مجله مهندسی مکانیک مدرس، فوق‌العاده اسفند ۱۳۹۳، دوره ۱۴، شماره ۱۶، ص‌ص ۳۱۱-۳۲۰

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی تجربی چرخه‌ی موج-نوسان در ورودی مافوق‌صوت تقارن‌محوری

محمدرضا سلطانی[1*]، مهدی عابدی[2]، جواد سپاهی یونسی[3]

۱- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
۲- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
۲- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
* تهران، صندوق پستی ۱۴۵۸۸۸۹۶۹۴، msoltani@sharif.edu

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: ۱۳ خرداد ۱۳۹۳
پذیرش: ۰۱ تیر ۱۳۹۳
ارائه در سایت: ۲۴ آبان ۱۳۹۳

کلید واژگان:
ورودی هوا
جریان مافوق‌صوت
موج-نوسان
امواج ضربه‌ای
فرکانس نوسانات

چکیده

یک ورودی هوای مافوق‌صوت تقارن محوری از نوع تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ ۲/۰ طراحی شده تحت انجام طیف وسیعی از آزمایش‌های تجربی در شرایط طراحی و غیرطراحی در دو حوزه‌ی عملکرد و پایداری قرار گرفته است. مقاله‌ی حاضر به بررسی و توصیف ماهیت و فیزیک جریان در شرایط کاری ناپایدار ورودی، جایی‌که نوسانات خود-نگهدار مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای در طول ورودی رخ می‌دهد، پرداخته است. صرف نظر از علت خروج ورودی از شرایط پایدار و آغاز ناپایداری‌ها، این مقاله به بررسی اتفاقات رخ داده حین یک چرخه‌ی کامل پدیده‌ی موج-نوسان با استفاده از تصاویر آشکارسازی جریان به روش سایه‌نگاری و استفاده از داده‌های فشاری حسگرهای فرکانس‌بالا، پرداخته است. بررسی نتایج نشان داده است که ورودی مذکور حین یک چرخه‌ی موج-نوسان دچار افزایش و کاهش فشار داخلی شده و اصطلاحاً پر و خالی می‌شود. با حرکت مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای از دهانه‌ی ورودی به سمت دماغه فرآیند تخلیه‌ی جریان از ورودی آغاز می‌شود و هنگامی که مجموعه‌ی امواج به بالادست‌ترین موقعیت خود در نوک دماغه می‌رسد داخل ورودی در کمترین فشار کاری خود قرار می‌گیرد؛ در این حالت ورودی اصطلاحاً خالی است. خالی بودن ورودی و کاهش فشار داخل آن شرایط را برای ورود جریان تازه فراهم کرده و فرآیند پر شدن با کشیده شدن مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای به داخل ورودی آغاز می‌شود تا جایی که بر اثر پر شدن مجدد ورودی و افزایش فشار داخل آن، امواج ضربه‌ای داخلی به بالادست جریان حرکت کرده و هنگام قرارگیری در دهانه‌ی ورودی فشار داخلی به بیشینه‌ی خود می‌رسد و یک چرخه‌ی موج-نوسان کامل می‌شود.

Experimental Investigation of the Buzz Cycle in a Supersonic Axisymmetric Intake

Mohammad Reza Soltani[1*], Mahdi Abedi[1], Javad Sepahi Younsi[1]

1- 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 03 June 2014
Accepted 22 June 2014
Available Online 15 November 2014

Keywords:
Air Intake
Supersonic Flow
Buzz
Shock Wave
Oscillation Frequency

ABSTRACT

An extensive experimental study has been conducted to investigate the performance and stability of a supersonic axisymmetric mixed compression air intake designed for a free stream Mach number of 2.0. Unstable flow conditions, where the self-sustained oscillations of the shock waves occur have been studied in this investigation. Aside from the buzz triggering mechanism, the paper describes the flow phenomenon sequences during the buzz cycle by means of the shadowgraph pictures and via high frequency pressure transducers. Results showed that the pressure inside the intake decreases and increases sequently during the buzz cycle. The intake becomes almost empty (its mass flow rate decreases) as the shock wave moves upstream toward the intake tip. When the shock waves stand at its most upstream location, the pressure inside the intake reaches its minimum value. This low pressure condition causes the shock wave to move toward the intake and consequently the intake pressure increases again. As the pressure inside the intake increases, the shock wave moves upstream. The intake pressure reaches its maximum value when the shock wave stands at the intake entrance and the buzz cycle is then completed.

۱- مقدمه

ورودی‌های هوا[1] نقش بسیار مهمی در عملکرد موتورهای مافوق‌صوت و به طبع آن در مانورپذیری وسیله‌ی پرنده و همچنین بازده کلی آن دارند. این ورودی‌ها باید در تمام شرایط پروازی دبی جرمی مورد نیاز را با شرایط مورد نیاز احتراق به موتور برسانند. در حیطه‌ی مطالعه بر روی ورودی‌های مافوق‌صوت، دو حوزه‌ی مهم عملکرد و پایداری[2] مطرح است. شکل ۱ شرایط مختلف کاری یک ورودی هوای مافوق‌صوت از نوع تراکم ترکیبی[3] را نشان می‌دهد. در ورودی‌های مافوق‌صوت با کاهش میزان دبی جرمی ورودی از

1- Air Intake

2- Performance and Stability
3- Mixed Compression

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

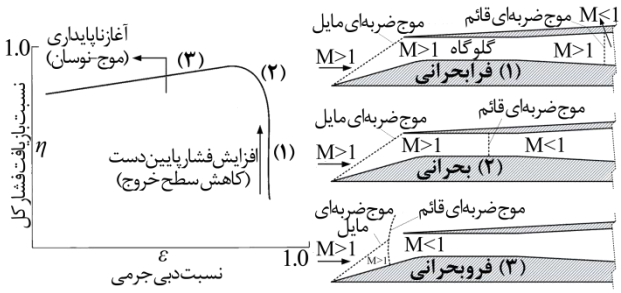
M. R. Soltani, M. Abedi, J. Sepahi Younsi, Experimental Investigation of the Buzz Cycle in a Supersonic Axisymmetric Intake, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 16, pp. 311-320, 2015 (In Persian)

مقداری مشخص، ناپایداری‌هایی خود-نگهدار[1] رخ می‌دهد که به آن موج-نوسان[2] می‌گویند. حین این پدیده امواج ضربه‌ای و انبساطی[3] 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 تقارن‌محوری مشاهده شده است و جزئیات پیدایش و گسترش آن برای ورودی‌های مختلف متفاوت است.

پدیده‌ی موج-نوسان برای اولین بار توسط اسواتیش در سال ۱۹۴۴ مشاهده و توصیف گردید [۱]. از آن زمان تاکنون مطالعات تجربی و عددی زیادی بر روی ناپایداری‌های ورودی‌های مافوق‌صوت و پدیده‌ی موج-نوسان صورت گرفته است که همگی منجر به درک بهتر آن شده است. به‌طورکلی تحقیقات در زمینه‌ی ناپایداری ورودی‌ها به چند بخش کلی شامل شناسایی دلایل و مکانیزم‌های فعال‌کننده‌ی موج-نوسان [۲-۴]، شناسایی رفتار جریان در حین این پدیده [۶،۵]، بررسی مکانیزم‌های تأخیر یا جلوگیری از وقوع ناپایداری [۷-۹] و در نهایت مطالعه‌ی مکانیزم‌های فیزیکی بوجود آورنده و تشدید کننده‌ی ناپایداری [۶] تقسیم‌بندی می‌شوند.

در سال ۱۹۵۱ فری و همکاران مکانیزمی برای توصیف شروع پدیده‌ی موج-نوسان معرفی و آن را با انجام آزمایش تجربی تأیید کردند[۲]. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که احتمالاً موج-نوسان زمانی آغاز می‌شود که صفحه‌ی گردابه‌ی[4] ناشی از برخورد امواج ضربه‌ای به سطح داخلی پوسته‌ی ورودی برخورد کند. اگر این صفحه‌ی گردابه دارای قدرت کافی باشد منجر به جدایش جریان در سطح داخلی پوسته شده و در نتیجه جریان در داخل ورودی دچار خفگی می‌شود. این توصیف پدیده‌ی موج-نوسان به عنوان معیار فری شناخته می‌شود.

