



Article Info

Received: 2022-1-26
Accepted: 2022-2-12

Keywords

High altitude test facility,
Thrust optimized parabolic
nozzle, Pre-evacuation,
Second throat exhaust
diffuser

How to cite this article

Nematollah Fouladi, Sina Afkhami, Mahmood PasandidehFard
,"Experimental Study of Pre-
evacuation Effect on Second
throat Diffuser Starting
Process", *Journal of Space
Science, Technology and
Applications*, vol 1 (2), p.:
167-179, 2022.

Experimental Study of Pre-evacuation Effect on Second throat Diffuser Starting Process

Nematollah Fouladi ^{*1}, Sina Afkhami ², Mahmood PasandidehFard ²

- 1,*. Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran, n.fouladi@isrc.ac.ir, Corresponding author
2. Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, sina.afkhami@gmail.com
3. Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, fard_m@um.ac.ir

Abstract

In the present study, the effect of pre- evacuation on starting process of a second throat exhaust diffuser has been investigated experimentally by examining a thrust optimized parabolic nozzle. An experimental setup called high- altitude test facility has been used with compressed air as operating fluid. According to the importance of area ratio parameter (Ad/Ast) of a second throat diffuser, the effect of this parameter variation has been examined on the start- up performance of the nozzle and diffuser. In each of the diffuser geometries, in order to evaluate the instantaneous performances, the pressure in the nozzle chamber has charged instantly in two modes; with and without pre- evacuation. Then, the vacuum chamber pressure and static pressure distribution along the diffuser were measured by a data acquisition system. The results show that pre- evacuation in the test chamber reduces the start- up time of the diffuser by 50 to 60%. In addition, pre- evacuating the test chamber eliminates the destructive transition phenomenon from the flow separation pattern during start- up of the nozzle and diffuser. Also, It has been observed that with the narrowing of the diffuser's second throat duct, the minimum starting pressure of the diffuser increases and eventually flow chocks at the second throat in a certain area ratio.



بررسی تجربی تاثیر پیش خلاءسازی در فرآیند راه اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه

نعمت‌اله فولادی^{۱*}، سینا افخمی^۲، محمود پسندیده‌فرد^۳

۱. * استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، تهران، n.fouladi@isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. گروه هوافضا دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی، sina.afkhani@gmail.com

۳. استاد، گروه هوافضا دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی، مشهد، fard_m@um.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۶۷-۱۷۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir/article_146841.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.326454.1049

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶

واژه‌های کلیدی

تجهیزات تست ارتفاع بالا، نازل
سه‌موی بهینه تراست،

نحوه استناد به این مقاله

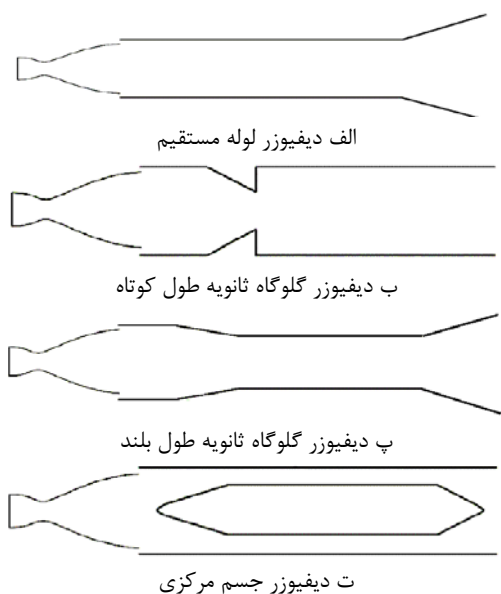
نعمت‌اله فولادی، سینا افخمی و محمود پسندیده‌فرد، "بررسی تجربی تاثیر پیش خلاءسازی در فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره دوم، صفحات ۱۶۷-۱۷۹، ۱۴۰۰.

چکیده

در تحقیق حاضر، تاثیر پیش خلاءسازی در فرآیند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه در تست تجربی یک نازل نوع سه‌موی تراست بهینه بررسی شده است. در این بررسی از یک بستر آزمایشگاهی موسوم به تجهیزات تست ارتفاع بالا در مقیاس کوچک با سیال عامل هوای فشرده استفاده شده است. با توجه به اهمیت پارامتر بی بعد نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه آن، تاثیر تغییرات این پارامتر در فرآیند راه‌اندازی نازل و دیفیوزر مورد بررسی قرار گرفته است. در هریک از هندسه‌های ثابت دیفیوزر، به منظور بررسی عملکرد لحظه‌ای، فشارگذاری در محفظه نازل به صورت آنی در دو حالت همراه و بدون پیش‌خلاءسازی سیستم انجام گرفته و فشار محفظه خلاء و توزیع فشار استاتیکی در طول دیفیوزر اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهد که اعمال پیش‌خلاءسازی در محفظه تست باعث کاهش ۵۰ تا ۶۰ درصدی زمان راه‌اندازی دیفیوزر می‌گردد. علاوه بر آن، پیش‌خلاءسازی محفظه تست باعث حذف پدیده مخرب گذار از الگوی جدایش جریان در زمان راه‌اندازی نازل و دیفیوزر می‌شود. همچنین مشاهده شده است که با تنگ‌تر شدن مجرای گلوگاه ثانویه دیفیوزر، کمینه فشار راه‌اندازی دیفیوزر افزایش یافته و در نهایت در نسبت سطح مشخصی جریان در گلوگاه ثانویه به حالت خفگی می‌رسد.

۱- مقدمه

تفاوت که در قسمتی از طول دیفیوزر، مقطع آن باریک‌تر است (شکل ۲- ب و ۲- ج). در یک دیفیوزر، گلوگاه ثانویه تراکم سیال در طول دیفیوزر با افت فشار کل کمتری همراه است، بنابراین، این نوع دیفیوزر برای تست موتورهای با فشار احتراق پایین‌تر گزینه مناسب‌تری به‌شمار می‌رود.

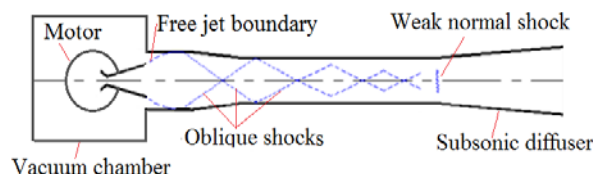


شکل ۲. انواع دیفیوزرهای مافوق صوت به‌کار رفته در شبیه‌ساز ارتفاع بالا

دیفیوزر گلوگاه ثانویه طول کوتاه (شکل ۲- ب)، عملکرد بهتری نسبت به دیفیوزر لوله مستقیم داشته و نقطه جدایش را درون گلوگاه ثانویه ثابت می‌کند، ولی با این حال، عملکرد دیفیوزر، با افزایش طول گلوگاه ثانویه (شکل ۲- پ) افزایش می‌یابد [۳]. دیفیوزر جسم مرکزی (شکل ۲- ت)، همانند دیفیوزر گلوگاه ثانویه دارای عملکردی مطلوب است. اگرچه این دیفیوزر از نظر ابعادی نسبت به دیفیوزر گلوگاه ثانویه بهینه‌تر است، اما طراحی آن دارای پیچیدگی‌های بیشتری است. علاوه بر پیچیدگی طراحی، ساخت و مونتاژ آن نیاز به دقت بالایی است. چالش اصلی این مدل از دیفیوزرها در روش خنک‌کاری جسم مرکزی آن است. بنابراین این نوع دیفیوزر نسبت به دیفیوزر گلوگاه ثانویه کمتر مورد استقبال طراحان بوده است [۳].

