

بررسی عددی اثر هندسه اسلات بر عملکرد دهانه ورودی هوای فراصوت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۰۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۰۹

مهرداد بزاززاده^{۱*}، حجت طلوعی^۲، مهدی هاشم‌آبادی^۳

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، bazazzadeh@mut-es.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

به منظور بهبود عملکرد دهانه ورودی هواگردهای فراصوت، روش‌های مختلفی برای کنترل و تضعیف اثرات مضر متقابل موج ضربه‌ای و لایه مرزی مورد استفاده قرار می‌گیرد؛ در این تحقیق کنترل غیرفعال اسلات به‌عنوان روشی نوین و کاربردی ارائه شده و اثر آن بر عملکرد دهانه ورودی فراصوتی بررسی شده است. بدین منظور ابتدا یک دهانه ورودی هوای فراصوت مستطیلی با عدد ماخ طراحی ۲/۲ مدل‌سازی و شبکه‌بندی شده و با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی به‌منظور دستیابی به یک شبکه ایده‌آل، موضوع استقلال از شبکه در حالت سه‌بعدی مورد بررسی قرار گرفته و مناسب‌ترین شبکه برای ادامه کار انتخاب شده است. به‌منظور حصول اطمینان از درستی روش حل، نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج سایر محققان مقایسه و اعتبارسنجی شده است. در این تحقیق ابتدا عملکرد ورودی در عدد ماخ طراحی ۲/۲ بدون اسلات مورد بحث و بررسی قرار گرفته سپس با ایجاد اسلات و بررسی پارامترهای مختلف آن، عملکرد آن‌ها مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از اسلات سبب افزایش ۲ درصدی فشار بازیافتی و در نتیجه بالا رفتن عملکرد دهانه ورودی هوا در شرایط خارج از طرح نیز می‌شود؛ ایجاد اسلات سبب تأخیر در رسیدن موج قائم به دهانه ورودی و کنترل جریان به‌طور مؤثر می‌شود. در ادامه با انتخاب بهترین حالت اسلات، عملکرد ورودی در شرایط خارج از طرح در اعداد ماخ ۲ و ۲/۴ در دو حالت با و بدون اسلات ارائه و مقایسه شده‌اند و بهترین هندسه از بین آن‌ها انتخاب شده است.

واژه‌های کلیدی: ورودی هوا فراصوت، عملکرد ورودی، اسلات، عدد ماخ، بازیافت فشار

Numerical analysis of effect of slot geometry on supersonic air inlet performance

Mehrdad bazazzadeh¹, Hojjat tolouei², Mahdi heshemabadi³

1 Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

2 Master of Aerospace Student, Malek Ashtar University of Technology

3 Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Abstract

Various methods are used to control and attenuate the adverse effects of shock wave/boundary layer interactions (SWBLIs) and improve the performance of supersonic aircraft inlet. In this study, passive slot control is presented as a new, practical method for this purpose and its effect on supersonic inlet performance is investigated. To do so, a rectangular supersonic air inlet is first modeled and meshed at design Mach number of 2.2 and mesh independency is examined using three-dimensional (3D) computational fluid dynamics (CFD) method to achieve an ideal mesh; the most suitable mesh is selected to continue the work. The results of numerical simulations are compared with those of other studies and validated to ensure the correctness of the solution. In this paper, the inlet performance is first discussed without slots at design Mach number of 2.2 and, then, its performance is evaluated by creating slots and considering various parameters. The results indicated that using slots increased the pressure recovery and, consequently, enhanced the inlet performance in off-design conditions. It was also found that creating slots caused the vertical waves to reach the inlet with a delay and effectively controlled the flow. Then, after selecting the best slot, the inlet performance was presented and compared in off-design conditions at Mach numbers of 2 and 2.4, both with and without slots; finally, the best geometry was determined.

Keywords: Supersonic air inlet; Inlet performance; Slot; Mach number; Pressure recovery

۱۴۷

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا



۱. مقدمه

یکی از اجزای مهم سیستم پیشرانش وسایل پرنده، بخشی به نام ورودی است. یکی از مهم‌ترین زمینه‌ها در بررسی ورودی‌ها، تحلیل رفتار آیرودینامیکی آن‌هاست [۱]. با توجه به اینکه دستیابی به سرعت‌های بالا یکی از آرزوهای دیرین بشر است، همچنین با در نظر داشتن اهمیت بیشتر نقش ورودی‌ها در سرعت‌های بالا، هم‌زمان با توسعه دانش بشری در رژیم‌های پروازی فراصوت و ماورا صوت، بیش‌ازپیش موردتوجه قرار گرفتند و بررسی‌های زیادی روی جنبه‌های گوناگون آن‌ها از جمله آیرودینامیک به‌خصوص از دیدگاه‌های مختلف عملکرد و پایداری انجام گرفته است. وظیفه اصلی که هر ورودی در رابطه با تأمین نیروی پیشران موردنیاز در سامانه هوایی ایفا می‌کند، آن است که هوای موردنیاز موتور را در شرایط مختلف پروازی به‌طور مناسب تأمین کند. این کار باید با کم‌ترین اتلاف فشار کل و پسای خارجی همراه باشد؛ زیرا با کم شدن فشار کل توانایی موتور در تولید نیروی پیشران کاهش پیدا می‌کند [۲]. همچنین ورودی باید در تمامی شرایط ماخ پروازی، ارتفاع، زاویه حمله و...، هوای موردنیاز موتور را با بیشترین بازیافت فشار ممکن تأمین نماید. علاوه بر این، عملکرد نهایی موتور بعد از نصب روی هواپیما وابسته به عملکرد دهانه ورودی است و عملکرد خود ورودی نیز به عواملی چون میزان افت فشار کل به خاطر جدایش جریان، موج ضربه‌ای (در صورت وجود)، کنترل‌پذیری جریان موردنیاز، یکنواختی جریان، میزان پسای نصب، پایداری و چگونگی رسیدن به حالت عملکردی، میزان پخش اثرات آکوستیک و راداری، وزن، قیمت، قابلیت اعتماد و عمر مفید بستگی دارد. علاوه بر همه این

