

ارزیابی تجربی عملکرد نازل ماوراء صوت بهینه ماخ ۶

در تونل شوک

شاهد ملکی پور^۱، ایمان بهمن جهرمی^{۲*}، میثم محمدی امین^۳

۱-دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

۲-استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

۳-استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۷/۳۰ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۰۱)

چکیده

در مقاله حاضر، عملکرد یک نازل ماوراءصوت ماخ ۶ طراحی شده جهت نصب در تونل شوک انعکاسی بصورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. منظور از عملکرد نازل، ایجاد جریان یکنواخت در خروجی، زمان آزمایش مناسب و مسئله آغاز جریان درون نازل است. این نازل با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مدرن بر پایه یک نازل همگرا-واگرای کلاسیک طراحی شده است. همچنین طراحی و ساخت یک پراب ریک فشار کل برای ارزیابی کیفیت جریان در مقطع آزمون ارائه شده است. در بررسی جریان‌های ماورای صوت، حساسیت جریان به وجود انواع اغتشاش و همچنین نوسانات ناشی از امواج آکوستیک از پیچیدگی‌های کار است. از این رو در جریان ماورای صوت، ملاحظات مربوط به طراحی محفظه آزمون و همچنین هندسه ریک اندازه‌گیری فشار اهمیت دوچندان دارند. بنابراین چالش‌های طراحی پراب ریک فشار کل درون محفظه آزمون و تست بررسی شده و راهکارهای حل مسئله در تونل شوک پژوهشگاه هوافضا (ARIST) ارائه شده است. در مقاله حاضر دینامیک موج ضربه-ای انعکاسی در لوله شوک و امواج آغازین در مقطع آزمون مورد بررسی قرار گرفته است. فشار بالادست نازل با ۴ درصد خطا تطابق خوبی با مقادیر طراحی دارد. توزیع عدد ماخ با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار در انتهای نازل ارائه شده است. در نهایت توزیع عدد ماخ در خروجی نازل با نتایج تحلیل عددی مقایسه شده است که خطای حدود ۳ درصد را نشان می‌دهد. یکنواختی جریان در انتهای نازل که به روش عددی و تجربی مشاهده شده است، کارآمدی روش طراحی بهینه نازل ماورای صوت را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: تونل شوک، جریان ماوراءصوت، نازل بهینه، مقطع آزمون، ریک فشار کل

Experimental investigation of Mach 6 optimal hypersonic nozzle performance in shock tunnel

Shahed Malekipour, Iman Bahman-Jahromi, Meysam Mohammadi-Amin

Abstract

The performance of a Mach 6 Hypersonic nozzle designed to be installed in a reflective shock tunnel has been experimentally investigated in this paper. The purpose of nozzle performance is to create a uniform flow at the outlet and a suitable test time considering the starting flow inside the nozzle. This nozzle is designed using modern optimization methods based on a classic converging-diverging nozzle. Also, the design and construction of a total pressure rake is presented to evaluate the flow quality in the test section. The complexity of investigating hypersonic flows is the sensitivity of the flow to the existence of various types of disturbances and also fluctuations caused by acoustic waves. Therefore, in hypersonic flow, considerations related to the design of the test section as well as the geometry of the pressure rake are very important. In this paper, the dynamics of the reflected shock wave in the shock tube and the starting waves in the test section are investigated. The pressure upstream of the nozzle is in good agreement with the design values with an error of 4%. The Mach number distribution is presented by measuring the pressure distribution at the end of the nozzle. Finally, the Mach number distribution at the nozzle outlet has been compared with the numerical results which shows an error about 3%. The uniformity of the flow at the end of the nozzle, which has been observed numerically and experimentally, shows the effectiveness of the optimal design method of the hypersonic nozzle.

Key words: Shock tunnel, Hypersonic flow, Optimal nozzle, Test section, Total pressure rake

مقدمه

در سال‌های اخیر کاربرد وسیله‌های پرنده سرنشین‌دار و بدون سرنشین در سطوح نظامی و غیرنظامی با کاربردهای هوایی و فضایی که در سرعت‌های ماوراءصوت پرواز می‌کنند توسعه چشمگیری داشته است. توانمندی محققین در شبیه‌سازی شرایط پرواز در آزمایشگاه‌های زمینی عامل عمده پیشرفت‌هایی بوده که در زمینه علوم هوایی و فضایی رخ داده است. بی‌شک تونل‌های باد مهمترین ابزار آزمایشگاهی هستند که در شناسایی پدیده‌ها و طراحی وسایل پرنده نقش دارند. با توجه به پیشرفت‌هایی که کشور در زمینه علوم هوافضا داشته است و نیاز روزافزون به توسعه دانش و ابزارهای مورد استفاده در طراحی وسایل پرنده ماوراءصوت، مخصوصاً در برنامه‌های فضایی، فقدان تجهیزات تست زمینی مناسب، کالیبره و عملیاتی در چنین جریان‌هایی به شدت احساس می‌گردد. برای دستیابی به انتالپی کل و فشار کل بالا، تجهیزات ضربه‌ای با زمان آزمایش کوتاه مانند تونل‌های شوک انعکاسی و لوله‌های انبساطی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

با توجه به مطالعات امکانسنجی در این پژوهش با طراحی و توسعه یک تونل شوک، می‌توان شرایط لازم و مناسب را برای تست رژیم ماوراءصوت فراهم نمود.

در مورد مطالعات وسایل بازگشت به جو ماوراءصوت می‌توان به برنامه X-38 اشاره نمود که تلاش مشترکی بود بین NASA و آژانس فضایی اروپا (ESA). هدف این برنامه رسیدن به فن‌آوری‌های مورد نیاز برای توسعه وسیله بازگشتی سرنشین‌دار (CRV) برای ایستگاه فضایی بین‌المللی (ISS) بود. محاسبات آیرودینامیک و آیرودینامیک X38/CRV بر اساس تست‌های زمینی و تحلیل‌های عددی توسط هوروات و همکاران (۲۰۰۰) انجام شده است [۱]. هانمن و همکاران (۲۰۰۱) در HEG اولین آزمایش‌ها را در انتالپی مخصوص کل تا 22 MJ/kg ($u_\infty = 6000 \text{ m/s}$) برای اندازه‌گیری فشار و شار حرارتی بر روی X-38 به انجام رساندند [۲].

به طور کلی در سال‌های اخیر، با تازه شدن رویکردهای تحقیقاتی در حوزه پرواز ماوراءصوت و نگاه تجاری به فضا، توسعه تجهیزات آزمایشگاهی ماوراءصوت با سرعت بیشتری رو به جلو حرکت می‌کند. همچنین، تجهیزات غیرفعال در سرتاسر دنیا دوباره فعال شده و برخی هم ارتقا یافته‌اند. در آسیا هم

کشورهایی مانند روسیه، ژاپن، چین، مالزی و استرالیا به طور فعال در زمینه آیرودینامیک تجربی ماوراءصوت مخصوصاً با استفاده از تونل‌های شوک فعالیت می‌کنند.

بررسی الگوی جریان در تونل‌های شوک، از جمله زمینه‌های جذاب در ایجاد و بهینه‌سازی تجهیزات تست ماوراءصوت است. کیم و همکاران (۲۰۱۷) رفتار جریان در ماخ ۶ را در یک تونل شوک مورد بررسی قرار داده‌اند [۳]. استینت (۲۰۲۰) در دانشگاه کوپینز لند به عنوان رساله دکتری خود بر روی توسعه یک تونل شوک بزرگ و افزایش زمان تست کار کرده است [۴]. گو و هربرت (۲۰۲۰) از دانشگاه آخن (یکی از دانشگاه‌های فعال در زمینه آیرودینامیک ماوراءصوت) نیز به بررسی قابلیت‌ها و محدودیت‌های تجهیزات ماوراءصوت حاضر پرداخته‌اند [۵]. برای مطالعه بیشتر پیرامون جنبه‌های مختلف پرواز ماوراءصوت و پیشرفت‌های حاصله می‌توان به مرجع [۶ و ۷] مراجعه نمود. در این مقاله ابتدا به معرفی روش طراحی نازل ماوراءصوت تونل شوک انعکاسی^۱ ARIST پرداخته شده و در ادامه، ملاحظات طراحی و ساخت ریک فشار کل برای ارزیابی کیفیت جریان در مقطع آزمون مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه پس از پرداخت به سنسورینگ و سیستم داده برداری، نحوه انجام آزمایش تشریح شده و در نهایت صحت سنجی نتایج طراحی با داده‌های تست انجام شده است.

