Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(7) (2020) 455-458
DOI: 10.22060/mej.2018.14823.5952

Experimental Study of Effects of Bleed Geometric Parameters on the Performance of a Supersonic Axisymmetric Intake

M. A. Maljaee and J. Sepahi-Younsi*

Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

ABSTRACT: A supersonic axisymmetric mixed compression air intake has been experimentally studied in a wind tunnel at three free-stream Mach numbers of 1.8, 2.0 and 2.2 at zero degrees angle of attack. Shadowgraph flow visualization has been used as well as the pressure transducers. By applying a suction slot over the external compression surface upstream of the throat, the effects of changing the area of the bleed entrance and exit on the intake performance parameters such as mass flow ratio, total pressure recovery, flow distortion and bleed mass flow ratio have been investigated. The results showed that by increasing the area of the bleed entrance, total pressure recovery increases in critical and subcritical conditions and if simultaneously the area of the bleed exit increases, the pressure recovery will be further improved, especially in subcritical condition. The results also indicated that if the area of the bleed entrance becomes very large, it can have an adverse effect on the intake performance, especially in the critical condition even worse than the no bleed case. However, using a large bleed entrance can postpone the buzz onset at off-design conditions.

Review History:

Received: 13/08/2018
Revised: 28/10/2018
Accepted: 03/12/2018
Available Online: 19/12/2018

Keywords:

Supersonic intake
Intake performance
Boundary layer bleed
Total pressure recovery
Mass flow ratio

1- INTRODUCTION

The air-breathing engines are used in all the airplanes and some missiles. In these engines, the required air for the combustion process and thrust production is supplied from the environment. Accordingly, an aerial engine should be equipped with an air intake. Efficient airflow compression through the intake is essential for the proper functioning of the air-breathing engines. As an example, for the combustion process of a ramjet engine, the Mach number at the inlet to the combustion chamber must be about 0.4, or in a turbojet engine, the Mach number at the compressor entrance must be below 0.4. Fig. 1 shows the supersonic intake in an air-breathing engine.

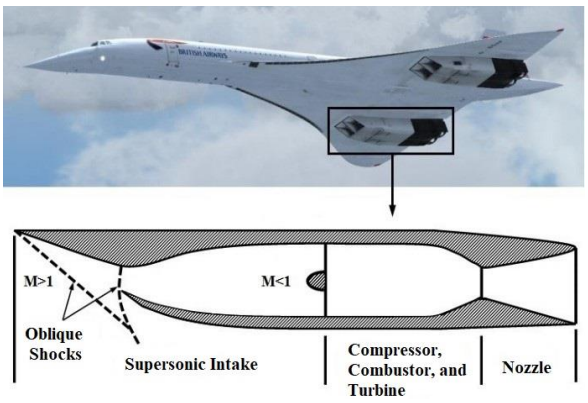


Fig. 1. The engine components in a supersonic airplane

*Corresponding author's email: jsepahi@um.ac.ir

Different methods have been introduced to improve the intake performance, such as bleeding and blowing of the boundary layer [1, 2], using vortex generators [3], etc. Among them, the boundary layer suction or bleed is seemed to be the better one because it can be simply applied and it is an efficient technique.

A series of the experimental study were performed by Soltani et al. [4, 5] to detect effects of the bleed on the performance of a mixed compression intake at free-stream Mach numbers of 1.8, 2.0 and 2.2. The bleed was a slot and was located over the spike tip. According to this research, when the bleed is applied downstream of the shock position, the intake performance is improved.

In this paper, effects of the width of the bleed slot (narrow bleed, mediocre bleed, and wide bleed) on the performance of a mixed compression intake have been studied experimentally. The intake was for a freestream Mach number of 2.0. However, tests were further performed for freestream Mach numbers of 1.8, 2.0 and 2.2 at zero degrees angle of attack. At every experiment, some back pressures were imposed at the intake exit using a conical plug. Performance parameters considered in this paper are Total Pressure Recovery (TPR), Mass Flow Ratio (MFR), Flow Distortion (FD), and Bleed Mass Flow Ratio (BMFR).

2- EXPERIMENTAL METHODOLOGY

All tests were performed in a wind tunnel with a rectangular test section of 60×60 cm^2. The turbulence intensity of the flow in this wind tunnel ranges from 0.4% to 1.4%, depending on

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

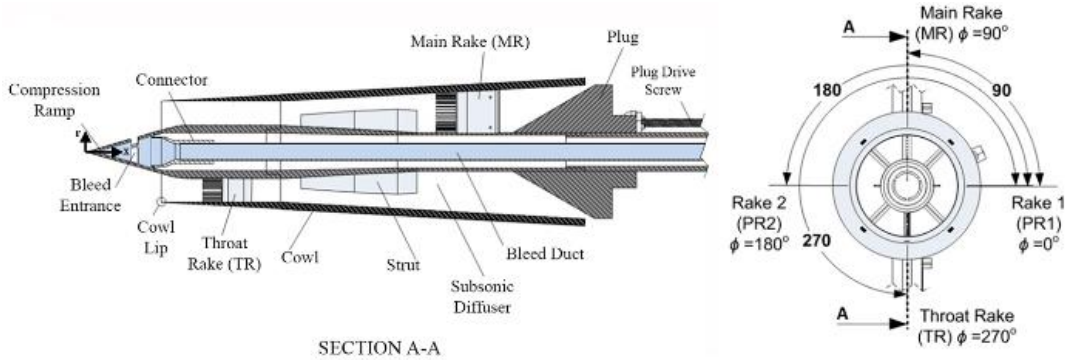


Fig. 2. Schematic view of the intake model and its instrument [1]

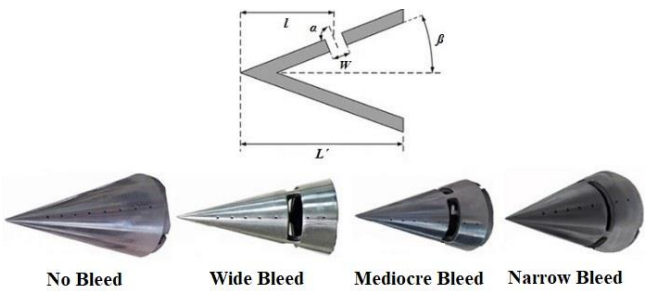


Fig. 3. Spike tip cones used in this study

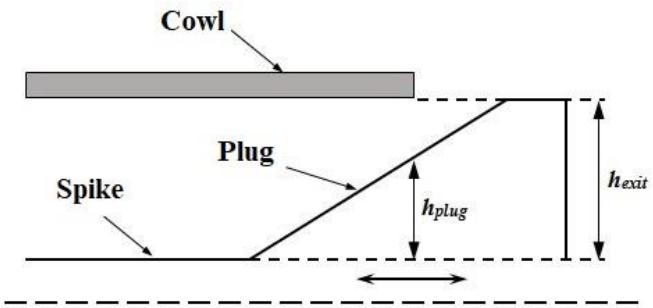


Fig. 4. Parameters used in the definition of EBR

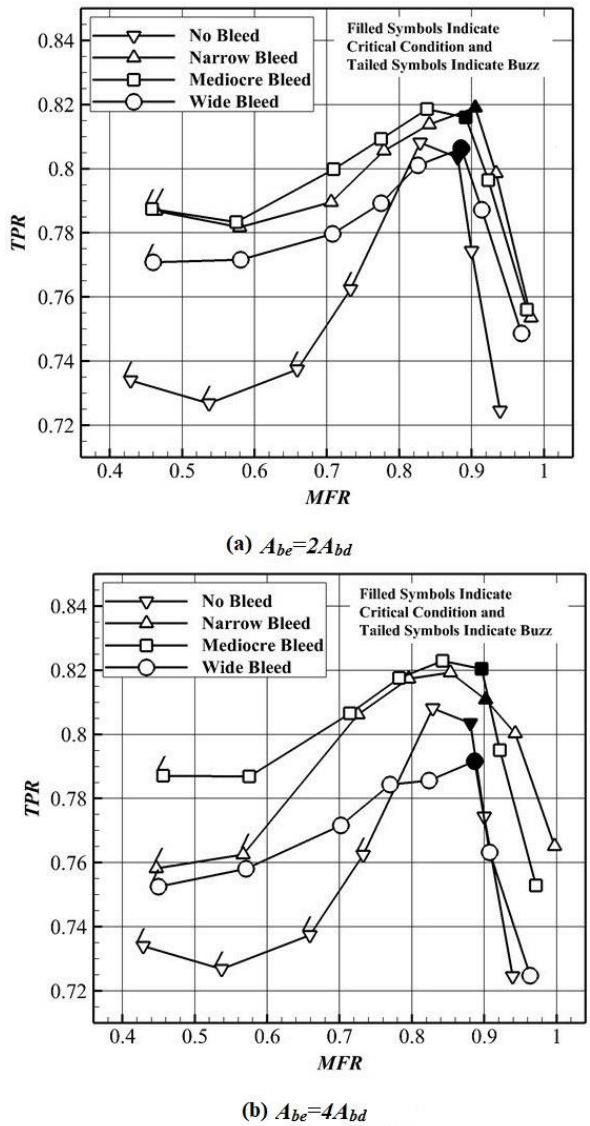


Fig. 5. Performance curves of the intake for every tip cone at M_∞=2.0

the freestream Mach number. The Reynolds number in the test section was varied from 6.37×10^6 to 7×10^7 per meter. The wind tunnel is trisonic; $0.4\leq M_\infty\leq3.0$; and freestream Mach number is controlled using a variable nozzle and by setting the engines. The flow angle in the test section for a Mach number of 2.0 is about 0.5°. A pitot tube is used to measure the freestream Mach number with a maximum error of 0.8% [1].

Fig. 2 shows the intake model used in the experiments. It is an axisymmetric intake with the design Mach number of 2.0 and has an *L/d* of 3.4. The intake has a semi-cone angle of 16°. The tip cone of the spike can be replaced to investigate the effects of the bleed entrance area. Four tip cones are used in this study that have been depicted in Fig. 3 [1].

Exit Blockage Ratio (EBR), is defined to incorporate effects of the plug position. It is defined as the ratio of the exit duct height blocked by the plug to the total height of the exit duct. As a result, when EBR is 100%, the exit area is fully closed and when it is 0% it is fully open. Eight values for EBR; 55.0%, 60.0%, 62.5%, 65.0%, 67.5%, 70.0%, 75.0%, and 80.0% have been examined at every Mach number and tip cone [1].

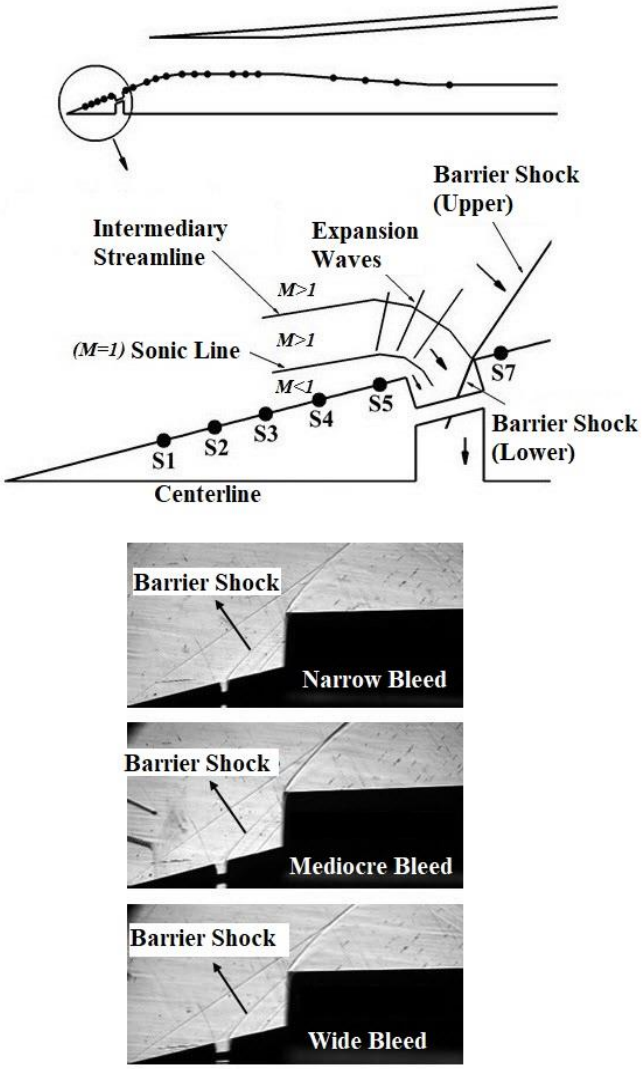


Fig. 6. Flow characteristics around the bleed slot along with the shadowgraph pictures

3- RESULTS AND DISCUSSION

As seen from Fig. 5, applying the bleed has been improved the intake performance and postponed the buzz onset significantly. As seen the mediocre bleed has a better performance as compared with the others. As seen in Fig. 6, a barrier shock is formed around the bleed entrance that its strength and orientation have considerable effects on the intake performance and stability.

4- CONCLUSIONS

In this study, the effects of changing the area of the bleed entrance and outlet on the performance of an axisymmetric mixed compression air intake at three freestream Mach numbers of 1.8, 2.0, and 2.2 have been experimentally investigated. Results showed that narrow bleed decreases the bleed mass flow rate, however, the intake is less stable when it is equipped with this cone. The mediocre bleed showed a better performance as compared with the narrow and wide bleed cones. The exit area of the bleed duct had considerable effects on the bleed mass flow rate.

REFERENCES

[1] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, M. Farahani, Effects of Boundary-Layer Bleed Parameters on Supersonic Intake Performance, Journal of Propulsion and Power, 31(3) (2015) 826-836.

[2] R.H. Tindell, Blown boundary layer control system for a jet aircraft, United States, Grumman Aerospace Corporation, (1995) 5447283.

[3] B.A. Reichert, B.J. Wendt, Improving Curved Subsonic Diffuser Performance with Vortex Generator, AIAA Journal, 34(1) (1996) 65-72.

[4] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, A. Daliri, Performance Investigation of a Supersonic Air Intake in the Presence of the Boundary-Layer Suction, Journal of Aerospace Engineering, 229(8) (2015) 1495-1509.

[5] M.R. Soltani, A. Daliri, J. Sepahi Younsi, M. Farahani, Effects of Bleed Position on Stability of a Supersonic Inlet, Journal of Propulsion and Power, 32(5) (2016) 1153-1166.