یکی از مهم‌ترین پارامترها در فرایند تست ارتفاع بالای نازل یک موتور فضایی، مدت زمان لازم برای ایجاد خلاء نسبی در

غالبا نازل‌های به‌کار رفته در زیرسیستم پیش‌رانش مورد استفاده در محیط فضا از نسبت انبساط بالایی برخوردارند. به منظور تست عملکردی موتورهای مجهز به این نازل‌ها در سطح زمین، از بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا استفاده می‌شود. در شکل ۱، شماتیکی از اجزای به‌کار رفته در هسته مرکزی بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا نشان داده شده است. موتور درون یک محفظه تست تحت عنوان محفظه خلاء قرار دارد و دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت به انتهای محفظه خلاء متصل شده است. در این سیستم، جریان خروجی از نازل به صورت فرومنیسط از آن خارج شده و با برخورد به دیواره ورودی دیفیوزر باعث شکل‌گیری امواج مایل در ورودی دیفیوزر می‌شود. شکل‌گیری این امواج باعث قطع ارتباط بالادست نازل و پایین دست جریان می‌شود. وجود یک گپ حلقوی در ورودی محفظه خلاء (مابین خروجی نازل و ورودی دیفیوزر) باعث ایجاد مکش جریان به سمت ورودی دیفیوزر شده و در اثر این پدیده، جریان درون محفظه خلاء تخلیه شده و خلاء نسبی در اطراف موتور و نازل برقرار می‌شود. این شرایط خلاء نسبی، در محفظه تا پایان کار موتور برقرار است.



شکل ۱. شماتیکی از هسته مرکزی بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا و جریان داخل آن

به طور معمول چهار نوع دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت در آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع بالا مورد استفاده قرار می‌گیرد. نوع اول، دیفیوزر لوله مستقیم است (شکل ۲- الف). این دیفیوزر از یک لوله طویل با قطر ثابت تشکیل می‌شود که غالباً در انتهای آن یک شیپوره واگرا قرار دارد. این نوع دیفیوزر، اتلاف فشار کل بالایی دارد و در نتیجه به فشار موتور بالایی برای راه‌اندازی آن نیازمند است، از این‌رو، برای تست موتورهایی که فشار احتراق آن‌ها پایین است، مناسب نیست [۱ و ۲]. نوع دوم و سوم دیفیوزر، گلوگاه ثانویه است که شبیه به نوع اول بوده با این

هندسی و عملکردی دیفیوزر در فرایند تست نازل‌های مخروطی پرداخته‌اند و بررسی تجربی تست‌های ارتفاع بالای نازل‌های سهموی تراست بهینه کمتر مورد تحقیق قرار گرفته است [۱۴-۱۷]. کانتور نازل‌های سهموی بهینه تراست با هدف دستیابی به بیشینه نیروی پیشران با طول کمینه نازل در سال ۱۹۵۸ توسط راثو^۳ پیشنهاد شده است [۱۸]. این نازل‌ها برای حامل ماهواره‌برها که محیط عملکردی متفاوتی را از سطح زمین تا ارتفاعات بالا تجربه می‌کنند و به منظور جلوگیری از جدایش جریان در فاز عملکردی سطح زمین به صورت فراوان مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱۹]. عملکرد شبیه‌ساز ارتفاع بالا در حضور نازل‌های سهموی بهینه تراست در مقایسه با سایر نازل‌ها به دلیل فیزیک جریان داخلی پیچیده (موج ضربه‌ای کمانه‌ای در شرایط فرامبسط متفاوت است [۵، ۶]. مطابق شکل ۳، دو الگوی جدایش متداول در نازل‌های سهموی ارائه شده است. نوع اول، الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای^۴ است که جریان پس از جدایش در دیواره نازل، به صورت لایه برشی مافوق صوت، متمایل به محور نازل تا خروجی نازل امتداد می‌یابد. نوع دوم، الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای^۵ است که جریان پس از جدایش به دلیل وجود ممنوم شعاعی غالب، به سمت دیواره نازل باز می‌گردد و لایه برشی مافوق صوت را به وجود می‌آورد. این باعث تشکیل حباب یا حباب‌های جدایش جریان در نزدیکی دیواره می‌شود. وجود فیزیک جریان متفاوت در نازل‌های سهموی، موجب شکل‌گیری پدیده‌های فیزیکی متفاوت در حین فرایند تست این نازل‌ها در شبیه‌ساز ارتفاع بالا می‌شود [۵].

محفظه تست از لحظه شروع به کار موتور است که اصطلاحاً زمان راه‌اندازی شدن دیفیوزر گفته می‌شود. هر چه این مدت زمان کوتاه‌تر باشد، جزئیات بیشتری از عملکرد یک موتور در لحظه روشن شدن آن قابل دستیابی خواهد بود. زمان راه‌اندازی یک دیفیوزر به شرایط اولیه حاکم، پروفیل فشار احتراق، حجم محفظه تست (یا محفظه خلاء) و هندسه دیفیوزر بستگی دارد [۷-۴]. یکی از راه‌های کاهش مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر، استفاده از اجکتور سیال ثانویه است [۸]. از دشواری‌های این روش می‌توان به طراحی پیچیده، ساخت، اجرا و هزینه‌های بالای آن اشاره کرد. ایده استفاده از محدود کننده جریان برگشتی معمولی توسط آشکومار^۱ و همکاران در سال ۲۰۱۶ [۹] و محدود کننده جریان برگشتی یک‌طرفه توسط فولادی در سال ۲۰۱۸ [۱۰]، به منظور کاهش مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر ارائه شده است. در این روش، با ایجاد یک مانع ثابت یا یک‌طرفه در ورودی محفظه خلاء جریان برگشتی به محفظه کاهش داده می‌شود. این امر در کاهش زمان راه‌اندازی دیفیوزر تاثیر دارد. یکی دیگر از راه‌های کاهش دادن مدت زمان راه‌اندازی یک دیفیوزر، پیش خلاء کردن بخشی از نواحی داخلی دیفیوزر و محفظه تست است [۷، ۱۳-۱۰]. در عمل، پیش خلاء‌سازی توسط یک پمپ خلاء یا یک اجکتور سیال ثانویه قبل از شروع به روشن شدن موتور انجام می‌شود. در این روش، به منظور حفظ شرایط اولیه، لازم است که نواحی کم فشار داخلی (ناحیه پیش خلاء شده) توسط یک دیافراگم از نواحی پرفشار بیرونی (نواحی متصل به شرایط اتمسفر محلی) جدا شوند. پارک^۲ و همکاران در سال ۲۰۰۸ به بررسی عددی و تجربی اثر پیش‌خلاء‌سازی محفظه تست بر عملکرد نازل مخروطی در دیفیوزر لوله مستقیم پرداختند. آنها نشان دادند که بر اثر پیش‌خلاء‌سازی، زمان راه‌اندازی دیفیوزر به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد [۱۳]. فولادی و همکاران در سال ۲۰۱۷ به بررسی عددی اثر پیش‌خلاء‌سازی در زمان راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه پرداختند. آنها نشان دادند که قراردادن موقعیت دیافراگم در انتهای دیفیوزر منجر به کوتاه‌ترین زمان راه‌اندازی می‌شود [۷]. اکثر تحقیقات تجربی در مقیاس کوچک، به بررسی پارامترهای

4 Free shock separation
5 restricted shock separation

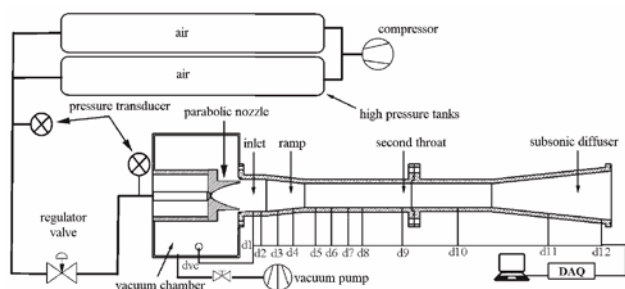
1 Ashokkumar
2 Park
3 Rao

سطح‌های مختلف بررسی شده است. در زیربخش ۳-۳، به بررسی اثر پیش‌خلأسازی در شکل‌گیری الگوهای جدایش جریان در هندسه دیفیوزر با نسبت سطح مختلف پرداخته شده و در زیر بخش ۳-۴، توزیع فشار لحظه‌ای در سراسر دیفیوزر طی فرایند راه‌اندازی دیفیوزر در دو حالت همراه و بدون پیش‌خلأسازی و در نسبت سطح ۱/۸ تحلیل شده است. در نهایت، جمع‌بندی تحقیق در بخش ۴ ارائه شده است.

