

# طراحی و بهینه‌سازی چندهدفه هندسه دهانه ورودی هوا متقارن محوری برای دبی جرمی و عدد ماخ طراحی مشخص

کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، ایران، sajjad\_ghazizadeh@yahoo.com  
دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، ایران، mehrdadbaz@gmail.com  
استادیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، mirzabozorg@mut.ac.ir

سجاد قاضی‌زاده  
مهرداد بزاززاده\*  
محسن آقاسید میرزابزرگ

## چکیده

دهانه‌های ورودی هوا از نقش مؤثری در عملکرد هواگردها برخوردارند، از همین رو کارایی بهینه‌ی آن‌ها می‌تواند اثر شایانی در بهبود عملکرد سامانه پیشرانند داشته باشد. هدف از این پژوهش طراحی و بهینه‌سازی یک دهانه ورودی متقارن محور با دبی  $10 \text{ kg/s}$  در عدد ماخ جریان آزاد  $2.5$  در شرایط سطح دریا بوده است. در پژوهش حاضر ضرایب بازیابی و اعوجاج فشارکل جریان به‌عنوان پارامترهای عملکردی جهت بهینه‌سازی انتخاب شده‌اند. در ابتدا به طراحی پارامتری دهانه و انتخاب پارامترهای هندسی پرداخته شده و پس‌از آن بازه‌ی تغییرات پارامترها تعیین شده است. در این پژوهش از الگوریتم ژنتیک چندهدفه NSGA-II به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی استفاده گردید؛ همچنین برای پیش‌بینی عملکرد دهانه در حلقه‌ی بهینه‌سازی، شبکه‌ی عصبی مصنوعی به کار گرفته شد. برای آموزش شبکه‌های عصبی  $243$  هندسه‌ی اولیه طراحی و حل عددی گردیده است. الگوریتم ژنتیک استفاده‌شده دارای  $20$  نفر جمعیت در هر نسل و  $1000$  نسل است. پس از  $1000$  نسل، جمعیت به‌دست آمده به‌عنوان هندسه بهینه برگزیده شده‌اند. در پایان بهینه‌سازی، بازیابی فشار با  $4.4\%$  و اعوجاج با  $49\%$  بهبود نسبت به طراحی اولیه روبرو شده‌اند که نشان از کارایی روند بهینه‌سازی دارد.

**واژه‌های کلیدی:** بازیابی فشارکل، ضریب اعوجاج جریان، دهانه ورودی، الگوریتم ژنتیک، شبکه عصبی، دینامیک سیالات محاسباتی.

## Design and Multi Objective Optimization of an Axisymmetric Air Intake for Specific Mass Flow Rate and Design Mach Number

S. Ghazi Zadeh

Department of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of technology, ShahinShahr, Iran

M. Bazazzadeh

Department of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of technology, ShahinShahr, Iran

M. Agha Seyyed Mirza Bozorg

Department of Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of technology, Tehran, Iran

## Abstract

Air intakes play an important role in the operation of aircrafts, so their optimal performance can have a significant effect on the performance of the propulsion system. The purpose of this study was to design and optimize an axisymmetric air intake for a mass flow rate of  $10 \text{ kg / sec}$  in a free-stream Mach number of  $2.5$  at sea-level conditions. In the present study, pressure recovery and flow distortion coefficients are selected as functional parameters for optimization. Initially, the parametric design of the intake and the selection of geometric parameters were dealt with, and then the interval of the parameter changes was determined. In this research, the NSGA-II multi-objective genetic algorithm was used as an optimization algorithm; artificial neural network was used to predict intake performance in the optimization loop; for training neural networks 243 Initial geometry has been designed and numerically solved. The genetic algorithm that used has 20 population per generation and 1000 generations. After 1000 generations, the resulting population is selected as optimal geometries. At the end of the optimization, the pressure recovery and flow distortion were improved by  $4.4\%$  and  $49\%$ , which indicates the efficiency of the optimization process.

**Keyword:** Total Pressure Recovery, Flow Distortion Coefficient, Air Intake, Genetic Algorithm, Artificial Neural Network, CFD.

فرآیند تراکم را با کم‌ترین افت ممکن در فشار کل و با اعوجاجی<sup>۱</sup> قابل قبول انجام دهد.

## ۱- مقدمه

### ۱-۱- زمینه موضوع

هدف از این پژوهش طراحی و بهینه‌سازی یک دهانه ورودی متقارن محور برای عملکرد در عدد ماخ طراحی  $2.5$  و با دبی جرمی  $10 \text{ kg/s}$  است. دو پارامتر عملکردی ضریب بازیابی فشارکل و ضریب اعوجاج شعاعی فشارکل به‌عنوان اهداف بهینه‌سازی و نسبت دبی

اکثر هواپیماها و بسیاری از موشک‌ها به یکی از انواع پیشران‌های هواتنفسی برای پرواز در جو زمین وابسته‌اند. تمامی موتورهای هواتنفسی به یک دهانه‌ی ورودی برای دیفیوز کردن هوا از سرعت جریان آزاد به سرعتی پایین‌تر و قابل قبول برای فرآیندهای پیش رو توسط سایر اجزای موتور نیازمند هستند. دهانه ورودی به گونه‌ای طراحی می‌شود که دقیقاً به میزان مورد نیاز هوا را دریافت کند و

<sup>1</sup> Distortion

جرمی به عنوان قید انتخاب شده‌اند. دهانه در شرایط سطح دریا عمل می‌کند.

نسبت دبی جرمی که در پژوهش حاضر، واحد بودن آن به عنوان قید تعریف شده است، یکی از مهم‌ترین مشخصه‌های دهانه ورودی است زیرا بقیه پارامترهای عملکردی به آن وابسته‌اند و با فرض ثابت بودن سرعت در هر مقطع به صورت رابطه (۱) محاسبه می‌شود.

$$MFR = \frac{\rho_{AV}}{\rho_{A_e} V_{\infty}} \quad (1)$$

بازیافت فشار کل دهانه ورودی نیز مشخصه بسیار مهمی در عملکرد ورودی است زیرا هر تغییری در آن به‌طور مستقیم بر نیروی جلوبردگی موتور تأثیر می‌گذارد که برای جریان فراصوت به صورت نسبت فشار کل انتهای دهانه ورودی به فشار کل جریان آزاد، به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شود.

$$TPR = \frac{P_{tf}}{P_{t\infty}} \quad (2)$$

که در آن  $P_{tf}$  فشار کل در انتهای دهانه و  $P_{t\infty}$  فشار کل جریان آزاد است.

دهانه‌های ورودی معمولاً در معرض گریزبان فشار نامطلوب قرار دارند که منجر به جدایش جریان می‌شود. جدایش جریان باعث افت فشار کل و عدم یکنواختی توزیع فشار کل در هر مقطع می‌شود. این ویژگی، اعوجاج جریان نامیده شده و با رابطه (۳) در هر مقطع دهانه ورودی محاسبه می‌شود.

$$FD = \frac{P_{t,max} - P_{t,min}}{P_{t,mean}} \quad (3)$$

که در آن  $P_{t,max}$  فشار کل حداکثر،  $P_{t,min}$  فشار کل حداقل و  $P_{t,mean}$  فشار کل متوسط در صفحه‌ی مورد نظر است.

در گذشته طراحی و توسعه‌ی دهانه‌های ورودی هوا عمدتاً به آزمون‌های تونل باد وابسته بود؛ اگرچه این آزمون‌ها جواب‌های بسیار دقیقی ارائه می‌کنند اما دارای دو معضل اساسی هستند: هزینه‌ی بسیاری دارند و همچنین به علت عدم امکان انجام آزمایش‌های متعدد، فضای طراحی را محدود می‌کنند.

برای کاهش هزینه‌ها و همچنین افزایش کیفیت شکل نهایی می‌شود از بهینه‌سازی با به کار گرفتن دینامیک سیالات محاسباتی استفاده کرد.

زمانی که هدف از بهینه‌سازی فقط بر اساس یک تابع هدف تعریف شده باشد، به راحتی می‌توان در بین جواب‌ها آن‌که بر همه برتری دارد را به عنوان جواب بهینه انتخاب نمود که به اصطلاح گفته می‌شود جواب بهینه بر دیگر جواب‌ها غالب<sup>۱</sup> است. در مقابل اگر هدف از بهینه‌سازی، بهینه نمودن چندین تابع هدف باشد، تعداد جواب‌های بهینه افزایش پیدا می‌کند که این جواب‌ها بهینه-پارتو<sup>۲</sup> خوانده می‌شوند. در صورت عدم وجود اطلاعات بیشتر نسبت به موضوع، نمی‌توان هیچ کدام از این جواب‌های بهینه-پارتو را بر دیگری غالب دانست. این امر باعث به وجود آمدن جواب‌های بهینه مختلف می‌شود [۱]. به این گونه از مسائل، مسائل غیر غالب نیز گفته می‌شود.

