویسکوزیته بر عملکرد رانشی سامانه بسیار محسوس است؛ در حالیکه مؤثرترین فاکتور در کیفیت جریان دریافتی و عملکرد دهانه ورودی در جریان ماورا صوت [۱۳]، لایه‌مرزی روی بدنه است که مکش آن به درون دهانه، مشکلات زیادی از جمله، ایجاد گرادیان شدید حرارتی در مقاطع مختلف دهانه ورودی و کاهش ضریب بازیابی فشار را ایجاد می‌کند؛ همچنین یکی از روش‌های موجود برای طراحی ورودی هوای اس شکل، استفاده از کد تولید شبکه و حل کننده اویلری همراه با الگوریتم طراحی معکوس است که قادر است، دیواره مجرا را براساس توزیع تابع هدف تغییر شکل دهد [۱۴]. در نهایت بهینه‌سازی مجراهای اس شکل

<sup>2</sup> Surge<sup>3</sup> Micro Vane<sup>1</sup> Bezier Curves

## ۲- اصول روش الحاقی

در این بخش اصول روش الحاقی به صورت خلاصه مطرح می شود. هندسه شکل آئرودینامیکی را می توان به صورت متغیر  $S$  تعریف کرد:

$$S(x) = h_0(x) + \sum \alpha_i h_i(x) \quad (1)$$

اگر  $I$  یک تابع هزینه از خصوصیات جریان باشد که باید کمینه بشود، به دلیل اینکه در شرایط داده شده جریان آزاد و خروجی، خصوصیات آئرودینامیکی مجرا فقط به شکل بستگی دارد، بنابراین مقدار  $I$  بستگی به ضرایب  $\alpha_i$  توابع پایه  $h_i(x)$  خواهد داشت. به عبارت دیگر،  $\alpha_i$  به عنوان متغیرهای طراحی شناخته می شود. اگر حساسیت های  $\frac{\partial I}{\partial \alpha_i}$  تعیین شوند، بردار گرادیان حاصل، می تواند جهت دستیابی به شکل بهینه استفاده گردد، بطوریکه  $\alpha^{n+1} = \alpha^n - \lambda \frac{\partial I}{\partial \alpha}$  در روش های مبتنی بر گرادیان، با استفاده از تفاضل محدود، حساسیت ها به صورت تقریبی برابر است با:

$$\frac{\partial I}{\partial \alpha_i} \approx \frac{I(\alpha_i + \delta \alpha_i) - I(\alpha_i)}{\delta \alpha_i} \quad (2)$$

و  $I(\alpha_i + \delta \alpha_i)$  با محاسبه میدان جریان برای هر  $\alpha_i$  به دست می آید. با توجه به اینکه برای  $N$  عدد متغیر طراحی،  $N+1$  محاسبه در هر سیکل طراحی مورد نیاز است، این روش ها از نظر محاسباتی، پرهزینه اند. عملکرد روش الحاقی متفاوت است. برای جریان داخل مجرا، خواص آئرودینامیکی، تابعی از متغیرهای میدان جریان  $w$  و موقعیت فیزیکی مرزها  $S$  است. بدیهی است  $w$  وابسته به  $S$  است؛ بنابراین، تابع هزینه نیز تابعی از  $w$  و  $S$  است:

$$I = I(w, S) \quad (3)$$

تغییر در  $S$  منتج به تغییر در تابع هزینه  $I$  می شود.

$$\delta I = \frac{\partial I^T}{\partial w} \delta w + \frac{\partial I^T}{\partial S} \delta S \quad (4)$$

با استفاده از تئوری کنترل بهینه، معادلات حاکم بر میدان جریان می تواند به عنوان یک قید بین  $\delta w$  و  $\delta S$  معرفی شوند، بطوریکه عبارت نهایی برای گرادیان، نیاز به ارزیابی دوباره میدان جریان نداشته باشد؛ در نتیجه، می توان فرض کرد، معادلات حاکم  $R$  که وابستگی  $w$  و  $S$  را در محدوده میدان جریان  $\Omega$  بیان می کند، به صورت رابطه ( $\delta$ ) نوشته شود:

$$R(w, S) = 0 \quad (5)$$

توسط مدل های هفت معادله ای [۱۵-۱۸] با هدف بهبود رفتار آیرودینامیکی، منجر به بهبود ۱۴ درصدی افت فشار و ۷۱ درصدی چرخش جریان شده است.

در طراحی یک سامانه هوایی پیچیده، گاهی اوقات تغییرات نسبتاً کوچک در متغیرهای طراحی باعث دستیابی به نتایج بهینه قابل توجه می شود. به عنوان مثال، تغییرات کوچک در شکل مقطع بال منجر به کاهش شدید قدرت امواج ضربه ای در جریان گذر صوتی خواهد شد. احتمال یافتن تغییرات بهینه از طریق روش های سعی و خطا همواره میسر نیست و این مسئله اهمیت به کارگیری روش های عددی را به همراه شبیه سازی عددی میدان جریان آشکار می سازد. در سال های اخیر، دینامیک سیالات محاسباتی به عنوان یک ابزار بهینه سازی، طراحی و تکنیک های بهینه سازی عددی با آن درآمیخته شده است. امروزه علاوه بر آئرودینامیک خودرو [۱۹]، اصلاح آئرودینامیکی برج های مرتفع [۲۰]، پیش بینی ضرایب لیفت و درگ، کاربردهای مختلف جریان داخلی شامل، تهویه هوای داخل اتاقک، ورودی موتور، سیستم های اگزوز شامل مبدل های کاتالیزوری، خنک کننده های صفحات الکتریکی و میکرو کانال ها [۲۱]، همه برای توسعه نیازمند بهینه سازی می باشند. در گذشته فرآیند بهینه سازی از طریق تغییرات تصادفی هندسه جهت بهبود محصول برای محققان فرآیند بسیار زمان بری بود؛ اما ظهور روش های بهینه سازی گرادیانی، بخصوص روش مورد نظر در تحقیق حاضر (روش الحاقی) و عدم وابستگی زمان حل، به تعداد متغیرهای طراحی، موجب انقلابی در زمان و قابلیت بهینه سازی در صنعت گردیده است.

هدف پژوهش حاضر از بهینه سازی، کاهش افت فشار و چرخش جریان در خروجی مجرا است. مراحل بهینه سازی با روش الحاقی در نرم افزار فلوئنت انجام شده است، جایی که گرادیان تابع هزینه نسبت به متغیرهای طراحی هنگامی محاسبه می شود که حل جریان و شبیه سازی الحاقی هردو همگرا شوند. با حل معادلات الحاقی، حساسیت تابع هدف نسبت به تغییر شکل هندسه به گونه ای محاسبه می شود که تغییر شکل هندسه، منجر به رسیدن به هدف مورد نظر باشد. پس از آن دوباره معادلات ناویراستوکس برای شبکه جدید حل می شود. این روند تا دستیابی به یک هندسه بهینه ادامه می یابد.

