



بررسی عددی اثر عدد ماخ جریان آزاد بر عملکرد یک دهانه ورودی تراکم ترکیبی

عباس ابراهیمی^{1*}، مجید زارع چاوشی²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
2- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
* تهران، صندوق پستی 11155-1639، ebrahimi_a@sharif.ir

اطلاعات مقاله	چکیده
مقاله پژوهشی کامل دریافت: 25 اردیبهشت 1395 پذیرش: 02 تیر 1395 ارائه در سایت: 02 مرداد 1395 کلید واژگان:	یکی از حوزه‌های بسیار مهم در طراحی آیرودینامیکی وسایل پرنده، بررسی عملکرد دهانه ورودی موتورها است. در این پژوهش، اثر عدد ماخ جریان آزاد روی پارامترهای عملکردی دهانه ورودی تقارن محوری مافوق صوت تراکم ترکیبی به صورت عددی بررسی شده است. برای این منظور کدی عددی بر مبنای روش حجم محدود چگالی مینا توسعه داده شده که در آن گسسته‌سازی معادلات کامل ناور-استوکس متوسط‌گیری شده به صورت صریح و در شبکه چندبُلُکی با سازمان انجام شده است. برای محاسبه شارهای غیرلزج از روش رو، برای افزایش دقت مکانی از روش ماسل همراه با محدود کننده ون ال‌بادا و برای مدل‌سازی آشفته‌گی از مدل اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. اعتبارسنجی روش و کد معرفی شده برای سه نمونه آزمایشی نشان داده شده است. با استفاده از کد توسعه داده شده، شبیه‌سازی عددی جریان برای دهانه‌ی ورودی تراکم ترکیبی خاصی انجام شده و اثر عدد ماخ جریان آزاد بر پارامترهای عملکردی شامل نسبت دبی جرمی، ضریب پسا، بازیافت فشار و اعوجاج مورد بحث و بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، بازیافت فشار و ضریب پسا کاهش و نسبت دبی جرمی و اعوجاج جریان افزایش می‌یابد. همچنین تغییرات اعوجاج نسبت به سایر پارامترهای عملکردی بسیار بارزتر است به نحوی که افزایش عدد ماخ از 1.8 به 2.2 باعث افزایش بیش از 100 درصدی اعوجاج می‌شود، درحالی که نسبت دبی جرمی کمتر از 10 درصد افزایش داشته است. کد توسعه یافته شده در این پژوهش، می‌تواند برای طراحی، مطالعه پارامتری و بهینه‌سازی هندسی دهانه ورودی مافوق صوت تقارن محوری مورد استفاده قرار گیرد.
دهانه ورودی تراکم ترکیبی جریان متقارن مافوق صوت شبکه چندبُلُکی مدل آشفته‌گی اسپالارت-آلماراس روش محاسبه شار رو	

Effect of free stream Mach number on a mixed compression inlet performance

Abbas Ebrahimi^{*}, Majid Zare Chavoshi

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 11155-1639, Tehran, Iran, ebrahimi_a@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 May 2016
Accepted 22 June 2016
Available Online 23 July 2016

Keywords:

Mixed Compression Inlet
Supersonic Axisymmetric Flow
Multi-block Grid
Spalart-Allmaras Turbulent Model
Roe Flux Difference Splitting Method

ABSTRACT

Inlet performance is an important field in aerodynamic design of aerial vehicle engines. This study focuses on numerical investigation of Mach number effects on a supersonic axisymmetric mixed compression inlet performance. For this purpose, a density based finite volume CFD code has been developed. A structured multi-block grid and an explicit time discretization of Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations have been used. Furthermore, Roe's approximated Riemann solver has been utilized for computing inviscid flux vectors. Also, the monotone upstream centered schemes for conservation laws (MUSCL) extrapolation with Van Albada limiter have been used to obtain second order accuracy. In addition, Spalart-Allmaras one-equation turbulence model has been used to close the governing equations. The code is validated in three test cases by comparing numerical results against experimental data. Finally, the code has been utilized for numerical simulation of a specific supersonic mixed compression inlet. The effects of free stream Mach number on performance parameters, including mass flow ratio (MFR), drag coefficient, total pressure recovery (TPR), and flow distortion (FD) have been discussed and investigated. Results show that increase in Mach number, leads to decrease in TPR and drag coefficient; however, MFR and FD increase. Also, FD variations with respect to other performance parameters are significant, such that increase in Mach number from 1.8 to 2.2 leads to more than 100% FD increment while increase in MFR is less than 10%. By using this code it will be possible to design, performance parametric study, and geometrical optimization of axisymmetric supersonic inlet.

1- مقدمه

کم‌ترین اتلاف فشار کل و کم‌ترین تولید پسا را دارد. دهانه‌های ورودی مافوق صوت براساس محل تراکم صورت گرفته، مطابق شکل 1 به سه دسته‌ی تراکم داخلی، تراکم بیرونی و تراکم ترکیبی تقسیم می‌شوند. در دهانه‌ی ورودی با تراکم داخلی، تراکم به وسیله‌ی تعدادی موج

هر وسیله پرنده هوافضایی برای اجرای مأموریت پروازی نیازمند سامانه‌ی پیشران است که دهانه ورودی هوا یکی از مهم‌ترین اجزای آن است. دهانه ورودی، وظیفه‌ی تأمین هوای مورد نیاز موتور در شرایط مختلف پروازی با

Please cite this article using:

A. Ebrahimi, M. Zare Chavoshi, Effect of free stream Mach number on a mixed compression inlet performance, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 275-284, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید: SID.ir

روش رو و در گسسته‌سازی زمانی مرتبه دوم از روش صریح دو مرحله‌ای از خانواده روش‌های پیش‌بینی و تصحیح لکس-وندروف و همچنین مدل‌های آشفتگی بالدوین-لمکس و $k - \epsilon$ استاندارد استفاده شده است. همچنین حل غیرلزج جریان توسط آن‌ها با جزئیات بیشتری در مرجع [9] منتشر شده است. کوکاک و همکاران [10] در سال 2011 به توسعه کدی عددی برای شبیه‌سازی و بررسی اثر مکش جریان درون دهانه‌های ورودی پرداخته و برای اعتبارسنجی کد، جریان درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی با عدد ماخ طراحی 3.0 همراه با مکش جریان را حل کردند. در این کد، از روش رو و تقریب تفاضل مرکزی به ترتیب برای محاسبه شارهای غیرلزج و لزج و همچنین برای مدل‌سازی آشفتگی دو مدل $q - \omega$ و $k - \omega - SST$ استفاده شده است. کتدا و میتال [11] در سال 2011 جریان لزج آرام درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی را با حل معادلات ناویر-استوکس دوبعدی توسط روش المان محدود پایدار شده مدل‌سازی کردند. در این پژوهش اثر مکش جریان بر روی راه اندازی دهانه ورودی و کنترل پدیده باز¹ به تفصیل مورد بررسی عددی قرار گرفته است. آن‌ها در ادامه با توسعه این کار در سال 2015 به مطالعه جریان لزج و آشفتگی با استفاده از مدل یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس، درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی قبلی پرداخته و نتایج را با جریان آرام مورد مقایسه قرار دادند [12].

از آن‌جا که دهانه ورودی باید در شرایط مختلف پروازی عملکرد مناسبی داشته باشد و عدد ماخ یکی از مهم‌ترین پارامترهای شرایط پروازی است؛ بنابراین بررسی اثر عدد ماخ بر پارامترهای عملکردی دهانه ورودی ضرورت دارد. برای این منظور، در این پژوهش کدی عددی به روش حجم محدود چگالی مینا توسعه داده شده است. شبیه‌سازی عددی جریان تقارن محوری درون دهانه‌ی ورودی مافوق صوت تراکم ترکیبی مینا انجام شده و اثر عدد ماخ در عدد رینولدز ثابت بر روی پارامترهای عملکردی شامل پسا، بازیافت فشار، نسبت دبی جرمی و اعوجاج، مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. اثر ناپایداری جریان در این دهانه‌ی ورودی مینا قبلاً توسط سلطانی و همکاران [14, 13] مورد بررسی تجربی قرار گرفته است. این بررسی‌های تجربی در تونل

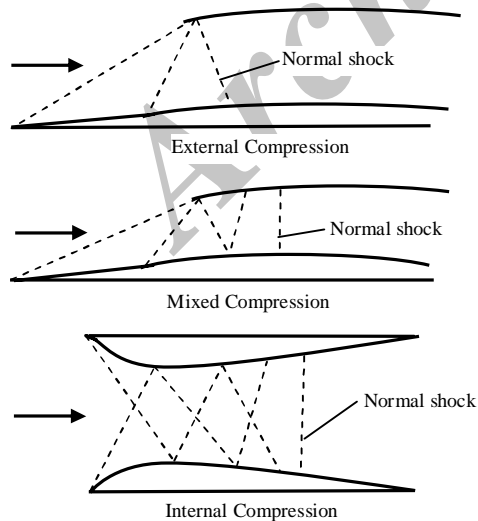


Fig. 1 Types of supersonic inlets.

