



مطالعه تجربی منابع تولید صوت در جت برخوردی مافوق صوت دما بالا به صفحه تخت در مراحل اولیه تشکیل جت

ایمان بهمن جهرمی¹، کاوه قربانیان^{2*}، محمد ابراهیمی³

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

2- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

3- استادیار، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

* تهران، صندوق پستی 11365-11155، ghorbanian@sharif.edu

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 18 دی 1395

پذیرش: 02 بهمن 1395

ارائه در سایت: 01 اسفند 1395

کلید واژگان:

آیروآکوستیک

جت برخوردی گذرا

لوله موج ضربه‌ای

تبدیل موجک

مکانیزم حلقه بازگشتی

چکیده

در این مقاله صوت حاصل از جت برخوردی در لحظات اولیه تشکیل تا رسیدن به حالت شبه پایا به صورت تجربی بررسی شده است. همچنین پدیده‌ی رفت و بازگشت امواج صوتی حاصل از جت بین خروجی نازل و صفحه صلب که سبب تشکیل امواج صوتی با دامنه زیاد در فرکانس‌های مشخص می‌شود و حلقه بازگشتی نامیده می‌شود، به طور ویژه مورد بررسی قرار گرفته است. در مطالعه حاضر با استفاده از تونل موج ضربه‌ای انعکاسی، دمای سکون جت تا 950 کلوین افزایش یافته و جت مافوق صوت با عدد ماخ جت برابر با 1.4 توسط نازل همگرا-واگرا تولید شده است. صوت حاصل از جت مافوق صوت به صورت آزاد (بدون صفحه برخوردی) با نتایج جت دما بالا در شرایط مشابه تولید شده با تجهیزات احتراقی پایا مقایسه شده و پس از صحت سنجی نتایج، سیگنال صوتی در جت برخوردی دما بالا مورد مطالعه تجربی قرار گرفته است. صوت حاصل از هریک از پدیده‌های گذرا در جت برخوردی جهت‌دار بوده و در زاویه مشخصی نسبت به نقطه برخورد، بیشترین نمود را دارند. با استفاده از تبدیل موجک و رسم نمودارهای انرژی در حوزه زمان-فرکانس، مشاهده می‌شود که سیگنال ناشی از حلقه بازگشتی در طول زمان به صورت پیوسته و در یک فرکانس مشخص به وجود می‌آید. سیگنال صوتی ناشی از لایه برشی جت به صورت رویدادهای آکوستیکی در حوزه زمان مشاهده شده و انرژی آن‌ها در یک طیف فرکانسی گسترده شده است.

Experimental study of the noise sources from a hot supersonic jet impinging on a flat plate at initial stages of jet formation

Iman Bahman Jahromi^{1,2}, Kaveh Ghorbanian^{2*}, Mohammad Ebrahimi¹

1- Aerospace Engineering, Aerospace Research Institute (Ministry of Science, Research and Technology), Tehran, Iran

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

*P.O.B. 11365-11155, Tehran, Iran, ghorbanian@sharif.edu

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 07 January 2017
Accepted 21 January 2017
Available Online 19 February 2017

Keywords:
Aeroacoustic
Transient Impinging Jet
Shock Tube
Wavelet Transform
Feedback Loop Mechanism

ABSTRACT

The far-field acoustic signature of transient impinging jet is experimentally investigated in this study. Feedback loop mechanism which is an acoustic resonance mode generated by the reflection of jet shear layer noise from the impinging plate and affecting jet mixing shear layer, is also investigated. The stagnation temperature of jet is increased by means of a reflected type shock tube up to 950 (K). A convergent-divergent nozzle generates jet with Mach number of 1.4. The far-field mixing layer noise of this quasi-steady free jet is compared with the results of steady state generated ones. The acoustic signal of this transient jet is investigated when it impinges to a normal plate. It is seen that every specific phenomenon has its most powerful acoustic signature at a distinct angle relative to the impingement point. The time-frequency investigations by the means of wavelet transform and related scalograms reveal that the sound wave generated by feedback loop mechanism is tonal and continuous in time compared to the acoustic signals of the jet shear layer that are seen as the intermittent acoustic events in the far-field acoustic scalograms.

1- مقدمه

که یک جت مافوق صوت با صفحه شعله‌پخش‌کن¹ برخورد می‌کند، امواج آکوستیک بسیار قوی تشکیل می‌شوند. همچنین، در فاز پرتاب حامل‌های فضایی، سیستم پیشران، میدان آکوستیکی شدیدی را روی صفحه پرتاب و محموله ایجاد می‌کند.

شناخت میدان آکوستیک ناشی از جت برخوردی مافوق صوت به دلیل کاربرد فراوان از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. به عنوان نمونه در هواپیماهای عمودپرواز و یا هنگام برخاست یک هواپیمای جنگنده از عرشه ناو هواپیمابر،

¹ Jet Blast Deflector

Please cite this article using:

I. Bahman Jahromi, K. Ghorbanian, M. Ebrahimi, Experimental study of the noise sources from a hot supersonic jet impinging on a flat plate at initial stages of jet formation, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, pp. 359-368, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

موروگان [11] تحقیقات تجربی را جهت شبیه‌سازی جت برخوردی انجام داد. وی در این تحقیقات با استفاده از لیزر و تست دود فیزیک حاکم بر جریان در لحظه برخورد حلقه گردابه به صفحه را نشان داد. او نشان داد که سرعت حلقه گردابه پس از برخورد به دیواره کاهش می‌یابد.

موروگان همچنین با استفاده از یک میکروفون امواج آکوستیک جت را نیز به صورت مختصر بررسی نمود. امواج حاصله با استفاده از تبدیل موجک⁷ به دو دسته فرکانس بالا و فرکانس پایین تجزیه⁸ می‌شوند. با استفاده از این روش (فیلترینگ امواج فرکانس بالا) امواج آکوستیک قابل انطباق با پدیده فیزیکی می‌شوند. موروگان نشان داد که صوت حاصل از برخورد گردابه به صفحه بسیار قوی بوده و حتی از لحاظ اندازه دامنه با موج ضربه‌ای قابل مقایسه است [12].

گسترده‌ترین بررسی عددی امواج آکوستیک گذرای جت برخوردی مافوق صوت توسط هازمن در سال 2011 با همکاری ناسا و مرکز هوافضای ژاپن به صورت دو بعدی و سه بعدی انجام گرفت [13].

مطالعاتی نیز به صورت تئوری بر روی پدیده‌های به وجود آمده در جت برخوردی انجام شده است. شیمیتسو صوت حاصل از برخورد موج ضربه‌ای با گردابه را مورد بررسی قرار داد [1]. ناکاشیما به صورت بسیار گسترده برخورد گردابه به دیوار در زوایای مختلف را به صورت عددی و تحلیلی مورد بررسی قرار داده است [14].

پس از پدیده‌های گذرای شروع جت شامل موج ضربه‌ای اولیه و حلقه گردابه، جت پایا تشکیل می‌شود. برخورد جت پایا به دیواره، خود باعث به وجود آمدن پدیده‌های آکوستیکی مهمی می‌شود. برخورد جت به صفحه برخوردی، موجب تولید نوسانات فشاری قابل توجهی می‌شود. این پدیده به دلیل برخورد امواج آکوستیک ناشی از لایه برشی جت با صفحه برخورد و سپس بازگشت آن به سمت لایه برشی می‌باشد. پدیده تشدید⁹ به وجود آمده اصطلاحاً حلقه بازگشتی¹⁰ نامیده می‌شود. این نوسانات به چندین مشخصه مانند نسبت فشار نازل، فاصله نازل تا صفحه، زاویه صفحه، خصوصیات و اندازه صفحه و هندسه نازل بستگی دارد. جت برخوردی برخلاف هندسه نسبتاً ساده، شامل جریان پیچیده با ترکیبی از سه نوع جریان جت آزاد، جریان نزدیک نقطه سکون و جریان جت نزدیک دیواره است.

طبق گزارشات کروتاپالی [15]، وجود سطح برخورد موجب افزایش سطح فشار آکوستیک و بارگذاری ناپایا در سازه‌های نزدیک جت می‌شود. به طوری که وی تا 8 دسیبل افزایش سطح صوت نسبت به جت آزاد را پیش‌بینی نموده است. پاول [16] اولین کسی بود که توانست این مکانیزم را توضیح دهد و فرمولی برای پیش‌بینی فرکانس نقاط بیشینه ارائه نماید.

