



## بررسی تجربی ناپایداری‌های یک ورودی هوای مافوق صوت با تراکم ترکیبی

محمد رضا سلطانی<sup>1\*</sup>، مهدی عابدی<sup>2</sup>، جواد سپاهی یونسی<sup>3</sup>

1- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران  
 2- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران  
 2- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران  
 \* تهران، صندوق پستی 1458889694، msoltani@sharif.edu

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
 دریافت: 22 آبان 1393  
 پذیرش: 10 بهمن 1393  
 ارائه در سایت: 02 اسفند 1393  
 کلید واژگان:  
 ورودی هوای مافوق صوت  
 موج - نوسان  
 حاشیه پایداری  
 فرکانس نوسانات  
 تشدید صوتی

### چکیده

پایداری و عملکرد یک ورودی هوای مافوق صوت تقارن محوری با تراکم ترکیبی در اعداد ماخ  $1/8$ ،  $2/0$  و  $2/2$  به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. در این مقاله تأثیر عدد ماخ و پس فشار بر ناپایداری جریان ورودی (حین پدیده موج-نوسان) به همراه احتمال حضور مکانیزم‌های تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد نوسانات بررسی شده است. پدیده موج-نوسان، نوسان مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای جلوی ورودی است که هنگام کاهش دبی جرمی عبوری از ورودی ممکن است اتفاق بیفتد. نتایج نشان می‌دهد که حاشیه‌ی پایداری ورودی با افزایش عدد ماخ کاهش یافته است. همچنین با کاهش عدد ماخ و افزایش پس فشار (کاهش نسبت دبی جرمی ورودی) فرکانس نوسانات افزایش می‌یابد. عامل اصلی آغاز ناپایداری جدایش جریان از روی سطح تراکم بوده و در مجموع دو محدوده‌ی فرکانس برای نوسانات موج-نوسان مشاهده شده است. محدوده‌ی 100 هرتز برای ناپایداری‌ها در اعداد ماخ  $1/8$ ،  $2/0$  و  $2/2$ ، و محدوده‌ی 475 هرتز برای نوسانات در عدد ماخ  $1/8$  که در هر دو محدوده‌ی فرکانس، دامنه‌ی حرکتی موج-نوسان تمام طول ورودی را در بر می‌گیرد. همچنین این دو محدوده‌ی فرکانس پایین و بالا به ترتیب با فرکانس هماهنگ‌های صفرم و اول تشدید صوتی در ورودی تطابق معناداری دارد که احتمال حضور مکانیزم‌های تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان را تقویت می‌کند.

## Experimental Investigation of Instability of a Supersonic Mixed Compression Air Intake

Mohammad Reza Soltani\*, Mahdi Abedi, Javad Sepahi Younsi

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran  
 \* P.O.B. 1458889694, Tehran, Iran, msoltani@sharif.edu

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
 Received 13 November 2014  
 Accepted 30 January 2015  
 Available Online 21 February 2015

**Keywords:**  
 Supersonic Air Intake  
 Buzz  
 Stability Margin  
 Oscillation Frequency  
 Acoustic Resonance

### ABSTRACT

An extensive experimental study has been conducted to investigate the performance and stability of a supersonic axisymmetric mixed compression air intake. The intake has been designed for a free stream Mach number of 2.0. However, tests were conducted for free stream Mach numbers of 1.8, 2.0, and 2.2. This investigation is aimed at studying effects of Mach number and back pressure on the intake flow stability during the buzz phenomenon. Further, the effect of acoustic resonance on the Buzz frequency has been investigated. Buzz phenomenon is defined as the shock oscillation ahead of the intake that may occur when the intake mass flow ratio reduces. Results show that the stability margin reduces when the free stream Mach number increases. In addition, reducing the free stream Mach number and increasing the back pressure cause the oscillation frequency to increase. The main cause of instability start is flow separation on the compression ramp and two ranges of frequency of buzz oscillations are obtained, range of 100 Hz for flow instability for Mach numbers of 1.8, 2.0 and 2.2, and range of 475 Hz for flow instability in Mach number of 1.8. For both cases, the spatial domain of buzz oscillations covers the entire intake length. Further, these low and high frequency ranges have significant conformity with the zeroth-order and first-order of the acoustic resonance frequency, respectively, that increase the probability of existence of acoustic resonance driving the buzz oscillation.

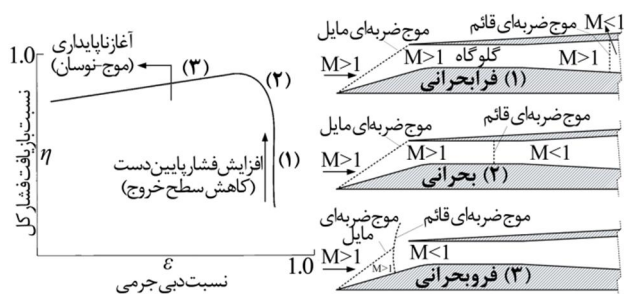
ورودی‌ها باید در تمام شرایط پروازی هوا را با دبی جرمی و شرایط مورد نیاز احتراق به موتور برسانند. در مطالعه بر روی ورودی‌های مافوق صوت، دو حوزه‌ی مهم عملکرد و پایداری<sup>2</sup> مطرح است. در این ورودی‌ها با کاهش میزان

### 1- مقدمه

در موتورهای هواتنفسی ورودی‌های هوا<sup>1</sup> نقش بسیار مهمی در کارایی موتور و در نتیجه در مانورپذیری وسیله‌ی پرنده و نهایتاً در بازده کلی آن دارند.

2- Performance and Stability

1- Air Intake



شکل 1 شرایط کاری مختلف یک ورودی مافوق صوت تراکم ترکیبی

نتایج تحقیقات انجام شده توسط دیگران تا آن زمان و آزمایش‌هایی که خودشان روی هندسه‌های مختلف ورودی مافوق صوت دو بعدی با تراکم ترکیبی در عدد ماخ تقریبی 2 انجام دادند به این نتیجه رسیدند که دو شکل متفاوت از ناپایداری در این ورودی‌ها مشاهده می‌شود که این ناپایداری‌ها فرکانس، محدوده و دامنه‌ی حرکتی کاملاً متفاوتی دارند. آزمایش‌های تجربی فیشر و همکاران نشان داد که موج-نوسان کوچک با دامنه‌ی نوسان کم مرتبط با جدایش جریان از سطح داخلی پوسته (معیار فری) و موج-نوسان بزرگ با دامنه‌ی نوسان بزرگ مرتبط با جدایش جریان از سطح تراکم ورودی (معیار دیلی) است. نتایج تحقیقات دیگر بیان کرد که در یک ورودی، موج-نوسان کوچک دارای فرکانس بیشتری از موج-نوسان بزرگ است که تحقیقات بیش تر در این زمینه نشان داده است که لزوماً فرکانس موج-نوسان کوچک و بزرگ یکسان نیست و از نتایج قبلی پیروی نمی‌کند، به علاوه در هر ورودی ممکن است هر دو نوع و یا فقط یکی از آن‌ها رخ دهد [11,19].