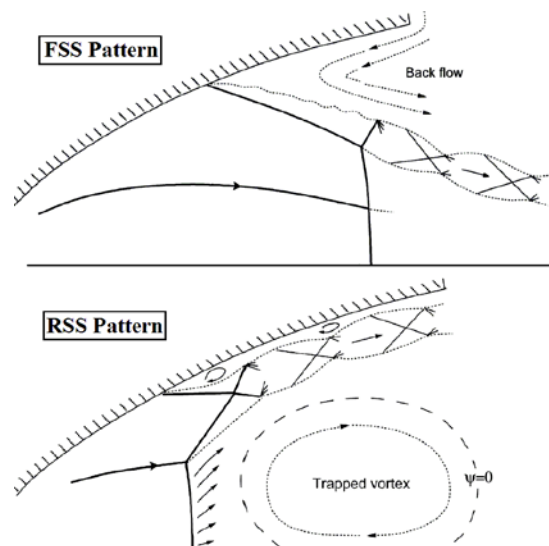
۲- تجهیزات تجربی و روش انجام آزمایش

۱-۲- تجهیزات آزمایش

به منظور انجام تست‌های مقیاس کوچک با هوای فشرده، از بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالا در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی استفاده شده است. شکل ۴، تجهیزات تست تجربی شامل نازل سهموی، دیفیوزر گلوگاه ثانویه، سیستم تأمین هوای پرفشار و سیستم داده‌برداری را نشان می‌دهد. هوای مورد نیاز در سیلندرهای پرفشار ذخیره‌شده و میزان عبور هوا توسط رگلاتورهای برقی تنظیم می‌شود. سیستم مزبور، قابلیت تأمین هوا تا فشار ۵۰ بار را دارد. نازل در قسمت ورودی به سیستم تأمین هوای پرفشار وصل شده و در داخل محفظه خلأ قرار داده شده است، به طوری که هیچ‌گونه اتصالی به آن ندارد. در خروجی نازل، یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه قرار گرفته است. دیفیوزر به محفظه خلأ متصل شده است به طوری که سطح خروجی نازل و سطح ورودی دیفیوزر در یک صفحه قرار دارند. در این حالت، یک گپ حلقوی در صفحه مزبور در ورودی محفظه خلأ شکل می‌گیرد که می‌تواند مجرای عبور جریان از محفظه خلأ به دیفیوزر و برعکس باشد.



شکل ۴. شماتیکی از اجزای به کار رفته در بستر شبیه‌ساز ارتفاع بالای تحقیق حاضر



شکل ۴. انواع مستقل از موج ضربه‌ای (شکل بالایی) و الگوی مقید به موج ضربه‌ای (شکل پایینی) [۱۹]

فولادی و همکاران در سال ۲۰۱۹ به بررسی تجربی شبیه‌ساز ارتفاع بالا در حضور نازل سهموی تراست بهینه با استفاده از هوای فشرده پرداختند [۶]. آنها با استفاده از نتایج تجربی، رابطه‌ای برای محاسبه نسبت فشار راه‌اندازی نازل‌های تراست بهینه ارائه کردند. همچنین، نشان دادند که افزایش آبی فشار موتور با شیب بالا و پیش‌خلأسازی، فضای داخلی مانع از شکل‌گیری الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای می‌شود. لازم به ذکر است که در تحقیق مزبور، تنها نسبت سطح مقطع ورودی به گلوگاه ۱/۷ مورد آزمایش قرار گرفته است. در تحقیق حاضر، نازل سهموی تراست بهینه با استفاده از دیفیوزر گلوگاه ثانویه با ۵ نسبت مساحت ورودی به گلوگاه ثانویه مختلف تحت تست عملکردی قرار می‌گیرد. تست‌های تجربی در هر هندسه، با رویکرد فشارگذاری آبی همراه و بدون پیش‌خلأسازی انجام می‌شود. تمرکز اصلی این پژوهش بر نقش پیش‌خلأسازی در نحوه شکل‌گیری ساختار امواج در فرایند راه‌اندازی دیفیوزر در نسبت سطح‌های مختلف دیفیوزر است.

در ادامه تحقیق، در بخش ۲ به معرفی تجهیزات تجربی مورد استفاده در آزمایش و روش انجام تست‌ها پرداخته شده است. در بخش ۳، نتایج حاصل از تست‌های تجربی ارائه شده است. در زیربخش ۳-۱، نتایج در حالت بدون پیش‌خلأسازی، در نسبت سطح‌های مختلف ارائه شده است. در زیربخش ۳-۲، اثر پیش‌خلأسازی بر مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر در نسبت

جدول ۳. مشخصات تجهیزات داده برداری

تجهیز	سازنده و مدل	متغیر اندازه گیری	عدم قطعیت
ترانسدیوسر فشار	Sensys-M5156	فشار موتور	±۰/۲۰۲٪
سنسور فشار	Kulite-XCQ-062	فشار دیفیوزر+ محفظه خلاء	±۰/۱۴۶٪
ترانسدیوسر فشار	Motorola	فشار دیفیوزر	±۰/۱٪

۲-۲- روش انجام آزمایش

در این پژوهش، ۵ هندسه متفاوت دیفیوزر با نسبت مساحت (2 & 1.9, 1.85, 1.8, 1.7) با دو رویکرد بارگذاری آبی همراه و بدون پیش خلاء سازی مورد تست عملکردی قرار گرفته است. در این تست ها، با هدف بررسی ناپایای جریان، فشار محفظه نازل به صورت آبی تا فشارهای مشخصی افزایش داده می شود و پس از کارکرد به مدت زمان محدود (حدود ۱۰ ثانیه)، به صورت آبی تا فشار اتمسفر پایین آورده می شود. به منظور پیش خلاء سازی، ابتدا یک درپوش در انتهای دیفیوزر به منظور آب بندی فضای داخلی از محیط اطراف تعبیه می شود و با استفاده از یک پمپ خلاء فشار داخل دیفیوزر، محفظه خلاء و نازل موتور به فشار زیر ۰/۰۱ بار رسانده می شود. سپس، پس از تنظیم فشار مورد نیاز در منبع، دریچه کنترل برقی در کسری از ثانیه باز شده و سیستم شروع به کار می کند. قابل ذکر است که درپوش تعبیه شده در انتهای دیفیوزر یک دیسک فلزی با قطری بزرگتر از قطر خروجی دیفیوزر است. اتصال دریچه با قسمت انتهایی توسط یک واشر حلقوی ایجاد می شود. در عمل، در اثر مکش ایجاد شده توسط پیش خلاء سازی، آب بندی مناسب انجام می شود و نیازی به نگه دارنده دریچه وجود ندارد. بعد از شروع به کار سیستم و با از بین رفتن اختلاف فشار مابین فضای داخلی دیفیوزر و محیط اتمسفر، دریچه از انتهای دیفیوزر کنار می رود. در این تست ها، فشار اتمسفر برابر ۰/۸۸۶ bar است.