بیشتر مطالعات انجام شده در زمینه جت سرد انجام شده است. به این معنی که دمای سکون جت برابر با دمای محیط می‌باشد. با این حال در حالت واقعی جت‌های مورد استفاده چون در اثر احتراق به وجود آمده‌اند گرم هستند و بنابراین اثرات دما را باید مورد بررسی قرار داد. تحقیقات نشان داده است که هسته پتانسیل در حالت گرم کوتاه‌تر می‌شود. همچنین با افزایش دمای جت علاوه بر کوتاه شدن هسته پتانسیل میزان اختلاط افزایش یافته است [17].

در زمینه بررسی اثر دما در صدای تولید شده توسط جت برخوردی، مطالعات تجربی اندکی صورت گرفته است. مطالعات نشان می‌دهد که در

برای شبیه‌سازی دقیق میدان آکوستیک جت برخوردی باید جریان گذرا (لحظه شروع جت) و همچنین جت دائمی (که پس از پدیده‌های گذرای شروع جت به وجود می‌آیند) مورد بررسی قرار گرفته و اثرات هر یک از این پدیده‌های گذرا در امواج آکوستیک اطراف جت برخوردی مشخص شود. در حالت گذرای شروع جت¹ موج فشاری قوی ناشی از احتراق² تولید شده و سپس حلقه‌های گردابه³ و پس از آن پلوم⁴ جت اصلی به وجود می‌آیند [1]. دلیل تشکیل موج ضربه‌ای اولیه، حرکت ناگهانی سیال درون نازل می‌باشد که همانند پیستون شتاب‌دار عمل کرده و باعث تشکیل امواج فشاری می‌شود. انکسار⁵ این موج اولیه در هنگام خروج از نازل باعث تشکیل حلقه گردابه می‌شود. موج قوی ناشی از احتراق (که پدیده‌ای با فرکانس پایین است) یکی از عوامل اصلی عدم موفقیت عملیات پرتاب در فاز اولیه پرتاب حامل‌ها می‌باشد [2]. بررسی‌های تجربی برای شبیه‌سازی میدان صوتی جت واقعی نیازمند افزایش دمای جت با انرژی یکنواخت می‌باشد. یکی از مهمترین تحقیقات تجربی انجام شده جهت بررسی اثرات دمای جت مافوق صوت بر روی امواج آکوستیک حاصل از جت آزاد توسط اورتل در سال 1979 انجام گرفت. در این تحقیقات وی جت آزاد را توسط لوله موج ضربه‌ای انعکاسی تولید نموده و با استفاده از تصویربرداری شلیرن سه نوع مختلف امواج ماخ را در جت مشاهده نمود [3]. قطر نازل‌های مورد آزمایش توسط اورتل از 1.9 تا 20 میلی‌متر بوده و اعداد ماخ بین 1.4 تا 4 و همچنین دمای تا حداکثر 1370 کلوین را پوشش می‌دادند. وی نشان داد که در ابتدا یک موج فشاری قوی پس از آن یک حلقه گردابه و سپس یک جت شبه پایا تولید می‌شود.

برد در سال 1987 به روش تجربی فیزیک حاکم بر لحظه شروع جت مافوق صوت را بررسی نمود. وی با استفاده از لوله موج ضربه‌ای با انتهای باز جت (بدون نازل) را تولید و با استفاده از تکنیک شلیرن فیزیک حاکم را بررسی نمود [4]. در سال 1997 مینوتا فیزیک جریان حاصل از برخورد جت گذرا تولیدی توسط لوله موج ضربه‌ای انتهای باز به صفحه برخورد را به صورت عددی و تجربی بررسی کرد [5]. در بررسی‌های مینوتا مشخص شد که موج فشاری قوی اولیه پس از برخورد به صفحه منعکس شده و به گردابه حلقوی برخورد می‌کند. در این تحقیقات نشان داده شد که موج فشاری انعکاسی از صفحه پس از برخورد به حلقه گردابه تغییر شکل می‌دهد به طوری که بخشی از این موج به همراه حلقه گردابه حرکت می‌کند.

در سال 2012 ماریانی تحقیقات تجربی گسترده‌ای را بر روی فیزیک برخورد جت به صفحه برخورد به صورت گذرا انجام داد [6]. او جریان جت گذرا را با استفاده از لوله موج ضربه‌ای تولید و فیزیک حاصل از برخورد جت به صفحه در زوایای مختلف را در نسبت فشارهای مختلف لوله موج ضربه‌ای با استفاده از تصویربرداری شلیرن و همچنین اندازه‌گیری سرعت ذرات⁶ بررسی نمود.

ماریانی در این تحقیقات امواج آکوستیک ناشی از برخورد را بررسی نکرد. او نشان داد که استفاده از صفحه متخلخل باعث کاهش قدرت موج فشاری منعکس شده از صفحه می‌شود. همچنین از گسترش گردابه بر روی صفحه برخورد و تشکیل گردابه ثانویه نیز جلوگیری می‌کند. البته او در تحقیقات بعدی خود اثر نوع گاز و قطر نازل خروجی را بر فیزیک برخورد حلقه گردابه اولیه جت در برخورد با صفحه را بررسی نمود [7-10].

¹ Jet Start-Up

² Ignition Over Pressure

³ Vortex Ring

⁴ Plume

⁵ Diffraction

⁶ Particle Image Velocimetry (PIV)

⁷ Wavelet Transform

⁸ Signal Decomposition

⁹ Resonance

¹⁰ Feedback Loop

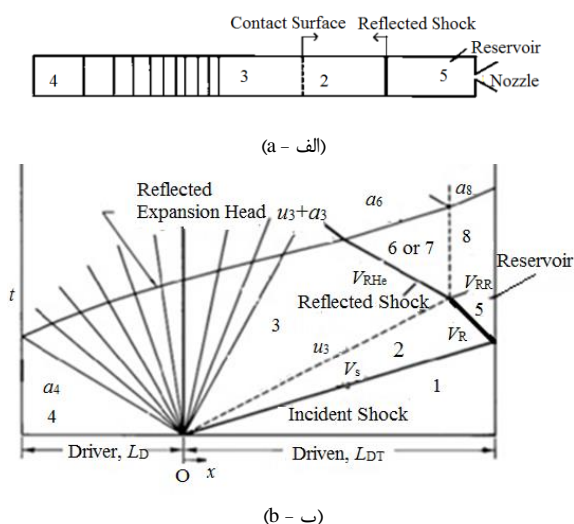


Fig. 1 Schematic illustration of a) reflected shock tube b) the associated x-t diagram [19]

شکل 1 الف) شماتیک لوله موج ضربه‌ای انعکاسی ب) فیزیک امواج در نمودار مکان-زمان [19]

می‌شود. در قسمت کم فشار نیز هوا تا فشار P_1 مناسب برای انجام آزمایش خلاء ایجاد می‌شود. وقتی که دیافراگم منهدم می‌شود یک فن انبساطی⁴ به سمت قسمت پرفشار و یک موج ضربه‌ای به سمت ورودی نازل منتشر می‌شود. موج ضربه‌ای فشار و دمای گاز مورد آزمایش را افزایش می‌دهد. این موج ضربه‌ای به صفحه انتهایی قسمت کم‌فشار برخورد کرده و منعکس می‌شود و مجدداً دما و فشار گاز را افزایش می‌دهد. اکنون این فشار به وجود آمده در پشت نازل دیافراگم ورودی نازل را منهدم کرده و جت گازی با عدد ماخ مورد نظر توسط نازل تشکیل می‌شود. تمامی این فرایندها در نمودار مکان-زمان شکل 1 نشان داده شده است. طراحی باید به گونه‌ای صورت پذیرد که پس از برخورد موج ضربه‌ای انعکاسی (V_R) با سطح تماس⁵، موج اغتشاشی (V_{RR}) به وجود نیاید. برای این منظور باید ترکیب گازی قسمت پرفشار به گونه‌ای در نظر گرفته شود که $P_8=P_5$ شود. در این صورت لوله موج ضربه‌ای اصطلاحاً در "شرط طراحی"⁶ قرار دارد. این شرط زمانی برقرار می‌شود که امیدانس آکوستیکی برای موج ضربه‌ای بازگشتی در ناحیه 2 و 3 برابر شوند تا موج ضربه‌ای بدون هیچ اغتشاشی از سطح تماس عبور کند [20, 21]. شرط طراحی زمانی برقرار می‌شود که رابطه (1) برقرار باشد:

$$\frac{a_2}{a_1} = \frac{\gamma_1}{\gamma_4} \left[\frac{1 + \left(\frac{\gamma_1 + 1}{2\gamma_1} \right) \left(\frac{P_5}{P_2} - 1 \right)}{1 + \left(\frac{\gamma_4 + 1}{2\gamma_4} \right) \left(\frac{P_5}{P_2} - 1 \right)} \right]^{1/2} \quad (1)$$

