



Experimental investigation of supersonic diffuser starting performance in conical nozzle test with different area ratio

N. Fouladi¹, M. Farahani^{2*}, A.R. Parsa Delivand³

¹ Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran

n.fouladi@isrc.ac.ir

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

mfarahani@sharif.edu

³ Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

ar.parsa01@gmail.com

*Corresponding author

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 1, pp.: 92-104
2024

DOI:
10.22034/jssta.2024.437401.1149

Article Info

Received: 2024-01-24

Accepted: 2024-06-05

Keywords

Second throat exhaust
diffuser, High altitude test
facility, Starting
performance, Conical nozzle,
Flow instability

How to Cite this article

N. Fouladi, M. Farahani, A.R. Parsa Delivand, "Experimental investigation of supersonic diffuser starting performance in conical nozzle test with different area ratio", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (1), p.:92-104, 2024.

Abstract

One of the most important parameters in the operation of the diffuser of the vacuum simulator is the ratio of the cross-sectional area of the diffuser inlet to the outlet cross-section of the nozzle. Increasing this parameter increases the expansion length of the supersonic flow and causes instability in the process of starting up the diffuser. In the present study, the effect of the different diffuser inlet to nozzle exit area ratio (A_d/A_e) on the starting performance of a second throat exhaust diffuser has been investigated experimentally. Vacuum simulation tests have been carried out on several conical nozzles with different exit area by a high-pressure air apparatus. Investigations show that at high A_d/A_e before starting the diffuser, oscillations in the pressure of the test chamber are created due to the instability of the flow at the diffuser inlet. By frequency analysis of the vacuum chamber pressure, it is observed that as A_d/A_e increases, the number of oscillatory modes of the vacuum chamber pressure increases and the dominant frequency of the oscillations before starting the diffuser becomes larger. It was also observed that, generally, with the increase of A_d/A_e the amount of motor pressure corresponding to the start of oscillations decreases. In addition, according to the investigations, with the increase of A_d/A_e from 1.27 to 7.81, the minimum starting pressure of second throat exhaust diffuser increases by 20.33 %.



بررسی تجربی عملکرد راه‌اندازی یک دیفیوزر مافوق صوت در تست نازل مخروطی با نسبت انبساط مختلف

نعمت‌اله فولادی^۱، محمد فراهانی^{۲*}، احمدرضا پارسا دلیوند^۳

۱- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، تهران، ایران

n.fouladi@isrc.ac.ir

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

mfarahani@sharif.edu

۳- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

ar.parsa01@gmail.com

* نویسنده مسئول

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۱،

صفحه ۹۲-۱۰۴

بهار و تابستان ۱۴۰۳

DOI:

10.22034/jस्ता.2024.437401.1149

چکیده

یکی از پارامترهای مهم در عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر شبیه‌ساز ارتفاع بالا، نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل است. افزایش این نسبت سطح باعث افزایش طول انبساط جریان مافوق صوت و بروز ناپایداری در فرایند راه‌اندازی دیفیوزر می‌شود. در پژوهش حاضر، اثر نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل مخروطی، بر عملکرد راه‌اندازی تدریجی یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. در این بررسی، آزمایش‌ها با چهار نازل با نسبت انبساط مختلف و با در نظر گرفتن رویکرد افزایش تدریجی فشار محفظه نازل توسط یک منبع هوای پرفشار، انجام شده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که در نسبت‌های سطح مقطع بالا قبل از راه‌اندازی دیفیوزر، به دلیل ناپایداری شدن جریان در ورودی دیفیوزر نوسانات شدیدی در فشار محفظه آزمون ایجاد می‌شود. با تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت سطح مقطع، تعداد مدهای نوسانی فشار محفظه خلاء افزایش یافته و فرکانس غالب نوسانات قبل از حالت راه‌اندازی دیفیوزر بزرگ‌تر می‌شود. همچنین مشاهده شد که به‌طور کلی با افزایش نسبت سطح مقطع، مقدار فشار موتور متناظر با شروع نوسانات کاهش می‌یابد. علاوه بر این، مطابق بررسی‌های انجام شده با افزایش نسبت سطح مقطع از ۱/۲۷ تا ۷/۸۱، کمینه فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر به میزان ۲۰/۳۳ درصد افزایش می‌یابد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۱۱/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۳/۱۶

واژه‌های کلیدی

دیفیوزر گلوگاه ثانویه، بستر آزمون ارتفاع بالا، عملکرد راه‌اندازی، نازل مخروطی، ناپایداری جریان

نحوه استناد به این مقاله

نعمت‌اله فولادی، محمد فراهانی، احمدرضا پارسا دلیوند، "بررسی تجربی عملکرد راه‌اندازی یک دیفیوزر مافوق صوت در تست نازل مخروطی با نسبت انبساط مختلف"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد چهارم، شماره اول، صفحات ۹۲-۱۰۴، ۱۴۰۳.

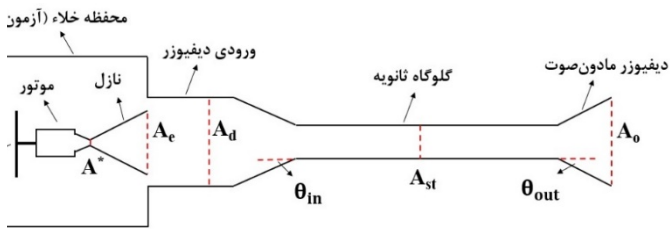
۱- مقدمه

در یک بستر آزمون ارتفاع بالای موتورهای فضایی، ناحیه اطراف موتور و نازل از طریق یک محفظه آزمون (یا محفظه خلاء) و یک لوله خروجی طویل (یا دیفیوزر) از جو اتمسفر محلی جدا می‌شود. غالباً در این سیستم برای ایجاد و حفظ شرایط خلاء از انرژی جنبشی احتراق خود موتور استفاده می‌شود، به این صورت که در زمان آزمایش موتور، جریان مافوق صوت در دیفیوزر شکل می‌گیرد. این امر باعث قطع شدن ارتباط بین محفظه آزمون و محیط بیرون می‌شود و در نتیجه با انبساط جت گازها در ورودی دیفیوزر، فشار گازها در این نواحی پایین‌تر از فشار گاز در خروجی نازل می‌شود. این امر باعث ایجاد مکش در دهانه محفظه خلاء شده و شرایط خلاء نسبی را تا زمان خاموشی موتور به طور خودکار حفظ می‌کند. در شکل ۱ هسته مرکزی شبیه‌ساز ارتفاع بالا با دیفیوزر از نوع گلوگاه ثانویه، نمایش داده شده است [۲۰].

یکی از پارامترهای مهم در طراحی دیفیوزر، سطح مقطع ورودی دیفیوزر (A_d) است. هرچه مقدار این پارامتر بزرگتر باشد، جریان مافوق صوت خروجی از نازل، انبساط بیشتری پیدا کرده و قبل از برخورد به دیواره دیفیوزر به سرعت‌های بالاتری می‌رسد. این امر از یک طرف باعث کاهش بیشتر فشار در محفظه خلاء شده و از طرف دیگر منجر به شکل‌گیری موج ضربه‌ای قوی‌تری در ورودی دیفیوزر بعد از برخورد با دیواره آن می‌شود و بنابراین، افت فشار کل بیشتری را سبب می‌شود که در نتیجه آن کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر افزایش می‌یابد. از اینرو غالباً این پارامتر اندکی بزرگتر از سطح خروجی نازل (A_e) انتخاب می‌شود، مگر در مواردی که رسیدن به فشارهای پایین‌تر در محفظه خلاء جزو الزامات آزمایش خلاء باشد [۴۳].

نکته حائز اهمیت دیگر در بزرگ بودن پارامتر نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$)، ایجاد ناپایداری جریان در لحظه روشن یا خاموش شدن موتور در شبیه‌ساز خلاء است. در این لحظات به دلیل پایین بودن فشار احتراق موتور، در شرایطی، علی‌رغم مافوق صوت بودن جریان در نازل، جریان مافوق صوت کامل در ورودی دیفیوزر شکل نمی‌گیرد. بنابراین، ممکن است در اثر انرژی کم جت جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر و تداخل آن با فشار محیط در حضور محفظه خلاء، ناپایداری در جریان رخ دهد. در این حالت با ورود و خروج متناوب جریان گازهای خروجی از نازل به محفظه آزمون، فشار محفظه آزمون دچار نوسانات شدیدی می‌شود. نوسانات فشار محفظه آزمون علاوه بر ایجاد نویزهای صوتی شدید، ممکن است در اثر وقوع پدیده تشدید، به واسطه نزدیکی فرکانس نوسانات فشار و فرکانس طبیعی نازل موتور، موجب تخریب نازل کامپوزیتی شود. از اینرو بررسی دقیق این موضوع در توسعه بسترهای آزمون خلاء اهمیت دارد [۵۱].

دوکاس [۱] در پژوهشی اشاره نموده است که اگر نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$) بزرگتر از ۵ باشد، احتمال دارد که راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه غیر ممکن یا سخت باشد. البته وی نتایج تجربی دال بر این ادعا را ارائه نکرده است.