جواب‌های بهینه-پارتو را می‌توان در گروه‌هایی دسته‌بندی نمود که به آن‌ها جبهه‌های پارتو<sup>۳</sup> گفته می‌شود. محاسبه محل قرارگیری

هرکدام از این جبهه‌های پارتو و نحوه دسته‌بندی کردن آن‌ها مسئله مهم بهینه‌سازی چندهدفه بوده است که برای آن راه‌حل‌های مختلفی تا به امروز پیشنهاد شده است. یکی از معروف‌ترین این راه‌حل‌ها که از آن در این تحقیق استفاده شده است، نسخه دوم دسته‌بندی غیر غالب الگوریتم ژنتیک<sup>۴</sup> می‌باشد.

یکی از مشکلات روش الگوریتم ژنتیک، نیاز این الگوریتم به حدس و خطاهای زیاد برای حل یک مسئله بهینه‌سازی بوده است. خصوصاً در مسئله‌ی دهانه ورودی فراصوت که با توجه به وجود موج‌های ضربه‌ای و برهم‌کنش آن‌ها با لایه‌ی مرزی، جریان دارای پیچیدگی زیادی است و همچنین با توجه به این نکته که یافتن پس‌فشار نقطه‌ی طرح برای هر هندسه نیازمند چندین حل عددی مجزا است، هزینه‌ی محاسباتی در صورت استفاده از حل معادلات ناویر-استوکس در حلقه‌ی طراحی بسیار زیاد خواهد بود. هرچه مقدار حدس و خطاها کاهش پیدا کند متعاقباً هزینه محاسباتی کمتر می‌شود ولی این امر باعث عدم قطعیت بیشتر برای نقطه بهینه در نقطه به دست آمده خواهد شد. به همین دلیل روش‌های تخمین تابع نیز در کنار این الگوریتم و الگوریتم‌های مشابه، پیشرفت‌های بسیاری داشته‌اند. یکی از روش‌های تخمین تابع که توانایی بسیار بالایی در ارتباط دادن بین پارامترهای غیرخطی دارد، شبکه عصبی می‌باشد. هرچند این‌طور به نظر می‌رسد که تا به حال از شبکه‌های عصبی مصنوعی برای تخمین تابع در دهانه ورودی هوای فراصوت استفاده نشده است اما کاربرد گسترده‌ی این روش در سایر مسائل مهندسی نشان از توان بالای آن دارد.

## ۱-۲- پیشینه مطالعاتی پیرامون دهانه ورودی هوای فراصوت

در طول هفتادسال گذشته تحقیقات و روش‌های محاسباتی متعددی برای طراحی دهانه ورودی فراصوت بکار گرفته شده است. شیوه‌های تحلیلی برای موج‌های ضربه‌ای و جریان تراکم‌پذیر مانند آنچه در گزارش NACA ۱۱۳۵ ثبت شده است به نقطه‌ی آغازی برای بسیاری از روش‌ها تبدیل شدند [۲]. روش‌های به دست آمده از تحقیقات تونل باد، اطلاعاتی پیرامون ویژگی‌های جریان مانند فواصل استقرار موج‌های ضربه‌ای و افت فشار کل در شیپوره‌ی زیرصوتی را فراهم آوردند [۳،۴]. فری و همکارانش در ۱۹۴۴ با انجام آزمایش‌های متعدد در ماخ‌های ۳،۳۰، ۲،۷۴ و ۲،۴۴ بر روی دهانه‌های ورودی هوا با پیکربندی‌های متفاوت به بررسی رابطه‌ی بهینه بین میزان تراکم خارجی و داخلی پرداختند [۵]. میزان پسای خارجی و بازیافت فشار کل معیار کار تحقیقاتی آن‌ها بود. ایشان در مجموع به این نتایج رسیدند: تراکم خارجی نسبت به تراکم تماماً داخلی بازیافت فشار بهتری ارائه می‌کند و در ماخ‌های پایین (کم‌تر از ۲) تراکم فراصوت می‌تواند با میزان کمی افزایش در پسا به‌طور تماماً خارجی صورت گیرد؛ در ماخ-های بالاتر و در مسائل عملی برای طراحی یک دهانه ورودی باید به یک مصالحه بین افزایش پسای خارجی و بازیافت فشار رسید که این کار از طریق افزودن تراکم داخلی به فرایند تراکم فراصوت میسر می‌شود و با یک پیکربندی مناسب می‌توان ضمن کاهش پسای خارجی

<sup>1</sup> Dominated

<sup>2</sup> Pareto-Optimal

<sup>3</sup> Pareto Fronts

<sup>4</sup> Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA II)

بازیافت فشار در نقاط بهینه‌سازی و ۲۰ درصدی در طول بازه‌ی عملیات دست یافتند.

در سال ۱۹۹۹ بوردو و همکاران به بهینه‌سازی دهانه‌های ورودی به صورت سه‌بعدی برای عدد ماخ ۳ پرداختند [۱۵]. در این پژوهش نیز از الگوریتم تک‌هدفی ژنتیک به‌عنوان الگوریتم بهینه‌سازی استفاده گردید که همچون پژوهش‌های دیگری که از آن‌ها نام برده شد، ضریب بازیابی فشارکل، یگانه هدف بهینه‌سازی در این کار قرار گرفت و علاوه بر آن نسبت دبی نیز به‌عنوان یک قید در نظر گرفته شده است. آن‌ها در این کار برای حل جریان در تراکم فراصوت از یک حلگر معادله اولر بهره بردند و سپس برای محاسبه‌ی پارامترهای جریان حین عبور از موج ضربه‌ای و دیفیوزر فروصوت از معادلات یک‌بعدی استفاده کرده‌اند؛ همچنین هندسه‌های بهینه پس از افزودن مکنده لایه‌مرزی در گلوگاه، توسط یک کد حلگر معادلات ناویر-استوکس مورد بررسی قرار داده شده‌اند. نتایج حاصل از معادلات اولر و یک‌بعدی ۱۲٪ نسبت به نتایج معادلات ناویر-استوکس خوش‌بینانه‌تر بودند؛ که از دلایل آن می‌شود عدم پیش‌بینی صحیح مکان وقوع موج قائم در حلگر حلقه‌ی بهینه-سازی و همچنین عدم محاسبه‌ی نقش لایه‌ی مرزی در معادلات اولر به علت غیر لزج بودن جریان در آن نام برد.

گیدن و همکاران در ۲۰۰۳ برای اولین بار از بهینه‌سازی خودکار به شکل صنعتی برای طراحی و بهینه‌سازی یک دهانه ورودی هوای فراصوت استفاده کردند [۱۶]. در این پژوهش آن‌ها به بازطراحی دهانه ورودی هوای موشک وستا<sup>۳</sup> که پیش از آن با استفاده از روش‌های مرسوم آزمون‌های تونل باد طراحی شده بود پرداختند. آن‌ها نیز برای حلقه بهینه‌سازی از یک ابزار محاسباتی استفاده کردند که به حل سه-بعدی معادلات اولر پرداخته و برای محاسبه‌ی افت‌ها در موج قائم نهایی و دیفیوزر فروصوت از معادلات نیمه‌تجربی بهره می‌برد. همچنین آن‌ها برای حداکثر کردن دبی جرمی در سرعت‌های پایین و حداکثر کردن بازیابی فشارکل در سرعت‌های بالا یک الگوریتم ژنتیک چندهدفه را به کار بردند. جواب‌های بهینه به‌دست‌آمده از این پژوهش با جواب‌های به‌دست‌آمده از روش‌های آزمایشگاهی کاملاً قابل قیاس بود درحالی‌که به صورت چشمگیری در زمان صرفه‌جویی شده بود.

اسلیتر در سال ۲۰۱۲ به توسعه‌ی یک ابزار محاسباتی برای طراحی و تحلیل دهانه‌های ورودی هوای تراکم خارجی پرداخت [۱۷]. او در ادامه با توسعه‌ی ابزار محاسباتی ساپین<sup>۴</sup> در سال ۲۰۱۴ و ۲۰۱۶ به جامعیت آن افزود [۱۹،۱۸].

### ۳-۱- مطالعات پیشین پیرامون شبکه‌های عصبی

از آنجا که در مرور پژوهش‌های پیشین، استفاده از شبکه‌های عصبی در حلقه‌ی بهینه‌سازی دهانه ورودی هوا مشاهده نشد، برای بررسی توانایی این روش به مطالعه‌ی کارهای پژوهشی پیشین که از شبکه‌های عصبی برای تخمین تابع‌های پیچیده و استفاده از آن‌ها در حلقه‌ی بهینه‌سازی بهره برده‌اند، پرداخته شد.