مقدار  $\delta w$  از رابطه (۶) به دست می‌آید:

$$\delta R = \left[ \frac{\partial R}{\partial w} \right] \delta w + \left[ \frac{\partial R}{\partial S} \right] \delta S = 0 \quad (۶)$$

در ادامه با تعریف ضریب لاگرانژ یا بردار دنده‌ای  $\Psi$  با ابعاد مشابه  $w$ :

$$\begin{aligned} \delta I = \frac{\partial I^T}{\partial w} \delta w + \frac{\partial I^T}{\partial S} \delta S - \Psi^T \left( \left[ \frac{\partial R}{\partial w} \right] \delta w \right. \\ \left. + \left[ \frac{\partial R}{\partial S} \right] \delta S \right) = \left\{ \frac{\partial I^T}{\partial w} - \Psi^T \left[ \frac{\partial R}{\partial w} \right] \right\} \delta w \\ + \left\{ \frac{\partial I^T}{\partial S} - \Psi^T \left[ \frac{\partial R}{\partial S} \right] \right\} \delta S \end{aligned} \quad (۷)$$

با انتخاب  $\Psi$  جهت ارضای معادلات الحاقی:

$$\left[ \frac{\partial R}{\partial w} \right]^T \Psi = \frac{\partial I}{\partial w} \quad (۸)$$

در فیزیک جریان، قید  $R$  یک اپراتور دیفرانسیل جزئی مانند اولر یا ناپیراستوکس است و معادله الحاقی (۷) یک معادله دیفرانسیل جزئی خطی با ابعاد مشابه است که برای یک شکل داده شده به محض حل معادلات حاکم بر میدان جریان، می‌تواند حل شود. به عبارت دیگر، گرادیان  $I$  نسبت به تعداد اختیاری از متغیرها، فقط با یکبار حل معادلات حاکم و الحاقی، بدون نیاز به ارزیابی اضافه میدان جریان، تعیین می‌شود. باید توجه داشت که معادله الحاقی (۷)، به انتخاب تابع هزینه  $I$  وابسته است. علاوه بر این، برای مسائل دیفرانسیل جزئی، فرمولاسیون معادله (۷) شامل، معادله دیفرانسیل الحاقی می‌شود. مراحل عمومی بهینه‌سازی به ترتیب، به دست آوردن شکل اولیه و شبکه مربوط به آن، حل معادلات ناپیراستوکس، حل معادله الحاقی، به دست آوردن گرادیان تابع هزینه، اصلاح شکل با اصلاح متغیرهای طراحی، توقف فرآیند در صورت ارضای معیار همگرایی طراحی در غیر این صورت بازگشت به مرحله دوم، یعنی حل معادلات ناپیراستوکس است.

### ۳- اعتبار سنجی روش حل عددی

برای بررسی صحت روش عددی مورد استفاده در تحقیق حاضر، با بهره‌گیری از کانال اس شکل استاندارد ام ۲۱۲۹ [۲۲] و داده‌های جدول ۱، مدل هندسی نشان داده شده در شکل ۱، توسط نرم‌افزار کتیا ایجاد شده است.

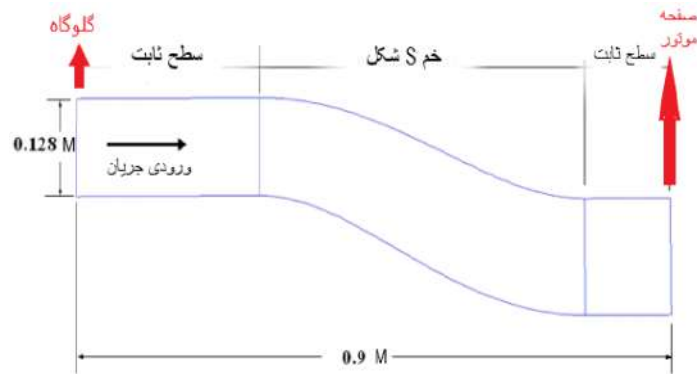
شبکه محاسباتی مطلوب با ۵۲۵۰۰۰ سلول شکل ۲، حاصل از نرم‌افزار گمبیت است. شرایط مرزی ورودی در جدول ۲ بیان شده است. جریان به صورت تراکم پذیر مدل شده و روش حل، به صورت چگالی مینا در نظر گرفته شده است؛ همچنین از حل گر پایا به صورت ضمنی و مدل آشفتگی-امگا با گسسته سازی دقت مرتبه دوم استفاده شده است.

جدول ۱- مقادیر هندسی کانال ام ۲۱۲۹

مقدار	متغیر
۱۳/۷ سانتی‌متر	طول آفست
۱۵/۲ سانتی‌متر	قطر خروجی
۱۲/۹ سانتی‌متر	قطر ورودی
۶۲ سانتی‌متر	طول کانال

جدول ۲- شرایط مرزی برای کانال ام ۲۱۲۹

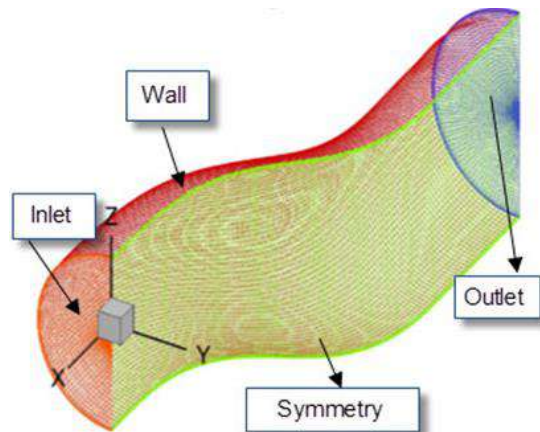
مقدار	متغیر
۰/۷۵	عدد ماخ جریان آزاد
۳۱۹ متر بر ثانیه	سرعت صوت
۲۳۹ متر بر ثانیه	سرعت سیال
۰ درجه	زاویه حمله
۰ درجه	زاویه انحراف
۱۰۱۱۲۵ پاسکال	فشار کل ورودی
۶۹۶۴۲ پاسکال	فشار استاتیک ورودی
۲۸۷ کلوین	دمای کل ورودی
۲۵۸ کلوین	دمای استاتیک ورودی
۸۷۰۸۰ پاسکال	فشار استاتیک خروجی



شکل ۱- هندسه کانال برای اعتبارسنجی

کانال فشار استاتیک به علت کاهش سرعت افزایش یافته است.