شکل (۱): شماتیکی از هسته مرکزی شبیه‌ساز خلاء با دیفیوزر گلوگاه ثانویه

آناملای و همکاران [۶] در پژوهشی به بررسی پارامترهای هندسی مختلف مانند نسبت سطح مقطع یک دیفیوزر استوانه‌ای مستقیم (CAED) به سطح مقطع گلوگاه نازل موتور ($\frac{A_d}{A_e}$) و نیز نسبت سطح مقطع دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$)، بر روی نسبت فشار راه‌اندازی کمینه دیفیوزر پرداختند. آن‌ها نشان دادند که نسبت فشار راه‌اندازی کمینه دیفیوزر با افزایش نسبت مساحت ورودی دیفیوزر به مساحت گلوگاه نازل، افزایش می‌یابد. همچنین، ضمن تعریف ضریب کارایی بر اساس روابط موج ضربه‌ای قائم یک بعدی، شاهد کاهش این ضریب در مقادیر بالای نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل به علت افت فشار کل در ناحیه انبساط جریان و انعکاس امواج ضربه‌ای بودند. همچنین، آن‌ها با انجام آزمایش گاز گرم، نوسانات شدید فشار محفظه خلاء در شرایطی که نازل در حالت راه‌اندازی شده و دیفیوزر در حالت راه‌اندازی نشده بود را مشاهده و گزارش نموده‌اند. در تحقیق آن‌ها این نوسانات به ازای نسبت $\frac{A_d}{A_e}$ برابر با ۱/۸۳۵ گزارش شده است.

پارک و همکاران [۳] در آزمایش سرد یک نازل مخروطی با دیفیوزر گلوگاه ثانویه در نسبت $\frac{A_d}{A_e}$ برابر با ۱/۶ و در یک فشار موتور نزدیک به کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر (اندکی کمتر از کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر)، نوسانات فشار محفظه خلاء را مشاهده کرده‌اند. آن‌ها فیزیک این نوسانات را منتج از دو حالت لحظه‌ای ناپایدار تفسیر کرده‌اند، به طوری که جریان در ورودی دیفیوزر به طور مکرر بین حالت راه‌اندازی و عدم راه‌اندازی تغییر فاز می‌دهد. این در حالی است که با دقت در نتایج پژوهش آن‌ها این موضوع کاملاً مشخص است که دامنه نوسانات فشار کوچک بوده و مربوط به نوسانات جت جریان مافوق صوتی است که در شرایط خاصی که در آن نازل در حالت راه‌اندازی شده و دیفیوزر در حالت راه‌اندازی نشده باشد، رخ می‌دهد. به عبارت دیگر، در پژوهش آن‌ها دیفیوزر ابتدا در حالت راه‌اندازی بوده است و سپس با کاهش اندکی در فشار محفظه خلاء، از حالت راه‌اندازی خارج شده است. با این حال در این فشار موتور، نازل در

آرون کومار و راجش [۹ و ۱۰] در مطالعاتی، به‌طور مفصل ماهیت گذرا در جریان‌های اجکتور خلاء را طی فرایند راه‌اندازی بررسی نموده‌اند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که به‌طور کلی، فرایند تولید خلاء محفظه ثانویه دارای چهار مرحله مختلف است. مرحله اول، تخلیه به‌صورت تدریجی و به‌همراه نوسانات شدید است. در مرحله دوم، نوسانات فشار متوقف شده و به‌دنبال آن تخلیه سریع رخ می‌دهد. در ادامه، یک مرحله پایدار وجود دارد که در آن سطح خلاء صرفاً به‌طور جزئی کاهش می‌یابد. در مرحله آخر نیز هر تلاشی برای افزایش سطح خلاء محفظه ثانویه (با افزایش فشار کل جت اولیه)، منجر به تخریب سطح خلاء به‌دست آمده در مرحله سوم خواهد شد.

فولادی و همکاران [۱۱ و ۱۲] در پژوهشی به بررسی تجربی و عددی فیزیک جریان و عملکرد دیفیوزر گلوگاه ثانویه در لحظه روشن شدن موتور در شرایط بدون پیش‌خلاء‌سازی و با پیش‌خلاء‌سازی بخش‌هایی از دیفیوزر و محفظه آزمون، پرداختند. آن‌ها نشان دادند که با پیش‌خلاء‌سازی دیفیوزر، زمان راه‌اندازی کوتاه‌تر می‌شود. همچنین، هرچه فضای بیشتری در طول دیفیوزر پیش‌خلاء شده باشد، راه‌اندازی دیفیوزر در زمان کوتاه‌تر و با حذف برخی از پدیده‌های پیچیده مربوط به فرایند راه‌اندازی رخ می‌دهد. البته در پژوهش آن‌ها نسبت $\frac{A_d}{A_e}$ در حدود ۱/۲۵ بوده است. بنابراین، به‌صورت ذاتی پدیده نوسان فشار محفظه در سیستم آن‌ها وجود نداشته است. از اینرو، میزان تأثیرگذاری پیش‌خلاء‌سازی در حذف پدیده نوسانات فشار محفظه آزمون در نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ بالا، همچنان نامشخص است.

مطالعه ادبیات موضوع در تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که علی‌رغم اشاره به نوسان فشار محفظه آزمون در برخی از پژوهش‌های تجربی و اذعان به مخرب بودن آن، تاکنون تحقیق متمرکزی بر روی این پدیده صورت نگرفته است و اغلب اظهارات مراجع به‌صورت کیفی مطرح شده است. از اینرو به برخی از سوالات مطرح در حوزه طراحی شبیه‌ساز خلاء مرتبط با این پدیده پاسخ داده نشده است. به‌عنوان مثال: ناپایداری جت مافوق‌صوت خروجی از نازل در چه شرایطی رخ می‌دهد؟ پدیده نوسان فشار محفظه آزمون در چه نسبت سطحی $\frac{A_d}{A_e}$ رخ می‌دهد؟ در صورت بروز پدیده نوسان فشار، شدت آن چقدر است و به چه عواملی وابسته است؟

در پژوهش حاضر، با استفاده از بستر آزمون ارتفاع‌بالای موجود در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی و با به‌کارگیری سیستم هوای فشرده به‌عنوان سیال عامل، اثر سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی یک نازل مخروطی $\frac{A_d}{A_e}$ بر عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه بررسی شده است. در این بررسی‌ها سطح مقطع ورودی دیفیوزر و قطر گلوگاه نازل ثابت فرض شده و سطح خروجی نازل (A_e) متغیر است، به‌طوری‌که آزمایش‌های تجربی با چهار نازل با نسبت انبساط مختلف انجام می‌شود. بررسی عملکرد دیفیوزر در

حالت راه‌اندازی شده است و جت جریان مافوق‌صوت در اثر ناپایدار شدن شروع به نوسان می‌کند. این امر باعث ایجاد نوسانات کوچک در فشار محفظه خلاء شده است. همچنین، در این مرجع قید شده است که این پدیده می‌تواند حد بالایی را در طراحی پارامتر سطح ورودی دیفیوزر ایجاد کند. با این وجود، با توجه به اینکه فشار خلاء موردنیاز در محفظه آزمون نیز توسط پارامتر سطح ورودی دیفیوزر محدود می‌شود (غالباً در این نوع آزمایش‌ها سطح خروجی نازل جزو الزامات طراحی موتور بوده و ثابت است)، بنابراین در کاربردهایی که نیاز به فشار خلاء پایین‌تر است نمی‌توان چنین قیدی را در طراحی دیفیوزر اعمال کرد.

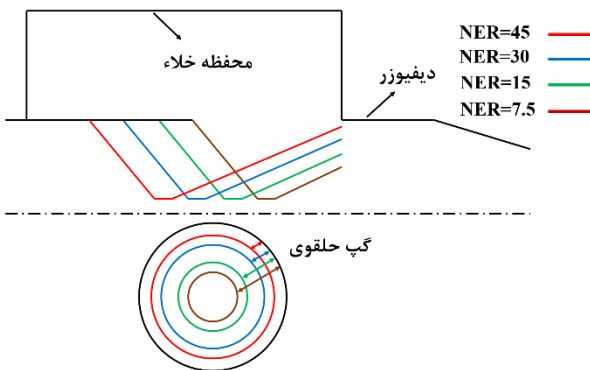
لیم و همکاران [۷] در پژوهشی به بررسی پارامتریک عوامل اساسی در عملکرد دیفیوزرهای گلوگاه ثانویه پرداختند. آن‌ها با شبیه‌سازی عددی و نیز اجرای آزمایش‌های تجربی گاز سرد با استفاده از نیتروژن به عنوان سیال عامل، عوامل موثر بر راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه با ابعاد مختلف را بررسی نمودند. آن‌ها رابطه بین کیفیت تخلیه و پارامترهای هندسی اساسی مانند نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه نازل، نسبت مساحت ورودی دیفیوزر به مساحت گلوگاه ثانویه و نسبت انبساط نازل را برای بهینه‌سازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه ارائه نموده‌اند. بررسی‌های آن‌ها نشان‌دهنده این موضوع است که فشار راه‌اندازی بهینه متناسب با نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه نازل افزایش می‌یابد. همچنین، نسبت مساحت ورودی دیفیوزر به مساحت گلوگاه ثانویه بهینه را در بازه ۲/۲ تا ۲/۵ پیش‌بینی نموده‌اند. آن‌ها به این نکته نیز اشاره کرده‌اند که پس از راه‌اندازی کامل دیفیوزر گلوگاه ثانویه، کیفیت تخلیه فارغ از نسبت انبساط نازل، یکسان است. با این حال، محدوده رژیم گذرا با توجه به نسبت انبساط نازل متفاوت خواهد بود. در این پژوهش این نکته نیز ذکر شده است که ممکن است رژیم گذرا تحت تأثیر فاصله بین خروجی نازل و ورودی دیفیوزر باشد.