در رابطه (1) برای ترکیبات گازی از روابط (2) تا (7) استفاده می‌شود [21] (در این روابط χ درصد فشاری گاز هلیوم می‌باشد):

$$\bar{P}_4 = P_{\text{Helium}} + P_{\text{Air}} \quad (2)$$

$$P_{\text{Helium}} = \chi \bar{P}_4 \quad (3)$$

$$P_{\text{Air}} = (1 - \chi) \bar{P}_4 \quad (4)$$

$$\bar{m}_4 = 4\chi + 28(1 - \chi) \quad (5)$$

$$\bar{\gamma}_4 = \frac{\chi C_{p, \text{Helium}} + (1 - \chi) C_{p, \text{Air}}}{\chi C_{v, \text{Helium}} + (1 - \chi) C_{v, \text{Air}}} \quad (6)$$

$$\bar{a}_4 = \left[\frac{\bar{\gamma}_4 RT_0}{\bar{m}_4} \right]^{1/2} \quad (7)$$

⁴ Expansion fan

⁵ Contact Surface

⁶ Tailored Condition

دماهای بالا نقاط بیشینه مجزا ناشی از برخورد همچنان در طیف فرکانسی سطح فشار آکوستیک وجود دارند و فرمول پاول نیز همچنان برای محاسبه فرکانس آن‌ها معتبر است. دامنه کلی نوسانات فشار بر روی صفحه برخورد در نزدیکی مرکز آن با افزایش دما کاهش می‌یابد و در حالی که در سایر نقاط بدون تغییر باقی می‌ماند. با اندازه‌گیری سطح فشار آکوستیک در مرکز صفحه برخورد در فرکانس‌های بالا، صدای ناشی از پهنای باند وسیع با افزایش دما قوی‌تر می‌شود و در فرکانس‌های پایین در شرایطی که فاصله جت از صفحه اندک باشد، افزایش دما موجب کاهش صدا می‌شود ولی با زیاد شدن فاصله جت از صفحه، افزایش دما تأثیری بر صدای ناشی از فرکانس‌های پایین ندارد. لوی در سال 2010 بررسی‌های تجربی را بر روی میدان آکوستیک ناشی از جت برخوردی گرم و پایا، با زاویه صفحه برخورد 90 درجه نسبت به جت، انجام داد [18]. دمای جت که توسط مبدل حرارتی گرم می‌شد تا 1030 کلونین قابل افزایش بود.

در این مطالعه تجربی، جت با دمای بالا توسط لوله موج ضربه‌ای انعکاسی تولید شده است. با توجه به انتروپی یکنواخت جت در هنگام افزایش دما با موج ضربه‌ای (نسبت به احتراق)، لوله موج ضربه‌ای وسیله‌ای ایده‌آل برای بررسی‌های گذرای صوت حاصل از جت است. با توجه به اینکه در این مطالعه لوله موج ضربه‌ای انعکاسی برای اولین بار در ایران طراحی شده و مورد آزمایش قرار گرفت، در ابتدا روند طراحی و ساخت لوله موج ضربه‌ای جهت تولید جت با دمای سکون 950 کلونین و عدد ماخ 1.4 به طور خلاصه توضیح داده می‌شود. در ادامه نتایج صوتی به دست آمده در دوردست جت آزاد با صوت حاصل از جت تولید شده با تجهیزات پایا مقایسه شده است. جهت بررسی صوت حاصل از جت از تابع موجک پیوسته کمک گرفته شده است. نمودارهای انرژی به دست آمده اطلاعات دقیق‌تری را نسبت به نمودارهای طیفی به دست آمده از الگوریتم FFT در اختیار ما قرار می‌دهند. در ادامه صوت حاصل از جت برخوردی به صفحه صلب در لحظه شروع و سپس تشکیل جت شبه پایا مورد مطالعه و بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به کمبود مطالعات انجام شده درباره جهت انتشار صوت حاصل از پدیده‌های مختلف صوتی در لحظه شروع به کار جت، اندازه‌گیری‌های صوتی در این مقاله در زوایای مختلف نسبت به نقطه برخورد صورت پذیرفته است.

2- طراحی لوله موج ضربه‌ای

در این بخش فرایند طراحی و ساخت لوله موج ضربه‌ای انعکاسی برای بررسی میدان آکوستیک جت گرم در مراحل اولیه تشکیل جت توضیح داده می‌شود. هدف از طراحی این است که دمای سکون جت شبه پایا 950 کلونین و عدد ماخ آن 1.4 (انبساط ایده‌آل) باشد. نکته مهم در طراحی لوله موج ضربه‌ای انعکاسی این است که زمان برقراری جت شبه پایا با مشخصات ترمودینامیکی مورد نظر برای آزمایش‌های آکوستیکی کافی و مناسب باشد. در مورد جت برخوردی زمان آزمایش باید به اندازه‌ای باشد که حلقه بازگشتی شکل گرفته باشد. قسمت پرفشار¹ و کم فشار² لوله توسط دیافراگم اصلی³ از یکدیگر جدا جدا می‌شوند. یک شماتیک از لوله و فیزیک امواج درون آن پس از انهدام دیافراگم اصلی در شکل 1 نشان داده شده است.

برای انجام آزمایش در ابتدا قسمت پرفشار با ترکیبی از گاز هلیوم و هوا تا فشار \bar{P}_4 (علامت "بار" بر روی پارامتر فشار نشان‌دهنده این موضوع است که گاز استفاده شده در قسمت پرفشار ترکیبی از هوا و هلیوم است) شارژ

¹ Driver

² Driven

³ Primary Diaphragm

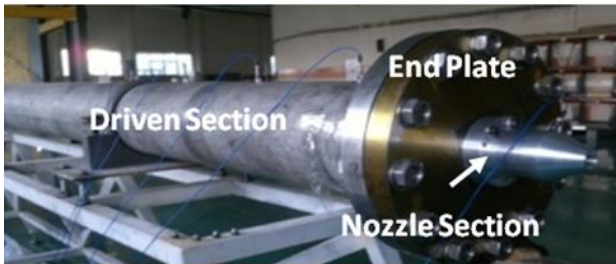


Fig. 3 Mach 1.4 Converging-Diverging nozzle installed at the end plate of the driven shock tube

شکل 3 نازل همگرا-واگرا با عدد ماخ 1.4 نصب شده در انتهای تونل

در حالت جت برخوردی صفحه به راستاری جت عمود بوده و فاصله آن از خروجی نازل برابر با $5D$ می‌باشد. سیگنال‌های صوتی به سیستم داده‌برداری NI با رزولوشن 24 بیت و فرکانس داده‌برداری 204(Ks/s) ارسال می‌شوند. شماتیک لوله موج ضربه‌ای در شکل 5 نشان داده شده است.

در قسمت کم‌فشار چهار سنسور فشار پیزوالکتریک PCB نصب شده و با علائم PT1 تا PT4 نام‌گذاری شده‌اند که پاسخ زمانی هر یک از این سنسورها کمتر از 1 میکروثانیه است. داده‌های این سنسورها پس از تقویت شدن به کارت داده برداری NI با رزولوشن ورودی 24 بیت و فرکانس داده‌برداری 204 (ks/s) ارسال می‌شوند. سرعت موج ضربه‌ای با در نظر گرفتن فاصله بین سنسورها و اختلاف زمانی عبور موج از آنها محاسبه

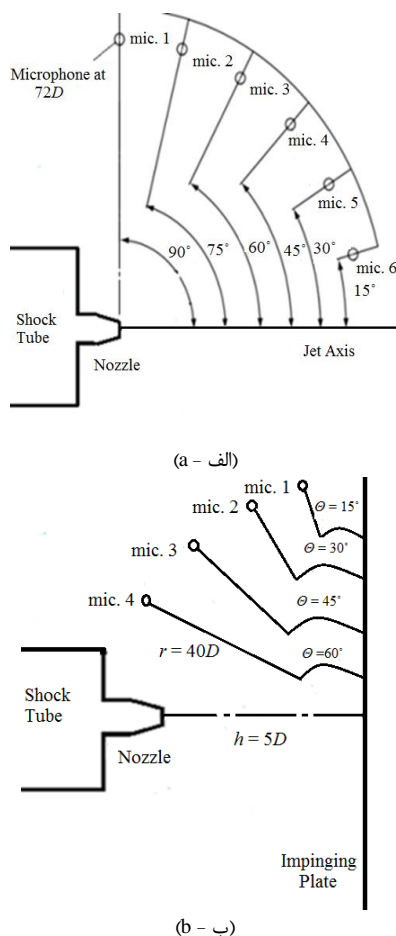


Fig. Position of the microphones relative to the nozzle exit for a) Free jet b) Impinging jet

شکل 4 مکان قرارگیری میکروفون‌ها در الف) جت آزاد ب) جت برخوردی

برای دستیابی به حداکثر زمان آزمایش باید طول قسمت پرفشار و کم فشار لوله موج ضربه‌ای به گونه‌ای طراحی شود که آخرین موج انبساطی¹ و اولین موج انبساطی انعکاسی² در یک زمان به موج ضربه‌ای انعکاسی برخورد کنند (شکل 2).