حال با اطمینان از صحت روش مورد استفاده برای تحلیل کانال ام ۲۱۲۹، می‌توان به تحلیل مجرای موشک کروز مورد نظر با ابعاد مطرح شده در شکل ۵ و شبکه محاسباتی نشان داده شده در شکل ۶ پرداخت. با توجه به نمودار استقلال از شبکه در شکل ۷، می‌توان از شبکه ۱/۵



شکل ۲- شبکه تولیدشده در نرم‌افزار گمبیت

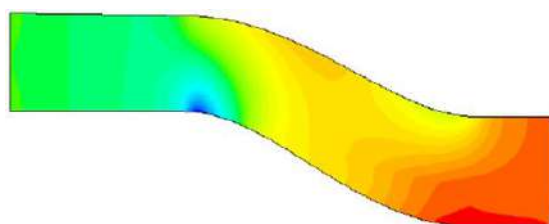
جدول ۳- مقایسه نتایج به ازای فشار بازیابی شده برای کانال ام ۲۱۲۹ در ماخ گلوگاه ۰/۷۷ [۲۳]

نتایج	فشار بازیابی شده (%)
روش تجربی	۰/۹۵۹۷
روش عددی حاضر	۰/۹۶۰۰۹
روش عددی مرجع	۰/۹۶۳۹

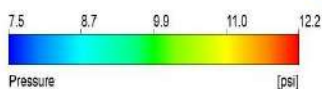
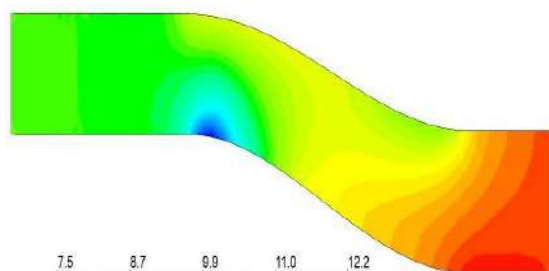
جدول ۴- شرایط مرزی مجرای موشک کروز

متغیر	مقدار
عدد ماخ جریان آزاد	۰/۷۵
فشار استاتیک ورودی	۷۰۱۱۹ پاسکال
دمای کل ورودی	۲۸۷ کلوین
دمای استاتیک خروجی	۳۰۰ کلوین
فشار استاتیک خروجی	۸۷۵۰۰ پاسکال

در خروجی با توجه به نیمه بودن مجرا، دبی کل برابر ۲/۸۶ کیلوگرم بر ثانیه می‌شود که با مقدار ۲/۸۷ کیلوگرم بر ثانیه ذکرشده در مرجع [۲۲] ۰/۳۴ درصد اختلاف دارد. با توجه به نتایج جدول ۳ و همچنین مقایسه دبی عبوری از کانال در مرجع [۲۲] مشخص می‌شود که روش عددی مورد استفاده کاملاً صحیح بوده و می‌توان برای بررسی و تحلیل جریان هوای ورودی با اطمینان کامل از آن بهره برد. مقایسه انجام شده در جدول ۳ نشان می‌دهد که حل عددی حاضر، از حل عددی مرجع [۲۲]، نیز دقیق‌تر بوده و نتایج حاضر به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. با دقت در شکل ۳ که مربوط به کانتور فشار کل است، مشاهده می‌شود که بعد از خمیدگی به علت وجود جدایش، فشار کل کاهش یافته است. مقایسه کانتورهای فشار استاتیک در شکل ۴ نیز، بیانگر دقت مناسب روش حاضر است. همان‌طور که انتظار می‌رود، در انتهای

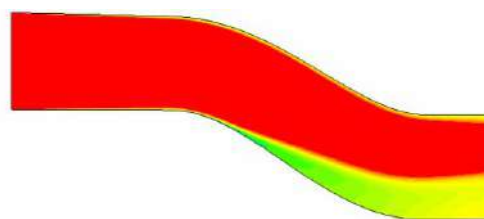


(الف)

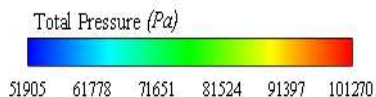
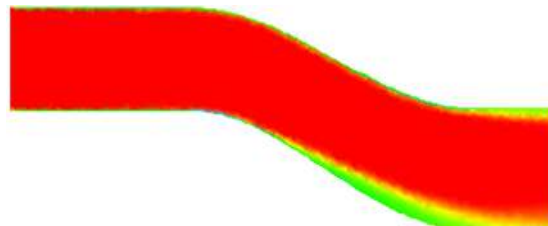


(ب)

شکل ۴- توزیع کانتور فشار استاتیک در صفحه تقارن کانال ام ۲۱۲۹ (ماخ گلوگاه = ۰/۷۷؛ الف) مرجع [۲۲] و (ب) روش عددی حاضر



(الف)



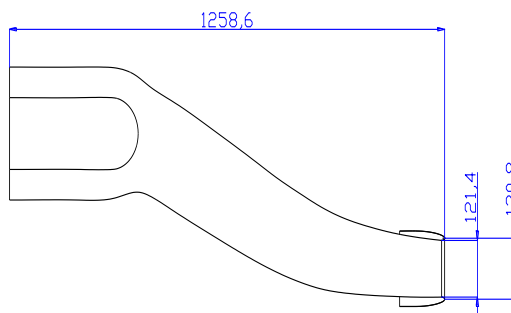
(ب)

شکل ۳- توزیع کانتور فشار کل در صفحه تقارن کانال ام ۲۱۲۹ (ماخ گلوگاه = ۰/۷۷؛ الف) مرجع [۲۲] و (ب) روش عددی حاضر

شکل ۸ جستجو کرد که نشان از کیفیت مطلوب شبکه محاسباتی برای حل دارد. در حل حاضر معیار همگرایی مطابق شکل ۹، همگرایی دبی جرمی<sup>۲</sup> خروجی است. حل دهانه ورودی موشک حاضر، با استفاده از شرایط مرزی داده شده در شکل ۴ انجام می‌شود. هدف اصلی از پژوهش حاضر، نه تنها تحلیل دهانه موجود، بلکه بهینه‌سازی این مجرا با روش الحاقی است که در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

#### ۴- بهینه‌سازی

تغییر شکل شبکه مبتنی بر گرادیان تابع هزینه نسبت به متغیرهای گوناگون است، بنابراین پس از همگرایی حل معادلات الحاقی مشخص خواهد شد که تغییر در کدام قسمت