یکی دیگر از مکانیزم‌های مهم ایجاد موج-نوسان در سال ۱۹۵۴ توسط دیلی معرفی شد[۳]. نتایج تحقیقات او نشان داد که دبی جرمی ورودی به دلیل تداخل شدید موج ضربه‌ای قائم بیرونی با لایه‌مرزی و جدایش جریان روی سطح تراکم ناگهان کاهش می‌یابد. با افزایش میزان جدایش، ورودی دچار گرفتگی شده و موج-نوسان آغاز می‌شود. این توصیف پدیده‌ی موج-نوسان نیز تحت عنوان معیار دیلی شناخته می‌شود. در سال ۲۰۰۶ ترپیر و همکاران با استفاده از نتایج آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی‌های عددی به شناسایی رفتار جریان حین موج-نوسان پرداختند[۱۱،۱۰،۶]. فراهانی در رساله‌ی دکترای خود در سال ۱۳۹۰ با استفاده از داده‌های فشاری و تصاویر



شکل ۱ شرایط کاری مختلف یک ورودی مافوق‌صوت تراکم ترکیبی

سایه‌نگاری[5] به بررسی پدیده‌ی موج-نوسان در یک ورودی تقارن محوری با تراکم بیرونی پرداخت[۱۲]. به‌علاوه در سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۲ سلطانی و همکاران به شناخت موج-نوسان در یک ورودی تقارن محوری در اعداد ماخ و زوایای حمله‌ی مختلف پرداختند[۱۳-۱۵]. هرگس و همکاران در سال ۲۰۱۲ با استفاده از تصویربرداری شلرین[6] با سرعت بالا از موج-نوسان به تحلیل این پدیده پرداختند[۱۶]. همچنین اخیراً در سال ۲۰۱۲ چیما به شناسایی ناپایداری‌های یک ورودی تقارن‌محوری پرداخته است[۱۷]. در زمینه‌ی به تأخیر انداختن شروع ناپایداری نیز روش‌های مختلفی ارائه و مورد آزمایش قرار گرفته است. تحقیقات نشان داده است که در برخی از حالت‌ها مکش لایه‌مرزی از روی سطح تراکم شروع موج-نوسان را به تأخیر می‌اندازد [۱۸،۷-۲۰].

ذکر این نکته ضروریست که هر ورودی هوای مافوق‌صوت با توجه به هندسه، شرایط نقطه‌ی طراحی و نوع تراکم جریان در ورودی، مشخصات و ویژگی‌های مخصوص به خود را دارد که این ویژگی‌ها به دلیل پیچیدگی‌های جریان، نظیر انواع مختلف امواج ضربه‌ای، تداخل امواج ضربه‌ای و لایه‌مرزی، گرادیان فشار معکوس و جدایش جریان با استفاده از روش‌های تحلیلی و عددی به طور کامل و دقیق قابل پیش‌بینی نیست. همچنین با وجود تحقیقات صورت گرفته هنوز شرح کامل و دقیقی از چرخه‌ی پدیده‌ی موج-نوسان بیان نشده است و توصیف‌های بیان شده نیز در مواردی متفاوت است. بنابراین برای تکمیل دانش مربوط به این ورودی‌ها و همچنین استخراج داده‌های تجربی برای اعتبارسنجی داده‌های عددی، نیاز به انجام آزمایش‌های تجربی برای هر ورودی است.

در این مقاله با استفاده از تحلیل نتایج حاصل از انجام آزمایش‌های تجربی روی یک ورودی هوای مافوق‌صوت تقارن محوری از نوع تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ ۲/۰ طراحی شده است، به شناسایی جریان حین پدیده‌ی موج-نوسان پرداخته شده است. ورودی مورد مطالعه در این تحقیق (که از این پس مدل نیز نامیده می‌شود) در اعداد ماخ جریان آزاد ۲/۰ و ۲/۲ 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 تحلیل‌های صورت گرفته در حوزه‌ی عملکرد ورودی پیش‌تر بررسی شده است [۲۲،۲۱] بنابراین در این مقاله با تمرکز بر حوزه‌ی پایداری ورودی، صرف نظر از دلایل وقوع و تشدید کننده‌ی ناپایداری، به شناسایی فیزیک و رفتار جریان ورودی حین پدیده‌ی موج-نوسان و مطالعه‌ی یک چرخه‌ی این پدیده پرداخته شده است.

۲- 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.

۲-۱- تونل باد

آزمایش‌ها در یک تونل باد مدار باز با جریان مکشی مداوم که دارای محفظه‌ی آزمون با سطح مقطع مربع‌شکل به ابعاد ۶۰×۶۰ سانتی‌متر مربع است انجام شده است. این تونل باد مجهز به یک نازل[7] با قابلیت تغییر هندسه در حین آزمایش است و شدت اغتشاش جریان ورودی به محفظه‌ی آزمون از ٪۰/۴ تا ٪۱/۴ با توجه به سرعت جریان آزاد متغیر است[۱۵]. در دیواره‌های بالایی

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

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 محفظه 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 به ترتیب در حدود ۸۵۰۰۰ پاسکال و ۲۹۸ کلوین بوده است.

۲-۲- مدل

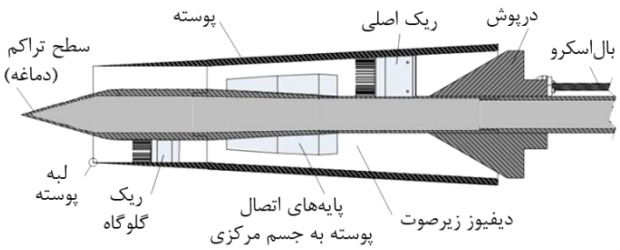
مدل مورد مطالعه یک ورودی هوای مافوق‌صوت تقارن محوری از نوع تراکم ترکیبی است که برای عدد ماخ ۲/۰ و با نسبت طول به قطر ۳/۴ طراحی شده است. شکل ۲ مدل را در داخل تونل باد و شکل ۳ نمای شماتیک مدل و متعلقات آن را نشان می‌دهد. برای تغییر دادن سطح خروجی جریان عبورکننده از داخل مدل در حین انجام آزمایش، یک درپوش[1] متحرک مخروطی شکل در انتهای مدل قرار گرفته است. این درپوش به وسیله‌ی یک موتور کوچک تغذیه شونده با برق مستقیم[2] و یک بال‌اسکرو[3] در طول جسم مرکزی مدل قابلیت حرکت و تغییر سطح مقطع خروجی جریان را دارد.

وظیفه‌ی درپوش تغییر فشار پشتی[4] (فشار انتها) با استفاده از تغییر مساحت جریان در صفحه‌ی انتهایی مدل و در نتیجه کنترل و تغییر دبی جریان عبوری از درون مدل است. با بسته شدن درپوش، دبی جرمی ورودی کاهش یافته و همان‌طور که پیش‌تر ذکر شد با کاهش میزان دبی جرمی از حد مشخصی ناپایداری‌ها آغاز می‌شود.

۲-۳- ابزار اندازه‌گیری فشار

شصت عدد حسگر حساس فشار[5] از نوع تفاضلی برای اندازه‌گیری فشار استاتیک و فشار کل در داخل مدل و دیواره‌های تونل باد به کار رفته است. از

شکل ۲ تصویر مدل نصب شده در تونل باد



شکل ۳ نمای شماتیک مدل و متعلقات آن

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

آنجا که ناپایداری ورودی دارای نوسانات با فرکانس‌های متفاوت است، از دو نوع حسگر فرکانس‌بالا و فرکانس‌پایین استفاده شده است. حسگرهای فرکانس‌بالا به دلیل فرکانس بالای داده‌برداری (حداقل ۵۰ کیلوهرتز) و ابعاد بسیار کوچک (قطر حدود ۲/۳ 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 ۲۰ حسگر فشار فرکانس‌بالا در محدوده‌های ۵، ۱۰ و ۱۵ psi استفاده شده است. این حسگرها دارای ولتاژ تغذیه‌ی ۱۰ ولت هستند. ولتاژ خروجی آن‌ها در بازه‌ی صفر تا ۱۰۰ میلی‌ولت و دقت آن‌ها بنا بر مشخصات ارائه شده توسط شرکت سازنده ٪۰/۱ بازه‌ی ولتاژ خروجی آن‌ها است. حسگرهای فشار فرکانس‌پایین استفاده شده نیز از نوع تفاضلی و دارای محدوده‌ی فشار تفاضلی ۵، ۱۰ و ۱۵ psi هستند. زمان پاسخگویی این حسگرها به تغییرات فشاری ۱ میلی‌ثانیه است. ولتاژ تغذیه‌ی آن‌ها بین ۷ تا ۱۶ ولت مستقیم بوده و دارای خروجی حدود ۶ ولت هستند. دقت این حسگرها نیز ٪۰/۵ ولتاژ خروجی آن‌ها است.

تعدادی سوراخ روی سطح و در طول جسم مرکزی مدل به منظور اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیک تعبیه شده است. همچنین همان‌گونه که در شکل ۳ مشاهده می‌شود دو عدد ریک[6] چند سوراخی یکی در گلوگاه (x/l=۰/۲۳۵) و دیگری در انتهای مدل (x/l=۰/۷۰۲) قرار گرفته‌اند، که از این پس به ترتیب ریک گلوگاه و ریک اصلی نامیده می‌شوند. ریک گلوگاه دارای ۱۲ و ریک اصلی دارای ۱۷ لوله‌ی اندازه‌گیری فشار کل هستند.