شکل 1 انواع دهانه ورودی مافوق صوت.

ضربه‌ای مایل در داخل دهانه ورودی انجام می‌شود که در انتها به موج ضربه‌ای عمودی ضعیف ختم می‌شوند. در دهانه‌ی ورودی با تراکم بیرونی، تراکم به وسیله‌ی یک یا چند موج ضربه‌ای مایل در بیرون از دهانه‌ی ورودی روی سطح دوکوار ایجاد می‌شود که در انتها به موج ضربه‌ای عمودی ضعیف ختم می‌شود. همچنین در این نوع دهانه‌ی ورودی، تراکم می‌تواند به‌طور ساده به وسیله یک موج ضربه‌ای عمودی بیرونی نیز انجام شود. در دهانه‌ی ورودی با تراکم ترکیبی، بخشی از تراکم جریان در خارج از دهانه ورودی و مابقی در داخل آن صورت می‌گیرد. در این نوع دهانه‌ی ورودی، تراکم ابتدا به واسطه تشکیل مجموعه‌ای از امواج ضربه‌ای مایل در بیرون از دهانه ورودی ایجاد شده و سپس به واسطه تشکیل امواج ضربه‌ای مایل در داخل دهانه ورودی و در نهایت موج ضربه‌ای عمودی ضعیف، تراکم افزایش پیدا می‌کند [1].

چاپو و همکاران [2] در سال 1987 به بررسی عددی جریان ناپایا در داخل و خارج دهانه ورودی تراکم ترکیبی به صورت سه بعدی پرداختند. در این کار از شیوه تفاضل محدود و گسسته‌سازی با روش صریح-ضمنی بیم-وارمینگ-استرگرا/مک کورمک و از مدل جبری بالدوین-لمکس برای شبیه‌سازی آشفتگی استفاده شده است. آنها بسیاری از جنبه‌های فیزیکی جریان در دهانه ورودی از جمله برخورد امواج ضربه‌ای، سرریزی جریان زیرصوت در نزدیکی لبه پوسته و شرایط راه‌اندازی و خاموش شدن را بررسی کردند. چان و لیانگ [3] در سال 1992 با توسعه کد دو بعدی حجم محدود با گسسته‌سازی ضمنی مرتبه دوم بالادستی و مدل جبری آشفتگی بالدوین-لمکس، جریان درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی با عدد ماخ طراحی 3.0 را مطالعه کردند. در این پژوهش اثر تغییر مساحت گلوگاه و اثر مکش جریان بر شرایط راه‌اندازی دهانه ورودی مورد بررسی قرار گرفته است. فوجیموتو و نیوا [4] در سال 1993 دهانه ورودی تراکم ترکیبی با عدد ماخ طراحی 2.5 را به‌صورت عددی (دوبعدی و سه‌بعدی) و تجربی مورد بررسی و مطالعه قرار دادند. در کد عددی توسعه داده شده از روش حجم محدود با توانایی حل میدان چندبُلوکی، محاسبه شار با روش رو، گسسته‌سازی به روش ضمنی اوپلر و مدل آشفتگی دو معادله‌ای $q-w$ استفاده شده است. در این پژوهش مشاهده شد که نتایج حل عددی دوبعدی و آزمون تجربی برای حداکثر فشار کل در صفحه خروجی دهانه ورودی با یکدیگر تفاوت دارند. آن‌ها علت را تلفات لایه مرزی دیواره‌های کناری در اثر برخورد موج ضربه‌ای عمودی بیان کرده و با حل سه‌بعدی جریان این ادعا را به خوبی اثبات کردند. میژوکامی و ساندرز [5] در سال 1995 با استفاد از کد NPARC [6] به مقایسه‌ی مدل‌های آشفتگی و همچنین روش‌های مدل‌سازی مکش جریان در دهانه ورودی تراکم ترکیبی پرداختند. در نهایت، مشاهده شد نتایج حاصل از مدل‌های بالدوین-بارت، بالدوین-لمکس و $k - \epsilon$ تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند ولی نسبتاً مدل $k - \epsilon$ دقت بهتری را ارائه می‌دهد. جین و میتال [7] در سال 2006 جریان غیرلزج درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی را با حل معادلات اوپلر دوبعدی و روش المان محدود پایدار شده شبیه‌سازی کردند. در این پژوهش علاوه بر بررسی اثر فشار خروجی بر جریان درون دهانه ورودی، اثر تغییر هندسه گلوگاه بر شرایط راه‌اندازی و عملکرد دهانه ورودی نیز مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. اکبرزاده و کرمانی [8] در سال 2008 جریان آشفتگی درون هر سه نوع دهانه ورودی تراکم داخلی، تراکم بیرونی و تراکم ترکیبی را مورد بررسی عددی قرار دادند. در این پژوهش گسسته‌سازی معادلات توسط روش تفاضل محدود بوده و برای محاسبه شارهای غیرلزج از

¹ Buzz

که در آن، \vec{U} بردار متغیرهای بقایی، \vec{E} و \vec{F} بردارهای شار غیرلزج، \vec{E}_v و \vec{F}_v بردارهای شار لزج و \vec{V} و \vec{V}_v بردارهای جملات مربوط به جریان تقارن محوری بوده و به صورت رابطه (6) بیان می‌شوند. همچنین α تعیین کننده دوبعدی ($\alpha = 0$) یا تقارن محوری ($\alpha = 1$) بودن معادلات است.

$$\vec{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ P + \rho u^2 \\ \rho uv \\ (P + \rho E)u \end{bmatrix}, \vec{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ P + \rho v^2 \\ (P + \rho E)v \end{bmatrix}$$

$$\vec{V} = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ \rho vH \end{bmatrix}, \vec{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xx} \\ -\tau_{xy} \\ -u\tau_{xx} - v\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix}$$

$$\vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xy} \\ -\tau_{yy} \\ -u\tau_{xy} - v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xy} \\ -\tau_{yy} + \tau_{\theta\theta} \\ -u\tau_{xy} - v\tau_{yy} + q_y \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در آن ρ, u, v, E, H به ترتیب بیانگر چگالی، سرعت محوری، سرعت شعاعی (یا سرعت عرضی)، انرژی کل و آنتالپی کل بوده و q_i و τ_{ij} به ترتیب تانسور تنش و بردار انتقال حرارت هستند. جزئیات جملات موجود در معادلات حاکم در مرجع [15] به تفصیل بیان شده است.

4- روش عددی

حل معادلات با روش حجم محدود چگالی مینا در شبکه چندبیلوکی با سازمان انجام شده و انتقال اطلاعات بین بلوکی با دقت مرتبه دو بوده است. گسسته‌سازی زمانی با استفاده از روش صریح رنگ-کوتای شش مرحله‌ای انجام شده و برای تسریع در روند همگرایی از روش گام زمانی محلی استفاده شده است. این روش موجب می‌شود که پیشروی زمانی در هر سلول شبکه، با توجه به گام زمانی همان سلول (به دست آمده از حد پایداری محلی همان سلول) انجام شده و به این ترتیب سرعت همگرایی به حل پایا به‌طور چشمگیری افزایش یابد. برای تعیین شارهای غیرلزج از روش رو [16] و برای شارهای لزج از تقریب تفاضل مرکزی و روش سلول مبنای گاوس استفاده شده است. همچنین افزایش دقت مکانی به مرتبه دو، با استفاده از برون‌یابی به روش ماسل [17] همراه با محدود کننده ون آلبادا انجام شده است.

5- مدل سازی آشفتگی

با متوسط‌گیری از معادلات ناویر-استوکس، جملاتی تحت عنوان تنش‌های رینولدز ظاهر می‌شوند که دستگاه معادلات را باز نگه می‌دارند. رهیافت بوزینسک با ارتباط تنش‌های رینولدز و تنش‌های مولکولی، محاسبه تنش‌های رینولدز را به محاسبه لزجت گردابه‌ای تقلیل داده که توسط مدل‌های آشفتگی تخمین‌زده می‌شود [18]. در میان مدل‌های آشفتگی، مدل اسپالارت-آلماراس مدلی یک-معادله‌ای است که برای کاربردهای آیرودینامیکی، به‌ویژه جریان‌های محصور به دیواره، توسعه داده شده و برای لایه مرزی با گردابان فشار معکوس نتایج خوبی را ارائه داده است. همچنین تعداد زیادی از تحقیقات صورت گرفته در زمینه دهانه ورودی مافوق صوت از این مدل آشفتگی استفاده کرده‌اند [12, 19, 21]. بنابراین برای فیزیک جریان مورد بررسی در این پژوهش، مدل اسپالارت-آلماراس مورد استفاده قرار گرفته است.