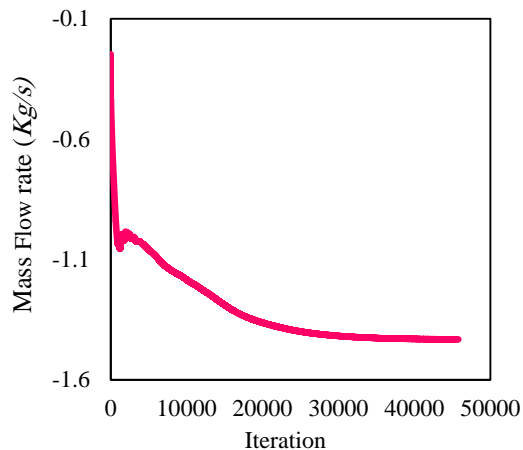


شکل ۵- ابعاد مجرای موشک کروز (واحد میلی‌متر)

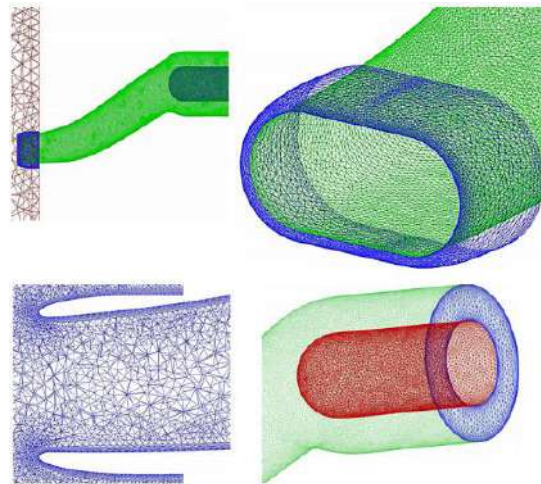
میلیونی استفاده کرد که برای اطمینان بیشتر، از شبکه ۲/۲ میلیون سلولی استفاده شده است. از طرفی حل با مدل توربولانسی کی امگا اس تی<sup>۱</sup> نیاز به معیار وای پلاس دیواره کمتر از یک دارد [۲۴] که این مسئله را می‌توان در

<sup>2</sup> Mass Flow Rate

<sup>1</sup> Ko-SST

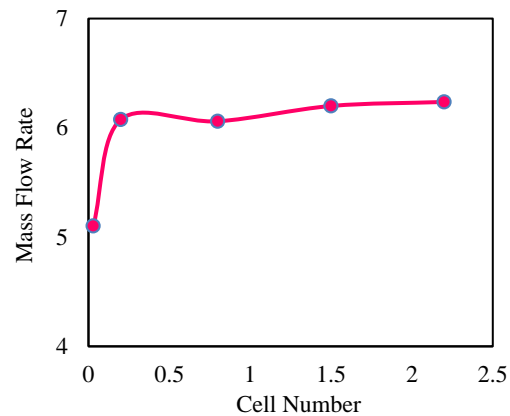


شکل ۹- معیار همگرایی مجرای موشک دبی جرمی

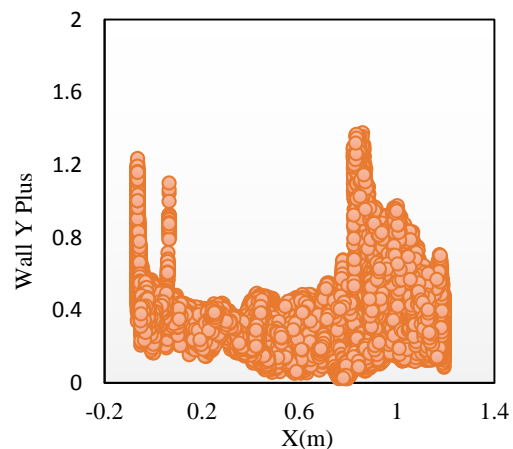


شکل ۶- دامنه و شبکه محاسباتی مجرای موشک کروز

از هندسه بیشترین تأثیر را بر این گرادیان‌ها خواهد داشت. همان‌طور که در شکل ۱۰ دیده می‌شود، بزرگ‌تر شدن دهانه ورودی و کوچک‌تر شدن خروجی مجرا، بیشترین تأثیر را بر افت فشار کل خواهد داشت. پس از تعیین تابع هزینه یا تابع هدف بهینه‌سازی و نیز همگرایی حل معادلات الحاقی، نوبت به تعیین میزان تغییر در تابع هدف، محدوده، مرز و متغیر مقیاس تغییر شکل، جهت اصلاح شبکه می‌رسد. محدوده انتخاب شده برای اصلاح شبکه، در شکل ۱۱ قابل مشاهده است؛ همچنین مرزی که جهت بهینه‌شدن مجرا می‌تواند تغییر نماید، دیواره<sup>۱</sup> و لبه مجرا<sup>۲</sup> تعیین می‌شود. از آنجاکه تابع هدف کم کردن افت فشار خروجی است، بنابراین هدف‌گذاری تعریف شده در فلوئنت، کاهش مقدار افت فشار طی سه مرحله به ترتیب به میزان ۲۰، ۱۰ و ۳۰ درصد تعیین شده است تا اختلاف فشار ورودی و خروجی کاهش یابد و در نتیجه افت فشار کل خروجی کم شود. به ازای هدف‌گذاری کاهش ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درصدی افت فشار کل، شکل دیواره ورودی و شبکه حل عددی اصلاح می‌شود. جریان داخل هندسه جدید باید با حل معادلات ناوبر استوکس، شبیه‌سازی گردد تا مقدار دبی خروجی و پیچش جریان آن‌ها با هم مقایسه گردد. با توجه به قیود هندسی و ملزومات آئروپدینامیکی، هندسه‌ای بهینه است که در ازای کمترین تغییرات ابعادی، افت فشار کل و پیچش جریان را در خروجی