تمامی قطعات مورد نظر از جنس فولاد ۳۰۷ ساخته شده است. در جدول ۱، پارامترهای هندسی نازل و دیفیوزر ارائه شده است. در این تحقیق، ۱۲ عدد سنسور در طول دیفیوزر به منظور اندازه گیری توزیع فشار استاتیک تعبیه شده است. از دو نوع سنسور کولایت^۱ و موتورولا^۲ برای اندازه گیری فشار در طول دیفیوزر و سنسور سنسیس^۳ برای اندازه گیری فشار موتور استفاده شده است. در جدول ۲، سنسور فشار استفاده شده در هر بخش از سیستم و فاصله هر سنسور از ابتدای سطح ورودی دیفیوزر معرفی شده است. هر کدام از این سنسورها برای استفاده در محدوده فشار خاصی کاربرد دارند. سنسور کولایت برای استفاده در رژیم های جریان مختلف بسیار مناسب است. یکی از مزایای این سنسور، نصب مستقیم آن بر سطح مدل است که باعث به حداقل رسیدن تأخیر زمانی اندازه گیری می شود. سنسور سنسیس دارای محدوده کاری از صفر تا ۲۰۰ بار است و ویژگی آن هم، اندازه گیری فشار به صورت مطلق است. آنالیز عدم قطعیت برای بررسی میزان خطای تجهیزات اندازه گیری صورت گرفته است که در جدول ۳ نمایش داده شده است. اطلاعات بیشتر در خصوص تجهیزات اندازه گیری در مرجع [۲۰] ارائه شده است.

جدول ۱. پارامترهای هندسی نازل و دیفیوزر

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
A_e/A^*	۳۴/۷۰۷	θ_{out}	۶
A_d/A^*	۴۵/۵۹۳	$(L/D)_{st}$	۸
A_d/A_{st}	۲ - ۱/۷	$(L/D)_d$	۰/۸
A_o/A_{st}	۴	θ_{in}	۶

جدول ۲. موقعیت سنسورهای تعبیه شده در طول دیفیوزر

شماره	موقعیت (mm)	نوع حسگر	شماره	موقعیت (mm)	نوع حسگر
d1	۲۰	motorola	d7	۲۰۵	kulite
d2	۳۰	kulite	d8	۲۲۰	motorola
d3	۶۰	motorola	d9	۲۹۶	motorola
d4	۹۰	motorola	d10	۳۷۵	motorola
d5	۱۴۵	motorola	d11	۵۵۰	motorola
d6	۱۷۶	motorola	d12	۶۳۰	motorola

3 sensys

1 kulite
2 motorola

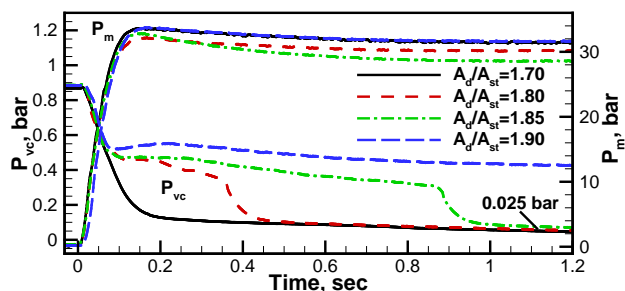
۳- نتایج

در این بخش، نتایج حاصل از تست‌های تجربی ارائه شده است. معیار راه‌اندازی دیفیوزر، برخوردت سیال منبسط شده از خروجی نازل به ورودی دیفیوزر و برقراری خلأ نسبی در محفظه تست است. بنابراین، فشار خلأ مورد نظر در هر حالت برابر فشار متناسب با انبساط آیزنتروپیک جریان تا ناحیه ورودی دیفیوزر است. به عنوان مثال، در فشار محفظه نازل برابر ۲۵ بار، فشار خلأ نسبی مورد نظر با توجه به روابط آیزنتروپیک برابر ۰/۰۲ بار است. بنابراین، می‌توان فشار خلأ نسبی مورد نظر را با رابطه ۱ به‌دست آورد (P_m بیانگر فشار محفظه نازل است):

$$P_{vc} = 0.02 \times (P_m / 25) \quad (1)$$

۳-۱- اثر نسبت سطح گلوگاه ثانویه بر عملکرد دیفیوزر در حالت بدون پیش‌خلأ‌سازی

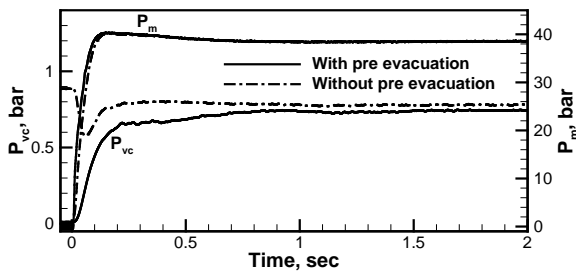
در شکل ۵، بارگذاری آنی (فشار محفظه نازل حدود ۳۱ و ۳۲ بار) بدون پیش‌خلأ‌سازی در نسبت سطح $(A_d/A_{st} = 1.7, 1.8, 1.85 \& 1.9)$ اعمال شده است. مقدار خلأ نسبی مورد نیاز در این فشارهای محفظه نازل با توجه به رابطه ۱، حدود ۰/۰۲۵ بار است. ملاحظه می‌شود که همانند حالت با پیش‌خلأ‌سازی، در نسبت سطح ۱/۹ دیفیوزر راه‌اندازی نشده و فشار محفظه خلأ در حدود ۰/۵ بار شده است. همچنین مشاهده می‌شود که روند تخلیه محفظه خلأ در نسبت سطح ۱/۷ با کیفیت بیشتری نسبت به دو حالت دیگر اتفاق افتاده و نسبت سطح $(A_d/A_{st} = 1.85)$ در حالت مرزی این پارامتر قرار دارد. با توجه به این نمودار می‌توان نتیجه گرفت که در یک فشار محفظه نازل تقریباً ثابت، با تنگ شدن مجرای گلوگاه ثانویه بیشتر از نسبت سطح ۱/۷، فرایند تخلیه محفظه تست از مطلوبیت کمتری برخوردار است، به طوری که، در نسبت سطح ۱/۹ از یک حدی به پایین (۰/۵ bar) فرایند تخلیه محفظه متوقف شده است. از دیدگاه فیزیکی، با تنگ‌تر کردن مجرای گلوگاه ثانویه، فرایند بلعیده شدن ساختار موج ضربه‌ای با دشواری بیشتری انجام می‌شود به طوری که در نسبت سطح ۱/۹ جریان در گلوگاه ثانویه به حالت خفگی می‌رسد.



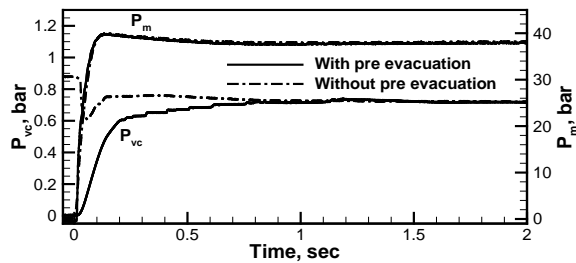
شکل ۵. فشار محفظه نازل و محفظه خلأ بر حسب زمان در حالت بارگذاری آنی بدون پیش‌خلأ‌سازی و در نسبت سطح‌های مختلف