متغیر انتقال در مدل اسپالارت-آلماراس، $\bar{\nu}$ ، به جز در ناحیه نزدیک

باد مکشی انجام شده که با تغییر عدد ماخ، عدد رینولدز نیز تغییر می‌کند و در عمل امکان بررسی تجربی اثر تغییرات عدد ماخ به تنهایی وجود ندارد. بنابراین، در پژوهش حاضر اثر عدد ماخ در عدد رینولدز ثابت بر روی عملکرد دهانه ورودی بررسی شده است. اهمیت این پژوهش از نظر کاربردی این است که در شرایط واقعی پرواز پرنده نیز حالت‌هایی می‌تواند اتفاق بیفتد که بدون تغییر عدد رینولدز، سرعت و عدد ماخ پرنده تغییر کند.

2- پارامترهای عملکردی

پارامترهای عملکردی مهم برای دهانه ورودی مافوق صوت عبارت از نسبت دبی جرمی¹، بازیافت فشار²، ضریب پسا و اعوجاج³ هستند. نسبت دبی جرمی مهم‌ترین مشخصه دهانه ورودی است زیرا بقیه پارامترهای عملکردی به آن وابسته‌اند و با فرض ثابت بودن سرعت در هر مقطع به صورت رابطه (1) محاسبه می‌شود.

$$MFR = \frac{\rho AV}{\rho A_c V_\infty} \quad (1)$$

که در آن، ρ چگالی جریان، V سرعت و A سطح مقطع و A_c مساحت سطح مقطع ابتدای دهانه ورودی است.

بازیافت فشار کل دهانه ورودی نیز مشخصه بسیار مهمی در عملکرد ورودی است زیرا هر تغییری در آن به طور مستقیم روی نیروی جلوبردنگی موتور تأثیر می‌گذارد که برای جریان مافوق صوت به صورت نسبت فشار کل انتهای دهانه ورودی به فشار کل جریان آزاد، به صورت رابطه (2) تعریف می‌شود.

$$TPR = \frac{P_{0,f}}{P_{0,\infty}} \quad (2)$$

در دهانه‌های ورودی مافوق صوت، پسا از سه بخش اصلی پسای اصطکاکی، فشاری و سرریز تشکیل شده است که در مجموع پسای کل را تشکیل می‌دهند. ضریب پسای کل به صورت رابطه (3) تعریف می‌شود.

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A_c} \quad (3)$$

دهانه‌های ورودی معمولاً در معرض گردابان فشار نامطلوب بوده 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 (4) در هر مقطع دهانه ورودی محاسبه می‌شود.

$$FD = \frac{P_{0,\max} - P_{0,\min}}{P_{0,\text{avg}}} \quad (4)$$

از آنجا که یکنواختی جریان تحویل داده شده به موتور حائز بیشترین اهمیت است، معمولاً اعوجاج جریان در صفحه خروجی دهانه ورودی یا همان ورودی موتور مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

3- معادلات حاکم

با توجه به نوع جریان مورد بررسی در این پژوهش، شکل کامل معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر در حالت دوبعدی (صفحه‌ای و تقارن محوری) مورد استفاده قرار گرفته است که شکل بقایی آن با فرض عدم وجود نیروهای حجمی و انتقال حرارت ناشی از منابع خارجی به صورت رابطه (5) است.

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial y} + \alpha \vec{V} + \alpha \vec{V}_v = 0 \quad (5)$$

¹ Mass Flow Ratio (MFR)

² Total Pressure Ratio (TPR)

³ Flow Distortion (FD)

نسبتاً خوبی مشاهده می‌شود. در حل عددی نسبت به نتایج تجربی، محل موج ضربه‌ای کمی به سمت بالادست حرکت کرده است که به دلیل ضعف مدل آشفتگی در تخمین ناحیه جدایش بوده است. همچنین در ورودی دی‌فیوزر بین نتایج عددی و تجربی اختلافی مشاهده می‌شود که می‌تواند به دلیل خطای عددی در نحوه اعمال شرط مرزی ورودی زیرصوت باشد.

2-6- جریان گذرصوت بر روی برآمدگی تقارن محوری

به‌منظور بررسی عملکرد صحیح کد عددی در حالت تقارن محوری در جریان کاملاً آشفته، جریان گذرصوت روی برآمدگی تقارن محوری مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این نمونه آزمایشی پدیده‌هایی همچون تداخل موج ضربه‌ای با لایه مرزی آشفته و همچنین جدایش جریان ناشی از وجود گرادیان فشار معکوس و چسبیدن مجدد آن به سطح وجود دارد. برآمدگی مورد نظر که توسط بچلو و جانسون [24] مورد بررسی تجربی قرار گرفته، کماتی از دایره به طول 20.32 و ارتفاع 1.91 سانتیمتر است که بر روی استوانه‌ای به شعاع 7.6 سانتیمتر قرار دارد. دامنه محاسباتی استفاده شده برای حل عددی

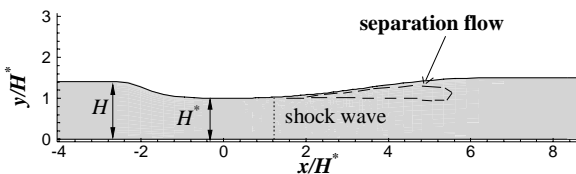


Fig. 2 Schematic of convergent-divergent diffuser.

شکل 2 نمایی از دی‌فیوزر همگرا-واگرا.

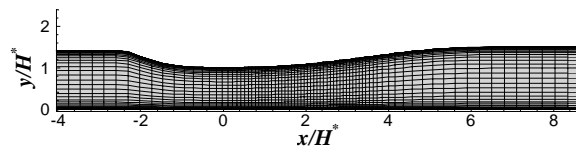


Fig. 3 Computational mesh for convergent-divergent diffuser.

شکل 3 شبکه محاسباتی دی‌فیوزر همگرا-واگرا.

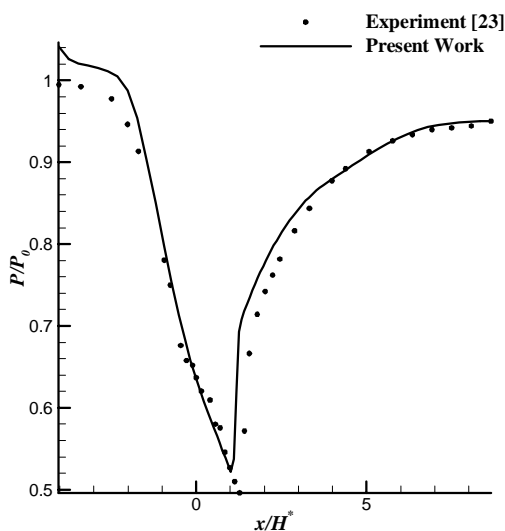


Fig. 4 Static pressure distribution along bottom wall for convergent-divergent diffuser.

شکل 4 توزیع فشار استاتیک روی سطح پایین دی‌فیوزر همگرا-واگرا.

دیواره که متأثر از لزجت است، نشان‌دهنده لزجت سینماتیکی آشفتگی است. معادله انتقال برای این متغیر به صورت رابطه (7) بیان می‌شود [22].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\hat{v}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\hat{u}_i\hat{v}) = D + S_p - S_D \quad (7)$$

که در آن، D جمله پخش، S_p جمله تولید و S_D جمله مربوط به اتلاف لزجت آشفتگی بوده و به‌صورت روابط (8) تا (10) محاسبه می‌شوند.

$$S_p = c_{b1}\bar{\rho}\hat{S}\hat{v} \quad (8)$$

$$S_D = c_{w1}\bar{\rho}f_w\left(\frac{\hat{v}}{d}\right)^2 \quad (9)$$

$$D = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu_{\text{eff}}\frac{\partial\hat{v}}{\partial x_j}\right) + \frac{\bar{\rho}c_{b2}}{\sigma}\frac{\partial\hat{v}}{\partial x_j}\frac{\partial\hat{v}}{\partial x_j} \quad (10)$$

لزجت آشفتگی، μ_t از رابطه (11) به دست می‌آید و توابع (12) تا (18)

نیز مورد استفاده قرار می‌گیرند.

