



مطالعه تجربی عملکرد یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه در تست نازل مخروطی با نسبت انبساط مختلف

نعمت اله فولادی^{۱*}، محمد فراهانی^۲، احمدرضا پارسا دلپوند^۳

۱- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران و nfouladi@eri.ac.ir

۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران و mfarahani@sharif.edu

۳- دانشجو کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران و ahmadreza.parsa@ae.sharif.edu

*نویسنده مخاطب

چکیده

در پژوهش حاضر، اثر نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل مخروطی ($\frac{A_d}{A_e}$)، بر فرآیند 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 دو رویکرد افزایش تدریجی و کاهش تدریجی فشار محفظه نازل توسط یک منبع هوای پرفشار، انجام شده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که در نسبت‌های سطح بالا قبل از راه‌اندازی دیفیوزر، به دلیل ناپایداری شدن جریان در ورودی دیفیوزر نوساناتی در فشار محفظه آزمون ایجاد می‌شود. با تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء مشاهده می‌شود که هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش می‌یابد، تعداد مدهای نوسانی فشار محفظه خلاء نیز افزایش یافته و فرکانس غالب نوسانات قبل و هنگام خروج از حالت راه‌اندازی دیفیوزر بزرگتر می‌شود. علاوه بر این، مطابق با بررسی‌های انجام شده، علی‌رغم افزایش قابل توجه نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ از ۱/۲۷ تا ۷/۸۱ و پیچیده‌تر شدن فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر، کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر افزایش نیافته است و حتی کاهش ۲/۵ درصدی داشته است. با این وجود، فشار خروج از راه‌اندازی دیفیوزر با این میزان افزایش نسبت سطح، افزایش قابل توجهی در حدود ۸/۶ درصد داشته است. این میزان افزایش فشار خروج از راه‌اندازی دیفیوزر منجر به کاهش قابل توجه حلقه هیستریزیس در عملکرد دیفیوزر شده است، به طوری که در نسبت سطح ۷/۸۱، حلقه هیستریزیس به طور کامل محو شده است.

واژه‌های کلیدی: دیفیوزر گلوگاه ثانویه - بستر آزمون ارتفاع بالا - راه‌اندازی دیفیوزر - نازل مخروطی - هیستریزیس

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 (شکل ۱). غالباً در این سیستم برای ایجاد و حفظ شرایط خلاء از انرژی جنبشی احتراق خود موتور استفاده می‌شود، به اینصورت 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 انبساط جت سیال در ورودی دیفیوزر، فشار گازها در این نواحی پایین‌تر از فشار گاز 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 [۲ و ۱].

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 [۳ و ۴].

نکته حائز اهمیت دیگر در بزرگ بودن پارامتر نسبت سطح 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 تست استندهای خلاء اهمیت دارد [۵ و ۱].

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. آناملای و همکاران [۶] در پژوهشی به بررسی پارامترهای هندسی مختلف مانند نسبت سطح مقطع

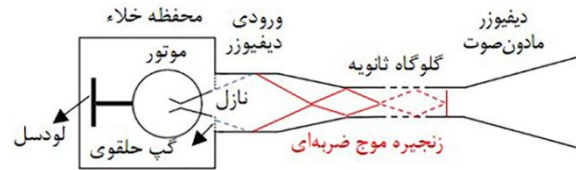
مطالعه ادبیات موضوع در تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که علی‌رغم اشاره به نوسان فشار محفظه آزمون در برخی از پژوهش‌های تجربی و اذعان به مخرب بودن آن، تاکنون تحقیق متمرکزی بر روی این پدیده صورت نگرفته است و اغلب اظهارات مراجع به صورت کیفی مطرح شده است. از اینرو به برخی از سوالات مطرح در حوزه طراحی شبیه‌ساز خلاء مرتبط با این پدیده پاسخ داده نشده است. بعنوان مثال: ناپایداری جت مافوق صوت 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 بکارگیری سیستم هوای فشرده به عنوان 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، به طوری که آزمایش‌های تجربی با چهار نازل با نسبت انبساط مختلف انجام می‌شود. بررسی عملکرد دیفیوزر در فشارهای مختلف با در نظر گرفتن دو رویکرد افزایش تدریجی و کاهش 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 تحقیق 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 و تخلیه فشار تدریجی محفظه نازل، به صورت 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. همچنین، در زیربخش ۴-۴ تأثیر کلی پارامتر ($\frac{A_d}{A_e}$) بر راه‌اندازی دیفیوزر مورد بحث قرار گرفته است. نهایتاً در بخش ۵ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری تحقیق 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 مافوق صوت در نازل پیشروی کرده و به خروجی آن می‌رسد. در این حالت گفته می‌شود که نازل راه‌اندازی شده و جریان مافوق صوت کامل در آن برقرار گردیده است. در این شرایط هنوز جریان در دیفیوزر به حالت مافوق صوت 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 مافوق صوت 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



شکل ۱- شماتیک از هسته مرکزی شبیه‌ساز خلاء با دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ساختار جریان داخلی

یک دیفیوزر استوانه‌ای مستقیم (CAED) به سطح مقطع گلوگاه نازل موتور ($\frac{A_d}{A_t}$) 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 فاکتور کارایی بر اساس روابط موج ضربه‌ای قائم یک بعدی، شاهد کاهش این فاکتور در مقادیر بالای نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی نازل ($\frac{A_d}{A_e}$) 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 لوله مستقیم در نسبت $\frac{A_d}{A_e}$ برابر ۲ و در یک فشار موتور نزدیک به فشار راه‌اندازی دیفیوزر، نوسانات فشار محفظه خلاء را مشاهده کرده‌اند. آن‌ها برای اولین بار 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. 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 مورد نیاز 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.