۲-۴- روند آزمایش‌ها

مدل در اعداد ماخ ۲/۰ و ۲/۲ 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، ۸ سطح خروجی جریان تنظیم شده و برای هر حالت داده‌های همه‌ی ۶۰ حسگر فشار جمع‌آوری شده است. به علاوه در حین آزمایش‌ها همزمان با داده‌برداری فشار اقدام به تصویربرداری آشکارسازی جریان با سیستم سایه‌نگاری شده است. برای مطالعه‌ی ناپایداری جریان و پدیده‌ی موج-نوسان از یک دوربین با بیشینه‌ی سرعت تصویربرداری ۱۰۰۰ فریم در ثانیه استفاده شده است.

به منظور بررسی عدم تأثیر فرکانس داده‌برداری بر نتایج و برای بررسی تکرارپذیری آزمایش‌ها، آزمایش‌ها در دفعات مختلف و با فرکانس‌های داده‌برداری مختلف صورت گرفته‌اند.

خطای پارامترهای عملکردی و داده‌های اندازه‌گیری شده در جدول ۱ آمده است[۲۳]. 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 فرکانس‌بالا است).

۳- پارامترهای مورد بررسی

پارامترهای عملکردی مورد استفاده در این مقاله عبارتند از نسبت بازیافت فشار کل[7] و نسبت دبی جرمی[8]. نسبت بازیافت فشار کل که با η 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

6- Rake
7- Total Pressure Recovery (TPR)
8- Mass Flow Ratio (MFR)

میانگین وزنی سطح از داده‌های ریک اصلی محاسبه شده است.

نسبت دبی جرمی با ε نشان داده می‌شود و برابر است با نسبت دبی جرمی عبوری واقعی از مدل به بیشینه‌ی دبی جرمی‌ای که می‌تواند از مدل عبور کند (دبی اسمی) و با توجه به شکل ۴ با رابطه‌ی ۱ تعریف می‌شود:

$$\varepsilon = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_\infty} = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_\infty} = \frac{A_i}{A_\infty}. \quad (۱)$$

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

نسبت دیگری که در روابط از آن استفاده شده است، نسبت انسداد سطح خروجی می‌باشد که با EBR[1] مشخص شده است و بیانگر موقعیت درپوش و میزان گرفتگی سطح خروجی جریان است. با توجه به رابطه‌ی ۲ این پارامتر به صورت نسبت ارتفاع سطح خروجی مسدود شده توسط درپوش به ارتفاع کل سطح خروجی جریان تعریف شده است (شکل ۴):

$$\mathrm{EBR} = \frac{h_e}{h_{plug}} \times 100. \quad (۲)$$

نسبت انسداد ۱۰۰٪ به معنی بسته بودن کامل سطح خروجی و ۰٪ به معنی باز بودن کامل مجرای خروجی مدل است. پیش‌تر گفته شد که حین آزمایش، ۸ سطح خروجی جریان تنظیم شده است که این سطح‌ها متناظرند با نسبت انسدادهای ۵۰، ۶۰، ۶۲/۵، ۶۵، ۶۷/۵، ۷۰، ۷۵ و ۸۰ درصد.

به منظور محاسبه‌ی فرکانس نوسانات موج-نوسان، سیگنال‌های ثبت شده توسط تمام حسگرهای فرکانس‌بالا توسط تبدیل فوریه‌ی سریع[2] به فضای «دامنه- فرکانس»[3] منتقل شده و فرکانس غالب نوسانات (در صورت وجود) ثبت شده است.

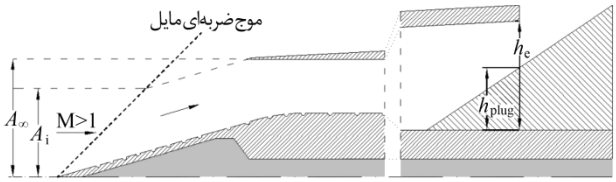
۴- نتایج

شکل ۵ نام‌گذاری و موقعیت قرارگیری حسگرهایی را که در این بخش به آن‌ها اشاره شده است نشان می‌دهد. حسگرهایی که در نام آن‌ها نماد S وجود دارد بیانگر حسگرهای فشار استاتیک واقع بر سطح جسم مرکزی و حسگرهای دارای نماد T بیانگر حسگرهای فشار کل متعلق به ریک‌ها هستند. شکل ۶ نمودار عملکردی ورودی را در اعداد ماخ ۲/۰ و ۲/۲ نشان می‌دهد. همانگونه که در این نمودار مشخص شده است در هر دو عدد ماخ ۲/۰ و ۲/۲ با کاهش نسبت دبی جرمی از حد مشخصی ورودی از حالت پایدار خارج و موج-نوسان آغاز می‌شود. ناپایداری به ازای نسبت انسداد بیشتر از ۶۵٪ آغاز شده است. شکل ۷ تصویر مربوط به آخرین لحظه‌ی ثبت شده پیش از آغاز موج-نوسان را (نسبت انسداد ۶۵٪) در عدد ماخ ۲/۰ نشان می‌دهد.

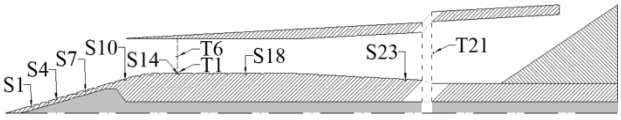
جدول ۱ خطاهای اندازه‌گیری [۲۳]

کمیت	میزان خطا (٪)	
$\Delta P/P$	۰/۹۲۹ و ۱/۴۲۱	
$\Delta\eta/\eta$	۱/۴۲۱	
	M_∞=۲/۰	M_∞=۲/۲
$\Delta M_\infty/M_\infty$	۱/۱۶۲	۰/۹۱۸
$\Delta Re/Re$	۱/۹۳۶	۱/۹۷۱
$\Delta\varepsilon/\varepsilon$	۲/۴۱۸	۲/۳۰۴

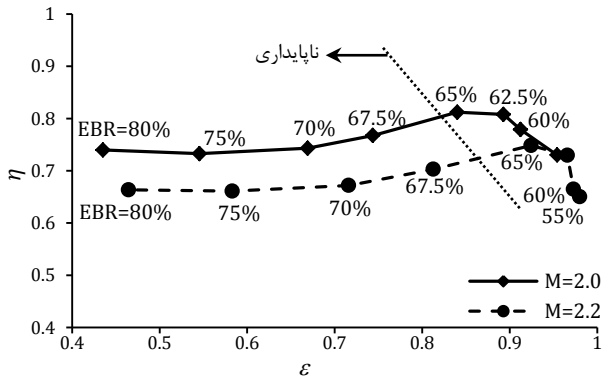
1- Exit Blockage Ratio (EBR)
2- Fast Fourier Transform (FFT)
3- Amplitude-Frequency



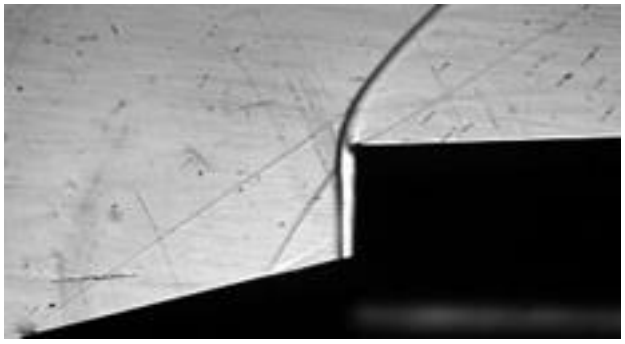
شکل ۴ پارامترهای ورودی و خروجی



شکل ۵ نام و محل قرارگیری تعدادی از حسگرها



شکل ۶ نمودار عملکردی ورودی در M_∞=۲/۰ و M_∞=۲/۲



شکل ۷ تصویر سایه‌نگاری در EBR=۶۵٪ و M_∞=۲/۰

در شکل ۷ مشخص است که موج ضربه‌ای قائم پیش از شروع ناپایداری بر روی سطح تراکم و بیرون مدل قرار دارد. با آغاز موج-نوسان، این موج ضربه‌ای در طول مدل به بالادست و پایین‌دست جریان به صورت نوسانی حرکت می‌کند. از آنجا که جریان در پشت موج ضربه‌ای قائم مادون‌صوت است، احتمالاً حین پدیده‌ی موج-نوسان مکانیزم بازخورد غالب، انعکاس امواج تراکمی (یا انبساطی) از خروجی خفه شده[4] است.