موارد، باید توجه کرد که ورودی‌ها باید در تولید نیروی‌های آیرودینامیکی (برآ) نیز مؤثر باشند [۳]، [۴] همه این موارد نشان‌دهنده اهمیت بسیار زیاد و حساسیت ورودی‌های هوا در طراحی وسایل پرنده با سامانه پیشران هواتنفسی است. این اهمیت و حساسیت، مطالعه دهانه‌های ورودی را به موضوعی موردعلاقه برای محققان زمینه‌های آیرودینامیک و پیشرانش تبدیل کرده است تا جایی که همه‌ساله هزینه‌های بسیار زیادی برای انجام آزمایش‌ها یا مطالعات تحلیلی و محاسباتی در این زمینه در کشورهای مختلف دنیا صرف می‌شود. همواره قرارگیری امواج ضربه‌ای در جلوی دهانه ورودی فراصوتی مشکل‌ساز است، زیرا به سرریز جریان به خارج ورودی و در نتیجه اتلاف می‌انجامد. به‌طور معمول برای جلوگیری از آن یا کاهش این اثرات از هندسه متغیر برای ورودی یا مجرای مکش استفاده می‌شود. همچنین در ورودی‌های فراصوتی ابزار کاهش انرژی جنبشی جریان امواج ضربه‌ای مایل و قائم هستند. این امواج در کنار انجام تراکم با اتلافاتی همراه هستند زیرا جریان در عبور از شوک فرایندی غیر آیزونتروپیک را طی می‌کند. از طرفی قرارگیری این شوک روی سطح تراکم ورودی و برخورد آن‌ها با سطح داخلی پوسته به جدایش جریان و افت شدید بازیافت فشار می‌انجامد. همه این ملاحظات، طراحی ورودی‌های فراصوتی را در حوزه عملکرد تحت‌تأثیر قرار می‌دهند. مطالعه ورودی‌های فراصوتی از دهه ۱۹۴۰ آغاز شد. سازمان فضایی آمریکا از دهه ۱۹۵۰ تحقیقات جامعی را درباره ورودی‌های عمدتاً متقارن انجام داد. از آن زمان تاکنون ورودی‌های مافوق‌صوت مورد توجه جوامع علمی و صنعتی دنیا قرار داشته است. مطالعات

۱۴۸

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



این سازمان بیشتر به صورت تجربی [۵، ۶] و بعضی نیز عددی و تجربی [۷، ۸] بوده است. هدف از انجام این تحقیقات بررسی پدیده‌های فیزیکی جریان ورودی چون لایه مرزی و کنترل آن، اندازه‌گیری پارامترهای کارکردی ورودی چون بازیافت فشار، ضریب پسا و دبی جرمی و طراحی یک ورودی بهینه بوده است. اثر تغییرات مساحت دیفیوزر بر عملکرد یک ورودی متقارن در اعداد ماخ ۱/۸، ۱/۶ و ۲ در مرجع [۹، ۱۰] مطالعه شده است. نیل و لامپ در سال ۱۹۶۲ با انجام مطالعات تجربی، اقدام به طراحی یک ورودی تراکم ترکیبی داخلی - خارجی در ماخ ۲/۲ کردند. هندسه‌ها، سیستم‌های بلید و شکل‌های دیفیوزر مختلف، از جمله مواردی بود که آن‌ها برای غلبه بر مسئله راه‌اندازی دهانه ورودی بررسی کردند [۱۱]. تأثیر سیستم‌های بلید متفاوت، در موقعیت‌های متفاوت در یک ورودی مافوق صوت موردی است که توسط پانديان و همکارانش مطالعه شده است [۱۲]. هرمان و همکارانش [۱۳] و رینارتز و همکاران [۱۴] اقدام به شبیه‌سازی عددی و انجام آزمایش روی یک دهانه ورودی فراصوت با طول جداکننده مختلف نموده و تأثیر آن را با افزایش کیفیت جریان بررسی کردند. حل عددی مدل‌های مختلف بلید برای یک ورودی تراکم ترکیبی قبلاً توسط میزوکامی و همکارانش [۱۵]، سپس از سوی ویوک و میتال بررسی شده است [۱۶]. جروف و دوتان اثر لایه مرزی و موج ضربه‌ای مایل با روش میزو فلپ را شبیه‌سازی کردند [۱۷]. هافنیرچر و همکارانش اثر موج ضربه‌ای و لایه مرزی را با استفاده از روش آیرولاستیک میزو فلپ بررسی کردند [۱۸]. جایمان و همکارانش نیز اثر تقابل لایه مرزی و موج ضربه‌ای با استفاده از روش

کنترلی میزو فلپ را بررسی کردند [۱۹]. باینیسکی و همکارانش برهم‌کنش جدایی موج ضربه‌ای با لایه مرزی را با استفاده از روش کنترلی استریم ویس بررسی کردند [۲۰]. گایدون و همکارانش در مرکز تحقیقات هوافضایی ماترای فرانسه با همکاری دانشگاه نیوجرسی با استفاده از حل معادله‌های ناویراستوکس و سایر معادله‌های سیالاتی مرتبط، جریان را در داخل ورودی موتور رم جت شبیه‌سازی کرده، سپس با روش‌هایی مانند الگوریتم ژنتیک بهینه کردند [۲۱]. میتانی و همکارانش در مرکز تحقیقات هوافضایی ژاپن سیستم مکنده‌ای را برای موتور اسکرم جت در ماخ‌های ۴ و ۶ طراحی کرده و کارکرد آن را در این شرایط بررسی کردند [۲۲]. تراپر و همکارانش تحقیقاتی را دربارهٔ یک ورودی دوبعدی مستطیل شکل و تراکم ترکیبی انجام دادند. تلاش آن‌ها در زمینهٔ شبیه‌سازی عددی میدان جریان به وسیله مدل DDES (شکل توسعه‌یافته مدل DES است) و مقایسه با نتایج آزمایشگاهی روی پدیده باز صورت گرفته است. نتایج این مدل‌سازی اغتشاش امکان بررسی بهتر جریان باز، درک بهتر این پدیده و علل فیزیکی مؤثر بر آن را فراهم کرده است [۲۳]. در تحقیقی مربوط به سال ۲۰۰۸ باینیسکی [۲۴] نشان داد استفاده از تولیدکننده‌های ورتکس میکرورومپ برای کنترل لایه مرزی عملکردی ورودی را بهبود می‌بخشد. بهبود عملکرد کلی با ایجاد یک برآمدگی در ورودی نیز در سال بعد توسط تیلوتسون و همکارانش [۲۵] و کیم و همکارانش [۲۶] گزارش شده است. همچنین در تحقیقی که توسط داس و پراساد [۲۷] انجام شد، یک موج ضربه مایل در زوایای مختلف پوسته مورد مطالعه قرار گرفته و با ایجاد یک مکش در محل موج