سونگ و همکاران [۸] در پژوهشی جامع (نظری، عددی و تجربی)، به مطالعه شرایط راه‌اندازی و عملکرد دیفیوزرهای خروجی مافوق‌صوت پرداختند و اطلاعات ارزشمندی را برای پارامترهای طراحی و عملیاتی دیفیوزر، از جمله نسبت گرمای ویژه گاز خروجی، نسبت مساحت دیفیوزر به نازل موشک و اندازه محفظه خلاء، ارائه نمودند. آن‌ها مشاهده نمودند که فشار راه‌اندازی دیفیوزر با افزایش نسبت مساحت دیفیوزر به مساحت گلوگاه نازل موتور موشک، افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده کردند که در حداقل فشار راه‌اندازی، هم فشار محفظه خلاء و هم فشار دیواره دیفیوزر به‌طور متناوب به‌دلیل زنجیره امواج ضربه‌ای، نوسان می‌کنند اما تا حدودی بالاتر از حداقل فشار راه‌اندازی، نوسان فشار محفظه خلاء ناچیز می‌شود. آن‌ها به این موضوع نیز اشاره نموده‌اند که اندازه محفظه خلاء بر فشار راه‌اندازی دیفیوزر اثری نداشته و با بزرگ شدن اندازه آن، زمان راه‌اندازی دیفیوزر افزایش می‌یابد.

دیفیوزر دچار تغییرات زیادی می‌شود. همچنین، با همین استدلال لازم است سطح مقطع گلوگاه نازل ثابت باشد. مطابق شکل ۲، در آزمایش‌های مجزا با کوتاه‌تر کردن طول نازل (با کاهش نسبت انبساط آن از ۴۵ تا ۷/۵)، نازل به‌همراه محفظه فشار آن طوری جابجا می‌شود که سطح خروجی نازل و سطح ورودی دیفیوزر در یک صفحه قرار گیرند. در این حالت یک گپ حلقوی (در سه بعد) در دهانه محفظه آزمون شکل می‌گیرد که در لحظات اولیه (فشارگذاری) و کاهش فشار در ورودی دیفیوزر، مجرای تخلیه جریان از محفظه آزمون محسوب می‌شود. نازل مخروطی استفاده شده در این پژوهش دارای نیم‌زاویه همگرایی ۴۵ درجه و نیم‌زاویه واگرایی ۱۵ درجه است. مقادیر پارامترهای هندسی مهم نازل و دیفیوزر در جدول ۱ ارائه شده است. دیفیوزر مزبور با استفاده از روش موج ضربه‌ای قائم با تمهیدات ارائه شده در مرجع [۱۴] طراحی شده است. قطر گلوبی نازل‌ها ثابت بوده و مقدار آن ۸ میلی‌متر است.

جدول (۱): مشخصات نازل و دیفیوزر گلوگاه ثانویه

| پارامتر هندسی | مقدار | پارامتر هندسی | مقدار |
|----------------------|--------------|---------------------------------|-------|
| $\frac{A_e}{A^*}$ | 45,30,15,7.5 | $\left(\frac{L}{D}\right)_{st}$ | 8 |
| $\frac{A_d}{A^*}$ | 57.87 | $\left(\frac{L}{D}\right)_d$ | 0.8 |
| $\frac{A_d}{A_{st}}$ | 1.73 | θ_{in} | 6° |
| $\frac{A_o}{A_{st}}$ | 3.5 | θ_{out} | 6° |



شکل (۲): شماتیکی از تغییرات هندسی در آزمایش‌های مختلف

۳- تجهیزات و روش آزمایش

تجهیزات تجربی شامل سیستم تأمین هوای فشرده، محفظه آزمون، نازل مخروطی، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و سیستم داده‌برداری (DAQ) می‌شود. در شکل ۲ شماتیکی از سکوی آزمایش و سیستم داده‌برداری نشان داده شده است. هوای موردنیاز در مخازن فشار قوی با قابلیت تأمین هوا تا فشار ۵۰ بار، ذخیره‌سازی شده و جریان هوا توسط رگولاتور الکتریکی تنظیم می‌گردد. فشار اتمسفر محلی برابر با ۰/۸۹۳ بار و دمای هوای محلی در حدود ۳۰۰ کلوین است. ورودی نازل به سیستم تأمین هوای پر فشار متصل است و یک محفظه آزمون

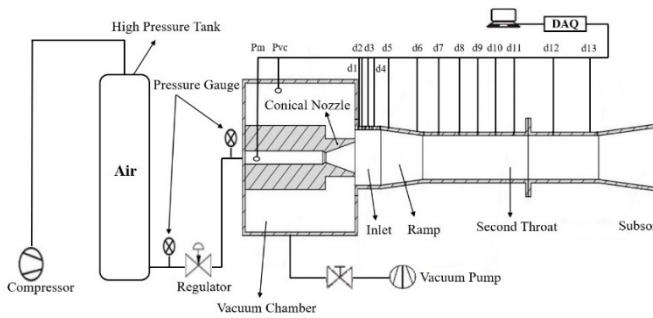
فشارهای مختلف با در نظر گرفتن رویکرد افزایش تدریجی فشار محفظه نازل، صورت پذیرفته است.

در ادامه، در بخش ۲ تعاریف اولیه و بیان مسئله مطرح شده است. تجهیزات آزمایش، داده‌برداری و روش انجام پژوهش در بخش ۳ معرفی شده است. در بخش ۴ نتایج و بحث ارائه شده است. در زیربخش ۱-۴ نتایج آزمایش چهار نازل مختلف با فشارگذاری تدریجی محفظه نازل، به‌صورت مجزا ارائه گردیده است. در زیربخش ۲-۴ عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر در مقادیر مختلف $\frac{A_d}{A_e}$ مورد تحلیل قرار گرفته است. در زیربخش ۳-۴ تحلیل فرکانسی نوسانات فشار محفظه آزمون ارائه شده است. در زیربخش ۴-۴ اثر تغییر فشار موتور بر توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر به ازای یک $\frac{A_d}{A_e}$ مشخص، مورد بررسی قرار گرفته است. در زیربخش ۵-۴ نیز عدم قطعیت نتایج آزمون‌های مربوط به نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ بررسی گردیده است. نهایتاً در بخش ۵ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری پژوهش ارائه شده است.

۲- تعاریف اولیه و بیان مسئله

فرایند روشن شدن یک موتور در سکوی شبیه‌ساز خلاء از فیزیک پیچیده‌ای برخوردار است. در زمان روشن شدن موتور، با افزایش فشار در محفظه نازل، ابتدا گلوگاه نازل به حالت خفگی رسیده و جریان مافوق‌صوت در نازل پیشروی کرده و به خروجی آن می‌رسد. در این حالت گفته می‌شود که نازل راه‌اندازی شده و جریان مافوق‌صوت کامل در آن برقرار گردیده است. در این شرایط هنوز جریان دیفیوزر به حالت مافوق‌صوت نرسیده است و جدایش جریان گسترده‌ای در آن رخ می‌دهد. با افزایش بیشتر فشار محفظه نازل، گازهای خروجی از نازل در حالت فرو منبسط وارد ورودی دیفیوزر می‌شوند. انبساط و پیشروی جریان مافوق‌صوت ادامه می‌یابد تا اینکه موج‌های انبساطی به ورودی دیفیوزر برخورد می‌کنند. در ادامه و با انعکاس موج‌های انبساطی برخوردی در ورودی دیفیوزر، موج ضربه‌ای مایل در قسمت ورودی و همگرایی دیفیوزر شکل گرفته و سپس، در داخل دیفیوزر زنجیره‌ای از امواج ضربه‌ای تشکیل می‌شود. از طریق این زنجیره امواج ضربه‌ای و با کاهش سرعت جریان مافوق‌صوت به جریان مادون‌صوت در دیفیوزر، بازیابی فشار جریان تا فشار اتمسفر محلی صورت می‌گیرد [۱۳ و ۳].