ملاحظات طراحی نازل ماوراءصوت

هدف از طراحی تونل شوک تولید شرایط آزمون با عدد ماخ ماوراءصوت (ماخ ۶) و دمای سکون بالا (حدود ۶۰۰ کلوین) است که به طور ایده‌آل منبسط شده باشد. نمای کلی از تجهیز تونل شوک، نازل و مقطع آزمون در شکل ۱ نشان داده شده است. تونل شوک انعکاسی به طور کلی متشکل از یک لوله پرفشار^۲، یک لوله کم فشار^۳، مقطع دیافراگم اصلی، دیافراگم ثانویه، نازل همگرا-واگرا و تانک تخلیه می‌باشد.

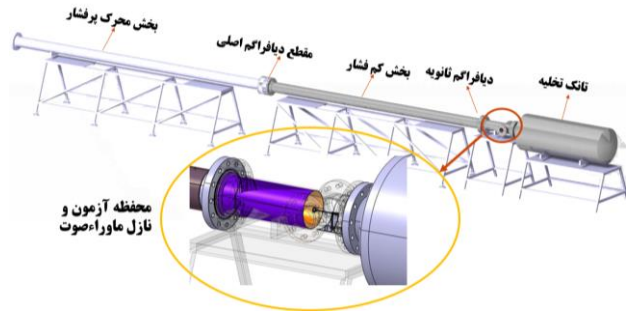
^۱ Reflected shock tunnel

^۲ Driver

^۳ Driven

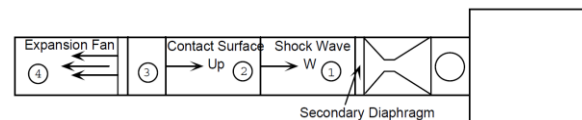
در چنین تجهیزاتی که جریان به صورت لحظه‌ای برقرار می‌شود، باید زمان آزمایش کافی در اختیار قرار گیرد. بنابراین طراحی به گونه‌ای صورت گرفته است که تونل شوک در شرایط عدد ماخ ۶ و دمای سکون نسبتاً بالا، بیشترین زمان آزمایش را در دسترس قرار دهد. به این منظور از طرح تونل شوک انعکاسی استفاده شده است که نسبت به تونل‌های غیرانعکاسی زمان تست بیشتری را به دست می‌دهد. در تونل‌های انعکاسی شرایطی تعریف می‌شود که پس از برخورد موج ضربه‌ای منعکس شده از انتهای لوله شوک با سطح تماس دو گاز پرفشار و کم‌فشار، موج اغتشاشی در ناحیه ۵ (گاز ورودی به نازل) به وجود نمی‌آید. به این حالت، شرط تیلورد^۴ گفته می‌شود. برای مطالعه بیشتر پیرامون این موضوع می‌توان به مرجع [۴] مراجعه نمود. در کنار این موضوع باید به بازگشت امواج انبساطی ناشی از فروپاشی دیافراگم اصلی از انتهای دیگر لوله شوک نیز توجه نمود. طول لوله بخش پرفشار و طول لوله بخش کم‌فشار با توجه به سرعت امواج انبساطی و موج ضربه‌ای باید آنقدر باشد که بازگشت امواج انبساطی موجب کاهش فشار ناحیه ۵ نشود و زمان تست را کاهش ندهد. بیشترین زمان آزمایش در شرایط تیلورد و نسبت طول بهینه (بخش پرفشار به بخش کم‌فشار) به دست می‌آید. البته در عمل، زمان آزمایش از مقدار حاصل از روابط تحلیلی کمتر خواهد بود. دلیل این امر، پدیده‌های غیر ایده‌آل هستند که در طول آزمایش اتفاق می‌افتند. از جمله این اثرات غیرایده‌آل می‌توان به پدیده‌های سه بعدی ناشی از انهدام دیافراگم و همچنین به وجود آمدن ناحیه تماس به جای سطح تماس اشاره کرد. البته مهمترین پدیده غیر ایده‌آل، رشد لایه مرزی پشت موج ضربه‌ای می‌باشد. برای مطالعه بیشتر پیرامون طراحی نازل ماوراءصوت می‌توان به مراجع [۸] مراجعه نمود.

در زمینه طراحی نازل ماوراءصوت از گذشته تا امروز بیشتر رویکردهای کلاسیک در پیش گرفته شده است که مبتنی بر فرایندهای تکرار و استفاده از مدل‌های محاسباتی غیرلزج و دوبعدی مانند روش مشخصه‌ها^۵ بوده اند. در سال‌های اخیر با توجه به پیشرفت توان محاسباتی پردازنده‌ها و پیش رفت استراتژی‌های بهینه‌سازی و گسترش مکانیزم‌های طراحی بهینه، تلاش‌های محدودی برای استفاده از این رویکردها به

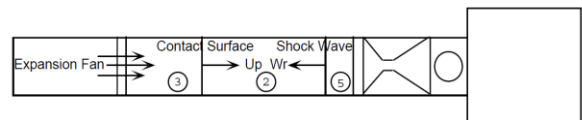


شکل ۱- تونل شوک انعکاسی ARIST

مشخصات کامل و نحوه طراحی این تونل شوک در مرجع [۹] ارائه شده است. دیافراگم اصلی بر اثر اختلاف فشار بین گاز پرفشار (P4) و گاز کم‌فشار (P1) پاره می‌شود. ناپیوستگی فشاری که پس از فروپاشیدن دیافراگم ایجاد می‌شود به صورت یک موج ضربه‌ای قائم در بخش کم‌فشار و به صورت یک دسته موج انبساطی در بخش پرفشار منتشر می‌گردد. همانطور که موج قائم در بخش متحرک با سرعت W حرکت می‌کند، فشار و دمای پشت خود را بالا می‌برد و یک سرعت جریان U_p القا می‌کند. سطح تماس بین گاز پرفشار و گاز کم‌فشار نیز با سرعت U_p به سمت پایین دست حرکت می‌کند. وقتی این موج ضربه‌ای به انتهای لوله شوک می‌رسد، باعث فروپاشیدن دیافراگم دوم در ورودی نازل می‌شود و تقریباً به طور کامل منعکس می‌گردد. به این ترتیب در پشت این موج منعکس شده، شرایط یک مخزن حاوی گازی ساکن با انتالپی بالا را به وجود می‌آورد. این گاز از طریق نازل تا مقطع تست منبسط می‌شود. سیستم امواج و نامگذاری نواحی تونل شوک در شکل ۲ نشان داده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۲- الف) سیستم امواج پس از فروپاشیدن دیافراگم اصلی

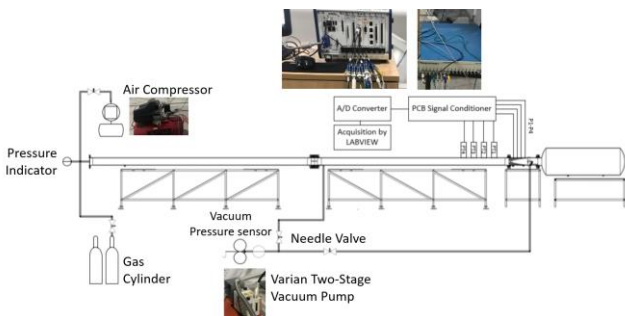
ب) امواج منعکس شده پس از برخورد با دیافراگم ثانویه

