



طراحی و تحلیل عددی دهانه ورودی مافوق صوت ماخ 3.0

ایمان بندار صاحبی¹، قادر علیائی²، آزاده کبریایی^{3*}

1- دانشجوی دکتری، جلوبرندگی، دانشگاه هوا و فضای نانجینگ، چین

2- دانشجوی دکتری، جلوبرندگی، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

3- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

* کد پستی 11365-11155، kebriaee@sharif.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 16 بهمن 1395

پذیرش: 18 اسفند 1395

ارائه در سایت: 27 فروردین 1396

کلید واژگان:

دهانه ورودی مافوق صوت

تراکم خارجی

مدل سازی عددی جریان مافوق صوت

برهمکنش شوک و لایه مرزی

مدل سازی لایه مرزی

دهانه‌های ورودی با ساختارهای پایه دو بعدی، بخش لاینفکی از طراحی سامانه‌های رانشی مافوق صوت را به خود اختصاص می‌دهند. در تمامی موتورهای هواتنفسی مافوق صوت عملیاتی، دهانه ورودی با استفاده از شوک مایل یا چیدمانی از شوک‌های مایل متوالی سرعت جریان مافوق صوت دریافتی را کاهش داده و در نهایت شوک نرمال مستقر در گلوگاه جریان به زیر صوت می‌رساند. در این مقاله، روش عددی به منظور طراحی دهانه ورودی مافوق صوت، برای پرواز در ماخ 3.0 بیان، هندسه دهانه ورودی طراحی و در نهایت توسط حل کننده عددی شبیه‌سازی شده است. طراحی دهانه ورودی در محدوده ماخ 3 تا 5 بسیار چالشی است زیرا اثرات ویسکوزیته بر عملکرد رانشی سامانه بسیار محسوس است. دهانه مذکور از نوع تراکم مرکب بوده که با استفاده از ترکیب سه شیب خارجی و دیفیوزر مادون صوت، فشار استاتیک مورد نیاز را تولید می‌کند. ابعاد دهانه و زوایای بهینه برای بخش تراکم رانشی با استفاده از کد طراحی بدست آمده و صحت طراحی توسط شبیه‌سازی دقیق عددی مرتبه 2 با دقت همگرایی 10E-05 اثبات شده است. علاوه بر شبیه‌سازی کارایی آیرودینامیکی، مزایا و نواقص اصلی چنین ترکیبی، رشد و توسعه لایه مرزی در روی شیب‌ها و در طول مجرای دهانه ورودی و برهمکنش آن با شوک نرمال و همچنین مدل سازی اثر مکانیزم مکش در گلوگاه به منظور کنترل اثرات لایه کم انرژی جریان، مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت این مقاله ساختاری منسجم از طراحی و شبیه سازی و بررسی اثرات ویسکوزیته در دهانه ورودی مرکب را ارائه کرده است.

Design and numerical analysis of Mach 3.0 inlet

Eiman Bondar Saheby¹, Ghader Olyaei², Azadeh Kebriaee^{2*}

1- Department of Power and Energy, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 11365-11155, Tehran, Iran, kebriaee@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 04 February 2017
Accepted 26 February 2017
Available Online 16 April 2017

Keywords:

Supersonic mix compression system
multiramp inlet
Airbreathing propulsion
Numerical simulation
boundary layer effects

ABSTRACT

Planar inlet concepts play an important role in the design of supersonic propulsion systems. The inlet reduces the speed of supersonic flow by the oblique shock wave or an array of oblique shock waves and a final normal shock provides the subsonic flow after the throat of the diffuser. In this paper, a design method of Mach 3.0 supersonic multi-ramp inlet is explained; the geometry is designed and simulated by the numerical solver. Designing the inlets for the high supersonic Mach range between 3 and 5 is very challenging because of the viscosity interactions and the related effects on the propulsive efficiency. The considered inlet in this study is a mixed system which provides the required compression by a combination of the three external ramps and a subsonic diffuser. A computational code calculated the optimum dimensions numerically and a second order CFD solver has simulated the inlet operations with an accuracy of 10E-05. In addition to aerodynamic performance, advantages and challenges of such a combination, development of boundary layer and its interactions with the normal shock and performance of bleeding mechanism are simulated and studied. Finally, this paper presents compact details of design, simulation and viscosity effect of mixed compression surface.

1- مقدمه

کمپرسور است. هرگونه اعوجاج در الگوی جریان ورودی، عملکرد موتور را به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد [1,2]. به طور کلی هرگونه افت در محتوای انرژی جریان گاز ورودی به کمپرسور منجر به افت تراست نهایی سیستم رانش خواهد شد. مفهوم بازیابی فشار اشاره به چنین عملکردی در اینلت دارد. هرچه افت کمتری در فرآیند تغییر فشار دینامیکی به فشار استاتیکی رخ دهد، فاکتور بازیافت فشار در وضعیت بهتری قرار دارد. دلایل مؤثر در کاهش این ضریب، وجود اصطکاک بین سطوح دهانه ورودی و جریان هوا، اعوجاج در الگوی جریان (مانند توربولانس) و شوک می‌باشند. بازیافت فشاری

وظیفه دهانه ورودی، تأمین هوای مورد نیاز و ایجاد فشار استاتیک مناسب در صفحه ورودی کمپرسور موتور جت یا انباره محفظه احتراق رجمت است. این فشار از طریق تغییر ماهیت فشار دینامیکی و تبدیل آن به فشار استاتیکی، ایجاد می‌شود. به عبارت دقیق‌تر هرگاه سرعت هوای ورودی به اینلت بیش از مقدار مجاز در صفحه ورودی کمپرسور باشد، مجرای اینلت با کاهش سرعت هوا (فشار دینامیکی) و افزایش فشار استاتیکی، ماخ هوای وردی به کمپرسور را تنظیم می‌کند. کارایی رانش هواتنفسی تابعی از کیفیت هوای ورودی به

شکل 2 محدوده‌های عملکردی را نشان می‌دهد. در صورتی که نسبت تراکم در ماخی معین به زیر مرز آیزنتروپیک منتقل شود، دهانه ورودی هرگز به رژیم کاری وارد نخواهد شد. در واقع طراحی چنین دهانه‌ای غیر ممکن است. در بالاتر از مرز کنتررویتز، سامانه حاوی خصوصیت خود شروع به کاری خواهد بود. ناحیه مابین این دو مرز، حاوی دو جواب امکان شروع به کار و عدم آن برای هر طراحی است. این ناحیه بر اساس انتخاب بهینه بین پسای دهانه و نسبت تراکم فشار تولیدی آن بسیار مورد توجه طراحان است [1,2,4,5].

ساختار (a) در شکل 1 عملاً برای ماخ‌های کمتر از 2 استفاده می‌شود بدین علت که در سرعت‌های فراتر از آن، به دلیل قوی‌تر شدن شوک نرمال، ضریب بازبایی فشار به شدت کاهش خواهد یافت و اگرچه می‌توان با افزودن شوک‌های مورب بیشتر یا استفاده از سطوح تراکم آیزنتروپیک، ضریب بازبایی را بهبود بخشید اما مشکلات مرتبط با لایه‌مرزی و اضافه شدن طول و در نتیجه وزن اینلت، این راهبر را با محدودیت جدی مواجه می‌سازد. در ساختار (b) شوک نرمال و شوک منعکس شده قبل از آن، در داخل ورودی قرار گرفته‌اند. این طرح در اصطلاح اینلت مرکب نامیده می‌شود زیرا از تراکم داخلی نیز بهره می‌برد و کارایی مناسبی را برای بازه ماخ‌های 1.5 الی 3.5 ارائه می‌دهد. همان‌گونه که در شکل 1 پیداست، محل تلاقی شوک‌های مورب خارجی، ابتدای فک بالایی¹ اینلت است و پس از آن شوک انعکاسی جریان را به سمت ورودی هدایت می‌کند و در انتها، جریان مافوق صوت با گذر از یک شوک نرمال وارد رژیم مادون صوت می‌شود. حفاصل بین شوک انعکاسی و شوک نرمال نهایی محدوده تراکم داخلی است. قرارگیری شوک نرمال در مکان از پیش تعیین شده (گلوگاه) بسیار بحرانی است. این شوک در اثر نوسانات فشار کمپرسور (یا انباره محفظه احتراق) تغییر مکان می‌یابد و منجر به بروز مشکلاتی مانند ناپایداری احتراق و یا بلعیده شدن شوک نرمال به درون صفحه ورودی کمپرسور می‌شود، که می‌تواند منجر به سکنه موتور شود. اگر در سیستم تراکم خارجی بتوان کارایی اینلت را تابعی از کیفیت مجموعه شوک‌های مورب خارجی دانست، در اینلت مرکب، سهم شوک انعکاسی و شوک نرمال در تعیین کارایی اینلت بسیار بیشتر است. یکی از علل سخت‌تر بودن مدل‌سازی عددی چنین دهانه‌هایی وجود چنین چیدمانی از شوک‌ها در بخش داخلی می‌باشد. برخلاف ساختار تراکم خارجی، اینلت