برای کاربرد شبکه‌های عصبی در مسائل فراصوت می‌شود از پژوهش پایپلا و همکارانش در سال ۲۰۰۱ نام برد؛ ایشان برای بهینه-

به همان بازیافت فشار و یا بیش‌تر از آنچه از تراکم خارجی حاصل می‌شود رسید؛ افزایش نسبت انقباض دهانه با استفاده از هندسه‌های متغیر لزوماً منجر به افزایش بازیافت فشارکل نخواهد شد و برای این نسبت نیز حدی وجود دارد زیرا افزایش این نسبت منجر به افزوده شدن اغتشاشاتی در دیفیوزر فروصوت شده و بازیافت فشارکل را تحت تأثیر قرار می‌دهد؛ نتایج تجربی در این پژوهش نشان داد که لایه‌ی مرزی نقش بسیار مؤثری در میزان بازیافت فشار دارد و نمی‌توان آن را در نظر نگرفت؛ کاهش میزان دبی جرمی در دهانه‌های هندسه ثابت نسبت به حداکثر دبی دست‌یافتنی به هر دلیلی منجر به پیدایش ناپایداری‌هایی در جریان می‌شود بنابراین طراحی باید به شکلی صورت پذیرد که در تمامی زوایای حمله، جریان به شکل مافوق صوت وارد دهانه شود. کتاب‌های سدان و گلداسمیت، ماهونی و اندرسون روش‌های پایه و اعمال شده برای طراحی و تحلیل دهانه‌های ورودی هوا را ارائه کرده‌اند [۶-۹]. در ۱۹۸۴ وارنر و همکاران با حل ناپایایی شبه یک‌بعدی معادلات اولر با استفاده از کد لاپین<sup>۱</sup> جریان پایا و ناپایا را در دهانه‌های ورودی تراکم‌ترکیبی به شکلی گسترده مورد مطالعه قرار دادند [۱۰].

ژی چنگ و همکاران در ۱۹۹۶ برای اولین بار بهینه‌سازی خودکار دهانه‌ی ورودی فراصوت را ارائه کردند [۱۱]. آن‌ها از یک استراتژی طراحی چندمرحله‌ای بهره جستند که از ترکیب یک ابزار تحلیل مدل فیزیکی ساده و یک ابزار تحلیل ناویر-استوکس دینامیک سیالات محاسباتی پیچیده استفاده می‌کرد. با توجه به قدرت محاسباتی رایانه‌ها در آن زمان استفاده از یک حلگر دینامیک سیالات محاسباتی برای حل معادلات ناویر-استوکس در حلقه بهینه‌سازی در پروژه مذکور میسر نبود و به همین سبب آن‌ها از یک کد تحلیل دهانه در حلقه‌ی بهینه-سازی بهره بردند و از حلگر معادلات ناویراستوکس تنها جهت فیلتر و تأیید کردن جواب‌های به‌دست‌آمده از حلگر ساده استفاده کردند [۱۲].

الگوریتم بهینه‌سازی در این پژوهش الگوریتم ژنتیک تک‌هدفه بوده که جهت بهینه کردن ضریب بازیابی فشار در یک دهانه‌ی ورودی برای نقطه‌ی طراحی با ماخ جریان آزاد ۴ به کار گرفته شده است. درنهایت آن‌ها موفق شدند که ضریب بازیابی فشار را نسبت به نمونه‌ی اولیه ۳۲٪ بیافزایند؛ هرچند این افزایش ضریب بازیابی فشارکل با توجه به حل کد تحلیل دهانه بوده و حل معادلات ناویر-استوکس افزایش ۲۳٪ را نشان داده است.

در ۱۹۹۸ بلیز و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک تک‌هدفه به بهینه‌سازی یک دهانه ورودی دوبعدی برای ماخ‌های طراحی ۳٫۴ و ۴ و همچنین برای یک عملیات در بازه‌ی عدد ماخ ۲٫۴ تا ۴ پرداختند [۱۳]. در این پژوهش که ضریب بازیابی فشار، هدف بهینه-سازی بود، آن‌ها از یک کد حلگر جریان نیمه‌تجربی در حلقه‌ی بهینه-سازی بهره بردند و در انتها نیز جهت سنجش عملکرد این کد از یک کد حلگر متوسط رینولدز معادلات ناویر-استوکس استفاده کردند [۱۴].

آن‌ها نیز مانند ژو چنگ [۱۱] با ثابت نگه داشتن کلاهدک<sup>۲</sup> تنها به بهینه کردن جسم مرکزی پرداختند که درنهایت با بهبود ۴۰ درصدی

<sup>1</sup> LAPIN

<sup>2</sup> cowl

<sup>3</sup> VESTA

<sup>4</sup> SUPIN

جدول ۱- پارامترهای هندسی طراحی

پارامترهای طراحی	شرح
$\theta_1$	زاویه نیم مخروط اول
$\theta_2$	زاویه نیم مخروط دوم
$\theta_3$	زاویه سطح داخلی کلاهک نسبت به خط افق
$R_{ce}$	شعاع قطاع دایروی
$L_{tr}$	طول بخش گلوگاه

### طراحی جسم مرکزی

برای این دهانه دو تغییر زاویه در جسم مرکزی ( $\theta_1$  و  $\theta_2$ ) برای ایجاد تراکم بیرونی در نظر گرفته شده است که هر دو موج مخروطی<sup>۲</sup> در لبه‌ی کلاهک متمرکز می‌شوند. با قید برخورد دو موج مخروطی در لبه‌ی کلاهک (نقطه g در شکل ۱) مختصات نقاط a, b مشخص می‌شود. برای تعیین زاویه امواج مخروطی از روابط و جداول منبع [۲] استفاده گردید که مربوط به جریان غیرلزج هستند در مواردی که تحت تاثیر خواص جریان لزج، زاویه‌ی موج مخروطی دوم پس از حل عددی متفاوت از مقادیر منبع [۲] بدست آمد هندسه‌ی دهانه مطابق با زاویه‌ی موج بدست آمده از حل عددی اصلاح گردید تا شرط برخورد امواج به لبه‌ی کلاهک حفظ گردد. با عدم هم‌ترازی زاویه‌ی سطح داخلی کلاهک با جهت جریان - که برابر با  $\theta_3$  است- یک موج مایل<sup>۳</sup> در لبه‌ی کلاهک شکل می‌گیرد. سطح دوم مخروط برای حصول اطمینان از این نکته که جسم مرکزی امواجی تولید نمی‌کند که با موج ساطع شده از لبه‌ی کلاهک تداخل پیدا کند تا آنجایی ادامه می‌یابد که موج مایل منتشرشده از لبه‌ی کلاهک جسم مرکزی را قطع کند-نقطه c - [۱۹]. در انتهای سطح دوم برای جلوگیری از تغییر ناگهانی زاویه از قطاع یک دایره استفاده شده است. شعاع -  $R_{ce}$  - این دایره یکی از پارامترهای طراحی است. با داشتن مختصات نقطه c و شیب دایره در آن نقطه (برابر با  $\theta_3$ ) معادله‌ی دایره بدست می‌آید. در نقطه‌ای که شیب قطاع دایروی برابر با صفر شود گلوگاه قرار می‌گیرد. (نقطه  $d_{ce}$ ) [۲۷]. در برخی منابع از منحنی‌های دیگری مانند منحنی بیضوی نیز برای این بخش استفاده شده است [۱۹، ۱۱].

در یک جریان غیرلزج موج ضربه‌ای قائم می‌تواند به حالت یک موج منفرد یا یک ناپیوستگی برقرار شود اما به علت وجود لزجت، لایه‌های مرزی در طول دیفیوزر فراصوت رشد می‌کنند و موج ضربه‌ای قائم با آن‌ها برهم‌کنش انجام می‌دهد که منجر به یک سلسله ناپیوستگی‌ها یا قطار موج<sup>۴</sup> می‌گردد. حضور قطار موج در دیفیوزر فروصوتی بر گرادیان فشار موجود در آن می‌افزاید که این افزایش گرادیان فشار منجر به جدایش لایه‌مرزی می‌شود که متعاقباً افت چشم‌گیری در بازیابی فشار کل، کاهش دیفیوژن فروصوتی و عدم یکنواختی بالای جریان را در پی خواهد داشت. یک راه‌حل برای این مشکل، امتداد دادن بخش گلوگاه است تا قطار موج را در برگیرد. گلوگاه با مساحتی ثابت به طول  $L_{tr}$  امتداد خواهد داشت و پس از آن در نقطه c دیفیوزر فروصوت قرار می‌گیرد. دیفیوزر فروصوت به صورت یک نازل واگرا

سازی هندسه‌ی توربین فراصوت از روش‌های شبکه‌های عصبی مصنوعی و سطح پاسخ برای پیش‌بینی جریان در آن استفاده کردند [۲۰]. حقیق‌لو در ۲۰۰۴ به کمک شبکه‌های عصبی مصنوعی در حلقه-ی بهینه‌سازی و با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه به بهینه‌سازی یک نازل در رژیم جریانی گذر صوتی و فراصوتی پرداخت و توانست توانایی بالای شبکه‌های عصبی را در همکاری با الگوریتم ژنتیک اثبات کند [۲۱].