نسبت طول بهینه از رابطه (8) به دست می‌آید [19]:

$$\left(\frac{L_{DT}}{L_D}\right)_{opt} = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2}u_3 - a_4 + V_{RHe}\right)(u_3 + V_R)}{(u_3 + V_{RHe})\left(1 + \frac{V_R}{V_{ST}}\right)a_4} \times \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} \frac{u_3}{a_4}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (8)$$

حداکثر زمان آزمایش که شرایط مورد نظر در ورودی نازل وجود دارد و نسبت طول بهینه رعایت شده باشد، از رابطه (9) به دست می‌آید [19]:

$$t_{opt} = L_D \left\{ \left[\left(\frac{V_R}{a_5} - \frac{V_{RHe}}{a_6} \right) \left(1 + \frac{V_R}{V_{ST}} \right) \right] - \left(1 + \frac{V_R}{V_{ST}} \right) \right] \left(\frac{L_{DT}}{L_D} \right)_{opt} + \left(1 + \frac{V_{RHe}}{a_6} \right) \times \left[\frac{\left(1 - \frac{\gamma-1}{2} \frac{u_3}{a_4} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{a_4} \right] \right\} \quad (9)$$

البته این نکته شایان ذکر است که در عمل زمان آزمایش از زمان فوق کمتر خواهد بود. دلیل این امر پدیده‌های غیر ایده‌آل همانند لزجت و تشکیل لایه مرزی درون لوله موج ضربه‌ای و همچنین پدیده‌های سه بعدی ناشی از انهدام دیافراگم اصلی می‌باشد.

3- آزمایش‌های تجربی و روش انجام آزمایش

برای تولید جت با عدد ماخ 1.4، یک نازل همگرا-واگرا با قطر خروجی 2.54 سانتی‌متر در قسمت انتهایی لوله موج ضربه‌ای نصب شده است. یک دیافراگم بسیار نازک از جنس استات در ورودی نازل نصب می‌شود که با رسیدن موج ضربه‌ای به آن منهدم می‌شود. شکل 3 نازل نصب شده در انتهای تونل را نشان می‌دهد.

اندازه‌گیری‌های آکوستیکی توسط میکروفون‌های میدان آزاد³ G.R.A.S با حداکثر خطای 0.5 (db) در بازه فرکانسی 0 تا 100 کیلوهرتز، صورت می‌گیرد. تعداد نقاط اندازه‌گیری در مورد جت آزاد 6 عدد و در جت برخوردی 4 عدد می‌باشد. شکل 4 مکان قرارگیری میکروفون‌ها در بررسی جت آزاد و جت برخوردی را نشان می‌دهد.

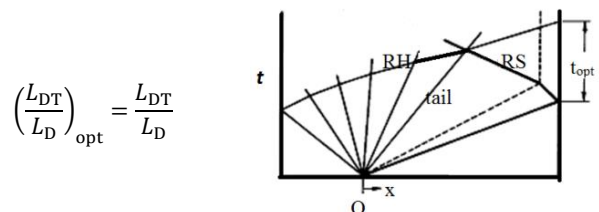


Fig. 2 x-t diagram of the optimum length of shock tube driver and Driven section

شکل 2 نمودار مکان-زمان ابعاد هندسی بهینه لوله موج ضربه‌ای انعکاسی

¹ Expansion Wave Tail
² Reflected Expansion Wave Head
³ Free Field

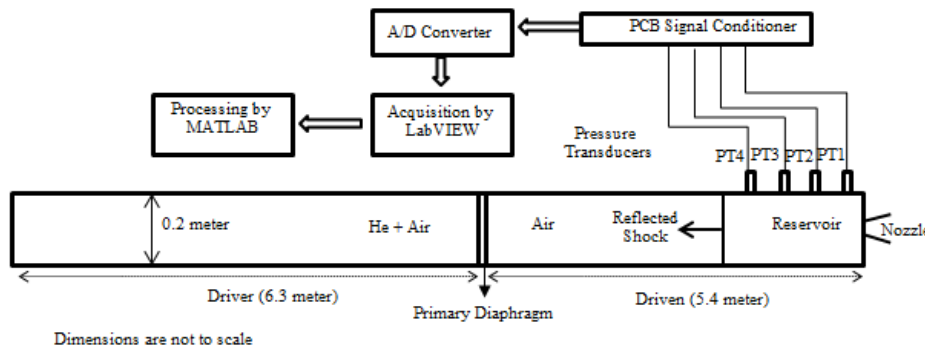


Fig. 5 A schematic of the constructed shock tube and data acquisition system

شکل 5 شماتیک لوله موج ضربه‌ای ساخته شده و سیستم داده‌برداری

4- نتایج و بحث

شکل 8 فشار ثبت شده در سنسورهای فشار در قسمت کم فشار تونل را نشان می‌دهد. زمان آزمایش واقعی به دست آمده در این نمودار (11 ms) می‌باشد. دلیل کم شدن زمان آزمایش نسبت به حالت ایده‌آل (14 ms)، اثرات غیرایده‌آل همانند لزجت می‌باشد.

شکل 9 سیگنال صوتی جت آزاد در $\theta = 45^\circ$ را نشان می‌دهد. سه پدیده مهم در این نمودار قابل مشاهده است: در ابتدا یک موج ضربه‌ای بسیار قوی سپس سیگنال صوتی ناشی از تشکیل گردابه اولیه و سپس سیگنال صوتی ناشی از لایه برشی جت دیده هایلمن [23] نشان داد که قله‌های متناوب موجود در سیگنال صوتی در دوردست جت، ناشی از "رویدادهای آکوستیکی"⁴ در لایه برشی جت هستند. این سیگنال‌های صوتی به صورت

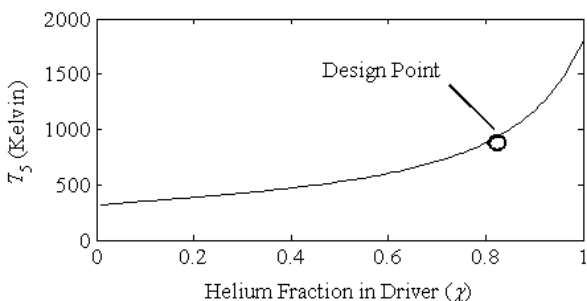


Fig. 6 Required helium fraction in the driver tube as a function of the reservoir stagnation temperature (T_5) for a tailored shock tube operation
شکل 6 درصد هلیوم مورد نیاز در قسمت پرفشار تونل برای دستیابی به دمای سکون مورد نظر (T_5) جهت کار تونل در شرایط طراحی

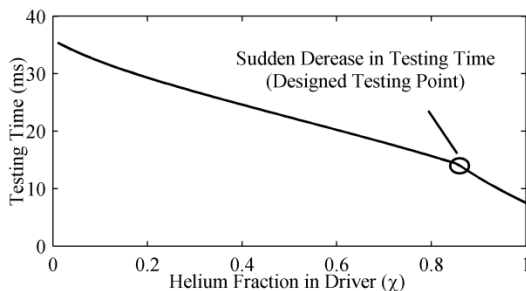


Fig. 7 Test time as a function of helium fraction at tailored shock tube condition

شکل 7 زمان آزمایش ایده‌آل در شرایط طراحی برای نسبت‌های مختلف هلیوم

می‌شود [22]. دیافراگم اصلی از آلومینیوم گرمادیده¹ ساخته شده که ضخامت آن پیش از هر آزمایش برای فشار انهدام P_4 کالیبره می‌شود. یک ماژول انهدام دیافراگم نیز برای انهدام دیافراگم در فشار مناسب در پشت آن تعبیه شده است [20].