هدف پژوهش حاضر بررسی اثر نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی یک نازل مخروطی ($\frac{A_d}{A_e}$) بر عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه است. بدین منظور چهار سری آزمایش با نسبت مساحت‌های $1.27, 1.91, 4.1, 7.81$ تعریف شده است. در این بررسی‌ها سطح مقطع ورودی دیفیوزر و قطر گلوگاه نازل ثابت فرض شده و فقط سطح خروجی نازل (A_e) متغیر است. قابل ذکر است که در صورت تغییر سطح ورودی دیفیوزر (A_d)، امکان بررسی پارامتر نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ وجود ندارد. زیرا با تغییر آن، عملکرد نامی



شکل (۳): شماتیک بستر آزمون ارتفاع‌بالا و تجهیزات داده برداری

روش اجرای آزمایش به‌طور کلی به‌صورت فشارگذاری تدریجی محفظه نازل و اندازه‌گیری همزمان مقدار فشار محفظه آزمون (یا محفظه خلاء) و نیز مقادیر فشار در طول دیفیوزر گلوگاه ثانویه است. در این حالت فشارگذاری، هدف اصلی بررسی عملکرد حالت پایای دیفیوزر است. نوع دیگر فشارگذاری، فشارگذاری آنی می‌باشد. در این حالت فشارگذاری، پروفیل فشار بر حسب زمان با شیب نسبتاً تند به محفظه نازل اعمال می‌شود و عملکرد غیردائم دیفیوزر مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این پژوهش صرفاً نتایج فشارگذاری تدریجی مورد بررسی قرار گرفته است.

جدول (۲): مشخصات تجهیزات اندازه‌گیری فشار

| مدل حسگر فشار | کمیت اندازه‌گیری شده | بازه اندازه‌گیری | خطای کل |
|--------------------|--------------------------|------------------|-------------|
| TML PWF-10MPB | P_m | ۱۰۰۰ بار | $\pm 0.3\%$ |
| Kulite-XCQ-062 | P_{vc} و d_2 و d_1 | ۱-۰ بار | $\pm 0.5\%$ |
| Motorola MPX5500DP | d_3 - d_{13} | ۱-۰ بار | $\pm 0.9\%$ |

(یا محفظه خلاء) بدون تماس با دیواره‌های آن نصب شده است. در ادامه، یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه در امتداد خروجی نازل به گونه‌ای قرار می‌گیرد که سطح مقطع ورودی دیفیوزر و سطح مقطع خروجی نازل در یک صفحه بوده و دیفیوزر به محفظه خلاء متصل است. مطابق شکل ۳، حسگرهای مختلف برای اندازه‌گیری فشار در محفظه نازل، محفظه خلاء و امتداد دیفیوزر گلوگاه ثانویه نصب شده‌اند. فشار استاتیک در امتداد دیفیوزر با استفاده از سنسورهای Motorola MPX5500DP و Kulite-XCQ-062 اندازه‌گیری می‌شود. برای اندازه‌گیری فشار محفظه نازل و محفظه خلاء نیز به‌ترتیب از حسگرهای TML PWF-10MPB و Kulite-XCQ-062 استفاده می‌شود. هر یک از این حسگرها در محدوده فشار خاصی به‌کار می‌روند. حسگر Kulite-XCQ-062 دارای بازه عملکردی ۰ تا ۱ بار بوده و برای رژیم‌های جریان مختلف بسیار مناسب است. حسگرهای Motorola MPX5500DP و TML PWF-10MPB نیز به‌ترتیب دارای بازه عملکردی ۰ تا ۱۰۰ بار و ۰ تا ۱۰ بار هستند. مواردی مانند عدم قطعیت حسگر و خطای ناشی از اتصالات، تقویت‌کننده و تجهیزات داده‌برداری منجر به ایجاد خطا در فشارهای اندازه‌گیری شده می‌شود. مشخصات تجهیزات اندازه‌گیری فشار به‌همراه بازه و میزان خطای کل اندازه‌گیری در جدول ۲ گردآوری شده است. همچنین، مدل و مشخصات قرارگیری حسگرهای نصب شده در طول دیفیوزر بر حسب میلی‌متر در جدول ۳ نمایش داده شده است.

جدول (۳): مدل و مختصات قرارگیری حسگرهای نصب شده در طول دیفیوزر

| شماره حسگر | مدل | مختصات | شماره حسگر | مدل | مختصات |
|------------|--------------------|--------|------------|--------------------|--------|
| d1 | Kulite XCQ-062 | ۵/۸۰ | d8 | Motorola MPX5500DP | ۲۰۷/۱۴ |
| d2 | Kulite XCQ-062 | ۱۹/۸۸ | d9 | Motorola MPX5500DP | ۲۵۳/۲۰ |
| d3 | Motorola MPX5500DP | ۲۷/۸۴ | d10 | Motorola MPX5500DP | ۲۹۴/۸۳ |
| d4 | Motorola MPX5500DP | ۴۳/۳۸ | d11 | Motorola MPX5500DP | ۳۶۲/۲۰ |
| d5 | Motorola MPX5500DP | ۹۱/۲۴ | d12 | Motorola MPX5500DP | ۴۷۵/۹۲ |
| d6 | Motorola MPX5500DP | ۱۴۵/۲۴ | d13 | Motorola MPX5500DP | ۵۲۸/۰۴ |
| d7 | Motorola MPX5500DP | ۱۷۱/۱۷ | | | |

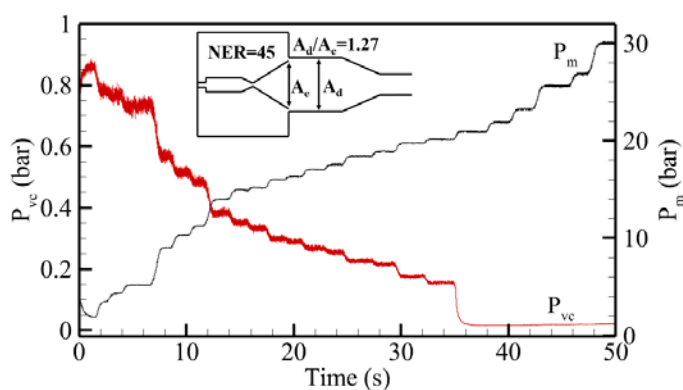
۴- نتایج و بحث

۴-۱- مطالعه عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر با تغییر تدریجی فشار موتور

در این بخش فشار موتور (یا محفظه نازل) به تدریج از فشار اتمسفر محلی تا حدود ۳۰ بار افزایش می‌یابد. در این فرایند، فشار محفظه خلاء به منظور ارزیابی عملکرد دیفیوزر، اندازه‌گیری می‌شود. تغییرات فشار محفظه خلاء (P_{VC}) و محفظه نازل (P_m) در هندسه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است که در ادامه عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر برای نسبت‌های سطح مختلف به صورت مجزا مورد بحث قرار می‌گیرد.

۴-۱-۱- آزمون نازل با نسبت انبساط ۴۵ ($\frac{A_d}{A_e} = 1.27$)

با توجه به شکل ۴ مشاهده می‌شود که در $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۴۵ است، با افزایش P_m تا ۲۰/۱ بار، P_{VC} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً ۰/۱۵ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر اندک P_m تا ۲۰/۹۵ بار، افت ناگهانی P_{VC} تا حدود ۰/۱۷ بار رخ می‌دهد. به عبارت دیگر فشار خلاء نسبی لازم در محفظه آزمون شکل می‌گیرد. به فشار موتوری که در آن فشار خلاء نسبی در اطراف موتور و نازل شکل می‌گیرد و باعث راه‌اندازی دیفیوزر می‌شود، فشار کمینه راه‌اندازی دیفیوزر ($P_{m,s}$) گفته می‌شود. مطابق شکل، افزایش P_m تا ۳۰ بار تأثیر اندکی بر P_{VC} دارد (باعث افزایش جزئی آن می‌شود). در واقع، پس از تشکیل موج ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر، شرایط بالادست (محفظه خلاء) دیگر تحت تأثیر شرایط پایین‌دست قرار نمی‌گیرد. با بررسی دقیق‌تر شکل ۴ می‌توان دریافت که راه‌اندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ در فشار موتور ۲۰/۹۵ بار رخ داده است. همچنین مطابق شکل واضح است که در این حالت نوسان فشاری در محفظه آزمون رخ نداده است.