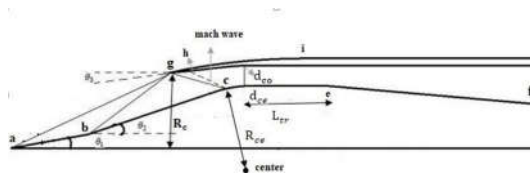
شبکه‌های عصبی مصنوعی در سایر زمینه‌های مهندسی نیز کاربرد بسیاری داشته است که به ذکر چند مورد بسنده می‌شود: آقایان قربانپان و غلام رضایی در سال ۲۰۰۹ توانایی شبکه عصبی در تخمین عملکرد یک کمپرسور گریز از مرکز را بررسی نمودند [۲۲]. آن‌ها در این کار از دو مدل شبکه عصبی به نام‌های شبکه عصبی پرسپترون چندلایه و شبکه عصبی شعاعی پایه استفاده نمودند. پس از بررسی‌ها مشخص گردید که شبکه‌های عصبی به صورت کلی توانایی بالایی در تخمین عملکرد کمپرسور گریز از مرکز که بسیار غیرخطی می‌باشد، دارند. مدرس‌زاده نیز در سال ۲۰۱۶ برای بهینه‌سازی هندسه‌ی یک کمپرسور گریز از مرکز توسط الگوریتم ژنتیک چندهدفه از شبکه عصبی پرسپترون چندلایه برای تخمین عملکرد کمپرسور در حلقه طراحی بهره برد که نتایج پژوهش ایشان نشان از توانایی بالای شبکه‌ی عصبی در تخمین عملکرد کمپرسور گریز از مرکز داشت [۲۳].

## ۲- مبانی و روش‌ها

### ۲-۱- طراحی مدل هندسی

با توجه به ماخ طراحی، دیفیوزر فراصوت با تراکم ترکیبی انتخاب گردید. در عددهای ماخ بالاتر از ۲ دهانه‌های ورودی با آرایش ترکیبی از عملکرد بهتری برخوردارند [۲۴]. نمایی کلی از دهانه ورودی تراکم ترکیبی در شکل ۱ به نمایش در آمده است. برای سعی در کمینه ماندن پسای خارجی از یک کلاهک مورد استفاده در منبع [۲۵] با منحنی بیضوی ثابت استفاده شده است. همچنین برای حذف پسای بیرون‌ریزی<sup>۱</sup> و کسب میزان دقیق دبی موردنیاز، دهانه به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که هیچ‌گونه بیرون‌ریزی وجود نداشته باشد و به همین دلیل امواج تراکم بیرونی در لبه‌ی کلاهک متمرکز شده‌اند.

با مشخص بودن عدد ماخ طراحی، دهانه به‌گونه‌ای اندازه‌گذاری می‌شود که دقیقاً دبی موردنیاز را دریافت کند. در تمام انواع دهانه‌های متقارن محور، شعاع کلاهک  $R_c$  با توجه به میزان جریان تسخیری موردنیاز تعیین می‌شود. پارامترهای هندسی طراحی به همراه شرح مختصرشان نیز در جدول ۱ دیده می‌شوند.



شکل ۱- مدل و پارامترهای هندسی

<sup>2</sup> Conical Shock

<sup>3</sup> Oblique Shock

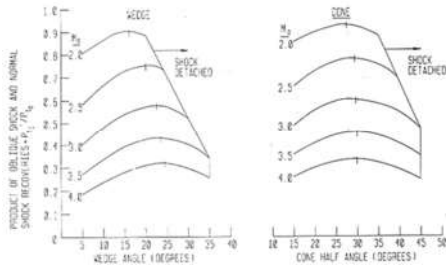
<sup>4</sup> Shock Train

<sup>1</sup> Spillage

## ۲-۲- طراحی هندسه اولیه

برای سنجش میزان موثر بودن روند بهینه‌سازی، نیاز است هندسه‌ی اولیه‌ی جهت قیاس عملکرد هندسه‌های بهینه با آن وجود داشته باشد. بنابراین بر اساس روندهای طراحی موجود یک هندسه اولیه طراحی گردید.

بازیابی فشار به انتخاب نیم‌زاویه‌ی مخروط وابسته است. در هر ماخ جریان آزاد با افزایش نیم‌زاویه‌ی مخروط، بازیابی فشار کل موج کاهش می‌یابد اما از طرفی دیگر عدد ماخ پس از موج ضعیف‌تر می‌شود که بهبود بازیابی فشار کل در موج ضربه‌ای قائم را در پی دارد. در شکل ۲ میزان بازیابی فشار برای یک دیفیوزر فراصوت با پیکربندی تک‌سطحی و با تراکم تماماً خارجی در ماخ‌ها و زوایای مختلف آورده شده است [۸]. حداکثر بازیابی فشار کل در ماخ ۲٫۵ برای یک دیفیوزر تک‌سطحی تراکم خارجی با جسم مرکزی مخروطی اندکی کم‌تر از ۰٫۸۰ است. با توجه به نمودار شکل ۲ یک انحراف جریان ۲۵ درجه‌ای برای تراکم خارجی انتخاب شده است که این انحراف توسط دو سطح تراکمی مخروطی اعمال می‌شود. پس‌از آن با انحراف ۱۵ درجه‌ای جریان توسط سطح درونی کلاهک، ۳۷/۵٪ تراکم داخلی نیز افزوده می‌گردد. ماهونی [۸] شعاع قطاع دایروی مناسب در جسم مرکزی را حداقل ۴ برابر طول خط عمود بر جسم مرکزی از لبه‌ی کلاهک معرفی می‌کند که در این هندسه ۱٫۴۲۳ برابر شعاع صفحه‌ی ورودی می‌شود. همچنین مطابق نمودار ارائه شده در همین منبع، طول قسمت مساحت ثابت برای هندسه‌ی اولیه برابر صفر می‌گردد. نمودار موردنظر در شکل ۳ قابل‌مشاهده است؛ همچنین باید به این نکته توجه داشت که عدد ماخ در محور افقی مربوط به دقیقاً بالادست موج قائم نهایی است که با توجه به جداول و نمودارها به‌صورت تقریبی به‌دست آمده است. اندازه پارامترهای طراحی این هندسه در جدول ۲ به نمایش درآمده است.



شکل ۲ - بازیابی فشار دیفیوزر تک‌سطحی تماماً خارجی نسبت به ماخ

جریان [۸]

جدول ۲ پارامترهای طراحی هندسه اولیه	
اندازه	پارامترهای طراحی
۱۰°	$\theta_1$
۲۴°	$\theta_2$
۱۰°	$\theta_3$
$1,423 R_c$	$R_{ce}$
.	$L_{tr}$

طراحی شده است. نیم‌زاویه‌ی مخروط مناسب برای دیفیوزر فروصوت بین ۳-۵ درجه است اگرچه با زوایای بالاتر نیز در منابع استفاده شده است [۸]. در این پژوهش زاویه نیم‌مخروط ۵ درجه برای دیفیوزر فروصوتی در نظر گرفته شده است. هر دهانه‌ی ورودی در عمل با محدودیت اندازه روبروست چرا که افزایش اندازه منجر به افزایش وزن و محدودیت‌های عملیاتی می‌شود؛ در این پژوهش با توجه به یک دهانه ورودی عملیاتی استفاده شده در منبع [۲۴] طول کلی جسم مرکزی ۷ برابر شعاع صفحه‌ی ورودی در نظر گرفته شده است.

## طراحی کلاهک

برای ایجاد یک موج مایل در لبه‌ی کلاهک زاویه‌ی سطح داخلی آن ( $\theta_p$ ) باید کوچک‌تر از  $\theta_3$  باشد. در کلیه مراحل طراحی، جدا نشدن موج در نظر گرفته شده است. سطح داخلی کلاهک تا نقطه‌ی  $h$  برای جلوگیری از ایجاد امواجی که می‌توانند با موج لبه‌ی کلاهک تداخل پیدا کنند با همان زاویه  $\theta_p$  ادامه می‌یابد. نقطه‌ی  $h$  از طریق موج ماخ عبوری از نقطه  $c$  مشخص می‌شود [۱۹].

برای ایجاد تراکم در کانال از یک منحنی درجه ۳ استفاده شده است [۱۱]. برای تعیین مجهولات یک منحنی درجه ۳ به ۴ معلوم نیاز است. مختصات نقطه  $h$  و شیب منحنی در آن نقطه دو معلوم را فراهم می‌آورد. با اعمال شرط خودرااندازی مختصات نقطه‌ی انتهایی منحنی که مؤلفه‌ی طولی آن با نقطه‌ی  $d_{ce}$  برابر است به دست می‌آید. همچنین در این پژوهش جهت جریان در انتهای کانال در راستای محور افقی در نظر گرفته شده است که به همین جهت زاویه‌ی جریان در قسمت گلوگاه باید صفر باشد که مستلزم صفر بودن شیب منحنی در نقطه‌ی انتهایی خود است. از نقطه‌ی  $d_{ce}$  تا انتهای دیفیوزر فروصوتی سطح داخلی کلاهک به‌صورت یک خط مستقیم با شیب صفر ادامه خواهد داشت.