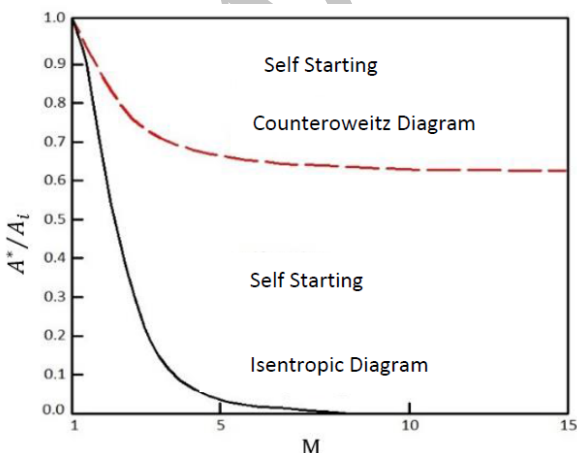


Fig. 2 Counterowitz Diagram

شکل 2 دیاگرام کانتروویتز

مهم‌ترین فاکتور در طراحی دهانه‌های ورودی است که با رابطه $\eta_p = p_{ef}/p_{\infty}$ نشان داده می‌شود. در این رابطه p_{ef} فشار کل در صفحه ورودی کمپرسور (پایین دست جریان) و p_{∞} فشار سکون جریان آزاد هوا در خارج از اینلت است.

در طراحی‌های متعارف و در رژیم‌های پروازی مافوق صوت، کاهش سرعت از طریق مجموعه‌ای از شوک‌های مورب صورت می‌پذیرد و در نهایت در محدوده بین گلوگاه و صفحه کمپرسور، شوک نرمال مرز بین جریان مافوق صوت و جریان مادون صوت در داخل مجرای دیفیوزر را مشخص می‌کند. این شوک و قدرت آن نقشی کلیدی را در پایداری عملکرد موتور بازی می‌کند. هرچه این شوک ضعیف‌تر باشد، افت فشار کل کمتر خواهد بود و بنابراین ضریب بازبایی فشار بالاتری نتیجه خواهد شد، از طرفی، پایداری یک شوک ضعیف بسیار بحرانی است، چنین شوکی می‌تواند به سرعت تغییر مکان داده و عملاً از میان برود. شکل 1 دو ساختار پرکاربرد در طراحی اینلت‌های مافوق صوت را نشان می‌دهد.

در شکل (1-a) مجموعه شوک‌های مورب و شوک نرمال در خارج از مجرای داخلی دهانه ورودی قرار دارند. این ایده، سامانه تراکم خارجی نامیده می‌شود. مهم‌ترین ویژگی چنین طرحی خصوصیت خود شروع به کاری¹ آن است [3]. این ویژگی بر اساس انطباق شوک‌های مورب خارجی بر نقطه کانونی (لبه بالایی دهانه‌ها در شکل 1) تعریف می‌شود. در چنین حالتی تمام جریان پایین دست وارد دهانه خواهد شد. در این شرایط، دهانه در وضعیت "کارا" قرار دارد. بر خلاف این حالت، وجود شوک نرمال قدرتمند در جلوی دهانه و پس‌زدگی جریان، وضعیت عدم شروع به کار یا "ناکارا" را نشان می‌دهد. مدل کنتررویتز-دونالدسون، محدوده معینی را برای عملکرد کارایی دهانه ورودی و بر اساس روابط 1 و 2، معین کرده است.

$$\frac{A_{**}}{A_i} = \left[\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_{\infty}^2} \right]^{\frac{1}{2}} \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} - \frac{\gamma - 1}{(\gamma + 1)M_{\infty}^2} \right]^{\frac{1}{\gamma + 1}} \quad (1)$$

$$\tan(\delta) = 2 \cot \beta \left[\frac{M_{\infty}^2 \sin^2 \beta - 1}{M_{\infty}^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (2)$$

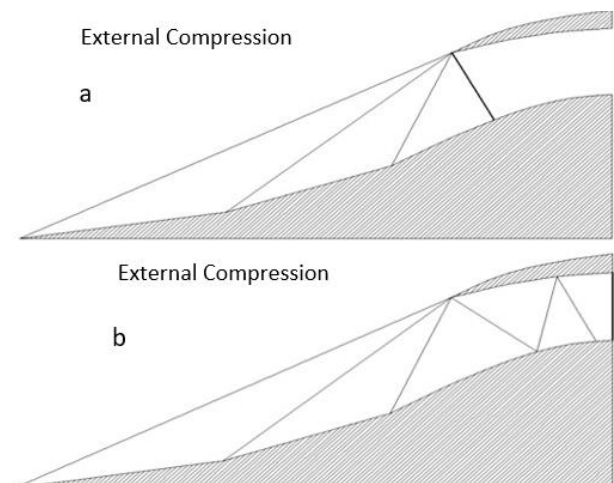


Fig. 1 Multi-ramp inlets, a) external compression b) mixed compression
شکل 1 شماتیک کلی ساختار تراکم خارجی. خطوط کم رنگ، شوک‌های مورب خارجی و خطوط پر رنگ؛ شوک نرمال نهایی را نشان می‌دهند. طرح (a)، تراکم خارجی و طرح (b)، تراکم مرکب.

² Cowl

¹ Self starting

مجهول اصلی در این مدل سازی زوایای شیب بیرونی اینلت است که زوایای شوک های خارجی نیز تابعی از آنها هستند. قید دیگری که در مجموعه معادلات وارد می شود رابطه استوایوچ است. این رابطه بیان می کند که برای هر مجموعه شوک مورب متوالی چنانچه مؤلفه سرعت عمود بر شوک ها یکسان باشد، ضریب بازیابی فشار کل در مقدار بیشینه خود قرار خواهد داشت [2,1]. برای شوک های بیرونی وجود چنین رابطه ای الزامی است. روابط بین ماخ جریان، زاویه شوک و زاویه شیب در معادلات (3) و (4) آمده است.

$$(M_1, \theta_1) = (2\gamma M_0^2 M_1^2 \sin^2 \theta_2 + (1 - \gamma) M_1^2) + (2\gamma M_0^2 M_1^2 \sin^2 \theta_2 + (1 - \gamma) M_1^2) \sin^2(\theta_1 - \delta_1) + ((1 - \gamma) M_0^2 \sin^2 \theta_1) - 2 = 0 \quad (3)$$

$$g(\delta_1, M_0, \theta_1) = \tan \delta_1 [2 + M_0^2 (\gamma + \cos 2\theta_1)] - \cot \theta_1 [M_0^2 \cos(2\theta - 1) - 1] = 0 \quad (4)$$

با توجه به این معادلات، به ازای سه شوک بیرونی متوالی و شوک انعکاسی، 8 معادله داریم. با اضافه شدن قیود استوایوچ، مجموعاً 10 معادله ساختار اصلی دستگاه معادلات را شکل خواهند داد. نکته اساسی در بهینه کردن ساختار دستگاه، استفاده از رابطه مستقیم بین زاویه شیب و زاویه شوک مورب در ازای ماخ مشخص است. ساختار بنیادین این دستگاه معادلات برای شیب ها، به صورت معادله (5) است:

$$\begin{cases} f(M_1, \theta_0) = 0 \\ g(\delta_1, M_0, \theta_1) = 0 \\ f(M_1, M_2, \theta_2) = 0 \\ g(\theta_2, M_1, \delta_2) = 0 \\ f(M_3, M_2, \theta_3) = 0 \\ g(\theta_3, M_2, \delta_3) = 0 \\ M_0 \sin \theta_1 = M_1 \sin \theta_2 \\ M_1 \sin \theta_2 = M_2 \sin \theta_3 \end{cases} \quad (5)$$

دستگاه معادلات معادله (5) غیرخطی بوده و باید به صورت عددی حل شود. عملکرد کد طراحی، در فلوجارت شکل 4 نمایش داده شده است:

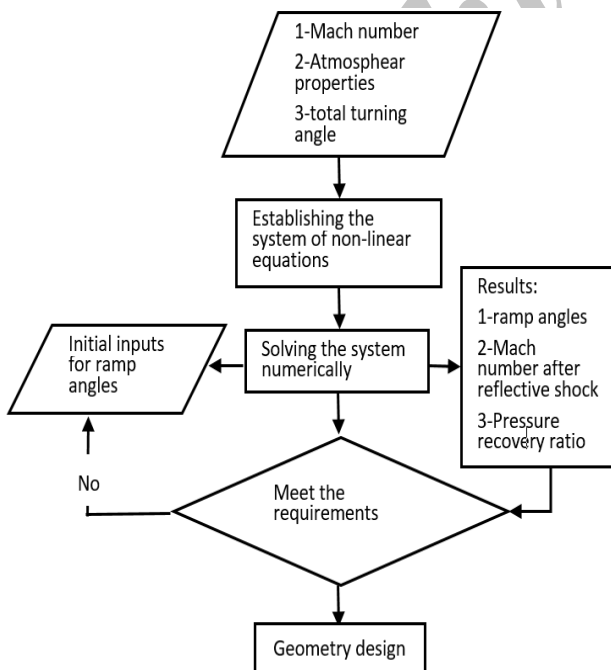


Fig. 4 Design flowchart

شکل 4 الگوریتم طراحی

مرکب در عمل نمی تواند به خودی خود شروع به کار نماید، ساده تر اینکه چنانچه جریان بالادست از وضعیت مادون صوت به ماخ طراحی فراصوت تغییر یابد، ساختار شوک مورد نظر برای ماخ طراحی در اینلت ایجاد نخواهد شد [5,2,1]. استفاده از سطوح متحرک و الحاق دریچه های جانبی همراه با سطوح مکش از عمده ترین راهکارهای راه اندازی در چنین وضعیتی است. راه حل عملی دیگر، وارد کردن اینلت به سرعتی بیش از ماخ طراحی است. در چنین وضعیتی شوک های مورب خارجی به درون اینلت رانده شده و پس از کاهش مجدد سرعت تا ماخ طراحی، ساختار شوک مورد نظر، در اینلت ایجاد می شود. ذکر این نکته ضروری است که بر اساس روابط گاز-دینامیکی غیر ویسکوز، تعداد شوک مورب خارجی بیشتر، مترادف با افت فشار سکون کمتر در طراحی است، اما در عمل استفاده از تعداد زیاد شوک های مورب باعث رشد سریع لایه مرزی در ورودی اینلت خواهد شد و برهمکنش این شوک ها با لایه مرزی، کیفیت جریان را به شدت تغییر خواهد داد. به دلیل ضخامت قابل توجه لایه مرزی در محل اتصال شوک نرمال نهایی با دیواره، تخمین ابعاد گلوگاه بسیار بحرانی خواهد شد. به این صورت که ناپایداری شوک نرمال آن را به سمت خارج از دهانه هدایت خواهد کرد. این مسئله تعداد دفعات طراحی و تعداد شبیه سازی ها را افزایش می دهد. استفاده از مکش در ریشه شوک میتواند این ناپایداری را تا حد زیادی تعدیل نماید. علت انتخاب و اهمیت ماخ 3 و محدوده نزدیک به آن، به تغییر ماهیت رانش در موتورهای هوا تنفسی مربوط می شود. برای استفاده از موتورهای ترکیبی (توربوجت-رمجت) مرز این تغییر ماهیت محدوده ماخ 3 است. در این مقاله، دهانه ورودی دو بعدی برای ماخ مذکور به صورت عددی طراحی و عملکرد آن، شبیه سازی شده است. همچنین اثر استفاده از مکش بر ساختار شوک نرمال نیز مدل سازی و مورد بررسی قرار گرفته است.

2- مدل ریاضی

مدل مفهومی اینلت برای آغاز چرخه طراحی در شکل 3 نشان داده شده است. در شروع طراحی، اولین گام مشخص نمودن حداکثر زاویه چرخش جریان است. بدین معنی که برای عدد ماخ مشخص، به چه میزان می توان جریان را توسط شوک های مورب منحرف ساخت، به طوری که شوک انعکاسی در لبه بالای اینلت تشکیل شود. طراحی بر اساس حداکثر زاویه انحراف این مزیت را دارد که می توان به سهولت زاویه لبه بالایی را در مجموعه معادلات وارد کرد، همچنین می توان از وارد کردن ماخ جریان پس از شوک انعکاسی صرف نظر کرد و در واقع با حذف یک قید از دستگاه معادلات و به منظور بررسی مکانیزم حل، مجموعه جواب های متفاوتی را برای زوایای گردش متفاوت ایجاد کرد.

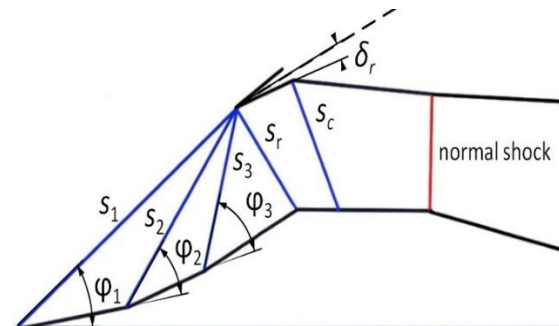


Fig. 3 The basic concept with three external ramps

شکل 3 ساختار پایه ریاضی با سه شیب خارجی

با توجه به زاویه لبه بالایی می‌توان این‌گونه حدس زد که شوک مورب دیگری به دنبال شوک انعکاسی ایجاد شود. این شوک با علامت SC در شکل 3 نشان داده شده است. وجود چنین شوکی نزدیک به شوک نرمال، چندان صحیح نمی‌باشد زیرا برهمکنش این شوک با لایه مرزی، باعث افزایش ضخامت لایه مرزی درست قبل از شوک نرمال خواهد شد، به همین دلیل است که استفاده از سطوح تراکم آیزنتروپیک در حد فاصل شوک انعکاسی و شوک نرمال ضروری است. در سیستم‌های رانش یکپارچه شده با بدنه، شکل‌گیری و توسعه لایه مرزی مشکلی جدی برای طراحان اینلت به شمار می‌آید. لایه مرزی حاوی بخش کم انرژی جریان ایجاد کند زیرا وجود این ناحیه از جریان در بخش انتهایی اینلت، میانگین فشار کل را به شدت کاهش خواهد داد، علی‌الخصوص که لایه مرزی در طول مجرای اینلت به شدت توسعه می‌یابد. ایجاد عوجاج در جریان، جدا شدن لایه مرزی و برهمکنش شوک با لایه مرزی پدیده‌هایی وابسته به فیزیک لایه مرزی هستند که کارایی موتور را تهدید می‌کنند.

جدول 1 نشان می‌دهد که مجموع گردش جریان 42 درجه، منجر به عدد ماخ 1.29 پس از شوک انعکاسی می‌گردد که در محدوده مورد نظر طراحی قرار دارد. بر اساس این نتایج، هندسه شیب و بخش ورودی اینلت کاملاً معین و با توجه به مقدار M_4 ابعاد گلوگاه مشخص شده است. همچنین با معلوم بودن ماخ ورودی در صفحه کمپرسور، ابعاد دیفیوزر مشخص خواهد گشت. هندسه نهایی در شکل 6 نشان داده شده است. با ثابت شدن زوایای شیب و زوایای شوک، نقاط A, B, C, D و F مشخص می‌شوند. ابعاد گلوگاه با توجه به رابطه تعیین شده است.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (7)$$

بخشی از فاصله GDE از یک منحنی تشکیل شده است. این منحنی و منحنی لبه بالایی یعنی GH، بخش همگرای درونی اینلت را تا قبل از گلوگاه تشکیل می‌دهند. همگرایی (اختلاف فاصله در راستای y) بین این دو منحنی، تحت معادله جبری (چند جمله‌ای) مرتبه پنج مقید گشته است. FG خطی راست است که امتداد آن با شیب سوم، زاویه لبه بالایی را مشخص کرده است. (خط FG در نقطه G بر منحنی GH مماس است) انتخاب زاویه لبه بالایی، فرآیندی پیچیده است. این زاویه محصول تعامل بیشینه ضریب بازبایی فشار و مقدار کمینه پسای کل اینلت است. کاهش این زاویه، کاهش پسا و کاهش ضریب بازبایی فشار را به دنبال خواهد داشت بنابراین تعیین دقیق مقدار این زاویه نیازمند ایجاد توازن بین دو کمیت مورد ذکر است. بیشترین مقدار این زاویه بر اساس امکان شکل‌گیری شوک انعکاسی در لبه بالایی تعریف می‌شود. تعاریف و بررسی دقیق‌تری در مرجع [1] ارائه شده است. در شکل 3 اختلاف زاویه بین راستای شیب سوم و امتداد لبه بالایی به عنوان زاویه مورد نیاز

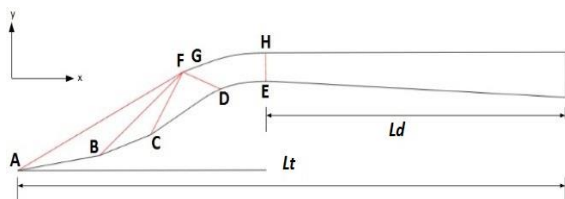


Fig. 6 Final CAD model of the supersonic inlet with subsonic diffuser. شکل 6 هندسه نهایی دهانه به همراه دیفیوزر مادون صوت. خطوط قرمز رنگ نمایانگر شوک هستند

فرآیند حل، با وارد شدن حدس اولیه برای زوایای شیب شروع می‌شود. با توجه به محدود بودن زوایای شوک، بازه حدس‌های اولیه برای شیب‌ها کاملاً مشخص است. جدول 1 سه مجموعه جواب برای سه زاویه گردش متفاوت را ارائه کرده است. علامت δ زاویه شیب و علامت φ نمایانگر زاویه شوک مایل است.

1-2- صحت‌سنجی طراحی

صحت نتایج مندرج در جدول 1 را می‌توان توسط شکل (5) بررسی کرد. این نمودار کران تراکم را با استفاده از شیب‌های متوالی و با در نظر گرفتن تراکم بهینه مشخص کرده است [1].