^۴ Tailored condition

^۵ Characteristics method

تجهیزات تونل شوک و سیستم داده برداری

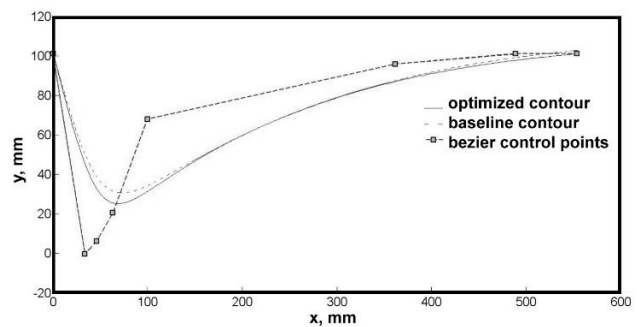
با توجه به ماهیت جریان مورد بررسی، فشار پایین، زمان تست کم و فرکانس بالای نوسانات فشار، در این پژوهش از سنسورهای فشاری با زمان پاسخ سریع استفاده می‌شود. با توجه به نیاز به حساسیت بالا، نسبت سیگنال به نویز بالا، تحمل دمای بالا و قابلیت دینامیک و استاتیک سنسور، سنسورهای PCB سری 102b16 استفاده خواهد شد. محدوده فشاری این سنسورها بسته به کاربرد آنها متفاوت است. خطای غیرخطی این سنسورها مطابق کاتالوگ محصول حدود ۰/۱٪ در مقیاس کامل بیان شده است. در شکل ۴ نمایی از یکپارچه سازی تجهیزات تونل شوک و سیستم داده برداری نشان داده شده است. لوله پرفشار با استفاده از کمپرسور و یا کپسول‌های گاز شارژ می‌شود. لوله کم فشار و مجموعه نازل، محفظه آزمون و تانک تخلیه به طور جداگانه توسط پمپ خلاء دو مرحله‌ای به فشار مورد نظر می‌رسند. برای داده برداری از تقویت کننده سیگنال مدل PCB-481A03 و کارت داده برداری NI PXIe-4499، ۲۴ بیتی استفاده می‌شود که نرخ داده برداری آن ۲۰۴٫۸ kS/s است.



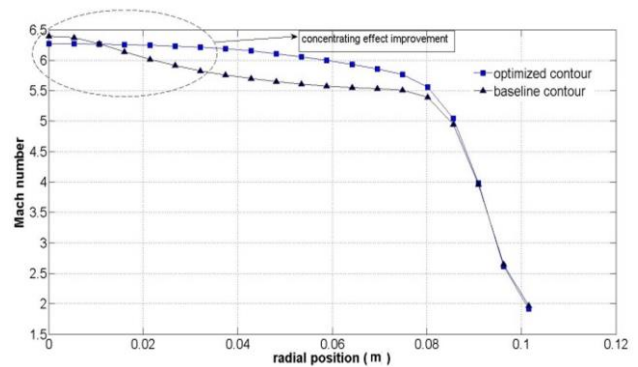
شکل ۴- تجهیزات تونل شوک و سیستم داده برداری ARIST

ایده طراحی استینگ و ریک اندازه گیری فشار و نیز نحوه قرارگیری پراب‌های اندازه‌گیری در تست‌های کالیبراسیون مقطع تست از منابع پژوهش‌های مشابه گرفته شده است. نمونه‌هایی از ریک‌های فشار در پژوهش‌های مشابه در شکل ۵ نشان داده شده است. یکی از ملاحظات آنکه در طراحی ریک فشار در رژیم ماورای صوت باید در نظر گرفته شود، عدد رینولدز بر حسب قطر پراب است. اندرکنش لزج بین جریان آزاد و جریان در ناحیه سکون جلوی پراب منجر به سطحی از انتقال انرژی و بالا رفتن فشار اندازه‌گیری شده می‌شود. بنابراین لازم است که فشار اندازه‌گیری شده بسته به شکل

عنوان رویکردهای مدرن صورت پذیرفته است. در این مسیر، با توجه به شکافی که در زمینه طراحی نازل ماوراءصوت با استفاده از رویکرد طراحی بهینه و به حداقل رساندن فرضیات ساده سازی وجود دارد، از این رویکرد استفاده شده است. همچنین در طراحی تجهیز مورد نظر همانطور که در آخرین پژوهش‌های این حوزه به صورت یک کمبود به چشم می‌آید و به آن اذعان شده است، مطالعه زمان ناپایای آغازش نازل در نظر گرفته شده است. روش طراحی بهینه نازل مورد نظر و نتایج شبیه‌سازی عددی آن در مرجع [۹] ارائه شده است. شکل نهایی این نازل در شکل ۳ ارائه شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۳- الف) مقایسه هندسه پایه با کانتور نازل بهینه برای ماخ ۶
ب) توزیع عدد ماخ در خروجی نازل برای نازل پایه و نازل بهینه

تغییرات عدد ماخ در صفحه خروجی نازل، برای دو هندسه اولیه و بهینه در این شکل قابل مشاهده است. تفاوت مشهودی در توزیع عدد ماخ بین نازل پایه و نازل بهینه سازی شده وجود دارد. همچنین همانطور که مشاهده می‌شود اثرات تجمعی اغتشاشات امواج انبساطی در محور نازل نیز کاهش یافته است.

مراجع مختلف با توجه به عوامل مختلف عدم قطعیت برای یک شرایط مشخص، تست را چندین بار تکرار کرده و تکرارپذیری نتایج را مورد تحلیل قرار می‌دهند [۱۲]. باید مطابق استاندارد مرجع [۱۳] خطاهای اتفاقی و بایاس در اندازه‌گیری‌ها مورد تحلیل قرار گیرد.

صحت‌سنجی نتایج طراحی تونل شوک

در این پژوهش در مراحل مختلف صحت نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. اولین مرحله پس از ساخت و تست لوله شوک انجام شده است که نتایج محاسبات تحلیلی با نتایج تست مقایسه شده‌اند. در این مرحله با بررسی عوامل خطا و عدم قطعیت و به حداقل رساندن آن‌ها، شرایط جریان در خروج از لوله شوک با الزامات مورد نیاز برای کاربرد در تونل شوک مقایسه شده است [۱۸]. این الزامات عبارتند از: نزدیک بودن مشخصه‌های جریان مانند فشار کل و دمای کل با فرضیات طراحی و نیز یکنواخت بودن شرایط جریان. مقدار عدم قطعیت برای فشار و دمای کل کمتر از ۰٫۵ درصد است.

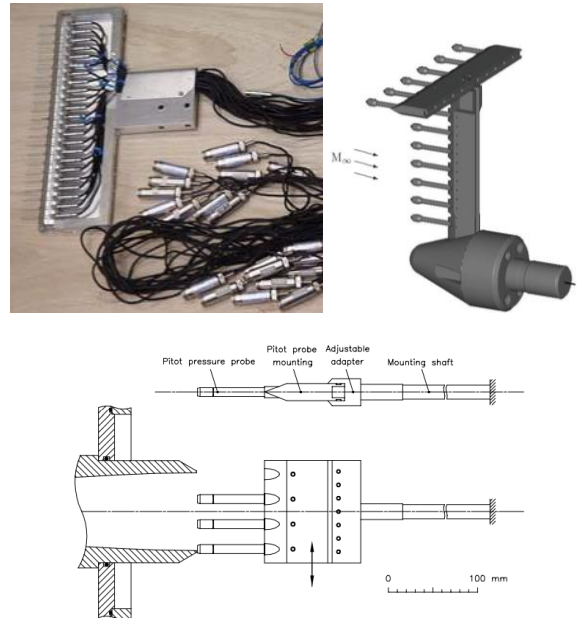
مرحله دوم پس از طراحی نهایی تونل صورت می‌گیرد که در آن نتایج طراحی با نتایج تحلیل‌های عددی مورد بررسی قرار گرفته‌اند [۹].

مرحله سوم پس از ساخت و راه‌اندازی تونل شوک انجام می‌شود که در آن نتایج کالیبراسیون مقطع تست با الزامات و نتایج مراحل طراحی و تحلیل‌های عددی مقایسه خواهند شد. مهمترین الزام در این زمینه یکنواخت بودن فشار پیتوت است. در بخش نتایج تجربی این مقاله، نتایج سرعت موج ضربه‌ای در روش تجربی و روش تحلیلی مقایسه شده است. همچنین توزیع عدد ماخ که با توزیع فشار پیتوت رابطه مستقیم دارد در بخش نتایج ارائه شده است.