مطالعات تجربی و عددی پیرامون نوسانات خودنگهدار در سیالات که در سال 1980 توسط شنگ و هنکی انجام شد نشان داد که در هر نوسان خودنگهدار در سیالات باید یک مکانیزم بازخوردی وجود داشته باشد، به این معنا که باید مکانیزمی وجود داشته باشد که در هر چرخه‌ی نوسان عامل محرک (یا کنترل کننده) بوده و پارامترهای نوسان خودنگهدار را (مانند دامنه و فرکانس) حفظ کند. آن‌ها در حین مطالعات خود پدیده‌ی موج-نوسان را در یک ورودی هوا مورد بررسی قرار دادند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که پدیده‌ی تشدید صوتی<sup>8</sup> در ورودی مورد مطالعه احتمالاً در حلقه‌ی بازخورد ناپایداری‌ها تأثیرگذار است [20]. پس از آن مطالعات دیگری در این زمینه انجام شد که از جمله‌ی آن‌ها می‌توان به تحلیل‌های عددی فوجیوارا و همکاران در مورد موج-نوسان در یک ورودی دوبعدی با تراکم خارجی در سال 2002 اشاره کرد [21].

با وجود انجام تحقیقات تقریباً گسترده‌ای که در زمینه‌ی پدیده‌ی موج-نوسان انجام شده، این پدیده هنوز به طور کامل شناخته نشده است. به عنوان مثال همان‌طور که ذکر شد در مورد مقایسه‌ی فرکانس نوسانات موج-نوسان کوچک و بزرگ ادعاهای متفاوتی شده است. همچنین جریان در ورودی مافوق صوت به دلیل وجود انواع موج ضربه‌ای مایل و قائم، تداخل این امواج ضربه‌ای با هم و تشکیل صفحه‌ی گردابه، تداخل امواج ضربه‌ای با لایه مرزی سطوح و در نتیجه جدایش جریان بسیار پیچیده است و در نتیجه هر ورودی رفتار و مشخصات مخصوص به خود را دارد.

برای پر کردن این خلاء و کمک به شناسایی هر چه بیش تر پدیده‌ی موج-نوسان در این مقاله با استفاده از نتایج حاصل از انجام آزمایش‌های تجربی روی یک ورودی هوای مافوق صوت تقارن محوری از نوع تراکم

دبی جرمی ورودی از مقداری مشخص، ورودی از حالت پایدار خارج شده و ناپایداری‌هایی خود-نگهدار<sup>1</sup> رخ می‌دهد که به آن موج-نوسان<sup>2</sup> می‌گویند. حین این پدیده امواج ضربه‌ای و انبساطی<sup>3</sup> در طول ورودی حرکت کرده که با افزایش و کاهش مداوم فشار در ورودی باعث افت شدید عملکرد و همچنین بروز مشکلات سازه‌ای و کاهش نیروی پیشران موتور می‌شوند. این پدیده نخستین بار بر روی ورودی‌های تقارن محوری مشاهده شده است و جزئیات پیدایش و گسترش آن برای ورودی‌های مختلف متفاوت است. شکل 1 منحنی عملکردی و شرایط مختلف کاری یک ورودی مافوق صوت از نوع تراکم ترکیبی<sup>4</sup> را نشان می‌دهد.

به طور کلی تحقیقات در زمینه‌ی پایداری ورودی‌های مافوق صوت به چند بخش کلی تقسیم می‌شوند که عبارتند از شناسایی دلایل و مکانیزم‌های فعال کننده‌ی و مؤثر بر پارامترهای ناپایداری [1-3]، شناسایی رفتار جریان حین موج-نوسان [4,5]، بررسی مکانیزم‌های تأخیر یا جلوگیری از وقوع ناپایداری [6-8] و در نهایت مطالعه‌ی مکانیزم‌های فیزیکی به وجود آورنده و تشدیدکننده‌ی ناپایداری [5].

پدیده‌ی موج-نوسان اولین بار توسط اسواتیش در سال 1944 مشاهده و توصیف گردید [9]. در سال 1951 تحقیقات فری و همکاران نشان داد که اگر صفحه‌ی گردابه‌ی<sup>5</sup> ناشی از برخورد امواج ضربه‌ای جلوی ورودی به سطح داخلی پوسته برخورد کند و این صفحه‌ی گردابه دارای قدرت کافی باشد، منجر به جدایش جریان در سطح داخلی پوسته شده و در نتیجه جریان داخل ورودی دچار خفگی می‌شود، که این امر احتمالاً دلیل آغاز موج-نوسان است [1]. این توصیف پدیده‌ی موج-نوسان به عنوان معیار فری شناخته می‌شود. یکی دیگر از مکانیزم‌های مهم ایجاد موج-نوسان در سال 1954 توسط دیلی معرفی شد [2]. نتایج تحقیقات او نشان داد که دبی جرمی ورودی به دلیل تداخل شدید موج ضربه‌ای قائم بیرونی با لایه‌ی مرزی و جدایش جریان روی سطح تراکم ناگهان کاهش می‌یابد. با افزایش میزان جدایش، ورودی دچار گرفتگی شده و موج-نوسان آغاز می‌شود. این توصیف نیز تحت عنوان معیار دیلی شناخته می‌شود.

در سال 2006 تریپر و همکاران با استفاده از نتایج آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی‌های عددی به شناسایی رفتار جریان حین موج-نوسان پرداختند [5,10,11]. فراهانی در رساله‌ی دکترای خود در سال 1390 با استفاده از داده‌های فشاری و تصاویر سایه‌نگاری<sup>6</sup> به بررسی پدیده‌ی موج-نوسان در یک ورودی تقارن محوری تراکم بیرونی پرداخت [12]. به علاوه در سال‌های 2010 تا 2012 سلطانی و همکاران به شناخت موج-نوسان در یک ورودی تقارن محوری در اعداد ماخ و زوایای حمله‌ی مختلف پرداختند [13-15]. هرگس و همکاران در سال 2012 با استفاده از تصویربرداری شلرین<sup>7</sup> با سرعت بالا از موج-نوسان به تحلیل این پدیده پرداختند [16]. همچنین اخیراً در سال 2012 چیمبا به شناسایی ناپایداری‌های یک ورودی تقارن محوری پرداخته است [17].

دو گونه‌ی متفاوت از پدیده‌ی موج-نوسان در ورودی‌های مافوق صوت با نام‌های موج-نوسان بزرگ و موج-نوسان کوچک نخستین بار در سال 1970 توسط فیشر و همکاران مشاهده و معرفی شده است [18]. آن‌ها با استفاده از

1- Self-sustained  
2- Buzz  
3- Shock and Expansion Wave  
4- Mixed Compression  
5- Vortex Sheet  
6- Shadowgraph  
7- Schlieren

8- Acoustic Resonance

پیش‌تر ذکر شد با کاهش میزان دبی جرمی از حد مشخصی ناپایداری‌ها آغاز می‌شوند.