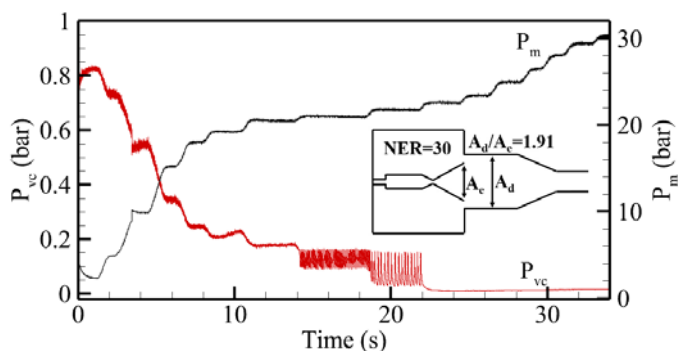


شکل (۴): تغییرات P_m و P_{VC} با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$

۴-۱-۲- آزمون نازل با نسبت انبساط ۳۰ ($\frac{A_d}{A_e} = 1.91$)

با دقت در شکل ۵ می‌توان مشاهده نمود که در $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۳۰ است، با افزایش P_m تا ۲۰/۹ بار،

از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً ۰/۱۸ بار رسیده است. در ادامه، با افزایش اندک P_m تا ۲۱/۱۶ بار، نوساناتی در مقدار P_{VC} رخ داده است. این نوسانات فشار حدوداً بین مقادیر ۰/۰۹ تا ۰/۱۶ بار اتفاق افتاده است که ناشی از بروز ناپایداری در جت جریان خروجی از نازل است. در این پژوهش، فشار موتوری را که در آن نوسانات محفظه شروع شده است با متغیر $P_{m,OS}$ نشان داده می‌شود. سپس، با افزایش تدریجی P_m ، فرکانس نوسانات P_{VC} کم‌تر شده و فشار محفظه خلاء همچنان دارای رفتار نوسانی با مودهای فرکانسی مختلف است. در ادامه و با تغییر P_m تا ۲۲/۹۲ بار، افت ناگهانی P_{VC} تا حدود ۰/۱۳ بار رخ داده و شرایط خلاء پایدار در محفظه آزمون برقرار می‌شود. مطابق شکل با افزایش P_m تا حدود ۳۰ بار، P_{VC} تقریباً ثابت باقی مانده است. با بررسی دقیق‌تر شکل ۵ می‌توان دریافت که راه‌اندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ در فشار موتور ۲۲/۹۲ بار رخ داده است. همچنین، فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار ۲۱/۱۶ بار بوده است.



شکل (۵): تغییرات P_m و P_{VC} با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$

۴-۱-۳- آزمون نازل با نسبت انبساط ۱۵ ($\frac{A_d}{A_e} = 4.1$)

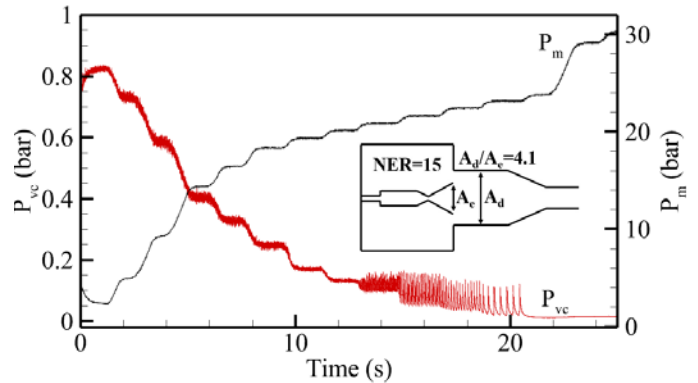
با توجه به شکل ۶ مشاهده می‌شود که در $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۱۵ است، با افزایش P_m تا ۲۰/۳ بار، P_{VC} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً ۰/۱۳ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر P_m تا ۲۰/۶۱ بار، P_{VC} تقریباً بین مقادیر ۰/۰۹ تا ۰/۱۶ بار نوسان می‌کند و بنابراین، دیفیوزر کاملاً راه‌اندازی نشده است. سپس، با افزایش تدریجی P_m ، فرکانس نوسانات P_{VC} کم‌تر شده و فشار محفظه خلاء همچنان دارای رفتار نوسانی با مودهای فرکانسی مختلف است. پس از آن، با افزایش P_m تا ۲۴/۰۱ بار، افت ناگهانی P_{VC} تا حدود ۰/۱۲ بار رخ داده و دیفیوزر راه‌اندازی شده است. در ادامه با افزایش P_m تا حدود ۳۰ بار، P_{VC} تقریباً ثابت باقی مانده است. با بررسی دقیق‌تر شکل ۶ می‌توان دریافت که راه‌اندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ در فشار موتور ۲۴/۰۱ بار رخ داده است. همچنین، فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار ۲۰/۶۱ بار بوده است.

نوسان می‌کند (یعنی $P_{m,OS}$)، کاهش می‌یابد، به طوری که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ از مقدار $1/91$ تا $7/81$ فشار موتور شروع نوسان P_{vc} در حدود $9/31$ درصد کاهش یافته است. با توجه به اینکه مقدار $\frac{A_d}{A_e}$ بیش تر، به معنی نسبت انبساط نازل کم تر و ناحیه انبساط جت بزرگ تر است، دلیل این امر را می‌توان به مافوق صوت شدن جریان در نازل (با نسبت انبساط پایین تر) در فشارهای موتور پایین تر و ناپایداری زود هنگام جت مافوق صوت در ناحیه پخش بزرگ تر نسبت داد. به عبارت دیگر، در اثر شکل گیری جت مافوق صوت نوسانی در ورودی دیفیوزر در فشار موتور پایین تر، فشار محفظه خلاء دچار نوسان می‌شود.

همچنین می‌توان دریافت که با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ ، کمینه فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر ($P_{m,S}$) در حدود $20/33$ درصد افزایش یافته است. روند افزایشی کمینه فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر را می‌توان ناشی از پیچیده تر شدن راه‌اندازی دیفیوزر با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ دانست. زیرا افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ متناظر با افزایش طول جت انبساطی مافوق صوت خروجی از نازل است که منجر می‌شود تا جریان مافوق صوت با زوایه قائم تری به دیواره دیفیوزر برخورد کرده و موج ضربه ای قوی تری هنگام برخورد جریان با دیواره ورودی دیفیوزر تشکیل شود که این امر موجب می‌شود تا افت فشار کل بیش تر رخ دهد. بنابراین، فشار موتور بیش تری برای راه‌اندازی دیفیوزر لازم است. در برخی موارد با توجه به فشار بالای مورد نیاز برای راه‌اندازی دیفیوزر و فشار پایین موتور، از یک اژکتور کمکی برای راه‌اندازی دیفیوزر استفاده می‌شود [15-17]. در برخی موارد هم که انرژی موتور به صورت مرزی برای راه‌اندازی دیفیوزر کفایت می‌کند، با تکنیک‌های کم هزینه تری مانند پیش خلاء سازی نواحی داخلی دیفیوزر و محفظه خلاء (و ناحیه اضافی در انتهای دیفیوزر در صورت لزوم)، راه‌اندازی دیفیوزر انجام می‌شود.

۲-۴- تحلیل عملکرد دیفیوزر در مقادیر مختلف $\frac{A_d}{A_e}$

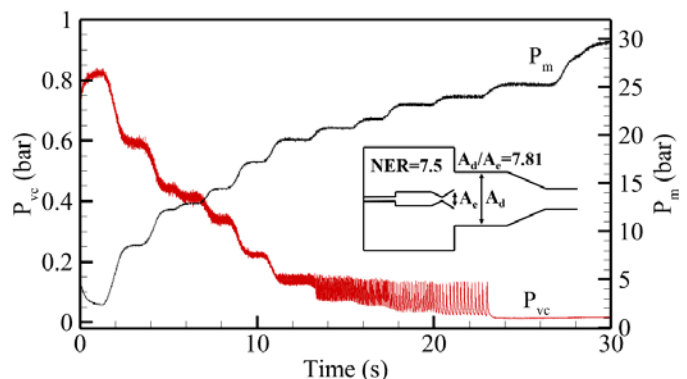
منحنی عملکرد دیفیوزر در فرایند فشارگذاری تدریجی به ازای نسبت‌های مختلف $\frac{A_d}{A_e}$ ، در شکل ۸ نشان داده شده است. همانگونه که مشهود است، با شروع فشارگذاری به صورت تدریجی، فشار محفظه خلاء از مقدار اتمسفر محلی به طور یکنواخت کاهش می‌یابد. در ادامه، در حالت $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ فشار محفظه خلاء با افزایش اندک P_m ، بدون هیچ گونه نوسان به مقدار خلاء نسبی رسیده و با افزایش بیش تر فشار، مقدار آن تقریباً ثابت باقی می‌ماند. این روند در اغلب آزمایش‌های نازل مخروطی در مراجع نمایش داده شده است [۱۲ و ۱۳]. در حالی که در حالت‌های دیگر ($\frac{A_d}{A_e} > 1.27$)، فشار محفظه خلاء ابتدا در یک بازه محدودی از فشار موتور دچار نوسان می‌شود و سپس با افزایش P_m و عبور از ناحیه گذرا و ناپایدار به حالت راه‌اندازی می‌رسد و فشار محفظه خلاء در مقدار مشخصی، ثابت باقی می‌ماند. از مقایسه



شکل (۶): تغییرات P_{vc} و P_m با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$

۴-۱-۴- آزمون نازل با نسبت انبساط $7/5$ ($\frac{A_d}{A_e} = 7.81$)

با توجه به شکل ۷ مشاهده می‌شود که در $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط $7/5$ است، با افزایش P_m تا $17/22$ بار، P_{vc} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً $0/22$ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر P_m تا $19/19$ بار، فشار P_{vc} تقریباً بین مقادیر $0/12$ تا $0/16$ نوسان کرده است و بنابراین، دیفیوزر کاملاً راه‌اندازی نشده است. سپس، با افزایش P_m فرکانس نوسانات P_{vc} کم تر شده و فشار محفظه خلاء دارای مودهای نوسانی گوناگونی شده است. پس از آن، با افزایش P_m تا $25/21$ بار، افت ناگهانی P_{vc} تا حدود $0/14$ بار رخ می‌دهد که حاکی از راه‌اندازی دیفیوزر در این فشار موتور است. سپس، افزایش P_m تا حدود 30 بار تأثیر قابل توجهی بر P_{vc} نداشته است. با بررسی دقیق تر شکل ۷ می‌توان دریافت که راه‌اندازی کامل دیفیوزر با نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ ، در فشار موتور $25/21$ بار رخ داده است. همچنین، فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار $19/19$ بار بوده است.