ریک فشار کل در تونل شوک

اندازه‌گیری فشار پیتوت برای تعریف دقیق جریان بسیار مهم است. ولی اندازه‌گیری این پارامتر در تجهیزات ضربه‌ای معمولاً با نوسانات شدیدی همراه است، اگرچه مقدار متوسط فشار در بازه زمانی تست می‌تواند حالتی پایدار داشته باشد. میانگین‌گیری زمانی در تونل‌های شوک انعکاسی می‌تواند راه حل مناسبی باشد چون زمان تست آنقدر هست که بیش از پنجاه نوسان در این بازه اتفاق بیافتد.

پراب و رینولدز جریان کالیبره شود. هرچه عدد رینولدز کمتر باشد این اثر بیشتر می‌شود به طوری که برای رینولدزهای زیر ۱۰۰، فشار اندازه‌گیری شده دیگر صحیح نیست. این اثر به نام اثر بارکر^۶ شناخته می‌شود. بنابراین مطابق مرجع [۱۱]، اگر عدد رینولدز جریان (بر حسب سرعت جریان و قطر پراب) بیشتر از ۵۰۰ باشد نیازی به اصلاح فشار اندازه‌گیری شده نیست. در طراحی حاضر این مقدار حدود ۳۰۰۰ است.

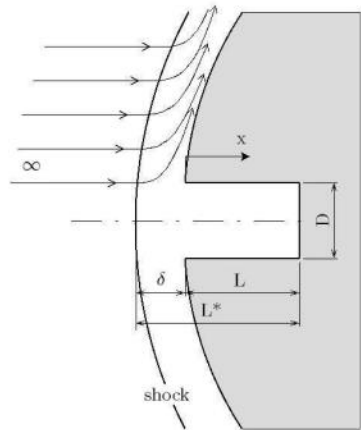


شکل ۵- ریک اندازه‌گیری فشار سکون در مقطع تست [۱۰-۸]

دلیل استفاده از سنسورهای فشاری به جای سیم داغ، وجود ذرات احتمالی در جریان (ناشی از فروپاشی دیافراگم) و نیز فشار دینامیک بالا و دمای سکون بالا در جریان است. یکی از منابع خطای احتمالی می‌تواند به خاطر عدم قطعیت در زاویه افقی سنسورها (موازی محور نازل) باشد که اگر این مقدار حدود ۲ تا ۳ درجه باشد، میزان خطای احتمالی حدود ۰٫۲٪ تا ۰٫۳٪ خواهد بود [۱۱]. برای اندازه‌گیری فشار مخزن نیز از سنسورهای پیزوالکتریک مشابه استفاده خواهد شد.

در مورد تکرارپذیری تست‌ها لازم به توضیح است که سیستم تونل شوک به دلیل اینکه یک سیستم ایزوله از محیط اطراف است، بسیاری از عوامل محیطی، تأثیری در شرایط تست نخواهد داشت. اما از طرفی عواملی چون نحوه فروپاشی دیافراگم می‌تواند در تکرارپذیری تست‌ها تأثیر داشته باشد. در

^۶ Barker effect



شکل ۶- تصویر شماتیک رزوناتور هارتمن در جریان ماوراءصوت

بیشتر مطالعات در تجهیزاتی انجام شده است که نویز جریان بالادست زیاد است. اما انگللام و همکاران رابطه نویز و رفتار تشدید را به صورت عددی و تجربی در یک تجهیز اصطلاحاً ساکت بررسی نمودند [۱۵]. طبق این تحقیق، در حفره های کوچک که نسبت طول به قطر کمتر از یک است، تشدید در اثر نویز جریان آزاد اتفاق می افتد. اما برای حفره های عمیق که نسبت طول به قطر بالایی دارند، جریان داخل حفره موجب تشدید می شود و نیازی به وجود نویز بالادست برای ایجاد نوسانات نیست. افزایش نسبت طول به قطر و عدد ماخ جریان منجر به مقادیر بالاتر تقویت نویز می شود.

در تجهیزات ضربه ای، به علت وجود سیستم امواج ضربه ای، اغتشاش بزرگی در جریان به وجود می آید و پاسخ امواج آغازین مربوط به رزونانس آکوستیک در حفره سر پراب موضوع جالبی برای بررسی بیشتر است. بوهافسکی و کوپستاف این موضوع را در یک حفره بر روی کره به صورت عددی بررسی کرده اند [۱۹]. در این پیکره بندی، نوسانات موج ضربه ای در لحظات آغازین بسیار زیاد است ولی بعد از چند نوسان، موج کمانی به حالت پایدار و نوسانات متناوب درمی آید. لادون و همکاران هم به صورت تجربی اثر اغتشاشات بزرگ بالادست را بر روی یک حفره بررسی کرده اند [۲۰]. در این مطالعات، رزونانس آکوستیک به خاطر اغتشاشات جریان آزاد وجود داشت. آن ها نشان دادند که اگرچه در ابتدا نوسانات شدیدی وجود دارد ولی این نوسانات با نسبت نمایی از فرکانس نوسانات اولیه میرا می شوند. برای نسبت طول به قطر بالا، این میرایی کاهش می یابد و رزونانس خود اتکا به اندازه ای بالاتر از حالت طبیعی رخ می دهد.

برای محافظت از سنسور فشار در پراب باید از نوعی صفحه محافظ در برابر آن استفاده نمود که ذرات موجود در جریان با المان حسگر برخورد نداشته باشند. حفره ای که در برابر سنسور فشار تشکیل می شود توسط یک مجرای نازک به فضای بیرون مرتبط است. این ترکیب شبیه رزوناتور هلمهولتز^۷ عمل می کند. فرکانس طبیعی نوسان رزوناتور هلمهولتز^۷ در جریان مادون صوت مطابق رابطه (۱) تابعی از سرعت صوت، حجم حفره، مساحت مقطع گلوپی و طول محفظه است [۱۴].

$$f_1 = \frac{a_0}{2\pi} \sqrt{\frac{A_N}{V_0 L_N}} \quad (1)$$

آزمایش هایی که در جریان مافوق صوت کمتر از ماخ ۲ انجام شده، حاکی از نوسانات قوی و خودپایدار بوده است که بر اثر مقادیر بالای فشار در حفره و حرکت موج کمانی به وجود می آید. فشار در پایین دست حفره به خاطر تغییرات فشار دینامیک نوسان می کند. این فشار دینامیک به خاطر حرکت جلو - عقب گاز در داخل حفره در هر دوره نوسان پدید می آید. بنابر این در بخشی از دوره نوسان، فشار بالاتری نسبت به فشار سکون جریان آزاد اندازه گیری می شود.

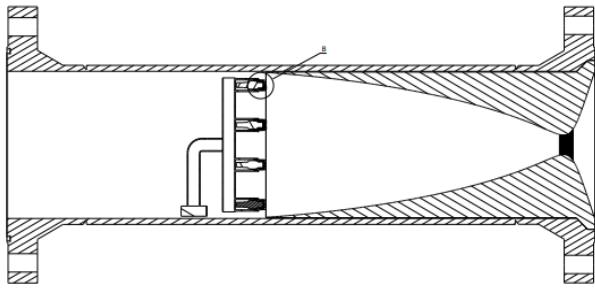
تحقیقات گسترده ای در سرعت های ماوراءصوت در برخورد با حفره بر روی دماغه اجسام پرنده برای کاهش نرخ گرمایش و نیروی پسا انجام شده است. این تحقیقات بر روی رزوناتورهای هارتمن^۸ متمرکز بوده اند. این رزوناتور یک حفره استوانه ای ساده که موجب نوسانات متناوب فشاری در فرکانس مود اصلی مطابق رابطه (۲) می شود [۱۴]:

$$f_1 = \frac{a_0}{\lambda} = \frac{\sqrt{\gamma RT_0}}{4L^*} \quad (2)$$

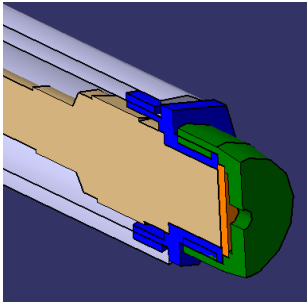
در این رابطه مطابق تعاریف شکل ۶، اثر فاصله موج ضربه ای در مقایسه با رابطه مادون صوت لحاظ شده است.