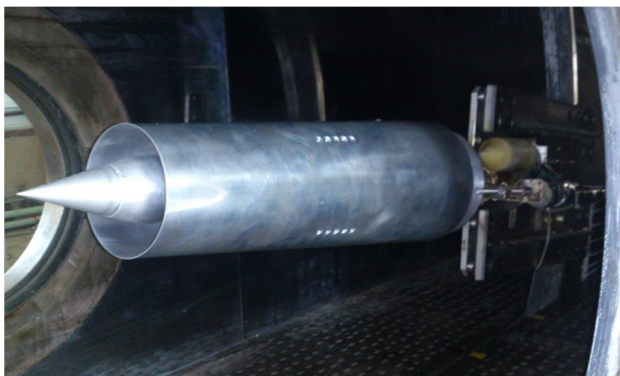
### 2-3- تجهیزات اندازه‌گیری فشار

شصت عدد حسگر حساس فشار 6 از نوع تفاضلی برای اندازه‌گیری فشار استاتیک و فشار کل در داخل مدل و دیواره‌های تونل باد به کار رفته است. از آن‌جا که ناپایداری ورودی دارای نوسانات با فرکانس‌های متفاوت است، از دو نوع حسگر فرکانس بالا و فرکانس پایین استفاده شده است. حسگرهای فرکانس بالا به دلیل فرکانس بالای داده برداری (حداقل 50 کیلوهرتز) و ابعاد بسیار کوچک (قطر حدود 2/3 میلی‌متر) که قابلیت نصب در داخل مدل را ایجاد می‌کند، برای بررسی سریع (بدون تأخیر زمانی) پدیده‌های نوسانی با فرکانس بالا مناسب هستند. در این آزمایش از 20 حسگر فشار فرکانس بالا در محدوده‌های 5، 10 و 15 psi استفاده شده است. این حسگرها دارای ولتاژ تغذیه‌ی 10 ولت هستند. ولتاژ خروجی آن‌ها در بازه‌ی صفر تا 100 میلی‌ولت و دقت آن‌ها بنا بر مشخصات ارائه شده توسط شرکت سازنده 0/1% بازه‌ی ولتاژ خروجی آن‌ها است. حسگرهای فشار فرکانس پایین استفاده شده نیز از نوع تفاضلی و دارای محدوده‌ی فشار تفاضلی 5، 10 و 15 psi هستند. زمان پاسخگویی این حسگرها به تغییرات فشاری 1 میلی‌ثانیه است. ولتاژ تغذیه‌ی آن‌ها بین 7 تا 16 ولت مستقیم بوده و دارای خروجی حداکثر 6 ولت هستند. دقت این حسگرها نیز 0/5% ولتاژ خروجی آن‌ها است.

تعدادی سوراخ روی سطح و در طول جسم مرکزی مدل به منظور اندازه‌گیری فشار استاتیک تعبیه شده است. همچنین همان‌گونه که در شکل 3 مشاهده می‌شود دو عدد ریک چند سوراخی در گلوگاه (x/l=0/235) و در انتهای مدل (x/l=0/702) قرار گرفته‌اند، که از این پس به ترتیب ریک گلوگاه و ریک اصلی نامیده می‌شوند. ریک گلوگاه دارای 12 و ریک اصلی دارای 17 لوله‌ی اندازه‌گیری فشار کل هستند.

### 2-4- روند آزمایش‌ها

مدل در اعداد ماخ 1/8، 2/0 و 2/2 در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه مورد آزمایش قرار گرفته است. در ابتدای هر آزمایش درپوش خروجی مدل در جایی قرار گرفته که مساحت خروجی جریان در انتهای مدل بیشینه باشد. سپس با حرکت درپوش به سمت نوک مدل، مساحت جریان در خروج از مدل کاهش داده شده است. با استفاده از حرکت درپوش حین آزمایش‌ها، 8 سطح خروجی جریان از مدل تنظیم شده و برای هر حالت داده‌های همگی 60 حسگر فشار جمع‌آوری شده است.



شکل 2 تصویر مدل نصب شده در تونل باد

ترکیبی که برای ماخ 2/0 طراحی شده است، تأثیر عدد ماخ و پس‌فشار<sup>1</sup> (فشار پشتی/فشار انتهایی مدل) روی ناپایداری جریان ورودی بررسی شده است. ورودی مورد مطالعه در این تحقیق (که از این پس مدل نیز نامیده می‌شود) در اعداد ماخ جریان آزاد 1/8، 2/0 و 2/2 و در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه مورد آزمایش قرار گرفته و عملکرد و پایداری آن در شرایط طراحی و غیرطراحی بررسی شده است. نتایج حاصل از بررسی‌های صورت گرفته در حوزه‌ی عملکرد پیش‌تر ارائه شده است [22،23]. همچنین در حوزه‌ی پایداری ورودی نیز نتایج مربوط به بررسی فیزیک و ماهیت جریان ورودی حین یک چرخه‌ی موج-نوسان ارائه شده است [24]. در این مقاله با تمرکز بر حوزه‌ی پایداری ورودی، صرف نظر از دلایل وقوع و تشدید کننده‌ی ناپایداری، تأثیر عدد ماخ و پس‌فشار بر روی پارامترهای پایداری جریان یعنی دامنه‌ی پایداری و فرکانس پدیده‌ی موج-نوسان بررسی شده است.

### 2-2- تجهیزات آزمایش

در این بخش مدل مورد آزمایش، تونل باد، ابزار اندازه‌گیری و دیگر ابزارهایی که در آزمایش‌ها مورد استفاده قرار گرفته، توضیح داده شده است.

#### 2-1- تونل باد

آزمایش‌ها در تونل باد مدار باز با جریان مکشی مداوم که دارای محفظه‌ی آزمون با سطح مقطع مربع شکل به ابعاد 60×60 سانتی‌متر مربع است انجام شده است. این تونل مجهز به یک نازل<sup>2</sup> با قابلیت تغییر هندسه در حین آزمایش است و شدت اغتشاش جریان مقطع کاری از 0/4% تا 1/4% با توجه به سرعت جریان آزاد متغیر است [15].

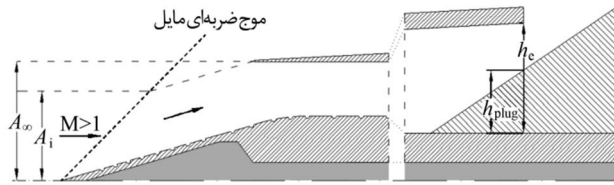
در دیواره‌های بالایی و پایینی محفظه‌ی آزمون سوراخ‌هایی برای مکش جریان تعبیه شده که توانایی تثبیت موقعیت و کنترل موج ضربه‌ای عبوری از تونل و همچنین امواج انعکاسی را ایجاد می‌کند. دیواره‌های جانبی محفظه‌ی آزمون مجهز به پنجره‌هایی با شیشه‌های با دقت نوری بالا هستند که امکان مشاهده‌ی جریان و امواج ضربه‌ای را به وسیله‌ی سیستم سایه‌نگاری و شلرین فراهم می‌کنند. با توجه به نوع تونل، فشار کل و دمای کل محفظه‌ی آزمون ثابت و در آزمایش‌ها به ترتیب در حدود 85000 پاسکال و 298 کلونین بوده است.