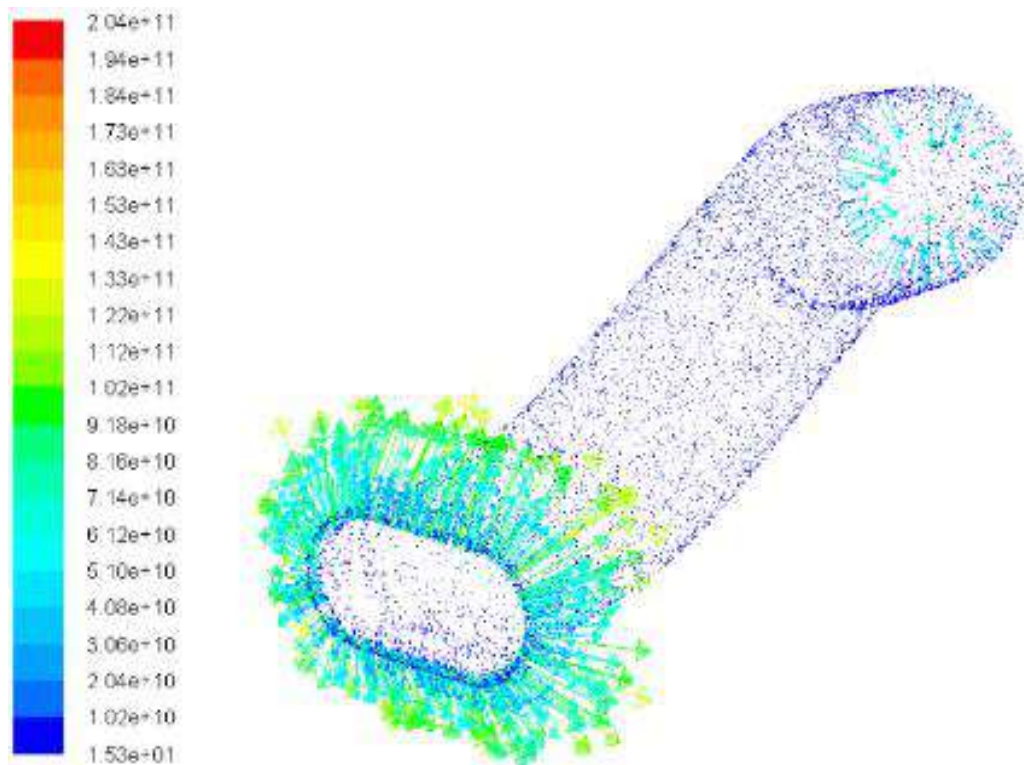


شکل ۷- استقلال از شبکه مجرای موشک کروز (بر حسب میلیون سلول)



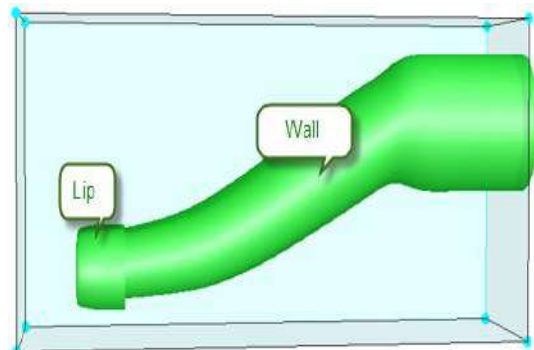
شکل ۸- معیار وای پلاس دیواره برای مجرا موشک کروز

<sup>۱</sup> Wall<sup>۲</sup> Lip



شکل ۱۰- حساسیت هندسه نسبت به ارضای تابع هدف

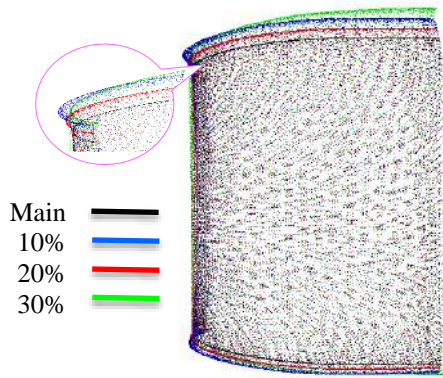
شکل دیواره در ناحیه جدایش جریان تغییر کرده و همین امر موجب از بین رفتن کامل گرادیان فشار معکوس گردیده است. مجرا به تدریج بهبود یافته است، بطوریکه در مجرای بهینه شده ۳۰ درصدی، گردابه ناشی از جدایش از بین رفته است. این بهبود در شکل ۱۴ به وضوح قابل مشاهده است. با توجه به شکل ۱۵، بهینه‌سازی موجب یکنواختی الگوی جریان و ضعیف شدن قدرت گردابه‌ها در صفحه خروجی شده است. میزان افت فشار کل در خروجی مجرا قبل و بعد از بهینه‌سازی، در جدول ۵ آمده است. با توجه به نتایج می‌توان گفت، مجرای که با هدف افزایش ۳۰ درصدی فشار کل خروجی بهینه شده است، از لحاظ عملکردی مناسب به نظر می‌رسد، چراکه تغییرات کمی در هندسه، منجر به حذف گرادیان فشار معکوس روی دیواره بالایی و در نتیجه از بین رفتن ناحیه جدایش جریان از روی دیواره، یکنواخت‌تر شدن جریان ورودی به موتور و به بهبود افت فشار کل خروجی مجرا تا ۱/۶ درصد شده است؛ همچنین با بهینه‌سازی صورت گرفته، انرژی جریان هنگام ورود به موتور بالاتر می‌رود که منجر به افزایش فشار سکون می‌شود.



شکل ۱۱- محدوده تعیین شده برای تغییر شبکه

مجرا کمینه نماید. میزان تغییر شکل در گلوگاه و لبه ورودی مجرا به ازای تغییرات فشار کل خروجی، در شکل ۱۲ قابل مشاهده است. همان‌طور که دیده می‌شود، کاهش افت فشار کل، نسبت مستقیم با بزرگی سطح مقطع گلوگاه و قطر مجرا دارد؛ همچنین تغییر در پروفیل لبه دهانه ورودی نیز، بر افت فشار کل در خروجی مجرا مؤثر است. کانتور عدد ماخ و خطوط جریان در صفحه میانی در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود. با توجه به بهینه‌سازی انجام شده