$$\mu_t = \bar{\rho}\hat{v}f_{v1} \quad (11)$$

$$f_{v1} = \frac{X^3}{X^3 + c_{v1}} \quad (12)$$

$$X = \frac{\hat{v}}{v} \quad (13)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{X}{1 + Xf_{v1}} \quad (14)$$

$$f_w = g\left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6}\right) \quad (15)$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \quad (16)$$

$$r = \frac{\hat{S}k^2d^2}{\hat{v}} \quad (17)$$

$$\hat{S} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij} + \frac{\hat{v}f_{v2}}{k^2d^2}} \quad (18)$$

ثوابت این مدل به صورت رابطه (19) مقدار دهی می‌شوند [22]:

$$\begin{aligned} c_{b1} &= 0.1355, & c_{b2} &= 0.622, & \sigma &= \frac{2}{3} \\ c_{w1} &= \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}, & c_{w2} &= 0.3 \\ c_{w3} &= 2.0, & k &= 0.4187, & c_{v1} &= 7.1 \end{aligned} \quad (19)$$

6- اعتبارسنجی کد عددی

1-6- جریان دوبعدی درون دی‌فیوزر همگرا-واگرا

به‌منظور بررسی عملکرد صحیح کد عددی، جریان دوبعدی درون دی‌فیوزری همگرا-واگرا مورد بررسی قرار گرفته است (شکل 2). این دی‌فیوزر که به دی‌فیوزر ساجین معروف است توسط ساجین و همکاران [23] بررسی تجربی شده است. در این مجرا، جریان با سرعت زیرصوت وارد دی‌فیوزر شده و با شتاب گرفتن و افزایش سرعت، در پایین‌دست گلوگاه، به سرعت مافوق‌صوت رسیده و با تشکیل موج ضربه‌ای قائم، جریان به‌صورت زیرصوت از دی‌فیوزر خارج می‌شود. موج ضربه‌ای قائم در قسمت واگرای دی‌فیوزر با لایه مرزی دیواره‌ها برخورد کرده و باعث ایجاد ناحیه جدایش در پشت آن می‌شود. فیزیک جریان درون این مجرا شباهت زیادی با جریان درون دهانه ورودی داشته و از این رو برای ارزیابی کد عددی استفاده شده است. شبکه محاسباتی استفاده شده برای حل جریان، یک شبکه تک‌بلوکی به ابعاد 81×51 بوده که در شکل 3 نشان داده شده است.

در این نمونه آزمایشی، جریان به‌صورت زیرصوت با عدد ماخ 0.46، فشار کل 135008 پاسکال و دمای کل 292 کلوین وارد دی‌فیوزر شده و با فشار 110695 پاسکال از دی‌فیوزر خارج می‌شود. نمودار توزیع فشار استاتیک بر روی سطح پایین دی‌فیوزر که با فشار کل ورودی دی‌فیوزر بی‌بعد شده در شکل 4 با نتایج تجربی ساجین و همکاران [23] مقایسه شده است که تطابق

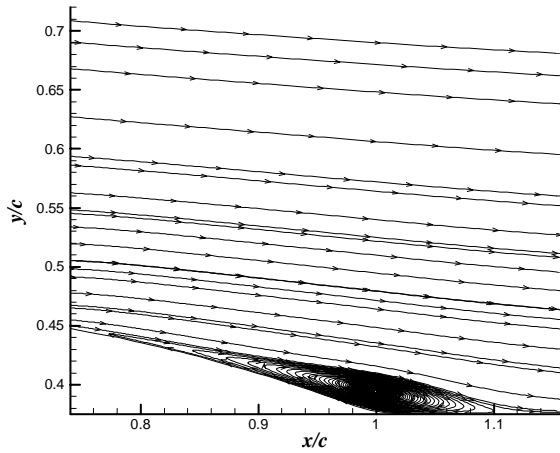


Fig. 7 Separation bubble at the rear of the bump.
شکل 7 حباب جدایش تشکیل شده در انتهای برآمدگی.

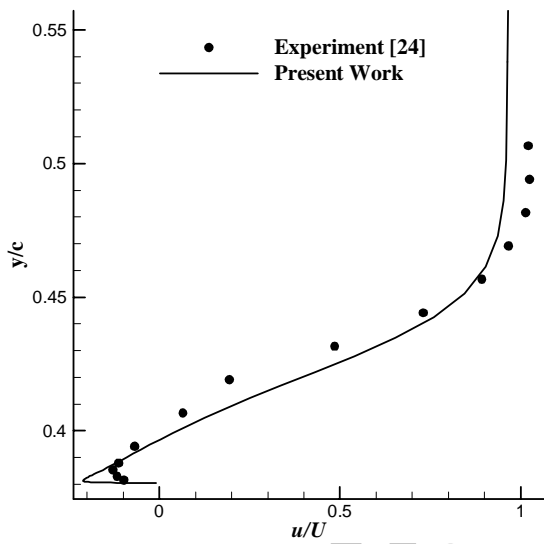


Fig. 8 Velocity profile at $\frac{x}{c} = 1.0$.
شکل 8 پروفیل سرعت در مقطع $\frac{x}{c} = 1.0$.

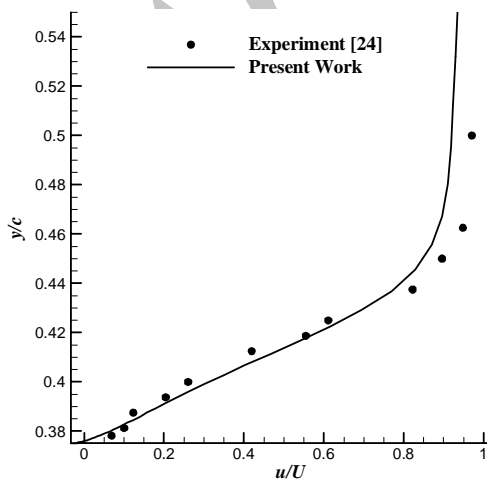


Fig. 9 Velocity profile at $\frac{x}{c} = 1.125$.
شکل 9 پروفیل سرعت در مقطع $\frac{x}{c} = 1.125$.

به نحوی است که در جلو برآمدگی به اندازه 3.2 طول برآمدگی، در پشت آن به اندازه 4.4 برابر طول و در ارتفاع به اندازه 4 برابر طول، امتداد داده شده است. شبکه محاسباتی استفاده شده برای حل جریان یک شبکه تک‌بلوکی به ابعاد 181×81 است که در محل تشکیل موج ضربه‌ای ریزتر شده است. نمایشی از شبکه محاسباتی در نزدیکی برآمدگی در شکل 5 نمایش داده شده است. در این نمونه آزمایشی عدد ماخ جریان آزاد 0.875، فشار استاتیک 14650 پاسکال و دمای استاتیک 300 کلوین است. شکل 6 مقایسه نتایج حل عددی و تجربی توزیع ضریب فشار روی برآمدگی را نشان می‌دهد که تطابق خوبی دارند. اختلاف اندک نتایج در انتهای برآمدگی که محل جدایش جریان و گردابه تشکیل شده (شکل 7) در پشت موج ضربه‌ای عمودی است. مربوط به ضعف مدل آشفتگی در پیش‌بینی میزان جدایش جریان است. همچنین شکل 8 پروفیل سرعت در انتهای برآمدگی در مقطع $\frac{x}{c} = 1.0$ (محل جدایش جریان و تشکیل گردابه) را نشان می‌دهد. شکل 9 نیز پروفیل سرعت در مقطع $\frac{x}{c} = 1.125$ را نشان می‌دهد که حدود محل چسبیدن مجدد جریان به سطح است. پروفیل‌های سرعت نیز تطابق بسیار خوبی میان حل‌های عددی و نتایج تجربی را نشان می‌دهند.

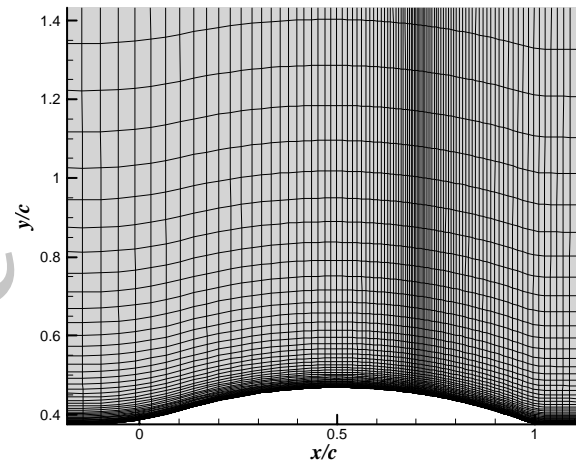


Fig. 5 The computational mesh near the bump.
شکل 5 نمایشی از شبکه محاسباتی در نزدیکی برآمدگی.