#### 2-2- مدل

مدل مورد مطالعه یک ورودی هوای مافوق صوت تقارن محوری از نوع تراکم ترکیبی است که برای عدد ماخ 2/0 و با نسبت طول به قطر 3/4 طراحی شده است. شکل 2 مدل را در داخل تونل باد و شکل 3 نمای شماتیک مدل و متعلقات آن را نشان می‌دهد. برای تغییر دادن سطح خروجی جریان در انتهای مدل در حین انجام آزمایش، یک درپوش<sup>3</sup> متحرک مخروطی شکل در آن قسمت تعبیه شده است. این درپوش به وسیله‌ی یک موتور کوچک تغذیه شونده با برق مستقیم<sup>4</sup> و یک بال‌اسکرو<sup>5</sup> در طول مرکز مدل قابلیت حرکت داشته و در نتیجه سطح مقطع خروجی جریان را تغییر می‌دهد. وظیفه‌ی درپوش تغییر پس‌فشار با استفاده از تغییر مساحت جریان در صفحه‌ی انتهایی مدل و در نتیجه کنترل و تغییر دبی جرمی عبوری از درون مدل است. با بسته شدن درپوش، دبی جرمی ورودی کاهش یافته و همان‌طور که

- 1- Back Pressure
- 2- Nozzle
- 3- Plug
- 4- DC Motor
- 5- Ball Screw

6- Pressure Transducer



شکل 4 پارامترهای استفاده‌شده برای تعریف نسبت انسداد و نسبت دبی جرمی

به منظور محاسبه‌ی فرکانس نوسانات موج-نوسان، سیگنال‌های ثبت شده توسط تمام حسگرهای فرکانس‌بالا توسط تبدیل فوری‌ی سریع<sup>5</sup> به فضای «دامنه-فرکانس»<sup>6</sup> منتقل شده و فرکانس غالب نوسانات (در صورت وجود) استخراج شده است.

برای محاسبه‌ی فرکانس تشدید صوتی از رابطه‌ی (3) که رابطه‌ی فرکانس هماهنگ‌های<sup>7</sup> تشدید صوتی در یک مجرای یک‌سر بسته است استفاده شده است [21]:

$$Freq. = (2n + 1) \frac{C}{4L} (1 - M^2) \quad , \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (3)$$

که در آن  $n$  شماره‌ی هماهنگ نوسانات (فرکانس هماهنگ  $nm$ )،  $L$  طول مجرا،  $C$  سرعت صوت درون مجرا و  $M$  عدد ماخ جریان درون مجرا است. خروجی خفه شده از لحاظ صوتی همانند یک خروجی بسته عمل کرده و می‌توان فرکانس هماهنگ‌های تشدید صوتی را در آن از رابطه‌ی (3) بدست آورد. در مدل مورد آزمایش مقدار  $L$  برابر طول مدل از ابتدای پوسته تا خروجی خفه‌شده است.  $M$  و  $C$  متوسط مقادیر عدد ماخ و سرعت صوت داخل ورودی هستند که با استفاده از داده‌های ریک گلوگاه و ریک اصلی محاسبه شده‌اند.

به منظور بررسی حاشیه یا مرز پایداری ورودی، پارامتر حاشیه‌ی پایداری که با  $SM^8$  نشان داده می‌شود برحسب درصد با رابطه‌ی (4) تعریف شده است:

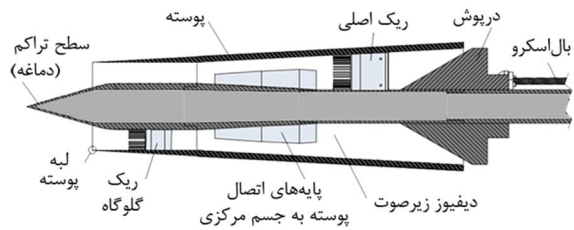
$$SM = \frac{EBR_{\text{عملکرد بحرانی}} - EBR_{\text{آغاز ناپایداری}}}{EBR_{\text{عملکرد بحرانی}}} \times 100 \quad (4)$$

با توجه به تعریف فوق مشخص است که مقادیر بزرگتر  $SM$  به معنی حاشیه‌ی پایداری بیشتر است، یعنی با افزایش نسبت انسداد خروجی مدل (افزایش پس‌فشار/کاهش دبی جرمی) ناپایداری‌ها دیرتر آغاز شده است و مدل همچنان در حوزه‌ی عملکرد پایدار قرار دارد (ناپایداری‌ها در نسبت‌های انسداد بیشتری آغاز شده است) که این امر مطلوب است.

با شناسایی منابع مختلف خطا که باعث عدم قطعیت داده‌های ثبت شده و گسترش خطا در محاسبه‌ی پارامترها می‌شوند، مقادیر عدم قطعیت پارامترهای عملکردی و داده‌های اندازه‌گیری شده محاسبه شده در جدول 1 درج شده است [26]. در این جدول به علت این‌که از دو نوع حسگر فشار در آزمایش‌ها استفاده شده است، دو مقدار برای داده‌های فشاری ذکر شده است (دقت بالاتر مربوط به حسگرهای فرکانس بالا است).

#### 4- نتایج

شکل 5 نمودارهای عملکردی ورودی را در اعداد ماخ  $1/8$ ،  $2/0$  و  $2/2$  نشان می‌دهد. پیش‌تر گفته شد که داده برداری با تغییر نسبت انسداد به صورت پیوسته صورت نگرفته و ابتدا نسبت انسداد مورد نظر تنظیم و سپس اقدام به



شکل 3 نمای شماتیک مدل و متعلقات آن

پس از داده برداری هر 8 حالت در عدد یک عدد ماخ، در حالت تونل روشن، عدد ماخ تغییر کرده و مجدداً با حرکت دریوش، 8 سطح خروجی موردنظر تنظیم شده و اقدام به داده برداری شده است و به همین صورت برای عدد ماخ بعدی آزمایش انجام شده است.

حین آزمایش‌ها همزمان با داده برداری فشار اقدام به تصویربرداری آشکارسازی جریان با سیستم سایه‌نگاری و شلرین شده است. برای این منظور از یک دوربین با بیشینه‌ی سرعت تصویربرداری 1000 فریم در ثانیه استفاده شده است. همچنین به منظور بررسی عدم تأثیر فرکانس داده برداری بر نتایج و برای بررسی تکرارپذیری آزمایش‌ها، آزمایش‌ها در دفعات مختلف و با فرکانس‌های داده برداری مختلف صورت گرفته‌اند.

#### 3- پارامترهای مورد بررسی

برخی از پارامترهای عملکردی در این پژوهش استفاده شده‌اند که عبارت هستند از نسبت بازیافت فشار کل<sup>1</sup> و نسبت دبی جرمی ورودی<sup>2</sup>. نسبت بازیافت فشار کل که با  $\eta$  نشان داده می‌شود به صورت نسبت فشار کل جریان در خروجی از مدل به فشار کل جریان آزاد تعریف می‌شود. فشار کل جریان خروجی از مدل به وسیله‌ی میانگین وزنی سطح<sup>3</sup> از داده‌های ریک اصلی محاسبه شده است.

نسبت دبی جرمی که با  $\varepsilon$  نشان داده می‌شود برابر است با نسبت دبی جرمی عبوری واقعی از مدل به بیشینه‌ی دبی جرمی‌ای که می‌تواند از مدل عبور کند (دبی اسمی). مقدار  $\varepsilon$  با توجه به شکل 4 از رابطه‌ی (1) بدست می‌آید:

$$\varepsilon = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_\infty} = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_\infty} = \frac{A_i}{A_\infty} \quad (1)$$

دبی جرمی عبوری از داخل مدل هم با استفاده از داده‌های ریک اصلی محاسبه شده است [25].