فولادی و همکاران [۸و۷] در پژوهشی به بررسی تجربی و عددی فیزیک جریان و عملکرد دیفیوزر گلوگاه ثانویه در لحظه روشن شدن موتور در شرایط بدون پیش خلاء‌سازی و با پیش خلاء‌سازی بخش‌هایی از دیفیوزر و محفظه آزمون، پرداختند. آن‌ها نشان دادند که با پیش خلاء‌سازی دیفیوزر، زمان راه‌اندازی کوتاه‌تر می‌شود. همچنین، هرچه فضای بیشتری در طول دیفیوزر پیش خلاء شده باشد، راه‌اندازی دیفیوزر در زمان کوتاه‌تر و با حذف برخی از پدیده‌های پیچیده مربوط به فرایند راه‌اندازی رخ می‌دهد. البته در تحقیق آن‌ها نسبت $\frac{A_d}{A_e}$ در حدود ۱/۲۵ بوده است. بنابراین، به صورت ذاتی پدیده نوسان فشار محفظه در سیستم آن‌ها وجود نداشته است. از اینرو، میزان تأثیرگذاری پیش خلاء‌سازی در حذف پدیده نوسانات فشار محفظه آزمون در نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ بالا، همچنان نامشخص است.

جدول ۱- مشخصات نازل و دیفیوزر گلوگاه ثانویه

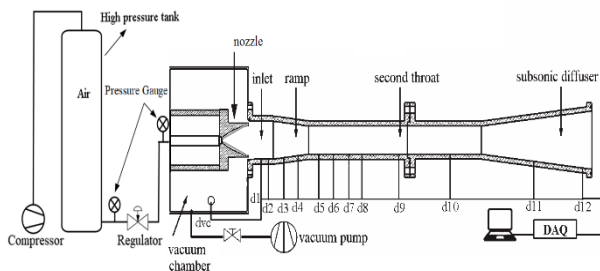
| مقدار | پارامتر هندسی | مقدار | پارامتر هندسی |
|-------|---------------------------------|--------------|----------------------|
| 8 | $\left(\frac{L}{D}\right)_{st}$ | 45,30,15,7.5 | $\frac{A_e}{A^*}$ |
| 0.8 | $\left(\frac{L}{D}\right)_d$ | 57.87 | $\frac{A_d}{A^*}$ |
| 6° | θ_{in} | 1.73 | $\frac{A_d}{A_{st}}$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

۳- تجهیزات و روش آزمایش

تجهیزات تجربی شامل سیستم تأمین هوای فشرده، محفظه آزمون، نازل مخروطی، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و سیستم داده برداری (DAQ) می شود. در شکل ۳ سکوی آزمایش و سیستم داده برداری نشان داده شده است. هوای مورد نیاز در مخازن فشار قوی با قابلیت تأمین هوا تا فشار ۵۰ بار، ذخیره سازی شده و جریان هوا توسط رگولاتور الکتریکی تنظیم می گردد. فشار اتمسفر محلی برابر با ۰/۸۸۶ بار و دمای هوای محلی در حدود ۳۰۰ کلوین است. ورودی نازل به سیستم تأمین هوای پرفشار متصل است و یک محفظه آزمون (یا محفظه خلاء) بدون تماس با دیواره های آن نصب گردیده است. در ادامه، یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه در امتداد خروجی نازل به گونه ای قرار می گیرد که سطح مقطع ورودی دیفیوزر و سطح مقطع خروجی نازل در یک صفحه بوده و دیفیوزر به محفظه خلاء متصل است. در این حالت یک شکاف حلقوی در ورودی محفظه خلاء ایجاد می شود تا جریان بتواند از آن عبور کند. جهت اندازه گیری فشار موتور از یک مبدل فشار TML و برای اندازه گیری فشار محفظه خلاء از یک مبدل فشار KELLER استفاده شده است. جدول ۲ مشخصات مبدل فشار مورد استفاده در هر قسمت از سیستم را نشان می دهد.



الف- بستر آزمون تجربی



ب- شماتیک بستر آزمون تجربی

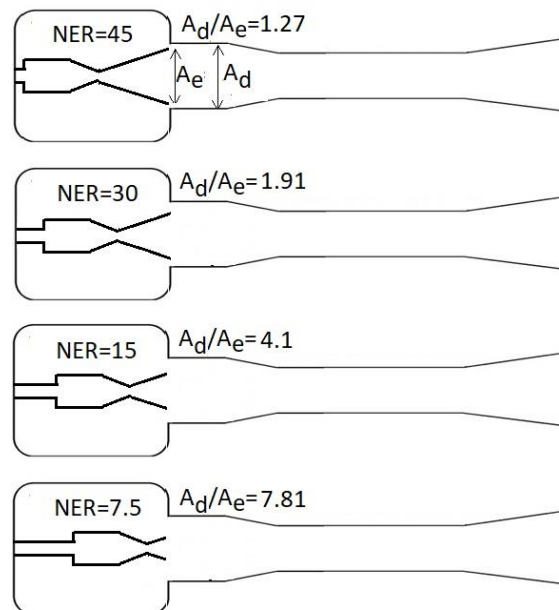
شکل ۳- بستر آزمون ارتفاع بالا و تجهیزات داده برداری (الف) و شماتیک

بستر آزمون تجربی (ب)

سرعت جریان مافوق صوت به جریان مادون صوت در دیفیوزر، بازیابی فشار جریان تا فشار اتمسفر محلی صورت می گیرد [۹ و ۳].

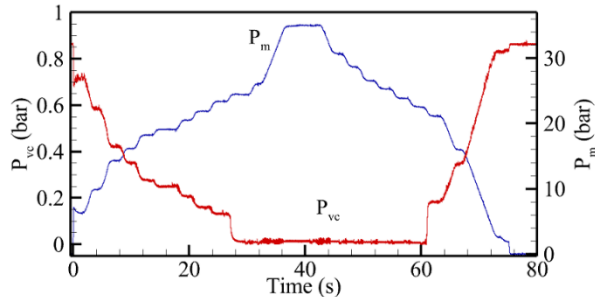
هدف پژوهش حاضر بررسی اثر سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع خروجی یک نازل مخروطی ($\frac{A_d}{A_e}$) بر عملکرد راه اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه است. بدین منظور، مطابق شکل ۲ چهار سری آزمایش با نسبت مساحت های 7.81, 4.1, 1.91, 1.27 تعریف شده است. در این بررسی ها سطح مقطع ورودی دیفیوزر و قطر گلوگاه نازل 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 دیفیوزر دچار تغییرات زیادی می شود. همچنین، با همین استدلال لازم است سطح مقطع گلوگاه نازل ثابت باشد.