با توجه به آنچه در مورد پایداری شوک نرمال در گلوگاه گفته شد، محدوده ماخ 1.3 برای ماخ جریان پس از شوک انعکاسی در نظر گرفته می‌شود. جواب قطعی دستگاه با وارد کردن ماخ 1.3 به عنوان قید طراحی، در مجموعه معادلات بدست می‌آید. لازم به ذکر است که ضریب بازبایی فشار در حالت غیر ویسکوز و برای گذر از هر شوک با رابطه (6) بدست می‌آید.

$$PR_i = \left[\frac{(\gamma+1)M_{i-1}^2 \sin^2 \theta_i}{(\gamma-1)M_{i-1}^2 \sin^2 \theta_i + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{(\gamma+1)}{2\gamma M_{i-1}^2 \sin^2 \theta_i - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (6)$$

جدول 1 زاویه شیب و زاویه شوک مایل برای سه زاویه گردش جریان متفاوت

Table 1 Ramp and shock angles for three different turning angles

مجموع گردش جریان	44	42	40	
δ_1	8.947579	8.570139	8.207919	
δ_2	10.274804	9.782351	9.315048	
δ_3	11.831479	11.205502	10.613460	
δ_r	12.946138	12.442007	11.863571	
φ_1	26.438607	26.106518	25.791031	
φ_2	31.495803	30.839145	30.224944	
φ_3	38.989682	37.681814	36.493489	
φ_r	52.505628	49.332118	46.665280	
M_4	1.206	1.292	1.372	

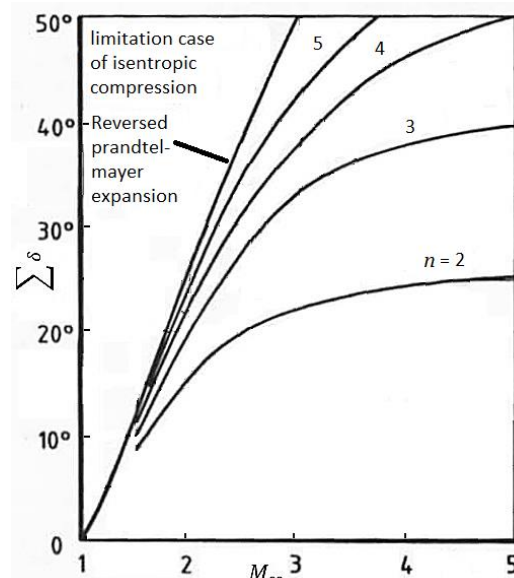


Fig. 5 Total flow turning angle for external ramps and optimum two dimensional shocks.

شکل 5 مجموع گردش جریان برای سطوح تراکم خارجی با رعایت تراکم بهینه

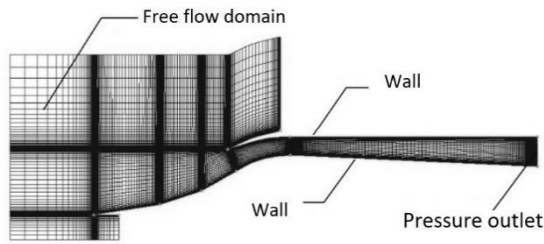


Fig. 8 Computational domain and boundary conditions

شکل 8 دامنه حل و شرایط مرزی

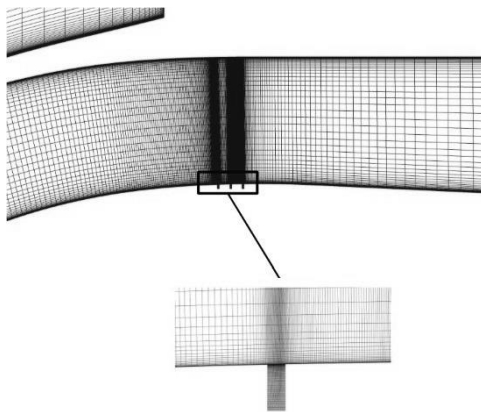


Fig. 9 Mesh structure of close up view of the throat.

شکل 9 ساختار مش در گلوگاه و در محل اتصال آرایه مکنده به سطح دیواره

مکنده‌ها پس فشاری برابر با فشار اتمسفر را بر میدان حل اعمال می‌کند. فشار جریان آزاد 100000 پاسکال و ماخ آن 3 است.

مدل توربولانسی مورد استفاده در این شبیه‌سازی، $k-\omega$ SST است. رشد و جدایش لایه‌مرزی در طول دیواره و اثر گرادیان فشاری بر روی لایه‌مرزی را می‌توان با دقت بسیار زیادی توسط این معادله دو بخشی، مدل کرد. دیگر خصوصیت معادله توربولانسی SST تغییر آن به معادله $k-\varepsilon$ در بخش آزاد جریان است، از آنجا که مدل قدیمی‌تر $k-\omega$ در مقابل اعوجاج جریان در شرط مرزی ورودی حساس بوده است، مدل SST با تغییر به $k-\varepsilon$ چنین مشکلی را حل می‌کند [6,5]. استفاده از این مدل توربولانسی در حل عددی لایه‌مرزی و ویژگی‌های آن در مرجع [7] بررسی شده است. در این مدل‌سازی، ساختار شوک‌ها، اثر پس فشار بر روی شوک نرمال و برهمکنش شوک و لایه‌مرزی مورد بررسی قرار گرفته است. در اکثر شبیه‌سازی‌ها از ترکیب حل‌کننده یکنواخت در ابتدا و غیریکنواخت استفاده شده است. چنین راهبردی می‌تواند تغییرات پس فشار بر روی شوک نرمال نهایی را به راحتی مدل کند اما با توجه به دقت مورد نظر در این مطالعه $(10E-05)$ حجم حلقه‌های تکرار بسیار افزایش پیدا خواهد کرد. شرایط مشابه حل مورد بحث در برخی از مراجع آمده است [8-14].

بررسی استقلال جواب از مش با ساختارهای مثلی و باسازمان بررسی شده است. مش باسازمان در سه نوع چگال و بسیار چگال و بهینه مورد بررسی قرار گرفته است که حاشیه اعتماد به جواب را به راحتی مشخص می‌سازد. نمودار شکل 10 توزیع فشار را بر روی سطوح تراکمی و برای مش‌های متفاوت نشان می‌دهد. شکل 11 این توزیع را در روی شیب سوم با بزرگنمایی بیشتری نشان می‌دهد. همان‌گونه که پیداست، مش بهینه تقریب مناسبی از کیفیت شوک‌ها را ارائه کرده است اما مهم‌ترین مسئله در انتخاب

برای طراحی و با علامت دلتا آر (δ_p) نشان داده شده است. نکته مهم دیگر تغییر ابعاد گلوگاه (فاصله HF) توسط لایه‌مرزی است. در حقیقت، در اثر تغییر ضخامت لایه‌مرزی در ماخ‌های متفاوت پروازی، اندازه HF تغییر پیدا می‌کند و با تخمین این ضخامت در فاز کروز، اندازه مورد ذکر، $HF + ds$ لحاظ می‌شود. ds پیشینه ضخامت لایه‌مرزی در گلوگاه است.

3- مکانیزم مکش

استفاده از سطوح مکش در اشکال متفاوت یکی از رایج‌ترین راه‌های کاهش ضخامت لایه‌مرزی است که تقریباً در تمامی سامانه‌های رانشی مافوق صوت استفاده می‌شود. در بسیاری از طراحی‌ها، چیدمانی از مجاری (سوراخ‌ها) بر روی سطوح تراکمی و نقاط نزدیک به ریشه شوک در گلوگاه، به عنوان مکانیزم مکش مورد استفاده قرار می‌گیرد. مکش لایه کم انرژی به واسطه اختلاف فشار بین سطوح تراکمی و محفظه تخلیه، از طریق این مجاری صورت می‌گیرد. طراحی دقیق چنین مکانیزمی، نیاز به داشتن نتایج تست‌های عملی دارد و نمی‌توان تنها با تکیه بر مدل‌سازی، ساختاری بهینه را طراحی نمود. شکل 7 ساختار مکانیزم مکش مورد استفاده در این مدل‌سازی را نشان می‌دهد. در این طراحی با استفاده از دو آرایه 3 و 4 تایی متفاوت از مجاری نصب شده در گلوگاه، فرآیند مکش شبیه‌سازی شده است. در واقع شکل 7 مدل ریاضی بخش مکش را نشان می‌دهد. چیدمان سه‌تایی متشکل از مجاری یکسان است در حالی که در طرح چهارتایی، دو مکنده انتهایی ابعادی بزرگتر از دو مکنده جلویی دارند همچنین فواصل بین مجاری یکسان نیست ($L1 < L3 < L2$).