۳-۲- اثر A_d/A_{st} و پیش‌خلأ‌سازی بر زمان راه‌اندازی دیفیوزر

به منظور بررسی مدت زمان راه‌اندازی در دو حالت با پیش‌خلأ‌سازی و بدون پیش‌خلأ‌سازی، نمودار فشار محفظه نازل و محفظه خلأ بر حسب زمان در هر ۵ نسبت مساحت ورودی به گلوگاه ثانویه ارائه شده است. در شکل‌های ۶ تا ۱۰ به ترتیب در نسبت سطح‌های A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸، ۱/۸۵، ۱/۹ و ۲ و فشار آنی حدود ۲۳/۵، ۲۵/۵ و ۳۶/۷، ۳۹/۳ و ۳۸/۷ بار، مدت زمان راه‌اندازی در دو حالت با پیش‌خلأ‌سازی و بدون پیش‌خلأ‌سازی مقایسه شده است. لازم به ذکر است، فشار خلأ مورد نیاز در فشارهای ۲۳/۵، ۲۵/۵، ۳۶/۷ و ۳۹/۳ بار، با توجه به رابطه ۱، به ترتیب برابر ۰/۰۱۸، ۰/۰۲، ۰/۰۳ و ۰/۰۳۲ بار در نظر گرفته شده است. در نسبت سطح ۱/۷، مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر برای حالت همراه با پیش‌خلأ‌سازی برابر ۰/۸۶ ثانیه و در حالت بدون پیش‌خلأ‌سازی در حدود ۱/۷ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۵۶ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش‌خلأ‌سازی است. در نسبت سطح ۱/۸، مدت زمان راه‌اندازی برای حالت همراه با پیش‌خلأ‌سازی برابر ۱ ثانیه و در حالت بدون پیش‌خلأ‌سازی در حدود ۲ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۵۰ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش‌خلأ‌سازی است. در نسبت سطح ۱/۸۵، مدت زمان راه‌اندازی برای حالت همراه با پیش‌خلأ‌سازی برابر ۰/۹ ثانیه و در حالت بدون پیش‌خلأ‌سازی در حدود ۲/۳ ثانیه است. این موضوع بیانگر کاهش ۶۱ درصدی زمان راه‌اندازی در اثر پیش‌خلأ‌سازی است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ مشاهده می‌شود که در نسبت سطح‌های ۱/۹ و ۲، به دلیل کاهش اندازه مجرای گلوگاه ثانویه از مقدار کمینه مجاز این پارامتر، دیفیوزر



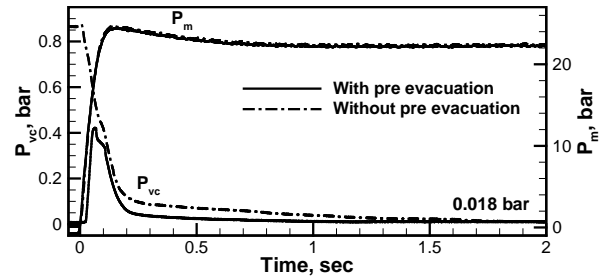
شکل ۹. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آبی بدون پیش‌خلأسازی و همراه با پیش‌خلأسازی در نسبت سطح ۱/۹



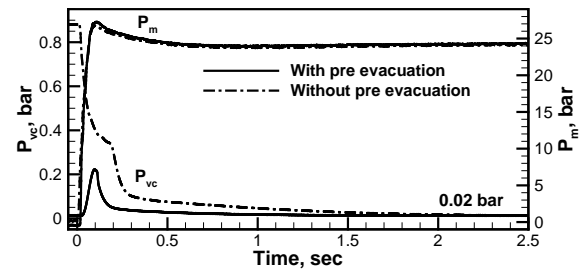
شکل ۱۰. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آبی بدون پیش‌خلأسازی و همراه با پیش‌خلأسازی در نسبت سطح ۲

در شکل ۱۱، نمودار زمان راه‌اندازی دیفیوزر بر حسب فشار موتور در نسبت سطح‌های A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸ و ۱/۸۵ ارائه شده است. همان‌طور که در نمودارهای قبلی اشاره شد، تاثیر پیش‌خلأسازی در کاهش مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر قابل ملاحظه است. همچنین، با توجه به شکل مزبور، افزایش فشار موتور به جز یک مورد در نسبت سطح مرزی ۱/۸۵ (فشار محفظه نازل ۳۹ بار)، تأثیر قابل‌توجهی در زمان راه‌اندازی دیفیوزر در حالت بدون پیش‌خلأسازی نداشته است. این مورد، احتمالاً به دلیل مرزی بودن مقدار سطح مقطع گلوگاه ثانویه به حالت کمینه مقدار مجاز این پارامتر است. در حالی‌که با وجود پیش‌خلأسازی، افزایش فشار موتور در همه موارد باعث کاهش زمان مورد نیاز برای راه‌اندازی دیفیوزر شده است.

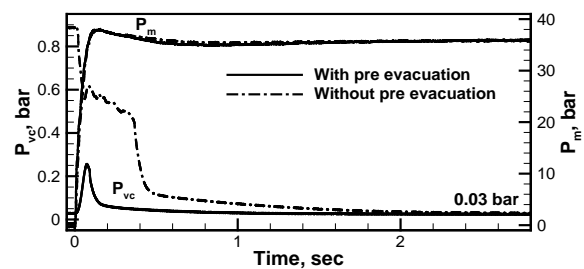
استارت نمی‌شود. دلیل این موضوع، خفگی جریان در گلوگاه ثانویه است که در اثر وقوع این پدیده، ساختار امواج ضربه‌ای توسط گلوگاه ثانویه بلعیده نمی‌شود.



شکل ۶. مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آبی بدون پیش‌خلأسازی و همراه با پیش‌خلأسازی در نسبت سطح ۱/۷

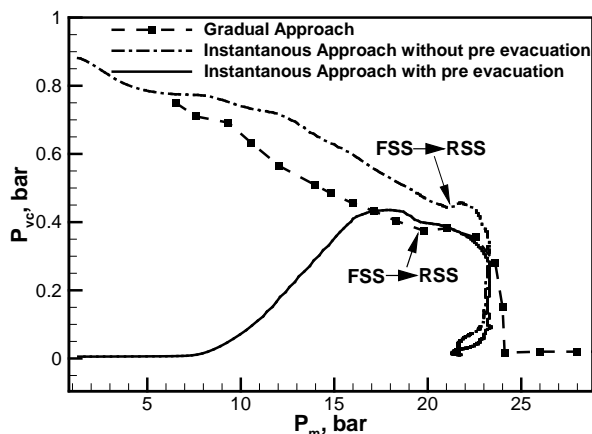


شکل ۷- مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آبی بدون پیش‌خلأسازی و همراه با پیش‌خلأسازی در نسبت سطح ۱/۸



شکل ۸- مقایسه مدت زمان راه‌اندازی در حالت بارگذاری آبی بدون پیش‌خلأسازی و همراه با پیش‌خلأسازی در نسبت سطح ۱/۸۵

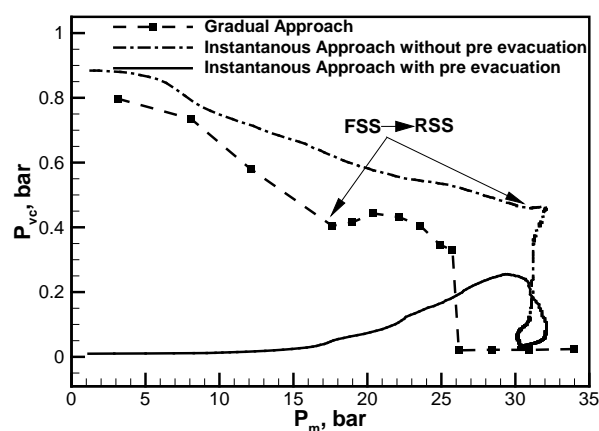
بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی که در فشار محفظه نازل حدود ۲۱/۵ بار، گذار از FSS به RSS رخ داده بود، اثر پیش خلاءسازی باعث حذف پدیده گذار شده و تغییرات فشار محفظه خلاء در فشارهای بالاتر از ۲۰ بار، با افزایش فشار محفظه نازل به طور یکنواخت و پیوسته کاهش یافته است. در شکل های ۱۳ و ۱۴ نیز این نمودار برای نسبت سطح های ۱/۸ و ۱/۸۵ رسم شده و ملاحظه می شود که در این حالت ها نیز اعمال پیش خلاءسازی منجر به حذف پدیده گذار از الگوی FSS به RSS شده است.