شکل ۸ داده‌های فشار را برحسب زمان مربوط به دو حسگر S4 (فشار استاتیک) و T1 (فشار کل) در عدد ماخ ۲/۰ نشان می‌دهد که با افزایش نسبت انسداد رسم شده است. از آنجا که داده‌برداری با تغییر نسبت انسداد به صورت پیوسته صورت نگرفته و ابتدا نسبت انسداد موردنظر تنظیم و سپس اقدام به داده‌برداری شده است، برای رسم این نمودار از ۵۰/۴۰ ms ابتدایی داده‌های مربوط به هر نسبت انسداد استفاده شده است. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود S4 یکی از حسگرهای فشار استاتیک روی سطح جسم مرکزی (واقع در ابتدای مدل و بالادست جریان) و T21 حسگر واقع در

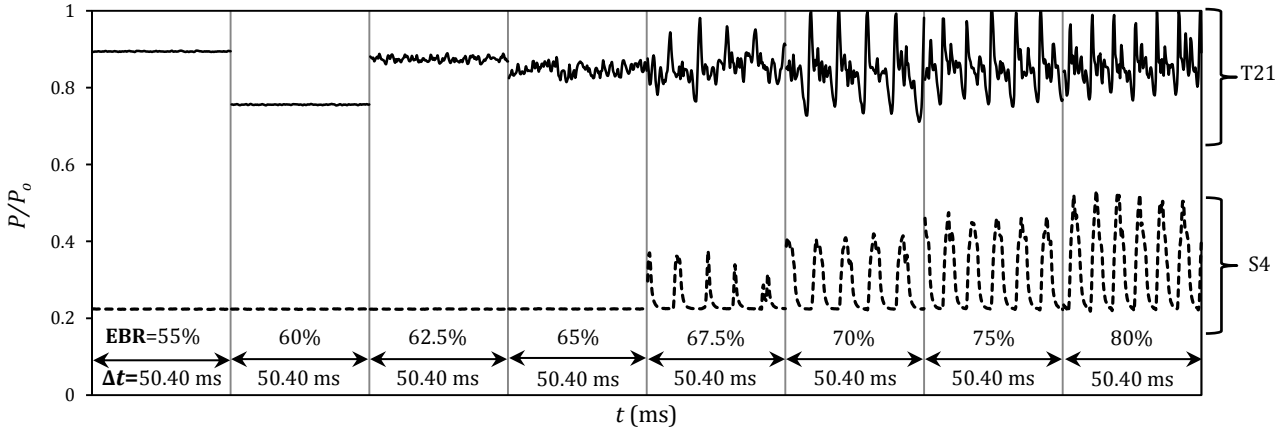
4- Chocked

میانه‌ی ریک اصلی (انتهای مدل) است، بنابراین با مشاهده‌ی تغییرات فشار این دو حسگر در نسبت انسدادهای مختلف می‌توان رفتار کلی جریان را از ابتدا تا انتهای مدل بررسی کرد. شکل ۸ نشان می‌دهد در نسبت انسدادهای پایین، نوسان و تغییراتی در فشار ثبت شده توسط حسگرها در طول مدل (از بالادست تا پایین‌دست) وجود ندارد و ورودی در حالت پایدار قرار دارد. با افزایش نسبت انسداد به بیش از ٪۶۵ ناگهان تغییرات و نوسانات فشار مشاهده می‌شود که بیانگر شروع موج-نوسان است. مشاهده می‌شود که نوسانات فشار ناشی از موج-نوسان در تمام مدل (از بالادست تا پایین‌دست) تأثیرگذار است. تفاوتی که در مقدار متوسط و روند تغییرات فشار نمودارهای S4 و T21 در این نمودار وجود دارد ناشی از موقعیت قرارگیری آن‌ها در مدل است. همان‌گونه که پیش‌تر گفته شد حسگر S4 در بالادست جریان واقع شده و پیش از آغاز موج-نوسان در بالادست موج ضربه‌ای قائم در سطح تراکم قرار دارد (شکل ۵ و شکل ۷)؛ به همین دلیل کمترین فشار ثبت شده برای آن مربوط به فشار (استاتیک) بالادست موج ضربه‌ای قائم است، اما حسگر T21 در پایین‌دست‌ترین نقطه‌ی مدل در انتهای دیفیوزر مادون‌صوت واقع شده و همواره در پایین‌دست مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای در جریان زیرصوت قرار دارد، بنابراین افزایش و کاهش سرعت جریان در اثر نوسانات، و در نتیجه تغییرات فشار (کل) ناشی از آن، حول مقادیر پیش از نوسانات است. تغییرات و ناپایداری‌های اندک ثبت شده توسط حسگر T21 در نسبت انسدادهای ٪۶۲/۵ و ٪۶۵ مربوط به ناپایداری‌های موج-نوسان نبوده و به علت اغتشاشات و تداخلات ناشی از جریان پیچیده‌ی داخل مدل (نظیر بر هم‌کنش امواج ضربه‌ای و لایه‌مرزی) است.

شکل ۹ نمودار پاسخ فرکانسی حسگر S4 را در نسبت انسدادهای مختلف نشان می‌دهد. چنین نموداری برای تمام حسگرهای فرکانس‌بالا در تمام نسبت‌های انسداد و هر دو عدد ماخ رسم شده است. همان‌طور که مشخص است با استفاده از این شکل به خوبی می‌توان فرکانس غالب نوسانات را در هر نسبت انسداد تشخیص داد. در نسبت انسدادهای ٪۶۵ به پایین هیچ قله‌ای در نمودار پاسخ فرکانسی حسگرها وجود نداشته و از ٪۶۵ به بالا این قله‌ها که نمایانگر فرکانس غالب نوسانات است مشاهده می‌شود. این فرکانس غالب در نمودار پاسخ فرکانسی تمام حسگرهای فرکانس‌بالا در نسبت انسداد ثابت وجود دارد و با هم برابر است. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت انسداد فرکانس نوسانات موج-نوسان افزایش یافته است. مقادیر مربوط به فرکانس این نوسانات و دبی جرمی متوسط ورودی (در طی چند چرخه‌ی نوسان) برای تمام حالات در جدول ۲ ذکر شده است.

از آنجا که بررسی داده‌های تمام حالات نوسانی ذکر شده در جدول ۲ حکایت از یک الگوی خاص برای موج-نوسان در ورودی مورد مطالعه داشته است، در ادامه نتایج مربوط به داده‌های آزمایش در نسبت انسداد ٪۷۰ در عدد ماخ ۲/۰ و نسبت انسداد ٪۷۵ در عدد ماخ ۲/۲ ارائه شده است.

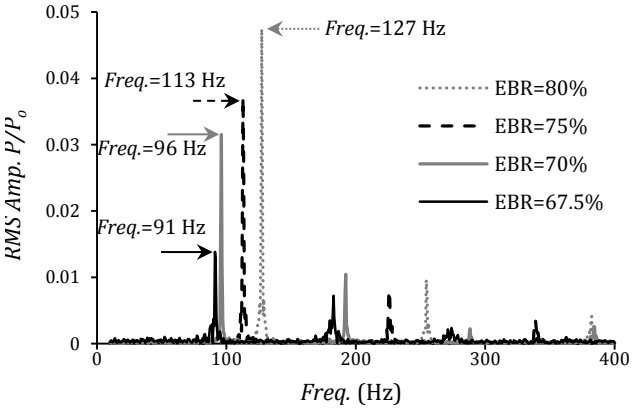
شکل ۱۰ یک چرخه‌ی کامل پدیده‌ی موج-نوسان را نشان می‌دهد که شامل تصاویر سایه‌نگاری و توزیع فشار استاتیک (بی‌بعد شده) روی سطح جسم مرکزی مدل در عدد ماخ ۲/۰ و نسبت انسداد ٪۷۰ است. همان‌گونه که پیش‌تر گفته شد تصاویر سایه‌نگاری با سرعت ۱۰۰۰ تصویر در هر ثانیه تصویربرداری شده است، بنابراین فاصله‌ی زمانی هر دو تصویر ۰/۰۰۱ ثانیه



شکل ۸ فشار ثبت شده توسط حسگر S4 و T21 برحسب زمان و نسبت انسداد در M_∞=۲/۰ (داده‌های ثبت شده در ۵۰/۴۰ میلی‌ثانیه‌ی ابتدایی برای هر نسبت انسداد)

جدول ۲ فرکانس ناپایداری موج-نوسان و نسبت دبی جرمی متوسط

Freq. (Hz)	ε	EBR (%)
M_∞=۲/۰		
۹۱/۶۷	۰/۷۴۴	۶۷/۵
۹۶/۱۲	۰/۶۶۹	۷۰
۱۱۲/۷۹	۰/۵۴۶	۷۵
۱۲۷/۲۳	۰/۴۳۵	۸۰
M_∞=۲/۲		
۸۰/۰۱	۰/۸۱۳	۶۷/۵
۸۴/۴۵	۰/۷۱۶	۷۰
۱۰۴/۴۵	۰/۵۸۳	۷۵
۱۲۰/۰۱	۰/۴۶۴	۸۰