4- شبیه‌سازی عددی

برای شبیه‌سازی عملکرد اینلت، معادلات ناویر استوکس همراه با معادله توربولانس $k-\omega$ در یک مش کاملاً با سازمان و با استفاده از حل‌کننده غیریکنواخت مدل شده است. میدان حل و شرایط مرزی در شکل 8 نشان داده شده است. فاکتور تعامد شبکه در محدوده گلوگاه بین 87.90 تا 89.89 است، کیفیت مش در این ناحیه بسیار حائز اهمیت است زیرا برهمکنش شوک نرمال با لایه‌مرزی در این بخش صورت می‌پذیرد. محل و شکل میدان حل پس از الحاق مکنده‌ها در شکل 9 مشخص شده است. شرط مرزی خروجی فشار، صفحه ورودی کمپرسور و شرط مرزی جریان آزاد فضای جلو دهانه ورودی را تشکیل می‌دهند. حل‌کننده غیریکنواخت با گام زمانی متغیر، حل را تا وضعیت پایدار کارآ، پیش می‌برد.

غیر انعکاسی بودن شرط مرزی خروجی فشار می‌تواند نقش مهمی در همگرایی گام‌های اولیه فرآیند حل بازی کند. شرط مرزی خروجی فشار در

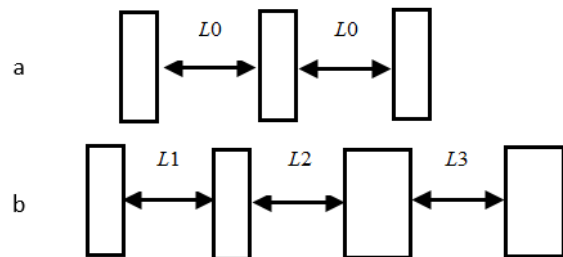


Fig. 7 Bleeding mechanism arrangement, a) triplex array, b) four perforations array

شکل 7 چیدمان پایه بخش مکش (a) آرایه سه تایی (b) آرایه چهارتایی

5- نتایج شبیه سازی

5-1- وضعیت کارآ و وضعیت غیر کارآ

شکل 12 کانتور عدد ماخ را در وضعیت کارآی دهانه ورودی و نسبت پس فشار $P_N=1.0$ (و پس از همگرایی جواب) نشان می دهد. برای رسیدن به چنین عملکردی لازم است که پس از شبیه سازی اولیه، ابعاد بخش گلوگاه با توجه به ضخامت و اثر لایه مرزی بر ساختار شوک نرمال، اصلاح شود. در این حالت شوک های خارجی در نقطه کانونی همگرا شده، شوک انعکاسی به سمت داخل اینلت تشکیل و شوک نرمال در گلوگاه استقرار یافته است. وضعیت کارآی یکنواخت، به شدت، نسبت به نوسانات فشار در داخل دیفیوزر حساس است. و بدون وجود سیستم مکش، شوک نرمال با کمترین نوسان فشاری در صفحه کمپرسور، به راحتی تغییر موقعیت می دهد. همانطور که در مقدمه اشاره شد، ورود به رژیم کارآی دهانه ورودی به سادگی میسر نیست. شکل 13، وضعیت غیر کارآ را همراه با پس زدگی شدید جریان، با کانتور عدد ماخ و خطوط جریان نشان داده است. در این حالت، نقطه کانونی و ساختار از پیش تعیین شده شوک های مورب ایجاد نشده و به جای آن یک شوک نرمال قدرتمند در جلوی دهانه ورودی تشکیل شده است. با مقایسه خطوط جریان در شکل های 13 و 14 حجم پس خوردگی (سرریز) جریان به راحتی قابل درک است. محاسبه دبی جرمی در شرط مرزی خروجی (یا صفحه کمپرسور) 10.93% افت را در مقدار این پارامتر برای وضعیت غیر کارآ نسبت به وضعیت کارآ نشان می دهد. نکته مهم دیگر تفاوت بسیار در مقدار محاسبه ضریب بازیابی فشار سکون در مقایسه با محاسبات اوپلری است. افت شبیه سازی عددی به محدوده 21.5% تنزل پیدا کرده است. این محاسبه به وضوح عدم اطمینان به تخمین های اوپلری را نشان می دهد.

5-2- اثر پس فشار بر عملکرد دهانه

شکل 15 کانتور فشار را در دو نسبت پس فشار $P_N=0.7$ و $P_N=0.90$ نشان داده است. همان طور که انتظار می رود با کاهش پس فشار، شوک نرمال از

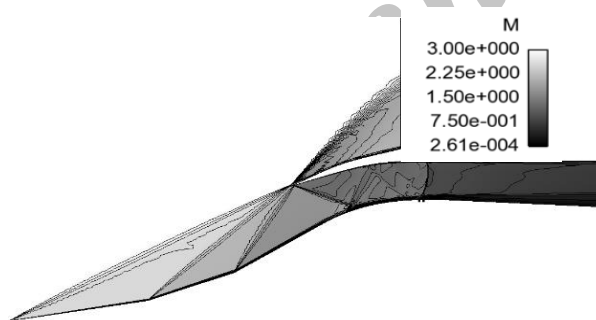


Fig. 12 Mach number contour at start condition

شکل 12 کانتور عدد ماخ در وضعیت کارآ و پایدار، زمان: 1.8E-2

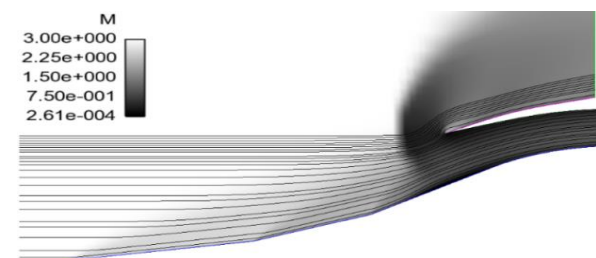


Fig. 13 Captured streamlines at unstart condition

شکل 13 خطوط جریان در وضعیت غیر کارآ

مش و آنالیز جواب، مدل توربولانسی مورد استفاده در شبیه سازی است. مش های مثلثی نمی توانند تقریب دقیقی از کیفیت لایه مرزی ارائه کنند به ویژه هنگامی که از مدل توربولانسی K- ω استفاده می شود. جدول 2 نتایج انتگرال گیری را روی سطح سنجش پس از شوک های مورب نشان می دهد. این جدول نشان می دهد که میانگین انرژی جنبشی توربولانسی (TKE_A) در مش مثلثی بسیار متفاوت از مش های با سازمان است. این سنجش، بیانگر عدم توانایی مش مثلثی در تقریب دقیق پروفیل سرعت در لایه مرزی است زیرا مقدار TKE در انتهای سطوح تراکمی وابسته به دقت تقریب لایه مرزی است. مقدار انحراف بازیابی فشار سکون (Δ) از مقدار مبناء در جدول 2 درج شده است. مقادیر انحراف برای تمامی میداین آزمایش شده بسیار ناچیز است.

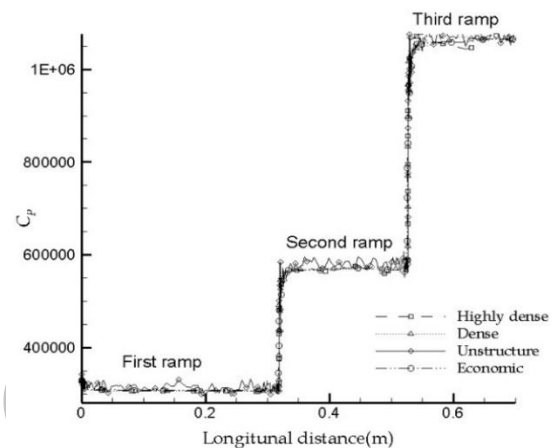


Fig. 10 Pressure coefficient distribution on the compression surfaces.

شکل 10 توزیع ضریب فشار بر روی سطوح تراکمی

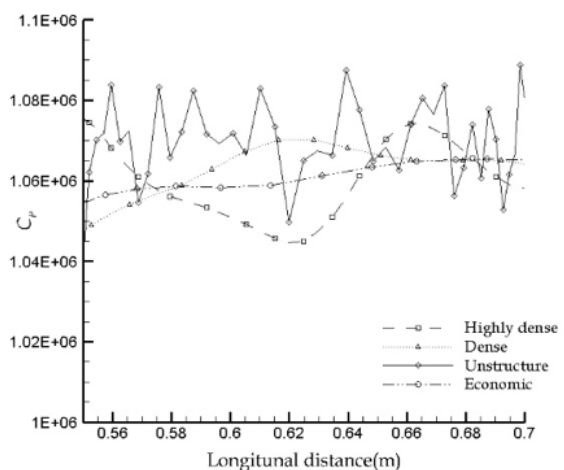


Fig. 11 Pressure coefficient distribution on the third ramp

شکل 11 توزیع ضریب فشار بر روی شیب سوم

جدول 2 نتایج انتگرال گیری روی سطح سنجش پس از شوک

Table 2 Ramp and shock angles for three different turning angles

TKE_A	Δ	نوع مش
4.2	-	با سازمان بسیار چگال
3.8	2.27%	با سازمان چگال
3.5	2.7%	با سازمان پهنه
24.3	2.11%	مثلثی

3-5- الگوی جریان در بخش تراکم داخلی مافوق صوت

شکل 16 نمایی نزدیک از میدان جریان بین شوک انعکاسی از لبه بالایی و شوک نرمال را ارائه می‌کند. طراحی این بخش از دیفیوزر بسیار با اهمیت است و نمی‌توان بدون مدل‌سازی‌های جریان ویسکوز و تنها تکیه بر مدل‌های ریاضی اویلری هندسه‌ای دقیق را ارائه کرد. همان‌گونه که نتیجه شبیه‌سازی نشان می‌دهد، مجموعه‌ای از شوک‌های مورب و البته کم قدرت در این بخش باعث افزایش ضخامت لایه کم انرژی بر روی سطح دیواره می‌شوند. از سوی دیگر این امواج انعکاسی با کاستن ماخ جریان قبل از شوک نرمال نهایی، باعث افزایش ضریب بازیابی فشار سکون می‌شوند. اگرچه نرخ افزایش فشار امواج مذکور کمتر از شوک انعکاسی اولیه (ΔT) است، لیکن در طراحی این بخش باید از برهم‌کنش شوک نرمال نهایی با این شوک‌ها تا حد ممکن جلوگیری به عمل آید. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند برهم‌کنشی محسوس بین شوک‌های مورب و شوک نرمال (به دلیل چیدمان شوک‌ها) صورت نگرفته است.