شکل ۱۲. فشار محفظه خلاء بر حسب فشار محفظه نازل در

بارگذاری های تدریجی، آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت

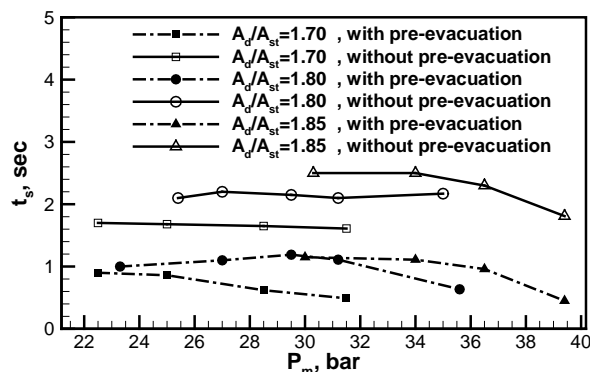
سطح ۱/۷



شکل ۱۳. فشار محفظه خلاء بر حسب فشار محفظه نازل در

بارگذاری های تدریجی، آنی همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت

سطح ۱/۸



شکل ۱۴. زمان راه اندازی بر حسب فشار محفظه نازل در حالت های

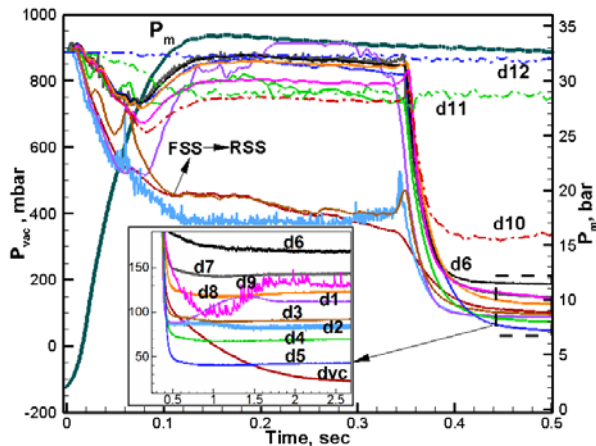
همراه و بدون پیش خلاءسازی در نسبت سطح های مختلف

۳-۳- بررسی اثر پیش خلاءسازی در حذف پدیده گذار از

RSS به FSS

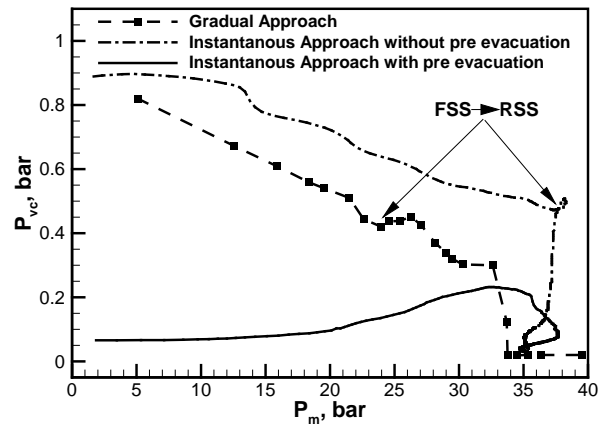
در شکل های ۱۲ تا ۱۴، نمودار فشار محفظه خلاء بر حسب فشار موتور در سه رویکرد بارگذاری تدریجی، آنی با پیش خلاءسازی و آنی بدون پیش خلاءسازی برای سه نسبت سطح A_d/A_{st} برابر ۱/۷، ۱/۸ و ۱/۸۵ ارائه شده است. قابل ذکر است که در رویکرد بارگذاری تدریجی فشار محفظه نازل به صورت تدریجی و پله ای افزایش می یابد تا عملکرد پایای دیفیوزر در هر فشار محفظه نازل مورد بررسی قرار گیرد. شکل ۱۲، تغییرات فشار محفظه خلاء در سه حالت بارگذاری تدریجی، آنی بدون پیش خلاءسازی و همراه با پیش خلاءسازی در فشار آنی ۲۲/۳ بار با نسبت سطح ۱/۷ ارائه شده است. با توجه به این نمودار مشاهده می شود که در حالت بارگذاری تدریجی و بارگذاری آنی بدون پیش خلاءسازی، تغییرات فشار محفظه خلاء در حین فرایند افزایش فشار محفظه نازل، مطابق انتظار کاهش یافته اما از یک نقطه به بعد برخلاف انتظار روندی افزایشی داشته است. در مرجع [۵] فولادی و فراهانی با شبیه سازی عددی جریان، دلایل فیزیکی منجر به این حالت را ارائه کرده اند. این پدیده مربوط به گذار جریان از FSS به RSS بوده که با شکل گیری شوک جریان قوی تر همراه بوده و در ادامه فشار محفظه خلاء افزایش یافته است. در حین گذار از FSS به RSS، ساختار امواج قدرتمند کمپنه ای برقرار می شود. این امر باعث افزایش فشار ناحیه بعد از شوک می شود. با دقت در منحنی بارگذاری آنی همراه با پیش خلاءسازی مشاهده می شود که برخلاف حالت

گذار از الگوی جدایش FSS به RSS است. با دقت در این نمودار همچنین مشاهده می‌شود که در لحظه حدود ۰/۱ ثانیه، روند کاهشی فشار سایر سنسورها نیز تغییر کرده است که نشان‌دهنده تغییر الگوی جدایش است.



شکل ۱۵. نمودار فشار لحظه‌ای تمامی سنسورهای بستر آزمون در بارگذاری آبی و بدون پیش‌خلأ‌سازی ($P_{m,ave}=31.2 \text{ bar}$)

در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود که در لحظه ابتدایی تمامی سنسورها در فشار خلأ حدود ۰/۰۱ بار قرار دارند. همان‌طور که در نمای بزرگ شده شکل ۱۶ نشان داده شده است، فشار محفظه خلأ بعد از گذشت حدود ۱ ثانیه به مقدار خلأ نسبی مورد نظر (۰/۲۵ بار) می‌رسد که نشان می‌دهد زمان راه‌اندازی در مقایسه با حالت بدون پیش‌خلأ‌سازی حدود ۵۵ درصد کاهش یافته است. همان‌طور که در بخش قبل اشاره شد که پیش‌خلأ‌سازی باعث جلوگیری از پدیده گذار از FSS به RSS می‌شود، در شکل ۱۶ نیز مشاهده می‌شود که روند فشار محفظه خلأ از لحظه حدود ۰/۰۷ ثانیه به بعد پیوسته و کاهشی است. با مشاهده شکل‌های ۱۵ و ۱۶ و همچنین دقت در داده‌های سنسورهای ناحیه ورودی و رمپ دیفیوزر (d1-d4) پس از راه‌اندازی دیفیوزر و پایا شدن جریان، اینطور استنباط می‌شود که جت جریان در حوالی سنسور d1 به دیواره برخورد کرده است، بنابراین، فشار نقطه d1 بالاتر از سایر سنسورهای این ناحیه شده است. همچنین با توجه به قرارگیری سنسور d3 در ناحیه رمپ و تراکم جریان ناشی از این منطقه، فشار سنسور d3 بالاتر از d2 قرار دارد. به دلیل قرارگیری سنسور d5 در گلوگاه