بنابر برخی داده‌های تجربی، فن وای به این نتیجه رسیده است که شرط حد آغاز کانتروویتز<sup>۱</sup> در ماخ‌های بالا بسیار محتاطانه است [۶،۲۶]؛ از همین رو در این پژوهش برای تعیین مساحت گلوگاه که شرط خودرااندازی را ارضا کند از رابطه‌ی تجربی ارائه شده در منبع [۲۷] استفاده شده است.

رابطه استفاده شده جهت تعیین مساحت گلوگاه برای رعایت شرط خودرااندازی:

$$\left(\frac{A_c}{A_t}\right)_{empirical} = 0.933 + \frac{M_c}{6.87} + \frac{M_c^2}{40.9} \quad (2)$$

که در آن  $M_c$  عدد ماخ در انتهای تراکم بیرونی است.

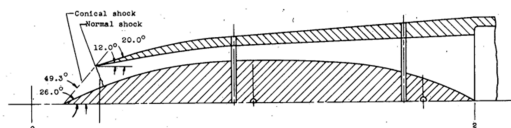
برای سطح خارجی کلاهک از یک منحنی بیضوی که برای تولید پسای کمینه در منبع [۲۴] به کار برده شده، استفاده گردیده است. همچنین زاویه‌ی بین سطح داخلی و خارجی کلاهک ۴ درجه انتخاب شده است تا الزامات ساخت را ارضا کند.

در تمامی مراحل طراحی برای تعیین مشخصات جریان و زوایای امواج از نمودارها و جداول ارائه شده در مراجع استفاده شده است [۳،۲،۶].

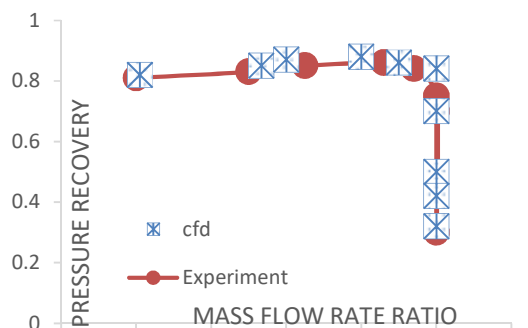
<sup>1</sup> Kantrowitz Starting Limit

مورد مطالعه که برای ماخ طراحی ۱،۷۴ طراحی شده است در شکل ۴ مشاهده می‌شود.

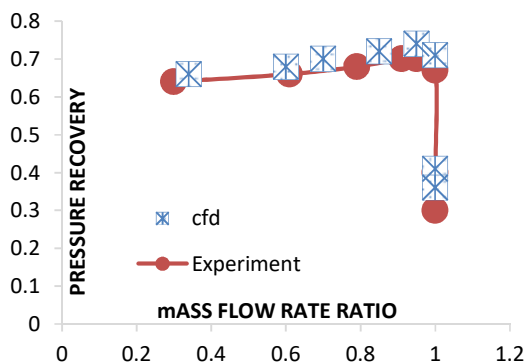
با حل عددی جریان برای این دهانه در ماخ جریان آزاد ۱،۷۵ و ۲ و قیاس آن با نتایج آزمایشگاهی حداکثر خطا کم‌تر از ۲٪ بدست آمد. در شکل ۵ و ۶ نمودار بازیابی فشار نسبت به ضریب دبی نسبی به نمایش در آمده است.



شکل ۴- مدل هندسی بومان و همکاران [۴۱]



شکل ۵- نتایج حل عددی و تجربی بازیابی فشار کل در نسبت دبی‌ها متفاوت در ماخ ۱،۷۴

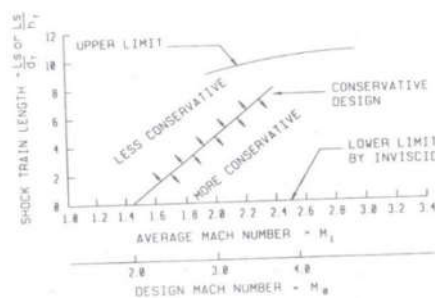


شکل ۶- نتایج حل عددی و تجربی بازیابی فشار کل در نسبت دبی‌ها متفاوت در ماخ ۲

### ۵-۲- شرایط مرزی

با توجه به پیچیدگی‌های جریان فراصوت، محاسبات عددی این-گونه مسائل دارای هزینه و زمان محاسباتی زیادی است؛ همچنین با توجه به این‌که هدف این پژوهش بهینه‌سازی است که مستلزم تعداد نسبتاً بالایی از حل عددی است و با عنایت به زمان و امکانات رایانه‌ای در دسترس، عملاً حل سه‌بعدی مسئله ناممکن می‌نمود؛ از همین رو و با توجه به این‌که حل دوبعدی این‌گونه مسائل در پژوهش‌های متعددی مسبق به سابقه است در این پژوهش حل عددی به‌صورت دوبعدی و با یک محور تقارن صورت پذیرفته است.

دهانه در شرایط عملیاتی سطح دریا قرار دارد که در آن فشار استاتیک جریان برابر ۱۰۱/۳kPa و دمای استاتیک نیز برابر با ۲۸۸/۲K



شکل ۳- طول بخش مساحت ثابت بنابر ماخ بالادست موج قائم [۸]

### ۳-۲- حل عددی

برای انتخاب مدل اغتشاشی باید توافق مناسبی بین هزینه محاسباتی و دقت حل بر اساس هدف پژوهش برقرار شود. در جریان-های فراصوتی که با حضور امواج ضربه‌ای و اندرکنش آن‌ها با لایه مرزی همراه هستند مدل‌های اغتشاشی مانند LES، RSM، و K- $\omega$  SST از دقت مناسبی برخوردارند اما باید توجه داشت که این مدل‌های اغتشاشی هزینه محاسباتی بالایی به همراه خواهند داشت بنابراین عمدتاً در پژوهش‌هایی با محوریت پدیده‌شناسی و تعداد پایین حل عددی به کار می‌روند. برای مثال در منابع [۲۸-۳۰] که به بررسی ساختار قطار موج پرداخته‌اند از مدل‌سازی LES و در منابع [۳۱ و ۳۲] نیز با موضوعی مشابه از روش RSM استفاده شده است. هر چند این شیوه‌ها از دقت بالایی برخوردارند اما با توجه به ماهیت این پژوهش که تعداد حل‌های عددی را در پی دارد در عمل استفاده از این مدل‌ها با توجه به هزینه محاسباتی میسر نبود. از همین رو استفاده از یک مدل اغتشاشی دو معادله‌ای k- $\epsilon$  که هم دقت قابل قبول و هم هزینه محاسباتی مناسبی داشته باشد مدنظر قرار گرفت. در این پژوهش برای حل عددی جریان از نرم‌افزار تجاری ANSYS Fluent و مدل اغتشاشی k- $\epsilon$  RNG<sup>۳</sup> استفاده شده است که در منبع [۲۹] نیز دقت مناسب آن در جریان فراصوت با نتایج تجربی صحه‌گذاری شده است. همچنین شبکه‌بندی حل به صورت سازمان یافته<sup>۴</sup> در ANSYS Meshing صورت پذیرفته است.

### ۴-۲- اعتبارسنجی حل عددی

برای حصول اطمینان از صحت حل عددی یک دهانه ورودی تراکم بیرونی که در سال ۱۹۵۱ توسط بومان و همکاران [۳۳] مورد بررسی آزمایشگاهی قرار گرفت، حل عددی گردید.

دهانه مورد نظر برای ماخ ۱،۷۴ طراحی شده است و در ماخ طرح، موج مایل ناشی از جسم مرکزی به لبه‌ی کلاهدک برخورد می‌کند؛ همچنین دبی این دهانه در ماخ طرح به علت مکشی بودن تونل باد عدد کوچکی به اندازه ۰،۰۱۲kg/s است. در تونل باد مورد استفاده در منبع [۲۸] دمای کل در سراسر محیط آزمایش برابر با ۳۳۸،۷K و فشار کل ورودی ۱۰۱kPa است. مشخصات هندسی دهانه ورودی

<sup>۱</sup> Large Eddy simulation (LES)

<sup>۲</sup> Reynolds stress turbulence model

<sup>۳</sup> k- $\epsilon$  RNG

<sup>۴</sup> Structured

## ۲-۳- قیود و بازه تغییرات برای پارامترهای ورودی شبکه

### عصبی

پنج پارامتر هندسی مطروح در جدول ۱ به عنوان پارامترهای ورودی شبکه عصبی استفاده شده‌اند. قیود و بازه‌ی تغییرات این پارامترها نیز در جدول ۳ قابل مشاهده است.