4-5- برهم‌کنش شوک و لایه مرزی

رشد لایه مرزی و برهم‌کنش آن با شوک، مهم‌ترین چالش در طراحی اینلت است. این بخش کم انرژی که خود نمایانگر افت در مفهوم فشار کل و انرژی است، در تمام طول اینلت و مجرای دیفیوزر رشد کرده و برهم‌کنش آن با شوک، باعث افزایش ضخامت لایه کم انرژی و گاهی جدایی جریان می‌شود. شکل 17 فرآیند ضخیم شدن لایه مرزی را به وضوح نشان می‌دهد. ضخامت این لایه کم انرژی در نزدیکی گلوگاه و قبل از شوک نرمال، بیش از 14 میلی‌متر است. شوک انعکاسی (چهارمین شوک مایل) مقدار ضخامت لایه مرزی را بیشینه کرده است. اولین تأثیر مهم این لایه کم انرژی بر کارایی آبرودیتامیکی را می‌توان با نگاهی نزدیک به ساختار شوک نرمال در گلوگاه، بررسی کرد. همان‌طور که در شکل 18 دیده می‌شود، شوک نرمال به علت تأثیرات ویسکوزیته و برهم‌کنش با لایه مرزی به صورت موضعی و ساختار در اصطلاح لاند ایجاد شده است. شکل 18-b نمایی نزدیک را از محل اتصال ریشه شوک با دیواره پایینی نشان می‌دهد. در این بخش از شوک نرمال، همواره یک گردابه (حباب) ایجاد می‌شود که ابعاد آن وابسته به هندسه دیواره و قدرت شوک است. خطوط جریان در شکل 18 به وضوح ساختار گردابه‌ای را نشان می‌دهند. این الگوی چرخشی می‌تواند در ساختاری انبساط یافته‌تر در نقاط انتهایی دیواره دیفیوزر نیز تشکیل شود. این مسئله به خاطر وجود گرادیان فشاری مثبت در جهت جریان است.

واضح‌تر اینکه در طول دیواره دیفیوزر مادون صوت $dp/dx > 0$ و با توجه به بالا بودن نسبت فشار تعریف شده برای صفحه کمپرسور، این گرادیان

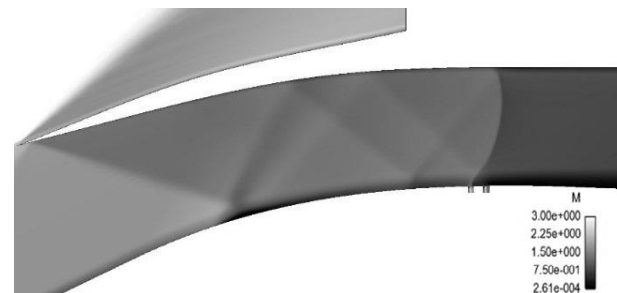


Fig. 16 Mach contour of the internal compression section

شکل 16 کانتور عدد ماخ در بخش تراکم داخلی دهانه ورودی

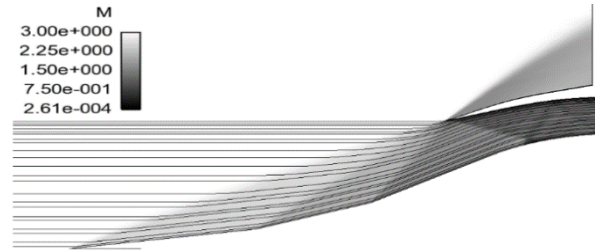


Fig. 14 Captured streamlines at start condition

شکل 14 خطوط جریان در وضعیت کارآ

ناحیه گلوگاه به سمت انتهای دیفیوزر حرکت می‌کند. پارامترهای کیفیت جریان در مرز خروجی فشار (صفحه کمپرسور) در جدول 3 درج شده است. کاهش شدید ضریب بازیابی فشار سکون (σ) در خلال حرکت شوک نرمال به سمت صفحه کمپرسور، به علت افزایش عدد ماخ قبل از شوک نرمال نهایی است. افزایش ماخ جریان باعث افزایش قدرت این شوک شده است که در نتیجه افت بیشتری را به محتوای انرژی جریان تحمیل می‌کند.

همچنین با حرکت به سمت انتهای دیفیوزر لایه مرزی ضخیم‌تر شده و برهم‌کنش آن با شوک نرمال بحرانی‌تر خواهد بود و درصد زیادی از انرژی سیال در حباب و ریشه شوک، به حرارت تبدیل می‌شود. در $P_N=0.7$ دما در ریشه شوک نرمال در محدوده 840°K قرار دارد. جدایش شدید جریان در اثر برهم‌کنش شوک نرمال با لایه مرزی، دیگر پدیده ناشی از بلعیده شدن شوک به داخل بخش مادون صوت دیفیوزر است. همان‌طور که در شکل 15 دیده می‌شود، بخش توربولانت جدا شده، کسر اعظمی از فضای میدان مادون صوت را اشغال کرده است که چنین الگوی جریانی تهدیدی برای عملکرد کمپرسور تلقی می‌شود. افزایش میانگین انرژی جنبشی توربولانسی (TKE_A) در صفحه خروجی فشار، مبین افزایش توربولانس در مقابل کاهش پس فشار است.

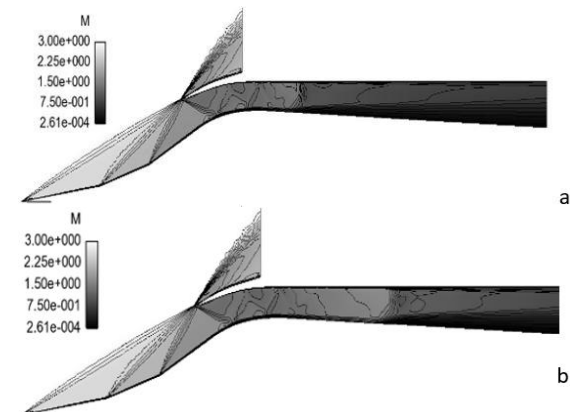


Fig. 15 Effect of back pressure on the position and the quality of the normal shock, a) 25 (bar) b) 20 (bar).

شکل 15 اثر پس فشار بر روی کیفیت و مکان استقرار شوک نرمال (a) 25 بار (b) 20 بار

جدول 3 کیفیت جریان در ورود به صفحه کمپرسور

Table 3 Performance parameters at the outlet

P_N	σ	TKE_A
1.0	77.35	1363.77
0.9	75.20	1516.38
0.7	68.37	2330.61

ای را از روی سطح دیواره حذف می‌کند. همچنین میزان انرژی توربولانسی در مرز خروجی فشار $1677.174 \text{ (m}^2/\text{s}^2)$ می‌باشد که نسبت به حالت اولیه افزایش چشمگیری را نشان داده است. این مسئله با توجه به وجود ساختار گردابه‌ای در پایین مرز خروجی فشار قابل توجه است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که چیدمان چهارتایی بهترین ساختار شوک نرمال را ایجاد می‌کند و نوسانات لایه‌مرزی در انتهای دیفیوزر را نیز از بین می‌برد. شکل 22 ساختار جریان را در نمایی نزدیک در بخش مکش نشان می‌دهد. این چیدمان لایه‌مرزی را قبل از ریشه شوک و در داخل آن به بیرون منتقل کرده و پتانسیل تشکیل گردابه را از میدان جریان حذف می‌کند.