ضربه‌ای مایل عملکرد یک دهانه ورودی را به‌طور عددی بررسی کردند که نشان داد استفاده از یک زاویه انحراف، به بهبود کیفیت جریان و عملکرد ورودی می‌انجامد. در سال ۲۰۱۳ وایسس و الیور برهم‌کنش لایه مرزی و موج ضربه‌ای را تحت تأثیر اسلات نرمال بررسی کردند [۲۸]. در سال ۲۰۱۷ بزازاده و همکاران با استفاده از اسلات اقدام به کنترل برهم‌کنش لایه مرزی و موج ضربه‌ای در یک کانال هوای فراصوت در پارامترهای مختلف هندسه اسلات (طول، پهنا و تعداد) کردند نفوذ جریان در داخل اسلات و چرخش جریان در داخل آن باعث شد ارتفاع موج ضربه‌ای λ شکل به مقدار قابل توجهی نسبت به حالت بدون اسلات افزایش یابد که در مقایسه با حالت بدون کنترل قدرت موج ضربه‌ای و نرخ افت فشار کاهش یافتند. آن‌ها از روش $k - \omega SST$ برای حل جریان مغشوش استفاده کرده، همچنین آن‌ها با استفاده از روش الگوریتم ژنتیک هندسه اسلات بهینه را تعیین کردند، آن‌ها در ادامه نتایج خود را با نتایج تجربی دیگر محققان بررسی کردند [۲۹]. محمدی و همکاران در سال ۲۰۱۹ عملکرد دهانه ورودی فراصوت در یک موتور راکت رمجت یکپارچه را بررسی کردند، که در آن یک دهانه ورودی تراکم خارجی متقارن محوری برای عملکرد در عدد ماخ پروازی ۲/۱ به همراه یک محفظه احتراق به‌صورت یکپارچه با یکدیگر طراحی شد [۳۰]. سپاهی در سال ۲۰۲۰ با یک مطالعه تجربی اثر پارامترهای هندسی مجرای مکش لایه مرزی بر عملکرد یک ورودی فراصوتی تقارن محوری را مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان می‌داد که با افزایش مساحت دهانه ورودی مجرای مکش، بازیافت فشار کل در شرایط بحرانی و فروبحرانی افزایش یافته و اگر هم‌زمان مساحت

دهانه خروجی مجرای مکش نیز زیاد شود، بازیافت فشار به‌خصوص در شرایط فروبحرانی بهبود بیشتری می‌یابد [۳۱]. قنبری و همکاران در سال ۲۰۲۰ مطالعه کنترل جریان میدان مگنت و هیدرودینامیک در ورودی هوای فراصوت را انجام دادند. در آن مطالعه، بهینه‌سازی یک ورودی هوای مافوق صوت با استفاده از روش مگنت و هیدرودینامیک، به‌عنوان یک تکنیک کنترل جریانی پیشرفته، انجام شده است [۳۲].

در تحقیق حاضر، عمده تمرکز بر حوزه عملکرد دهانه ورودی قرار گرفته است؛ همچنین یک روش کنترل جریان برای بهبود عملکرد ورودی بر پایه ایجاد اسلات در محل قرارگیری موج ضربه‌ای نهایی ارائه شده و نتایج عددی آن در این باره نیز مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. در تحقیق حاضر کنترل جریان با استفاده از هندسه اسلات روی ورودی هوای مافوق در حالت سه‌بعدی و تأثیر آن بر عملکرد دهانه ورودی با طرح‌های مختلف بر محل قرارگیری موج ضربه‌ای قائم مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این پژوهش اسلات به‌صورت حساب‌شده در چند ردیف در عرض رمپ در محل مشخص بر اساس توصیه‌های مراجع ۲۴ و ۲۹ واقع شده است. سپس شبیه‌سازی عددی در دو حالت با و بدون اسلات انجام شده و پارامترهای مربوط به عملکرد ورودی در نقطه طراحی در این دو حالت با یکدیگر مقایسه شده است. مهم‌ترین پارامتر عملکردی مرتبط با ورودی هوا پارامتر بازیافت فشار کل است که در مقایسه با ورودی‌ها بسیار مورد مطالعه قرار می‌گیرند. بازیافت فشار کل، مشخصه بسیار مهمی در عملکرد ورودی است زیرا هر تغییری در آن به‌طور مستقیم روی نیرو جلوبردنگی تأثیر می‌گذارد. پارامتر بازیافت فشار کل مطابق رابطه

(۱) به صورت نسبت فشار سکون در دهانه موتور به فشار سکون جریان آزاد تعریف می‌شود.

$$TPR = \sigma = \frac{P_{te}}{P_{to}} \quad (1)$$

دو مورد از دیگر پارامترهای مهم عملکردی دهانه ورودی کسر دبی جرمی MFR و اعوجاج DC است. نسبت کسر دبی جرمی نسبت سطح جریان آزاد دریافت شده با ورودی (A_{∞}) به سطح ورودی در لبه پوسته (A_c) از رابطه (۲) محاسبه می‌شود و پارامتر اعوجاج که شاخصی بر یکنواختی و کیفیت جریان رسیده به موتور است، از رابطه (۳) محاسبه می‌شود.

$$MFR = \frac{\dot{m}_{inlet}}{\dot{m}_c} = \frac{A_{\infty}}{A_c} \quad (2)$$

$$DC = \frac{P_{0max} - P_{0min}}{P_{ave}} \quad (3)$$

۲. روش تحقیق

در این بخش معادله‌های حاکم، هندسه و روند حل به همراه اعتبارسنجی شرح داده می‌شود.

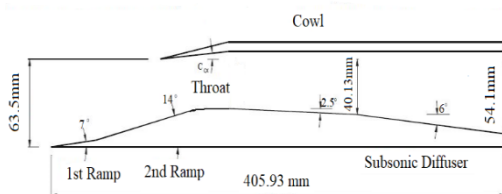
۲-۱. معادله‌های حاکم

به منظور شبیه‌سازی جریان در دهانه ورودی فراصوت از معادله‌های ناویراستوکس سه‌بعدی و تراکم‌پذیر با مدل آشفتگی SST $k - \omega$ استفاده شده است. این مدل آشفتگی، یک مدل دو معادله‌ای است. در این تحقیق، از شرط عدم لغزش بر سطح جسم استفاده شده است و با توجه به اینکه جریان فراصوت است و چگالی بر مبنای رابطه گاز کامل محاسبه می‌شود، شرط مرزی فشار در ورودی مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به شرایط حاکم بر میدان، حل گر به صورت چگالی مبنا انتخاب شده و فرمولاسیون کاملاً ضمنی برای حل معادله‌ها مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین برای محاسبه شارها از روش AUSM استفاده شده است. برای اینکه حل

راحت‌تر همگرا شود در ابتدا گسسته‌سازی مرتبه اول برای تحلیل استفاده شده است و پس از همگرایی کامل از گسسته‌سازی مرتبه دوم به منظور ادامه کار و به دست آوردن نتایج دقیق‌تر استفاده شده است.