مطابق شکل ۲، در آزمایش های مجزا با کوتاه تر کردن طول نازل (یا کاهش نسبت انبساط آن از ۴۵ تا ۷/۵)، نازل به همراه محفظه فشار آن طوری جابجا می شود 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 می گیرد که در لحظات اولیه (بارگذاری فشار)، دهانه مکش جریان از محفظه آزمون محسوب می شود و در فرآیند کاهش فشار موتور و خروج از حالت راه اندازی، جریان از این ناحیه وارد محفظه آزمون شده و به اصطلاح برگشت جریان به محفظه شکل می گیرد. نازل مخروطی استفاده شده در این تحقیق دارای نیم زاویه همگرایی ۴۵ درجه و نیم زاویه واگرایی ۱۵ درجه است. مقادیر پارامترهای هندسی مهم نازل و دیفیوزر در جدول ۱ ارائه شده است. دیفیوزر مزبور با استفاده از روش موج ضربه ای قائم با تمهیدات ارائه شده در مرجع [۱۰] طراحی شده است و در ابعاد بزرگتر (حدود ۴ برابر) در تست گرم یک موتور انتقال مداری سوخت جامد موسوم به سامان ۱ در پژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی مورد استفاده قرار گرفته است [۱۱].



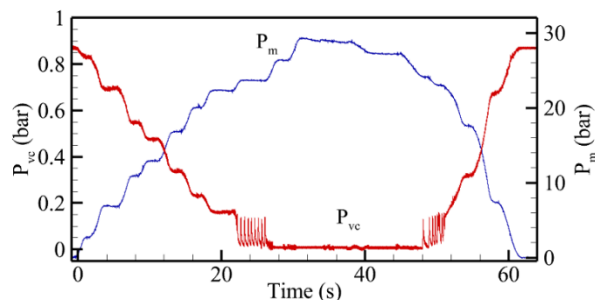
شکل ۲- شماتیک از تغییرات هندسی در آزمایش های مختلف

این حالت در فشار موتور ۲۱/۹ 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- تست 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 ۲۲/۸ بار، P_{vc} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً ۰/۱۴ بار رسیده است. در ادامه، با افزایش اندک P_m تا ۲۳/۰۴ بار، نوساناتی در مقدار P_{vc} رخ داده است. این نوسانات فشار حدوداً بین مقادیر ۰/۱۵ تا ۰/۱۵ بار اتفاق افتاده است که ناشی از بروز ناپایداری در جت جریان خروجی از نازل است. در این تحقیق، فشار موتوری را که در آن نوسانات محفظه شروع شده است با متغیر $P_{m,OS}$ نشان داده می‌شود. سپس، با تغییر P_m تا ۲۳/۲ بار، افت ناگهانی P_{vc} تا حدود ۰/۱۶ بار رخ داده و شرایط خلاء پایدار در محفظه آزمون برقرار می‌شود. مطابق شکل با افزایش P_m تا حدود ۲۹ بار، P_{vc} تقریباً ثابت باقی مانده است. سپس روند کاهش تدریجی فشار موتور پیاده شده است که طی آن در فشار موتور ۲۲/۸ بار، دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و مجدداً نوسان فشار در محفظه خلاء رخ داده است. با کاهش اندک فشار موتور، فشار محفظه آزمون از حالت نوسانی خارج شده و با شیب نسبتاً تندی بالا رفته است و در ادامه فشار محفظه تا فشار اتمسفر محلی افزایش یافته است. در این تحقیق به فشار خروج از فشار خلاء نسبی و یا ورود به حالت نوسانی در زمان کاهش فشار موتور، فشار خروج از راه‌اندازی گفته می‌شود. همچنین، فشار موتوری که در آن فشار محفظه از حالت نوسانی خارج شده و با شیب تند افزایش می‌یابد، با متغیر $P_{m,OE}$ نمایش داده می‌شود.



شکل ۵- تغییرات P_m و P_{vc} با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$

جدول ۲- مشخصات تجهیزات داده‌برداری

| مدل مبدل فشار | کمیت اندازه‌گیری شده | بازه اندازه‌گیری | دقت |
|----------------|----------------------|--------------------|----------------|
| TML PWF-10MPB | P_m | 0-100 bar (Gauge) | 0.5%RO |
| KELLER PAA-21Y | P_{vc} | 0-4 bar (Absolute) | $\pm 0.25\%FS$ |

روش اجرای آزمایش به طور کلی به صورت فشارگذاری و تخلیه فشار تدریجی محفظه نازل و اندازه‌گیری همزمان مقدار فشار محفظه آزمون (یا محفظه خلاء) است. در این حالت فشارگذاری، هدف اصلی بررسی عملکرد حالت پایای دیفیوزر است. نوع دیگر فشارگذاری، فشارگذاری آبی می‌باشد. در این حالت فشارگذاری، پروبیل فشار بر حسب زمان با شیب نسبتاً تند به محفظه نازل اعمال می‌گردد و عملکرد غیردائم دیفیوزر مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این تحقیق فقط نتایج فشارگذاری و تخلیه فشار تدریجی مورد بررسی قرار گرفته است.