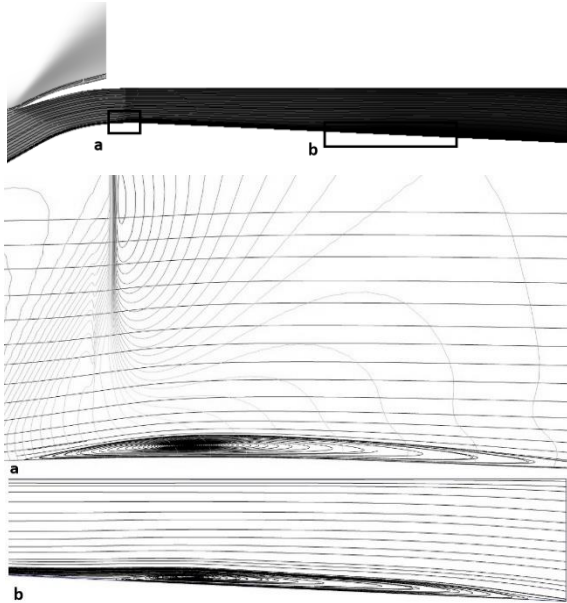


Fig. 19 Shock/boundary layer interaction. a) Vortical flow pattern at shock root, b) Vortical flow pattern at the end of diffuser wall.
شکل 19 برهمکنش شوک و لایه مرزی. (a) ساختار گردابه‌ای در محل شوک نرمال و (b) ساختار گردابه‌ای در روی دیفیوزر مادون صوت.

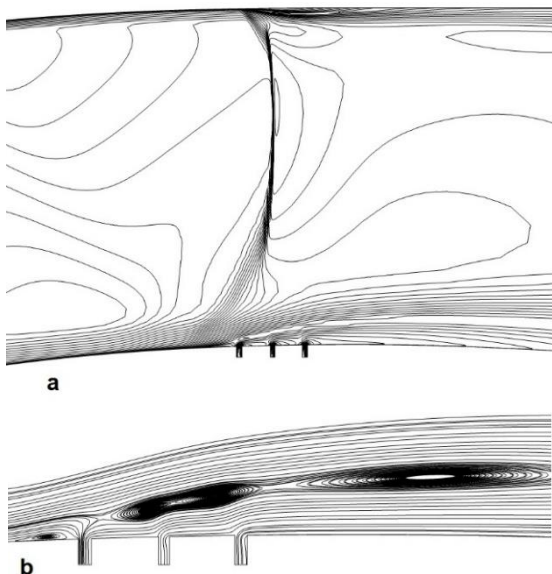


Fig. 20 Effect of bleeding mechanism on the normal shock structure at the throat, a) without bleeding mechanism, b) with bleeding mechanism
شکل 20 عملکرد آرایه سه تایی مکنده، (a) ساختار شوک نرمال (b) خطوط جریان در نزدیکی مکنده.

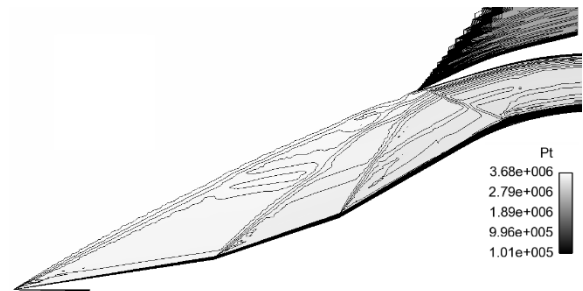


Fig. 17 Total pressure contour can show the boundary layer thickening process.

شکل 17 کانتور فشار کل، فرآیند ضخیم شدن لایه‌مرزی را می‌توان با توجه به کانتور فشار کل و بخش کم انرژی جریان نشان داد.

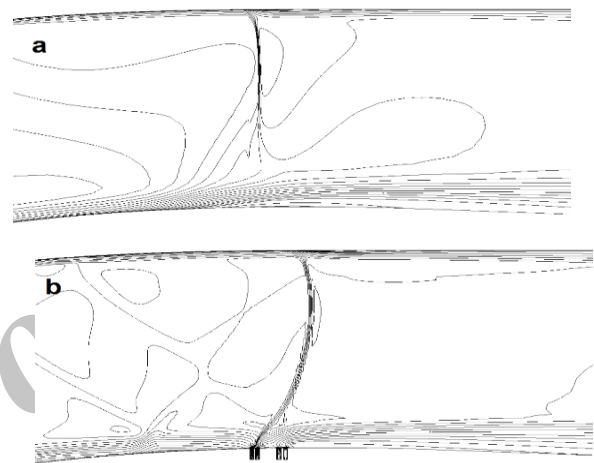


Fig. 18 Effect of bleeding mechanism on the normal shock structure at the throat, a) without bleeding mechanism, b) with bleeding mechanism

شکل 18 با نصب مکنده در ریشه شوک، شوک نرمال به ساختار آیزنتروپیک نزدیک‌تر می‌شود.

فشار می‌تواند به راحتی جریان را از بدنه دیفیوزر جدا نماید. شکل 19 وجود چنین پدیده‌ای را نشان داده است. در محل تماس شوک با دیواره بالایی هم امکان ایجاد ساختاری مشابه وجود دارد. توسعه اغتشاش و جدایش لایه کم انرژی جریان در بخش‌هایی از دیفیوزر و افزایش شدید افت فشار کل، محصول چنین پدیده‌ای است. چنین الگوی جریانی، لزوم استفاده از سطوح مکش در شیب‌های بیرونی و در نزدیکی گلوگاه را ثابت می‌کند. لازم به ذکر است که استفاده از مدل‌های توربولانسی $k-\epsilon$ نیز منجر به شکل‌گیری و توسعه چنین حباب‌هایی با ابعاد کوچک‌تر می‌گردد.

5-5- اثر نصب مکنده بر کارایی دهانه ورودی

همان‌طور که در شکل 20 نشان داده شد، با وجود مکنده در محل ریشه شوک، ساختار شوک نرمال بهبود می‌یابد. کاهش اثرات برهمکنش شوک با لایه‌مرزی و کاسته شدن از قطر گردابه مهم‌ترین عوامل این تغییر ساختار هستند. نتایج شبیه‌سازی نشان داده است که آرایه سه‌تایی مکش نمی‌تواند به‌طور کامل گردابه را از ریشه شوک نرمال حذف نماید بلکه ابعاد آن را به شدت کاهش می‌دهد. شکل 20 میدان جریان در نزدیکی بخش مکش را نشان می‌دهد. شکل 21 خطوط جریان در لایه‌مرزی را در آرایه چهارتایی نمایش داده است. همان‌گونه که مشخص است، ترکیب مذکور ساختار گردابه-

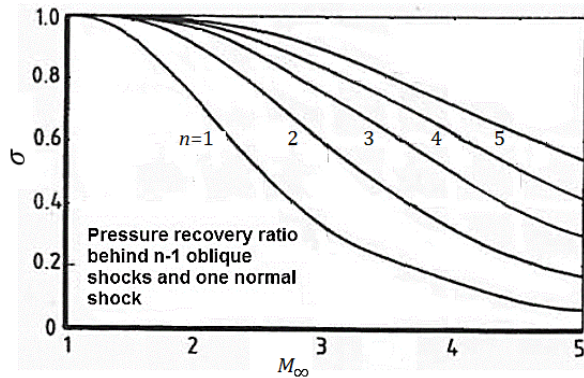


Fig. 23 Maximum total pressure recovery of multi ramp compression system.

شکل 23 تغییر بیشینه ضریب بازیابی فشار سکون با تعداد شیب [1].

لازم به تذکر است که در تحلیل سیستم مکش رمجت که ماخ فاز کروز آن کاملاً سوپرسونیک می‌باشد محاسبات خارج از طراحی (off-design) که شامل بررسی اثرات زاویه حمله، کاهش یا افزایش سرعت پروازی و غیره است، اولویت ندارد. در رانش مورد بحث، بوستر سوخت جامد سامانه را به ماخ بیش از 3.0 می‌رساند و پس از استقرار چیدمان شوکها در وضعیت طراحی، رمجت شروع به کار خواهد کرد. این سیستم عملاً وارد فاز پروازی کمتر یا بیشتر از 3 نخواهد شد مگر در شرایط ترمینال یا مانور که بررسی آن فراتر از این مقاله است.