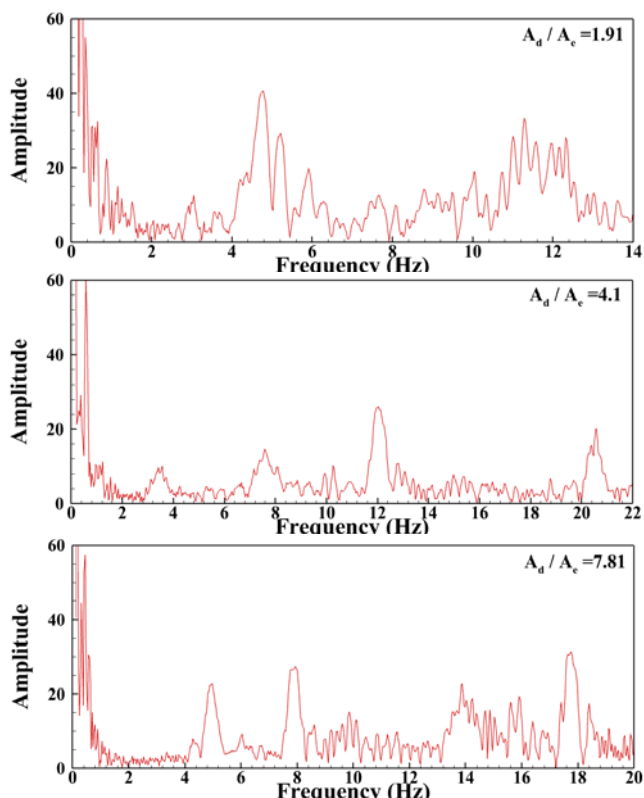
شکل (۷): تغییرات P_{vc} و P_m با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$

با توجه به نتایج حاصل از بررسی شکل‌های ۵ تا ۷ می‌توان استنباط نمود که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ فشار موتوری که در آن فشار محفظه شروع به

است که موجب پیچیده‌تر شدن راه‌اندازی دیفیوزر می‌شود. ذکر این نکته ضروری است که استفاده از آشکارسازها و یا شبیه‌سازی جریان با روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند منشأ این رفتار را بیشتر آشکار ساخته و اظهار نظر جزئی‌تر راجع به فیزیک جریان را میسر سازد.

۳-۴- تحلیل فرکانس نوسانات محفظه خلاء

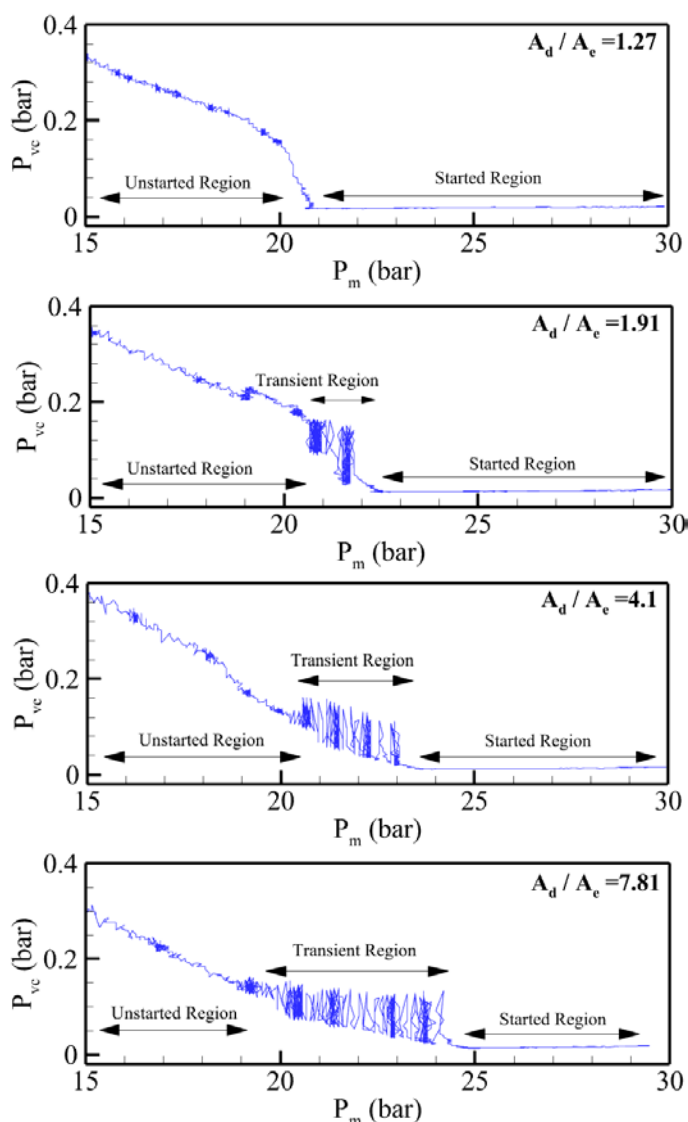
تحلیل فرکانسی نمودارهای فوق (اشکال ۵ تا ۷)، با استفاده از تبدیل فوریه سریع (FFT) انجام شده است. در شکل ۹ نمودار تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء به ازای نسبت‌های سطح $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ ، $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ و $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ در حالت قبل از راه‌اندازی دیفیوزر نمایش داده شده است. مطابق با شکل ۹، به ازای نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ در نوسانات قبل از راه‌اندازی دیفیوزر، در حدود ۲ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۴ تا ۱۲ هرتز شناسایی شده است. همینطور به ازای نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ در نوسانات قبل از راه‌اندازی دیفیوزر، در حدود ۴ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۳ تا ۲۱ هرتز وجود دارد. همچنین، به ازای نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ می‌توان دریافت که در حدود ۴ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۴ تا ۱۸ هرتز وجود دارد.



شکل (۹): تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء به ازای $\frac{A_d}{A_e}$ مختلف

قبل از راه‌اندازی کامل دیفیوزر

منحنی‌های شکل ۸ می‌توان دریافت که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ ، بازه فشار موتور مربوط به ناحیه گذرا بیشتر می‌شود. بنابراین، هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش می‌یابد، شرایط راه‌اندازی دیفیوزر با پیچیدگی بیش‌تری همراه است. بر اساس مطالب بخش‌های قبل می‌توان گفت که افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ متناظر با افزایش طول جت انبساطی مافوق صوت در ورودی دیفیوزر است که در اثر برخورد آن به دیواره دیفیوزر موج ضربه‌ای قوی‌تری شکل گرفته و افت فشار کل بیشتری در جریان ایجاد می‌شود. در نسبت سطح‌های بزرگ، این امر توأم با ناپایداری جت جریان مافوق صوت است که طی آن در فشارهای نزدیک به کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر نوسانات شدیدی در ساختار امواج ضربه‌ای جریان رخ می‌دهد.



شکل (۸): منحنی عملکرد دیفیوزر به ازای $\frac{A_d}{A_e}$ مختلف

ناپایداری در ساختار جریان باعث پر و خالی شدن متناوب محفظه خلاء می‌شود که در نتیجه آن فشار محفظه خلاء دچار نوسان می‌شود. افزایش بیشتر نسبت سطح مزبور با افزایش مودهای نوسانی همراه