برای انجام آزمایش‌ها، ابتدا فشار P_1 به گونه‌ای انتخاب می‌شود که فشار P_5 به وجود آمده پس از انعکاس موج ضربه‌ای نسبت فشار مناسب نازل برای انبساط ایده‌آل گاز در عدد ماخ 1.4 را فراهم کند. قسمت کم‌فشار² توسط یک پمپ خلاء گردشی³ دو مرحله‌ای به فشار مناسب P_1 می‌رسد. روابط تا (15) مراحل تعیین دما و فشار ورودی نازل (T_5 و P_5) را نشان می‌دهد. منظور از P_{21} و P_{41} همان P_2/P_1 و P_4/P_1 می‌باشند.

$$P_{41} = P_{21} \left[1 - (P_{21} - 1) \alpha_{14} \left(\frac{\beta}{\alpha P_{21} + 1} \right)^{1/2} \right]^{1/\beta} \quad (10)$$

$$\alpha = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \quad (11)$$

$$\beta = \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \quad (12)$$

$$M_S^2 = \beta (\alpha P_{21} + 1) \quad (13)$$

$$\frac{T_5}{T_1} = \frac{[2(\gamma_1 - 1)M_S^2 + (3 - \gamma_1)]}{(\gamma_1 + 1)^2 M_S^2} \times [(3\gamma_1 - 1)M_S^2 - 2(\gamma_1 - 1)] \quad (14)$$

$$\frac{P_5}{P_1} = \frac{[2\gamma_1 M_S^2 - (\gamma_1 - 1)]}{(\gamma_1 + 1)} \times \frac{[(3\gamma_1 - 1)M_S^2 - 2(\gamma_1 - 1)]}{(\gamma_1 - 1)M_S^2 + 2} \quad (15)$$

برای هر دمای سکون مورد نیاز جت (T_5) یک درصد گازی هلیوم (χ) یکتا برای شرایط طراحی به دست می‌آید. شکل 6 درصد هلیوم مورد نیاز برای دماهای مختلف جت را نشان می‌دهد. از آنجایی که جت مورد نظر ما برای دمای سکون 950 کلون طراحی شده است، بنابراین باید با 83% هلیوم و 17% هوا شارژ شود.

از رابطه (13) عدد ماخ موج ضربه‌ای برای رسیدن به دمای سکون مورد نظر (950 کلون) برابر با $M_S = 2.33$ به دست می‌آید. زمان آزمایش ایده‌آل در شرایط طراحی برای نسبت‌های مختلف هلیوم در شکل 7 ترسیم شده است. همان‌طور که از این نمودار مشخص است، حداکثر زمان آزمایش 14(ms) می‌باشد.

¹ Annealed Aluminum

² Driven

³ Rotary

⁴ Acoustic Events

سیگنال‌های صوتی حاصل از جت در دوردست منبع صوت می‌باشند [25]. این تبدیل قادر است مقیاس⁴ (قابل تبدیل به فرکانس) رویدادهای آکوستیکی را در بر حسب زمان آشکار سازد. تبدیل موجک پیوسته یک سیگنال صوتی $P(t)$ از رابطه (16) به دست می‌آید:

$$\tilde{p}(s, t) = \int_{-\infty}^{+\infty} p(\tau)\psi(s, t - \tau)d\tau \quad (16)$$

در این رابطه پارامتر s مقیاس تابع موجک و ψ موجک مادر⁵ است که باید مناسب با فیزیک سیگنال مورد بررسی انتخاب شود. برای بررسی صوت حاصل از جت تابع موجک مادر پاول مناسب است [25]. این تابع برای $s = 1$ مطابق رابطه (17) تعریف می‌شود [26].

$$\psi(1, t - \tau) = \frac{2^m i^m m!}{\sqrt{\pi(2m)!}} [1 - i(t - \tau)]^{-(m+1)} \quad (17)$$

در این مطالعه تابع پاول با $m = 4$ استفاده شده است. تابع پاول با این پارامترهای انتخاب شده سیگنالهای صوتی را به بهترین حالت مشخص می‌کند [25]. مقیاسی که در رابطه (16) استفاده شده از رابطه (18) به دست می‌آید [26]:

$$S_j = S_0 2^j \delta_j, j = 0, 1, \dots, J \quad (18)$$

برای مقایسه نتایج مطالعه حاضر با تحقیقات پیشین باید مقیاس به پارامتر شبه-فرکانس⁶ تبدیل شود. انرژی رویداد صوتی در دور دست جت و فرکانس-زمان وقوع آن به صورت اسکالوگرام⁷ (توان دوم تابع موجک سیگنال سیگنال فشار) نمایش داده می‌شود [25]. برای ترسیم اسکالوگرام‌ها از بانک توابع پایه موجود در نرم‌افزار متلب استفاده شده است. فرکانس نایکویست با توجه به فرکانس داده‌برداری برابر با 102 (khz) است. برای این تبدیل و به دست آوردن عدد بدون بعد اشترومال مربوطه از روابط (19) و (20) استفاده می‌شود.

$$f_s = (2m + 1)/4\pi S \quad (19)$$

$$St = f_s D/U_j \quad (20)$$

در شکل 11 اسکالوگرام سیگنال صوتی جت آزاد در $\theta = 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$ (ستون سمت راست) با نمودار طیف فرکانسی به دست آمده از تجهیزات (ستون سمت چپ) [24] مقایسه شده است. دمای سکون جت در هر دو آزمایش 950 کلوین و عدد ماخ 1.4 بوده است.

فرکانس بدون بعد نقطه ماکزیمم انرژی در اسکالوگرام با فرکانس بدون بعد ماکزیمم صوت در نمودار طیف فرکانسی طیف فرکانسی به دست آمده از تجهیزات پایا برابر است. همچنین بازه فرکانسی که 60% انرژی صوتی را در خود جای می‌دهد در نمودار اسکالوگرام و طیف فرکانسی با علامت ΔSt مشخص شده است [25]. تطبیق توزیع انرژی در فرکانس بدون بعد نشان می‌دهد که جت به وجود آمده توسط لوله موج ضربه‌ای با شرایط طراحی شده تولید شده است. در ضمن در اسکالوگرام مشخص است که انرژی سیگنال صوتی حاصل از لایه برشی جت آزاد در یک طیف فرکانسی گسترده بوده و محدود به یک فرکانس نیست.

در خصوص علت افزایش عدد St در زوایای 75° و 90° بررسی‌های متعددی صورت پذیرفته است. در بیشتر این تحقیقات به اثرگذاری ادی‌های بزرگ در زوایای کم ($15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$) به عنوان منبع اصلی صوت و ادی‌های کوچک به عنوان منبع اصلی صوت در زوایای بالا ($75^\circ, 90^\circ$) و در

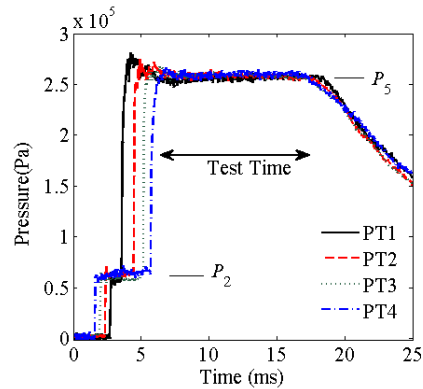


Fig. 8 pressure history of the four piezoelectric pressure sensors positioned in the driven shock tube

شکل 8 فشار ثبت شده در سنسورهای فشار در قسمت کم فشار تونل

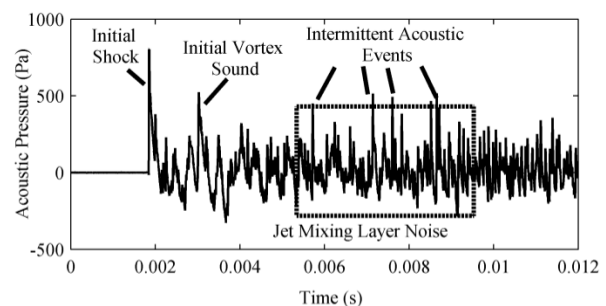


Fig. 9 Time history of the acoustic pressure signals captured by the microphone at 45 degrees to jet axis after the rupture of the reservoir diaphragm

شکل 9 سیگنال صوتی جت آزاد بر حسب زمان در $\theta = 45^\circ$ پس از انهدام دیافراگم نازل

متناوب¹ در دوردست جت دیده می‌شوند. جهت اطمینان از صحت نتایج، صوت حاصل از لایه برشی جت در زوایای مختلف با نتایج به دست آمده از تجهیزات تولید جت با دمای 950 کلوین و عدد ماخ 1.4 مقایسه شده‌اند [24]. شکل 10 نتایج مقایسه سطح تراز صوتی² با نتایج جت پایا در زوایای مختلف را نشان می‌دهد.