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۷، سال ۱۳۹۹، صفحات ۱۸۰۹ تا ۱۸۲۸
DOI: 10.22060/mej.2018.14823.5952

مطالعه تجربی اثر پارامترهای هندسی مجرای مکش لایه مرزی بر عملکرد یک ورودی فراصوتی تقارن‌محوری

محمد علی ملجائی، جواد سپاهی یونسی*

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

خلاصه: یک ورودی هوای فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی با هندسه تقارن‌محوری در سه عدد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲ و زاویه حمله صفر درجه به صورت تجربی آزمایش شده است. در کنار استفاده از حسگرهای فشار، از سیستم سایه‌نگاری برای آشکارسازی جریان استفاده شده است. در این ورودی با ایجاد مکش لایه مرزی بر روی سطح تراکم خارجی در بالادست گلوگاه، اثرات تغییر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر پارامترهای عملکردی ورودی از قبیل نسبت دبی جرمی، بازیافت فشار کل، اعوجاج جریان و نسبت دبی جرمی مجرای مکش بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد 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 خصوصا در شرایط فروبحرانی بهبود بیشتری می‌یابد. اگر مساحت دهانه ورودی مجرای مکش بیش از حد زیاد شود می‌تواند اثر معکوسی بر عملکرد ورودی داشته باشد و خصوصا در شرایط بحرانی حتی بیشتر از زمانی‌که دهانه ورودی مجرای مکش کاملا بسته است، موجب افت کمیت‌های عملکردی ورودی شود. با این حال استفاده از دهانه ورودی بزرگ برای مجرای مکش می‌تواند در شرایط خارج از نقطه طراحی موجب تأخیر در پدیده باز شود.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۲۲-۰۵-۱۳۹۷
بازنگری: ۰۶-۰۸-۱۳۹۷
پذیرش: ۱۲-۰۹-۱۳۹۷
ارائه آنلاین: ۲۸-۰۹-۱۳۹۷

کلمات کلیدی:
ورودی فراصوتی
عملکرد ورودی
مجرای مکش لایه مرزی
بازیافت فشار کل
نسبت دبی جرمی

۱- مقدمه

موتورهای هواتنفسی[1] در تمامی هواپیماها و برخی از موشک‌ها کاربرد دارد. در این موتورها هوای مورد نیاز برای انجام فرآیند احتراق و تولید نیروی رانش از محیط دریافت می‌شود. بر همین اساس موتور هواتنفسی باید مجهز به ورودی و سیستم هدایت هوا باشد. تراکم مؤثر هوای گذرنده از مجرای ورودی برای کارکرد مطلوب موتورهای هواتنفسی بسیار ضروری است. به عنوان نمونه برای فرآیند احتراق در یک موتور رم‌جت لازم است که عدد ماخ در ورودی محفظه احتراق حدود ۰/۴ باشد و یا در یک موتور توربوجت، عدد ماخ جریان هنگام رسیدن به سطح کمپرسور باید کمتر از ۰/۴ باشد.

در پروازهای فراصوتی، ورودی هوای موتور همانند یک کمپرسور عمل کرده به گونه‌ای که هوا را با همان شرایط اولیه جریان آزاد گرفته و با ایجاد امواج ضربه‌ای و تغییرات مساحت جریان، عدد ماخ جریان را کاهش داده و فشار استاتیک آن را بالا می‌برد و در نهایت با یک شرایط مطلوب تحویل قسمت بعدی موتور می‌دهد. این فرآیند به صورت ساده و شماتیک برای موتور یک هواپیمای فراصوتی در شکل ۱ نشان داده شده است.

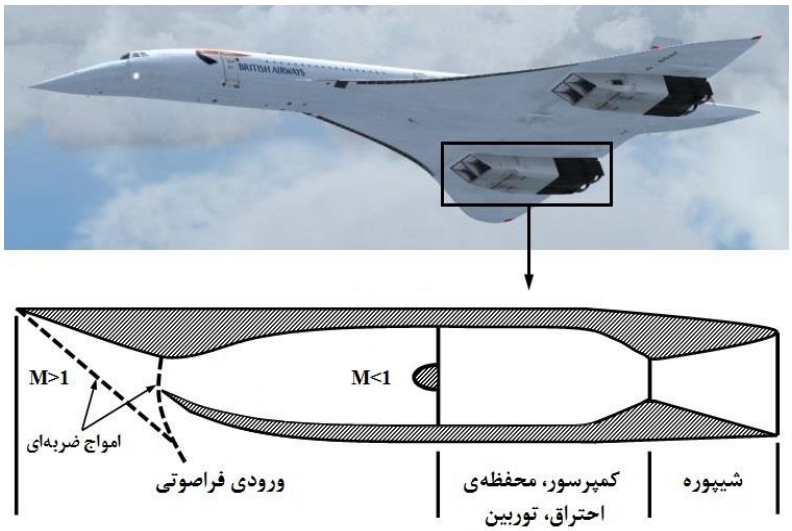
با توجه به کاهش سرعت و افزایش فشار استاتیک جریان در مجرای ورودی، لایه‌های مرزی موجود بر روی سطوح داخلی همگی در معرض گرادیان فشار معکوس قرار داشته که وضعیتی کلاسیک برای ایجاد جدایش جریان است. تداخل لایه مرزی و امواج ضربه‌ای نیز جدایش جریان را تسهیل می‌کند. از لحاظ تاریخی اغلب مشکلات مرتبط با توسعه ورودی‌ها را می‌توان به مسئله گفته شده و یا سایر رفتارهای لایه مرزی نسبت داد [۱].

در ورودی‌های فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی، تراکم جریان با استفاده از یک سری موج ضربه‌ای مایل خارج از دهانه ورودی، یک سری موج ضربه‌ای مایل داخل ورودی و در نهایت یک موج ضربه‌ای نرمال داخل گلوگاه انجام می‌شود. منحنی عملکردی

1 Airbreathing

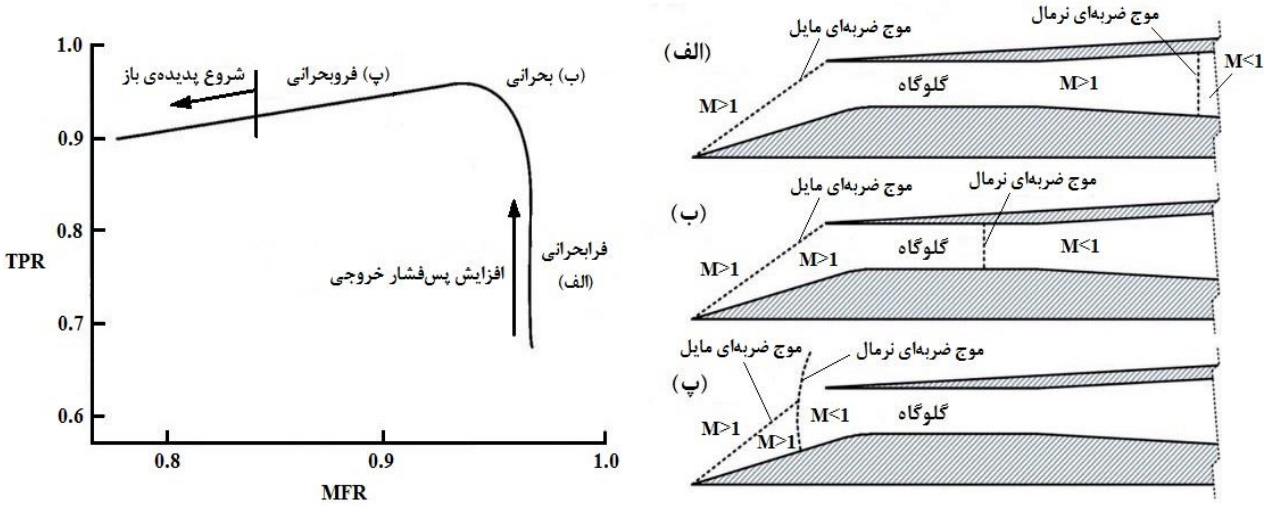
* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: jsepahi@um.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.



شکل ۱: اجزای مختلف موتور یک نمونه هواپیمای فراصوتی

Fig. 1: The engine components in a supersonic airplane



شکل ۲: منحنی عملکردی ورودی فراصوتی با تراکم ترکیبی و شکل شماتیک جریان در حالت‌های کاری مختلف [۲]

Fig. 2: Performance curve of a supersonic mixed compression intake and a schematic view of the flow at different operational conditions [2]

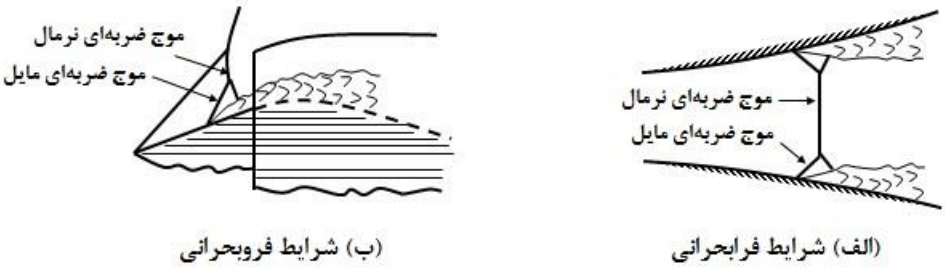
برای این نوع ورودی به همراه شکل شماتیک جریان در حالت‌های کاری مختلف ورودی در شکل ۲ نشان داده شده است.

هنگامی‌که میزان پس‌فشار ورودی پایین است، شرایط کاری ورودی فرابحرانی[1] است. در این حالت که در شکل ۲ (الف) نشان داده شده است، یک موج ضربه‌ای نرمال در پایین‌دست گلوگاه قرار می‌گیرد. این موج ضربه‌ای نرمال نسبتا قوی و در نتیجه افت فشار کل زیاد است. با افزایش پس‌فشار، موج ضربه‌ای نرمال شروع به حرکت به طرف بالادست کرده و به تدریج در اثر کاهش سطح مقطع مجرای ورودی از قدرت آن کاسته می‌شود. هنگامی‌که پس‌فشار به اندازه کافی افزایش یابد، موج ضربه‌ای نرمال در گلوگاه قرار گرفته و شرایط بحرانی[2] حاصل می‌شود (شکل ۲ (ب)). در این حالت موج ضربه‌ای نرمال در ضعیف‌ترین حالت خود و در نتیجه بازیافت فشار ورودی بیشینه است. افزایش بیشتر پس‌فشار موجب بیرون افتادن موج ضربه‌ای نرمال از ورودی و ایجاد شرایط فروبحرانی[3] می‌شود (شکل ۲ (پ)). قرارگیری موج ضربه‌ای نرمال خارج از دهانه ورودی، قدرت آن را افزایش داده و موجب افت فشار کل می‌شود. همچنین به دلیل

1 Supercritical

2 Critical

3 Subcritical



شکل ۳: تصویر شماتیک جدایش جریان در شرایط فرابحرانی و فروبحرانی برای ورودی فراصوتی [۳]

Fig. 3: Schematic view of the flow separation at supercritical and subcritical conditions for a supersonic intake [3]

فاصله گرفتن موج ضربه‌ای نرمال از لبه پوسته[1]، سرریز جریان افزایش و در نتیجه دبی جرمی ورودی کم می‌شود. در شرایط فروبحرانی اگر دبی جرمی ورودی کمتر از مقدار معینی شود، همزمان با افت زیادی که ممکن است در فشار کل حاصل شود، ورودی از حالت پایدار خارج شده و پدیده باز[2] اتفاق می‌افتد. وقوع پدیده باز مهم‌ترین مشخصه فاز ناپایدار ورودی است که طی آن امواج ضربه‌ای ورودی و همچنین دبی جرمی و فشار جریان دائما در حال نوسان است [۱].

همان‌طورکه اشاره شد موج ضربه‌ای نرمال در شرایط فرابحرانی و فروبحرانی نسبتا قوی است و در اثر تداخل با لایه مرزی می‌تواند موجب رشد و یا حتی جدایش لایه مرزی شود. این جدایش اثر زیادی بر روی ساختار امواج ضربه‌ای و لایه مرزی خواهد داشت. در شکل ۳ به صورت نمونه‌وار، افزایش ضخامت لایه مرزی دیواره در جهت جریان به همراه ساختار موج ضربه‌ای نرمال در شرایط فرابحرانی و فروبحرانی برای ورودی فراصوتی نشان داده شده است.

جدایش جریان باعث افت عملکرد ورودی می‌شود. در برخی موارد می‌توان بدون استفاده از مجرای مکش و با اعمال یک سری تغییرات هندسی کوچک از جدایش جریان جلوگیری کرد. در بسیاری از موارد دیگر مکش جریان لازم بوده و اثر مطلوب بیشتری دارد.

مکش لایه مرزی در ورودی‌های تراکم ترکیبی به دلیل تعداد زیاد تداخل امواج ضربه‌ای با لایه مرزی همواره مورد توجه طراحان ورودی بوده است. سازمان فضایی ناسا طی دهه‌های ۱۹۵۰ تا ۱۹۸۰ میلادی تحقیقات زیادی اکثرا به‌صورت تجربی در رابطه با به‌کارگیری روش مکش برای کنترل جریان و همچنین بررسی تأثیرات پارامترهای مختلف آن بر عملکرد و پایداری ورودی‌ها انجام داد. به عنوان مثال بررسی تأثیر مکش لایه مرزی بر عملکرد ورودی در زوایای حمله مختلف [۴]، ارزیابی عملکرد ورودی به ازای تغییرات پس‌فشار خروجی مجرای مکش [۵]، بررسی شکل‌های مختلف دهانه ورودی مجرای مکش (شکافی و متخلخل[3]) و تأثیر هر کدام بر عملکرد ورودی[۸-۶]، بررسی اثر موقعیت دهانه ورودی مجرای مکش نسبت به نقاط برخورد امواج ضربه‌ای [۹] و تأثیر مکش لایه مرزی در بالادست گلوگاه بر عملکرد و پایداری ورودی [۱۰]، از جمله مواردی است که توسط محققان ناسا انجام شده است. بعد از آن نیز استفاده از روش مکش برای کنترل و بهبود جریان داخلی و خارجی ورودی‌های فراصوتی در حیطه کاری برخی از پژوهشگران قرار داشته است. تأثیر مکش لایه مرزی در قسمت گلوگاه بر قابلیت مانورپذیری و پایداری ورودی [۱۱,۱۲]، شناسایی نسبت بهینه میان مساحت ورودی و خروجی مجرای مکش برای یک ورودی فراصوتی با هندسه دوبعدی مستطیلی [۱۳]، ارزیابی عملکرد و پایداری یک ورودی فراصوتی تقارن‌محوری با داشتن مکش لایه مرزی و همچنین مطالعه برخی از پارامترهای مرتبط با سیستم مکش نظیر موقعیت و زاویه دهانه ورودی [۱۶-۱۴] از جمله این تحقیقات است.