نسبت دیگری که در روابط از آن استفاده شده است، نسبت انسداد سطح خروجی جریان از مدل است که با  $EBR^4$  مشخص شده است و بیانگر موقعیت دریوش و میزان گرفتگی سطح خروجی جریان است. با توجه به رابطه‌ی (2) این پارامتر به صورت نسبت ارتفاع سطح خروجی مسدود شده توسط دریوش به ارتفاع کل سطح خروجی جریان تعریف شده است (شکل 4):

$$EBR = \frac{h_e}{h_{plug}} \times 100 \quad (2)$$

نسبت انسداد 100% به معنی بسته بودن کامل سطح خروجی و 0% به معنی باز بودن کامل مجرای خروجی مدل است. پیش‌تر گفته شد که حین آزمایش‌ها در هر عدد ماخ، 8 سطح خروجی جریان از مدل تنظیم شده است که این سطح‌ها متناظرند با نسبت‌های انسداد 55، 60، 62/5، 65، 67/5، 70، 75 و 80 درصد.

5- Fast Fourier Transform (FFT)  
6- Amplitude-Frequency  
7- Mode of Frequency  
8- Stability Margin

1- Total Pressure Recovery (TPR)  
2- Mass Flow Ratio (MFR)  
3- Area Weighted Average  
4- Exit Blockage Ratio (EBR)

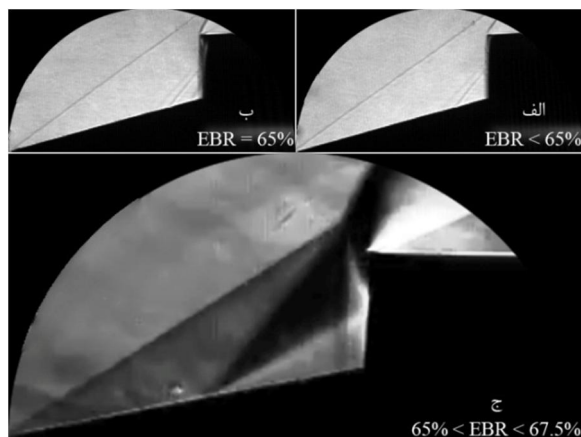
جدول 2 حاشیه‌ی پایداری ورودی

$M_{\infty}=2/2$	$M_{\infty}=2/0$	$M_{\infty}=1/8$	حاشیه‌ی پایداری (SM%)
8	8	20	

با استفاده از نمودارهای توزیع فرکانسی داده‌های فشاری ثبت شده توسط حسگرهای فرکانس بالا، که یک نمونه از آن در شکل 7 مشاهده می‌شود، فرکانس غالب نوسانات ناپایداری جریان بدست آمده و با استفاده از تصاویر سایه‌نگاری اعتبارسنجی شده است [24]. شکل 7 نمودار توزیع فرکانسی یکی از حسگرهای فشار استاتیک واقع بر روی دماغه‌ی مدل را در عدد ماخ 2/0 نشان می‌دهد. برای تمام حالت‌های ناپایداری فرکانس موج-نوسان و دبی جرمی متوسط ورودی در جدول 3 ذکر شده است.

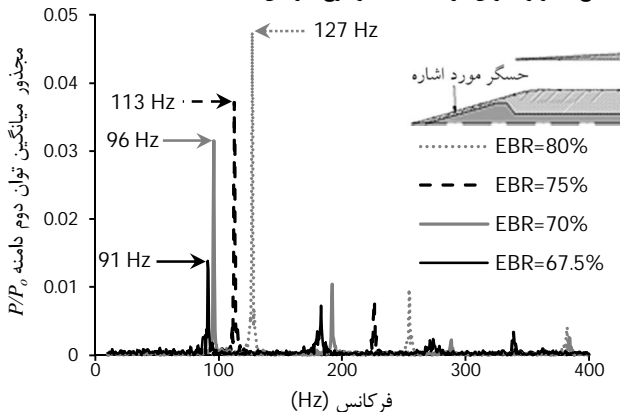
در جدول 3 برای اعداد ماخ 2/0 و 2/2 در هر نسبت انسداد (نسبت دبی جرمی) یک فرکانس و برای عدد ماخ 1/8 دو فرکانس مشاهده می‌شود که البته فرکانس بالاتر، فرکانس غالب نوسانات بوده و فرکانس پایین‌تر بسیار کم دامنه و تقریباً قابل صرف نظر است، اما اعداد ثبت شده از این نظر قابل توجه هستند که در محدوده‌ی فرکانس نوسانات ماخ 2/0 و 2/2 قرار دارند.

داده‌های حسگرهای فرکانس بالا و تصاویر سایه‌نگاری نشان می‌دهند که در تمامی موارد ذکر شده در جدول 3 محدوده‌ی مکانی حرکت امواج ضربه‌ای تمام طول ورودی را در بر می‌گیرد. بنابراین پدیده‌ی موج-نوسان در ورودی مورد آزمایش تحت هیچ کدام از تعاریف موج-نوسان کوچک و بزرگ قابل دسته‌بندی نیست به طوری که هم نوسانات فرکانس پایین و هم فرکانس بالا دارای دامنه‌ی حرکتی شامل تمام طول ورودی هستند [24].



شکل 6 الف: تصویر سایه‌نگاری در  $EBR < 65\%$ ، ب: تصویر سایه‌نگاری در  $EBR = 65\%$

ج: تصویر شلرین در لحظه‌ی آغاز موج-نوسان ( $65\% < EBR < 67.5\%$ ).  $M_{\infty}=2/0$



شکل 7 نمودار پاسخ فرکانسی یکی از حسگرهای فشار استاتیک دماغه در  $M_{\infty}=2/0$

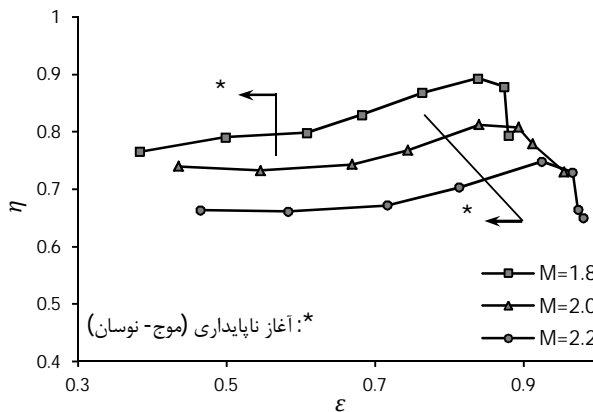
جدول 1 مقادیر عدم قطعیت [26]

میزان خطا (%)			کمیت
1/421 و 0/929			$\Delta P/P$
1/421			$\Delta \eta/\eta$
$M_{\infty}=2/2$	$M_{\infty}=2/0$	$M_{\infty}=1/8$	$\Delta M_{\infty}/M_{\infty}$
0/918	1/162	1/458	$\Delta Re/Re$
1/971	1/936	1/982	$\Delta \epsilon/\epsilon$
2/304	2/418	2/455	

داده برداری شده است؛ در شکل 5 نقاط هر منحنی از راست به چپ نشان دهنده‌ی نتایج مربوط به نسبت‌های انسداد ذکر شده در بخش قبل از 55% تا 80% است. نمودارهای عملکردی مدل در شکل 5 نشان می‌دهد که در تمام اعداد ماخ تقریباً نسبت انسداد 62/5% شرایط بحرانی عملکرد ورودی است، بنابراین حاشیه‌ی پایداری از نسبت انسداد 62/5% سنجیده شده است.