تبدیل موجک پیوسته³ ابزار مناسبی برای بررسی فرکانس-زمان

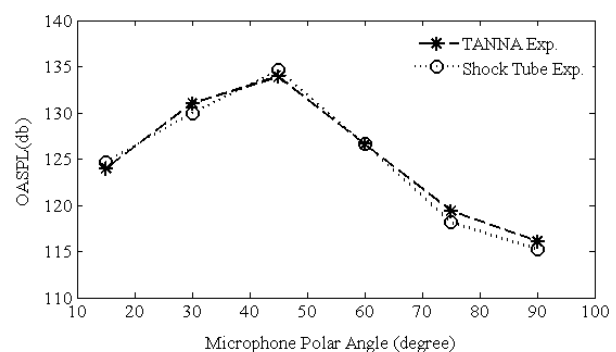


Fig. 10 Overall sound pressure level (OASPL) at different polar angles in experiments conducted by Tanna at $M=1.4$ and $T_t=950K$ [24]

شکل 10 نتایج مقایسه سیگنال صوتی با نتایج جت پایا در دمای 950 کلوین و عدد ماخ 1.4 در زوایای مختلف [24]

⁴ Scale

⁵ Mother Wavelet

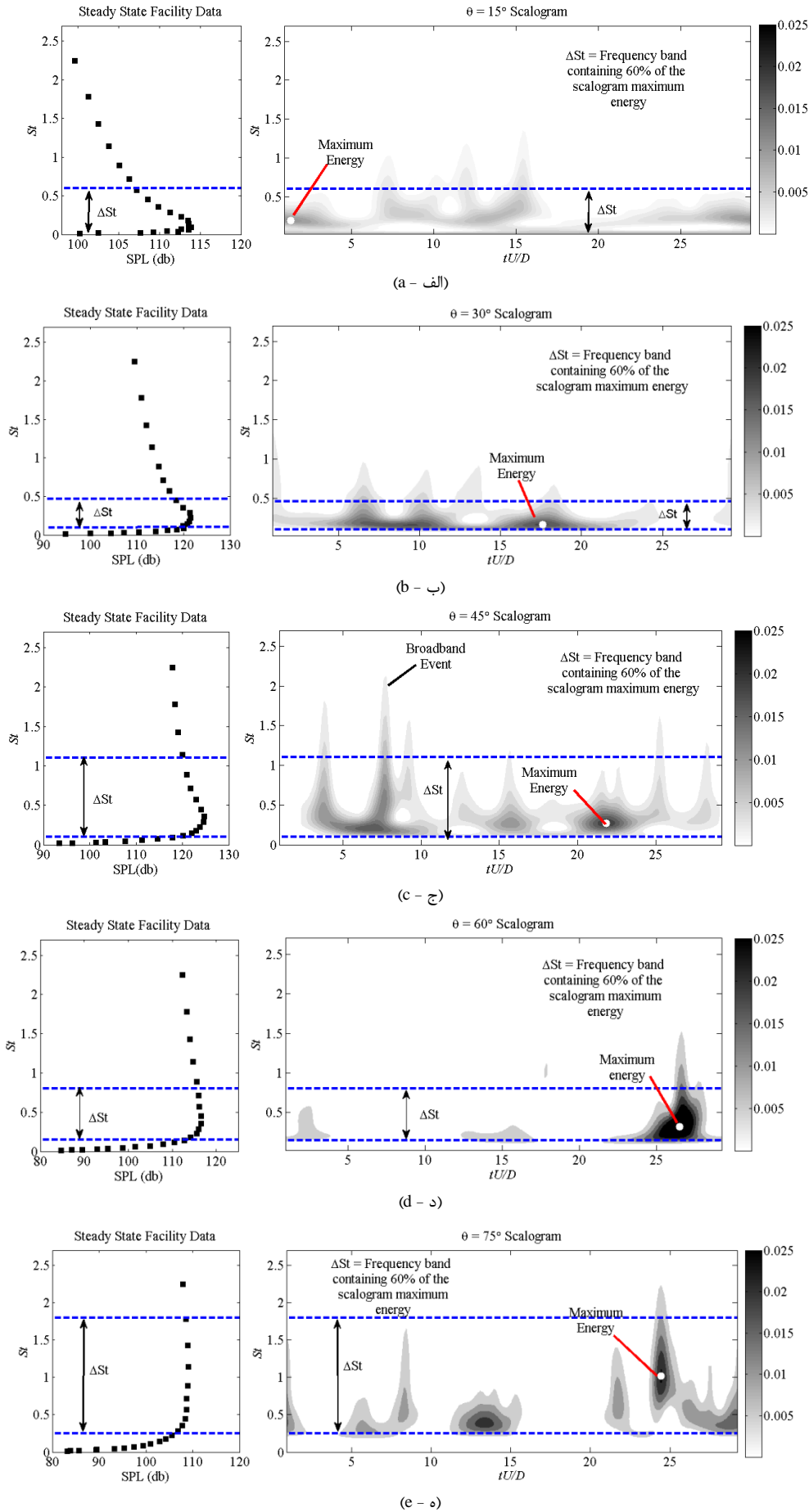
⁶ Pseudo-Frequency

⁷ Scalogram

¹ Intermittent

² Overall Sound Pressure Level

³ Continuous wavelet transform



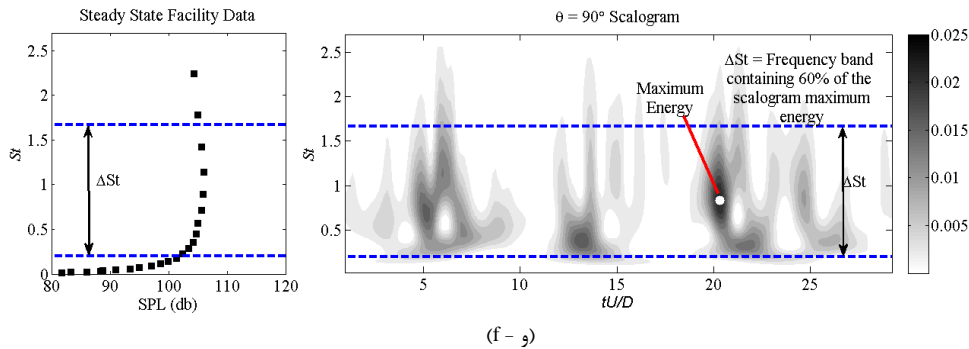


Fig. 11. The scalogram of acoustic pressure signal of the microphones at different polar angles at a) $\theta = 15^\circ$, b) $\theta = 30^\circ$ c) $\theta = 45^\circ$ d) $\theta = 60^\circ$, e) $\theta = 75^\circ$ and f) $\theta = 90^\circ$.

شکل 11 اسکالوگرام سیگنال صوتی جت آزاد در الف) $\theta = 15^\circ$ ب) $\theta = 30^\circ$ ج) $\theta = 45^\circ$ د) $\theta = 60^\circ$ ه) $\theta = 75^\circ$ و) $\theta = 90^\circ$

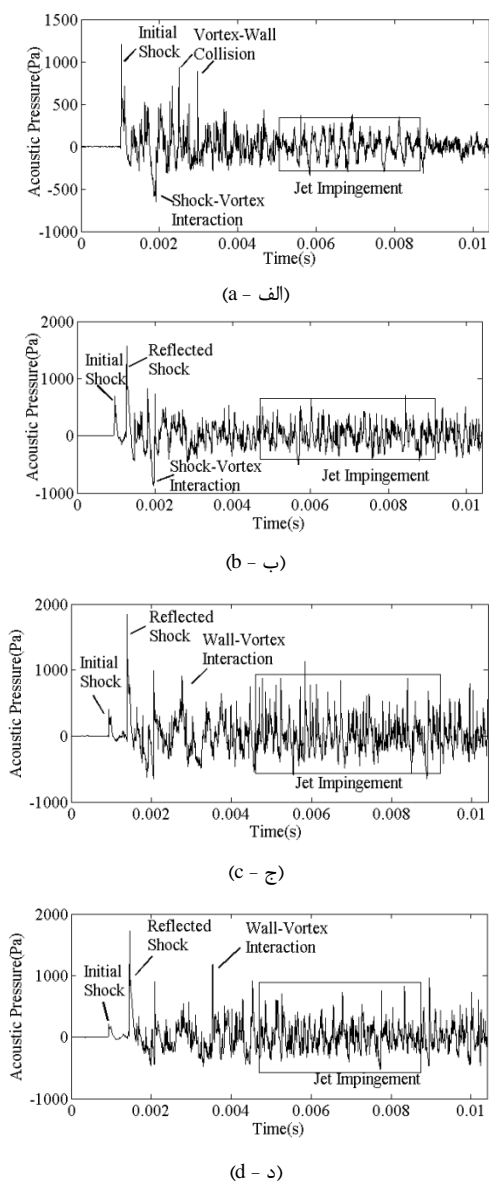


Fig. 12 Impinging jet acoustic signal at $r=40D$ for a) $\theta = 15^\circ$ b) $\theta = 30^\circ$ c) $\theta = 45^\circ$ d) $\theta = 60^\circ$

شکل 12 سیگنال صوتی ناشی از جت برخوردی در زوایای الف) $\theta = 15^\circ$ ب) $\theta = 30^\circ$ ج) $\theta = 45^\circ$ د) $\theta = 60^\circ$ در فاصله $40D$ نسبت به نقطه برخورد

نتیجه فرکانس بالای صوت حاصل در این زوایا اشاره شده است [28,27]. ادامه سیگنال صوتی حاصل از جت برخوردی مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل 12 سیگنال صوتی ناشی از جت برخوردی برحسب زمان در زوایای $\theta = 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ و در فاصله $40D$ نسبت به نقطه برخورد (زوایا مطابق شکل 4-ب) را نشان می‌دهد.