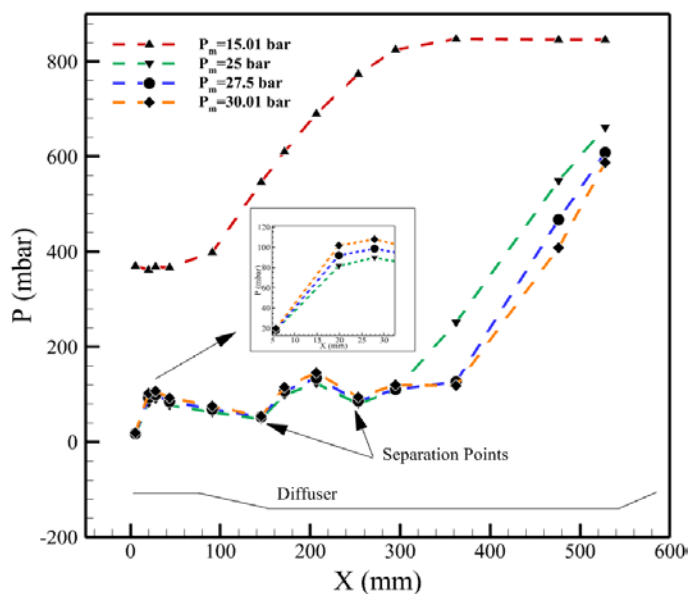
با دقت در شکل ۱۰ می‌توان دریافت که در ناحیه ورودی دیفیوزر ($x < 90$ mm) و به ازای فشار موتور بیش‌تر از ۲۵ بار، فشار استاتیک در دو مکان روند صعودی دارد. این دو افزایش فشار را می‌توان ناشی از شکل‌گیری موج ضربه‌ای پس از برخورد جریان مافوق صوت با دیواره دیفیوزر در این ناحیه دانست. همچنین، افزایش دو مرحله‌ای فشار در این ناحیه را می‌توان با افزایش ضخامت موج ضربه‌ای تشکیل شده در اثر کاهش نسبت انبساط نازل مرتبط دانست. در ادامه فشار استاتیک روند نزولی داشته و در قسمت گلوگاه ثانویه مجدداً افزایش می‌یابد. تغییرات فشار در این ناحیه ناشی از تداخل موج ضربه‌ای و لایه مرزی و جدایی جریان در سطح دیواره دیفیوزر است. به این صورت که در ناحیه گلوگاه ثانویه یک‌بار به علت رخ دادن جدایی جریان از سطح دیواره، افزایش مقطعی فشار استاتیک مشهود است و سپس با اتصال مجدد جریان به دیواره و طی یک روند نزولی، مجدداً پس از شکل‌گیری جدایی جریان گسترده در دیفیوزر، روند صعودی فشار استاتیک تا رسیدن به فشار اتمسفریک در انتهای دیفیوزر ادامه می‌یابد. قابل ذکر است که رفتار جریان مشابهی در عملکرد دیفیوزرها در تحقیقات گذشته به کرات گزارش شده است [۳، ۱۲، ۱۴]. با دقت در قسمت بزرگ‌نمایی شده شکل ۱۰ می‌توان دریافت که هر چه فشار موتور افزایش می‌یابد، ممنوم جریان بیش‌تر شده و با تشکیل امواج ضربه‌ای قوی‌تر در ناحیه ورودی دیفیوزر، افزایش فشار استاتیک در آن ناحیه شدیدتر است.

شکل ۱۱ نمودار توزیع فشار استاتیک در امتداد دیفیوزر و به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ می‌باشد. در این نسبت سطح نیز به دلیل عدم راه‌اندازی نازل در فشار موتور ۱۵/۰۱ بار، فقط ناحیه ورودی دیفیوزر دچار تغییرات شده است. تحلیل این موضوع نیز مشابه با تحلیل ارائه شده برای شکل ۱۰ می‌باشد. با توجه به نتایج بررسی‌های موجود در زیربخش ۴-۱-۳ مشخص است که دیفیوزر به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ در فشار موتور ۲۴/۰۱ بار راه‌اندازی شده و با شکل‌گیری جریان مافوق صوت در ورودی آن، فشار خلاء مورد نظر در محفظه آزمون ایجاد می‌شود. بنابراین، در سه نمودار مربوط به فشار موتور ۲۵، ۲۷/۵ و ۳۰/۰۱ بار جریان مافوق صوت در نازل و دیفیوزر برقرار بوده و هر دو در حالت راه‌اندازی شده قرار دارند.

با مقایسه نتایج حاصل از تحلیل فرکانسی می‌توان دریافت که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ تعداد موده‌های نوسانی فشار محفظه خلاء افزایش یافته است. افزایش تعداد موده‌های نوسانی را می‌توان ناشی از پیچیده‌تر شدن ساختار زنجیره‌ی امواج ضربه‌ای در طول دیفیوزر و نیز انبساط بیش‌تر جریان تا رسیدن به قسمت ورودی دیفیوزر، در ازای افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ دانست. این موضوع حاکی از افزایش میزان نوسانات و ناپایداری‌های پیش از راه‌اندازی دیفیوزر است.

۴-۴- بررسی اثر تغییر فشار موتور بر توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر به ازای $\frac{A_d}{A_e}$ مشخص

در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ توزیع فشار استاتیک در امتداد دیفیوزر به ازای نسبت سطح‌های $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ و $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ و تغییرات فشار موتور از ۱۵ تا ۳۰ بار نمایش داده شده است. این نمودارها خروجی حسگرهای نصب شده بر روی دیفیوزر را نشان می‌دهند.

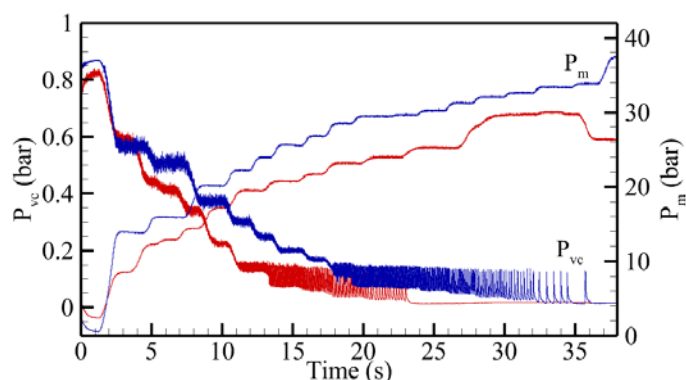


شکل (۱۰): توزیع فشار استاتیک در امتداد دیفیوزر و به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$

شکل ۱۰ نشان‌دهنده توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ می‌باشد. مطابق با شکل ۱۰ مشاهده می‌شود که در فشار موتور ۱۵/۰۱ بار، به علت عدم راه‌اندازی نازل، تنها فشار استاتیک ناحیه ورودی دیفیوزر دستخوش تغییرات شده و سایر نقاط، فشاری نزدیک به فشار اتمسفر محلی دارند. از نتایج بررسی‌های موجود در زیربخش ۲-۱-۴ این موضوع فهمیده می‌شود که دیفیوزر به ازای این نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ در فشار موتور ۲۲/۹۲ بار راه‌اندازی شده و در نتیجه، فشار خلاء مدنظر در محفظه آزمون برقرار می‌شود. این موضوع با مشاهده افت محسوس فشار در ناحیه ورودی دیفیوزر و در ازای فشار موتور ۲۵، ۲۷/۵ و ۳۰/۰۱ بار نیز قابل فهم است.

محیطی و نیز اغتشاشات مختلفی است که ممکن است هنگام اجرای آزمایش رخ دهد. با بررسی آزمایش‌های مختلف می‌توان دریافت که برخی از آزمایش‌ها، مانند آنچه که مبنای تحلیل بخش‌های قبل قرار گرفت (شکل ۷)، پس از طی کردن مودهای نوسانی مختلف راه‌اندازی شده و شرایط خلاء مورد نظر در محفظه آزمون را فراهم می‌نماید.

در برخی موارد، مانند نمونه‌ای که در شکل ۱۲ نمایش داده شده است، راه‌اندازی دیفیوزر در فشار موتور بسیار بالایی (بیش از ۳۰ بار) رخ داده است. در این‌گونه موارد راه‌اندازی دیفیوزر بسیار پیچیده‌تر بوده و با مودهای نوسانی بیش‌تری همراه است. همان‌طور که در بخش مقدمه نیز ذکر شده بود، در برخی پژوهش‌ها از جمله پژوهش دوکاس [۱] به این موضوع اشاره شده است که با افزایش نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$) به مقداری بیش از ۵، احتمال عدم راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه و یا سخت شدن آن وجود دارد. البته او نتایج تجربی دالّ بر این ادعا را ارائه نکرده است.



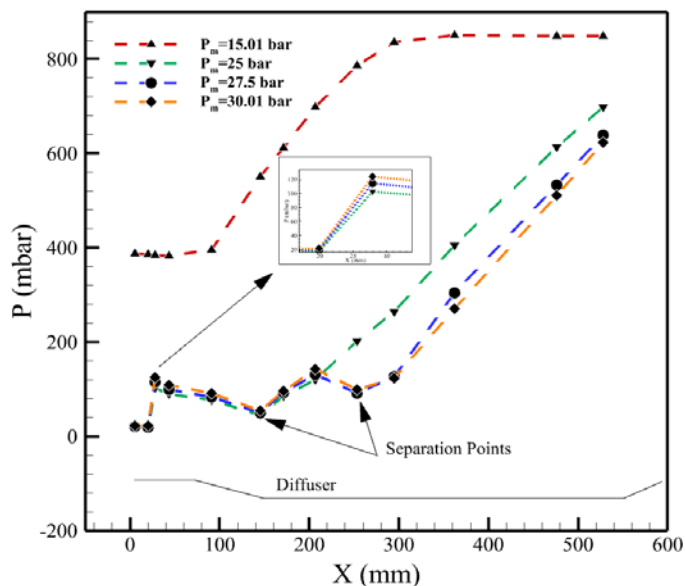
شکل (۱۲): نمونه‌ای از عدم قطعیت در نتایج آزمون‌های مربوط به

$$\frac{A_d}{A_e} = 7.81 \text{ نسبت سطح}$$

با توجه به اینکه نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ معادل با نازلی با نسبت انبساط کوچک است، به شدت در برابر اغتشاشات احتمالی که در سایر هندسه‌ها اختلال چندانی در نتایج آزمایش‌ها ایجاد نمی‌کند، حساس و ناپایدار است. این اغتشاشات می‌تواند مواردی مانند وضعیت جوی و تغییرات فشار و دمای محیط در زمان اجرای آزمایش و نیز، تغییرات دمای بدنه نازل و دیفیوزر پس از اجرای هر آزمایش و یخ‌زدگی مجرای آن‌ها را شامل شود.