۴- نتایج و بحث

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

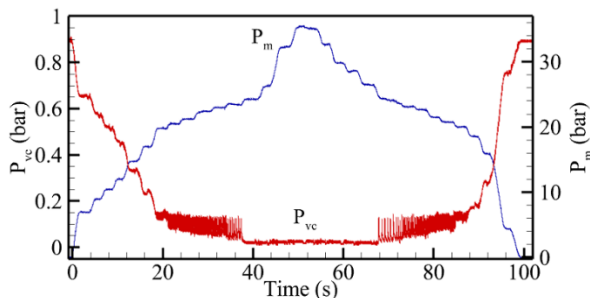
در این بخش فشار موتور (یا محفظه نازل) به تدریج از فشار اتمسفر محلی تا حدود ۳۰ بار افزایش یافته و سپس به تدریج تا فشار اتمسفر محلی کاهش می‌یابد. در این فرایند، فشار محفظه خلاء به منظور ارزیابی عملکرد دیفیوزر، اندازه‌گیری می‌شود. تغییرات فشار محفظه خلاء (P_{vc}) و محفظه نازل (P_m) در هندسه‌های مختلف مورد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

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

با توجه به شکل ۴ مشاهده می‌گردد که در $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۴۵ است، با افزایش P_m تا ۲۴ بار، P_{vc} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً ۰/۱۲ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر اندک P_m تا ۲۴/۴ بار، افت ناگهانی P_{vc} تا حدود ۰/۱۶ 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 ۳۵ بار تأثیر اندکی بر P_{vc} دارد (باعث افزایش جزئی آن می‌شود). در واقع، پس از تشکیل موج ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر، شرایط بالا دست (محفظه خلاء) دیگر تحت تأثیر شرایط پایین دست قرار نمی‌گیرد. همچنین، با کاهش P_m از ۳۵ به ۲۲/۲ بار، P_{vc} در مقدار نسبتاً ثابتی باقی مانده است (باعث کاهش جزئی آن شده است). با کاهش بیشتر P_m به ۲۱/۹ بار، دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و P_{vc} با شیب نسبتاً تندی بالا رفته است. به فشار موتوری که در آن دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج می‌شود، فشار خروج از راه‌اندازی دیفیوزر ($P_{m,E}$) گفته می‌شود. با بررسی دقیق‌تر شکل ۴ می‌توان دریافت که راه‌اندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ در فشار موتور ۲۴/۴ بار و خروج از



دیفیوزر از حالت راهاندازی خارج شده و فشار محفظه خلاء وارد فاز نوسانی با مدهای مختلف شده است. این نوسانات فشار، تا فشار موتور $19/03$ بار ادامه داشته است. سپس با کاهش بیشتر P_m نوسانات فشار محفظه محو شده و فشار محفظه با شیب نسبتاً تندی بالا رفته است. با بررسی دقیق تر شکل ۷ می توان دریافت که راهاندازی کامل دیفیوزر با نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ ، در فشار موتور $23/8$ بار و خروج از این حالت در فشار موتور $23/78$ بار رخ داده است. همچنین فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار $20/1$ بار بوده و فشار خروج از نوسانات در فرایند کاهش فشار موتور برابر $19/03$ بار بوده است.



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

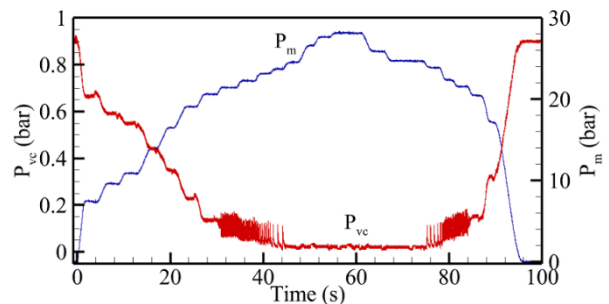
۴-۲- تحلیل عملکرد دیفیوزر در مقادیر مختلف $\frac{A_d}{A_e}$
 منحنی عملکرد دیفیوزر به ازای نسبت های $\frac{A_d}{A_e}$ مختلف، در فشارگذاری و کاهش فشار تدریجی در شکل ۸ نشان داده شده است. همانگونه که مشهود است، با شروع بارگذاری فشار به صورت تدریجی، فشار محفظه خلاء از مقدار اتمسفر محلی به طور یکنواخت کاهش می یابد. در ادامه، در حالت $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ فشار محفظه خلاء با افزایش اندک P_m بدون هیچگونه نوسان به مقدار خلاء نسبی رسیده و با افزایش بیشتر فشار، مقدار آن تقریباً ثابت باقی می ماند. این روند در اغلب آزمایش های نازل مخروطی در مراجع نمایش داده شده است [۳ و ۷]. در حالیکه در حالت های دیگر ($\frac{A_d}{A_e} > 1.27$)، فشار محفظه خلاء ابتدا در یک بازه محدودی از فشار موتور دچار نوسان می شود و سپس با افزایش P_m و عبور از ناحیه گذرا و ناپایدار به حالت راهاندازی می رسد و فشار محفظه خلاء در مقدار مشخصی، ثابت باقی می ماند. از مقایسه منحنی های شکل ۸ می توان دریافت که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ بازه فشار موتور مربوط به ناحیه گذرا بیشتر می شود. بنابراین، هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش می یابد، شرایط راهاندازی دیفیوزر با پیچیدگی بیشتری همراه است.

در $\frac{A_d}{A_e}$ بالا، در روند کاهش فشار موتور، بر عکس روند افزایش فشار آن، ابتدا دامنه نوسانات افزایشی است و با کاهش بیشتر فشار موتور، نوسانات مستهلک می شوند. در منحنی اول شکل ۸ که مربوط به $\frac{A_d}{A_e} = 1.27$ می باشد، به وضوح ایجاد حلقه هیستریزس طی عملیات فشارگذاری و فشاربرداری دیده می شود. با این حال، با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ ، حلقه هیستریزس کاهش می یابد و در نسبت سطح های بالاتر $\frac{A_d}{A_e}$ محو می گردد. پدیده هیستریزس بدین معناست که پس از راهاندازی در یک فشار موتور معین، دیفیوزر قادر است با فشار موتور کمتری در حالت راهاندازی شده باقی بماند. علت ایجاد ناحیه هیستریزس، شکل گیری ساختارهای جریان متفاوت

با بررسی دقیق تر شکل ۵ می توان دریافت که راهاندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 1.91$ در فشار موتور $23/2$ بار و خروج از حالت راهاندازی، در فشار $22/8$ بار رخ داده است. همچنین، فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار $23/04$ بار بوده و فشار خروج از نوسانات در فرایند کاهش فشار موتور برابر با $21/91$ بار بوده است.