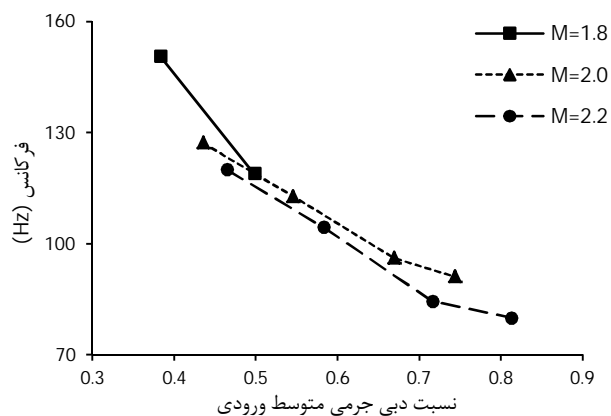
همان‌طور که در نمودارهای شکل 5 مشخص شده است با کاهش نسبت دبی جرمی از حد مشخصی ورودی از حالت پایدار خارج و موج-نوسان آغاز می‌شود. آغاز ناپایداری با استفاده از تصاویر سایه‌نگاری و نمودارهای توزیع فرکانسی از داده‌های حسگرهای فرکانس بالا مشخص شده [24] و با استفاده از آن حاشیه‌ی پایداری ورودی محاسبه و در جدول 2 ذکر شده است.

شکل 6 قسمت الف تصویر سایه‌نگاری ورودی در شرایط بحرانی و فرابحرانی، قسمت ب تصویر سایه‌نگاری مربوط به آخرین لحظه‌ی ثبت شده پیش از آغاز موج-نوسان (نسبت انسداد 65% - شرایط فرابحرانی) و قسمت ج تصویر شلرین مربوط به لحظات شروع موج-نوسان در عدد ماخ 2/0 را نشان می‌دهد. در تصاویر الف و ب مشاهده می‌شود که افزایش نسبت انسداد و حرکت موج ضربه‌ای قائم درونی به طرف بالادست و قرارگیری آن بر روی سطح تراکم باعث گسترش لایه مرزی و بزرگ شدن ناحیه‌ی جدایش روی سطح تراکم شده است. این ناحیه باعث شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل ثانویه بر روی سطح تراکم شده که با برخورد به موج ضربه‌ای قائم تشکیل سیستم امواج ضربه‌ای لامبدا<sup>1</sup> را می‌دهند. در تصویر ج شکل 5 ناحیه‌ی جدایش جریان در بین دو پای موج ضربه‌ای لامبدا به خوبی مشخص است. این تصویر و تصاویر سایه‌نگاری حالت‌های دیگر نشان می‌دهد که در مدل آزمایش شده آغاز موج-نوسان براساس معیار دیلی و به دلیل گرفتگی دهانه‌ی ورودی به دلیل بزرگتر شدن ناحیه‌ی جدایش جریان روی سطح تراکم است.

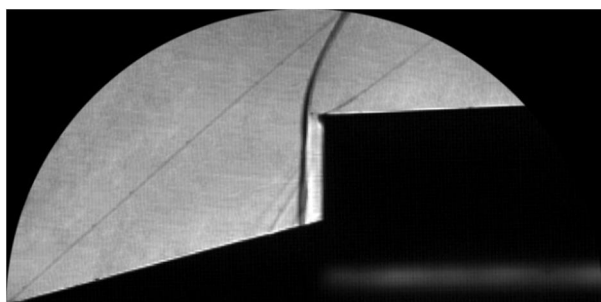


شکل 5 نمودار عملکردی ورودی در اعداد ماخ 2/2 و 2/0، 1/8

1- Lambda



شکل 8 نمودار فرکانس موج- نوسان بر حسب نسبت دبی جرمی ورودی



شکل 9 تصویر سایه‌نگاری ورودی در عدد ماخ 1/8 و نسبت انسداد 55% (عملکرد فروبهرانی در عدد ماخ غیرطراحی)

در عدد ماخ 1/8 هر چند که حاشیه‌ی پایداری ورودی به 20% رسیده است، اما در شرایط ناپایدار، از یک طرف خفگی بسیار زود هنگام جریان در انتهای مدل باعث پر شدن سریع ورودی می‌شود، و از طرف دیگر زیاد بودن زاویه‌ی موج ضربه‌ای مخروطی نوک دماغه باعث می‌شود که فرآیند تخلیه‌ی ناحیه‌ی جدایش جریان (واقع بر سطح تراکم) به واسطه‌ی سر ریز بیشتر از لبه‌ی پوسته و در نتیجه خالی شدن ورودی با سرعت بیش‌تری انجام شود. تأثیر هم جهت این دو عامل که باعث کوتاه شدن زمان چرخه و افزایش فرکانس نوسانات می‌شود عامل اصلی جهش قابل ملاحظه‌ی فرکانس نوسانات در عدد ماخ 1/8 است. افزایش حاشیه‌ی پایداری از 8% در اعداد ماخ 2/0 و 2/2 به 20% در عدد ماخ 1/8 نیز احتمالاً به علت تخلیه‌ی ناحیه‌ی جدایش (عامل انسداد دهانه‌ی ورودی و آغاز موج- نوسان) بر اثر سر ریز زیاد جریان و از بین رفتن عامل آغاز ناپایداری است.

به منظور بررسی حضور تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد نوسانات موج- نوسان، با استفاده از رابطه‌ی 4 مقادیر فرکانس دو هماهنگ اول تشدید صوتی در نسبت انسداد و اعداد ماخ مختلف در جدول 4 ذکر شده است. باید توجه داشت که از آنجا که سرعت جریان در عبور از مقاطع مختلف مدل در محدوده‌ی تقریباً وسیعی از اعداد ماخ قرار می‌گیرد (مافوق صوت و مادون صوت)، میانگین عدد ماخ جریان در موقعیت ریک گلوگاه و ریک اصلی نمی‌تواند دقیقاً بیانگر سرعت جریان در ورودی باشد، بنابراین مقدار فرکانس‌های تشدید صوتی ذکر شده در جدول 4 ممکن است دارای خطای اندکی باشد اما محدوده‌ی فرکانس‌ها و همچنین روند تغییرات آن‌ها صحیح است.

در مقایسه‌ی داده‌های جدول 3 با جدول 4 مشاهده می‌شود که محدوده‌ی فرکانس نوسانات در هر دو بازه‌ی فرکانس بالا و فرکانس پایین در محدوده‌ی فرکانس هماهنگ‌های صفرم و اول تشدید صوتی قرار دارد که این

جدول 3 فرکانس نوسانات موج- نوسان و نسبت دبی جرمی متوسط ورودی

فرکانس (Hz)	$\epsilon$	EBR (%)
$M_{\infty}=1/8$		
118/90 و 485/60	0/498	75
150/57 و 492/82	0/383	80
$M_{\infty}=2/0$		
91/12	0/744	67/5
96/12	0/669	70
112/79	0/546	75
127/23	0/435	80
$M_{\infty}=2/2$		
80/01	0/813	67/5
84/45	0/716	70
104/45	0/583	75
120/01	0/464	80

داده‌های جدول 3 نشان می‌دهد که با افزایش نسبت انسداد (افزایش پس‌فشار/کاهش نسبت دبی جرمی ورودی) فرکانس نوسانات نیز افزایش می‌یابد. دلیل این امر تأثیر نسبت انسداد بر عوامل حلقه‌ی بازخورد موج- نوسان است. خفگی جریان در خروج از مدل (روی درپوش) و پر شدن ورودی که باعث افزایش فشار داخل مدل می‌شود از مهم‌ترین عوامل حلقه‌ی بازخورد موج- نوسان هستند [24]. با افزایش نسبت انسداد سطح خروجی از مدل، جریان در خروجی مدل زودتر دچار خفگی شده و پر شدن مدل سریع‌تر رخ می‌دهد که همین امر سبب کاهش زمان یک چرخه و افزایش فرکانس نوسانات می‌شود.