با مطالعه و بررسی مراجع ذکر شده در بالا در زمینه استفاده از مجرای مکش در ورودی‌های فراصوتی برای بهبود عملکرد و پایداری آن‌ها و همچنین فعالیت‌های دیگر مرتبط با این موضوع کاملا مشخص است که میزان اثربخشی و کارایی سیستم مجرای مکش وابسته به مواردی همچون شکل هندسی مجرای مکش، مساحت دهانه ورودی و خروجی، موقعیت و زاویه دهانه ورودی و میزان پس‌فشار خروجی مجرای مکش است که تعیین صحیح و بهینه آن‌ها یکی از مهم‌ترین اهداف طراحان ورودی است. در مورد تأثیر مساحت دهانه ورودی و خروجی مجرای مکش بر روی عملکرد ورودی، نه تنها در کشور ما بلکه حتی در سطح جهانی نیز فعالیت چندانی انجام نشده است.

1 Cowl Lip
2 Buzz
3 Slot and Porous

مسائلی از قبیل تداخل امواج ضربه‌ای با لایه مرزی و گرادیان فشار معکوس در ورودی‌های فراصوتی وجود دارد که خصوصیات آن برای هر ورودی با توجه به هندسه، موقعیت قرارگیری امواج ضربه‌ای و شرایط عملیاتی فرق می‌کند. بنابراین به منظور توسعه دانش در این زمینه و همچنین گسترش داده‌های تجربی برای اعتبارسنجی کدهای عددی، در این پژوهش یک ورودی فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی با هندسه تقارن‌محوری برای عدد ماخ ۲ طراحی و با تغییر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش، تاثیر هر یک از هندسه‌های به‌دست‌آمده بر مشخصه‌های عملکردی این ورودی بررسی شده است. به‌علاوه در این تحقیق به عملکرد ورودی در شرایط خارج از نقطه طراحی نیز توجه خاصی شده است و کلیه آزمایش‌ها در سه عدد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲ در زاویه حمله صفر درجه در تونل باد فراصوتی دانشگاه امام حسین (ع) انجام شده است.

۲- تجهیزات و فرآیند آزمایش

۲-۱- تونل باد

آزمایش‌های مربوط به این پژوهش در تونل باد چند منظوره مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) انجام شده است. این تونل باد از نوع مدار باز و مکشی بوده و به منظور دریافت هوا از محیط و رساندن آن به محفظه آزمون از دو موتور توربوفن پرقدرت که در قسمت انتهایی تونل قرار دارد، استفاده می‌کند. محدوده عدد ماخ قابل دستیابی در این تونل باد از ۰/۴ تا ۳/۰ است و برهمین اساس رژیم‌های سرعت فروصوتی، گذرصوتی و فراصوتی را می‌تواند در محفظه آزمون به‌وجود آورد. محفظه آزمون دارای ابعاد ۶۰ × ۶۰ × ۱۲۰ سانتی‌متر است. عدد رینولدز در محفظه آزمون از $۶/۵ \times ۱۰^{۶}$ تا $۱/۳ \times ۱۰^{۷}$ بر واحد متر و شدت آشفتگی در آن از ۰/۴ تا ۱/۴ بسته به عدد ماخ جریان تغییر می‌کند. همچنین حداکثر زاویه جریان در عدد ماخ ۲ در مقطع آزمون حدود ۰/۵ درجه است [۲]

دیواره‌های بالا و پایین محفظه آزمون به شکل متخلخل بوده و برای ایجاد مکش و باریک نگه‌داشتن یا حذف لایه مرزی در داخل محفظه آزمون و جلوگیری از خفگی جریان و انعکاس امواج از روی دیواره‌ها در رژیم‌های گذرصوت استفاده می‌شود تا بتواند به بهترین شکل شرایط یک وسیله در حال حرکت در جریان هوا را بازسازی نماید. دیواره‌های جانبی محفظه آزمون مجهز به پنجره‌هایی با شیشه‌های مناسب بوده که امکان مشاهده جریان و امواج ضربه‌ای را به وسیله سیستم سایه‌نگاری[1] فراهم می‌کند. از آنجا که هوای وارد شده به تونل از هوای آزاد تأمین می‌شود، فشار و دمای کل هوای عبوری از تونل برابر با فشار و دمای استاتیک محیط بوده که قبل از انجام هر آزمایش به صورت دقیق اندازه‌گیری شده است. در این پژوهش آزمایش‌ها در عدد ماخ ۲ و در زاویه حمله صفر درجه انجام شده است. با توجه به اینکه دما و فشار محیط در بازه انجام آزمایش‌ها به صورت متوسط برابر با ۸۴۰۰۰ پاسکال و ۳۰۳ کلوین بوده است، عدد رینولدز آزمایش‌ها در عدد ماخ ۲ برابر با $۶/۶ \times ۱۰^{۶}$ است.

۲-۲- مدل ورودی فراصوتی و تجهیزات اندازه‌گیری فشار

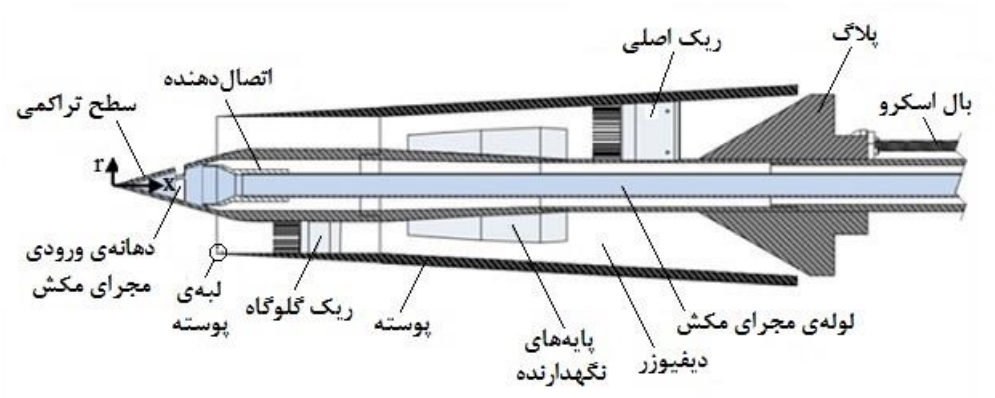
مدل استفاده شده در طی آزمایش‌ها یک ورودی فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی بوده که برای عدد ماخ ۲ و به شکل تقارن‌محوری طراحی و ساخته شده است. نسبت طول به قطر بیشینه مدل که مربوط به قسمت بیرونی انتهایی پوسته است برابر با ۳/۴ است. نسبت انسداد واقعی مدل در محفظه آزمون تونل باد در زاویه حمله صفر درجه ۳/۷ درصد و نخستین عدد ماخی که ورودی در آن استارت می‌خورد حدود ۱/۹۵ است. نسبت انقباض[2] ورودی که به صورت نسبت مساحت دهانه به گلوگاه ورودی تعریف می‌شود، ۱/۴ است. نیم‌زاویه مخروط دماغه ۱۶ درجه است. شکل ۴ مدل ورودی را بعد از نصب در محفظه آزمون و شکل ۵ جزئیات هندسی و اجزای داخلی آن را نشان می‌دهد.

در انتهای مدل یک قطعه مخروطی‌شکل (پلاگ[3]) قرار داده شده است که با استفاده از یک الکتروموتور کوچک و یک بال‌اسکرو[4] قابلیت حرکت در راستای طولی را داشته و برای تغییر مساحت خروجی و در نتیجه تغییر پس‌فشار ورودی استفاده می‌شود. میزان مساحت خروجی جریان در انتهای ورودی تعیین‌کننده موقعیت موج ضربه‌ای نرمال و دستیابی به شرایط مختلف عملکردی ورودی (فرابحرانی، بحرانی و فروبحرانی) است. یک ریک[5] ۱۲ لوله‌ای در گلوگاه و یک ریک ۱۷ لوله‌ای (ریک اصلی) در انتهای ورودی برای اندازه‌گیری پروفیل فشار کل نصب شده است (شکل ۵). در امتداد سطح اسپایک روزنه‌های فشار استاتیک با فاصله‌های

1 Shadowgraph
2 Contraction Ratio
3 Plug
4 Ball Screw
5 Rake

شکل ۴: مدل ورودی هوا داخل تونل باد [۲]

Fig.4: Air intake model in the wind tunnel [2]



شکل ۵: تصویر شماتیک مدل ورودی هوا به همراه اجزای آن [۲]

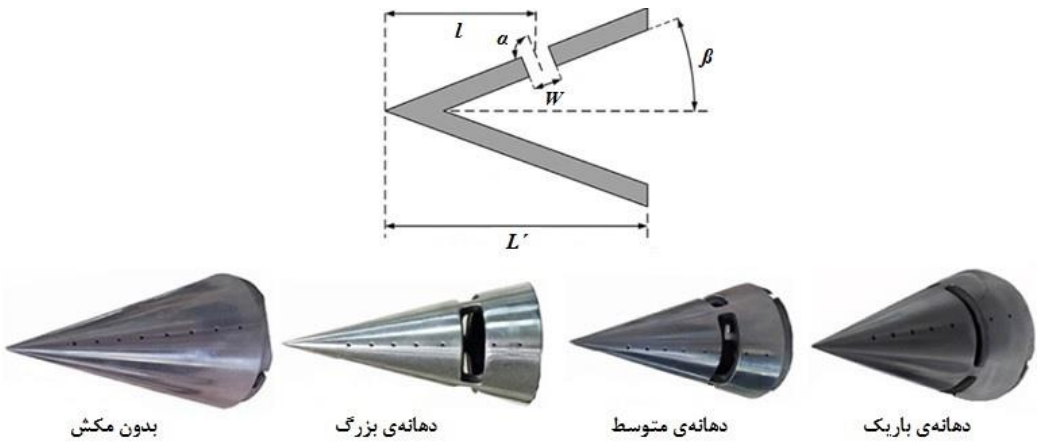
Fig.5: Schematic view of the intake model and its components [2]

مشخصی نسبت به هم تعبیه شده است که برای ثبت مقادیر فشار استاتیک در امتداد کانال ورودی استفاده می‌شود (شکل ۴).

۳-۲- مجرای مکش و متعلقات آن

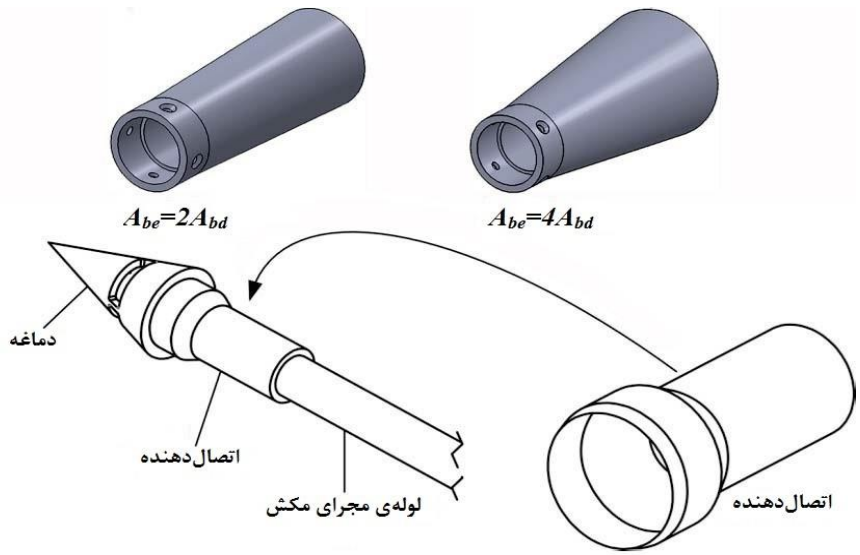
در این آزمایش‌ها مکش جریان بر روی سطح تراکم خارجی در بالادست گلوگاه (جایی که محل احتمالی جدایش جریان در شرایط فروبحرانی است) تعبیه شده است. به منظور بررسی اثر مساحت دهانه ورودی مجرای مکش بر پارامترهای عملکردی ورودی از سه دماغه مخروطی‌شکل مجزا در ابتدای اسپایک استفاده شده است که قابلیت تعویض داشته و مساحت دهانه ورودی مکش در آن‌ها با یکدیگر فرق می‌کند. برای بررسی تأثیر کلی اعمال مکش از یک دماغه دیگر نیز در آزمایش‌ها استفاده شده است که بر خلاف سه مورد مذکور ورودی مکش در آن کاملا بسته بوده و قابلیت مکش جریان را ندارد. در شکل ۶ دماغه‌های استفاده شده در این پژوهش نشان داده شده و در جدول ۱ مشخصات هندسی آن‌ها ذکر گردیده است. در تمام دماغه‌های دارای مکش موقعیت مرکز دهانه ورودی مجرای مکش (l) ثابت است. برای همه دماغه‌ها مقادیر β و L' ثابت و برابر ۱۶ درجه و ۰/۰۸۲ متر بوده است.

همان‌گونه که در جدول ۱ ملاحظه می‌شود، در این آزمایش‌ها مساحت دهانه ورودی مجرای مکش به گونه‌ای تغییر می‌کند که عرض دهانه ورودی در هر مرحله ۵۰ درصد افزایش می‌یابد. قسمت خروجی مجرای مکش شبیه دیفیوزر ساخته شده است. در ابتدا مساحت خروجی مجرای مکش ۲ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش در نظر گرفته شده و آزمایش‌ها انجام شده است. سپس با دو برابر شدن مساحت خروجی مجرای مکش (۴ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش)، اثر تغییرات مساحت خروجی بر عملکرد ورودی مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۷ تصویر شماتیک هندسه خروجی به همراه سایر اجزای سیستم مکش لایه مرزی نشان داده شده است. در این شکل مساحت خروجی مجرای مکش با A_{be} و مساحت داخلی لوله مجرای مکش با A_{bd} نشان داده شده است. در انتهای مجرای مکش یک سنسور فشار کل و یک سنسور فشار استاتیک وجود دارد که برای محاسبه عدد ماخ و دبی جرمی مجرای مکش استفاده می‌شود.