^۷ Helmholtz resonator

^۸ Hartmann resonator



(الف)



(ب)

شکل ۷- الف) جانمایی ریک در انتهای نازل در مقطع آزمون
ب) بزرگنمایی سر پراب و سنسور فشار

روش انجام آزمایش تجربیدر تست حاضر، از هوای فشرده به عنوان گاز بخش پرفشار در شرایط غیر تیلورد استفاده شده است که موجب کاهش زمان تست می‌شود ولی دمای بالا و زمان حدود ۱ میلی ثانیه را فراهم می‌کند.

مراحل طراحی آزمایش با گام‌های زیر انجام می‌شود:

- ۱- با توجه به ظرفیت عملکردی پمپ خلاء و تجربه کالیبراسیون لوله شوک، فشار محفظه تست حدود ۰٫۱ کیلوپاسکال و فشار اولیه بخش کم‌فشار (ناحیه ۱)، حدود ۱۶ کیلوپاسکال در نظر گرفته می‌شود.
- ۲- با توجه به هدف ماخ ۶ و فشار حدود ۰٫۱ کیلوپاسکال در مقطع آزمون، فشار ناحیه ۵ با استفاده از رابطه (۳) از مرجع [۱۶] باید به ۱۶۰ کیلوپاسکال برسد.

$$\frac{P_5}{P_1} = \left[\frac{\gamma_1 M_s^2 - 1(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 + 1)} \right] \left[\frac{(3\gamma_1 - 1)M_s^2 - 2(\gamma_1 - 1)}{(\gamma_1 - 1)^2 M_s^2 + 2} \right] \quad (3)$$

- ۳- فشار اولیه بخش کم‌فشار (ناحیه ۱)، حدود ۱۶ کیلوپاسکال در نظر گرفته می‌شود.

- ۴- با حل رابطه (۴) و محاسبه P2، با داشتن P1، نسبت فشار موج ضربه‌ای ۳٫۵ بدست می‌آید.

طراحی ریک فشار کل برای تونل شوک

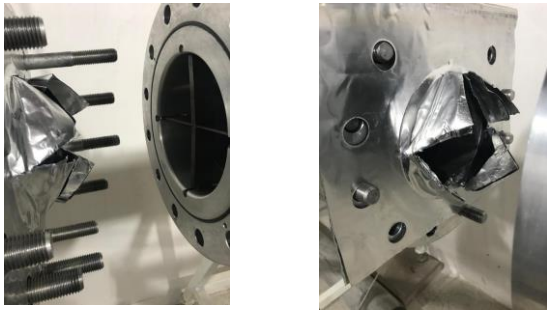
پراب باید طوری طراحی شود که پاسخ سریعی در حدود ۱۰ تا ۲۰ میکرو ثانیه داشته باشد و سنسور از برخورد ذرات جامد موجود در جریان محافظت کند. قطر خارجی پراب باید تا حد امکان کوچک باشد تا هم انسداد جریان کمتری داشته باشیم و هم بتوان تعداد پراب‌ها را افزایش داد. البته این قطر به ابعاد سنسور هم وابسته است چرا که باید سنسور را در خود جای دهد.

در مرجع [۱۴] در شرایط ماخ ۱۰ در یک تونل انبساطی، تا ۲۰۰ میکرو ثانیه اول یعنی لحظات آغازین اجرای تست، نوساناتی با دوره تناوب ۳۵ میکرو ثانیه و اندازه فشار ۱۰۰ کیلو پاسکال اتفاق می‌افتد. در این تجهیز با حذف ارتعاشات مکانیکی و نویز الکتریکی، میزان نوسانات از تجهیزات مشابه در این رده بالاتر بوده است. البته با توجه به آنتالپی کل پایین تر و چگالی بالاتر، سرعت صوت پایین تر است که منجر به دوره تناوب نوسان بیشتر می‌گردد. با توجه به زمان کوتاه اجرای تست در این تجهیز، ۱۰ تا ۱۵ نوسان اتفاق می‌افتد. بنابراین در میانگین گیری زمانی فشار خطای زیادی به وجود می‌آید.

در تجهیز حاضر ARIST، زمان اجرای تست حدود ۲ میلی ثانیه می‌باشد (حدود ۵۰ نوسان اتفاق می‌افتد) که مدت زمان مناسبی جهت میانگین گیری فشار به دست می‌دهد. در طرح حاضر با ایده برداری از طرح دانشگاه کویپینزلند، قطر حفره ۲٫۳ و طول آن ۲ میلی‌متر در نظر گرفته شد که نسبت طول به قطر کمتر از یک حاصل می‌شود. بنابر این اثر رزونانس قابل توجه نیست و تنها نوسانات بالادست جریان به صورت تقویت شده دیده خواهند شد.

در طراحی این پراب، ملاحظه کمترین انسداد جریان، ماژولاریتی، نشت بندی، استحکام در برابر موج ضربه ای و کارکرد در دمای بالا مد نظر قرار گرفته است. در نهایت طرح مورد نظر مطابق شکل ۷ طراحی و ساخته شده است. جانمایی این ریک در داخل مقطع آزمون و در انتهای نازل همگرا واگرای ماخ ۶ نیز در شکل نشان داده شده است.

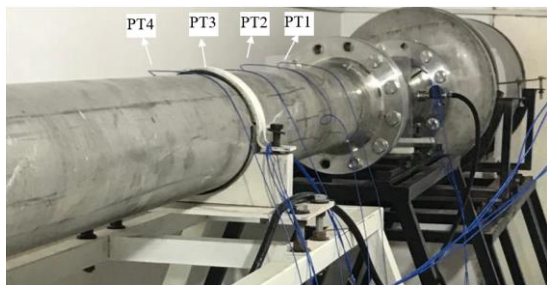
شکل ۹ قرار گرفته و گاز مخزن کم فشار را از هوای بیرون جدا می کند. این دیافراگم نازک با برخورد موج ضربه ای منهدم می شود. همانطور که مشاهده می شود، این دیافراگم پس از برخورد موج ضربه ای به طور کامل و منظم پودر شده است. سنسورهای PT1 تا PT4 واقع در بالادست نازل در انتهای لوله شوک در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



شکل ۸- مقطع دیافراگم اصلی لوله شوک پس از انهدام دیافراگم



شکل ۹- دیافراگم ثانویه تونل شوک پیش و پس از انهدام دیافراگم



شکل ۱۰- محل نصب سنسورهای PT1 تا PT4

در شکل ۱۱ نیز محل نصب سنسورهای ریک فشار (P1 تا P4) و موقعیت ریک فشار در انتهای بخش واگرای نازل در داخل مقطع تست مشاهده می شود.

$$\frac{p_5}{p_2} = \frac{\left(\frac{3\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1}\right) \left(\frac{p_2}{p_1}\right) - \left(\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1}\right)}{1 + \left(\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1}\right) \left(\frac{p_2}{p_1}\right)} \quad (4)$$

نسبت فشار دیافراگم هم با استفاده از رابطه (۵)، ۱۶٫۶ محاسبه می شود.

$$\frac{p_4}{p_1} = \frac{p_2}{p_1} \left[1 - \frac{(\gamma_4 - 1) \left(\frac{a_1}{a_4}\right) \left(\frac{p_2}{p_1} - 1\right)}{\sqrt{2\gamma_1 + (\gamma_1 + 1) \left(\frac{p_2}{p_1} - 1\right)}} \right]^{\frac{[-2\gamma_4]}{\gamma_4 - 1}} \quad (5)$$

بنابراین فشار پشت شوک و فشار بارگذاری باید به ترتیب ۵۶٫۱۸ و ۲۶۴٫۸۶ کیلوپاسکال باشد.