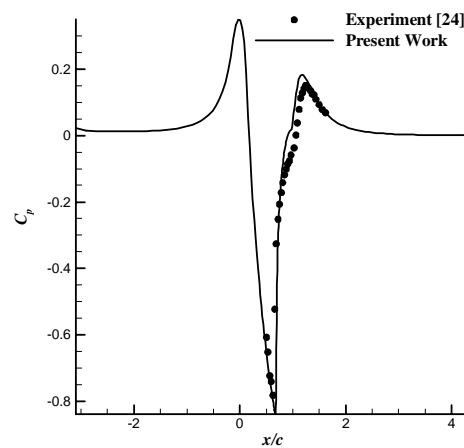


Fig. 6 Static pressure distribution on the bump.
شکل 6 نمودار توزیع ضریب فشار بر روی برآمدگی.

7- دهانه ورودی مورد مطالعه

دهانه ورودی مورد بررسی در این تحقیق یک ورودی مافوق صوت تقارن

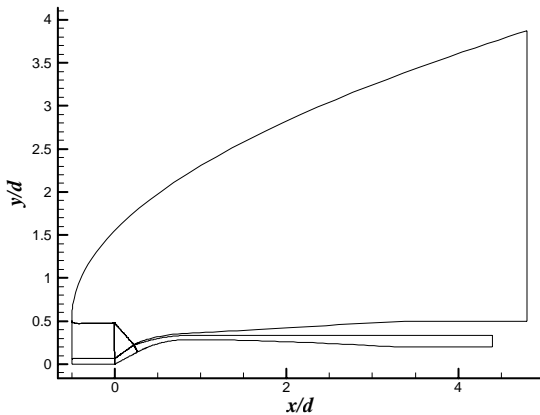


Fig. 10 Computational domain and blocks.

شکل 10 دامنه محاسباتی و نحوه بلوک بندی میدان حل.

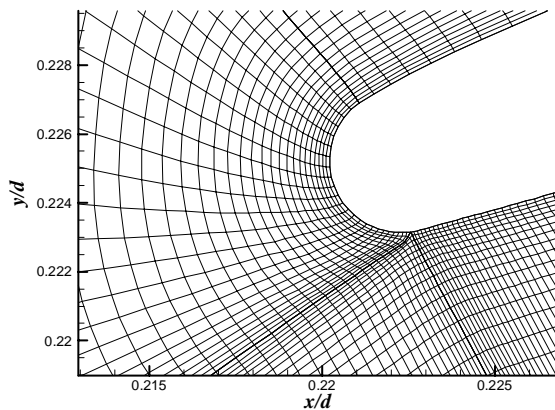


Fig. 11 The computational mesh near the cowl lip.

شکل 11 نمایی از شبکه محاسباتی در نزدیکی لبه پوسته.

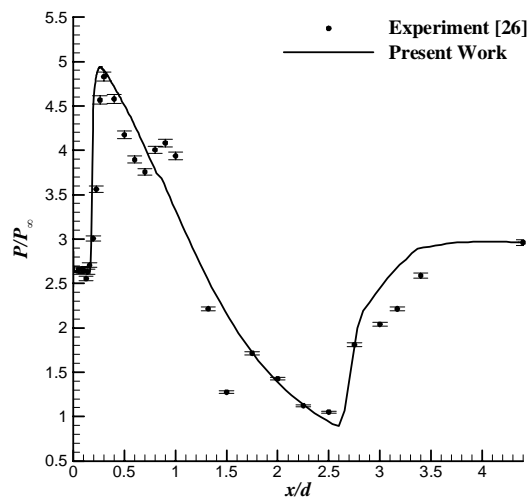


Fig. 12 Static pressure distribution over the spike.

شکل 12 توزیع فشار استاتیک روی سطح دوکوار.

3-6- جریان آشفته درون دهانه ورودی متقارن مافوق صوت تراکم

بیرونی

در این نمونه آزمایشی توانایی کد تولید شده برای حل جریان تقارن محوری درون یک دهانه ورودی تراکم بیرونی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. جریان درون دهانه ورودی تراکم بیرونی شباهت زیادی با جریان درون دهانه ورودی تراکم ترکیبی داشته و عملکرد کد عددی در حل این جریان، همراه با پدیده‌هایی چون موج ضربه‌ای و برخورد آن با لایه مرزی و همچنین جدایش جریان در اثر وجود موج ضربه‌ای و ایجاد گرادیان فشار نامطلوب بررسی خواهد شد. همچنین با توجه به هندسه پیچیده این نمونه آزمایشی، شبکه تولید شده باید به صورت چندبلوکی باشد که به این طریق توانایی کد در انتقال صحیح اطلاعات بین بلوکی نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. این دهانه ورودی دارای عدد ماخ طراحی 2.0 و نسبت طول به قطر 4.8 بوده و اولین بار توسط فراهانی [25] طراحی شده و به منظور مطالعه پدیده باز مورد بررسی تجربی قرار گرفت.

در پژوهش حاضر برای حل جریان درون این دهانه ورودی از شبکه‌ای با شش بلوک استفاده شده است که شبکه محاسباتی در مجموع هر شش بلوک، مشتمل بر 35747 سلول محاسباتی می‌باشد. نمایی از دامنه محاسباتی و نحوه بلوک‌بندی میدان حل در شکل 10 و همچنین نمایی نزدیک از شبکه محاسباتی در نزدیکی لبه پوسته، در شکل 11 نمایش داده شده است. حل جریان درون این دهانه ورودی در عدد ماخ جریان آزاد 2.0، فشار استاتیک 10799.5 پاسکال، دمای استاتیک 167.24 کلوین و فشار استاتیک صفحه ورودی موتور 31966.5 پاسکال انجام شده و نتایج به دست آمده با نتایج تجربی مرجع [26] مقایسه شده است.

شکل 12 نمودار توزیع فشار استاتیک بر روی سطح دوکوار و شکل 13 نمودار پروفیل فشار کل در محل $\frac{x}{d} = 0.85$ (در گلوگاه) را نشان می‌دهند. عدم قطعیت نتایج تجربی برای نسبت فشار استاتیک 1.04 درصد و برای نسبت فشار سکون 0.73 درصد است که در نمودارهای شکل 12 و شکل 13 به صورت میله‌خطا نشان داده شده است. همان طور که در این دو شکل دیده می‌شود، تطابق بسیار خوبی میان نتایج عددی پژوهش حاضر با نتایج تجربی وجود دارد. البته در نمودار فشار استاتیک، در نتایج تجربی یک موج ضربه‌ای همراه با امواج انبساطی پس از آن در محل $\frac{x}{d} = 1.0$ دیده می‌شود که در حل عددی مشاهده نشده است. با بررسی بیشتر مدل استفاده شده در پژوهش تجربی، مشاهده شد در محل تشکیل این امواج ضربه‌ای و انبساطی، نگهدارنده‌های پوسته قرار دارند و دلیل تشکیل این امواج ضربه‌ای و انبساطی نیز وجود نگهدارنده‌های پوسته است. از آنجا که این نگهدارنده‌ها در حل عددی لحاظ نشده است نتایج حل عددی با نتایج تجربی در این محل و همچنین نواحی پایین دست آن اندکی اختلاف خواهد داشت. در مدل تجربی (وجود نگهدارنده‌های پوسته)، امواج ضربه‌ای تشکیل شده در اثر نگهدارنده‌ها موجب کاهش فشار سکون جریان شده و موجب می‌شود نسبت به حالتی که نگهدارنده‌ها وجود ندارند، موج ضربه‌ای عمودی تشکیل شده در دی‌فیوزر (در حدود محل $\frac{x}{d} = 2.7$) ضعیف‌تر شود و به این ترتیب فشار پایین دست آن افزایش کمتری داشته باشد و به همین دلیل مشاهده می‌شود که در پایین دست موج ضربه‌ای عمودی، فشار حل عددی مقدار بیشتری نسبت به نتایج تجربی دارد. بنابراین اختلاف نتایج عددی و تجربی در پایین دست محل موج ضربه‌ای عمودی نیز به دلیل وجود نگهدارنده‌های پوسته در مدل تجربی است.

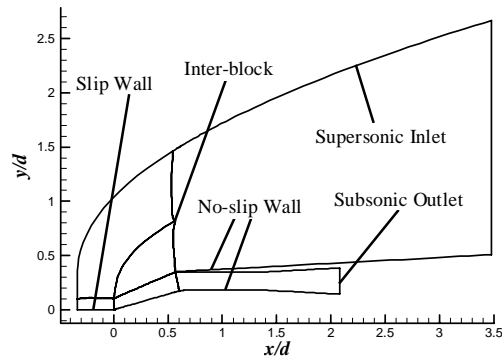


Fig. 14 Computational blocks and boundary conditions.
شکل 14 بلوک بندی میدان حل و شرایط مرزی اعمال شده.