شکل ۶: دماغه‌های آزمایش‌شده در این پژوهش به همراه پارامترهای هندسی آن [۲]

Fig. 6: Spike tip cones used in this study [2]



شکل ۷: تصویر شماتیک هندسه خروجی و اجزای سیستم مکش لایه مرزی

Fig. 7: Schematic view of the outlet geometry and the components of the boundary layer suction system

جدول ۱: مشخصات دماغه‌های مختلف [۲]

Table 1: Specifications of the different cones [2]

شماره دماغه	اندازه دهانه ورودی مکش	l/L'	w/L'	α°
۱	دهانه باریک[1]	۰/۶۴۹	۰/۰۵۷	۹۰
۲	دهانه متوسط[2]	۰/۶۴۹	۰/۰۸۶	۹۰
۳	دهانه بزرگ[3]	۰/۶۴۹	۰/۱۱۴	۹۰
۴	بدون مکش[4]	-	-	-

[1] Narrow Bleed
[2] Mediocre Bleed
[3] Wide Bleed
[4] No Bleed

۴-۲- روند آزمایش‌ها

در ابتدای هر آزمایش موقعیت پلاگ به گونه‌ای است که مساحت جریان در انتهای ورودی بیشترین مقدار را دارد. سپس با حرکت پلاگ به سمت بالادست مساحت خروجی به تدریج کم می‌شود. در طی هر یک از آزمایش‌ها ۸ موقعیت برای پلاگ در نظر گرفته شده و داده‌های تمامی سنسورها برای هر موقعیت پلاگ به صورت همزمان ثبت شده است. مدت زمان و فرکانس داده‌برداری برای هر موقعیت پلاگ به ترتیب ۱/۸ ثانیه و ۲/۸ کیلوهرتز بوده است. بعلاوه همزمان با داده‌برداری از سنسورها، اقدام به آشکارسازی و تصویربرداری از جریان با استفاده از سیستم سایه‌نگاری و دوربین سرعت بالا با بیشینه تصویربرداری ۱۰۰۰ فریم در ثانیه شده است. با توجه به این‌که خروجی سنسورهای فشار به صورت آنالوگ است، برای این‌که در رایانه قابل استفاده باشد باید به دیجیتال تبدیل شوند. بنابراین از یک برد داده‌برداری A/D در حین انجام آزمایش‌ها استفاده شده است. در نهایت پس از اخذ و ثبت داده‌ها در رایانه، اقدام به استخراج کمیت‌های عملکردی ورودی شده است.

۳- نحوه محاسبه پارامترهای عملکردی ورودی

برای محاسبه و ارزیابی عملکرد ورودی از پارامترهایی نظیر بازیافت فشار کل[1]، نسبت دبی جرمی[2]، اعوجاج جریان[3] و نسبت دبی جرمی مجرای مکش[4] استفاده شده است که نحوه محاسبه آن‌ها در ادامه بیان خواهد شد.

بازیافت فشار کل به صورت نسبت فشار کل در انتهای ورودی به فشار کل جریان آزاد تعریف می‌شود. این کمیت با TPR نشان داده شده و با استفاده از رابطه (۱) محاسبه می‌شود. فشار کل در انتهای ورودی به روش میانگین وزنی سطح با استفاده از داده‌های ریک اصلی بدست می‌آید.

$$TPR = \frac{(P_t)_e}{(P_t)_\infty} \qquad (۱)$$

نسبت دبی جرمی ورودی عبارت است از نسبت دبی جرمی واقعی ورودی به بیشترین دبی جرمی که ورودی می‌تواند داشته باشد. این کمیت با MFR نشان داده شده و در حالت کلی با استفاده از رابطه (۲) محاسبه می‌شود.

1 Total Pressure Recovery
2 Mass Flow Ratio
3 Flow Distortion
4 Bleed Mass Flow Ratio

$$MFR = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_c} \qquad (۲)$$

در رابطه بالا $\dot{m}_c$ بیانگر دبی جرمی لوله جریانی است که بدون تغییر مساحت و با قطری برابر با قطر لبه پوسته به دهانه ورودی برسد.

بر مبنای این واقعیت که تقریبا در تمامی حالات کاری ورودی، جریان در انتهای آن روی پلاگ خفه می‌شود، برای محاسبه نسبت دبی جرمی از روش جریان خروجی خفه[5] استفاده می‌شود [۱]. در این روش فرض می‌شود که فشار کل بر روی پلاگ برابر با فشار کل در ریک اصلی بوده که با فاصله کمی در بالادست پلاگ قرار دارد.

اعوجاج جریان بیانگر میزان غیریکنواختی جریان در انتهای ورودی است. این کمیت با FD نشان داده شده و به کمک داده‌های ریک اصلی با استفاده از رابطه (۳) محاسبه و بر حسب درصد بیان می‌شود.

$$FD = \frac{(P_t)_{\max} - (P_t)_{\min}}{(P_t)_e} \times 100 \qquad (۳)$$

چهارمین پارامتر بررسی شده در این پژوهش نسبت دبی جرمی مجرای مکش است که به صورت نسبت دبی جرمی مجرای مکش به دبی جرمی گذرنده از ورودی تعریف می‌شود. این کمیت با BMFR نشان داده شده و با استفاده از رابطه (۴) محاسبه می‌شود.

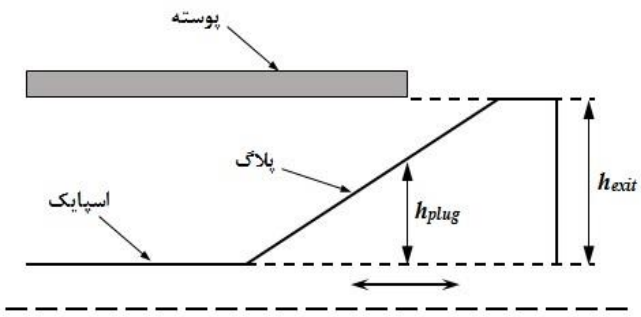
$$BMFR = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_i} \qquad (۴)$$

کمیت دیگری که در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته و با EBR نشان داده شده است، نسبت انسداد خروجی مدل است که بیانگر میزان گرفتگی مساحت خروجی جریان در اثر حرکت رو به جلوی پلاگ است و با استفاده از رابطه (۵) محاسبه و بر حسب درصد بیان می‌شود. در این رابطه h_{plug} ارتفاع مسدود شده توسط پلاگ در صفحه خروجی و h_{exit} ارتفاع کل صفحه خروجی است که در شکل ۸ نشان داده شده است.

$$EBR = \frac{h_{plug}}{h_{exit}} \times 100 \qquad (۵)$$

عدم قطعیت داده‌های اندازه‌گیری شده و پارامترهای عملکردی ورودی در جدول ۲ ارائه شده است. با توجه به اینکه در آزمایش‌ها از دو نوع سنسور فشار استفاده شده است در این جدول برای بیان عدم قطعیت داده‌های فشاری دو مقدار ذکر شده است.

5 Choked Exit Condition



شکل ۸: تعریف پارامترهای مربوط به نسبت انسداد خروجی [۲]

Fig. 8: Parameters used in the definition of EBR [2]

جدول ۲: مقادیر عدم قطعیت کمیت‌های مختلف [۲]

Table 2: Values of inaccuracies of different parameters [2]

کمیت	عدم قطعیت (%)
$\Delta P/P$	۰/۹۲۹ و ۱/۴۲۱
$\Delta(TPR)/TPR$	۱/۴۲۱
$\Delta(MFR)/MFR$	۲/۴۱۸
$\Delta(FD)/FD$	۲/۴۶۱
$\Delta(BMFR)/BMFR$	۲/۰۴۴
$\Delta(M_\infty)/M_\infty$	۱/۱۶۲

۴- نتایج و بحث

۴-۱- اثر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر عملکرد ورودی در عدد ماخ ۲/۰

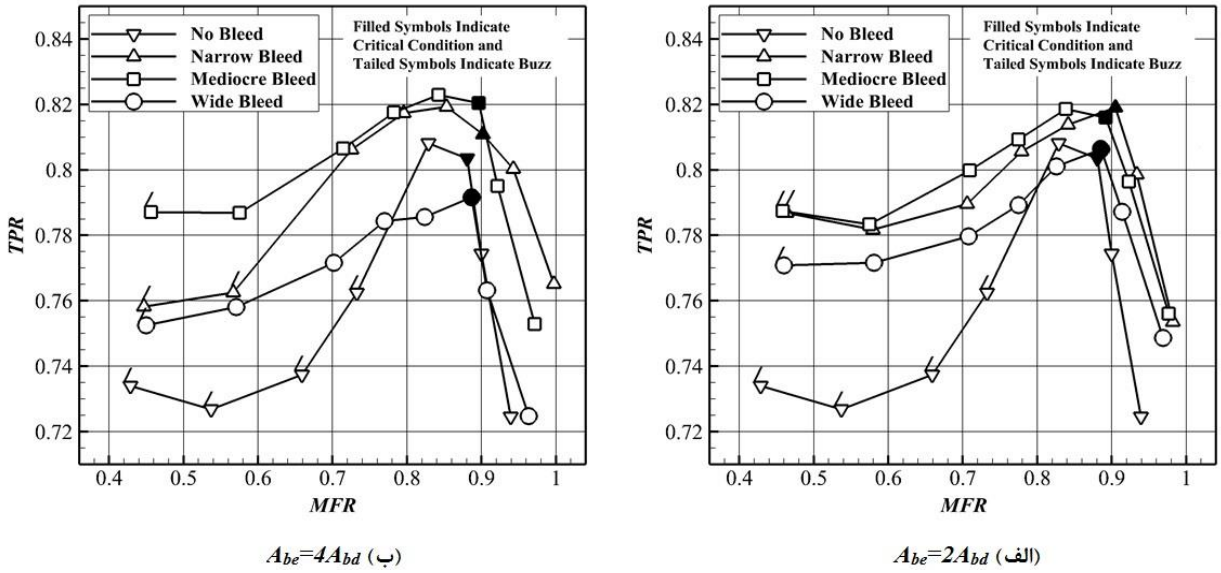
همان‌گونه که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، برای هر دماغه آزمایش‌شده شماره‌ای در نظر گرفته شده است. در اینجا برای سهولت هنگام اشاره به هر دماغه از شماره آن استفاده خواهد شد. نتایج دماغه‌های ۱، ۲ و ۳ که به ترتیب دهانه مجرای مکش در آن‌ها باریک، متوسط و بزرگ است به همراه نتایج دماغه بدون مکش در شکل‌ها نشان داده شده است.

شکل ۹ منحنی عملکردی ورودی را برای هریک از دماغه‌ها نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، بطور کلی استفاده از مجرای مکش باعث بهبود محسوس عملکرد ورودی و تأخیر در شروع باز شده است.

در نسبت‌های انسداد پایین و در شرایط فرابحرانی موج ضربه‌ای نرمال در پایین‌دست گلوگاه قرار داشته و نسبتا قوی است. به همین دلیل و همچنین در اثر تداخل آن با لایه مرزی بازیافت فشار ورودی کاهش می‌یابد. هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش ۲ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش انتخاب شود، شکل ۹(الف) نشان می‌دهد که عملکرد تمام دماغه‌های دارای مکش در شرایط فرابحرانی تقریبا مشابه یکدیگر است. با افزایش مساحت خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۹ (ب)، بازیافت فشار کل و نسبت دبی جرمی برای دماغه سه نسبت به دماغه‌های یک و دو کمتر بوده و عملکرد آن در شرایط فرابحرانی تقریبا مشابه دماغه بدون مکش است. برای تشخیص علت این رفتار خصوصیات فیزیکی جریان در اطراف دهانه ورودی مجرای مکش به همراه تصاویر سایه‌نگاری در شکل ۱۰ نشان داده شده است. شکل ۱۱ نیز تغییرات فشار استاتیک در راستای مخروط اسپایک برای سنسورهای S۱ تا S۷ را برای هر دو مساحت خروجی مجرای مکش نشان می‌دهد. در این شکل محور افقی بیانگر فاصله محوری سنسورها تا نوک اسپایک بوده که با استفاده از طول کل ورودی (L) بی‌بعد شده است.

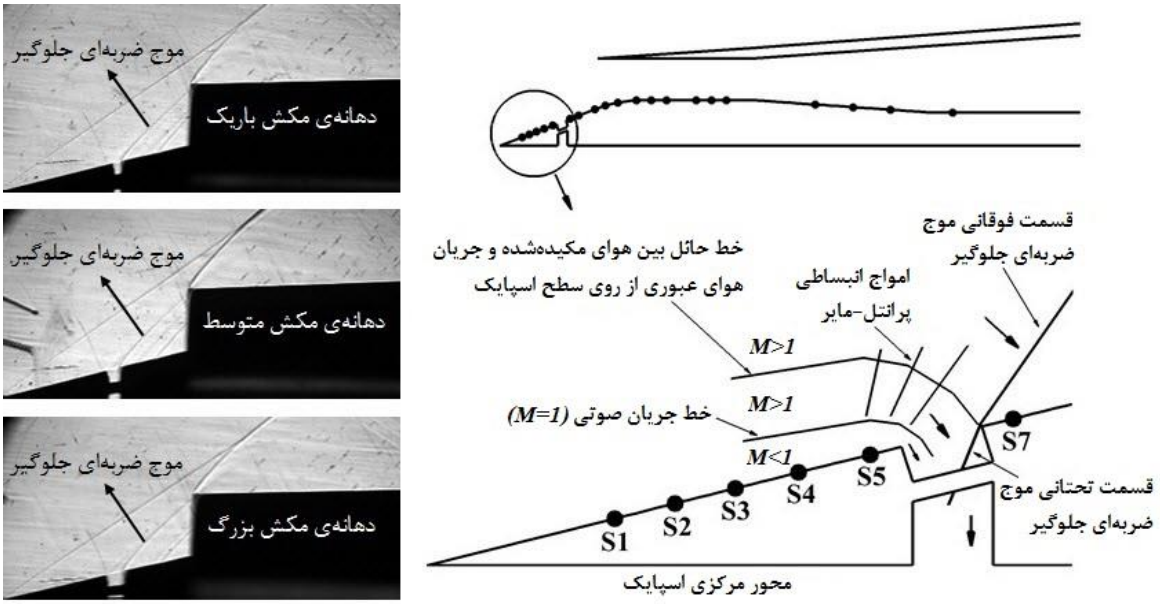
همان‌گونه که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود یک موج ضربه‌ای مایل به نام موج ضربه‌ای جلوگیر[1] شامل دو قسمت در نزدیکی لبه عقبی دهانه ورودی مجرای مکش تشکیل شده است. شی و همکاران [۱۷] نشان دادند که اگر فشار انتهای مجرای مکش به اندازه کافی پایین باشد، در طی فرایند مکش و چرخش جریان به سمت دهانه مجرای مکش، یک موج ضربه‌ای مایل شامل دو قسمت نزدیک به لبه عقبی دهانه مجرای مکش تشکیل می‌شود که قسمت فوقانی آن در خارج از مجرای مکش و قسمت تحتانی آن در داخل مجرا قرار می‌گیرد. اگر قدرت این موج ضربه‌ای مایل به اندازه کافی زیاد باشد می‌تواند به عنوان یک موج ضربه‌ای جلوگیر و بازدارنده عمل کند و از انتشار اطلاعات پایین‌دست به بالادست جریان جلوگیری کند [۱۷]. در این پژوهش فشار انتهای مجرای مکش فشار دنباله[2] مدل است و در اغلب حالات اختلاف فشار دهانه ورودی مجرای مکش با خروجی آن به اندازه کافی زیاد بوده و موج ضربه‌ای جلوگیر همواره حضور دارد. تصاویر سایه‌نگاری در شکل ۱۰ به وضوح وجود موج ضربه‌ای جلوگیر را برای تمام دهانه‌های ورودی مجرای مکش نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که گرادیان فشار ایجادشده به‌وسیله حضور موج ضربه‌ای جلوگیر موجب جدایش جریان نمی‌شود، زیرا فقط جریان فراصوتی از طریق قسمت فوقانی موج ضربه‌ای