۲-۲. هندسه، شبکه‌بندی و شرایط مرزی

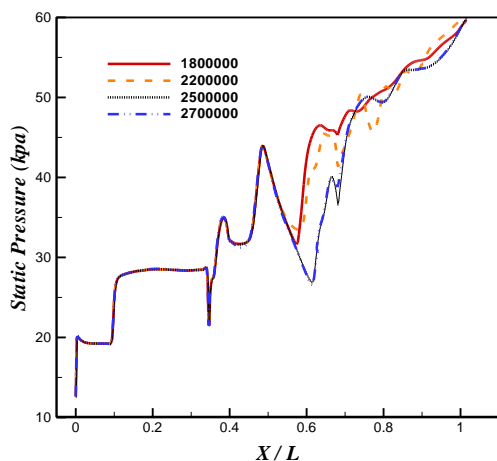
به منظور اعتبارسنجی و تحقیق، از هندسه دهانه ورودی در مرجع [۲۷] استفاده شده است. یک دهانه ورودی هوای تراکم ترکیبی از نوع رمپ توسط داس و پرساد به صورت عددی و تجربی در عدد ماخ طراحی ۲/۲ مورد آزمایش قرار گرفته است. مطابق با شکل ۱ در این دهانه ورودی از دو سطح رمپ تراکمی با زاویه‌های ۷ و ۱۵ درجه برای افزایش فشار در ناحیه تراکمی استفاده شده که با استفاده از یک موج ضربه‌ای قائم در دهانه ورودی جریان را مادون صوت کرده و به داخل دهانه ورودی هوا هدایت می‌کند. در نقطه طراحی، دهانه ورودی به صورتی طراحی شده است که نقطه تقاطع این امواج روی لبه پوسته (شرایط بحرانی) قرار بگیرند. ابعاد دهانه ورودی در شکل ۱ نشان داده شده است.



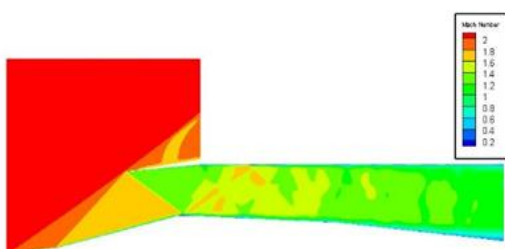
شکل ۱. مشخصات هندسی دهانه ورودی هوا

هندسه نشان داده شده در شکل ۱ به صورت سه‌بعدی برای شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفت. شبکه به صورت باسازمان و با در نظر گرفتن تراکم شبکه در نواحی تشکیل لایه مرزی، نواحی ایجاد موج ضربه، نواحی تداخل شوک و لایه مرزی ایجاد شده است. شکل ۲ شبکه ایجاد شده

گلوگاه مقداری فشار کاهش می‌یابد و در انتها نیز به دلیل وجود دیفیوزر به تدریج فشار روی دیواره افزایش می‌یابد. با توجه به این که فشار تخمین زده شده در دو شبکه ۲/۵ و ۲/۷ میلیون سلولی به هم نزدیک هستند؛ بنابراین شبکه محاسباتی با ۲/۵ میلیون سلول برای این شبیه‌سازی مناسب بوده و در ادامه از این شبکه استفاده شده است. برای مشاهده بهتر موج‌های ضربه‌ای ایجاد شده، کانتور ماخ در مقطع میانی ورودی هوا در شکل ۵ آورده شده است.



شکل ۴. نمودار توزیع فشار استاتیکی بر روی رمپ در حالت سه‌بعدی

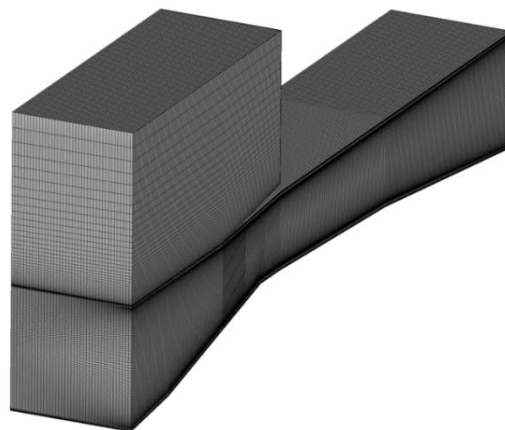


شکل ۵. کانتور عدد ماخ بر روی ورودی هوا

۲-۴. اعتبارسنجی

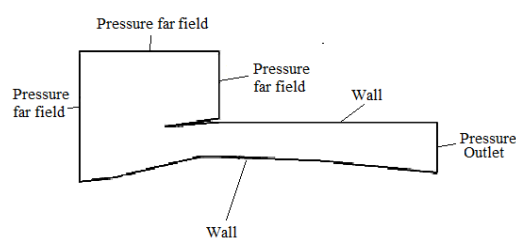
برای اعتبارسنجی حل عددی، از داده‌های تجربی داس و همکارانش [۲۷] استفاده شده است. شکل ۶ توزیع فشار استاتیک به فشار سکون جریان آزاد بر حسب فاصله بی‌بعد شده

در سطح رمپ، لبه پوسته دهانه ورودی سطح خروجی را نشان می‌دهد. در این شبکه y^+ در محدوده ۰/۰۷ واقع شده است.



شکل ۲. شبکه با سازمان ایجاد شده روی مدل

برای شبیه‌سازی جریان در دور دست، از شرط مرزی فشار در دور دست با عدد ماخ و فشار استاتیکی مطابق شکل ۳ استفاده شده است.