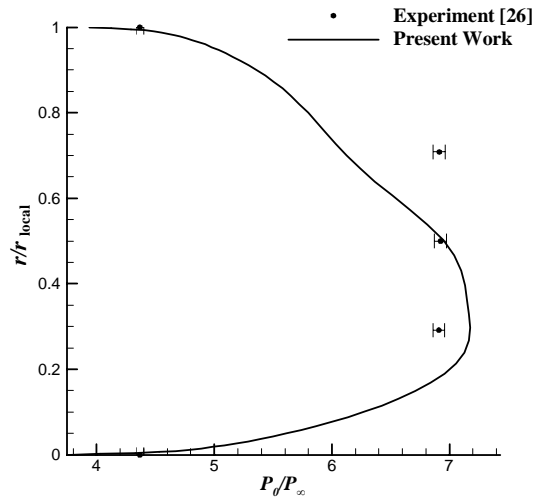


Fig. 13 Total pressure profile at $\frac{x}{d} = 0.85$.
شکل 13 پروفیل فشار سکون در مقطع $\frac{x}{d} = 0.85$.

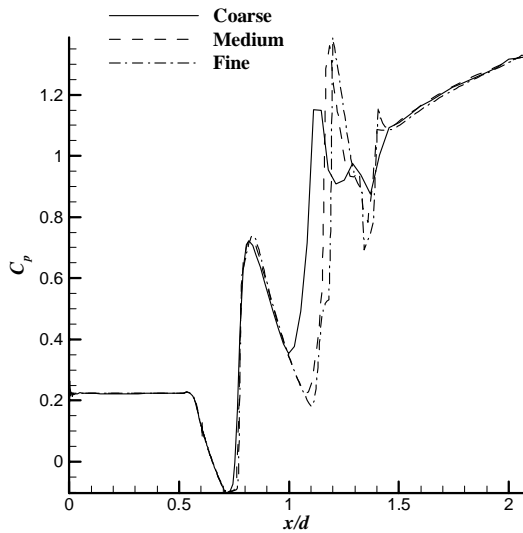


Fig. 15 Spike static pressure coefficient distribution for three computational mesh.
شکل 15 اثر اندازه شبکه محاسباتی بر توزیع ضریب فشار بر روی سطح دوکوار.

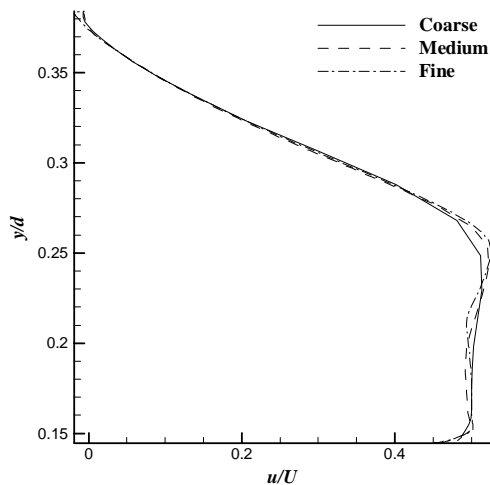


Fig. 16 Velocity profile at exit plane for three computational mesh.
شکل 16 اثر اندازه شبکه بر پروفیل سرعت در صفحه خروجی دهانه ورودی.

محوری از نوع تراکم ترکیبی است که برای عدد ماخ 2.0 و با نسبت طول به قطر 3.4 طراحی شده است. این دهانه ورودی اولین بار توسط سلطانی و سپاهی [27] طراحی شده و به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. به منظور حل عددی جریان درون این دهانه ورودی، دامنه محاسباتی به شکل هذلولوی در جلو دهانه ورودی در نظر گرفته شده است. ارتفاع دامنه محاسباتی به اندازه طول مدل انتخاب شده است تا از برخورد موج ضربه‌ای خمیده تشکیل شده در لبه پوسته به دیواره‌های مرز دامنه محاسباتی جلوگیری شود. برای تولید شبکه محاسباتی با کیفیت، این دامنه محاسباتی به شش بلوک به صورت شکل 14 تقسیم شده است. همچنین در این شکل شرایط مرزی اعمال شده روی مرزهای دامنه محاسباتی نشان داده شده است. شرط مرزی ورودی مافوق صوت به نحوی است که در تمامی حل‌های انجام شده، مقادیر فشار و دمای استاتیک جریان آزاد به ترتیب برابر 10557.8 پاسکال و 167.7 کلوین در نظر گرفته شده است. به منظور بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، ابتدا شبکه‌ای نسبتاً درشت انتخاب و تا دو مرحله ریز شده به نحوی که با هر بار ریزتر کردن شبکه، ابعاد شبکه محاسباتی نسبت به حالت قبل دو برابر شده است. تعداد کل سلول‌ها در شبکه درشت 9625 در شبکه متوسط 35747 و در شبکه ریز 142988 است. توزیع فشار استاتیک روی سطح دوکوار و پروفیل سرعت در صفحه خروجی دهانه ورودی برای این سه شبکه به ترتیب در شکل 15 و شکل 16 نمایش داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، تغییرات شبکه درشت و متوسط هم در نمودار فشار و هم در پروفیل سرعت مشهود است ولی میان نتایج شبکه متوسط و ریز تغییرات ناچیزی دیده می‌شود. به این ترتیب برای حل این جریان، شبکه متوسط به عنوان شبکه بهینه انتخاب شده است. نمایش نزدیک از شبکه بهینه انتخاب شده در نزدیکی سطح تراکم و پوسته در شکل 17 نمایش داده شده است.

8- نتایج و بحث

به منظور درک بهتر فیزیک جریان درون این دهانه ورودی، خطوط هم‌تراز عدد ماخ در شکل 18 رسم شده است. ساختار کلی جریان درون این دهانه

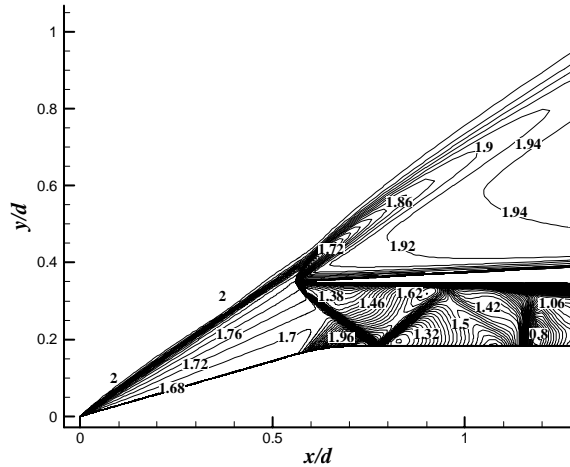


Fig. 18 Mach number contour ($M_{\infty} = 2.0$).
شکل 18 خطوط هم‌تراز عدد ماخ در عدد ماخ جریان آزاد 2.

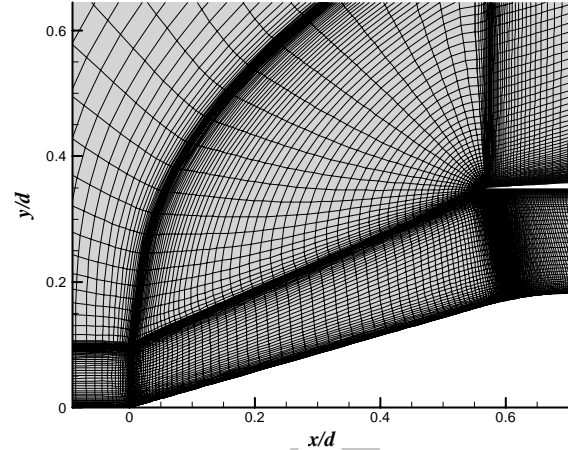


Fig. 17 Close-up view of medium computational mesh.
شکل 17 نمایی از شبکه محاسباتی بهینه (شبکه متوسط).

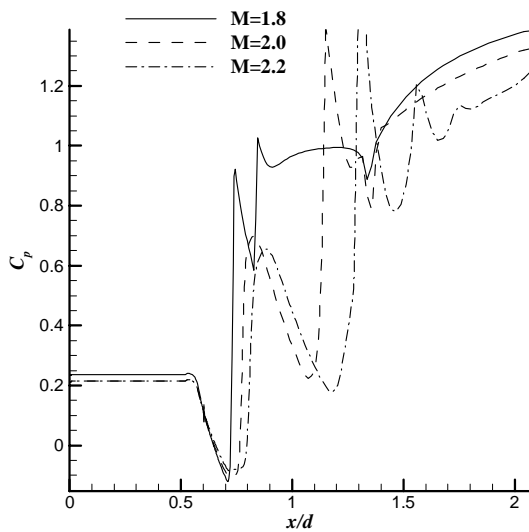


Fig. 19 Free stream Mach number effects on spike static pressure coefficient distribution.