1 Barrier Shock
2 Wake



شکل ۹: اثر مساحت دهانه ورودی و خروجی مجرای مکش بر منحنی عملکردی ورودی در عدد ماخ ۲/۰

Fig. 9: Effects of the bleed entrance and exit areas on the performance curve of the intake for the freestream Mach number of 2.0

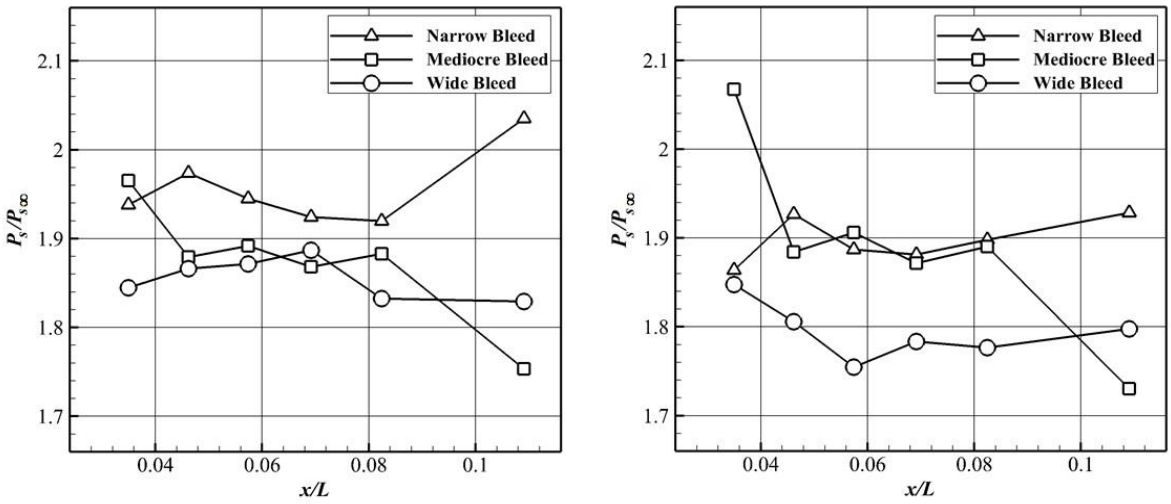


شکل ۱۰: خصوصیات جریان در اطراف دهانه ورودی مجرای مکش به همراه تصاویر سایه‌نگاری [۲]

Fig. 10: Flow characteristics around the bleed slot along with the shadowgraph pictures [2]

جلوگیر عبور می‌کند و دیگر قسمت فروصوتی جریان وجود ندارد.

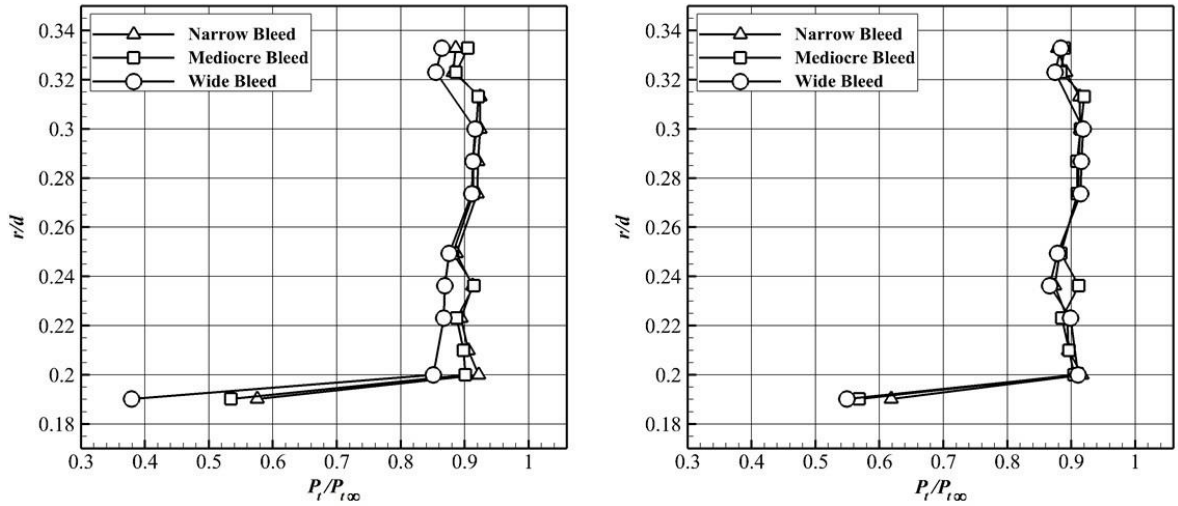
همان‌طور که در شکل ۱۱ (الف) مشاهده می‌شود برای دهانه مکش باریک و بزرگ، فشار جریان در پایین‌دست دهانه بیشتر از بالادست آن است که نشان‌دهنده افزایش قدرت موج ضربه‌ای جلوگیر و کاهش عدد ماخ جریان در پشت آن است. در نتیجه با کاهش عدد ماخ جریان، قدرت موج ضربه‌ای نرمال که سهم اصلی را در افت فشار کل دارد، کاهش یافته و بازیافت فشار ورودی افزایش می‌یابد. با افزایش مساحت خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۱۱ (ب)، فشار استاتیک جریان در پایین‌دست دهانه مکش باریک بیشتر شده و قدرت موج ضربه‌ای جلوگیر افزایش یافته است که در نهایت موجب



$A_{be}=4A_{bd}$ (ب) $A_{be}=2A_{bd}$ (الف)

شکل ۱۱: تغییرات فشار استاتیک جریان در راستای مخروط اسپایک برای شرایط فرابحرانی در عدد ماخ ۲/۰ و EBR=۵۵%

Fig. 11: Variations of the static pressure along the spike cone for the supercritical condition at the freestream Mach number of 2.0 and EBR=55%.



$A_{be}=4A_{bd}$ (ب) $A_{be}=2A_{bd}$ (الف)

شکل ۱۲: پروفیل فشار کل در قسمت گلوگاه برای شرایط فرابحرانی در عدد ماخ ۲/۰ و EBR=۵۵%

Fig. 12: Total pressure profile at the throat section for the supercritical condition at the freestream Mach number of 2.0 and EBR=55%

افزایش بازیافت فشار ورودی تا ۰/۷۷ شده است. همچنین شکل ۱۱ (ب) نشان می‌دهد که برای دهانه مکش بزرگ، فشار جریان در پایین‌دست دهانه مجرای مکش تقریبا برابر با مقدار آن در بالادست است. در این حالت فرآیند مکش جریان نمی‌تواند نقش مؤثری در بهبود بازیافت فشار داشته باشد و همان‌گونه که شکل ۹(ب) نشان می‌دهد برای دهانه مکش بزرگ بازیافت فشار کاهش می‌یابد و عملکرد آن تقریبا مشابه دماغه بدون مکش است. چرخش جریان فراصوتی به سمت دهانه مجرای مکش و در نتیجه افزایش سرعت و همین‌طور کاهش فشار آن خصوصا برای لایه‌های بیرونی جریان ممکن است به حدی زیاد باشد که بخش راه نیافته به مجرای مکش پس از عبور از قسمت فوقانی موج ضربه‌ای جلوگیر دوباره نتواند به فشار اولیه خود و یا بیشتر از آن (همانند دماغه یک) دست یابد و

فشار آن کمتر از فشار بالادست دهانه مکش باشد. همان‌گونه که در هر دو نمودار شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، حالت مذکور برای دماغه دو اتفاق افتاده است. این حالت لزوما نامطلوب نبوده بلکه می‌تواند موجب بهبود کیفیت جریان در پایین‌دست دهانه ورودی مجرای مکش شود. در مورد دماغه دو باید گفت که سرعت زیاد جریان در پشت موج ضربه‌ای جلوگیر در مقایسه با سرعت آن قبل از رسیدن به دهانه مجرای مکش، اولا می‌تواند با زیاد کردن مومنتوم سیال در نزدیکی دیواره موجب افزایش مقاومت لایه مرزی بدون وقوع جدایش در برابر گرادیان‌های فشار معکوس شدیدتری شود و ثانیا می‌تواند نایکنواختی‌ها در پروفیل لایه مرزی و اعوجاج جریان در پایین‌دست را کنترل کند. برای بررسی این موضوع پروفیل فشار کل در قسمت گلوگاه برای هر سه دماغه رسم و در شکل ۱۲ نشان داده شده است. در اینجا محور عمودی بیانگر فاصله شعاعی سنسورها تا محور مرکزی ورودی بوده که با استفاده از قطر انتهایی ورودی (d) بی‌بعد شده است.

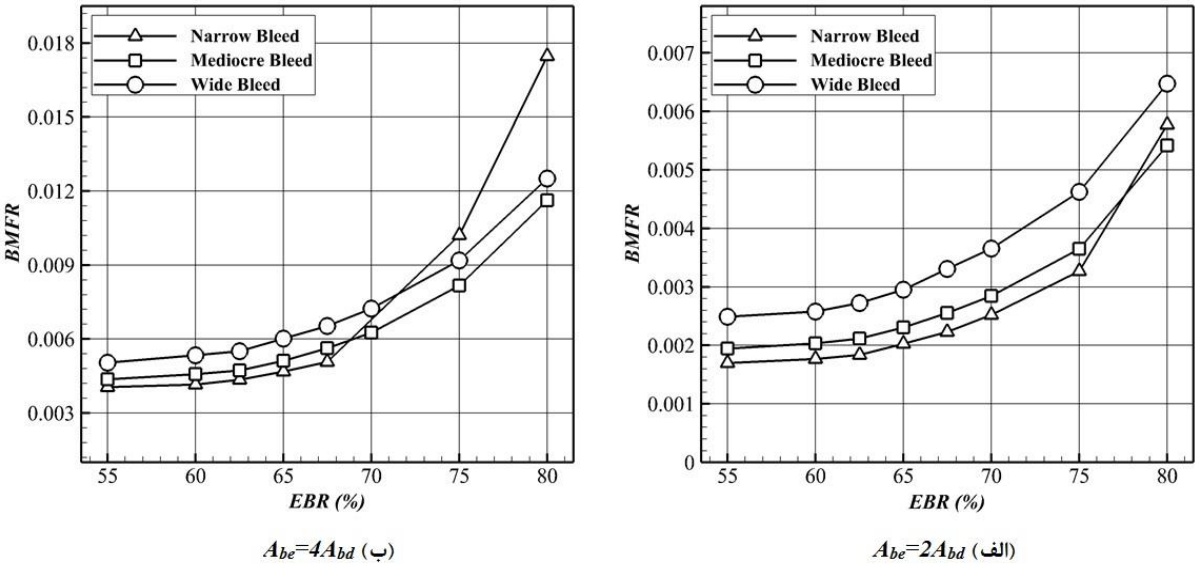
هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش ۲ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش است، شکل ۱۲ (الف) نشان می‌دهد که پروفیل فشار کل در گلوگاه ورودی برای تمام دماغه‌ها بسیار شبیه به یکدیگر بوده و جریان از نظر یکنواختی وضعیت مطلوبی دارد. با افزایش مساحت خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۱۲ (ب)، فشار کل در گلوگاه برای دماغه سه کمتر از دماغه‌های یک و دو است. این شکل همچنین نشان می‌دهد که تغییرات فشار کل برای دماغه سه نسبت به دماغه یک و دو بیشتر بوده و اعوجاج جریان در گلوگاه حدود ۷۰ درصد است. حال آن‌که این مقدار برای دماغه‌های یک و دو به ترتیب برابر با ۴۰ و ۴۴ درصد است. در این حالت بالا بودن فشار کل و یکنواختی جریان در قسمت گلوگاه موجب شده که در نهایت بازیافت فشار کل ورودی در شرایط فرابحرانی برای دماغه‌های یک و دو وضعیت بهتری داشته باشد.

با افزایش بیشتر نسبت انسداد خروجی، موج ضربه‌ای نرمال در گلوگاه ورودی قرار می‌گیرد و حالت بحرانی حاصل می‌شود. شکل ۹ نشان می‌دهد که حالت بحرانی برای تمام دماغه‌ها در نسبت انسداد ۶۲/۵ درصد اتفاق افتاده است. در شرایط بحرانی، بازیافت فشار برای دماغه‌های یک و دو بیشتر از دماغه سه است. هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش افزایش یابد، شکل ۹ (ب) نشان می‌دهد که بازیافت فشار برای دماغه سوم حتی نسبت به دماغه بدون مکش نیز کمتر است و عملکرد آن تا زمانی‌که دماغه بدون مکش وارد شرایط باز نشده، ضعیف‌تر از آن است. در حالت عادی و طبق نمودار عملکردی ورودی فراصوتی (شکل ۲) انتظار می‌رود که بیش‌ترین بازیافت فشار در حالت بحرانی حاصل شود. نمودارهای عملکردی در شکل ۹ نشان می‌دهد که در هر دو مساحت خروجی انتخاب شده برای مجرای مکش، فقط دماغه سوم است که رفتاری مشابه با نمودار شکل ۲ دارد. هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش کم است، شکل ۹(الف) نشان می‌دهد که بیشینه بازیافت فشار برای دماغه یک در همان شرایط بحرانی اتفاق می‌افتد اما با افزایش مساحت خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۹(ب)، بازیافت فشار برای دماغه مذکور پس از شرایط بحرانی و در نسبت انسداد ۶۵ درصد به بیشترین مقدار خود می‌رسد. همچنین در هر دو نمودار شکل ۹ مشاهده می‌شود که بیشینه بازیافت فشار برای دماغه دو در نسبت انسداد ۶۵ درصد حاصل شده است و سپس در نسبت‌های انسداد بالاتر کاهش یافته است. برای تشخیص علت این رفتار از تصاویر سایه‌نگاری استفاده می‌شود. برای نمونه تصاویر مربوط به دماغه یک هنگام استفاده از مساحت خروجی بزرگتر برای مجرای مکش در نسبت‌های انسداد ۶۲/۵، ۶۵ و ۶۷/۵ درصد در شکل ۱۳ نشان داده شده است. توجه شود که زمان ثبت برای هر سه تصویر یکسان است.