6- نتیجه گیری

در این مقاله دهانه ورودی مافوق صوت برای ماخ 3، طراحی شده و مورد تحلیل قرار گرفته است. علاوه بر طراحی ریاضی، شبیه سازی دقیق عملکرد چنین سامانه‌ای در شرایط مورد نظر و تفاوت‌های آن با پیش‌بینی‌های اولیه، مبتنی بر حل غیرویسکوز جریان، بخش اصلی این مقاله را شکل می‌دهد. عملکرد دهانه ورودی در وضعیت کارآ و اثرات ویسکوزیته به همراه آثار برهمکنش شوک نرمال با لایه مرزی در مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌های عددی غیریکنواخت و یکنواخت، مورد بررسی واقع شده است. اولین تفاوت بارز، افزایش 20 درصدی در میزان افت بازیابی فشار سکون است. اتلاف‌های ناشی از اثرات ویسکوزیته، برهمکنش شوک و لایه مرزی و غیرآیزنروپیک بودن شوک نرمال در گلوگاه، علت اصلی چنین تفاوتی است. نتایج نشان داده است که برهمکنش شوک نرمال با بخش کم انرژی لایه مرزی، گردابه‌های متراکم و گاه توسعه یافته در طول دفیوزر مادون صوت را ایجاد می‌کند، این گردابه باعث افزایش نرخ تبدیل انرژی به تلفات حرارتی شده و با کاهش محتوای انرژی جنبشی در لایه مرزی، ضخیم‌تر شدن آن را در پایین دست جریان نتیجه می‌دهد. جدایش لایه مرزی و تشکیل گردابه‌های ثانویه پیامد مهم دیگر ناشی از برهمکنش شوک و لایه مرزی است. تغییر محل شوک نرمال بر اساس تغییر پس فشار دقت بسیار بالایی مدل شده و نتایج نشان دهنده کاهش شدید ضریب بازیابی فشار، با حرکت شوک نرمال به سمت صفحه کمپرسور است. نصب مکنده در محل ریشه شوک به‌عنوان راهکاری متداول برای کاهش اثرات برهمکنش شوک و لایه مرزی بخش دیگر این مطالعه را تشکیل داده است. استفاده از آرایه‌ای متشکل از چهار مکنده با ابعاد غیر یکسان باعث شده است که افت ضریب بازیابی فشار سکون به میزان 17.6% بهبود یافته و به میزان 13.43 در مقایسه با حالت غیر ویسکوز برسد. تسلط بر طراحی و بررسی ساختارهای رانشی پایه دو بعدی، بخش بسیار

نکته مهم دیگر نزدیک شدن عملکرد اینلت به توان ایده‌آل است. با از بین رفتن لایه مرزی و ایجاد شوک مستحکم می‌توان نسبت فشار بالاتری را از سیستم دریافت نمود که نزدیک‌تر به محاسبات اوپلری است. نمودار توزیع ضریب فشار بر روی دیواره پایینی دفیوزر در شکل 21 این مسئله را به وضوح بیان می‌دارد.

5-6- صحت‌سنجی و مقایسه کارآیی رانشی

نتایج محاسبات فاکتورهای عملکردی دهانه در جدول 4 درج شده است. مقایسه بین عملکرد سامانه تراکم مرکب معرفی شده در این مقاله و نتایج تخمین اوپلری (بدون در نظر گرفتن اثرات ویسکوزیته و بدون در نظر گرفتن افت های موجود در دفیوزر مادون صوت) در نمودار شکل 23 توانایی بالای این طراحی را در رانش مافوق صوت اثبات می‌کند. نمودار شکل 23 نشان می‌دهد که تراکم خارجی در بهترین حالت می‌تواند ضریب بازیابی فشار سکون را در محدوده $70 < \sigma < 80$ حفظ کند اما این متغیر برای سیستم مرکب و با احتساب تمامی افت‌ها محاسبه شده بیش از 80٪ است.

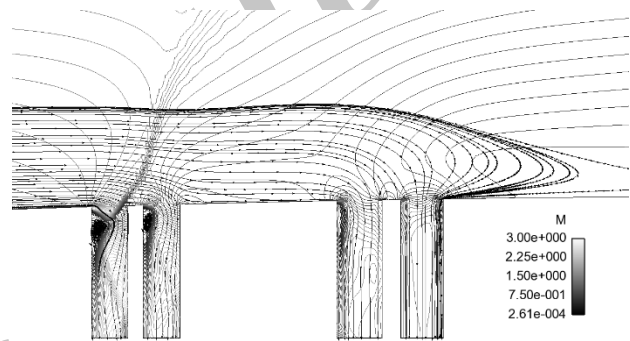


Fig. 21 Close up view on the bleeding mechanism with streamlines and Mach contour.

شکل 21 نمای نزدیک از بخش مکش، خطوط جریان و کانتور عدد ماخ.

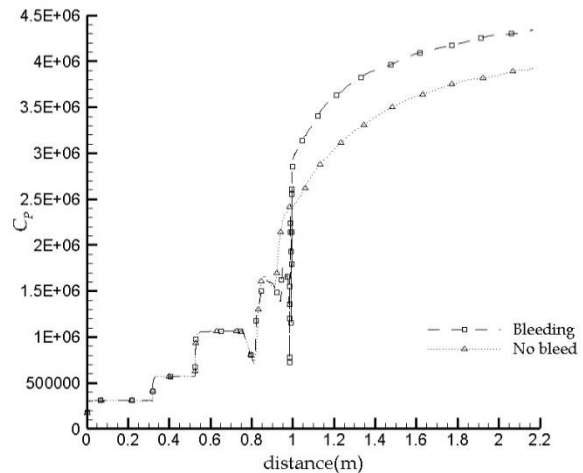


Fig. 22 Pressure coefficient distribution on the lower diffuser wall.

شکل 22 توزیع فشار بر روی سطح پایینی دفیوزر

جدول 4 نتایج انتگرال گیری روی سطح سنجش پس از شوک

Table 4 Ramp and shock angles for three different turning angles

نوع مکش	M_f	σ	TKE_A
3	1.7	79.12	1677.17
4	2.76	81.75	691.63

8- مراجع

- [1] E. Goldsmith, J. Seddon, *Practical Intake Aerodynamics*, First Edition, pp. 36-95, U.S.A: AIAA Education Series, 1993.
- [2] J. Seddon, E. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*, Second Edition, pp. 161-187, U.S.A: AIAA Education Series, 1999.
- [3] Eiman B. Saheby, Gh. Olyaei, A. Kebriace, Design of supersonic inlet based on shock wave, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 11, pp. 303-310, 2016. (in persian)
- [4] Wyatt, D. D. *Air Intake Problems in Supersonic Propulsion*, First Edition, pp. 160-220, London: Pergamon Press, 1958.
- [5] H. Ran, D. Mavris, Preliminary Design of a 2D Supersonic Inlet to Maximize Total Pressure Recovery, *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Systems Technology and Balloon Systems Conferences*, Arlington, Virginia, September 26-28, 2005.
- [6] F. Menter, Zonal Two Equation k-w Turbulence Models For Aerodynamic Flows, *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics and Lasers Conference*, Orlando, FL, U.S.A, July, 1993
- [7] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [8] S. D. Kim, C. O. Kwon, D. J. Song, Kwon, C. O., and Song, D. J., Comparison of Turbulence Models in Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction, *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 1, pp. 153-166, 2004
- [9] R. Sivakumar, V. Babu, Numerical simulations of flow in a 3D supersonic intake at high mach numbers, *Defence Science Journal*, Vol. 56, No. 4, pp. 465-476, 2006.
- [10] D. W. Mayer, G. C. Paynter, Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 6, pp. 1200-1206, Jun, 1994.
- [11] S. Das, J. K. Prasad, Cowl deflection angle in a supersonic air intake, *Defence Science Journal*, Vol. 59, No. 2, pp. 99-105, March 2009.
- [12] H. Ran, D. Mavris, Preliminary design of a 2D supersonic inlet to maximize total pressure recovery, *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences*, Arlington, Virginia, September 26-28, 2005.
- [13] Y. Yao, D. Rincon, Y. Zheng, Shock induced separating flows in scramjet intakes, *International Journal of Modern Physics, Conference Series*, Vol. 59, No. 3, pp. 73-82, 2012.
- [14] M. Krause, B. Reinartz, J. Ballmann, Numerical computayions for designing a scramjet intake, *25th International Congress of The Aeronautical Sciences*, Hamburg, Germany, September 3-8, 2005.

مهم و لاینفکی را در مهندسی رانش و در محدوده ماخ‌های کمتر از 4 به خود اختصاص داده است. نشان دادن لزوم تسلط بر این موضوع، با شبیه‌سازی عددی عملکرد دهانه و بررسی پدیده‌های گازدینامیکی مرتبط با آن، مهم دیگری است که در این مقاله مدنظر بوده است. اگرچه در متون کلاسیک گازدینامیک، روابط اوایل تقریبی ابتدایی را برای تخمین ابعاد و سطوح آیرودینامیکی بیان می‌دارند اما شبیه‌سازی‌های دقیق عددی می‌توانند زوایای مبهم و مشکل‌ساز یک طراحی را به راحتی و با هزینه‌ای اندک نشان دهند.

7- فهرست علائم

C_p	توزیع فشار
ds	بیشینه ضخامت لایه مرزی در گلوگاه
L_c	طول انحنای پروفیل مقطع
M	عدد ماخ جریان آزاد
M_f	درصد افت جریان دریافتی واقعی به ایده‌آل
P	فشار استاتیک
P_t	فشار کل
$P_{t\infty}$	فشار کل جریان آزاد
p_{ef}	فشار کل در صفحه ورودی کمپرسور
p_{∞}	فشار سکون جریان آزاد هوا
TKE_A	میانگین انرژی جنبشی توربولانسی

علائم یونانی

β	زاویه شوک
Δ	انحراف بازیابی فشار سکون
δ	زاویه شیب
δ_r	زاویه فک بالای
η_p	بازیافت فشاری
θ	زاویه گردش جریان
σ	ضریب بازیابی فشار
φ	زاویه شوک مایل