شکل 19 اثر عدد ماخ جریان آزاد بر توزیع ضریب فشار بر روی سطح دوکوار.

باعث می‌شود که موج ضربه‌ای مایل به لبه پوسته نزدیک‌تر شود (این اتفاق به وضوح در تصاویر سایه‌نگاری مرجع [27] مشاهده می‌شود) و دبی جرمی سرریز شده از لبه پوسته کاهش می‌یابد. کاهش سرریز جریان موجب می‌شود دبی جرمی بیشتری وارد دهانه ورودی شده و در نتیجه پسای سرریز و ضریب پسای کل کاهش یابد. همان‌طور که در شکل 20 مشاهده می‌شود، در عدد ماخ 2.2 نسبت دبی جرمی تقریباً یک شده که نشان‌دهنده حالتی است که موج ضربه‌ای مایل روی لبه پوسته قرار داشته و جریان هیچ سرریزی ندارد. نکته قابل توجه دیگر این است که با افزایش عدد ماخ از 1.8 به 2.2، نسبت دبی جرمی در حدود 8 درصد کاهش می‌یابد در صورتی که ضریب درگ حدود 30 درصد کاهش داشته است که این نشان‌دهنده اثر چشمگیر نسبت دبی جرمی بر ضریب درگ در این دهانه ورودی می‌باشد. نمودار تغییرات پارامترهای عملکردی بازیافت فشار و اعوجاج برحسب عدد ماخ در شکل 22 و شکل 23 نمایش داده شده است. دیده می‌شود که با افزایش عدد ماخ،

ورودی به این صورت است که ابتدا یک موج ضربه‌ای مخروطی در جلوی دوکوار تشکیل شده و عدد ماخ جریان کاهش یافته ولی همچنان مافوق صوت باقی می‌ماند؛ سپس قبل از گلوگاه با شروع انحنای سطح دوکوار، امواج انبساطی پراتنل-مایر از روی سطح شکل گرفته و به موج ضربه‌ای تشکیل شده از لبه پوسته برخورد کرده و آن را تضعیف می‌کند. این امواج ضربه‌ای مایل و انبساطی با هر برخورد و انعکاس از دیواره‌ها، موجب کاهش عدد ماخ جریان شده و در نهایت به یک موج ضربه‌ای عمودی در پایین دست گلوگاه ختم می‌شوند.

هدف اصلی در این پژوهش بررسی اثر عدد ماخ جریان آزاد بر عملکرد این دهانه ورودی خاص بوده است که این بررسی در سه عدد ماخ 2.0، 1.8 و 2.2 با عدد رینولدز ثابت 1.15×10^6 انجام شده است. نمودار توزیع فشار استاتیک روی سطح دوکوار برای هر سه عدد ماخ، در شکل 19 نشان داده شده است. مشاهده می‌شود، در هر سه عدد ماخ، موج ضربه‌ای عمودی تشکیل شده در داخل دی‌فیوزر قرار داشته که در عدد ماخ 1.8 در نزدیکی گلوگاه قرار دارد و با افزایش عدد ماخ، موج ضربه‌ای عمودی تشکیل شده در دی‌فیوزر به سمت پایین دست حرکت کرده و به دلیل قرار گرفتن در محلی با مساحت بزرگ‌تر و در نتیجه عدد ماخ بیشتر، قدرت آن نیز افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که قدرت امواج انبساطی تشکیل شده از دوکوار (در محل حدود $x/d = 0.6$) به دلیل افزایش عدد ماخ بالادست آن افزایش می‌یابد. همین امر سبب می‌شود بازتاب این امواج که مجدداً به سطح دوکوار برخورد می‌کند به پایین دست جریان منتقل شود؛ به نحوی که در عدد ماخ 1.8 این امواج در محل $x/d = 0.8$ و در عدد ماخ 2.2 در محل $x/d = 1.2$ به سطح برخورد می‌کند. نکته قابل توجه دیگر این است که در عدد ماخ 1.8 و 2.0 این امواج انبساطی از موج ضربه‌ای عمودی انتهایی نیز عبور می‌کند ولی در عدد ماخ 2.2 به دلیل افزایش قدرت موج ضربه‌ای عمودی، با برخورد امواج انبساطی به آن، تقریباً به طور کامل جذب شده و هیچ گونه موج انبساطی عبوری مشاهده نمی‌شود.

نمودار تغییرات پارامترهای عملکردی نسبت دبی جرمی و ضریب پسای برحسب عدد ماخ در شکل 20 و شکل 21 نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش عدد ماخ، نسبت دبی جرمی افزایش یافته و ضریب پسای کاهش می‌یابد. دلیل این اتفاق این است که با افزایش عدد ماخ، زاویه موج ضربه‌ای مایل تشکیل شده در جلو دوکوار کاهش می‌یابد و این کاهش زاویه

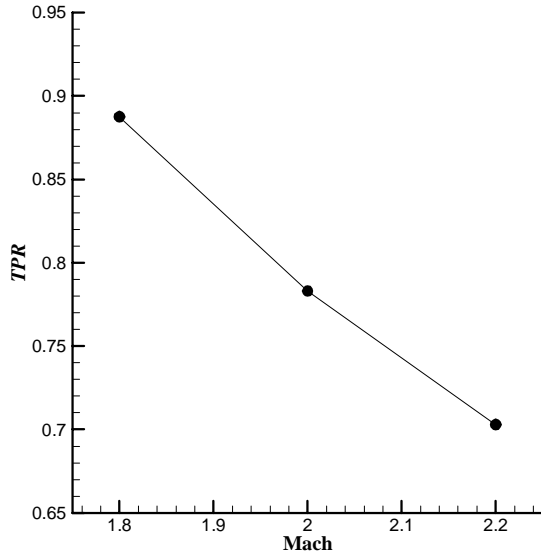


Fig. 22 TPR variations versus Mach number.

شکل 22 تغییرات بازیافت فشار با تغییر عدد ماخ جریان آزاد.

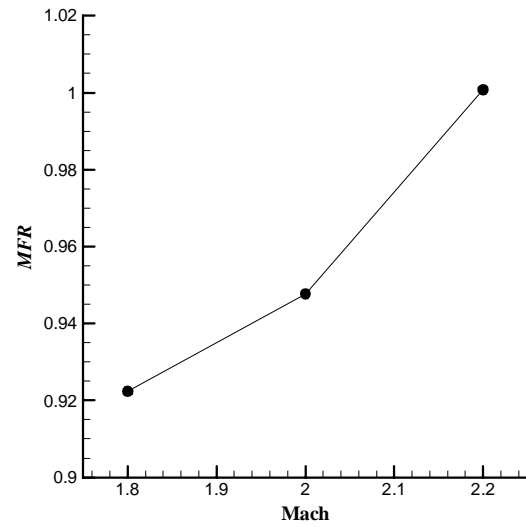


Fig. 20 MFR variations versus Mach number.

شکل 20 تغییرات نسبت دبی جرمی با تغییر عدد ماخ جریان آزاد.

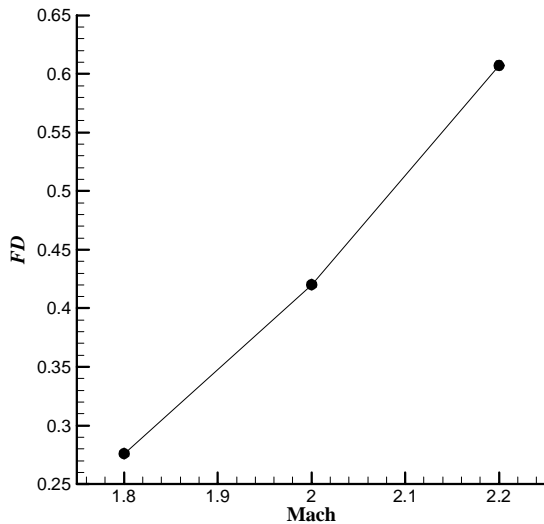


Fig. 23 FD variations versus Mach number.

شکل 23 تغییرات اعوجاج با تغییر عدد ماخ جریان آزاد.