در تمامی نمودارها در ابتدا یک قسمت گذرا دیده می‌شود که شامل موج ضربه‌ای اولیه¹، موج ضربه‌ای انعکاسی، صوت حاصل از برخورد گردابه با صفحه و در نهایت صوت حاصل از برخورد جت با صفحه می‌باشد. ترتیب این فرایندها در مطالعات موروگان مورد اشاره قرار گرفته است [12]. با افزایش زاویه قرارگیری میکروفون نسبت به صفحه برخورد، قدرت موج ضربه‌ای اولیه کاهش پیدا می‌کند. دلیل این امر این است که موج ضربه‌ای در راستای انتشار به صورت قائم بوده و با افزایش زاویه و در کناره‌ها به صورت مایل و با قدرت کمتر منتشر می‌شود. با توجه به اینکه موج ضربه‌ای انعکاسی به صورت عمود بر صفحه منتشر می‌شود، با افزایش زاویه به موج قائم نزدیکتر شده و قدرت بیشتری خواهد داشت. در زوایای $\theta = 15^\circ, 30^\circ$ صوت حاصل از برخورد موج ضربه‌ای و گردابه با قدرت بالا مشاهده می‌شود که این پدیده در مطالعات تحلیلی پیشین به اثبات رسیده است [29,14,12]. نکته بسیار مهم در $\theta = 15^\circ$ پدید آمدن یک سیگنال صوتی نوسانی منظم در زمان برخورد جت با صفحه است. این ساختار مربوط به لایه برشی جت نیست چون در صوت حاصل از رویدادهای آکوستیکی (همانطور که در جت آزاد مشاهده شد) به صورت قله‌های سیگنال صوتی با رویدادهای آکوستیکی دیده می‌شوند [23].

برای بررسی دقیقتر سیگنال صوتی جت برخوردی، اسکالوگرام‌های مربوطه در شکل 13 ترسیم شده‌اند. تفاوت ساختاری صوت در $\theta = 15^\circ$ با سایر زوایا مشخص است. در $\theta = 15^\circ$ صوت دارای دو مشخصه می‌باشد که آنرا از صدای ناشی از لایه برشی مجزا می‌کند:

- در یک فرکانس مشخص ($St \sim 0.2$) است.
 - در حوزه زمان تقریباً پیوسته وجود دارد. در مورد صوت حاصل از لایه برشی اشاره شد که به صورت رویدادهای مجزا و پراثری دیده می‌شوند.
- در ابتدا باید فرکانس دقیق صوت در $\theta = 15^\circ$ به دست آید. شکل 14

¹ Initial Shock Wave

دست می‌دهد.

$$\frac{n \pm p}{f_n} = \int_0^h \left(\frac{dh}{C_i} + \frac{dh}{C_a} \right) \quad (21)$$

h فاصله نازل از دیواره، C_i سرعت انتقال ساختارهای بزرگ است که براساس مطالعه کروتاپالی [15] مقدار آن برابر است با C_a و $C_i = 0.52 U_j$ سرعت امواج آکوستیک است که به بالادست حرکت می‌کنند. عدد صحیح n مربوط به موده‌های نوسانی، p تاخیر فازی بین امواج آکوستیک نوسانات جابه‌جایی است.

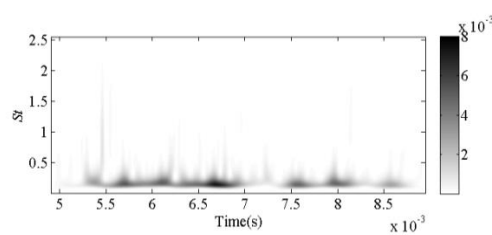
در عدد ماخ و دمای سکون مشابه مطالعه حاضر قویترین امواج صوتی حاصل از حلقه بازگشتی در مود سوم ($n = 3$) اتفاق می‌افتد [30,18]. با توجه به عدم وجود صفحه برآ، اختلاف فاز در سیگنال وجود نخواهد داشت ($p = 0$) [15]. با قرار دادن پارامترهای فوق در رابطه پاول، مقدار فرکانس حلقه بازگشتی برابر با 4236 به دست می‌آید که با نتیجه تجربی به دست آمده (4215) تطبیق مناسبی دارد.

5- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

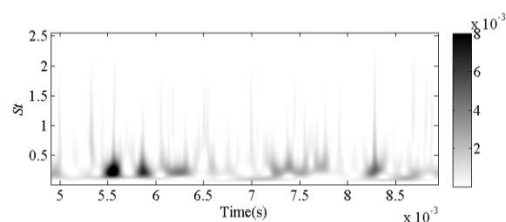
در مقاله حاضر صوت حاصل از جت برخوردی با دمای سکون 950 کلون و عدد ماخ 1.4 به صورت گذرا مورد بررسی قرار گرفت. این جت توسط لوله موج ضربه‌ای انعکاسی تولید شده است. با توجه به اینکه در این مطالعه لوله موج ضربه‌ای انعکاسی برای اولین بار در ایران طراحی شده و مورد آزمایش قرار گرفت، در ابتدا روند طراحی و ساخت لوله موج ضربه‌ای جهت تولید جت با دمای سکون 950 کلون و عدد ماخ 1.4 به طور خلاصه توضیح داده شد. سپس صوت حاصل از جت آزاد در دوردست توسط تابع موجک پیوسته مورد تحلیل قرار گرفت. همچنین صوت حاصل از لایه برشی جت در داماس سکون 950 کلون و عدد ماخ 1.4 با نتایج صوت حاصل از جت در شرایط مشابه که با تجهیزات پایا تولید شده بودند مقایسه شد که انطباق بسیار مناسبی بین نتایج دیده می‌شود. در این مرحله نشان داده شد که صوت حاصل از لایه برشی جت به صورت رویدادهای پرنرزی صوتی در حوزه زمان دیده می‌شوند. سپس صوت حاصل از جت برخوردی توسط نمودارهای انرژی مورد تحلیل قرار گرفتند. نشان داده شد که دامنه صوت حاصل از موج ضربه‌ای اولیه با افزایش زاویه قرارگیری میکروفون نسبت به صفحه برخورد، کاهش می‌یابد در حالی که موج ضربه‌ای انعکاسی رفتاری برعکس از خود نشان داده و دامنه آن با افزایش زاویه افزایش می‌یابد. در زوایای کم صوت حاصل از برخورد موج ضربه‌ای با گردابه دارای دامنه قوی است در حالیکه در زوایای زیاد صوت حاصل از برخورد گردابه به دیوار بیشتر دیده می‌شوند. دلیل این پدیده جهت‌دار بودن صوت حاصل از برخورد موج ضربه‌ای به گردابه و همچنین گردابه به صفحه می‌باشد که در مطالعات تحلیلی پیشین به اثبات رسیده است. نکته مشاهده شده مهم این است که حلقه بازگشتی به سرعت پس از تشکیل جت تشکیل می‌شود. این موضوع نشان می‌دهد که حلقه بازگشتی باید در بررسی‌های گذرا همانند (صوت لحظه پرتاب حامل ماهواره) مورد توجه قرار گیرد. فرکانس این صوت که در زوایای خاصی دیده می‌شود با روابط تحلیلی تطبیق داده شد. با استفاده از اسکالوگرام انرژی صوتی نشان داده شد که صوت حاصل از حلقه بازگشتی (بر خلاف صوت حاصل از لایه برشی جت) در زمان پیوسته بوده و در فرکانس مشخصی تشکیل می‌شود. این نکته دلیل اثرات مخرب حلقه بازگشتی صوتی بر محیط اطراف را مشخص می‌کند.

نمودار طیف انرژی فرکانسی سیگنال صوتی در زاویه $\theta = 15^\circ$ را نشان می‌دهد.