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

با توجه به شکل ۶ مشاهده می گردد که در $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۱۵ است، با افزایش P_m تا $20/8$ بار، P_{vc} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً $0/13$ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر P_m تا $21/3$ بار، P_{vc} تقریباً بین مقادیر $0/066$ تا $0/17$ نوسان می کند 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 مدهای فرکانسی مختلف است. پس از آن، با افزایش P_m تا $24/1$ بار، افت ناگهانی P_{vc} تا حدود $0/26$ بار رخ داده و دیفیوزر راهاندازی شده است. در ادامه با افزایش P_m تا حدود 28 بار، P_{vc} تقریباً ثابت باقی مانده است. در رویکرد کاهش تدریجی فشار موتور مشاهده می شود که در P_m برابر با $24/06$ بار، دیفیوزر از حالت راهاندازی شده، خارج شده و P_{vc} پس از طی نوساناتی با شیب نسبتاً تندی بالا رفته است. با بررسی دقیق تر شکل ۶ می توان دریافت که راهاندازی کامل دیفیوزر با نسبت هندسی $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ ، در فشار موتور $24/1$ بار و خروج از حالت راهاندازی، در فشار موتور $24/06$ بار رخ داده است. همچنین فشار شروع نوسانات در فرایند افزایشی فشار موتور در مقدار $21/3$ بار بوده و فشار خروج از نوسانات در فرایند کاهش فشار موتور برابر با $20/84$ بار بوده است.

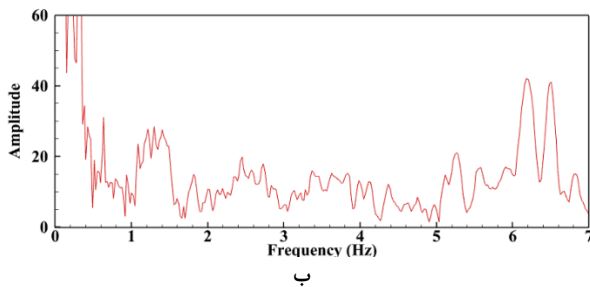
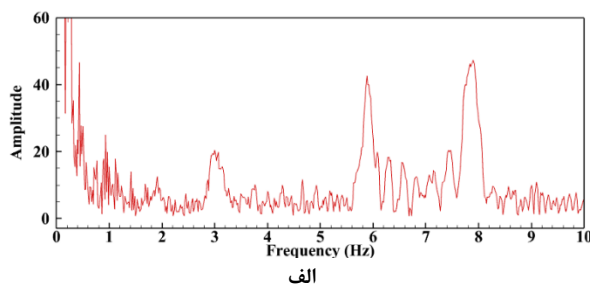


شکل ۶- تغییرات P_m و P_{vc} با زمان به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$

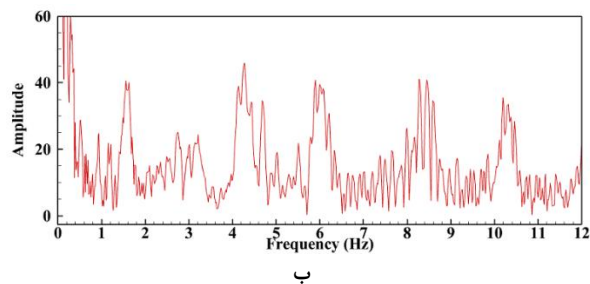
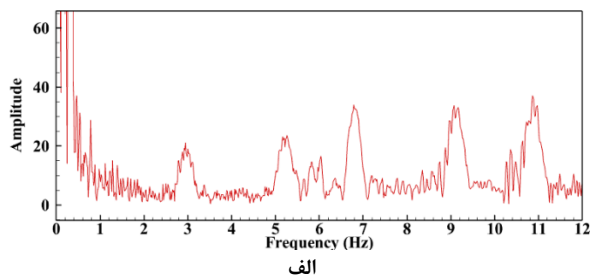
۴-۱-۴- تست نازل با نسبت انبساط ۷/۵ ($\frac{A_d}{A_e} = 7.81$)

با توجه به شکل ۷ مشاهده می گردد که در $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ که متناظر با نازل با نسبت انبساط ۷/۵ است، با افزایش P_m تا $19/9$ بار، P_{vc} از مقدار اتمسفر محلی به مقدار حدوداً $0/15$ بار رسیده است. در ادامه، با تغییر P_m تا $20/1$ بار، فشار P_{vc} تقریباً بین مقادیر $0/08$ تا $0/15$ نوسان کرده است و بنابراین، دیفیوزر کاملاً راهاندازی نشده است. سپس، با افزایش P_m ، فرکانس نوسانات P_{vc} کمتر شده و فشار محفظه خلاء دارای مدهای نوسانی گوناگونی شده است. پس از آن، با افزایش P_m تا $23/8$ بار، افت ناگهانی P_{vc} تا حدود $0/31$ بار رخ می دهد که حاکی از راهاندازی دیفیوزر در این فشار موتور است. سپس، افزایش P_m تا حدود 35 بار تأثیر قابل توجهی بر P_{vc} نداشته است. در ادامه، در طی روند کاهش تدریجی P_m ، در فشار موتور $23/78$ بار،

راهاندازی دیفیوزر در حدود ۳ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۱ تا ۶/۵ وجود دارد. همینطور مطابق شکل ۱۰-الف، در نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ در نوسانات قبل از راهاندازی دیفیوزر، در حدود ۵ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۳ تا ۱۱ هرتز وجود دارد و در حالت خروج از راهاندازی دیفیوزر، در حدود ۵ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۱ تا ۱۱ دیده می‌شود. البته در نمودارهای زمانی نوسانات ریز با دامنه کوچک نیز وجود دارد که منتسب به فرکانس ۵۰ هرتز برق شهری است. این فرکانس در تمامی نمودارها وجود دارد، اما چون نمایانگر پدیده فیزیکی خاصی در فرایند راهاندازی دیفیوزر نمی‌باشد، در نمودارهای فرکانسی نشان داده نشده است.