جدول ۳- بازه تغییرات پارامترهای طراحی	
پارامترهای طراحی	بازه و قید
$\theta_1$	$5 \leq \theta_1 \leq 31$
$\theta_2$	$10 \leq \theta_2 \leq 31$ & $\theta_2 \geq \theta_1$
$\theta_3$	$\theta_3 < \theta_2$ & $\theta_3 \leq 25$
$R_{ce}$	$R_{ce} \leq 10 L_c$
$L_{tr}$	$L_{tr} \leq 4 L_c$

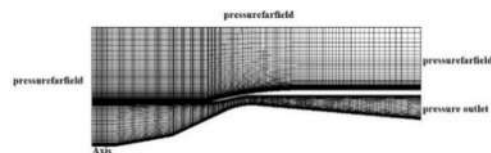
برای بررسی امکان یافتن دهانه‌ای بهینه با تنها یک مخروط، این قابلیت در نظر گرفته شد که بتوان با برابر قرار دادن  $\theta_1$  و  $\theta_2$  در واقع هندسه‌هایی با یک مخروط نیز در روند بهینه‌سازی مدنظر قرار گرفته شوند؛ همچنین با حل عددی تعدادی هندسه‌ی اولیه، مشخص گردید حداکثر چرخش جریان در تراکم بیرونی که منجر به جدایش جریان و متعاقباً افت دبی نشود برابر با  $31^\circ$  است هرچند مطابق جداول برای امواج مخروطی در ماخ  $2.5$  تا  $4.0$  درجه چرخش، بدون جدایش جریان امکان پذیر است. با توجه به اختلاف  $5$  درجه‌ای زاویه سطح بیرونی کلاهک و سطح درونی آن، جدایش جریان در ماخ  $2.5$  برای امواج مایل در زاویه  $30^\circ$  برای زاویه‌ی سطح داخلی کلاهک حد بالای  $24^\circ$  اعمال می‌شود. برای شعاع قطاع دایره در جسم مرکزی نیز با توجه به هندسه‌های اولیه اندازه‌های حداکثر  $10$  برابر اندازه‌ی خط عمود بر جسم مرکزی از لبه‌ی کلاهک مجاز خواهد بود. این امر برای کوچک‌تر کردن فضای جستجو صورت پذیرفت هرچند برای اجتناب از حذف شدن گزینه‌های احتمالی این حد کمی بالاتر از میانگین حاصل شده از نتایج حل‌های اولیه در نظر گرفته شده است. همچنین برای طول بخش مساحت ثابت نیز مطابق همان روال اعمال محدودیت شده است. برقراری نسبت دبی جرمی واحد نیز قیدی است که در حین بهینه‌سازی اعمال می‌شود و هندسه‌هایی که منجر به کاهش این نسبت شوند از حلقه‌ی بهینه‌سازی حذف خواهند شد.

## ۳-۳- آموزش شبکه‌های عصبی

برای پوشش بازه‌ی تغییرات پارامترهای هندسی، سه نقطه (ابتداء، وسط و انتها) در بازه در نظر گرفته شده است که برای  $5$  پارامتر هندسی در مجموع  $243$  حالت اولیه برای آموزش شبکه عصبی طراحی و حل عددی گردید. نتایج حاصل از حل عددی این  $243$  حالت، برای ضرایب بازیابی فشار، اعوجاج فشار کل جریان در صفحه خروجی و نسبت دبی استخراج گشته و برای آموزش شبکه عصبی مورد استفاده قرار گرفت. سه شبکه عصبی (برای بازیابی فشار، اعوجاج و نسبت دبی) با استفاده از این حالات اولیه آموزش دیده‌اند. ضرایب بازیابی فشار کل و اعوجاج فشار کل جریان در صفحه خروجی به‌عنوان دو پارامتر هدف و نسبت دبی جرمی به‌عنوان قید استفاده شده است؛ به‌گونه‌ای که نسبت

است. مسئله به‌صورت پایا<sup>۱</sup> حل می‌شود بنابراین فرض آدیاباتیکی بودن دیواره‌ها فرض معقولی است. از بین شرایط مرزی موجود در نرم‌افزار فلونت، در این پژوهش از شرایط مرزی میدان فشار در دور دست<sup>۲</sup>، محور تقارن<sup>۳</sup>، دیواره<sup>۴</sup> و خروجی فشار<sup>۵</sup> استفاده شده است که در شکل ۷ مشاهده می‌شود.

هر مدل دارای یک پس‌فشار طرح متناسب با خود است به‌گونه‌ای که موج قائم نهایی، در گلوگاه قرار گیرد که الزاماً همان گلوگاه هندسی نخواهد بود و می‌تواند با توجه به رشد لایه‌ی مرزی اندکی نسبت به گلوگاه هندسی جابجا گردد. در این پژوهش پس‌فشار نقطه‌ی طراحی حداکثر میزان پس‌فشاری است که در آن موج ضربه‌ای قائم پایدار بماند. بدیهی است که این پس‌فشار پیش از حل عددی جریان مجهول بوده و ناگزیر برای یافتن آن باید چند مرحله با پس‌فشارهای مختلف مسئله را حل کرد تا بتوان پس‌فشار طرح را یافت؛ به‌این‌گونه که ابتدا با یک پس‌فشار کم موج قائم در دیفیوزر فروصوت تشکیل شده و سپس با افزایش آن، موج به سمت جلو رانده می‌شود.

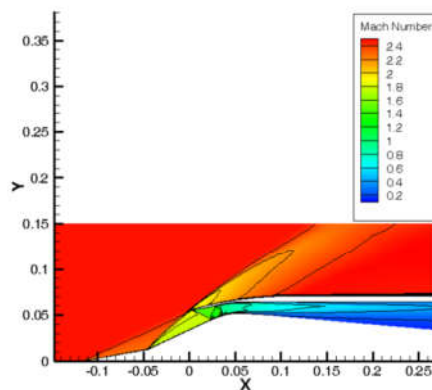


شکل ۷- شرایط مرزی

## ۳- نتایج

### ۳-۱- حل عددی جریان در هندسه اولیه

حل عددی مدل موردنظر مطابق روند ارائه شده در بخش ۲-۳ انجام گردیده و پس‌فشار نقطه‌ی طرح آن برابر با  $1.34 \text{ MPa}$  بوده است. بنا بر نتایج حاصله، بازیابی فشار کل در این مدل  $84\%$  و ضریب اعوجاج شعاعی جریان نیز  $11\%$  به‌دست آمد. کانتور عدد ماخ این مدل در شکل ۸ قابل مشاهده است.



شکل ۸- کانتور عدد ماخ هندسه اولیه در پس‌فشار طرح (واحد هندسی متر است)

- <sup>1</sup> Steady
- <sup>2</sup> Pressure Far field
- <sup>3</sup> Axis
- <sup>4</sup> Wall
- <sup>5</sup> Pressure Outlet

دبی‌های کمتر از ۰٫۹۶ از چرخه‌ی بهینه‌سازی حذف شده‌اند. - هرچند در واقع نسبت دبی ۱ تنها مورد پذیرش است اما ۴٪ خطا برای شبکه‌ی عصبی در نظر گرفته شده است تا از حذف احتمالی برخی مدل‌ها که ممکن است مدل بهینه‌ای باشند جلوگیری شود.

تعداد لایه و پرسپترون‌های بهینه شبکه عصبی نیز با سعی و خطا به دست آمده است؛ که برای بازیابی فشارکل، شبکه‌ی عصبی با سه لایه‌ی پنهان که به ترتیب ۵، ۳، ۲ پرسپترون دارد بهترین پاسخ-گویی را داشته است. همچنین برای ضریب اعوجاج جریان، ۴ لایه‌ی پنهان به ترتیب با ۳، ۴، ۴، ۳ پرسپترون و برای نسبت دبی، دو لایه-ی پنهان به ترتیب با ۲ و ۳ پرسپترون، بهترین عملکرد شبکه عصبی را از خود نشان دادند. میانگین مربع خطای جواب‌های شبکه عصبی نسبت به حل عددی خورنده شده به شبکه به عنوان معیار دقت شبکه‌ها انتخاب شده است؛ که این معیار برای سه شبکه‌ی عصبی آموزش داده شده در پژوهش حاضر، در جدول ۴ مشاهده می‌شود.