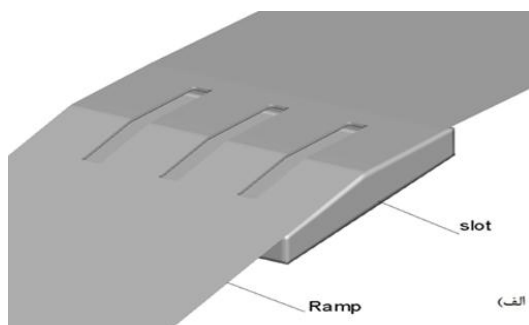
شکل ۳. شرایط مرزی برای مدل دهانه ورودی هوا

۲-۳. استقلال حل از شبکه

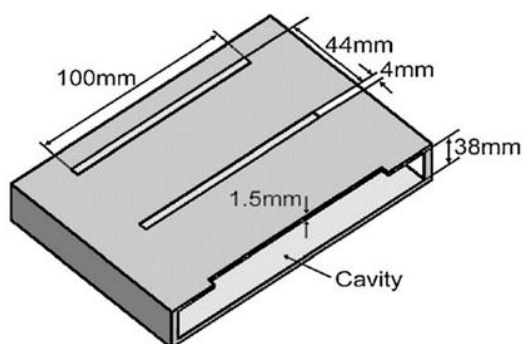
به منظور بررسی عددی عدم وابستگی پارامترهای جریان به تعداد سلول‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی، شبکه‌های ۱/۸، ۲/۲، ۲/۵ و ۲/۷ میلیون سلولی ایجاد شد. برای بررسی استقلال شبکه، فشار استاتیک روی دیواره میانی رمپ در این چهار شبکه مختلف محاسبه و نتایج در شکل ۴ ارائه شده است. این شکل جهش در فشار استاتیک به دلیل وجود موج‌های مایل اولیه، ثانویه و برخورد شوک به دیواره قابل‌شناسایی است. در حین شتاب‌گیری جریان در گذر از



تعداد و عرض بر عملکرد دهانه بررسی می‌شود. مشخصات این سه ترکیب اسلات در جدول ۱ نشان داده شده است. این سه گروه از نظر طول یکسان و برابر ۱۰۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده‌اند، ولی از نظر تعداد و عرض متفاوت‌اند، که با عناوین نوع A, B, C معرفی شده‌اند.



شکل ۷. مدل اسلات



شکل ۸. ابعاد هندسی اسلات

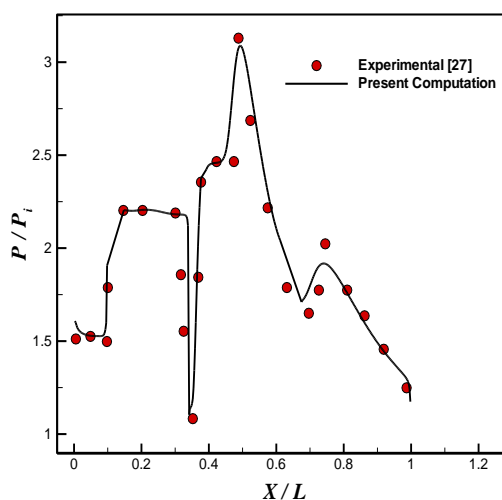
جدول ۱. انواع هندسه اسلات برای سه مدل مختلف

هندسه	تعداد اسلات	طول (mm)	عرض (mm)
A	۲	۱۰۰	۴
B	۳	۱۰۰	۴
C	۳	۱۰۰	۴/۹۴

۳. نتایج

به منظور دست‌یابی به منحنی عملکردی دهانه ورودی هوای فراصوت در عدد ماخ طراحی ۲/۲، شرایط مختلف جریان با پس فشارهای مختلف بررسی شده که نتایج آن در شکل ۹ نشان داده

روی رمپ دهانه ورودی موردنظر را نشان می‌دهد. مطابق با شکل ۶، با توجه به مدل ریاضی به‌کارگرفته شده در نرم‌افزار، نتایج عددی و تجربی از تطابق خوبی برخوردارند. میزان بیشترین و متوسط اختلاف داده‌های تحلیل حاضر با داده‌های تجربی مرجع ۲۷ به ترتیب حدود ۴ و ۲ درصد به‌دست آمده است که نشان می‌دهد تحلیل عددی با دقت مناسبی رفتار توزیع فشار بر روی رمپ را شبیه‌سازی کرده است.



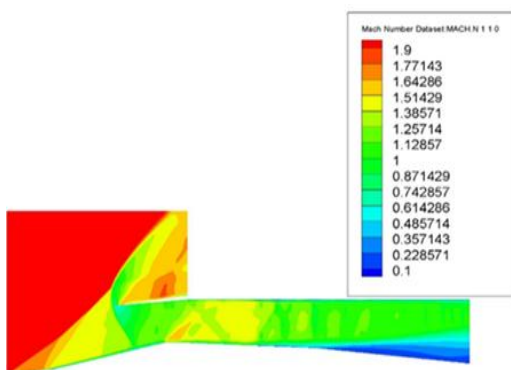
شکل ۶. مقایسه توزیع فشار بر روی رمپ در زاویه پوسته ۴ درجه

۲-۵. مدل‌سازی اسلات

به منظور بررسی اثر اسلات بر عملکرد دهانه ورودی، روی هندسه قبلی شیارهای لازم تعبیه می‌شود. برای مدل‌سازی اسلات‌ها مطابق شکل ۷ استفاده شده است؛ بدین ترتیب که بعد از مدل کردن دهانه ورودی هوا، مدل اسلات با توجه به نتایج مرجع [۲۹] که در آن انواع اسلات با عرض، عمق و طول مختلف برای کنترل جریان ارائه شده، انتخاب شده است. در شکل ۸ ابعاد هندسی اسلات نمونه‌وار با عرض شیار ۴ mm و طول ۱۰۰ mm ارائه شده است.

در این مقاله اثر سه ترکیب اسلات از نظر

هندسه مرجع و همان میدان جریان در اعداد ماخ ۲ که ۱۰ درصد کمتر از ماخ نقطه طراحی و عدد ماخ ۲/۴ که حدود ۱۰ درصد بیشتر از عدد ماخ طراحی و مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد، در عدد ماخ ۲، شکل ۱۰ با توجه به اینکه دهانه ورودی برای عدد ماخ ۲/۲ طراحی شده زاویه موج ضربه‌ای ایجاد شده ابتدایی زاویه بزرگ‌تری نسبت به حالت طراحی دارد این مسئله باعث می‌شود که زاویه موج ضربه‌ای بعدی نیز تحت تأثیر قرار گرفته و در عدد ماخ کمتر از نقطه طراحی موج ضربه‌ای روی لبه پوسته به صورت کمانی قرار گیرد و باعث افزایش پسا بر روی دهانه ورودی شود.