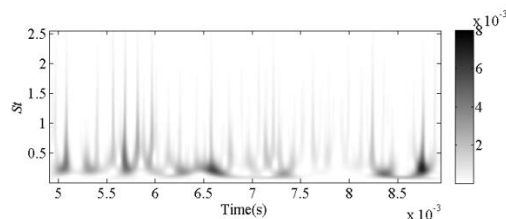
رابطه پاول (21) فرکانس حلقه بازگشتی f_n را به صورت تحلیلی به



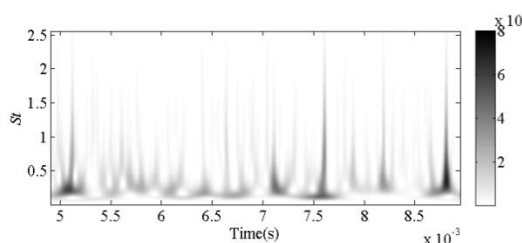
(الف - ا)



(ب - ب)



(ج - ج)



(د - د)

Fig. 13 Impinging jet acoustic signal scalogram at $r=40D$ for a) $\theta = 15^\circ$ b) $\theta = 30^\circ$ c) $\theta = 45^\circ$ d) $\theta = 60^\circ$

شکل 13 اسکالوگرام سیگنال صوتی ناشی از جت برخوردی برحسب زمان در زوایای (الف) $\theta = 15^\circ$ (ب) $\theta = 30^\circ$ (ج) $\theta = 45^\circ$ (د) $\theta = 60^\circ$ در فاصله 40D نسبت به نقطه برخورد

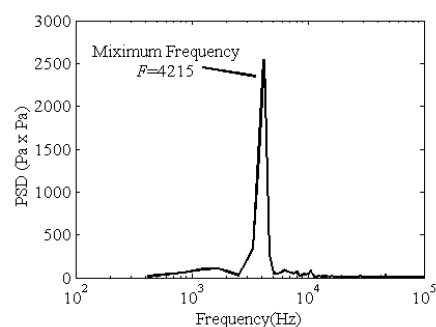


Fig. 14 Acoustic Signal PSD at $\theta = 15^\circ$

شکل 14 نمودار طیف انرژی فرکانسی سیگنال صوتی در زاویه $\theta = 15^\circ$

6- فهرست علائم

سرعت صوت (ms^{-1})	a
قطر خروجی نازل (m)	D
طول (m)	L
عدد ماخ	M
عدد اشتروهل	St
جرم مولکولی (kg)	m
فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)	P
دما (K)	T
ثابت گازها	R
مقیاس موجک	S
زمان (s)	t
سرعت جت (ms^{-1})	U
سرعت جت نسبت به تجهیزات آزمایش (ms^{-1})	u
سرعت موج ضربه‌ای نسبت به تجهیزات آزمایش (ms^{-1})	V
گرمای ویژه فشار ثابت ($\text{J/g } ^\circ\text{C}$)	C_p
گرمای ویژه حجم ثابت ($\text{J/g } ^\circ\text{C}$)	C_v

علائم یونانی

درصد جرمی هلیوم در قسمت پرفشار تونل	χ
تابع موجک	ψ
نسبت گرمای ویژه	γ

زیرنویس‌ها

هو	air
هلیوم	Helium
بهینه	opt
موج ضربه‌ای انعکاسی در هلیوم	RHe
موج ضربه‌ای انعکاسی از سطح تماس	RR
قسمت پرفشار لوله	D
قسمت کم فشار لوله	DT
موج ضربه‌ای	s
آزمایش	exp

7- مراجع

- ring impinging on a wall, *Fluid Dynamics Research*, Vol. 21, No. 3, pp. 139-157, 1997.
- [6] R. Mariani, *Compressible vortex rings and their interaction with stationary surfaces*, PhD. Thesis, University of Manchester, 2012.
- [7] K. Kontis, R. An, J. A. Edwards, Compressible vortex-ring interaction studies with a number of generic body configurations, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 12, pp. 2962-2978, 2006.
- [8] R. Mariani, K. Kontis, Analysis of the flow dynamics of compressible vortex rings using compressible gases, *Proceedings of the 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Netherlands, 2009.
- [9] R. Mariani, K. Kontis, Effects of exit nozzle diameter on compressible vortex rings flow structure, *Proceeding of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, January 5-8, 2009.
- [10] R. Mariani, K. Kontis, Experimental studies on coaxial vortex loops, *Physics of Fluids*, Vol. 22, No. 12, pp. 126102, 2010.
- [11] T. Murugan, S. De, C. Dora, D. Das, Numerical simulation and PIV study of compressible vortex ring evolution, *Shock waves*, Vol. 22, No. 1, pp. 69-83, 2012.
- [12] T. d. Murugan, D. Das, On the wall interaction of compressible vortex rings and associated noise, *Proceeding of 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Miami, Florida, June 25-28, 2007.
- [13] J. A. Housman, M. F. Barad, C. C. Kiris, Space-time accuracy assessment of cfd simulations for the launch environment, *Proceeding of 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, June 27-30, 2011.
- [14] Y. Nakashima, O. Inoue, Sound generation by a vortex ring collision with a wall, *Physics of Fluids*, Vol. 20, No. 12, pp. 126104, 2008.
- [15] A. Krothapalli, E. Rajkuperan, F. Alvi, L. Lourenco, Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 392, pp. 155-181, 1999.
- [16] A. Powell, The sound-producing oscillations of round underexpanded jets impinging on normal plates, *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 83, No. 2, pp. 515-533, 1988.
- [17] M. M. A. Alam, *Study on Flow Characteristics of Supersonic Moist Air Impinging Jets*, PhD. Thesis, Saga University, Japan, 2011.
- [18] J. P. Gustavsson, P. A. Ragaller, R. Kumar, F. S. Alvi, Temperature effect on acoustics of supersonic impinging jet, *Proceeding of 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conferenc*, Stockholm, Sweden, June 7-9, 2010.
- [19] W. J. Loubsky, J. Reller Jr, *Analysis of tailored-interface operation of shock tubes with helium-driven planetary gases*, NASA-TN-D-3495, 1966.
- [20] D. R. Kirk, D. O. Creviston, I. A. Waitz, Aeroacoustic measurement of transient hot nozzle flows, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, pp. 928-935, 2001.
- [21] L. Pennelegion, P. Gough, The Change in Shock-Tunnel Tailoring Mach Number Due to Driver Gas Mixtures of Helium and Nitrogen, *Aerounatical Research Council*, Report No. 3398, Britain, 1965.
- [22] A. G. Gaydon, I. R. Hurlle, *The shock tube in high-temperature chemical physics*, First Edition, Reinhold Publishing Corporation, London, 1963.
- [23] J. I. Hileman, B. S. Thurrow, E. J. Caraballo, M. Samimy, Large-scale structure evolution and sound emission in high-speed jets: real-time visualization with simultaneous acoustic measurements, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 544, pp. 277-307, 2005.
- [24] H. Tanna, P. D. Dean, R. H. Burrin, *The Generation and Radiation of Supersonic Jet Noise. Volume 3. Turbulent Mixing Noise Data*, DTIC Document, No. LG76ER0133-VOL-3, 1976.
- [25] M. Koenig, A. Cavalieri, P. Jordan, J. Delville, Y. Gervais, D. Papamoschou, M. Samimy, S. Lele, Farfield filtering and source imaging for the study of jet noise, *Proceeding of 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conferenc*, Stockholm, Sweden, June 7-9, 2010.
- [26] M. Farge, Wavelet transforms and their applications to turbulence, *Annual Review Of Fluid Mechanics*, Vol. 24, No. 1, pp. 395-458, 1992.
- [27] C. K. Tam, K. Viswanathan, K. Ahuja, J. Panda, The sources of jet noise: experimental evidence, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 615, No. 1, pp. 253-292, 2008.
- [28] C. K. Tam, M. Golebiowski, J. M. Seiner, On the two components of turbulent mixing noise from supersonic jets, *Proceeding of 2nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Pennsylvania, America, May 6-8, 1996.
- [29] T. Shimizu, Y. Watanabe, T. Kambe, Scattered waves generated by shock wave and vortex ring interaction, *Fluid Dynamics Research*, Vol. 27, No. 2, pp. 65-90, 2000.
- [30] R. Gojon, C. Bogey, O. Marsden, Large-eddy simulation of underexpanded round jets impinging on a flat plate 4 to 9 radii downstream from the nozzle, *21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, pp. 2210-2228, 2015.
- [1] T. Shimizu, M. Koder, N. Tsuboi, Internal and external flow of rocket nozzle, *The Earth Simulator*, Vol. 9, pp. 19-26, 2008.
- [2] R. E. Caïmi, R. N. Margashayam, J. F. Nayfeh, K. Thompson, *Rocket Launch-Induced Vibration And Ignition Overpressure Response*, NASA Technical Reports Server, 2001.
- [3] H. Oertel, *Kinematics of Mach waves inside and outside supersonic jets, Recent Developments in Theoretical and Experimental Fluid Mechanics*, pp. 121-136, Berlin: Springer, 1979.
- [4] J. Baird, Supersonic vortex rings, *The Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. Vol. 409, No. 1836, pp. 59-65, 1987.
- [5] T. Minota, M. Nishida, M. Lee, Shock formation by compressible vortex