همان‌گونه که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، در نسبت انسداد ۶۲/۵ درصد ارتفاع موج ضربه‌ای مایل دوم به اندازه‌ای است که نقطه برخورد آن با موج ضربه‌ای نرمال تقریبا در میانه دهانه ورودی قرار می‌گیرد. فاصله عمودی نقطه برخورد موج ضربه‌ای جلوگیر به موج ضربه‌ای نرمال بیشتر بوده و تقریبا نزدیک به لبه پوسته است. در این‌جا برای بیان مکانیزمی که باعث کاهش سرعت جریان قبل از رسیدن به موج ضربه‌ای نرمال می‌شود، جریان عبوری از روی سطح اسپایک در دو قسمت در نظر گرفته می‌شود. قسمت بالایی جریان قبل از رسیدن به موج ضربه‌ای نرمال از موج ضربه‌ای جلوگیر عبور کرده و سرعتش کاهش یافته و قسمت پایینی علاوه بر عبور از موج ضربه‌ای جلوگیر از موج ضربه‌ای مایل دوم نیز عبور می‌کند که این خود کاهش بیشتری را در سرعت جریان به همراه دارد. در نتیجه حضور موج ضربه‌ای جلوگیر و همچنین موج ضربه‌ای مایل دوم انرژی جنبشی جریان را گرفته و موجب کاهش قدرت موج ضربه‌ای نرمال هنگام نزدیک شدن جریان به دهانه ورودی شده که در نهایت موجب بهبود بازیافت فشار ورودی می‌شود. در تصویر مربوط به نسبت انسداد

شکل ۱۳: اثر نسبت انسداد خروجی بر امواج ضربه‌ای برای دهانه مکش باریک در عدد ماخ ۲/۰

Fig. 13: Effects of the exit blockage ratio on shock waves for the narrow bleed entrance at the freestream Mach number of 2.0



شکل ۱۴: اثر مساحت دهانه ورودی و خروجی مجرای مکش بر نسبت دبی جرمی مجرای مکش در عدد ماخ ۲/۰

Fig. 14: Effects of the bleed entrance and exit areas on the bleed mass flow ratio at the freestream Mach number of 2.0.

۶۵ درصد، همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با حرکت موج ضربه‌ای نرمال به سمت بالادست و افزایش فاصله آن تا دهانه ورودی، این موج ضربه‌ای قوی‌تر شده و موجب افزایش بیشتر ضخامت لایه مرزی می‌شود و همچنین باعث می‌شود که موج ضربه‌ای مایل دوم نیز قوی‌تر شود. در این حالت نقطه برخورد موج ضربه‌ای جلوگیر و موج ضربه‌ای مایل دوم به موج ضربه‌ای نرمال تقریبا یکسان بوده و فاصله عمودی آن تا سطح اسپایک به اندازه‌ای است که بیشتر جریانی که در حال رسیدن به دهانه ورودی است قبل از عبور از موج ضربه‌ای نرمال، از موج ضربه‌ای جلوگیر و موج ضربه‌ای مایل دوم عبور می‌کند. بنابراین بخشی از سرعت خود را در حین عبور از موج ضربه‌ای جلوگیر و بخشی دیگر را پس از عبور از موج ضربه‌ای مایل دوم از دست می‌دهد و هنگامی‌که به موج ضربه‌ای نرمال می‌رسد سرعت کمتری دارد. در این حالت کاهش سرعت جریان موجب می‌شود که فشار کل جریان پس از عبور از موج ضربه‌ای نرمال نسبت به حالت قبل (نسبت انسداد ۶۲/۵ درصد) افت کمتری داشته و در نتیجه باعث افزایش بازیافت فشار ورودی شود. در تصویر مربوط به نسبت انسداد ۶۷/۵ درصد، همان‌گونه که مشاهده می‌شود به دلیل افزایش پس‌فشار ورودی و پیشروی موج ضربه‌ای نرمال به سمت بالادست و برخورد آن با لایه مرزی موجب می‌شود که رشد لایه مرزی زودتر آغاز شده و موج ضربه‌ای مایل دوم نیز جلوتر تشکیل شود. کم‌شدن فاصله بین این موج ضربه‌ای و لبه عقبی دهانه مجرای مکش موجب برخورد آن با قسمت فوقانی موج ضربه‌ای جلوگیر می‌شود. بنابراین فقط قسمتی از جریان که به سطح اسپایک نزدیک‌تر است می‌تواند قبل از رسیدن به موج ضربه‌ای نرمال از موج ضربه‌ای جلوگیر و موج ضربه‌ای مایل

دوم عبور کند و بخش اعظم جریان قبل از رسیدن به موج ضربه‌ای نرمال فقط از موج ضربه‌ای مایل دوم عبور می‌کند. بنابراین جریان هنگام رسیدن به موج ضربه‌ای نرمال سرعت بیشتری دارد و همین امر موجب افت فشار کل جریان پس از عبور از موج ضربه‌ای نرمال شده و در نتیجه در مقایسه با حالت قبل باعث کاهش بازیافت فشار ورودی می‌شود. با توجه به مطالب گفته شده می‌توان نتیجه گرفت که فاصله عمودی نقاط برخورد موج ضربه‌ای جلوگیر و موج ضربه‌ای مایل دوم به موج ضربه‌ای نرمال نقش تعیین‌کننده‌ای در میزان قدرت موج ضربه‌ای نرمال و بازیافت فشار کل ورودی در شرایط فروبحرانی دارد.

شکل ۹ نشان می‌دهد که هنگام استفاده از دهانه ورودی متوسط برای مجرای مکش، افزایش مساحت خروجی موجب بهبود بازیافت فشار در شرایط بحرانی و فروبحرانی می‌شود. برای دهانه مکش باریک و بزرگ این‌گونه نیست و افزایش مساحت خروجی مجرای مکش موجب کاهش بازیافت فشار در شرایط بحرانی و فروبحرانی شده است. هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش ۲ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش است، تمام دماغه‌های دارای مکش در نسبت انسداد ۸۰ درصد در شرایط باز قرار دارد. افزایش مساحت خروجی مجرای مکش موجب می‌شود که پدیده باز برای دهانه مکش باریک زودتر شروع شده و با افت زیادی در بازیافت فشار کل همراه شود.

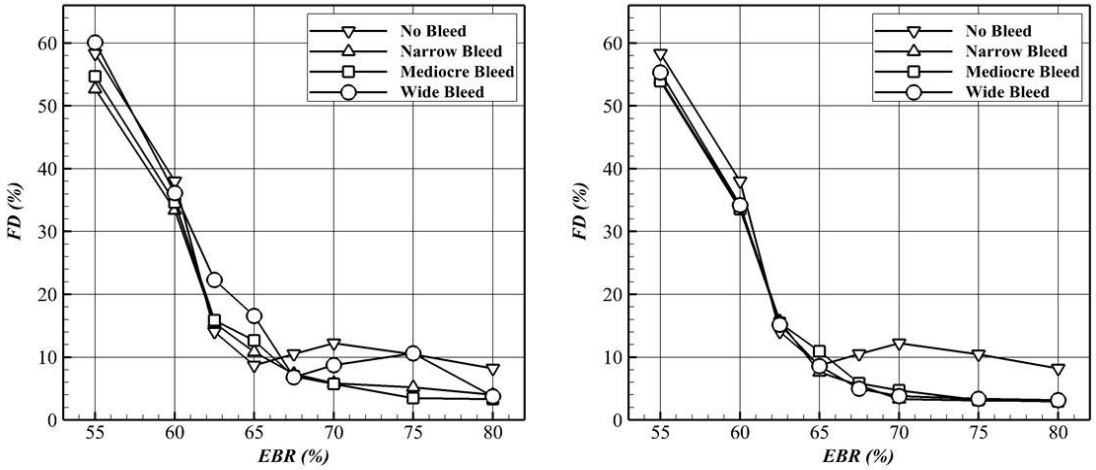
شکل ۱۴ تغییرات نسبت دبی جرمی مجرای مکش بر حسب نسبت انسداد خروجی را برای هر سه دماغه دارای مکش نشان می‌دهد. مقایسه شکل ۱۴ (الف) و ۱۴ (ب) نشان می‌دهد که بطور کلی افزایش مساحت خروجی مجرای مکش موجب افزایش دبی جرمی مجرای مکش برای تمام دماغه‌ها شده است. برای هر دو مساحت خروجی مجرای مکش تا نسبت انسداد ۷۰ درصد، بزرگترین دهانه ورودی مجرای مکش بیشترین دبی جرمی و کوچکترین دهانه کمترین دبی جرمی را دارد. با افزایش مساحت خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۱۴ (ب)، در شرایط فروبحرانی و نسبت انسداد ۷۵ درصد، دهانه باریک بیشترین دبی جرمی را نسبت به دو دهانه دیگر دارد که علت آن نوسان امواج ضربه‌ای و وقوع زودهنگام پدیده باز برای این دهانه است. در نسبت انسداد ۸۰ درصد، هر سه دهانه در شرایط باز قرار دارد و دبی جرمی آن‌ها نسبت به قبل افزایش پیدا کرده است. اما این افزایش برای دهانه باریک موقعی که مساحت خروجی مجرای مکش زیاد می‌شود شدیدتر است که می‌تواند به دلیل بزرگ‌تر شدن دامنه نوسانات در حین پدیده باز برای این دهانه باشد.

اعوجاج جریان بیان‌کننده میزان غیریکنواختی جریان در انتهای ورودی است که تغییرات آن با نسبت انسداد خروجی برای تمام دماغه‌های آزمایش‌شده در شکل ۱۵ نشان داده شده است. هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش ۲ برابر مساحت داخلی مجرا باشد، شکل ۱۵ (الف) نشان می‌دهد که مقدار اعوجاج جریان برای تمام دماغه‌های دارای مکش در اکثر نسبت‌های انسداد خروجی تقریبا یکسان است. اما هنگامی‌که مساحت خروجی مجرای مکش تا ۴ برابر مساحت داخلی لوله مجرای مکش افزایش یابد اعوجاج جریان دچار تغییرات شده و همان‌گونه که در شکل ۱۵ (ب) مشاهده می‌شود این تغییرات برای دهانه مکش بزرگ نسبت به دو دهانه دیگر بیشتر بوده و مقدار اعوجاج جریان در برخی از نسبت‌های انسداد تقریبا دو برابر شده است. هر دو نمودار نشان می‌دهد که در شرایط فرابحرانی اعوجاج جریان برای تمام دماغه‌ها مقدار بالایی دارد و با زیاد شدن نسبت انسداد خروجی مقدار آن کاهش می‌یابد. شدت تغییرات در شرایط فروبحرانی بسیار کمتر از شرایط فرابحرانی است. زیرا برخلاف شرایط فرابحرانی که موج ضربه‌ای نرمال در پایین‌دست گلوگاه قرار داشته و تداخلات آن با لایه مرزی شدید است، در شرایط فروبحرانی موج ضربه‌ای نرمال در بیرون از دهانه ورودی و در نزدیکی دهانه ورودی مجرای مکش است و همان‌طورکه قبلا اشاره شد در این شرایط، مکش جریان نقش مؤثرتری در کنترل و از بین بردن ناحیه جدایش و بهبود بازیافت فشار کل و در نتیجه کاهش اعوجاج جریان ورودی دارد.

۲-۴- بررسی اثر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر عملکرد ورودی در اعداد ماخ ۱/۸ و ۲/۲

بررسی کارایی مجرای مکش و اثر مساحت‌های ابتدایی و انتهایی آن در شرایط خارج از نقطه طراحی[1] از اهمیت زیادی برای موتور هواتنفسی برخوردار است. هنگامی می‌توان قضاوت درستی در مورد کارایی مجرای مکش داشت که اثر آن در شرایط خارج از طراحی و اعداد ماخ بالادست مختلف نیز مورد بررسی قرار گیرد. در تمام نمودارهای ارائه شده در این قسمت، بازه یکسانی برای محورهای مختصات در نمودارهای هر شکل در نظر گرفته شده و برای مقایسه بهتر، نتایج مربوط به عدد ماخ ۲/۰ نیز آورده شده است.