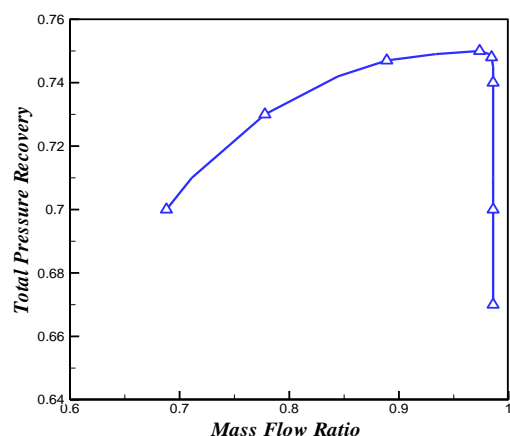


شکل ۱۰. کانتور عدد ماخ ۲ در یک نقطه فرابحرانی هندسه مرجع

در عدد ماخ ۲/۴ که بزرگ‌تر از عدد ماخ طراحی است (شکل ۱۱)، موج ضربه‌ای مایل ایجاد شده از اولین انحراف جسم مرکزی به داخل دهانه ورودی رفته، باعث انعکاس‌های پیاپی و جدایش زودتر جریان در داخل دهانه ورودی می‌شود که این جدایش به سمت انتهای کانال دهانه ورودی گسترش می‌یابد و باعث کاهش شدید بازیافت فشار می‌شود.

یکی از روش‌های بهبود دهانه ورودی هوا در مورد افت‌های ایجاد شده در اثر تقابل موج

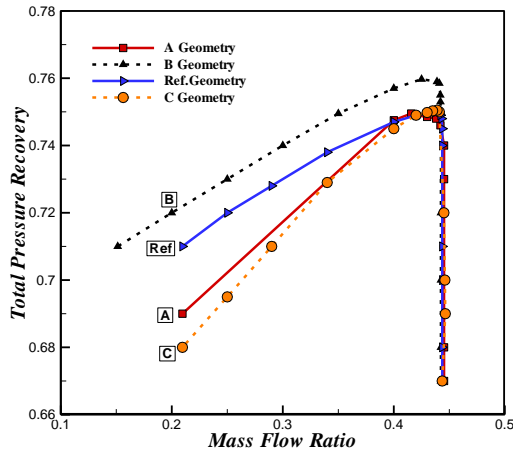
شده است. در پس فشارهای کم موج قائم در حالت مافوق بحرانی در داخل کانال قرار گرفته است، با افزایش پس فشار، موج ضربه‌ای قائم به سمت جلو دهانه ورودی حرکت می‌کند طوری که دبی عبوری در کانال ثابت باقی می‌ماند، تا جایی که موج قائم در مقطع ورودی دهانه قرار گیرد. سپس با افزایش بیشتر پس فشار، موج ضربه‌ای به بیرون دهانه رفته در حالت مادون بحرانی قرار می‌گیرد. با قرارگیری موج ضربه‌ای در حالت مادون بحرانی، سرریز جریان افزایش یافته و دبی ورودی به کانال کاهش می‌یابد. جریان هوای کم انرژی در گذر از ساقه موج ضربه‌ای نواحی پایین دست سبب می‌شود لایه مرزی رشد بیشتری داشته باشد و این اتفاق می‌تواند به جدایش زودرس جریان داخلی دهانه ورودی هوا منجر شود و اتلاف بیشتر در دهانه ورودی را به همراه داشته باشد. این اثر، سبب افت فشار کل و در نتیجه کاهش بازیافت فشار و همچنین افزایش واپیچش در جریان دهانه ورودی می‌شود. در این تحقیق با توجه به اینکه یک دهانه ورودی در اعداد ماخ مختلفی عمل می‌کند.



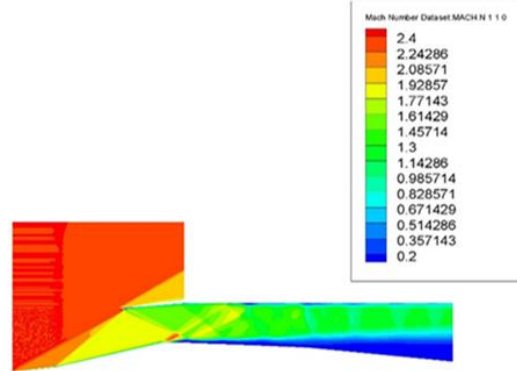
شکل ۹. نمودار عملکردی دهانه ورودی در شرایط هندسه مرجع و عدد ماخ ۲/۲

رفتار دهانه ورودی در شرایط خارج از طرح در

ضربه‌ای و لایه‌مرزی؛ همچنین کنترل پایداری دهانه ورودی هوا، استفاده از روش غیرفعال کنترل جریان است.



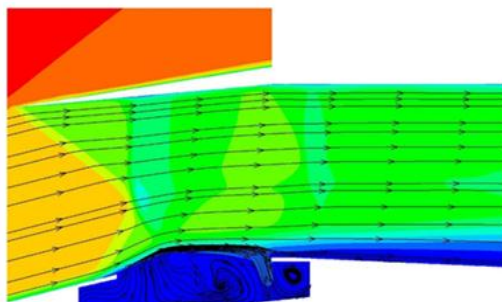
شکل ۱۳. مقایسه نمودار عملکردی دهانه ورودی مرجع با انواع دارای اسلات در عدد ماخ ۲/۲



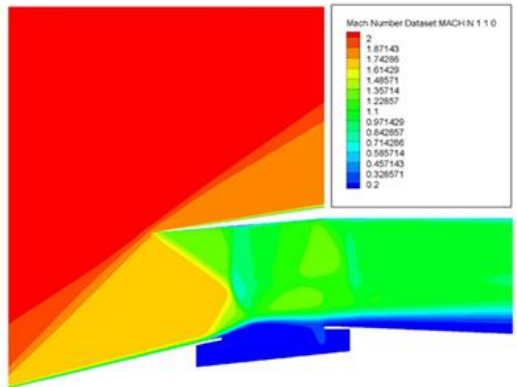
شکل ۱۱. کانور عدد ماخ ۲/۴ در یک نقطه فرابحرانی برای هندسه مرجع

در این تحقیق از روش غیرفعال کنترل جریان اسلات برای بررسی نمودار عملکردی دهانه ورودی استفاده شده است. بدین منظور طبق جدول ۱ سه نوع حالت هندسه اسلات A، B و C روی جسم مرکزی دهانه ورودی در محل شکل‌گیری موج لامبدا شکل ۱۲ تولید و مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست‌آمده برای سه هندسه اسلات A، B و C با نتایج هندسه مرجع بر روی نمودار عملکردی شکل ۱۳ مقایسه شده است.

مقایسه نتایج به‌دست‌آمده برای شکل ۱۳ نشان می‌دهد. با توجه به قرارگیری پایه موج ضربه‌ای لامبدا روی اسلات شکل ۱۴، نفوذ جریان به داخل اسلات و چرخش در داخل اسلات ارتباط فیزیکی بین فشار جلو و عقب موج ضربه‌ای برقرار می‌شود. به صورتی که اختلاف طرف موج ضربه‌ای به سمت تعدیل فشار پیش رفته و یک جریان طولی در اسلات برقرار می‌شود. این تعدیل فشار باعث تأثیرگذاری روی موج ضربه‌ای نهایی شده و بر موج لامبدا اثر می‌گذارد و به افزایش بازیافت فشار منجر می‌شود.