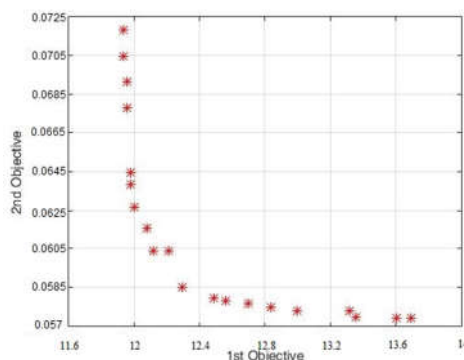
جدول ۴- میانگین مربع خطای شبکه‌های عصبی

خروجی شبکه عصبی	میانگین مربع خطای آموزش	میانگین مربع خطای تست
ضریب بازیابی فشارکل	۱۰ <sup>-۶</sup>	۱۰ <sup>-۶</sup> * ۱/۸
ضریب اعوجاج جریان	۳ * ۱۰ <sup>-۳</sup>	۳ * ۱۰ <sup>-۳</sup> * ۳/۴
نسبت دبی	۴.۸ * ۱۰ <sup>-۷</sup>	۶.۶ * ۱۰ <sup>-۷</sup>

### ۳-۴- الگوریتم ژنتیک

با آماده‌سازی هر سه شبکه عصبی که از دوتا پیشان به عنوان تابع هدف و از دیگری به عنوان تابع قیدی استفاده می‌شود، می‌توان به وسیله الگوریتم ژنتیک چندهدفه، نقاط بهینه را پیگیری نمود. الگوریتم ژنتیک استفاده شده دارای ۲۰ نفر جمعیت (مدل هندسی) در هر نسل و ۱۰۰۰ نسل است.

پس از ۱۰۰۰ نسل، آخرین نسل به عنوان حالت‌های بهینه به دست می‌آیند. در شکل ۹ نمودار نهایی جبهه پارتو مشاهده می‌شود.



شکل ۹- نمودار جبهه پارتو

که در آن:

$$\begin{aligned} 1^{\text{st}} \text{ Objective} &= 1 - TPR \\ 2^{\text{nd}} \text{ Objective} &= FD \end{aligned}$$

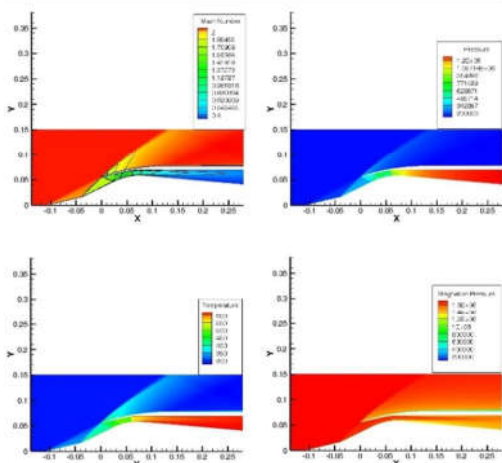
میانگین قدر مطلق درصد خطای نتایج شبکه‌ی عصبی نسبت به

نتایج حل عددی برای بازیابی فشارکل و اعوجاج جریان به ترتیب برابر با ۰٫۷٪ و ۱٫۴٪ به دست آمده است که برای استفاده در حلقه‌ی بهینه-سازی مناسب به نظر می‌رسد؛ بنابراین نیازی به افزودن هندسه‌های اولیه برای بالا بردن دقت شبکه‌های عصبی نیست. همچنین در تمام هندسه‌های بهینه نسبت دبی برابر با ۱ شده است که نشان از درست عمل کردن شبکه عصبی متناظر با این پارامتر و اعمال صحیح این قید دارد.

با انجام تمامی مراحل بهینه‌سازی و حل عددی هندسه‌های بهینه-ی به دست آمده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه، بازیابی فشارکل در بهترین حالت ۴/۴٪ و ضریب اعوجاج جریان نیز در بهترین حالت ۴۹٪ نسبت به هندسه اولیه‌ی بهبود یافته است؛ که نشان از عملکرد مناسب فرآیند بهینه‌سازی دارد. تمامی هندسه‌های موجود در جبهه‌ی پارتو از عملکرد مناسبی برخوردارند و می‌توانند به عنوان هندسه‌های بهینه انتخاب شوند. سه هندسه از مجموع هندسه‌های به دست آمده از بهینه-سازی جهت ارائه برخی خروجی‌های حل عددی انتخاب شده‌اند که در جدول ۵ قابل مشاهده هستند. برای نمونه، کانتورهای ماخ، فشار استاتیک، دما و فشار کل هندسه ۱ در شکل ۱۰ به نمایش در آمده است.

جدول ۵- سه هندسه‌ی بهینه‌ی منتخب

شماره	پارامترهای هندسی			پارامترها عملکردی		
	$\theta_1$	$\theta_r$	$\theta_p$	$R_{ce}$	$L_{tr}$	اعوجاج بازیابی
۱	۱۳٫۲۴	۲۶	۱۲	۲٫۱	۰	۰٫۰۷۱
۲	۱۸	۲۴	۱۰	۲	۰	۰٫۰۶۲۲
۳	۱۷	۳۰	۲۰	۱٫۴	۰	۰٫۰۴۶

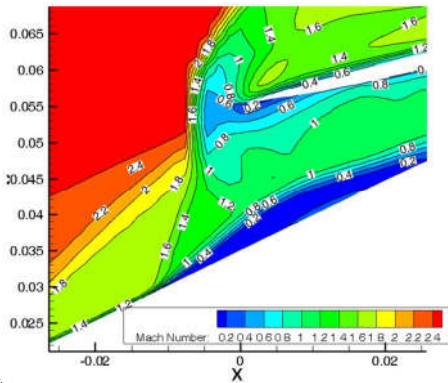


شکل ۱۰- کانتورهای ماخ، فشار استاتیک، دما و فشار کل برای هندسه ۱

### ۳-۵- تاثیر پارامترهای هندسی

۱. در تمامی هندسه‌های بهینه، طول قسمت مساحت ثابت برابر با صفر یا بسیار نزدیک به آن بوده است که نشان می‌دهد، می‌توان از ابتدا این پارامتر را حذف نمود؛ هرچند همواره حذف کردن قسمت مساحت ثابت منجر به بهبود عملکرد دهانه نمی‌شود. بلکه با توجه به این نکته که در هندسه‌های بهینه، موج ضربه‌ای قائم در ماخ کمی





شکل

#### ۱۱- جدایش موج مایل در برهم کنش با لایه مرزی

۴. در اکثریت هندسه‌های بهینه، مجموع چرخش خارجی و داخلی جریان  $(\theta_p - 2\theta_s)$  برابر با  $40^\circ$  بوده است که این گونه به نظر می‌رسد حداکثر چرخش در این غالب طراحی است.

۵. درصد تراکم داخلی اکثریت هندسه‌های بهینه در بازه  $24\%$  تا  $40\%$  بوده است که نشان می‌دهد، می‌شود با نسبت‌های متنوعی از تراکم داخلی و خارجی به عملکرد مناسبی رسید.

#### ۴- نتیجه گیری

- شبکه‌های عصبی مصنوعی توانایی مناسبی برای تخمین عملکرد دهانه ورودی هوای فراصوت دارند.
- بهبود  $4.4\%$  در بازیابی فشار کل و  $4.9\%$  در ضریب اعوجاج جریان، توانایی الگوریتم ژنیتیک در بهینه‌سازی چند هدفه دهانه ورودی هوای فراصوت را اثبات می‌کند.
- در تمامی هندسه‌های بهینه طول قسمت گلوگاه مساحت ثابت تقریباً برابر صفر است. که نشان می‌دهد در عدد ماخ طرح این پژوهش، در صورت بهینه بودن تراکم، عدد ماخ قبل از موج قائم پایین‌تر از آن است که منجر به تشکیل قطار موج در دیفیوزر فراصوت شود.
- با نسبت‌های متنوعی از تراکم داخلی و خارجی می‌توان به عملکرد مناسبی برای دهانه ورودی هوا دست یافت.
- مجموع چرخش داخلی و خارجی جریان در یک مقدار مشخص بهینه می‌شود.

عموماً کم‌تر از  $1/4$  رخ می‌دهد متعاقباً قطار موج شکل نمی‌گیرد که احتیاجی به قسمت مساحت ثابت باشد؛ اما هندسه‌هایی که در آن‌ها موج قائم در ماخ بالاتری رخ می‌دهد حضور این بخش حیاتی است. به بیان دیگر وقتی جریان پیش از رسیدن به گلوگاه به میزان کافی چرخش داشته باشد دیگر نیازی به این بخش نخواهد بود اما در دهانه‌هایی با چرخش کم جریان حضور این بخش به مراتب دارای اهمیت است. برای مثال می‌توان تأثیر این بخش را با قیاس پارامترهای عملکردی دو دهانه‌ی موجود در جدول ۶ مشاهده نمود که تنها پارامتر هندسی متفاوت در آن‌ها طول قسمت مساحت ثابت است.