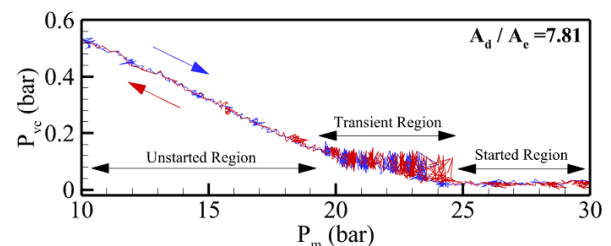
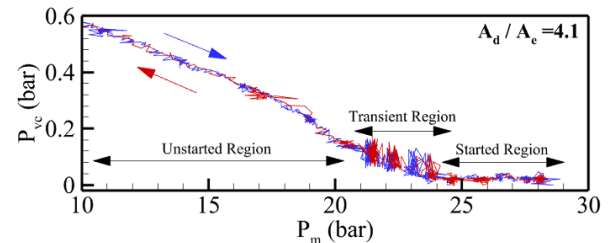
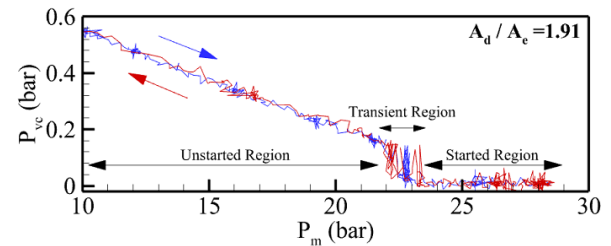
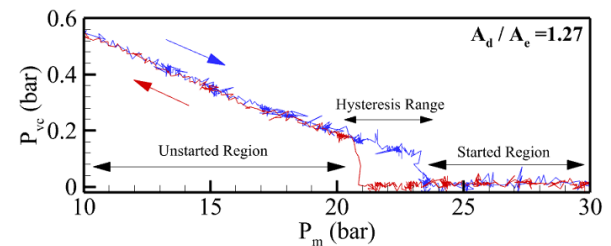


شکل ۹- تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ قبل از راهاندازی کامل دیفیوزر (الف) و هنگام خروج از حالت راهاندازی (ب)



شکل ۱۰- تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء به ازای $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ قبل از راهاندازی کامل دیفیوزر (الف) و هنگام خروج از حالت راهاندازی (ب)

در بخش‌های مختلف دیفیوزر در فرایندهای افزایش و کاهش فشار موتور است [۷ و ۱۰]. در فرایند افزایش فشار موتور، موج ضربه‌ای قوی‌تری در قسمت ورودی دیفیوزر شکل می‌گیرد که با افت شدید فشار کل همراه است و در نتیجه، به فشار موتور بیشتری نیاز است. اما در فرایند کاهش فشار، افت فشار کل کمتر بوده و برای حفظ دیفیوزر در حالت راهاندازی شده، به فشار موتور کمتری نیاز است. دلیل این امر این است که جریان در ورودی دیفیوزر مافوق صوت بوده و سلسله امواج ضربه‌ای در گلوگاه ثانویه که سطح مقطع کمتری دارد، رخ می‌دهد.



شکل ۸- منحنی عملکرد دیفیوزر به ازای $\frac{A_d}{A_e}$ مختلف

۳-۴- تحلیل فرکانس نوسانات محفظه خلاء

تحلیل فرکانسی نمودارهای فوق (اشکال ۵ تا ۷)، با استفاده از تبدیل فوریه سریع (FFT) انجام است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ نمودار تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء به ازای نسبت‌های سطح $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ و $\frac{A_d}{A_e} = 7.81$ در دو حالت قبل از راهاندازی دیفیوزر و خروج از راهاندازی نمایش داده شده است. مطابق شکل ۹-الف، در نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e} = 4.1$ در نوسانات قبل از راهاندازی دیفیوزر، در حدود ۳ مود نوسانی با فرکانس غالب در محدوده ۳ تا ۸ هرتز شناسایی شده است. همچنین مطابق شکل ۹-ب، در حالت خروج از



آزمایش‌های تجربی و بررسی آماری به این نتیجه رسیده‌اند که عملکرد دیفیوزر در خروج از حالت راه‌اندازی، مستقل از پروفیل نازل است. با مقایسه نتایج حاصل از تحلیل فرکانسی در جدول ۳ می‌توان دریافت که هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش می‌یابد، تعداد مودهای نوسانی فشار محفظه خلاء افزایش یافته و فرکانس غالب نوسانات قبل و بعد از حالت راه‌اندازی کامل دیفیوزر نیز، دارای مقادیر بیشتری است. افزایش تعداد مودهای 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 و پس از خروج از راه‌اندازی دیفیوزر است.

همچنین، مطابق جدول ۳، با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ برخلاف انتظار کمینه فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر ($P_{m,s}$) نه تنها افزایش نداشته است، بلکه اندکی (کمتر از ۲/۵٪) کاهش یافته است. از طرفی فشار خروج از راه‌اندازی دیفیوزر ($P_{m,e}$) افزایش قابل توجهی داشته است (در حدود ۸/۶٪). با مقایسه این دو کمیت ($P_{m,e}$ و $P_{m,s}$)، می‌توان دریافت که با افزایش نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ اختلاف مقادیر این دو فشار روند کاهشی دارد. این روند کاهشی تا جایی ادامه دارد که این اختلاف در $7.81 = \frac{A_d}{A_e}$ به مقدار ۰/۰۲ بار می‌رسد. در واقع، اختلاف مقادیر فشار موتور در حالت راه‌اندازی و خروج از آن حالت، حاکی از رخ دادن پدیده هیستریزس در عملکرد دیفیوزر گلوگاه ثانویه است که در بخش ۲-۴ دلیل بوجود آمدن آن شرح داده شده است. قابل ذکر است که فشار خروج از حالت راه‌اندازی دیفیوزر را در مراجع، فشار عملیاتی (Operating Pressure) می‌نامند و اهمیت زیادی در کاربردهای دیفیوزر دارد. 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 [۱۲-۱۴]. سپس با توجه به پایین بودن فشار عملیاتی دیفیوزر، اژکتور کمکی غیر فعال شده و یا تا محدوده‌ای نزدیک به فشار عملیاتی تقلیل بارگذاری می‌دهد. به این وسیله در مصرف انرژی اژکتور کمکی بهینه‌سازی صورت می‌گیرد. در برخی موارد هم که انرژی موتور به صورت مرزی برای راه‌اندازی دیفیوزر کفایت می‌کند، با تکنیک‌های کم هزینه‌تری مانند پیش خلاء‌سازی نواحی داخلی دیفیوزر و محفظه خلاء (و ناحیه اضافی در انتهای دیفیوزر در صورت لزوم)، راه‌اندازی دیفیوزر انجام می‌شود. سپس، به دلیل وجود ناحیه هیستریزس، دیفیوزر تا پایان عملیات در حالت راه‌اندازی باقی می‌ماند. در این حالت که اژکتور کمکی در طول آزمایش وجود ندارد، وجود ناحیه هیستریزس و یا فشار عملیاتی پایین‌تر، باعث پایدارتر بودن عملکرد دیفیوزر در مقابل اغتشاشات احتمالی در خلال آزمایش خواهد بود.