شکل ۱۴. خطوط جریان و بردار سرعت در داخل اسلات و اطراف آن هندسه نوع B

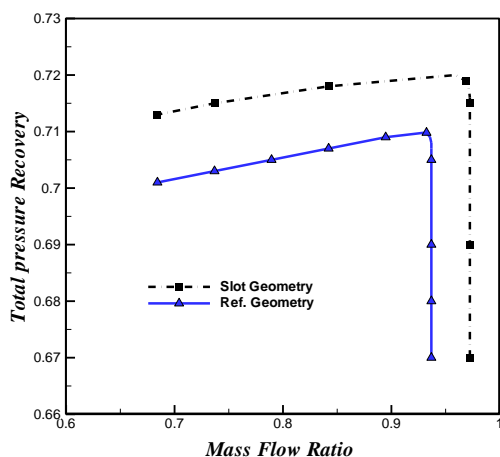


شکل ۱۲. محل قرارگیری آرایش موج ضربه‌ای روی اسلات در نقطه طرح

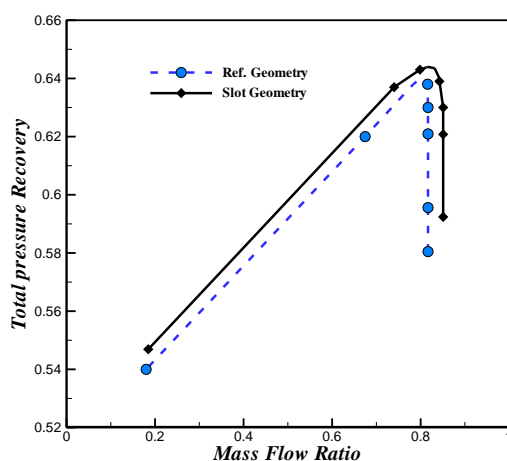
این مسئله باعث تأخیر در جدایش لایه‌مرزی و افزایش محدوده عملکردی دهانه ورودی



می‌شود. بررسی نتایج عملکردی شکل ۱۳ نشان می‌دهد. هندسه نوع B نتایج بهتری با توجه به تعداد بیشتر شیار و توزیع مناسب بر جسم مرکزی دهانه ورودی نسبت به هندسه A و C دارد. هندسه نوع B، ۱/۵ درصد بهبود کارایی از خود نشان می‌دهد. افزایش ۱ درصدی در بازیافت فشار می‌تواند به بهبود ۱/۵ درصدی در تراست منجر شود. در ادامه این تحقیق با توجه به اینکه هندسه نوع B نتایج بهتری در نقطه طرح از خود نشان می‌دهد، برای بررسی در اعداد ماخ خارج از طرح (۲ و ۲/۴) انتخاب شده و نتایج به دست آمده با نتایج عدد ماخ طراحی مقایسه شده‌اند. مقایسه نتایج نشان می‌دهد، در عدد ماخ کمتر از عدد ماخ طراحی شکل ۱۵ هندسه نوع B باعث افزایش ۱/۵ درصدی در بازیافت فشار و ۱ درصدی دبی می‌شود. افزایش میزان دبی ورودی برای هندسه B به معنای کاهش دبی سرریز است (شکل ۱۴) که این امر موجب می‌شود دهانه ورودی پسای کمتری داشته باشد. همچنین مقایسه نتایج عملکردی برای عدد ماخ بیشتر از ماخ طراحی شکل ۱۶ نشان می‌دهد که استفاده از هندسه نوع B علاوه بر افزایش ۱ درصدی در بازیافت فشار باعث افزایش ۱ درصدی دبی ورودی شده که این امر منجر به افزایش محدوده عملکردی دهانه ورودی به خاطر کاهش دبی سرریز می‌شود. جدول ۲ پارامترهای عملکردی بیان شده مرتبط با عملکرد دهانه ورودی را در دو حالت با و بدون استفاده از اسلات را در نقطه طرح مورد مقایسه قرار می‌دهد. با توجه به جدول ۲ با ایجاد اسلات پارامتر بازیافت فشار افزایش و پارامتر واپیچش کاهش می‌یابد که نشان‌دهنده بهبود در عملکرد دهانه ورودی است.



شکل ۱۵. نمودار عملکردی دهانه ورودی برای هندسه مرجع و هندسه همراه با اسلات نوع B در شرایط خارج از طرح (عدد ماخ ۲)



شکل ۱۶. نمودار عملکردی دهانه ورودی برای هندسه مرجع و هندسه همراه با اسلات نوع B در شرایط خارج از طرح (عدد ماخ ۲/۴)

جدول ۲. مقایسه پارامترهای عملکردی

TPR	DC	نوع سیستم / پارامترهای عملکردی
۰/۷۶۲	۰/۱۵۴	با استفاده از اسلات
۰/۷۴۵	۰/۱۶۷	بدون استفاده از اسلات

۴. جمع‌بندی

در مقاله حاضر، یک دهانه ورودی هوای فراصوت با تراکم ترکیبی با هندسه مشخصی در دو حالت با و بدون اسلات شبیه‌سازی، بررسی و

مورد تحلیل عددی قرار گرفته است. این شبیه‌سازی در حالت سه‌بعدی و در عدد ماخ طراحی ۲/۲، همچنین در دو عدد ماخ خارج از طراحی انجام شده است. برای شبیه‌سازی از مدل آشفتنگی $k - \omega$ SST استفاده شده است و نتایج با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در ادامه با قرار دادن سه نوع هندسه اسلات A، B و C روی هندسه طرح و مقایسه نتایج عملکردی هندسه طرح با هندسه‌های اسلات انجام شده است. نتایج نشان می‌دهند، استفاده از اسلات می‌تواند روش قابل قبولی به منظور بهبود عملکرد دهانه ورودی باشد. همچنین استفاده از هندسه‌های مختلف از نظر تعداد و پهنا اثر قابل توجهی بر رفتار جریان در رفتار عملکردی دهانه ورودی دارد. استفاده از هندسه نوع B که از سه اسلات استفاده می‌کند، نتایج عملکردی بهتری نسبت به دو مدل دیگر از خود نشان می‌دهد و باعث بهبود ۱/۵ درصدی بازیافت فشار روی نمودار عملکردی دهانه ورودی شده است. نتایج عددی برای دهانه به همراه اسلات نشان داد که عملکرد اسلات در شرایط خارج از طرح نیز در جهت بهبود عملکرد دهانه ورودی همراه با افزایش دبی است.