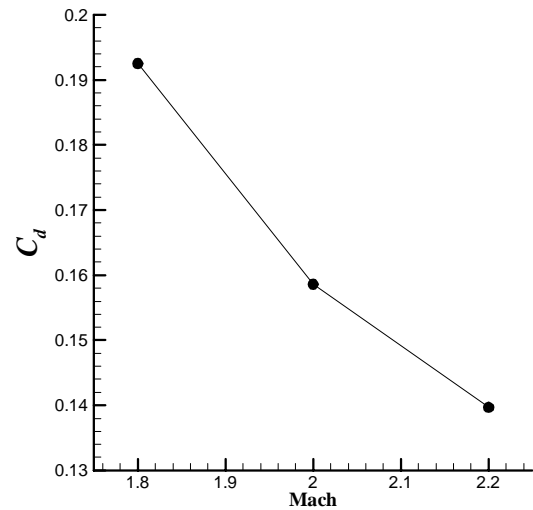


Fig. 21 Drag coefficient variations versus Mach number.

شکل 21 تغییرات ضریب درگ با تغییر عدد ماخ جریان آزاد.

ورودی با افزایش عدد ماخ از 1.8 به 2.2، بازیافت فشار حدود 20 درصد کاهش داشته است. در شکل 23 مشاهده می‌شود که اعوجاج جریان در صفحه ورودی موتور به شدت با تغییرات عدد ماخ تغییر کرده به نحوی که با افزایش عدد ماخ از 1.8 به 2.2 اعوجاج جریان بیش از 100 درصد افزایش یافته است. بزرگ‌تر شدن ناحیه جدایش موجب می‌شود افت فشار سکون در نواحی گردابه نسبت به سایر نواحی بیشتر شود و در نتیجه یکنواختی جریان کاهش یابد و همین امر موجب افزایش اعوجاج جریان با افزایش عدد ماخ می‌شود. ذکر مجدد این نکته ضروری است که تغییرات اعوجاج جریان با عدد ماخ نیز به شدت تابعی از هندسه دی‌فیوزر بوده و برای دهانه‌های ورودی مختلف می‌تواند تفاوت زیادی داشته باشد.

بازیافت فشار کاهش یافته و اعوجاج جریان افزایش می‌یابد. با حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت پایین دست قدرت موج ضربه‌ای عمودی افزایش یافته و همین امر موجب می‌شود فشار سکون افت بیشتری داشته باشد. همچنین، موج ضربه‌ای عمودی قوی‌تر موجب قرارگرفتن لایه مرزی در معرض گرادپان فشار شدیدتری شده و در نتیجه، ناحیه جدایش بزرگ‌تری تشکیل می‌شود. در نتیجه با افزایش عدد ماخ این دو عامل موجب کاهش فشار سکون و در نتیجه کاهش بازیافت فشار می‌شود. از آنجا که میزان تغییرات قدرت موج ضربه‌ای با جا به جا شدن آن و همچنین میزان جدایش جریان به شدت به هندسه دی‌فیوزر وابسته است، میزان تغییرات بازیافت فشار با تغییرات عدد ماخ برای دهانه‌های ورودی مختلف می‌تواند بسیار متفاوت باشد. همان‌طور که در شکل 22 مشاهده می‌شود در این دهانه

9- نتیجه گیری

در این پژوهش کدی عددی به روش حجم محدود چگالی-مبنا توسعه داده شد. اعتبارسنجی کد با حل جریان درون دی‌فیوزر دو بعدی همگرا-واگرا، جریان تقارن محوری بر روی برآمدگی و همچنین جریان تقارن محوری درون دهانه ورودی تراکم بیرونی و مقایسه با نتایج تجربی نشان داده شد. با حل جریان تقارن محوری درون یک دهانه ورودی مافوق صوت تراکم ترکیبی، اثر عدد ماخ در عدد رینولدز ثابت بر روی پارامترهای عملکردی شامل نسبت دبی جرمی، ضریب پسا، بازیافت فشار و اعوجاج مورد مطالعه قرار گرفت. مشاهده شد که افزایش عدد ماخ موجب کاهش زاویه موج ضربه‌ای مایل جلوی دوکوار شده و نسبت دبی جرمی را افزایش داده و در نتیجه‌ی کاهش پسای سرریز، موجب کاهش ضریب پسای کل نیز می‌شود. همچنین افزایش عدد ماخ باعث حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت پایین دست جریان شده و در نتیجه آن، افزایش اعوجاج و کاهش بازیافت فشار را به همراه دارد.

10- مراجع

- [10] E. Kwak, H. Lee, S. Lee, Numerical simulation of flows around axisymmetric inlet with bleed regions, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 24, No. 12, pp. 2487-2495, 2011.
- [11] V. M. K. Kottedda, S. Mittal, Viscous flow in a mixed compression intake, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 67, No. 11, pp. 1393-1417, 2011.
- [12] V. M. K. Kottedda, S. Mittal, Computation of turbulent flow in a mixed compression intake, *International Journal of Advances in Engineering Sciences and Applied Mathematics*, Vol. 6, No. 3, pp. 126-141, 2015.
- [13] M. R. Soltani, M. Abedi, J. Sepahi Younsi, Experimental investigation of instability of a supersonic mixed compression air intake, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 4, pp. 93-100, 2015. (in Persian فارسی)
- [14] M. R. Soltani, M. Abedi, J. Sepahi Younsi, Experimental investigation of the Buzz cycle in a supersonic axisymmetric intake, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 16, pp. 311-320, 2015. (in Persian فارسی)
- [15] Y. B. Suzen, *Numerical computation of compressible, turbulent high-speed flows*, PhD Thesis, Wichita State University, Ann Arbor, 1998.
- [16] P. L. Roe, Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes, *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, pp. 357-372, 1981.
- [17] B. van Leer, Towards the ultimate conservative difference scheme, *Journal of Computational Physics*, Vol. 135, No. 2, pp. 229-248, 1997.
- [18] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, Second Edition, pp. 227-270, Oxford: Elsevier Science, 2005.
- [19] J. W. Slater, *Verification assessment of flow boundary conditions for CFD analysis of supersonic inlet flows*, NASA TM 2012-211790, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, 2002.
- [20] H. Kim, T. Kumano, M. S. Liou, L. A. Povinelli, T. R. Connors, Flow simulation of supersonic inlet with bypass annular duct, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 1, pp. 29-39, 2011.
- [21] E. Kwak, S. Lee, Numerical study of the effect of exit configurations on supersonic inlet Buzz, *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, CA, June 24-27, 2013.
- [22] P. R. Spalart, S. R. Allmaras, A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., January 6-9, 1992.
- [23] T. J. Bogar, M. Sajben, J. C. Kroutil, Characteristic frequencies of transonic diffuser flow oscillations, *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 9, pp. 1232-1240, 1983.
- [24] W. D. Bachalo, D. A. Johnson, Transonic, Turbulent boundary-layer separation generated on an axisymmetric flow model, *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 3, pp. 437-443, 1986.
- [25] M. Farahani, *Flow Instability in an Axisymmetric Supersonic*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, 2011. (in Persian فارسی)
- [26] M. R. Soltani, M. Farahani, Performance study of an inlet in supersonic flow, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 227, No. 1, pp. 159-174, 2012.
- [27] M. Soltani, J. Sepahi Younsi, A. Daliri, Performance investigation of a supersonic air intake in the presence of the boundary layer suction, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 8, pp. 1495-1509, 2015.
- [1] G. C. Oates, *Aircraft Propulsion Systems Technology and Design*, pp. 251-260, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
- [2] W. J. Chyu, T. Kawamura, D. P. Benzecze, Calculation of external-internal flow fields for mixed-compression inlets, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 64, No. 1-3, pp. 21-37, 1987.
- [3] J.-J. Chan, S.-M. Liang, Numerical investigation of supersonic mixed-compression inlet using an implicit upwind scheme, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 1, pp. 158-167, 1992.
- [4] F. Akira, N. Nobuo, Experimental and numerical investigation of mach 2.5 supersonic mixed compression inlet, *31st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, U.S.A., January 11-14, 1993.
- [5] M. Mizukami, J. Saunders, Parametrics on 2D navier-stokes analysis of a Mach 2.68 bifurcated rectangular mixed-compression inlet, *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, CA, July 10-12, 1995.
- [6] G. K. Cooper, *The PARC code: theory and usage*, AEDC-TR-87-24, Arnold Engineering Development Center, Arnold AFB, 1987.
- [7] M. K. Jain, S. Mittal, Euler flow in a supersonic mixed-compression inlet, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 50, No. 12, pp. 1405-1423, 2006.
- [8] M. Akbarzadeh, M. Kermani, Numerical simulations of inviscid airflows in ramjet inlets, *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, Vol. 33, No. 2, pp. 271-296, 2009.
- [9] M. Akbarzade, M. J. Kermani, Numerical study of air flow in the diffuser of ramjet intake, *7th Iranian Aerospace Society Conference*, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, February 19-21, 2008.