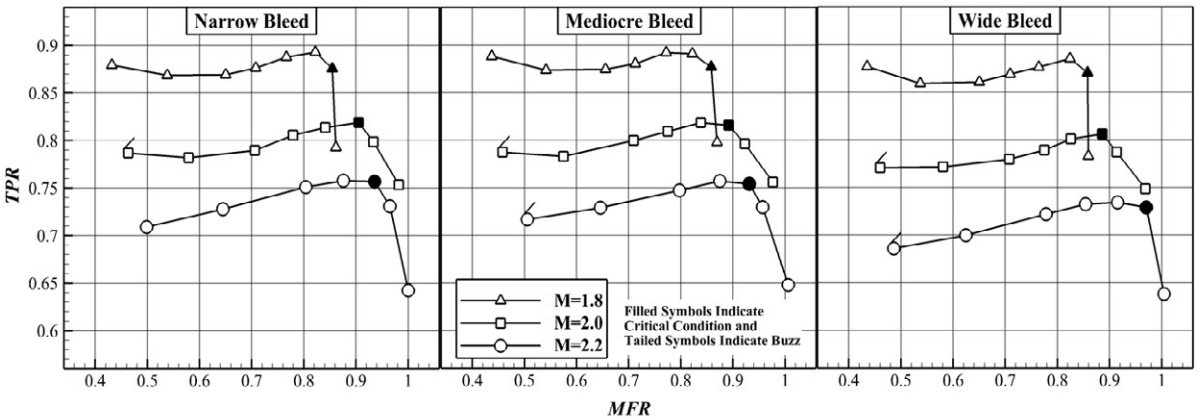
1 Off-Design Condition



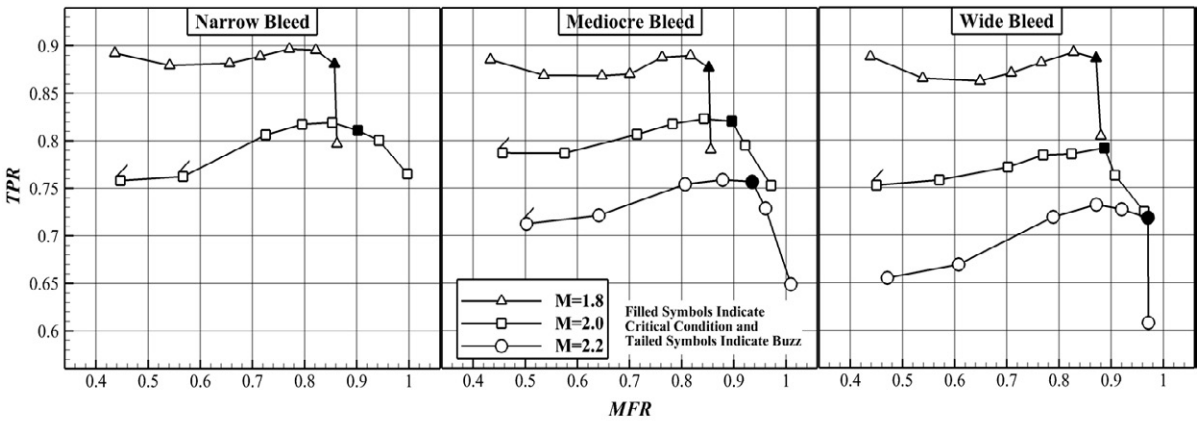
$A_{be}=4A_{bd}$ (ب) $A_{be}=2A_{bd}$ (الف)

شکل ۱۵: اثر مساحت دهانه ورودی و خروجی مجرای مکش بر اعوجاج جریان در عدد ماخ ۲/۰

Fig.15: Effects of the bleed entrance and exit areas on the flow distortion at the freestream Mach number of 2.0.



$A_{be}=2A_{bd}$ (الف)



$A_{be}=4A_{bd}$ (ب)

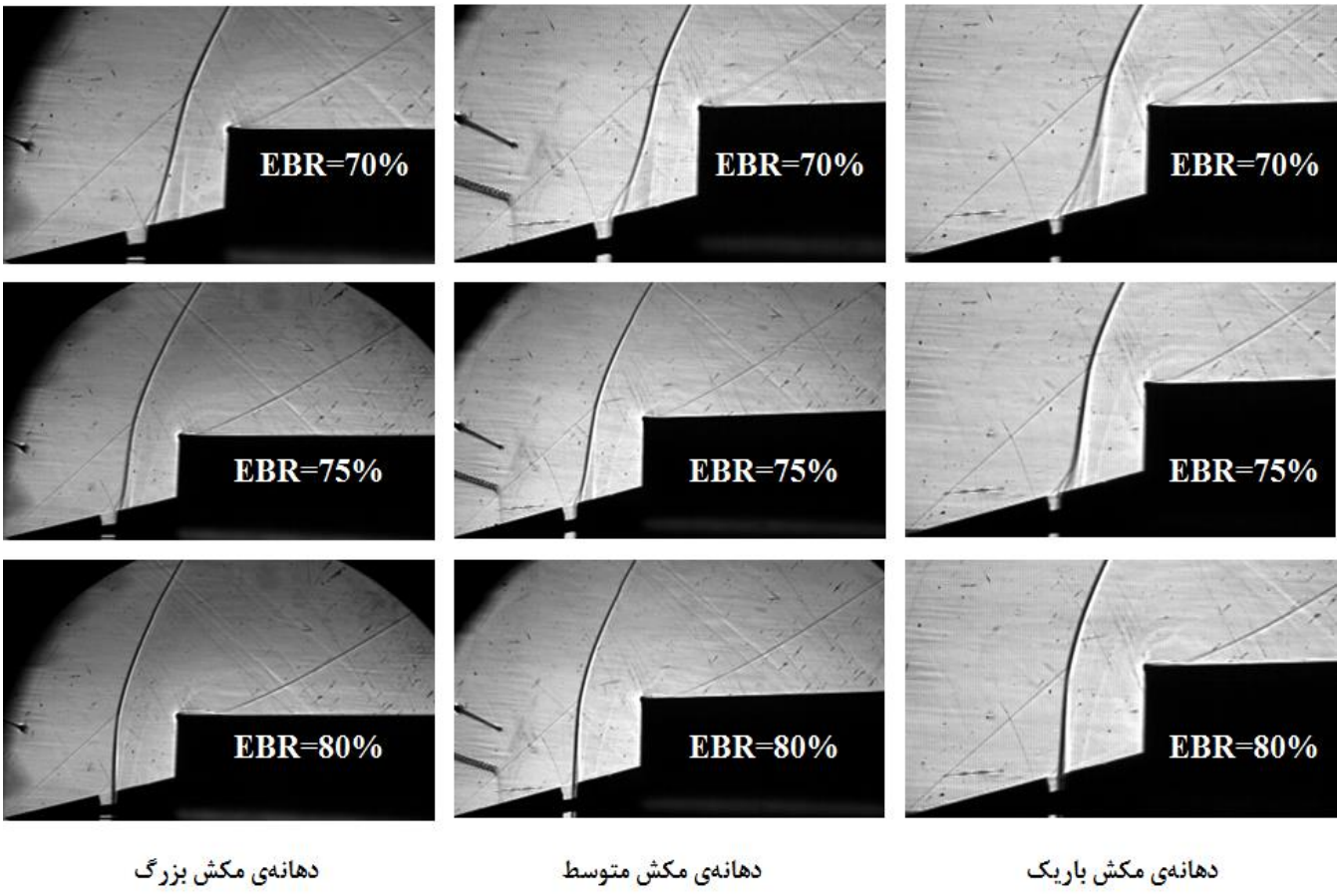
شکل ۱۶: اثر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر منحنی عملکردی ورودی در اعداد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲

Fig.16: Effects of the bleed entrance and exit areas on the intake performance curve at the freestream Mach numbers of 1.8, 2.0, and 2.2.

شکل ۱۶ منحنی عملکردی ورودی را در شرایط خارج از نقطه طراحی برای هریک از هندسه‌های آزمایش‌شده نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که آزمایش‌های مربوط به دهانه مکش باریک در عدد ماخ ۲/۲ به دلیل مشکلات تونل باد انجام نشده است.

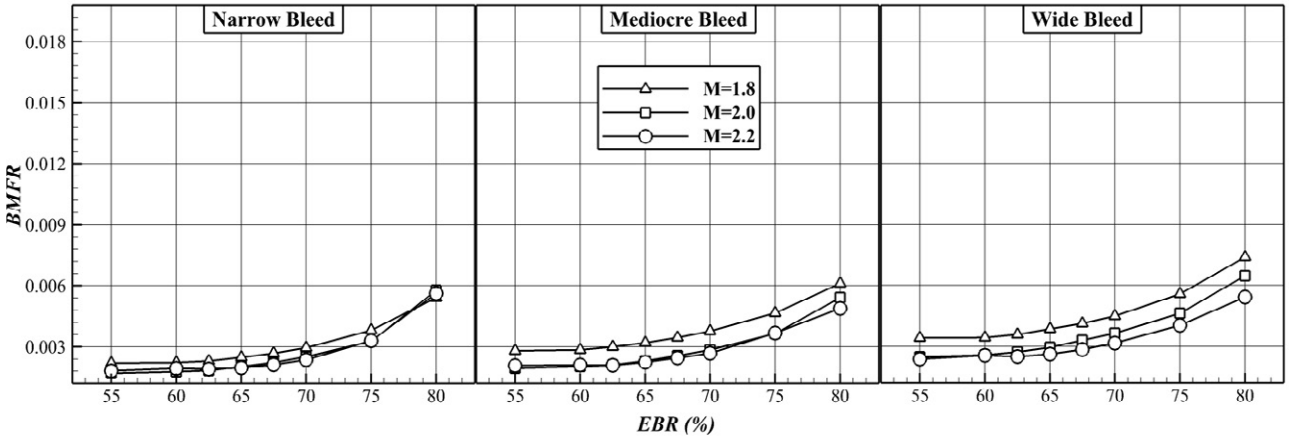
همان‌طورکه در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، در مقایسه با عدد ماخ ۲/۰، کاهش عدد ماخ جریان آزاد موجب انتقال منحنی عملکردی ورودی به سمت چپ و همین‌طور بالا شده است و بالعکس با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، منحنی عملکردی ورودی به سمت راست و پایین انتقال پیدا کرده است. در عدد ماخ ۱/۸، قدرت موج ضربه‌ای مایل در نوک دماغه و همین‌طور قدرت موج ضربه‌ای نرمال کاهش یافته که در نهایت منجر به کاهش تلفات فشار کل و افزایش بازیافت فشار ورودی شده است. همچنین به دلیل فاصله‌گرفتن موج ضربه‌ای مایل از لبه پوسته، سرریز جریان افزایش یافته که با کاهش نسبت دبی جرمی ورودی همراه است. در مورد عدد ماخ ۲/۲ نیز می‌توان گفت که با افزایش قدرت موج ضربه‌ای مایل و نرمال و همچنین نزدیک شدن موج ضربه‌ای مایل به لبه پوسته، بازیافت فشار و نسبت دبی جرمی ورودی به‌ترتیب کاهش و افزایش پیدا کرده است.

شکل ۱۶ (الف) نشان می‌دهد که با افزایش مساحت دهانه ورودی مجرای مکش، عملکرد ورودی در عدد ماخ ۱/۸ تغییرات چندانی پیدا نمی‌کند. اما در عدد ماخ ۲/۲، استفاده از دهانه ورودی بزرگ برای مجرای مکش، موجب کاهش بازیافت فشار ورودی می‌شود. با توجه به شکل ۱۶ ملاحظه می‌شود که صرف‌نظر از میزان مساحت دهانه ورودی و خروجی مجرای مکش، در عدد ماخ ۱/۸ پدیده باز در ورودی فراصوتی وجود ندارد. بر طبق شکل ۱۶ (الف) می‌توان با استفاده از دهانه مکش باریک، از وقوع پدیده باز در عدد ماخ ۲/۲ جلوگیری کرد. این موضوع برای دهانه مکش بزرگ نیز

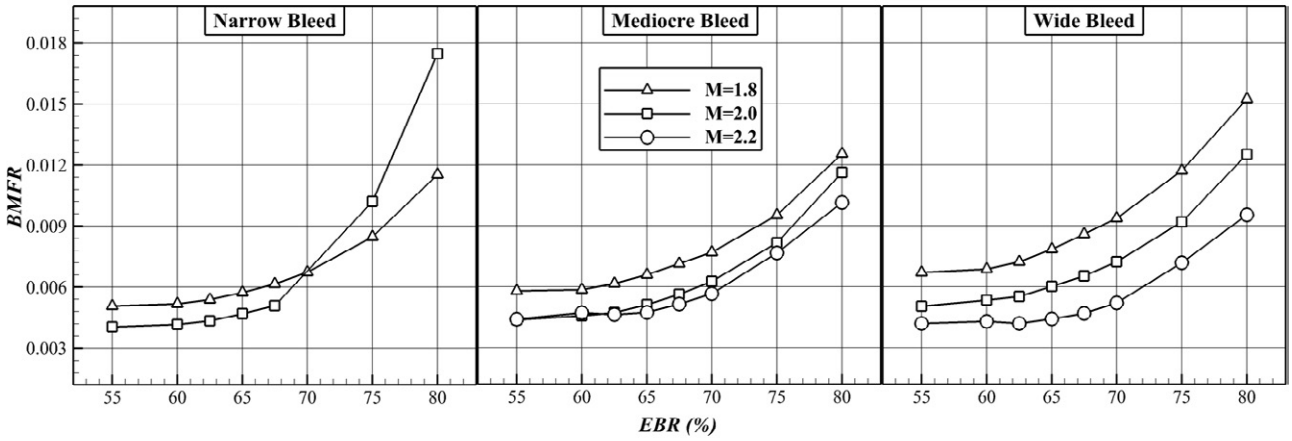


شکل ۱۷: اثر نسبت انسداد خروجی مدل بر موقعیت قرارگیری موج ضربه‌ای نرمال در شرایط فروبحرانی برای عدد ماخ ۱/۸

Fig.17: Effects of the exit blockage ratio of the model on the location of the normal shock at subcritical condition for the freestream Mach number of 1.8.



$A_{be}=2A_{bd}$ (الف)



$A_{be}=4A_{bd}$ (ب)

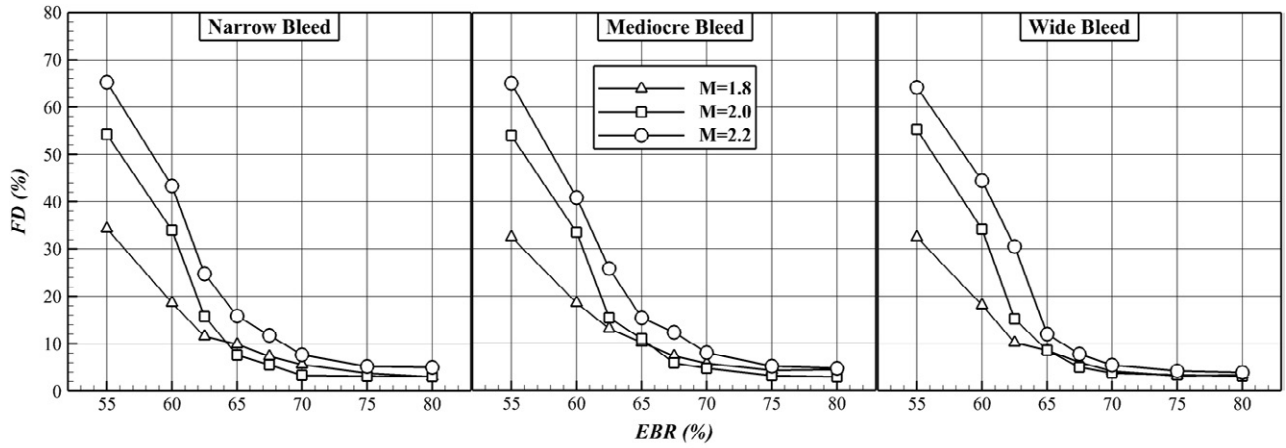
شکل ۱۸: اثر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر نسبت دبی جرمی مجرای مکش در اعداد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲

Fig. 18: Effects of the bleed entrance and exit areas on the bleed mass flow ratio at the freestream Mach numbers of 1.8, 2.0, and 2.2.