۵- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، عملکرد یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه در آزمون تجربی یک نازل مخروطی با نسبت انبساط مختلف با استفاده از سیستم هوای سرد فشرده، مورد ارزیابی قرار گرفت. از مبدل‌های فشار نصب شده در محفظه نازل و محفظه خلاء برای ارزیابی عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر استفاده شد. ابتدا عملکرد دیفیوزر در ایجاد فشار خلاء مورد



شکل (۱۱): توزیع فشار استاتیک در امتداد دیفیوزر و به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$

مطابق با شکل ۱۱ مشهود است که بر خلاف شکل ۱۰، روند تغییرات فشار استاتیک در حد فاصل دو حسگر اول، نزولی بوده و بعد از آن در یک نقطه با شیب نسبتاً تندی، صعودی می‌شود. روند نزولی فشار در حد فاصل دو حسگر اول حاکی از این است که جریان مافوق صوت خروجی از نازل، از دو حسگر اول عبور کرده و در مکانی بین موقعیت حسگر دوم و سوم با دیواره دیفیوزر برخورد می‌کند و منجر به شکل‌گیری موج ضربه‌ای می‌شود. همچنین، اثر افزایش ممنوم جریان و شکل‌گیری موج ضربه‌ای قوی‌تر در ازای افزایش فشار موتور و در نتیجه، افزایش بیش‌تر مقدار فشار استاتیک نیز با دقت در قسمت بزرگنمایی شده شکل ۱۱ قابل مشاهده است. در ادامه، یک روند نزولی در امتداد دیفیوزر و سپس افزایش فشار در گلوگاه ثانویه مشاهده می‌شود که ناشی از تداخل موج ضربه‌ای و لایه مرزی و جدایی جریان در سطح دیواره دیفیوزر است. با توجه به شکل ۱۱ می‌توان دریافت که به ازای فشار موتور ۲۵ بار، پس از رخ دادن جدایی جریان در ناحیه گلوگاه ثانویه، اتصال مجددی رخ نداده است. اما با افزایش فشار موتور و به تبع آن افزایش ممنوم جریان، اتصال مجدد جریان به دیواره دیفیوزر نیز رخ داده و پس از آن جدایی گسترده جریان واقع می‌شود. لازم به ذکر است که روند کلی تغییرات فشار استاتیک در طول دیفیوزر به ازای نسبت سطح‌های $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ و $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ نیز به ترتیب مشابه با شکل‌های ۱۰ و ۱۱ می‌باشد.

۴-۵- عدم قطعیت نتایج آزمون‌های مربوط به نسبت سطح

$$\frac{A_d}{A_e} = 7.81$$

یکی از نکات حائز اهمیتی که از میان آزمایش‌های متعدد مربوط به نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ فهمیده می‌شود و ذکر آن ضروری است، حساسیت شدید آزمایش‌های این نسبت سطح به تغییرات شرایط

- [4] B. H. Park, J. H. Lee, and W. Yoon, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser: Effects of diffuser length and pre-evacuation state," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 29, no. 5, pp. 1369–1379, Oct. 2008, doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2008.04.006.
- [5] N. Fouladi, "Numerical investigation of flow transient phase of motor burnout in an altitude test simulator," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 18, no. 7, pp. 10–19, Nov. 2018.
- [6] K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu, and K. A. Bhaskaran, "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models," *Experimental Thermal and Fluid Science*, p. 13, 1998.
- [7] J. Lim, B. H. Park, W. Yoon, and Y. Lee, "Parametric Investigation on the Essential Flow Factors Commanding Steady Operations of the Second Throat Exhaust Diffuser," in *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, CT: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jul. 2008. doi: 10.2514/6.2008-4784.
- [8] H.-G. Sung, H.-W. Yeom, S. Yoon, S.-J. Kim, and J. Kim, "Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 26, no. 2, pp. 240–247, Mar. 2010, doi: 10.2514/1.46226.
- [9] R. Arun Kumar and G. Rajesh, "Flow transients in un-started and started modes of vacuum ejector operation," *Physics of Fluids*, vol. 28, no. 5, p. 056105, May 2016, doi: 10.1063/1.4948959.
- [10] R. Arun Kumar and G. Rajesh, "Physics of vacuum generation in zero-secondary flow ejectors," *Physics of Fluids*, vol. 30, no. 6, p. 066102, Jun. 2018, doi: 10.1063/1.5030073.
- [11] N. Fouladi, M. Farahani, and A. R. Mirbabaei, "Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser with a thrust optimized parabolic nozzle," *Aerospace Science and Technology*, vol. 94, p. 105406, Nov. 2019, doi: 10.1016/j.ast.2019.105406.
- [12] N. Fouladi and M. Farahani, "Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles," *Aerospace Science and Technology*, vol. 105, p. 106020, Oct. 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106020.
- [13] N. Fouladi, "Numerical investigation of back flow arrester effect on altitude test simulator starting performance," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 7, pp. 185–196, 2017.
- [14] N. Fouladi, A. Mohamadi, and H. Rezaei, "Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 8, pp. 159–168, Oct. 2016.

نظر در محفظه آزمون با فرایند افزایش تدریجی فشار محفظه نازل (فشار موتور) مورد بررسی قرار گرفت. بررسی‌ها نشان داد که در نسبت‌های سطح بالا (اینجا از ۱/۹۱ به بالا) قبل از راه‌اندازی دیفیوزر، به دلیل ناپایدار شدن جریان در ورودی دیفیوزر، فشار محفظه آزمون دچار نوسان می‌شود. همچنین مشاهده شد که به‌طور کلی، با افزایش نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$)، مقدار فشار موتور متناظر با شروع نوسانات، کاهش می‌یابد. همچنین هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش یابد، به‌علت افزایش میزان نوسانات و ناپایداری‌های پیش از راه‌اندازی کامل دیفیوزر، راه‌اندازی دیفیوزر پیچیده‌تر شده و مودهای نوسانی مختلف فشار محفظه آزمون به‌وجود می‌آید. با تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء در حالت قبل از راه‌اندازی کامل دیفیوزر و استخراج فرکانس‌های غالب نوسانات مشاهده شد که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ ، تعداد مودهای نوسانی فشار محفظه خلاء افزایش یافته و فرکانس غالب نوسانات قبل از حالت راه‌اندازی کامل دیفیوزر نیز، دارای مقادیر بیش‌تری است. علاوه بر این، مطابق بررسی‌های انجام شده با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ از ۱/۲۷ تا ۷/۸۱، کمینه فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر روند افزایشی دارد. همچنین، با بررسی اثر تغییر فشار موتور بر توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر به ازای یک $\frac{A_d}{A_e}$ مشخص مشاهده شد که با افزایش فشار موتور، ممنوم جریان بیش‌تر شده و با تشکیل امواج ضربه‌ای قوی‌تر در ناحیه ورودی دیفیوزر، افزایش فشار استاتیک در آن ناحیه شدیدتر است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

بدین وسیله از گروه پژوهشی پیشران پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی در ایجاد بستر آزمایش تجربی فعالیت حاضر و کارشناسان آن گروه در کمک به انجام آزمایش‌ها، تقدیر و تشکر به‌عمل می‌آید.

مراجع

- [1] P. Ducasse, "Rocket altitude test facilities register," ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT NEUILLY-SUR-SEINE (FRANCE), 1987.
- [2] J. N. Sivo, C. L. Meyer, and D. J. Peters, *Experimental Evaluation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation*. National Aeronautics and Space Administration, 1960.
- [3] B. H. Park, J. Lim, S. Park, J. H. Lee, and W.-S. Yoon, "Design and Analysis of a Second-Throat Exhaust Diffuser for Altitude Simulation," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 28, no. 5, pp. 1091–1104, Sep. 2012, doi: 10.2514/1.B34342.

- [15] H. L. Merryman and R. M. Brooksbank, "Quality Assurance Test of a Thiokol Chemical Corporation TE-M-364-3 Solid-Propellant Rocket Motor Tested in the Spin Mode at Simulated Altitude Conditions," ARO INC ARNOLD AFS TN, 1970.
- [16] R. Manikanda Kumaran, K. Vivekanand, T. Sundararajan, S. Balasubramanian, and D. Raja Manohar, "Analysis of Diffuser and Ejector Performance in a High Altitude Test Facility," in *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aug. 2009. doi: 10.2514/6.2009-5008.
- [17] E. Mohammadi, N. Fouladi, and A. Madadi, "Design and Analysis of Gas Ejector in High Altitude Test Facility," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 52, no. 11, pp. 3015–3032, 2019.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)