همچنین عدد ماخ موج ضربه ای و سرعت آن با استفاده از رابطه (۶ و ۷) به ترتیب ۱٫۷۷ و ۶۱۶٫۴۴ متر بر ثانیه محاسبه می شود. به همین صورت، سرعت موج ضربه ای انعکاسی ۳۳۵٫۸۶ متر بر ثانیه محاسبه می شود.

$$M_s = \sqrt{\frac{\gamma_1 - 1}{2\gamma_1} + \left(\frac{\gamma_1 + 1}{2\gamma_1}\right) \frac{p_2}{p_1}} \quad (6)$$

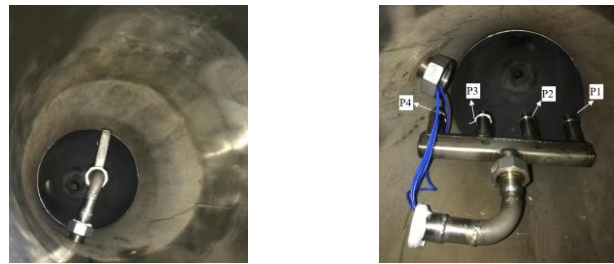
$$W = M_s a_1 \quad (7)$$

نکته مهم اینکه جهت جبران اثرات لزجت، باید نسبت فشار دیافراگم یا فشار بارگذاری، بیشتر از مقدار ایده آل در نظر گرفته شود تا موج ضربه ای با سرعت مورد نظر جهت شرایط طراحی حرکت کند. مقدار فشار مناسب برای قرار گرفتن لوله موج ضربه ای در شرایط طراحی با استفاده از آزمایشات کالیبراسیون به دست می آید.

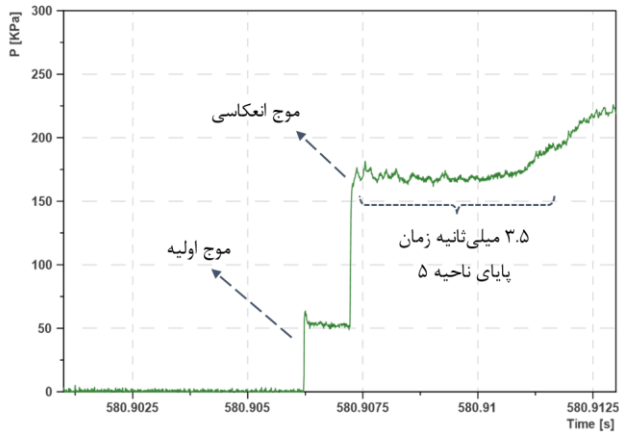
دیافراگم اصلی، قسمت پرفشار و کم فشار لوله را از هم جدا می کند. این دیافراگم از چند لایه آلومینیوم گرمادیده با روکش نایلونی برای رسیدن به سرعت موج ضربه ای مورد نظر ساخته شده و ضخامت آن با توجه به فشار انهدام دیافراگم، تعیین می شود. دو عدد تیغه به صورت صلیبی در پشت دیافراگم قرار می گیرند. با تنظیم فاصله این تیغه با دیافراگم به شرایط مورد نظر می رسیم. شکل ۸، دیافراگم اصلی، تیغه صلیبی، و مکانیزم تنظیم و انهدام دیافراگم را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود، دیافراگم اصلی به صورت چهار پر هم اندازه باز شده که موجب تشکیل موج ضربه ای متقارن و ایده آل می شود. بلوک دیافراگم اصلی که نگهدارنده دیافراگم و تیغه صلیبی است، از جنس آلومینیوم ۷۰۷۵ ساخته شده است. یک دیافراگم نازک، بین نازل و صفحه انتهایی تونل مطابق

سرعت‌های بالا دست یافت. این ناحیه حدود ۳،۵ میلی ثانیه به صورت پایا باقی می‌ماند.

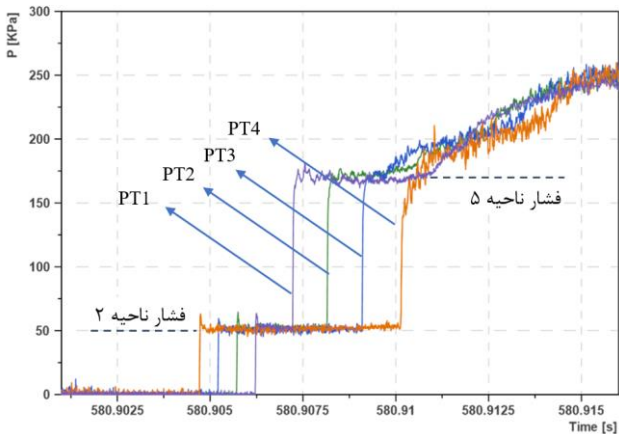
نتایج سنسورهای PT1 تا PT4 در شکل ۱۴ آمده است. با توجه به فاصله سنسورها نسبت به یکدیگر، زمان عبور موج ضربه‌ای از هر سنسور متفاوت است. فاصله زمانی موج ضربه‌ای اولیه و موج انعکاس یافته در عبور از هر سنسور به خوبی قابل مشاهده است. سنسورها ۳۰۸،۴ میلی‌متر از یکدیگر فاصله دارند.



شکل ۱۱- محل نصب سنسورهای ریک فشار



شکل ۱۳- فشار اندازه‌گیری شده توسط PT1

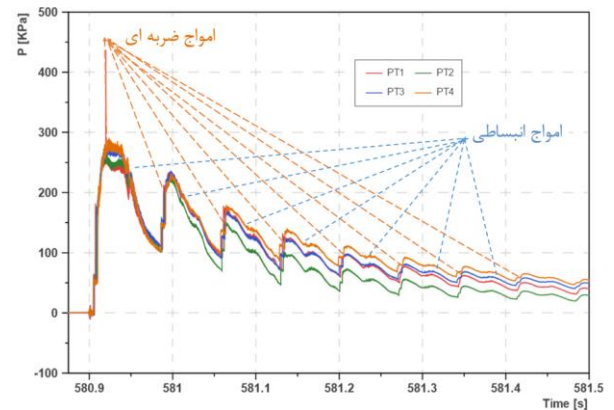


شکل ۱۴- فشار سنسورهای PT1 تا PT4

مقادیر مهم استخراج شده از تست مانند زمان عبور موج ضربه‌ای اولیه و موج انعکاسی در جدول ۱ ارائه شده است. با تفریق زمان پایان فشار سکون در ناحیه ۵ از زمان عبور موج انعکاسی، مدت زمان در دسترس برای ایجاد جریان پایا بدست می‌آید. با دور شدن از انتهای لوله شوک و دیافراگم ثانویه، احتمال اینکه سنسور در ناحیه ۵ نباشد بیشتر می‌شود. بنابراین برای محاسبه زمان جریان پایای ناحیه ۵ از سنسور PT1 استفاده شده است.

نتایج تست‌های کالیبراسیون

شکل ۱۲، فشار اندازه‌گیری شده توسط ۴ سنسور فشار PT1 تا PT4 را نشان می‌دهد. رفتار دینامیک امواج ضربه‌ای و انبساطی داخل لوله شوک به خوبی مشاهده می‌شود. با هربار انعکاس موج ضربه‌ای از دیواره‌های انتهایی و عبور از محل سنسورها، شاهد افزایش ناگهانی فشار و با هربار عبور امواج انبساطی شاهد کاهش فشار هستیم. این روند آنقدر ادامه می‌یابد که امواج ضربه‌ای و انبساطی میرا شده و با یکدیگر به حالت تعادل می‌رسند.