شکل 8 نمودار تغییرات فرکانس بر حسب نسبت دبی جرمی ورودی را که مطابق با داده‌های جدول 3 است، نشان می‌دهد. با توجه به این شکل مشخص است که فرکانس ناپایداری به صورت مستقیم تحت تأثیر دبی جرمی ورودی قرار داشته و تأثیر کمتری از تغییر عدد ماخ جریان آزاد می‌پذیرد که این امر با نتایج تحقیقات فراهانی هم‌خوانی دارد [12]، اما از طرفی دقت در گستره‌ی پراکندگی و تغییرات پارامترها نشان می‌دهد که وابستگی فرکانس نوسانات به عدد ماخ نیز قابل نظر کردن نیست، به طوری که تغییرات 10 درصدی عدد ماخ باعث تغییر 5 تا 10 درصدی در فرکانس موج-نوسان شده است.

بررسی دقیق‌تر وابستگی فرکانس نوسانات با عدد ماخ نیازمند انجام آزمایش‌های تجربی و عددی بیشتر در محدوده‌ی وسیع‌تری از اعداد ماخ و نسبت‌های انسداد (نسبت دبی جرمی) است. کاهش فرکانس نوسانات در عدد ماخ بالاتر احتمالاً به علت افزایش انرژی جریان آزاد بالادست و به طبع آن افزایش توان جریان برای مقابله با عوامل حلقه‌ی بازخورد موج- نوسان (نظیر جدایش جریان از سطح تراکم، انسداد ورودی و اختلاف فشار دو طرف موج ضربه‌ای قائم) است [24].

فرکانس بالای نوسانات در عدد ماخ 1/8 در مقایسه با اعداد ماخ دیگر ناشی از شرایط خاص ورودی در این عدد ماخ است. تصاویر سایه‌نگاری نشان می‌دهد که در عدد ماخ 1/8 در شرایط فراجرانی موج ضربه‌ای قائم بیرون از ورودی قرار گرفته و اصطلاحاً در این عدد ماخ ورودی استارت نخورده است (شکل 9). دبی جرمی ورودی در این شرایط به میزان قابل ملاحظه‌ای کم‌تر از دبی جرمی در اعداد ماخ 2/0 و 2/2 است.

جدول 4 فرکانس هماهنگ صفرم و اول تشدید صوتی در ورودی

EBR (%)	فرکانس $n=0$ (Hz)		فرکانس $n=1$ (Hz)	
	$M_{\infty}=1/8$			
75	165/17	495/52		
80	174/29	522/84		
$M_{\infty}=2/0$				
67/5	118/46	355/38		
70	117/53	352/59		
75	120/03	360/09		
80	127/57	382/70		
$M_{\infty}=2/2$				
67/5	93/62	270/87		
70	89/68	269/05		
75	95/15	282/45		
80	106/34	319/02		

ناپایداری‌ها در اعداد ماخ  $1/8$ ،  $2/0$  و  $2/2$ ، و محدوده‌ی 475 هرتز برای نوسانات در عدد ماخ  $1/8$ ، که فرکانس بالاتر نوسانات در عدد ماخ  $1/8$  به دلیل سر ریز بسیار زیاد جریان در این عدد ماخ است که باعث تخلیه‌ی زود هنگام ورودی و کاهش چرخه‌ی موج-نوسان می‌شود. در هر دو محدوده‌ی فرکانسی، دامنه‌ی مکانی حرکت مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای تمام طول ورودی را در بر می‌گیرد. بنابراین ناپایداری موج-نوسان در ورودی مورد مطالعه در هیچ یک از تعاریف پیشین موج-نوسان یعنی موج-نوسان کوچک (با فرکانس بالا و دامنه‌ی حرکتی کم) و موج-نوسان بزرگ (با فرکانس پایین و دامنه‌ی حرکتی زیاد) دسته بندی نمی‌شود.

فرکانس نوسانات به صورت مستقیم تحت تأثیر نسبت دبی جرمی ورودی است به طوری که با کاهش نسبت دبی جرمی ورودی (افزایش پس فشار) فرکانس نوسانات افزایش می‌یابد. همچنین به نظر می‌رسد که با افزایش عدد ماخ فرکانس نوسانات کاهش می‌یابد که بررسی دقیق تر این وابستگی نیازمند انجام تحقیقات بیشتر است.

مقایسه‌ی فرکانس نوسانات ناپایداری و فرکانس‌های تشدید صوتی نشان داده است که هر دو محدوده‌ی پایین و بالای فرکانس موج-نوسان به ترتیب در محدوده‌ی فرکانس صفرم و اول تشدید صوتی در ورودی مورد مطالعه قرار دارد و احتمال حضور فرآیندهای تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان وجود دارد و با افزایش پس فشار (کاهش نسبت دبی جرمی) تطابق دو فرکانس با هم بیشتر است. بنابراین به نظر می‌رسد در آغاز ناپایداری‌ها جدایش جریان از سطح تراکم و همچنین فرآیند پر و خالی شدن ورودی عوامل اصلی حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان هستند و با کاهش نسبت دبی جرمی نقش مکانیزم‌های تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد بیشتر می‌شود.

#### 6- فهرست علائم

A	مساحت ( $m^2$ )
C	سرعت صوت ( $ms^{-1}$ )
EBR	نسبت انسداد سطح خروجی جریان از مدل (%)
Freq.	فرکانس (Hz)
h	ارتفاع (m)
l	طول مشخصه مدل (m)
L	طول مجرای یکسر بسته (m)
M	عدد ماخ
$\dot{m}$	دبی جرمی ( $kgm^{-3}s^{-2}$ )
n	شمارنده‌ی هماهنگ‌های تشدید صوتی
p	فشار ( $kgm^{-1}s^{-2}$ )
Re	عدد رینولدز
SM	حاشیه‌ی پایداری (%)
x	فاصله طولی از رأس مخروط دماغه (m)

#### علائم یونانی

$\Delta$	تغییرات
$\epsilon$	نسبت دبی جرمی ورودی
$\eta$	نسبت بازیافت فشار کل

#### پیشوندها

S	حسگر فشار استاتیک
T	حسگر فشار کل

امر احتمال حضور مکانیزم‌های تشدید صوتی را در عوامل مؤثر حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان تقویت می‌کند.