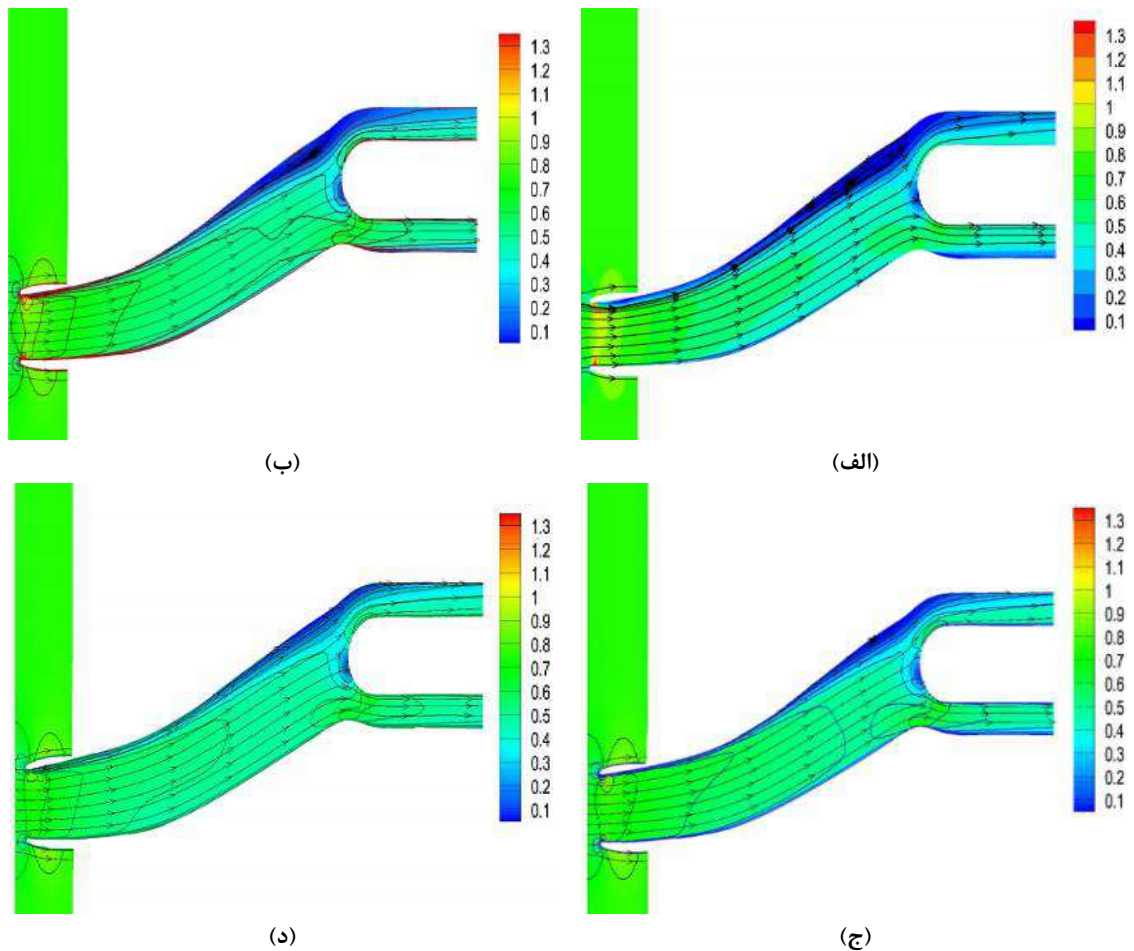




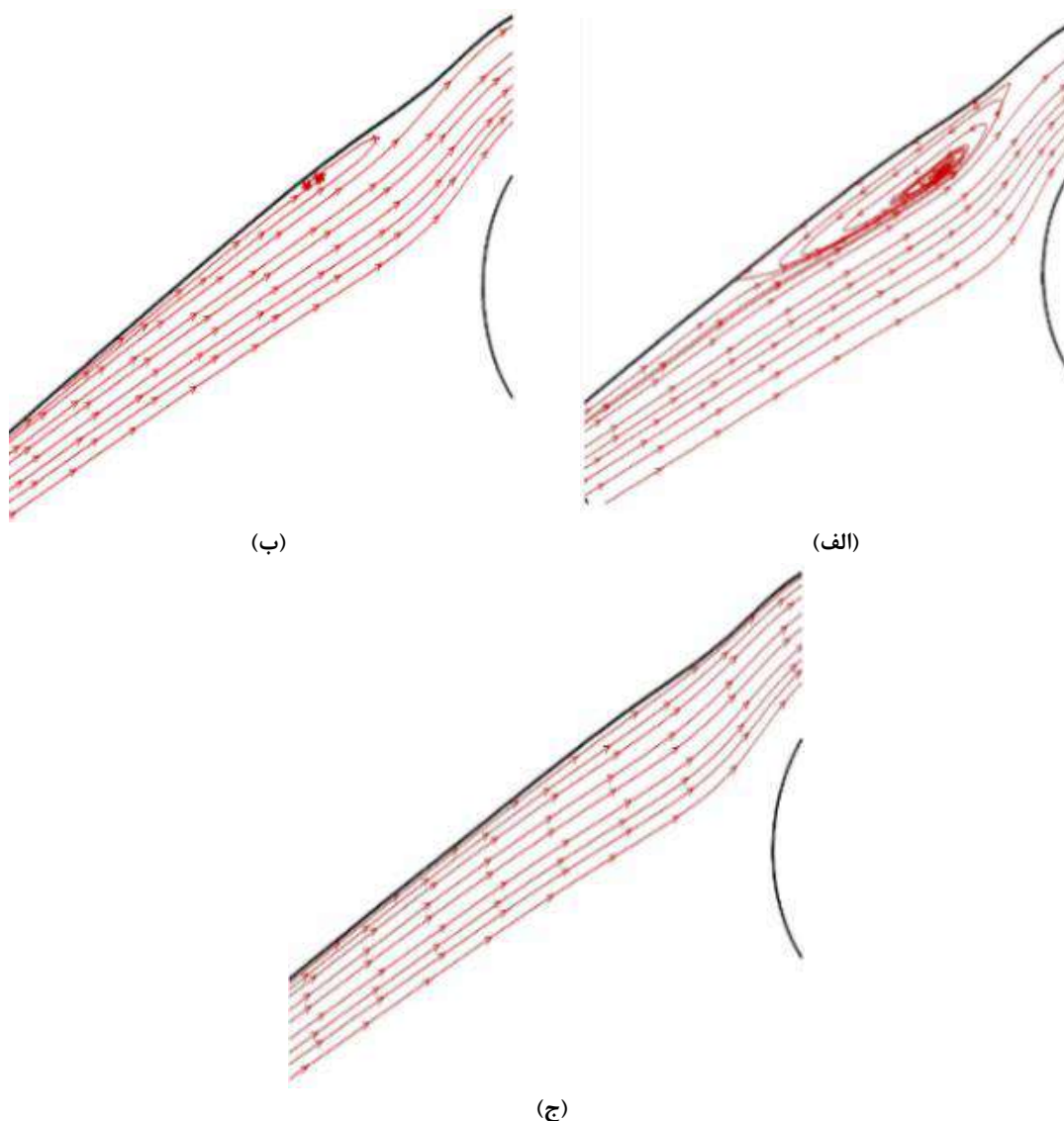
شکل ۱۲- محدوده تغییر شکل شبکه در گلوگاه مجرا

جدول ۵- مقادیر افت فشار کل و ضریب اعوجاج جریان در خروجی مجرا قبل و بعد از بهینه‌سازی

عنوان مجرا	مقدار افت فشار کل (%)	DC60 (%)
مجرا اصلی	۴/۶	۰/۲۶
٪۱۰	۳/۸	۰/۳۸۸
٪۲۰	۳/۲	۰/۲۶۲
٪۳۰	۳	۰/۳۱