۵- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، عملکرد یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه در بستر آزمون شبیه‌ساز ارتفاع بالای یک نازل مخروطی توسط انجام آزمایش‌های تجربی با استفاده از سیستم هوای سرد فشرده، مورد ارزیابی قرار گرفت. خروجی مبدل‌های فشار نصب شده در محفظه خلاء و محفظه نازل برای ارزیابی عملکرد راه‌اندازی دیفیوزر مورد استفاده قرار گرفت. ابتدا عملکرد دیفیوزر

۴-۴- تحلیل تأثیر کلی پارامتر $\left(\frac{A_d}{A_e}\right)$ بر راه‌اندازی دیفیوزر

نتایج تحلیل آزمایش‌های افزایش و کاهش تدریجی فشار بر روی چهار نسبت $\left(\frac{A_d}{A_e}\right)$ در جدول ۳ ارائه شده است. در این جدول، $A_{S,Max}$ و $A_{E,Max}$ به ترتیب معرف بیشینه دامنه نوسانات فشار محفظه خلاء، قبل از راه‌اندازی دیفیوزر و هنگام خروج از آن حالت می‌باشد. همچنین، f_S و f_E به ترتیب نمایانگر فرکانس غالب نوسانات، قبل از راه‌اندازی کامل دیفیوزر و هنگام خروج از حالت راه‌اندازی است. $P_{m,OE}$ ، $P_{m,E}$ ، $P_{m,S}$ ، $P_{m,OS}$ نیز به ترتیب نشانگر فشار موتور شروع نوسانات، فشار موتور راه‌اندازی دیفیوزر (کمینه فشار راه‌اندازی)، فشار موتور خروج از راه‌اندازی و فشار موتور خروج از نوسان می‌باشند.

با توجه به نتایج جدول ۳ می‌توان استنباط نمود که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ فشار موتوری که در آن فشار محفظه شروع به نوسان می‌کند (یعنی $P_{m,OS}$)، کاهش می‌یابد، به طوری که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ از مقدار ۱/۹۱ تا ۷/۸۱ فشار موتور شروع نوسان P_{VC} در حدود ۱۲/۷۶ درصد کاهش یافته است. با توجه به اینکه مقدار $\frac{A_d}{A_e}$ بیشتر، به معنی نسبت انبساط نازل کمتر و ناحیه انبساط جت بزرگتر است، دلیل این امر را می‌توان به مافوق صوت شدن جریان در نازل (با نسبت انبساط پایین‌تر) در فشارهای موتور پایین‌تر و ناپایداری زود هنگام جت مافوق صوت در ناحیه پخش بزرگتر نسبت داد. به عبارت دیگر، در اثر شکل‌گیری جت مافوق صوت نوسانی در ورودی دیفیوزر در فشار موتور پایین‌تر، فشار محفظه خلاء دچار نوسان می‌شود.

نکته دیگری که در اشکال ۵ تا ۷ نیز کاملاً مشهود بود این است که با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ دامنه نوسانات فشار محفظه خلاء قبل از راه‌اندازی کامل دیفیوزر و نیز هنگام خروج از حالت راه‌اندازی، کاهش می‌یابد. مطابق جدول ۳ با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ از مقدار ۱/۹۱ تا ۷/۸۱ بیشینه دامنه نوسان P_{VC} ($A_{S,Max}$) در حدود ۲۴/۲۳ درصد افت کرده است. دلیل این رفتار برای نویسندگان به طور دقیق روشن نیست و نیاز به بررسی‌های بیشتری در این خصوص است. شبیه‌سازی جریان در این حالت با روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند منشأ این رفتار را بیشتر آشکار سازد. با این وجود، به نظر نویسندگان این رفتار را می‌توان علاوه بر بزرگتر شدن فضای جت انبساطی، متأثر از بزرگتر شدن فشار جریان مافوق صوت در سطح خروجی نازل (با کاهش نسبت انبساط نازل) دانست، به طوری که با کوچکتر شدن نازل، در طی فرایند نوسانی شدن فشار محفظه، اختلاف فشار محفظه آزمون و ناحیه ورودی دیفیوزر حول نازل افزایش می‌یابد و این امر نوسانات فشار محفظه را بیشتر تحریک کرده و باعث افزایش فرکانس نوسانات می‌شود. در نتیجه رفت و برگشت جریان به محفظه سریعتر و با دامنه فشار کمتری رخ می‌دهد. از روابط دینامیک گاز نسبت فشار سطح خروجی نازل به فشار کل در جریان گاز ایده‌آل برای نازل با نسبت انبساط ۰/۴۵، ۰/۳۰، ۰/۱۵ و ۷/۵ به ترتیب برابر با ۰/۰۰۸۱، ۰/۰۱۴۵، ۰/۰۰۴ و ۰/۱۱۲۷ به دست آمده است. این در حالی است که در نوسانات خروج از حالت راه‌اندازی، با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ از مقدار ۱/۹۱ تا ۷/۸۱ بیشینه دامنه نوسان P_{VC} ($A_{E,Max}$) تنها در حدود ۶٪ کاهش داشته است. دلیل این امر متأثر بودن نوسانات فشار محفظه از اختلاف فشار محفظه و فشار ورودی دیفیوزر است و تا حدودی مستقل بودن شرایط خروج از راه‌اندازی را به پروفیل نازل نشان می‌دهد. فولادی و همکاران با انجام