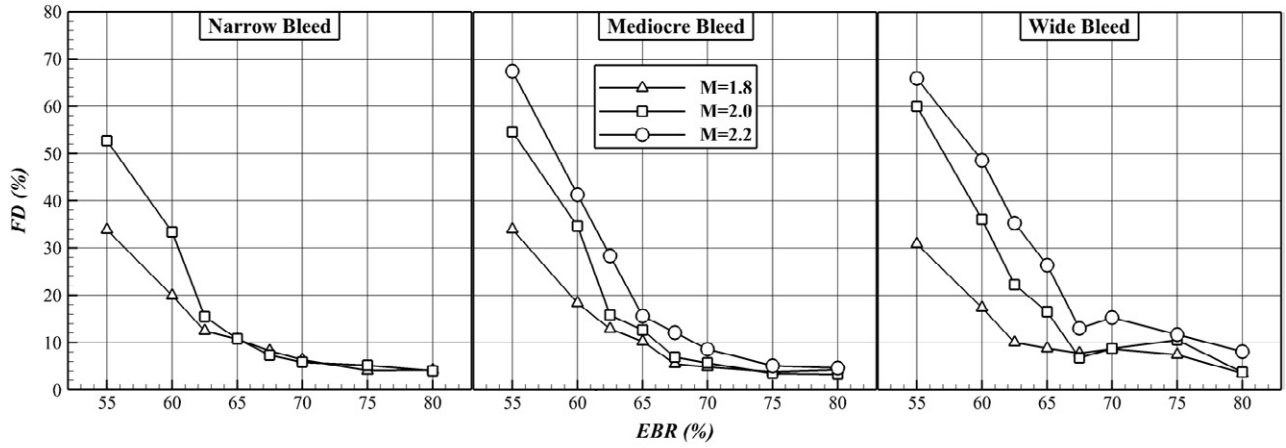
در شکل ۱۶ (ب) مشاهده می‌شود. بنابراین می‌توان گفت که در شرایط خارج از نقطه طراحی، استفاده از دهانه ورودی باریک یا بزرگ برای مجرای مکش، پایداری بیشتری را برای ورودی مورد مطالعه به همراه دارد. البته همان‌طورکه پیش‌تر اشاره شد، استفاده از دهانه ورودی بزرگ برای مجرای مکش موجب کاهش بازیافت فشار ورودی به‌خصوص در شرایط بحرانی و فروبحرانی می‌شود.

نکته دیگری که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، این است که در تمام نمودارها بازیافت فشار ورودی در عدد ماخ ۱/۸ و در شرایط فروبحرانی، ابتدا کاهش یافته و سپس افزایش پیدا کرده است. برای بررسی این موضوع از تصاویر سایه‌نگاری استفاده می‌شود. شکل ۱۷، تصاویر سایه‌نگاری را برای هر سه دهانه ورودی مجرای مکش در عدد ماخ ۱/۸ نشان می‌دهد. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، در نسبت‌های انسداد ۷۰ و ۷۵ درصد، موج ضربه‌ای نرمال بیرون از دهانه ورودی مجرای مکش قرار داشته و با لایه مرزی تداخل پیدا کرده است. بنابراین بخشی از تلفات فشار کل مربوط به افزایش ضخامت و بعضا جدایش جریان بوده است. در نسبت انسداد ۸۰ درصد، موج ضربه‌ای نرمال داخل دهانه ورودی مجرای مکش قرار گرفته است. در این حالت مجرای مکش با بلعیدن موج ضربه‌ای نرمال از برخورد آن با لایه مرزی جلوگیری کرده و جدایش جریان را به تعویق می‌اندازد. در نتیجه به علت عدم وجود پدیده تداخل، بازیافت فشار ورودی افزایش پیدا کرده است.

شکل ۱۸ تغییرات نسبت دبی جرمی مجرای مکش را در نقطه طراحی و در شرایط خارج از نقطه طراحی برای تمام دهانه‌های ورودی



$A_{be}=2A_{bd}$ (الف)



$A_{be}=4A_{bd}$ (ب)

شکل ۱۹: اثر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر اعوجاج جریان در اعداد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲

Fig. 19: Effects of the bleed entrance and exit areas on the flow distortion at the freestream Mach numbers of 1.8, 2.0, and 2.2.

و خروجی مجرای مکش نشان می‌دهد. همان‌طورکه در اکثر نمودارها مشاهده می‌شود، کاهش عدد ماخ جریان آزاد موجب افزایش نسبت دبی جرمی مجرای مکش و افزایش عدد ماخ جریان آزاد موجب کاهش آن شده است. برای دهانه مکش باریک، شکل ۱۸ (ب) نشان می‌دهد که در نسبت‌های انسداد ۷۵ و ۸۰ درصد، نسبت دبی جرمی مجرای مکش در عدد ماخ ۱/۸ کمتر از عدد ماخ ۲/۰ است. همان‌طورکه قبلا گفته شد، این حالت به دلیل وقوع نوسانات باز با دامنه بزرگ در عدد ماخ ۲/۰ بوده که برای دهانه مکش باریک اتفاق افتاده است.

هنگامی‌که جریان درون مجرای مکش خفه نشده باشد، اختلاف فشار جریان بین ورودی و خروجی مجرای مکش تأثیر زیادی بر دبی جرمی مکش دارد. در این پژوهش فشار انتهای مجرای مکش، فشار دنباله مدل است و انتظار می‌رود که با افزایش نسبت انسداد خروجی مدل و حرکت امواج ضربه‌ای ورودی به سمت بالادست، فشار جریان در دهانه ورودی مجرای مکش بیشتر شده و دبی جرمی مجرا افزایش یابد. شکل ۱۸ (الف) نشان می‌دهد که برای تمام دهانه‌های ورودی مکش، افزایش نسبت انسداد خروجی مدل تأثیر اندکی بر میزان نسبت دبی جرمی مجرای مکش داشته و حتی وقوع پدیده باز نیز تأثیر چندانی بر دبی جرمی مجرای مکش ندارد. با افزایش مساحت دهانه خروجی مجرای مکش و طبق شکل ۱۸ (ب) ملاحظه می‌شود که تغییرات نسبت دبی جرمی مجرای مکش شدت بیشتری پیدا می‌کند. این موضوع نشان‌دهنده تأثیر زیاد مساحت خروجی مجرای مکش بر دبی جرمی مکش است. ممکن است هنگام استفاده از دهانه

خروجی کوچک‌تر برای مجرای مکش، جریان در خروجی مجرا نزدیک به حالت خفگی بوده و یا بعضا دچار خفگی شده باشد. هنگام نزدیک‌شدن جریان به حالت خفگی، اختلاف فشار ابتدا و انتهای مجرای مکش تأثیر کمتری بر دبی جرمی مجرای مکش دارد که این حالت به وضوح در نمودارهای شکل ۱۸ (الف) مشاهده می‌شود.

شکل ۱۹ تغییرات اعوجاج جریان را در نقطه طراحی و در شرایط خارج از نقطه طراحی برای تمام دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش نشان می‌دهد. همان‌طورکه مشاهده می‌شود، در شرایط فرابحرانی اعوجاج جریان حساسیت زیادی به عدد ماخ جریان آزاد دارد. به‌طوری‌که با افزایش عدد ماخ، مقدار اعوجاج افزایش یافته و با کاهش عدد ماخ، اعوجاج جریان کاهش یافته است. در شرایط فروبحرانی و به دلیل نزدیک شدن امواج ضربه‌ای به دهانه ورودی مجرای مکش، افزایش یا کاهش عدد ماخ جریان آزاد تأثیر چندانی بر اعوجاج جریان نداشته و جریان از نظر یکنواختی در وضعیت مطلوبی قرار دارد. همان‌طورکه قبلا نیز برای عدد ماخ ۲/۰ بیان شد، در شکل ۱۹ (ب) مشاهده می‌شود که هنگام استفاده از دهانه‌های ورودی و خروجی بزرگ برای مجرای مکش، اعوجاج جریان در عدد ماخ ۲/۲ افزایش بیشتری داشته است.

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش اثر تغییر مساحت دهانه‌های ورودی و خروجی مجرای مکش بر روی عملکرد یک ورودی هوای فراصوتی از نوع تراکم ترکیبی با هندسه تقارن‌محوری در سه عدد ماخ ۱/۸، ۲/۰ و ۲/۲ و زاویه حمله صفر درجه به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج آزمایش‌های تونل باد نشان داد که مساحت دهانه ورودی مجرای مکش تأثیر زیادی بر کیفیت جریان پایین‌دست و عملکرد ورودی فراصوتی دارد. استفاده از دهانه ورودی باریک برای مجرای مکش، دبی جرمی آن را پایین آورده اما شروع پدیده باز را جلو می‌اندازد. دهانه ورودی متوسط نسبت به دهانه ورودی باریک، دبی جرمی بالاتری داشته اما بازیافت فشار بیشتر آن در شرایط بحرانی و فروبحرانی و همچنین به تعویق‌افتادن پدیده باز، آن را از نظر عملکردی بهتر از دهانه باریک قرار می‌دهد. استفاده از دهانه ورودی بزرگ برای مجرای مکش باعث افزایش دبی جرمی مکیده‌شده می‌شود. مساحت دهانه خروجی مجرای مکش تأثیر زیادی بر دبی جرمی مجرای مکش دارد. بهترین عملکرد برای ورودی مطالعه‌شده در عدد ماخ طراحی زمانی به‌دست می‌آید که هم‌زمان با استفاده از دهانه ورودی متوسط برای مجرای مکش، مساحت دهانه خروجی مجرای مکش نیز زیاد باشد. نتایج هم‌چنین نشان داد که در صورت استفاده از دهانه‌های ورودی و خروجی بزرگ برای مجرای مکش می‌توان از وقوع پدیده باز در شرایط خارج از نقطه طراحی جلوگیری کرد.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

A	مساحت، m^2
$BMFR$	نسبت دبی جرمی مجرای مکش
d	قطر بیشینه مدل، m
EBR	نسبت انسداد خروجی مدل (%)
FD	اعوجاج جریان (%)
h	ارتفاع، m
l	فاصله طولی مرکز دهانه ورودی مجرای مکش از رأس مخروط دماغه، m
L	طول مدل، m
L'	طول مخروط دماغه، m
M	عدد ماخ
MFR	نسبت دبی جرمی ورودی
$\dot{m}$	دبی جرمی، kg/s
P	فشار، $kgm^{-1}s^{-2}$
r	مختصه شعاعی، m
w	عرض دهانه ورودی مجرای مکش، m
x	مختصه طولی، m

علائم یونانی

Δ	تغییرات
α	زاویه دهانه ورودی مجرای مکش
β	نیم‌زاویه مخروط دماغه

پیشوند

S	حسگر فشار استاتیک

زیرنویس

b	مجرای مکش
be	خروجی مجرای مکش
bd	لوله داخلی مجرای مکش

c	لبه پوسته مدل
e	خروجی از مدل
i	ورودی به مدل
max	ماکزیمم
min	مینیمم
$plug$	مسدود کننده سطح خروجی جریان از مدل
s	شرایط استاتیک
t	شرایط سکون
∞	جریان آزاد

مراجع

[1] J. Seddon, E.L. Goldsmith, Intake Aerodynamics, chaps. 1, 10, Collins Professional and Technical Books, London, 1985.

[2] M.A. Maljaee, J. Sepahi-Younsi, Experimental Investigation of Effects of Bleed Entrance Area on the Performance of a Supersonic Air Intake, in 3 th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, Tehran, Iran, 2018. (In Persian).

[3] J. Seddon, The flow produced by interaction of a turbulent boundary layer with a normal shock wave of strength sufficient to cause separation, 3502, Aeronautical research council reports and memoranda, London, 1960.

[4] R.L. Trimpi, N.B. Cohen, Effect of Several Modifications to Center Body and Cowling on Sub-Critical Performance of a Supersonic Inlet at Mach number of 2.02, NACA, USA, RM-L55C16, 1955.

[5] B.W. Sanders, R.W. Cubbison, Effect of Bleed-System Back Pressure and Porous Area on the Performance of an Axisymmetric Mixed Compression Inlet at Mach 2.5, NASA, USA, TM-X-1710, 1968.

[6] L.J. Obery, R.W. Cubbison, Effectiveness of Boundary Layer Removal near Throat of Ramp-Type Side Inlet at Free-Stream Mach Number of 2.0, NACA, USA, RM-E54I14, 1954.

[7] L.J. Obery, C.F. Schueller, Effects of Internal Boundary-Layer Control on the Performance Supersonic Aft Inlets, NACA, USA, RM-E55L17, 1956.

[8] R.J. Shaw, J.F. Wasserbauer, H.E. Neumann, Boundary-Layer Bleed System Study for a Full-Scale Mixed-Compression Inlet With 45 Percent Internal Contraction, NASA, USA, TM-X-3358, 1976.

[9] R.W. Cubbison, E.T. Meleason, D.F. Johnson, Effect of Porous Bleed in a High-Performance Axisymmetric Mixed-Compression Inlet at Mach 2.50, NASA, USA, TM-X-1692, 1968.

[10] K. Kowalski, T.G. Piercy, Stability of Supersonic Inlets at Mach 1.91 with Air Injection and Suction, NACA, USA, RM-E56D12, 1956.

[11] D. Herrmann, K. Triesch, Experimental Investigation of Isolated Inlets for High Agile Missiles, Aerospace Science and Technology, 10(8) (2006) 659-667.

[12] C. Hirschen, D. Herrmann, A. Gülhan, Experimental Investigations of the Performance and Unsteady Behavior of a Supersonic Intake, Journal of Propulsion and Power, 23(3) (2007) 566-574.

[13] D. Herrmann, S. Blem, A. Gülhan, Experimental Study of Boundary-Layer Bleed Impact on Ramjet Inlet Performance, Journal of Propulsion and Power, 27(6) (2011) 1186-1195.

[14] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, A. Daliri, Performance Investigation of a Supersonic Air Intake in the Presence of the Boundary-Layer Suction, Journal of Aerospace Engineering, 229(8) (2015) 1495-1509.

[15] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, M. Farahani, Effects of Boundary-Layer Bleed Parameters on Supersonic Intake Performance, Journal of Propulsion and Power, 31(3) (2015) 826-836.

[16] M.R. Soltani, A. Daliri, J. Sepahi Younsi, M. Farahani, Effects of Bleed Position on Stability of a Supersonic Inlet, Journal of Propulsion and Power, 32(5) (2016) 1153-1166.

[17] T.I-P. Shih, M.J. Rimlinger, W.J. Chyu, Three-Dimensional Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions with Bleed, AIAA Journal, 31(10) (1993) 819-1826.