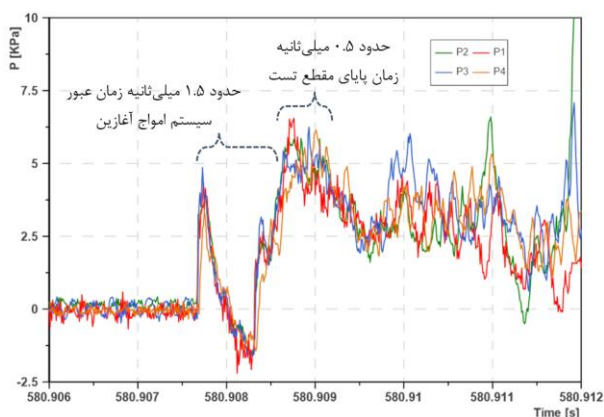


شکل ۱۲- فشار سنسورهای PT1 تا PT4

با در نظر گرفتن سیکل اول عبور امواج از انتهای لوله شوک می‌توان به خوبی عبور موج اولیه، موج انعکاسی و زمان پایای ناحیه ۵ را مطالعه نمود. این محدوده برای سنسور PT1 در انتهای لوله شوک در شکل ۱۳ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با عبور موج اولیه شاهد یک افزایش فشار ناگهانی هستیم. پس از چند میلی ثانیه، این موج به انتهای لوله شوک برخورد کرده و دوباره با عبور از سنسور PT1، فشار پشت آن به طور ناگهانی افزایش می‌یابد. حال با انبساط این ناحیه پر فشار از طریق نازل همگرا-واگرا می‌توان به

PT4	۵۴،۴۰	۵۶،۱۸	-	-
-----	-------	-------	---	---

نتایج فشار سنسورهای ریک در انتهای نازل همگرا- واگرای ماخ ۶ در شکل ۱۵ نشان داده شده است (P1 تا P4). پس از فروپاشی دیافراگم دوم در اثر برخورد موج ضربه‌ای، سیستم امواج آغازین به داخل نازل همگرا-واگرا سرار می‌شود. عبور این امواج و محدوده فشاری پایا در نمودار شکل ۱۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۵- نتایج فشارهای سنسورهای ریک

برای شناخت بهتر دینامیک امواج عبور کننده در نازل، نتایج سنسور P2 را در نظر می‌گیریم. سیستم امواج آغازین نازل همگرا-واگرای تونل شوک در شکل ۱۶ مشخص شده است. با از هم گسیختن دیافراگم دوم یک موج ضربه‌ای (a) ایجاد می‌شود که به سمت پایین دست نازل حرکت می‌کند و باعث شتاب گرفتن گاز کم‌فشار موجود در نازل می‌گردد. در بالادست موج ضربه‌ای یک سطح تماس (b) وجود دارد که گاز شتاب گرفته در نازل را از گاز مخزن ایجاد شده در لوله جدا می‌سازد. دیواره‌های واگرای نازل، باعث کاهش سرعت موج ضربه‌ای می‌شود، در حالیکه گاز مخزن پشت آن تا یک عدد ماخ بالا منبسط می‌گردد. این اختلاف فشار باعث ایجاد یک موج ضربه‌ای (c) شده که نسبت به جریان میانی به سمت بالادست حرکت می‌کند. اما حرکت مطلق این موج ضربه‌ای با توجه به سرعت زیاد سیال، به سمت پایین دست جریان است. بین این موج ضربه‌ای و جریان پایای منبسط شده در گلوگاه نازل (e)، یک سری امواج انبساطی ناپایا (از c تا d) به وجود می‌آید. این امواج انبساطی هم با سرعت $u-a$ به صورت مطلق به سمت پایین دست حرکت می‌کنند. تمام این امواج از نازل

جدول ۱- زمان‌های استخراج شده از تست

سنسور مورد استفاده	زمان عبور اولیه (s)	زمان عبور موج ضربه‌ای (s)	زمان عبور فشار سکون (s)	زمان جریان پایا (ms)
PT1	۵۸۰،۹۰۶۲	۵۸۰،۹۰۷۳	۵۸۰،۹۱۰۹	۳،۵
PT2	۵۸۰،۹۰۵۷	۵۸۰،۹۰۸۱	۵۸۰،۹۱۰۲	۲،۱
PT3	۵۸۰،۹۰۵۲	۵۸۰،۹۰۹۱	-	-
PT4	۵۸۰،۹۰۴۷	۵۸۰،۹۱۰۲	-	-

با داشتن فاصله سنسورها و زمان عبور موج، سرعت موج ضربه‌ای بدست می‌آید. سرعت موج ضربه‌ای در تست ۶۱۶،۸ متر بر ثانیه بدست می‌آید که در محاسبات ۶۱۶،۴ متر بر ثانیه بدست آمده بود (۰،۰۶ درصد خطا) و سرعت موج منعکس شده با استفاده از سنسورهای PT1 و PT2 که با توجه به فیزیک حاکم قاعدتاً مقادیر درست‌تری را نشان می‌دهند ۳۸۵،۵ متر بر ثانیه حاصل شده است که در محاسبات ۳۳۵،۹ متر بر ثانیه بدست آمده بود (حدود ۱۱ درصد خطا).

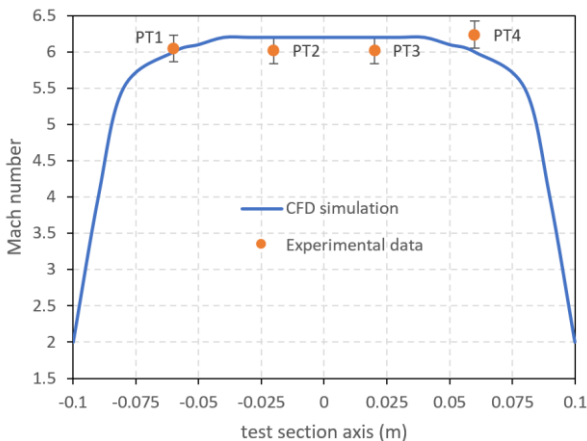
مقادیر فشار پشت موج ضربه‌ای اولیه (P2) و فشار پشت موج انعکاسی (P5) حاصل از تست و محاسبات تحلیلی در جدول ۲ مقایسه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود تطابق خوبی بین نتایج تست با مقادیر محاسبه شده وجود دارد (بین ۳ تا ۴ درصد خطا). یکی از دلایل اختلاف مقادیر حاصل از اندازه‌گیری نسبت به محاسبات، عدم قطعیت در مقدار دقیق فشار خلاء P1 است. همچنین از دلایل دیگر می‌توان به اثرات غیر ایده‌آل جریان در تست اشاره کرد، مانند اثرات لایه مرزی که موجب اختلاط جریان در دو سمت موج ضربه‌ای می‌شود.

جدول ۲- مقایسه مقادیر P2 و P5 حاصل از تست و محاسبات

سنسور مورد استفاده	اندازه P2 (KPa)	مقاسبات P2 (KPa)	اندازه P5 (KPa)	مقاسبات P5 (KPa)
PT1	۵۴،۴۰	۵۶،۱۸	۱۶۷،۲۳	۱۶۰،۰۰
PT2	۵۴،۴۰	۵۶،۱۸	۱۷۲،۸۰	۱۶۰،۰۰
PT3	۵۴،۴۰	۵۶،۱۸	-	-

6.02	0.0293	۱۶۷,۲۳	۴,۹	P2
6.04	0.0287	۱۶۷,۲۳	۴,۸	P3
6.05	0.0281	۱۶۷,۲۳	۴,۷	P4

در شکل ۱۷ مقایسه مقادیر عدد ماخ حاصل از تست با مقادیر شبیه سازی عددی نازل بهینه مقایسه شده است. همانطور که مشاهده می شود تطابق خوبی بین نتایج تجربی و عددی وجود دارد (حدود ۳ درصد خطا). در شکل ۳، تفاوت توزیع عدد ماخ در نازل بهینه و نازل اولیه نشان داده شد. لذا با توجه به یکنواختی و تطابق توزیع عدد ماخ به روش تجربی با نتایج شبیه سازی در شکل ۱۷، ضمن صحه گذاری بر روش و نتایج تحلیل عددی، می توان نتیجه گرفت که روش بهینه سازی نیز روشی موفق و کارآمد بوده است.