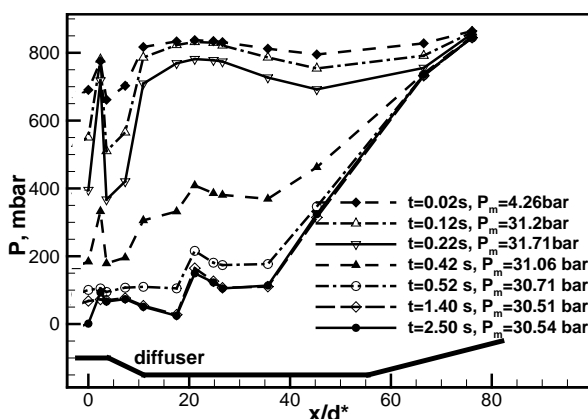


شکل ۱۴. فشار محفظه خلأ بر حسب فشار محفظه نازل در بارگذاری‌های تدریجی، آبی همراه و بدون پیش‌خلأ‌سازی در نسبت سطح ۱/۸۵

۳-۴- توزیع فشار لحظه‌ای در طول دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی

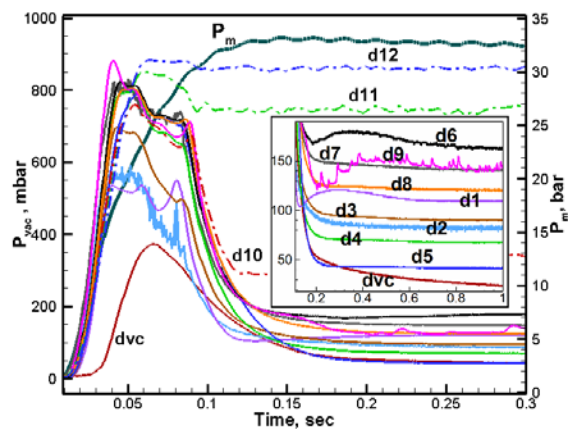
در این بخش، به بررسی تغییرات لحظه‌ای فشار محفظه خلأ و توزیع فشار استاتیکی در دیواره دیفیوزر در حالت بارگذاری آبی همراه و بدون اعمال پیش‌خلأ‌سازی پرداخته می‌شود. به دلیل شباهت رفتار جریان در حالت‌های راه‌اندازی شده، تنها نتایج در نسبت سطح ۱/۸ ارائه شده است. مطابق شکل‌های ۱۵ و ۱۶، نمودار فشار تمامی سنسورهای بستر تست بر حسب زمان در فرایند فشارگذاری آبی (حدود ۳۲ بار) همراه و بدون پیش‌خلأ‌سازی ارائه شده است. مشاهده می‌شود که پس از پایا شدن جریان، مقادیر و رفتار فشار سنسورها در دو حالت همراه و بدون پیش‌خلأ‌سازی تقریباً مشابه یکدیگر است. در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که در لحظه ابتدایی همه سنسورها فشار اتمسفر را نشان می‌دهند. بعد از گذشت حدود ۰/۵ ثانیه، فشار به حالت پایا می‌رسد اما همان‌طور که در زیرشکل بزرگ‌نمایی شده شکل ۱۵ نشان داده شده است، بعد از گذشت حدود ۲ ثانیه فشار محفظه خلأ به مقدار خلأ نسبی مورد نظر (۰/۲۵ بار) می‌رسد که بیانگر روند کند تخلیه محفظه خلأ است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، از ابتدا تا لحظه حدود ۰/۱ ثانیه، فشار محفظه خلأ (dvc) مطابق انتظار کاهشی بوده است، اما در لحظه ۰/۱ ثانیه مشاهده می‌شود که برخلاف انتظار روند فشار این ناحیه افزایشی می‌شود که نتیجه

سطح دیفیوزر از نیمه دوم گلوگاه ثانویه، بازیابی فشار فرایند تدریجی‌تری را آغاز می‌کند تا اینکه جریان بعد از عبور از شیپوره واگرا تراکم بیشتری پیدا کرده و فشار آن تا فشار اتمسفر محلی بازیابی می‌شود. مطابق شکل ۱۷ (حالت بدون پیش‌خلأسازی)، در زمان‌های اولیه تا ۰/۴۲ ثانیه نوسان‌های شدید فشار در قسمت‌های ورودی و رمپ دیفیوزر وجود دارد که متاثر از جریان آشفته جدا شده در نازل و ورودی دیفیوزر و تداخل امواج ضربه‌ای و لایه مرزی جدا شده است. با گذشت زمان، افزایش فشار محفظه نازل و غلبه مومنتوم جریان بر لایه مرزی جدا شده، در نهایت، جریان مافوق صوت در نیمه اول دیفیوزر شکل می‌گیرد و الگوی جریان مطلوب بعد از ۱/۴ ثانیه در آن برقرار می‌شود.



شکل ۱۷. توزیع فشار دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی بدون پیش‌خلأسازی ($P_{m,ave}=31.2 \text{ bar}$)

ثانویه و انبساط جریان ناشی از افزایش مساحت بین دو سنسور d4 و d5 مشاهده می‌شود که فشار سنسور d5 بسیار کمتر از d4 است. به دلیل وجود امواج مایل و انبساطی در ورودی گلوگاه ثانویه در ابتدا فشار در نقطه d6 افزایش و در نقاط d7 و d8 کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که نقطه d9 به بعد، فشار ثبت شده توسط سنسورها دارای نوسانی شدید هستند که این نوسانات ناشی از ناپایداری آشفتگی در منطقه جدایش است. در نقطه d10 که در منطقه جدایش و تقریباً در انتهای گلوگاه ثانویه است، به دلیل بازیافت فشار توسط امواج مایل ضعیف، نسبت به نقطه d9 دارای فشار بالاتری است. نقطه d11 و d12 که در قسمت واگرای دیفیوزر قرار دارند، مطابق انتظار، فرایند تراکم جریان مادون صوت تا فشار اتمسفر در خروجی دیفیوزر را به خوبی نشان می‌دهند.



شکل ۱۶. نمودار فشار لحظه‌ای کلیه سنسورهای بستر آزمون در بارگذاری آبی و همراه با پیش‌خلأسازی ($P_{m,ave}=31.2 \text{ bar}$)

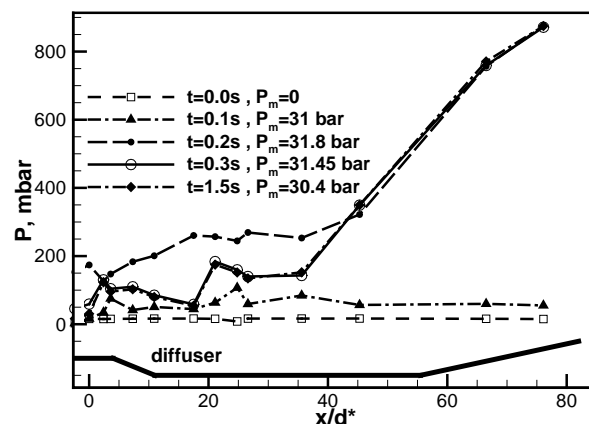
در شکل‌های ۱۷ و ۱۸، توزیع فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در طی فرایند بارگذاری آبی همراه و بدون پیش‌خلأسازی نمایش داده شده است. منحنی توزیع فشار استاتیکی در طول دیفیوزر اهمیت زیادی در بررسی عملکرد یک دیفیوزر دارد. این منحنی بیانگر کیفیت بازیابی جریان در دیفیوزر و تا حدودی نشانگر میزان پایداری جریان در آن است. در حالت کارکرد مطلوب دیفیوزر، نوسانات فشار در بخش‌های اولیه دیفیوزر (ورودی، همگرایی و حتی نیمه اول گلوگاه ثانویه) به دلیل تشکیل زنجیره امواج ضربه‌ای در داخل آن به وجود می‌آید. در ادامه، به دلیل کاهش مومنتوم جریان و جدایش جریان از