شکل ۹ نمودار پاسخ فرکانسی حسگر S4 در M_∞=۲/۰

است. مشاهده می‌شود که بعد از ۱۰ تصویر یک سیکل موج-نوسان تقریباً کامل شده است، در نتیجه زمان یک چرخه‌ی کامل نوسانات موج-نوسان برابر ۰/۰۱۰ ثانیه است. با احتساب خطای ۱ تصویر (ms ۱)، زمان یک چرخه‌ی کامل بین ۹ تا ۱۱ میلی‌ثانیه است. در نتیجه فرکانس نوسانات بین ۹۰/۹ تا ۱۱۱/۱ هرتز خواهد بود (با فرض ms ۱۰ فرکانس برابر ۱۰۰ هرتز خواهد بود). نتایج حاصل از تبدیل فوریه‌ی داده‌های فشاری که در جدول ۲ آمده است مقدار ۹۶/۱۲ هرتز را برای این شرایط نشان می‌دهد که در محدوده‌ی مذکور قرار دارد. این فرکانس یعنی زمان هر چرخه‌ی کامل ۱۰/۴ میلی‌ثانیه است، بنابراین ۱۰ تصویر یک چرخه‌ی کامل موج-نوسان را پوشش داده و تصویر ۱۱ تا حدودی منطبق بر تصویر اول خواهد بود. از آنجا که داده‌برداری و تصویربرداری به صورت یکپارچه انجام نشده است، ابتدا تصاویر مربوط به یک چرخه‌ی کامل انتخاب شده و سپس با توجه به موقعیت قرارگیری موج ضربه‌ای قائم در دهانه‌ی مدل، داده‌های موجود با آن (براساس فاصله‌ی زمانی بین تصاویر) تطبیق داده شده‌اند. در هر ۱۰ قسمت شکل ۱۰ در نمودار فشار استاتیک، خط ممتد مربوط به تصویر سایه‌نگاری بالای نمودار بوده و خط‌چین مربوط به زمان مشخص شده‌ی قبل از آن است.

شکل ۱۱ تغییرات فشار استاتیک (بی‌بعد شده) مربوط به تعدادی از حسگرهای روی سطح جسم مرکزی مدل در طول زمان و شکل ۱۲ تغییرات فشار کل (بی‌بعد شده) دو حسگر ریک گلوگاه (T1 نزدیک سطح جسم مرکزی و T6 حسگر میانی ریک گلوگاه) در طول زمان را متناظر با شرایط شکل ۱۰ نشان می‌دهد. در این دو شکل نیز مشاهده می‌شود که طول یک دوره‌ی تناوب نوسانات فشار برابر ۱۰/۴ میلی‌ثانیه بوده که بیانگر همان فرکانس ۹۶/۱۲ هرتز می‌باشد. با دقت در نمودارها و تصاویر شکل ۱۰ تا شکل ۱۲ می‌توان یک چرخه‌ی موج-نوسان را به‌صورت زیر تشریح کرد.

در ثانیه‌ی صفر (تصویر ۱) موج ضربه‌ای قائم درست در دهانه‌ی ورودی مدل روی سطح تراکم قرار گرفته و در حال حرکت به بالادست جریان است. در این لحظه حسگرهای بالادست این موج همگی در کمترین مقدار فشار و حسگرهای پایین‌دست آن همگی در بیش‌ترین مقدار خود در طول یک چرخه‌ی موج-نوسان هستند. در این حالت اصطلاحاً ورودی هوا پر است. این اختلاف فشار دو طرف موج ضربه‌ای قائم یکی از عواملی است که منجر به حرکت این موج ضربه‌ای به بالادست جریان می‌شود.

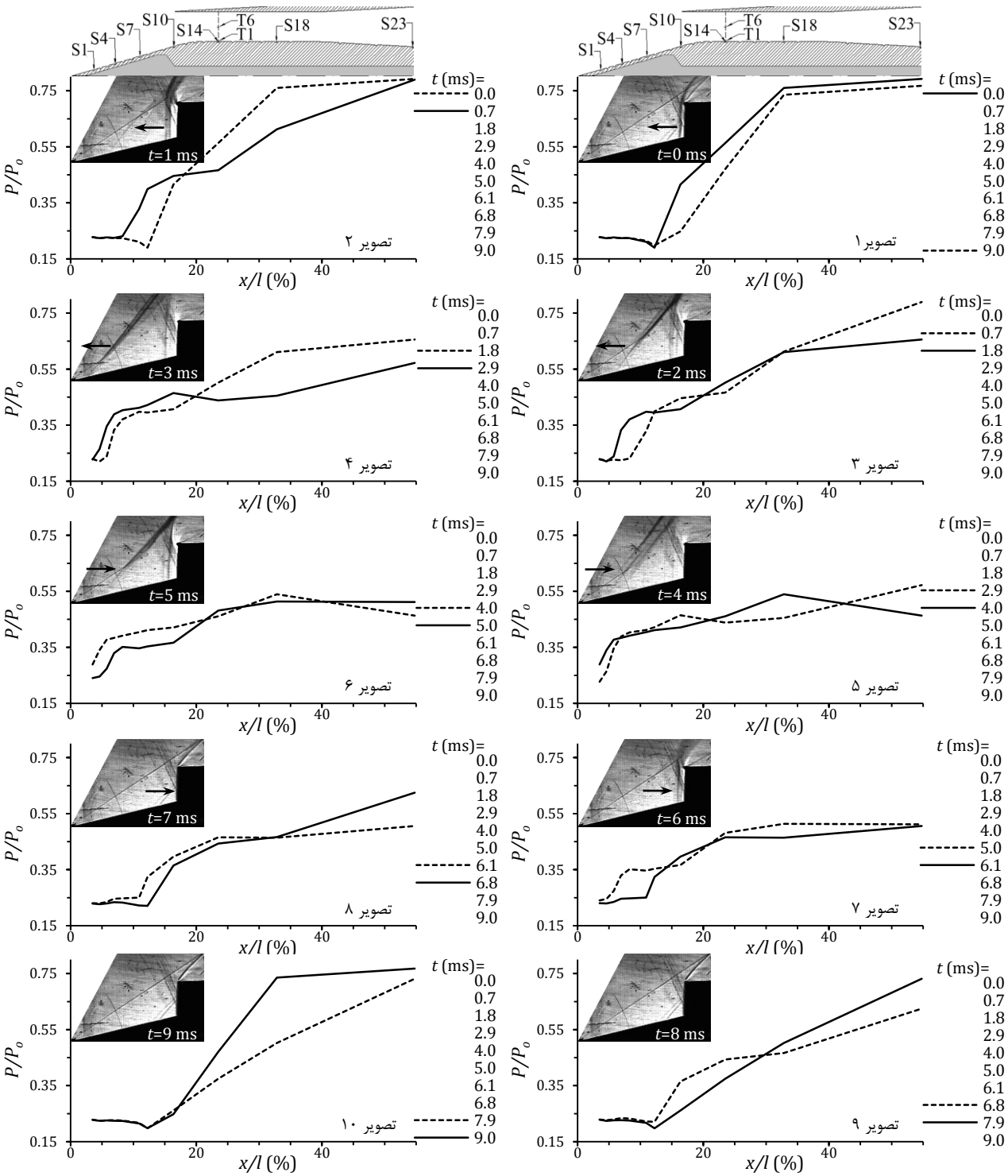
با حرکت موج ضربه‌ای به بالادست فرآیند تخلیه‌ی ورودی آغاز می‌شود. با فاصله گرفتن این موج ضربه‌ای از دهانه‌ی ورودی و حرکت آن‌ها به سمت دماغه (تصاویر ۲ تا ۴)، از یک سو در اثر سرریز جریان از لبه‌ی پوسته، و از سوی دیگر بزرگ شدن ناحیه‌ی جدایش جریان روی سطح تراکم، دبی جرمی ورودی و فشار درون مدل کاهش می‌یابد. این امر به خوبی از زمان صفر تا ۳ میلی‌ثانیه در نمودارهای شکل ۱۱ و شکل ۱۲ جایی که فشار استاتیک درون مدل (پایین‌دست حسگر S10) و فشار کل ریک گلوگاه در حال کاهش است، مشخص است. طی حرکت مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای سطح تراکم به بالادست، از تصویر ۲ تا ۴، بزرگ شدن ناحیه‌ی جدایش سطح تراکم باعث از بین رفتن موج ضربه‌ای قائم و افزایش زاویه‌ی امواج ضربه‌ای مایل شده تا جایی که در زمان t=۳-۴ ms سیستم امواج به بالاترین موقعیت خود در رأس مخروط دماغه می‌رسد (تصاویر ۴ و ۵). داده‌های ریک گلوگاه (شکل ۱۲) نشان می‌دهد که در زمان t=۳-۴ ms مقدار فشار کل ثبت شده توسط حسگر T6 به حداقل خود و نزدیک فشار ثبت شده توسط حسگر T1 رسیده است که این مقدار نیز بسیار نزدیک به مقدار فشار استاتیک حسگر پای ریک گلوگاه (S14) است (شکل ۱۱). نزدیک شدن فشار کل به فشار استاتیک در این مقطع بیان کننده‌ی این است که سرعت جریان در داخل گلوگاه به حداقل مقدار خود رسیده و اصطلاحاً ورودی هوا تخلیه شده است. در این زمان تمام ورودی تقریباً در یک فشار ثابت قرار دارد (تصویر ۵ شکل ۱۰).