۵. مراجع

- [4] M. R. Soltani, M. Farahani, J. Sepahi, Numerical and Experimental Simulation of an Axisymmetric Supersonic Inlet, *AeroTech III 2009 Conference, 18-19 Nov, Kuala Lumpur, Malaysia, 2009*, 2009.
- [5] J. R. Blackaby, E. Lyman, J. A. Altermann III, *Inlet Performance Characteristics from Wind-Tunnel Tests of a 0.10-Scale Air-Induction System Model of the YF-108A Airplane at Mach Numbers of 2.50, 2.76, and 3.00*, NASA Report, 1959.
- [6] J. Hawkins, F. Kirkland, R. L. Turner, *Inlet spillage drag tests and numerical flow-field analysis at subsonic and transonic speeds of a 1/8-scale, two-dimensional, external-compression, variable-geometry, supersonic inlet configuration*, Ames Research Center, 1976.
- [7] J. D. Anderson *Fundamentals of aerodynamics*, New York Ma Grow-Hill, 1991.
- [8] C. Smith, G. Smith, Two stage supersonic inlet (TSSD): 10-inch model calculations, *NASA, CR-2005-213287*, 2005.
- [9] A. Beke, J. Allen, *Force and pressure-recovery characteristics of a conical-type nose inlet operating at Mach numbers of 1.6 to 2.0 and at angles of attack to 9 degrees*, NACA RM E52I30, National Advisory Committee for Aeronautics, 1952.
- [10] W. Moeckel, J. Connors, A. Schroeder, *Investigation of Shock Diffusers at Mach Number 1.85. 1-Projecting Single Shock Cones*, National Advisory Committee for Aeronautics Cleveland OH Lewis Flight Propulsion Lab, 1947.
- [11] M. Neale, P. Lamb, More tests with a variable ramp intake having a design mach number of 2.2, 1967.
- [12] S. Pandian, J. Jose, M. Patil, P. Srinivasa, Hypersonic air intake performance improvement through different bleed systems, *ISOABE, ISABE- International Symposium on*
- [1] E. L. Goldsmith, J. Seddon, *Practical intake aerodynamic design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [2] J. D. Mattingly, W. H. Heiser, D. T. Pratt, *Aircraft engine design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [3] M. Soltani, M. Farahani, Experimental investigation of effects of Mach number on the flow instability in a supersonic inlet, *Experimental Techniques*, vol. 37, no. 3, pp. 46-54, 2013.



- Multicriteria design optimization of a supersonic inlet based upon global missile performance, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 3, pp. 542-558, 2004.
- [22] T. Mitani, N. Sakuranaka, S. Tomioka, K. Kobayashi, Boundary-layer control in Mach 4 and Mach 6 scramjet engines, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 21, no. 4, pp. 636-641, 2005.
- [23] S. Trapier, P. Duveau, S. Deck, Experimental study of supersonic inlet buzz, *AIAA journal*, vol. 44, no. 10, pp. 2354-2365, 2006.
- [24] H. Babinsky, *Understanding micro-ramp control of supersonic shock wave boundary layer interactions*, CAMBRIDGE UNIV (UNITED KINGDOM), 2007.
- [25] B. J. Tillotson, E. Loth, J. C. Dutton, J. Mace, B. Haefele, Experimental study of a Mach 3 bump-compression flowfield, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 25, no. 3, pp. 545-554, 2009.
- [26] S. D. Kim, Aerodynamic design of a supersonic inlet with a parametric bump, *Journal of Aircraft*, vol. 46, no. 1, pp. 198-202, 2009.
- [27] S. Das, J. Prasad, Cowl Deflection Angle in a Supersonic Air Intake, *Defence Science Journal*, vol. 59, no. 2, 2009.
- [28] A. Weiss, H. Olivier, Shock boundary layer interaction under the influence of a normal suction slot, *Shock Waves*, vol. 24, no. 1, pp. 11-19, 2014.
- [29] M. Karbasizadeh, A. Babaei, M. Bazazzadeh, M. Menshadi, Optimization of slot geometry in shock wave boundary layer interaction phenomenon by using CFD-ANN-GA cycle, *Aerospace Science and Technology*, vol. 71, pp. 163-171, 2017. (in Persian فارسی)
- [30] M. H. Mohammadi, M. Bazazzadeh, M. Mirzabozorg, Design *Air Breathing Engines*, 15 th, Bangalore, India, 2001.
- [13] C. Herrmann, W. Koschel, Experimental investigation of the internal compression inside a hypersonic intake, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [14] B. U. Reinartz, C. D. Herrmann, J. Ballmann, W. W. Koschel, Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 19, no. 5, pp. 868-875, 2003.
- [15] 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, pp. 2755, 1995.
- [16] P. Vivek, S. Mittal, Buzz instability in a mixed-compression air intake, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 25, no. 3, pp. 819-822, 2009.
- [17] D. Gefroh, E. Loth, C. Dutton, S. McIlwain, Control of an oblique shock/boundary-layer interaction with aeroelastic mesoflaps, *AIAA journal*, vol. 40, no. 12, pp. 2456-2466, 2002.
- [18] E. S. Hafenrichter, Y. Lee, J. C. Dutton, E. Loth, Normal shock/boundary-layer interaction control using aeroelastic mesoflaps, *Journal of propulsion and power*, vol. 19, no. 3, pp. 464-472, 2003.
- [19] R. K. Jaiman, E. Loth, J. Dutton, Simulations of normal shock-wave/boundary-layer interaction control using mesoflaps, *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 2, pp. 344-352, 2004.
- [20] H. Holden, H. Babinsky, Separated shock-boundary-layer interaction control using streamwise slots, *Journal of Aircraft*, vol. 42, no. 1, pp. 166-171, 2005.
- [21] A. Gaiddon, D. Knight, C. Poloni,



and simulation of ultrasonic inlet operation with combustion chamber based on Ramjet engine requirements, *National Conference on Knowledge and Technology of Electrical Engineering, Computer and Mechanics of Iran, June 2019*, 2019. (in Persian فارسی)

[31] M. A. Maljaee, J. Sepahi-Younsi, Experimental Study of Effects of Bleed Geometric Parameters on the Performance of a Supersonic Axisymmetric Intake, 2018. (in Persian فارسی)

[32] A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, A. Shams Taleghani, Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 9, no. 1, pp. 157-170, 2020. (in Persian فارسی)