جدول ۶- اثر بخش مساحت ثابت بر عملکرد دهانه

پارامترهای هندسی		پارامترهای عملکردی	
$\theta_1$	$\theta_2$	$R_{ce}$	$L_{tr}$
۱۰	$18/4$	۴	۰/۱۱
۱۰	$18/4$	۴	۱

- در هندسه‌هایی که موج قائم از قدرت بالایی برخوردار است وجود قسمت مساحت ثابت علاوه بر افزایش بازیابی فشار کل و کاهش ضریب اعوجاج که در بالا ذکر شد، کمک شایانی به پایداری جریان نیز می‌کند؛ به طوری که عدم وجود این بخش در حالت قرارگیری موج قائم در گلوگاه، حل عددی غیرگذرا را در بعضی مواقع غیرممکن می‌سازد.
- شعاع قسمت دایروی جسم مرکزی تأثیر قابل ملاحظه‌ای در عملکرد دهانه دارد. با افزایش اندازه‌ی این شعاع، تراکم شبه‌آیزنروپیکی که در فاصله‌ی بین موج مایل ساطع شده از لبه‌ی کلاهدک تا گلوگاه رخ می‌دهد با نرخ تغییر زاویه کم‌تری صورت می‌پذیرد که از بازگشت-ناپذیری‌های جریان کاسته و متعاقباً به بهبود بازیابی فشار کل منجر می‌شود اما این افزایش اندازه، طول سطوح را نیز افزایش خواهد داد که رشد لایه‌ی مرزی و افت‌های ناشی از آن را در پی خواهد داشت؛ این افزایش رشد لایه‌ی مرزی می‌تواند به شدت مساحت واقعی سطح مقطع داکت را کاهش دهد به گونه‌ای که دهانه توانایی گذر دبی مورد نظر نداشته و در نتیجه با برون‌ریزی جریان قانون پیوستگی جرم را ارضا کند. البته قدرت موج مایل نیز در این مورد مؤثر است؛ به طوری که با افزایش قدرت موج مایل، دهانه در شعاع قسمت دایروی کم‌تری دچار برون‌ریزی می‌شود. در واقع یک موج قوی برای جدایش مستعدتر است؛ بنابراین نسبت به رشد لایه‌مرزی حساس‌تر بوده و در برهم‌کنش با لایه‌ی مرزی دچار جدایش می‌گردد. در شکل ۱۱ جدایش موج مایل ساطع شده از لبه‌ی کلاهدک، در اثر برهم‌کنش با لایه‌ی مرزی مشاهده می‌شود.

<sup>۱</sup> جریان بعد از گذر از دو سطح مخروطی در مجموع به اندازه‌ی  $\theta_2$  درجه در تراکم بیرونی چرخش می‌یابد پس از آن توسط موج مایل ساطع شده از لبه‌ی کلاهدک، به اندازه‌ی تفاوت زاویه‌ی جریان بر روی سطح مخروط دوم ( $\theta_2$ ) و زاویه‌ی لبه‌ی کلاهدک، واچرخش می‌یابد. با  $\theta_2$  درجه چرخش در تراکم بیرونی و  $\theta_3 - \theta_2$  درجه واچرخش، امواج مایل در مجموع  $\theta_3 - 2\theta_2$  درجه چرخش به جریان تحمیل می‌کنند.

## ۵- نمادها

A	مساحت ( $m^2$ )
$L_{tr}$	نسبت طول بخش گلوگاه به شعاع لبه کلاهک
$L_c$	نسبت اندازه‌ی خط عمود بر جسم مرکزی از لبه-ی کلاهک به شعاع لبه کلاهک
M	عدد ماخ
$R_{ce}$	نسبت شعاع قطاع دایروی به شعاع لبه کلاهک
$P_t$	فشار کل (Pa)
V	سرعت ( $m/s$ )

## علائم یونانی

$\rho$	چگالی ( $kg/m^3$ )
$\theta_1$	زاویه نیم مخروط اول ( $^\circ$ )
$\theta_2$	زاویه نیم مخروط دوم ( $^\circ$ )
$\theta_3$	زاویه لبه داخلی کلاهک ( $^\circ$ )

## زیرنویس‌ها

$\infty$	جریان آزاد
c	صفحه ورودی
f	صفحه انتهای دهانه
t	گلوگاه

## ۶- مراجع

- [15] Bourdeau C, Carrier G, Knight D, Rasheed K. Three dimensional optimization of supersonic inlets. In 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit; 1999.
- [16] Gaiddon A, Knight DD. Multicriteria design optimization of integrated three-dimensional supersonic inlets. Journal of propulsion and power. 2003 May;19(3):456-63.
- [17] Slater, J.W. Design and Analysis Tool for External-Compression Supersonic Inlets, AIAA-2012-0016, 2012.
- [18] Slater J. Design and analysis tool for external-compression supersonic inlets. In 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition; 2012.
- [19] Slater JW. SUPIN: A computational tool for supersonic inlet design. In 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting; 2016.
- [20] Papila N, Shyy W, Griffin L, Dorney D. Shape optimization of supersonic turbines using response surface and neural network methods. In 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 2016.
- [21] Hacıoğlu A. A novel usage of neural network in optimization and implementation to the internal flow systems. Aircraft Engineering and Aerospace Technology; 2005.
- [22] Ghorbanian K, Gholamrezaei M. An artificial neural network approach to compressor performance prediction. Applied Energy. 2009.
- [۲۳] سیدمحمد مدرس‌زاده، محسن آقاسید میرزابزرگ، مهرداد بزاززاده، بررسی میدان جریان در روتور یک کمپرسور گریز از مرکز و حلزونی آن و اعمال تغییرات لازم برای افزایش راندمان، پایان‌نامه کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا گرایش جلوبرندگی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا. ۱۳۹۴
- [24] Wasserbauer JF, Choby DA. Performance of a bicone inlet designed for Mach 2.5 with internal distributed compression and 40 percent internal contraction; 1972.
- [25] Samanich NE. Pressure Drag of Axisymmetric Cowl Having Large Initial Lip Angles at Mach Numbers from 1.90 to 4.90; 1959.
- [26] Van Wie DM. Scramjet inlets. Scramjet propulsion. 2000.
- [27] Sun B, Zhang KY. Empirical equation for self-starting limit of supersonic inlets. Journal of Propulsion and Power. 2010.
- [28] Kamali R, Mousavi SM, Khojasteh D. Three-dimensional passive and active control methods of shock wave train physics in a duct. International Journal of Applied Mechanics. 2016.
- [29] Mousavi SM, Roohi E. Large eddy simulation of shock train in a convergent-divergent nozzle. International Journal of Modern Physics C. 201.
- [30] Kamali R, Mousavi SM, Binesh AR. Three dimensional CFD investigation of shock train structure in a supersonic nozzle. Acta Astronautica. 2015.
- [31] Mousavi SM, Roohi E. Three dimensional investigation of the shock train structure in a convergent-divergent nozzle. Acta Astronautica. 2014.
- [32] Mousavi SM, Pourabidi R, Goshtasbi-Rad E. Numerical investigation of over expanded flow behavior in a single expansion ramp nozzle. Acta Astronautica. 2018.
- [33] Baughman LE, Gould LI. Investigation of Three Types of Supersonic Diffuser Over a Range of Mach Numbers from 1.75 to 2.74. National Advisory Committee for Aeronautics; 1951.
- [1] Deb K, Pratap A, Agarwal S, Meyarivan TA. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. IEEE transactions on evolutionary computation. 2002 .
- [2] Ames Research Staff. Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow, NACA Report ۱۱۳۲, ۱۹۴۳
- [3] Moeckel WE. Approximate method for predicting form and location of detached shock waves ahead of plane or axially symmetric bodies. In NACA TN D-1921 1949.
- [4] Henry JR, Wood CC, Wilbur SW. Summary of subsonic-diffuser data. 1956.
- [5] Ferri A, Nucci LM. Theoretical and Experimental Analysis of Low-Drag Supersonic Inlets Having a Circular Cross Section and a Central Body at Mach Numbers of 3.30, 2.75, and 2.45. NACA; 1954.
- [6] Seddon J, Goldsmith EL. Intake aerodynamics. Boston: Blackwell science; 1999.
- [7] Goldsmith EL, Seddon J, editors. Practical intake aerodynamic design. Amer Inst of Aeronautics; 1993.
- [8] Mahoney, J.J. Inlets for Supersonic Missiles, AIAA Education Series, Washington, DC, 1990.
- [9] Anderson JD. Modern compressible flow. Tata McGraw-Hill Education; 2003.
- [10] Varner MO, Martindale WR, Phares WJ, Kneile KR, Adams Jr JC. Large perturbation flow field analysis and simulation for supersonic inlets. 1984.
- [11] Zha GC, Smith D, Schwabacher M, Rasheed K, Gelsey A, Knight D, Haas M. High-performance supersonic missile inlet design using automated optimization. Journal of Aircraft. 1997.
- [12] Zha GC, Smith D, Schwabacher M, Rasheed K, Gelsey A, Knight D, Haas M. High-performance supersonic missile inlet design using automated optimization. Journal of Aircraft. 1997 Nov;34(6):697-705.
- [13] Blaize M, Knight D, Rasheed K. Automated optimal design of two-dimensional supersonic missile inlets. Journal of Propulsion and Power. 1998 Nov;
- [14] Lacau RG, Garnero P, Gaible F. Computation of Supersonic Intakes. AGARD Special Course on Missile Aerodynamics. 1994.