تخلیه‌ی ورودی از یک سو و قرار گرفتن مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای در بالادست‌ترین نقطه که باعث بیش‌ترین سرریز جریان می‌شود از سوی دیگر، باعث می‌شود تا ناحیه‌ی جدایش جریان واقع در سطح تراکم از بین برود (قسمتی از آن به داخل مدل کشیده شده و قسمتی نیز به واسطه‌ی سرریز از لبه‌ی پوسته خارج می‌شود). حرکت ناحیه‌ی جدایش به پایین‌دست به همراه شرایط مناسب پایین‌دست (خالی بودن مدل و فشار پایین آن)، باعث شتاب گرفتن جریان گلوگاه و سطح تراکم شده و روند پر شدن مدل آغاز می‌شود. این شرایط از یک طرف سبب حرکت مجموعه‌ی امواج نوک دماغه به پایین‌دست شده و از طرف دیگر باعث شکل‌گیری یک جبهه امواج تراکمی در پایین‌دست گلوگاه (انتهای مدل) می‌شود (t=۵-۶ ms). کاهش یکی پس از دیگری فشار استاتیک حسگرهای S1 تا S10 در شکل ۱۱ در بازه‌ی زمانی t=۴-۷ ms ناشی از حرکت امواج ضربه‌ای دماغه به پایین‌دست و قرارگیری این حسگرها در بالادست موج ضربه‌ای قائم است. از طرفی افزایش فشار کل ثبت شده توسط حسگرهای ریک گلوگاه در همین بازه‌ی زمانی در شکل ۱۲ بیانگر افزایش سرعت جریان درون ورودی است. با افزایش بیشتر سرعت جریان درون مدل (به حدود و بالای صوت)، جبهه‌ی امواج تراکمی داخلی به بالادست منتقل و باعث افزایش فشار پایین‌دست می‌شود. این فرآیند با توجه به افزایش فشار استاتیک حسگرهای S23 و پس از آن S18 در شکل ۱۱ (t=۶-۹ ms) و همچنین تصاویر ۷ تا ۱۰ از شکل ۱۰ قابل استنباط است. طی این فرآیند رفته رفته قدرت این جبهه‌ی امواج تراکمی نیز افزایش می‌یابد.

در زمان t=۶-۷ ms امواج ضربه‌ای سطح تراکم مجدداً به دهانه‌ی ورودی مدل رسیده و موج ضربه‌ای قائم سطح تراکم در دهانه‌ی مدل قرار می‌گیرد. افزایش فشار کل ثبت شده توسط حسگر T6 در این زمان (شکل ۱۲) نشان می‌دهد که جریان در میانه‌ی گلوگاه احتمالاً صوتی شده و به بیشینه‌ی مقدار خود نزدیک می‌شود. در زمان t=۷-۸ ms موج ضربه‌ای قائم دهانه با حرکت به سمت پایین‌دست از گلوگاه عبور کرده باعث افت فشار استاتیک حسگر S14 و فشار کل ریک گلوگاه شده است (شکل ۱۱ و شکل ۱۲).

در زمان t=۸-۹ ms جبهه‌ی امواج تراکمی داخلی که به بالادست حرکت می‌کرد (که احتمالاً به یک موج ضربه‌ای قائم ضعیف تبدیل شده است) و موج ضربه‌ای قائم دهانه که به پایین‌دست حرکت می‌کرد در انتهای گلوگاه (جایی بین حسگرهای S14 و S18) به هم برخورد کرده قوی‌تر شده و یک موج ضربه‌ای قائم قوی تشکیل می‌دهند. این موج قائم به علت خفگی جریان خروجی و فشار بالای پایین‌دست، در همان محدوده تغییر جهت داده و از پایین‌دست به سمت بالادست جریان حرکت می‌کند. در زمان t=۹-۱۰ms این موج قائم به ریک گلوگاه رسیده و با عبور از آن باعث افزایش فشار استاتیک حسگر S14 و کاهش فشار کل حسگر T6 می‌شود. تأخیر زمانی فشار ثبت شده توسط حسگر T1 به احتمال زیاد به علت قرارگیری این سوراخ فشار در لایه‌مرزی سطح جسم مرکزی و یا ناحیه‌ی جدایش تشکیل شده به واسطه‌ی تداخلات لایه‌مرزی و موج ضربه‌ای قائم داخلی است.

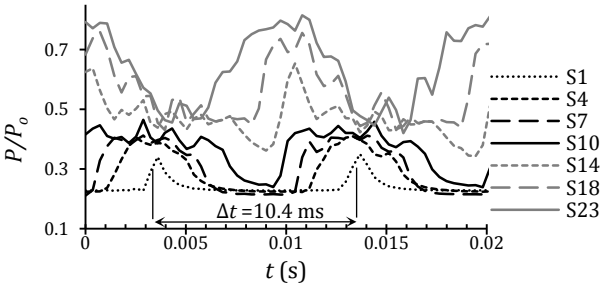
در نهایت با بالارفتن فشار پایین‌دست و قرار گرفتن موج ضربه‌ای قائم در دهانه‌ی مدل، ورودی مجدداً پر شده و یک چرخه‌ی موج-نوسان کامل می‌شود (تصویر ۱ شکل ۱۰).



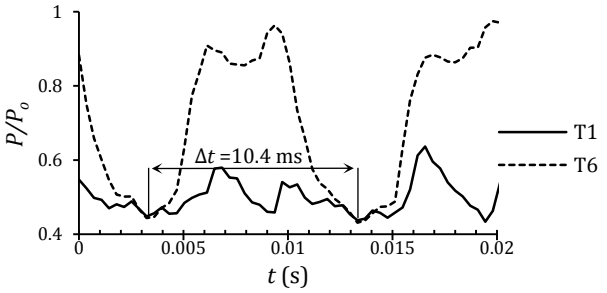
شکل ۱۰ تصاویر سایه‌نگاری و نمودار توزیع فشار استاتیک سطح جسم مرکزی مدل در طی یک چرخه موج-نوسان در EBR=۷۰٪ و M_∞=۲/۰

در عدد ماخ ۲/۲ نیز همانند عدد ماخ ۲/۰ با افزایش نسبت انسداد از ۶۵٪ ناپایداری‌ها آغاز می‌شود. شکل ۱۳ تصاویر سایه‌نگاری و نمودار توزیع فشار استاتیک را روی سطح جسم مرکزی حین یک چرخه‌ی موج-نوسان در نسبت انسداد ۷۵٪ در عدد ماخ ۲/۲ نشان می‌دهد. شکل ۱۴ و شکل ۱۵ نیز به ترتیب تغییرات فشار استاتیک روی سطح جسم مرکزی و تغییرات فشارکل دو حسگر ریک گلوگاه را برای شرایط مذکور نشان می‌دهد. با همان استدلالی که پیش‌تر در مورد تصاویر سایه‌نگاری شکل ۱۰ بیان شد، تصاویر سایه‌نگاری شکل ۱۳ حکایت از دوره تناوب ۹ تا ۱۱ میلی‌ثانیه‌ای موج-نوسان در این شرایط دارد. شکل ۱۴ و شکل ۱۵ نشان می‌دهد که دوره‌ی تناوب نوسانات فشار ۹/۶ میلی‌ثانیه بوده که بیانگر همان فرکانس ۱۰۴/۴۵ هرتزی ذکر شده در جدول ۲ است.

بررسی نمودارها و تصاویر شکل ۱۳ تا شکل ۱۵ نشان می‌دهد که الگوی موج-نوسان در نسبت انسداد ۷۵٪ در عدد ماخ ۲/۲ تطابق دقیقی با الگوی ذکر شده برای این پدیده در نسبت انسداد ۷۰٪ در عدد ماخ ۲/۰ دارد. پر و خالی شدن ورودی، حرکت امواج ضربه‌ای به بالادست و پایین‌دست،



شکل ۱۱ فشار استاتیک جسم مرکزی برحسب زمان در EBR=۷۰٪ و M∞=۲/۰



شکل ۱۲ تغییرات فشار کل ریک گلوگاه بر حسب زمان در EBR=۷۰٪ و M∞=۲/۰

شکل‌گیری جبهه‌ی امواج تراکمی داخلی حین پر شدن ورودی و کلیه‌ی فرآیندهای ذکر شده در الگوی فوق در این نمودارها و تصاویر شکل ۱۳ تا شکل ۱۵ قابل تشخیص است.