جدول ۴- مقایسه پارامترهای عملکردی دیفیوزر در نسبت

سطح‌های مختلف					شرایط اولیه	A_d/A_{st}
۲	۱/۹	۱/۸۵	۱/۸	۱/۷		
عدم راه‌اندازی	عدم راه‌اندازی	۳۱	۲۵/۴	۲۲/۳	بدون پیش‌خلأ	فشار راه‌اندازی (bar)
-۰/۴۶ ۰/۷۳	-۰/۴۱ ۰/۶۲	۰/۰۱۹	۰/۰۱۹	۰/۰۱۵		فشار محفظه خلاء (bar)
-	-	۲/۴۶	۲/۱	۱/۶۷		مدت زمان راه‌اندازی (s)
عدم راه‌اندازی	عدم راه‌اندازی	۲۹/۵	۲۳/۳	۲۲/۳	با پیش‌خلأ	فشار محفظه خلاء (bar)
-۰/۴۶ ۰/۷۳	-۰/۴۱ ۰/۶۲	۰/۰۱۸	۰/۰۱۸	۰/۰۱۵		فشار محفظه خلاء (bar)
-	-	۱/۲	۱	۰/۹		مدت زمان راه‌اندازی (s)

۴- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق، نازل سهموی مقیاس کوچک با نسبت انبساط ۳۴/۷ در شبیه‌ساز ارتفاع بالای گاز سرد (هوای فشرده) تحت تست عملکردی قرار گرفته است. تست‌ها در ۵ هندسه دیفیوزر گلوگاه ثانویه با نسبت سطح ورودی به گلوگاه ثانویه متفاوت ($A_d/A_{st}=1.7, 1.8, 1.85, 1.9, 2$) و با دو حالت شرایط اولیه اتمسفری و پیش‌خلأسازی انجام شده است. نتایج نشان داد که شرایط اولیه پیش‌خلأسازی در حالت‌های راه‌اندازی شده، زمان راه‌اندازی دیفیوزر را به اندازه ۵۰ تا ۶۰ درصد کاهش می‌دهد. علاوه بر این، یک مزیت پیش‌خلأسازی حین تست ارتفاع بالای نازل‌های سهموی، حذف پدیده گذار از FSS به RSS است. همچنین نتایج نشان داد، با کاهش ۸ درصدی سطح مقطع گلوگاه ثانویه از نسبت سطح ۱/۷ به ۱/۸۵، فشار راه‌اندازی دیفیوزر از ۳۲ درصد (حالت با پیش‌خلأسازی) تا ۳۹ درصد (حالت بدون پیش‌خلأسازی) افزایش می‌یابد. همچنین با کاهش ۱۰ درصدی سطح مقطع گلوگاه ثانویه از نسبت سطح ۱/۷ به ۱/۹، جریان در گلوگاه ثانویه دچار خفگی شده و دیفیوزر راه‌اندازی نمی‌شود.



شکل ۱۸. توزیع فشار دیفیوزر در فرایند راه‌اندازی همراه با پیش‌خلأسازی ($P_{m,ave}=31.2$ bar)

مطابق شکل ۱۸ (حالت با پیش‌خلأسازی)، توزیع فشار در طول دیفیوزر حتی در زمان‌های اولیه از نوسانات بسیار کمتری برخوردار بوده است. به طوری که در زمان ۰/۳ ثانیه توزیع فشار پایدار و مطلوب در طول دیفیوزر برقرار شده است. این امر بیانگر فرایند راه‌اندازی کم اغتشاش نازل و دیفیوزر است که طی آن پدیده مخربی مانند گذار از FSS به RSS در نازل اتفاق نمی‌افتد.

۳-۵- مقایسه فشار راه‌اندازی در نسبت سطح‌های مختلف

و در حالت‌های همراه و بدون پیش‌خلأسازی

خلاصه‌ای از نتایج تست‌های تجربی انجام شده در این پژوهش در جدول ۴ ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که با کاهش سطح مقطع گلوگاه ثانویه بیشتر از نسبت سطح ۱/۷، فشار راه‌اندازی افزایش می‌یابد. همچنین ملاحظه می‌شود که در نسبت سطح ۱/۷، فشار راه‌اندازی در حالت همراه و بدون پیش‌خلأسازی برابر بوده است، اما در نسبت سطح‌های ۱/۸ و ۱/۸۵، پیش‌خلأسازی باعث کاهش فشار راه‌اندازی شده است. این موضوع به دلیل حذف پدیده گذار از FSS به RSS در حالت پیش‌خلأ است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

بدین‌وسیله از گروه پیشران پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی در ایجاد بستر تست تجربی فعالیت حاضر و کارشناسان فنی آن گروه در کمک به انجام این تحقیق تقدیر و تشکر به‌عمل می‌آید.

مراجع

- [8] E. Mohammadi, N. Fouladi, A. Madadi, "Design and analysis of gas ejector in high altitude test facility", *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering* 52 (11), 3015-3032, 2019.
- [9] R. Ashokkumar, S. Sankaran, K. Srinivasan, T. Sundararajan, "Effects of Vacuum Chamber and Reverse Flow on Supersonic Exhaust Diffuser Starting", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 2, pp. 750-754, 2015.
- [10] N. Fouladi, Numerical investigation of backflow arrester influences on altitude test simulator starting performance", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 7, pp. 185-196, 2017. (in Persian)
- [11] S. Sankaran, T.N.V. Satyanarayana, K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Babu, T. Sundararajan, "CFD Analysis for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors", *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 48, No. 2, pp.153-162, 2002.
- [12] K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu, K.A. Bhaskaran, "Evaluation of the Performance of Supersonic Exhaust Diffuser Using Scaled Down Models", *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 17, No. 3, pp. 217-229, 1998.
- [13] B.H. Park, J.H. Lee, 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, 2008.
- [14] P. Wegener, and R. Lobb, "NOL Hypersonic Tunnel No. 4 Results II: Diffuser Investigation," NAVORD Report 2376, May 1952.
- [15] W. Jones, Price, H., and Lorenzo, C., "Experimental Study of Zero-Flow Ejectors Using Gaseous Nitrogen," NASA TN D-203, March 1960.
- [16] P. F. Massier, and E. J. Roschke, "Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket Engines," *Jet Propulsion Lab., California Inst. of Technology*, TR-32-210, Pasadena, CA, 1962.
- [17] R. Bauer, and R. German, "The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors Without Induced Flow," *AEDC-TDR-61-133*, November 1961.
- [18] G.V.R. Rao, "Approximation of optimum thrust nozzle contour," *ARS J.* 30(6) 561, 1960.
- [1] B. H. Park, J. H. Lee, W. Yoon, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic diffuser: Effects of diffuser length and pre-evacuation state", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, No. 5, pp. 1369-1379, 2008.
- [2] H.W. Yeom, S. Yoon, Sung HG. "Flow dynamics at the minimum starting condition of a supersonic diffuser to simulate a rocket's high altitude performance on the ground". *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2009 Jan 1;23(1):254-61.
- [3] D.R. Jones, "Passive Rocket Diffuser Theory: A Re-Examination of Minimum Second Throat Size", *NASA Technical Memorandum*, 2016-219219, 2016.
- [4] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei., "Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator". *Modares Mechanical Engineering*. 2016 Oct 15;16(8):159-68.(In Persian)
- [5] N. Fouladi, M. Farahani., "Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles", *Aerospace Science and Technology*, Volume 94, October 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106020>
- [6] N. Fouladi, M. Farahani, A.R. Mirbabaei., "Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser with thrust optimized parabolic nozzle", *Aerospace Science and Technology*, Volume 94, November 2019.
- [7] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei. "Numerical investigation of pre-evacuation influences of second throat exhaust diffuser"., *Journal of fluid mechanics and aerodynamics*, In press, 2017. (In Persian)

- [19] j. Ostlund, "supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles," Technical report, 2004
- [20] M. Farajijalal, "Design and Fabrication of an Experimental Model of High Altitude Simulation Thrust Stand", MSc Thesis, Sharif Univ., Tehran, Iran, 2018.



COPYRIGHTS

© 2022 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/>)