شکل ۱۳- عدد ماخ و خطوط جریان در مجراهای بهینه شده برای (الف) مجرا قبل از بهینه‌سازی، (ب) ٪۱۰، (ج) ٪۲۰ و (د) ٪۳۰



شکل ۱۴- بهبود جدایش جریان ناشی از بهینه‌سازی الف) ۱۰٪، ب) ۲۰٪ و ج) ۳۰٪

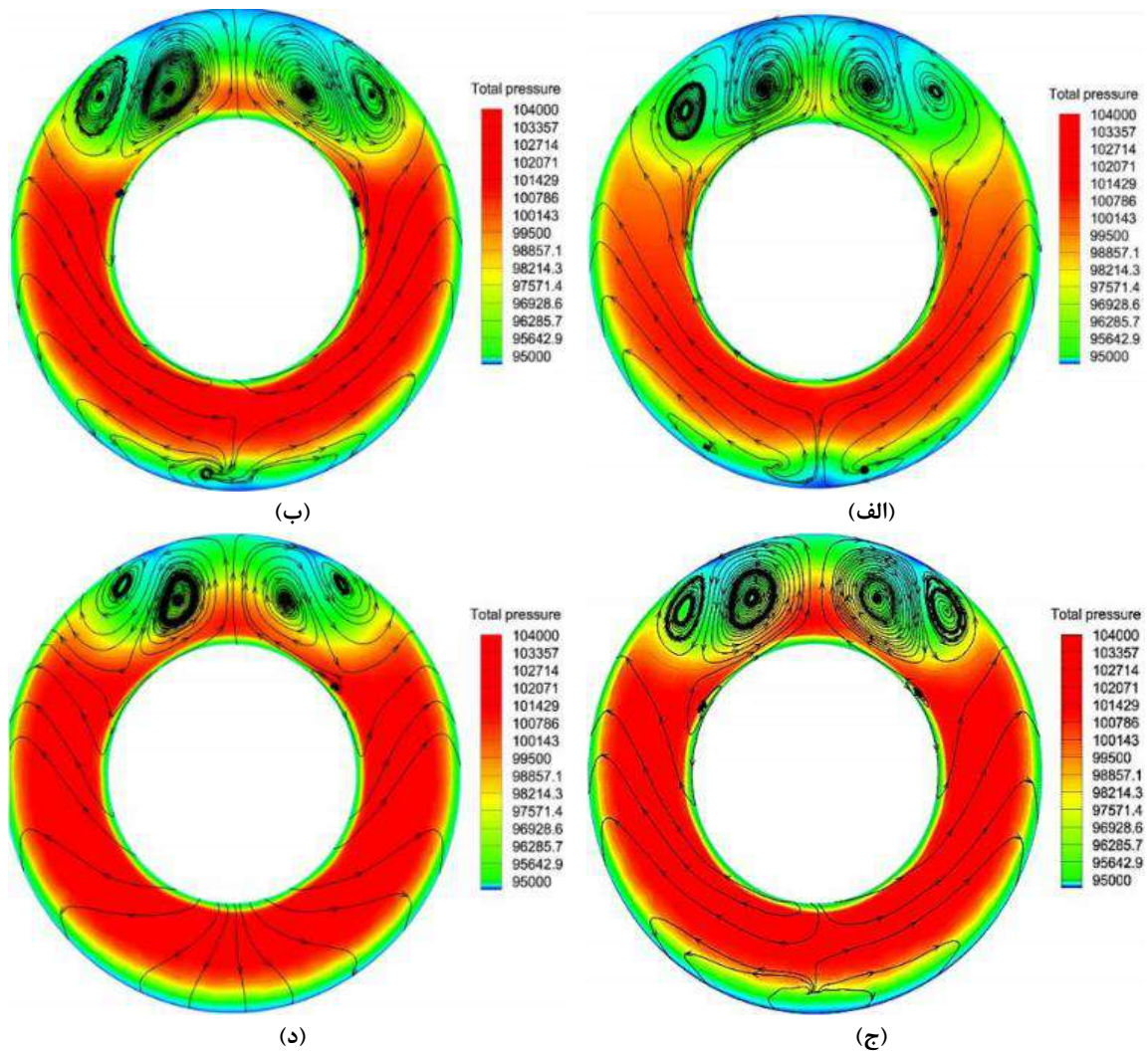
### ۵- فشار کل اعوجاج

وجود جریان ثانویه در مجرای دارای انحنا و جدایش جریان موجب غیریکنواختی جریان ورودی به موتور می‌شود. این غیر یکنواختی یا اعوجاج، بر پایداری کمپرسور و عملکرد موتور تأثیرگذار است. به طوری که یک درصد افت فشار کل ناشی از اعوجاج فشار کل، منجر به افت ۱/۵ درصدی تراست موتور یا افزایش ۱/۵ درصدی مصرف سوخت ویژه می‌شود [۲۵]. جهت ارزیابی غیریکنواختی در ورودی موتور دو متغیر اعوجاج به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$DP = \frac{Pt_{Max} - Pt_{Min}}{\overline{Pt}_{ef}} \quad (۹)$$

$$DC_{60} = \frac{\overline{Pt}_{ef} - P_{60}}{Q_{ef}} \quad (۱۰)$$

که  $DP$  معرف اعوجاج فشار کل و  $DC_{60}$  معرف ضریب اعوجاج در محدوده بحرانی است. متغیر اول بیانگر اعوجاج بیشینه است، در حالیکه متغیر دوم اثر ناحیه بحرانی بر اعوجاج و پایداری کمپرسور را نشان می‌دهد. این ضریب، به ازای قطاع ۶۰ درجه بحرانی در صفحه ورودی موتور محاسبه می‌شود. منظور از بدترین قطاع ناحیه‌ای است که دارای کم‌ترین مقدار



شکل ۱۵- کانطور فشار کل و خطوط جریان ثانویه در صفحه خروجی مجراهای بهینه شده؛ (الف) قبل از بهینه‌سازی، (ب) ۱۰٪، (ج) ۲۰٪ و (د) ۳۰٪.

خروجی، صورت گرفت. در بهینه‌سازی از روش الحاقی موجود در نرم‌افزار فلوئنت استفاده گردید. کاهش افت فشار کل خروجی، به‌عنوان تابع هدف فرآیند بهینه‌سازی، در نظر گرفته شد. نتایج نشان می‌دهد، بزرگ‌تر شدن دهانه ورودی و کوچک‌تر شدن خروجی مجرا، بیش‌ترین تأثیر را بر کاهش افت فشار کل خروجی دارد. از سوی دیگر با توجه به قیود هندسی و ملزومات آئرونامیکی، هندسه‌ای بهینه است که در ازای کمترین تغییرات ابعادی، افت فشار کل و پیش‌جریان در خروجی مجرا را کمینه نماید. تغییر در پروفیل لبه دهانه ورودی نیز، بر افت فشار کل در خروجی مجرا مؤثر

میانگین صفحه‌ای فشار کل است. از آنجا که بررسی ضریب اعوجاج در این مورد مفیدتر است، تغییرات آن در فرآیند بهینه‌سازی را می‌توان در جدول ۵ مشاهده کرد.

#### ۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر کانال ورودی هوای اس شکل با مدل ام ۲۱۲۹ که دارای سطح مقطع دایروی بوده با هدف اعتبار سنجی روش حل عددی، مورد بررسی قرار گرفت. سپس مجرای موشک مدل‌سازی شد و فرآیند بهینه‌سازی با هدف کاهش افت فشار کل و غیریکنواختی جریان در صفحه

[5] Yurko I, Bondarenko G (2014) A new approach to designing the S-shaped annular duct for industrial centrifugal compressor. *Int J Rotating Mach* 2014: 10.

[6] Jirasek A (2006) Design of vortex generator flow control in inlets. *J Aircraft* 43(6): 1886-1892.

[7] Tanguy G, MacManus DG, Zachos P, Gil-Prieto D, Garnier E (2017) Passive flow control study in an S-duct using stereo particle image velocimetry. *AIAA J* 55(6): 1862-1877.

[8] Hamstra JW, Miller DN, Truax PP, Anderson BA, Wendt BJ (2000) Active inlet flow control technology demonstration. *Aeronaut J* 104(1040): 473-479.

[9] Da X, Fan Z, Fan J, Zeng L, Rui W, Zhou R (2015) Microjet flow control in an ultra-compact serpentine inlet. *Chinese J Aeronaut* 28(5): 1381-1390.

[10] Ziaei-Rad S, Ziaei-Rad M (2006) Inverse design of supersonic diffuser with flexible walls using a Genetic Algorithm. *J Fluid Struct* 22(4): 529-540.

[11] Amitay M, Pitt D, Glezer A (2002) Separation control in duct flows. *J Aircraft* 39(4): 616-620.

[12] Bandar Saheby E, Olyaei G, Kebriaee A (2017) Design and numerical analysis of Mach 3.0 inlet. *Journal of Modares Mechanical Engineering* 17(4): 199-208. (In Persian)

[13] Bondar Saheby E, Olyaei G, Kebriaee A, Huang G (2017) Effect of thick boundary layer ingestion on the performance of hypersonic inlet. *Journal of Modares Mechanical Engineering* 17(10): 73-80. (In Persian)

[14] Nili Ahmadabadi M, Ghadak F, Mohammadi M, Nejati A (2012) 2-D aerodynamic design of turbojet engine S-shaped air intake considering the engine nose effects. *Journal of Solid and Fluid Mechanics* 1(1): 59-69. (In Persian)

[15] Gerolymos GA, Joly S, Mallet M, Vallet I (2010) Reynolds-stress model flow prediction in aircraft-engine intake double-S-shaped duct. *J Aircraft* 47(4): 1368-1381.

[16] Gerolymos GA, Vallet I (2016) Reynolds-stress model prediction of 3-D duct flows. *Flow Turbul Combust* 96(1): 45-93.

[17] Taskinoglu ES, Knight DD (2004) Multi-objective shape optimization study for a subsonic submerged inlet. *J Propul Power* 20(4): 620-633.

[18] D'Ambros A, Kipouros T, Zachos P, Savill M, Benini E (2018) Computational design optimization for S-ducts. *Designs* 2(4): 36.

[19] Othmer C (2014) Adjoint methods for car aerodynamics. *J Math Ind* 4(1): 6.

[20] Azimi A, Goudarzi P, Gholami S (2014) Contact boundary condition estimation in fractional non-

است. فرآیند بهینه‌سازی در مجرای بهینه شده، به ازای افزایش ۳۰ درصدی فشار کل، منجر به حذف گرادیان فشار معکوس روی دیواره بالایی و در نتیجه از بین رفتن ناحیه جدایش جریان از روی دیواره، یکنواخت‌تر شدن جریان ورودی به موتور و همچنین بهبود افت فشار کل خروجی مجرا تا ۱/۶ درصد شده است.

#### ۷- فهرست علائم

متغیر اعوجاج فشار کل	$D_p$
ضریب اعوجاج در قطع ۶۰ درجه از صفحه موتور	$DC_{60}$
فشار کل میانگین در صفحه موتور	$\overline{Pt_{ef}}$
حداقل فشار کل میانگین در قطاع ۶۰ درجه، $Pa$	$P_{60}$
میانگین فشار دینامیکی کل، $Pa$	$\overline{Q_{ef}}$
فشار بازیافت کل	$\frac{P_f}{P_{\infty}}$
تابع هزینه	$I$
موقعیت فیزیکی مرزها	$S$
متغیرهای طراحی	$\alpha$

#### ۸- منابع و مراجع

[1] Nili Ahmadabadi M, Ghadak F, Mohammadi M (2014) Quasi-Three-dimensional aerodynamic design of S-shaped air intake using inverse design method. *Journal of Modares Mechanical Engineering* 14(4): 189-199. (In Persian)

[2] Papadopoulos F, Valakos I, Nikolos IK (2012) Design of an S-duct intake for UAV applications. *Aircr Eng Aerosp Tec* 84(6): 439-456.

[3] Benini E, Furlan F, Savill M, Chierighin N, Kipouros T (2014) Computational design of S-Duct intakes for distributed propulsion. *Aircr Eng Aerosp Tec* 86(6): 473-477.

[4] Lee J, Cho J (2018) Effect of aspect ratio of elliptical inlet shape on performance of subsonic diffusing S-duct. *J Mech Sci Technol* 32(3): 1153-1160.

- [23] Mohler S (2004) Wind-us flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids. AIAA J.
- [24] Garshasbi M, Jafari MM, Parhizkar H (2019) Numerical analysis of flow separation control on a BWB drone using a vortex generator. Journal Of Modares Mechanical Engineering 19(2): 447-456. (In Persian)
- [25] Seddon J, Goldsmith EL (1999) Intake aerodynamic. Blackwell Science.
- fourier heat conduction problem using conjugate gradient method without/with adjoint problem. Journal of Modares Mechanical Engineering 14(6): 22-28. (In Persian)
- [21] Tonomura O, Kano M, Hasebe S (2010) Shape optimization of microchannels using CFD and adjoint method. Comput-Aided Chem En 28: 37-42.
- [22] Jin W, Taghavi R (2008) A computational study of icing effects on performance of S-duct inlets. AIAA J.