جدول ۳- نتایج تجربی آزمایش‌های تدریجی

| $P_{m,OE}$ (bar) | f_E (Hz) | $A_{E,Max}$ (mbar) | $P_{m,E}$ (bar) | $P_{m,S}$ (bar) | f_S (Hz) | $A_{S,Max}$ (mbar) | $P_{m,OS}$ (bar) | $\frac{A_d}{A_e}$ |
|---------------------|-----------------------------------|-----------------------|--------------------|--------------------|-----------------------------------|-----------------------|---------------------|-------------------|
| - | - | - | ۲۱/۹ | ۲۴/۴ | - | - | - | ۱/۲۷ |
| ۲۱/۹۱ | ۲/۳۲ | ۶۲/۶ | ۲۲/۸ | ۲۳/۲ | ۲/۰۷ | ۶۸/۵ | ۲۳/۰۴ | ۱/۹۱ |
| ۲۰/۸۴ | ۱/۳۰ و ۶/۱۸ و ۶/۵ | ۵۸/۳ | ۲۴/۰۶ | ۲۴/۱ | ۳ و ۵/۸۸ و ۷/۹۰ | ۵۴/۲ | ۲۱/۳ | ۴/۱ |
| ۱۹/۰۳ | ۱۰/۱۹ ، ۸/۲۸ ، ۵/۸۹ ، ۴/۲۸ ، ۱/۵۶ | ۵۸/۶ | ۲۳/۷۸ | ۲۳/۸ | ۱۰/۸۷ ، ۹/۰۷ ، ۶/۷۸ ، ۵/۲۷ ، ۲/۹۵ | ۵۱/۹ | ۲۰/۱ | ۷/۸۱ |

Diffuser for Altitude Simulation,” *J. Propuls. Power*, vol. 28, no. 5, pp. 1091–1104, Sep. 2012, doi: 10.2514/1.B34342.

- [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,” *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 29, no. 5, pp. 1369–1379, 2008.
- [5] N. Fouladi, “Numerical investigation of flow transient phase of motor burnout in an altitude test simulator,” *Modares Mech. Eng.*, 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,” *Exp. Therm. Fluid Sci.*, p. 13, 1998.
- [7] N. Fouladi, M. Farahani, and A. R. Mirbabaei, “Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser with a thrust optimized parabolic nozzle,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 94, p. 105406, Nov. 2019, doi: 10.1016/j.ast.2019.105406.
- [8] N. Fouladi and M. Farahani, “Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 105, p. 106020, Oct. 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106020.
- [9] N. Fouladi, “Numerical investigation of back flow arrester effect on altitude test simulator starting performance,” *Modares Mech. Eng.*, vol. 17, no. 7, pp. 185–196, 2017.
- [10] N. Fouladi, A. Mohamadi, and H. Rezaei, “Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator,” *Modares Mech. Eng.*, vol. 16, no. 8, pp. 159–168, Oct. 2016.
- [11] A. Mohammadi and N. Fouladi, “Arash22 motor development serial tests, STRI, Tehran,” 2016.
- [12] 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.
- [13] 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, Aug. 2009. doi: 10.2514/6.2009-5008.
- [14] E. Mohammadi, N. Fouladi, and A. Madadi, “Design and Analysis of Gas Ejector in High Altitude Test Facility,” *Amirkabir J. Mech. Eng.*, vol. 52, no. 11, pp. 3015–3032, 2019.

در ایجاد فشار خلاء مورد نظر در محفظه آزمون با فرایندهای افزایش و کاهش 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 گردید که به طور 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، به علت افزایش میزان نوسانات و ناپایداری‌های پیش از راه‌اندازی کامل دیفیوزر، راه‌اندازی دیفیوزر پیچیده‌تر شده و مدهای نوسانی مختلف فشار محفظه آزمون بوجود می‌آید. با تحلیل فرکانسی فشار محفظه خلاء در دو حالت قبل و خروج از راه‌اندازی کامل دیفیوزر و استخراج فرکانس‌های غالب نوسانات مشاهده گردید که هرچه $\frac{A_d}{A_e}$ افزایش می‌یابد، تعداد مدهای نوسانی فشار محفظه خلاء افزایش یافته و فرکانس غالب نوسانات قبل و هنگام خروج از حالت راه‌اندازی کامل دیفیوزر نیز، دارای مقادیر بیشتری است. همچنین با افزایش $\frac{A_d}{A_e}$ ، بیشینه دامنه نوسانات فشار محفظه خلاء قبل از راه‌اندازی کامل دیفیوزر، کاهش یافته است. علاوه بر این، مطابق بررسی‌های انجام شده علی‌رغم افزایش قابل توجه نسبت سطح $\frac{A_d}{A_e}$ از ۱/۲۷ تا ۷/۸۱ و پیچیده‌تر شدن فرایند راه‌اندازی دیفیوزر، کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر افزایش نیافته است و حتی کاهش ۲/۵ درصدی داشته است. با این وجود، فشار خروج از راه‌اندازی دیفیوزر با این میزان افزایش نسبت سطح، افزایش قابل توجهی در حدود ۸/۶ درصد داشته است. این میزان افزایش فشار خروج از راه‌اندازی منجر به کاهش قابل توجه حلقه هیستریزس در عملکرد دیفیوزر شده است به طوری که در نسبت سطح ۷/۸۱ حلقه هیستریزس به طور کامل محو شده است.

۶- تقدیر 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 به عمل می‌آید.

۷- 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