همچنین مشاهده می‌شود که در نسبت انسدادهای بالاتر (نسبت دبی جرمی کمتر) تطابق بیشتری بین فرکانس نوسانات با فرکانس تشدید صوتی وجود دارد به طوری که در عدد ماخ  $2/0$  در نسبت انسداد 80% هر دو فرکانس برابر 127 هرتز است. بنابراین به نظر می‌رسد که احتمال تأثیر مکانیزم‌های تشدید صوتی در عوامل حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان وجود دارد به طوری که در آغاز ناپایداری‌ها جدایش جریان از سطح تراکم و همچنین فرآیند پر و خالی شدن ورودی عوامل اصلی حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان هستند و با کاهش نسبت دبی جرمی نقش مکانیزم‌های تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد بیشتر می‌شود. برای بررسی دقیق تر این موضوع می‌توان از تحلیل‌های عددی اعتبارسنجی شده با نتایج این آزمایش استفاده کرد و یا در آزمایش‌های آتی از ابزار اندازه‌گیری فشار صوتی به منظور دستیابی به فرکانس دقیق تشدید صوتی بهره برد.

#### 5- جمع بندی و نتیجه گیری

در این پژوهش نتایج حاصل از آزمایش‌های تجربی یک ورودی هوای مافوق صوت تقارن محوری با تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ  $2/0$  طراحی شده است در حوزه‌ی پایداری مورد بررسی قرار گرفته است. ورودی مورد اشاره در زاویه حمله‌ی صفر درجه در اعداد ماخ  $1/8$ ،  $2/0$  و  $2/2$  و در پس فشارهای مختلف مورد آزمایش قرار گرفته و تأثیر عدد ماخ و پس فشار در پارامترهای ناپایداری جریان بررسی شده است. همچنین احتمال حضور مکانیزم‌های تشدید صوتی در حلقه‌ی بازخورد نوسانات مورد بررسی قرار گرفته است.

نتایج نشان داده است که حاشیه‌ی پایداری ورودی با افزایش عدد ماخ کاهش پیدا کرده است به گونه‌ای که در عدد ماخ  $1/8$  در مقایسه با دو عدد ماخ دیگر در پس فشارهای بالاتری ورودی از حالت پایدار خارج شده و حاشیه‌ی پایداری از 8% در اعداد ماخ  $2/0$  و  $2/2$  به 20% در عدد ماخ  $1/8$  رسیده است.

احتمالاً عامل اصلی آغاز ناپایداری جدایش جریان از روی سطح تراکم است که با معیار دلیلی هم‌خوانی دارد. در مجموع دو محدوده‌ی فرکانس برای نوسانات موج-نوسان مشاهده شده است، محدوده‌ی 100 هرتز برای

زیرنویس‌ها

e	خروجی از مدل
i	ورودی به مدل
o	مشخصات نقطه‌ی سکون جریان
plug	درپوش
∞	جریان آزاد

7- مراجع

- Technology, Tehran, Iran, 2011. (In Persian)
- [13] M. R. Soltani, M. Farahani, M. H. Asgari Kaji, An Experimental study of buzz instability in an axisymmetric supersonic inlet, *Scientia Iranica: B*, Volume 18, No. 2, pp. 241–249, 2011.
- [14] M. R. Soltani, M. Farahani, Experimental investigation of flow instability in a supersonic inlet, *ASME Paper*, No. ESDA2010-24858, 2010.
- [15] M. R. Soltani, M. Farahani, Effects of Angle of Attack on Inlet Buzz, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 4, pp. 747-757, 2012.
- [16] T. G. Herges, J. C. Dutton, G. S. Elliott, High-Speed Schlieren Analysis of Buzz in a Relaxed-Compression Supersonic Inlet, *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2012-4146.
- [17] R. V. Chima, Analysis of Buzz in a Supersonic Inlet, *NASA*, NASA/TM—2012-217612.
- [18] S. A. Fisher, M. C. Neale, A. J. Brooks, On the Sub-Critical Stability of Variable Ramp Intakes at Mach Numbers Around 2, *ARC/R&M (Aeronautical Research Council/Reports and Memoranda)*, No. 3711, 1970.
- [19] V. M. Kottedda, S. Mittal, Viscous Flow in a Mixed Compression Intake, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, DOI: 10.1002/flid.2423, 2010.
- [20] J. W. L. Hankey, S. J. Shang, Canalysis of Self-Exited Oscilations in Fluid Flows, *13th AIAA Fluid and Plasmadynamics Conference*, Snowmass, CO, AIAA Paper, Julay 1980.
- [21] H. Fujiwara, A. Murakami, Y. Watanabe, Numerical analysis on shock oscillation of two-dimensional external compression inlets, *AIAA Paper 2002-2740*, June 2002.
- [22] M. R. Soltani, J. Sepahi Younsi, M. Abedi, Experimental Investigation of an Axisymmetric Supersonic Air-Intake with Mixed Compression, *13<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society*, 2014. (In Persian)
- [23] M. R. Soltani, J. Sepahi Younsi, Z. Honarkar, Experimental Investigation of Boundary-Layer Suction Effect on Performance of a Supersonic Air-Intake, *13<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society*, 2014. (In Persian)
- [24] M. R. Soltani, M. Abedi, J. Sepahi Younsi, Experimental Investigation of the Buzz Cycle in a Supersonic Axisymmetric Intake, Accepted for publication in *Journal of Modares Mechanical Engeniering*, 2014. (In Persian)
- [25] J. Seddon and E. L. Goldsmith, *Intake Aerodynamics*, Collins Professional and Technical Books, London, Chaptr15, 1985.
- [26] M. Abedi, *Experimental Investigation of the Effect of the Bleed Slant Angle on the Performance and Stability of a Supersonic Air Intake*, MS Thesis, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 2014. (In Persian)
- [1] A. Ferri, L. M. Nucci, The origin of aerodynamic instability of supersonic inlet at subcritical condition, *NACA RM L50K30*, 1951.
- [2] C. L. Dailey, *Supersonic diffuser instability*, Ph.D. Thesis CIT, 1954.
- [3] S. A. Fisher, M. C. Neale, A. J. Brooks, On the subcritical stability of variable ramp intakes at Mach number around 2.0, *National Gas Turbine Establishing Report*, No. ARC-R/M-3711, England, Feb 1970.
- [4] T. Nagashima, T. Obokata, T. Asanuma, Experiment of supersonic air intake buzz, *Space Aeronautics Research and Development Mechanism*, Rept. No. 481; Vol. 37, No. 7, pp. 165–209, Nov. 1972.
- [5] S. Trapier, P. Duveau, S. Deck, Experimental study of supersonic inlet buzz, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 10, pp. 2354-2365, 2006.
- [6] P. Vivek, S. Mittal, Buzz Instability in a Mixed-Compression Air Intake, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, May–June 2009.
- [7] D. Herrmann, F. Siebe, A. Gülhan, Pressure Fluctuations (Buzzing) and Inlet Performance of an Airbreathing Missile, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 4, pp. 839-848, 2013.
- [8] R. R. Woollett, E. T. Meleason, D. A. Choby, Transonic Off-Design Drag and Performance of an Axisymmetric Inlet with 40-Percent Internal Contraction on Design, *NASA*, TM X-3042, 1974.
- [9] K. Oswatitsch, Pressure recovery in missile in reaction propulsion at high supersonic speeds, *NACA TM-1140*, (translation), 1947.
- [10] S. Trapier, S. Deck, P. Duveau, Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 1, pp. 118-131, 2008.
- [11] S. Trapier, S. Deck, P. Duveau, Time–Frequency Analysis and Detection of Supersonic Inlet Buzz, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 9, pp. 2273-2284, 2007.
- [12] M. Farahani, *Flow Instability in an Axisymmetric Supersonic Inlet*, Ph.D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of