در تصویر اول شکل ۱۳ مشاهده می‌شود زمانی که موج ضربه‌ای قائم در دهانه مدل قرار گرفته است تمام حسگرهای بالادست آن در کمترین فشار خود و تمام حسگرهای پایین‌دست آن در بالاترین فشار خود حین یک چرخه‌ی موج-نوسان قرار دارند که این شرایط بیانگر پر بودن ورودی است. با حرکت مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای ورودی به بالادست، فشار درون مدل رفته رفته کاهش یافته تا جایی که با قرار گرفتن این امواج در بالادست‌ترین موقعیت خود در نوک دماغه در زمان t=۳-۴ ms حسگرهای درون ورودی در کمترین فشار خود در طول یک چرخه‌ی موج-نوسان قرار می‌گیرند. تصویر ۵ شکل ۱۳ نشان می‌دهد که در این زمان تمام ورودی در یک فشار ثابت قرار دارد. همچنین شکل ۱۵ نشان می‌دهد که فشار کل حسگر T6 در این لحظه به کمترین مقدار خود و برابر فشار کل حسگر T1 رسیده که این مقدار بسیار نزدیک به فشار استاتیک همان مقطع (حسگر S14) در همین زمان است (شکل ۱۴). اینجا پایان تخلیه و شروع فرآیند پر شدن ورودی است.

فشار پایین درون مدل سبب کشیده شدن ناحیه‌ی جدایش جریان سطح تراکم به درون ورودی و شتاب گرفتن مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای دماغه به سمت پایین‌دست شده و باعث افزایش سرعت جریان درون مدل می‌شود. این افزایش سرعت جریان درون مدل سبب خفگی جریان در خروجی مدل شده و باعث شکل‌گیری یک جبهه‌ی امواج تراکمی در پایین‌دست گلوگاه می‌شود، که رفته رفته با حرکت به سمت بالادست به قدرت آن افزوده شده و در نزدیکی گلوگاه احتمالاً تبدیل به یک موج ضربه‌ای قائم ضعیف می‌شود. این روند باعث افزایش فشار درون مدل و پر شدن بیشتر آن می‌شود.

در ادامه با برخورد این موج ضربه‌ای قائم ضعیف با موج ضربه‌ای قائم که از دماغه به سمت پایین‌دست حرکت می‌کند در حوالی گلوگاه یک موج ضربه‌ای قائم قوی تشکیل شده و افزایش فشار بیشتر درون مدل سبب حرکت این موج ضربه‌ای جدید به بالادست می‌شود. در نهایت زمانی که این موج ضربه‌ای قائم در دهانه‌ی مدل قرار می‌گیرد فرآیند پر شدن ورودی به اتمام رسیده و یک چرخه‌ی موج-نوسان کامل می‌شود.

لازم به ذکر است که نسبت انسداد بالا به معنی بسته بودن خروجی مدل و یکی از عوامل افزایش فشار پشتی (جریان خروجی از مدل) است، به همین دلیل در نسبت انسداد بالا جریان داخلی به راحتی توانایی عبور از درون مدل و تخلیه شدن را ندارد که این امر یکی از دلایل اصلی افزایش فشار درون مدل و میل حرکت موج ضربه‌ای قائم درونی به بالادست جریان است. این امر در کنار جدایش جریان از روی سطح تراکم و انسداد دهانه‌ی مدل (آنچنان که در مقدمه ذکر شد) می‌تواند یکی از عوامل حلقه‌ی بازخورد چرخه‌ی موج-نوسان باشد[۲۴].

اگرچه بررسی نتایج تمام حالت‌های نوسانی ذکر شده در جدول ۲ نشان‌دهنده‌ی یک الگوی خاص جریان حین پدیده‌ی موج-نوسان در ورودی مورد مطالعه است، اما تغییر فرکانس نوسانات با تغییر نسبت انسداد و عدد ماخ قابل توجه است. شکل ۱۶ نمودار تغییرات فرکانس بر حسب نسبت دبی جرمی ورودی در اعداد ماخ مختلف را نشان می‌دهد. شکل ۱۶ نشان می‌دهد که افزایش ۱۰ درصدی عدد ماخ باعث کاهش ۴ درصدی فرکانس نوسانات در نسبت دبی جرمی ثابت شده است؛ اما کاهش ۱۰ درصدی نسبت دبی جرمی ورودی با افزایش ۱۰ درصدی فرکانس نوسانات همراه است. بنابراین به نظر می‌رسد که فرکانس نوسانات بیشتر وابسته به تغییرات نسبت دبی جرمی ورودی است تا تغییرات عدد ماخ.

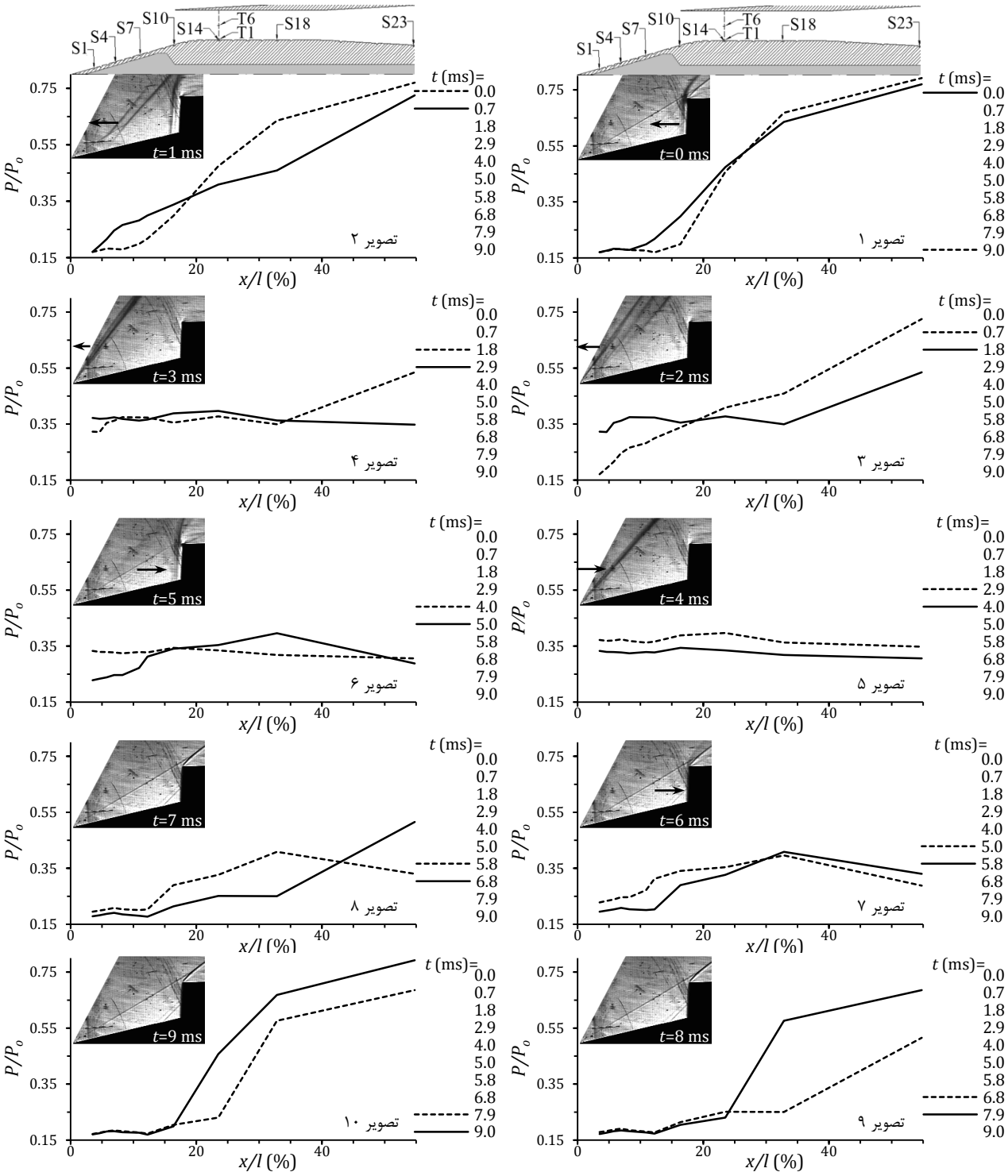
کاهش فرکانس نوسانات در عدد ماخ بالاتر احتمالاً به علت افزایش انرژی جریان و به طبع آن افزایش توان جریان برای مقابله با عوامل حلقه‌ی بازخورد موج-نوسان (نظیر جدایش جریان سطح تراکم، انسداد ورودی و اختلاف فشار دو طرف موج ضربه‌ای قائم) است. بررسی این فرضیات نیازمند انجام آزمایش‌های بیشتر تجربی و عددی در این زمینه است.

۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

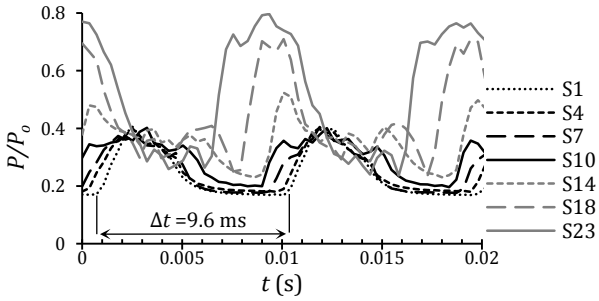
در این پژوهش فیزیک و رفتار جریان ناپایدار در یک ورودی هوای مافوق‌صوت تقارن‌محوری از نوع تراکم ترکیبی که برای عدد ماخ ۲/۰ طراحی شده و در اعداد ماخ ۲/۰ و ۲/۲ در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه آزمایش شده، مورد بررسی قرار گرفته است.

نتایج نشان داده است با افزایش فشار انتها و به طبع آن کاهش نسبت دبی جرمی ورودی از حد مشخصی، ورودی از شرایط پایدار خارج شده و نوسانات خود-نگهدار موج-نوسان آغاز می‌شود. ورودی هوا حین یک چرخه‌ی پدیده‌ی موج-نوسان دچار افزایش و کاهش فشار داخلی شده و اصطلاحاً پر و خالی می‌شود. زمانی که موج ضربه‌ای قائم داخلی حین حرکت به سمت بالادست درست در دهانه‌ی ورودی روی سطح تراکم قرار می‌گیرد فشار درون ورودی در بیشترین مقدار خود قرار دارد و اصطلاحاً ورودی پر است. با حرکت مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای از دهانه‌ی ورودی به سمت بالادست به علت سرریز جریان از لبه‌ی پوسته فرآیند تخلیه‌ی جریان و کاهش فشار داخلی ورودی آغاز می‌شود. هنگامی که مجموعه‌ی امواج به بالادست‌ترین موقعیت خود در نوک دماغه می‌رسد داخل ورودی در کمترین فشار کاری خود قرار می‌گیرد. در این حالت اصطلاحاً ورودی خالی است.

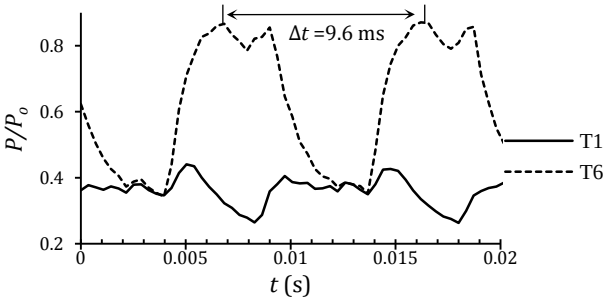
با تخلیه‌ی ورودی و کاهش فشار داخل آن شرایط برای ورود جریان تازه فراهم شده و مجموعه‌ی امواج ضربه‌ای به داخل ورودی کشیده می‌شوند. این فرآیند با خفگی جریان در خروج و افزایش فشار داخل ورودی همراه است تا جایی که یک جبهه امواج تراکمی در پایین‌دست ورودی شکل می‌گیرد.



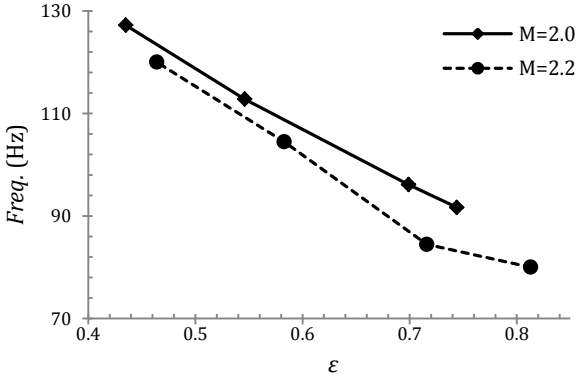
شکل ۱۳ تصاویر سایه‌نگاری و نمودار توزیع فشار استاتیک سطح جسم مرکزی مدل در طی یک چرخه موج-نوسان در ٪EBR=۷۵ و M_∞=۲/۲



شکل ۱۴ فشار استاتیک جسم مرکزی برحسب زمان در ٪EBR=۷۵ و M_∞=۲/۲



شکل ۱۵ تغییرات فشار کل ریک گلوگاه بر حسب زمان در ٪EBR=۷۵ و M_∞=۲/۲



شکل ۱۶ نمودار تغییرات فرکانس بر حسب نسبت دبی جرمی ورودی در اعداد ماخ ۲/۰ و ۲/۲

بر اثر پر شدن مجدد ورودی و افزایش فشار داخل آن، جبهه‌ی امواج تراکمی داخلی به بالادست حرکت کرده و با امواج ضربه‌ای که از نوک دماغه به درون ورودی کشیده شده‌اند تشکیل یک موج ضربه‌ای قائم قوی می‌دهند. با افزایش بیشتر فشار پایین‌دست این موج ضربه‌ای داخلی به بالادست حرکت کرده و در هنگام قرارگیری در دهانه‌ی ورودی فشار داخلی به بیشینه‌ی خود می‌رسد و یک چرخه‌ی موج نوسان کامل می‌شود.

اگرچه با تغییر فشار انتها و عدد ماخ فرکانس نوسانات تغییر کرده است اما نتایج حاکی از آن است که الگوی ذکر شده برای پدیده‌ی موج-نوسان در فشارهای انتهایی مختلف و در هر دو عدد ماخ ۲/۰ و ۲/۲ یکسان است. بنابراین به نظر می‌رسد در ورودی مورد مطالعه (در محدوده‌ی آزمایش شده) ناپایداری جریان دارای یک الگوی خاص در نوسانات موج-نوسان است.

۶- فهرست علائم

A	مساحت (m^2)
EBR	نسبت انسداد سطح خروجی جریان از مدل (%)
Freq.	فرکانس (Hz)
h	ارتفاع (m)
l	طول مشخصه مدل (m)
M	عدد ماخ
$\dot{m}$	دبی جرمی ($kgm^{-3}s^{-2}$)
P	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
Re	عدد رینولدز
RMS Amp.	مجذور میانگین توان دوم دامنه
t	زمان (s)
x	فاصله طولی از رأس مخروط دماغه(m)

علایم یونانی

Δ	تغییرات
ε	نسبت دبی جرمی ورودی
η	نسبت بازیافت فشار کل

پیش‌وندها

S	حسگر فشار استاتیک
T	حسگر فشار کل

زیرنویس‌ها

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

۷- مراجع

[1] K. Oswatitsch, Pressure recovery in missile in reaction propulsion at high supersonic speeds, *NACA TM-1140*, (translation), 1947.
[2] A. Ferri, L. M. Nucci, The origin of aerodynamic instability of supersonic inlet at subcritical condition, *NACA RM L50K30*, 1951.
[3] C. L. Dailey, *Supersonic Diffuser Instability*, Ph.D. Thesis CIT, 1954.
[4] 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.
[5] 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.
[6] S. Trapier, P. Duveau, S. Deck, Experimental study of supersonic inlet buzz, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 10, pp. 2354-2365, 2006.
[7] P. Vivek, S. Mittal, Buzz instability in a mixed-compression air intake, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, May–June 2009.
[8] 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.
[9] 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.
[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 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] H. Do, S. Im, M. G. Mungal, M. A. Cappelli, The influence of boundary layers on supersonic inlet unstart, *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2011-2349.
[19] C. Bauer, G. Kurthy, Importance of the bleed system on the overall air intake performance, *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2011-5759.
[20] D. Herrmann, S. Blem, A. Gülhan, Experimental study of boundary-layer bleed impact on ramjet inlet performance, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6, pp. 1186-1195, 2011.
[21] M. R. Soltani, J. Sepahi Younsi, M. Abedi, Experimental investigation of an axisymmetric supersonic air-intake with mixed compression, *13th Conference of Iranian Aerospace Society*, 2014. (In Persian)
[22] M. R. Soltani, J. Sepahi Younsi, Z. Honarkar, Experimental investigation of boundary-layer suction effect on performance of a supersonic air-intake, *13th Conference of Iranian Aerospace Society*, 2014. (In Persian)
[23] A. Daliri, *Experimental Investigation of the Effect of the Bleed Inlet Location on the Performance and Stability of a Supersonic Air Intake*, MS Thesis, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, 2013. (In Persian)
[24] D. Beastall, Flow instabilility of center-body diffusers at supersonic speeds, *Aeronautical Research Council*, Reports and Memoranda, No. 2933, 1956.