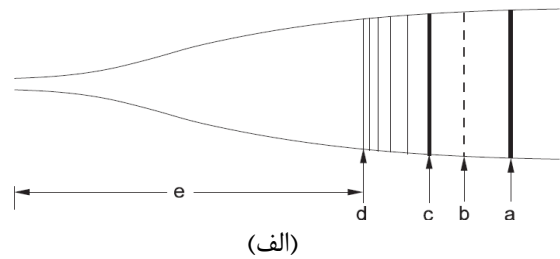


شکل ۱۷- مقایسه مقادیر عدد ماخ حاصل از تست با شبیه سازی

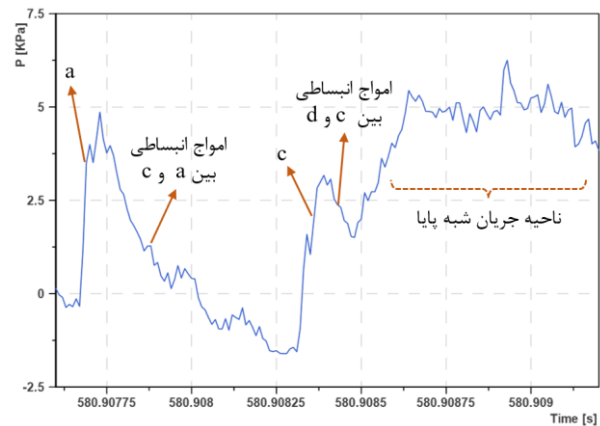
نتیجه گیری و جمع بندی

در مقاله حاضر در ابتدا مروری بر ملاحظات طراحی نازل و مقطع آزمون تونل شوک پژوهشگاه هوافضا (ARIST) صورت گرفت. در ادامه الزامات طراحی و ساخت و نصب ریک اندازه گیری فشار درون محفظه آزمون تونل ارائه شد. طراحی صفحه محافظ سنسور فشار در جریان های ماورای صوت از اهمیت فوق العاده ای برخوردار است که در صورت عدم طراحی مناسب، نوسانات آکوستیک و همچنین جریان سیال در داده برداری اخلال ایجاد می کنند. در ادامه فرایند طراحی و ساخت صفحه محافظ سنسور ارائه شد. در مقاله حاضر تجربیات به دست آمده جهت نصب و قرارگیری ریک درون تونل و همچنین اتصالات طراحی شده جهت کاربری آسان ریک از جهت نصب سنسورها و عبور مناسب کابل های ارتباطی

عبور کرده و وارد مقطع تست می شوند و زمان تست پس از عبور کامل این امواج آغاز می شود [۱۷].



(الف)



(ب)

شکل ۱۶- الف) نمای شماتیک سیستم امواج آغازین نازل همگرا- واگرای تونل شوک؛ ب) تفسیر رفتار ناپایای فشار اندازه گیری شده

نتایج فشارهای میانگین بر اساس سنسورهای فشار P1 تا P4 در جدول ۳ ارائه شده است. در جریان سرعت بالا، روبروی هر یک از پراب های ریک، یک موج ضربه ای قائم تشکیل می شود. بنابراین فشاری که سنسور می خواند، فشار پشت موج ضربه ای است (P02). با فرض برابر بودن فشار P01 با فشار سکون ناحیه ۵، می توان عدد ماخ جریان را با استفاده از رابطه (۸) محاسبه کرد [۱۶]. در این رابطه M1 عدد ماخ بالادست موج ضربه ای است.

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left[\frac{\gamma + 1}{2} M_1^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \left[\frac{1}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \right]^{1/(\gamma-1)} \quad (8)$$

جدول ۳- مقادیر فشار و محاسبه عدد ماخ در مقطع تست

عدد	P02/P01	P01=P5 (KPa)	P02 اندازه گیری شده (KPa)	سنسور مورد استفاده
ماخ جریان				
6.24	0.0251	۱۶۷,۲۳	۴,۲	P1

- [6] J. J. Bertin, R. M. Cummings, "Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, No. 6, pp. 511-536, 2003.
- [7] M. Watari, N. Hirabayashi, T. Koyama, S. Nagai, S. Tsuda, H. Sekine, T. Yamazaki, and K. Nakakita, "Flow qualities of JAXA hypersonic wind tunnel facilities", In *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2006, p. 8047.
- [8] C. S. Craddock, "Computational optimization of scramjets and shock tunnel nozzles", PhD dissertation, University of Queensland, 1999.
- [9] S. Malekipour, M. Mohammadi-Amin, I. Bahman-Jahromi, and M. Ebrahimi, "Toward a Low Noise Shock Tunnel Facility via Multiobjective Optimization of Hypersonic Nozzle", *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 34, no. 5, p. 04021059, 2021.
- [10] A. Pope, K. L. Goin, "High-speed wind tunnel testing", in *Wiley*, 1965.
- [11] G. Grossir, S. Paris, K. Bensassi, and P. Rambaud. "Experimental characterization of hypersonic nozzle boundary layers and free-stream noise levels", in *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, p. 1130.
- [12] H. Tanno, T. Komuro, K. Sato, K. Itoh, M. Takahashi, and K. Fujii, "Measurement of hypersonic boundary layer transition on cone models in the free-piston shock tunnel HIEST", In *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, p. 781.
- [13] A. A. Standard, "Assessment of wind tunnel data uncertainty", in *AIAA S-071-1995*, Washington DC, 1995.
- [14] M. McGilvray, P.A. Jacobs, R. G. Morgan, R. J. Gollan, and C. M. Jacobs, "Helmholtz resonance of pitot pressure measurements in impulsive hypersonic test

سنسورها با سیستم داده برداری ارائه شده است. در ادامه به بررسی تجربی موج ضربه‌ای اولیه و موج انعکاسی پرداخته شد و پس از سیستم امواج آغازین در نازل مورد مطالعه قرار گرفت. در پایان نتایج فشار پیتوت و توزیع عدد ماخ در خروجی نازل ماوراءصوت ارائه شده است. نتایج حاصل شده، حاکی از کیفیت مناسب جریان، یکنواختی عدد ماخ در خروجی نازل بهینه و تطابق نتایج با تحلیل‌های عددی است. در این مقاله برای اولین بار، یک نازل ماوراءصوت که به روش جدیدی طراحی بهینه شده در یک تونل شوک انعکاسی مورد آزمایش قرار گرفته است. همچنین این تونل شوک برای اولین بار در کشور امکان ایجاد شرایط تست ماوراءصوت تا دمای ۳۰۰۰ کلوین و ماخ ۱۰ فراهم کرده است. با استناد به نتایج، کارآمدی روش طراحی بهینه نازل ماوراءصوت نیز اثبات شده است.

مراجع و منابع

- [1] T. Horvath, S. Berry, N. Merski, and S. Fitzgerald, "X-38 Experimental Aerothermodynamics", in *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 46, no. 2, pp. 272-292, 2004.
- [2] K. Hannemann, J. Martinez Schramm, Stefan Brück, and José MA Longo. "high enthalpy testing and cfd rebuilding of X-38 in HEG", In *Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 2002, vol. 487, p. 249.
- [3] I. Kim, S. Lee, G. Park, and J.K. Lee, "Overview of flow diagnosis in a shock tunnel", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 18, no. 3, pp. 425-435, 2017.
- [4] S. J. Stennett, D. Gildfind, P. Jacobs, R. Morgan, C. James, and P. Toniato, "The X3R Free-Piston Reflected Shock Tunnel: Australia's New Large-Scale, Long-Duration Hypersonic Testing Capability", In *23rd AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2020.
- [5] S. Gu, and H. Olivier, "Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 113, p. 100607, 2020.

- facilities", *AIAA Journal*, vol. 47, no. 10, pp. 2430-2439, 2009.
- [15] W. A. Engblom, D. B. Goldstein, D. Ladoon, and S. Schneider, "Fluid Dynamics of Hypersonic Forward-Facing Cavity Flow", *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 34, no. 4, pp. 437-444, 1997.
- [16] T. G. Keith, and J. E. John. "Gas dynamics", Pearson, 2006.
- [17] S. P. Schneider, "Development of hypersonic quiet tunnels", *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 45, no. 4, pp. 641-664, 2008.
- [18] I. Bahman-Jahromi, M. Ebrahimi, and K. Ghorbanian, "Reflected shock tube experiments on aeroacoustic signature of hot jets", *Journal of Mechanical Science and Technolog*, vol. 31, pp. 3811-3820, 2017.
- [19] I. O. Bohachevsky, and R. N. Kostoff. "Supersonic flow over convex and concave shapes with radiation and ablation effects", *AIAA Journal*, vol.10, no. 8, pp. 1024-1031, 1972.
- [20] D. W. Ladoon, S. P. Schneider, and J. D. Schmisser, "Physics of resonance in a supersonic forward-facing cavity", *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 35, no. 5, pp. 626-632, 1998.