

مطالعه تجربی و عددی فرایند راه‌اندازی آزمایش نازل سهموی در محیط شبیه‌ساز ارتفاع بالا

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۰۱

سینا افخمی^۱، نعمت‌اله فولادی^۲، محمود پسندیده‌فرد^۳

۱- دانشجوی دکتری، گروه هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

۲- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، n.fouladi@isrc.ac.ir

۳- استاد، گروه هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

چکیده

مطالعه تجربی و عددی فرایند راه‌اندازی آزمایش نازل سهموی در محیط شبیه‌ساز ارتفاع بالا

در این مقاله در تحقیق حاضر، به بررسی تجربی و عددی فرایند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه همراه با یک نازل نوع سهموی با نسبت انبساط ۳۵ در فشار کل به نسبت پایین، پرداخته شده است. در این بررسی از یک بستر آزمایشگاهی موسوم به تجهیزات آزمایش ارتفاع بالا در مقیاس کوچک با سیال عامل هوای فشرده استفاده شده است. به منظور بررسی عملکرد لحظه‌ای، فشارگذاری در محفظه نازل به صورت آنی انجام گرفته است و فشار محفظه خلأ و توزیع فشار استاتیکی در طول دیفیوزر اندازه‌گیری شده است. با استفاده از شبیه‌سازی عددی، پدیده‌های فیزیکی رخ داده در هر مرحله از ایجاد خلأ شناسایی و تحلیل شده است. نتایج نشان می‌دهد که فرایند ایجاد خلأ در شبیه‌ساز ارتفاع بالا نوع گلوگاه ثانویه با حضور یک نازل سهموی بهینه تراست (TOP) بسیار متفاوت از سایر کانورهای متداول مخروطی و ایده‌آل است. در این نازل هنگامی که الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای حاکم است، روند تخلیه محفظه خلأ به صورت تدریجی و هموار است؛ اما هنگامی که الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای (RSS) در نازل برقرار می‌شود، ایجاد خلأ به‌کندی و همراه با نوسان پیش می‌رود. با گذار الگوی جدایش از RSS به SSR (جدایش شاک همراه با ناحیه چرخشی) دوباره نرخ تخلیه محفظه خلأ افزایش می‌یابد. پس از برقراری جریان مافوق صوت کامل در نازل، ایجاد خلأ با نرخ بسیار کندتری نسبت به شرایطی که نازل در شرایط جدا شده عمل می‌کرد، انجام می‌شود.

واژه‌های کلیدی: تجهیزات آزمایش ارتفاع بالا، نازل سهموی بهینه تراست، فرایند استارت، دیفیوزر گلوگاه ثانویه، شبیه‌سازی عددی

۳۹

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



Experimental and numerical investigation of starting process of a parabolic nozzle in high altitude test simulator

Sina Afkhami¹, Nematollah Fouladi^{*2}, Mahmood pasandideh fard³

1 PhD Student, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, sina.afkhami@gmail.com

2 Associate Professor, Iranian Space Research Center, Tehran, n.fouladi@isrc.ac.ir

3 Professor, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, fard_m@um.ac.ir

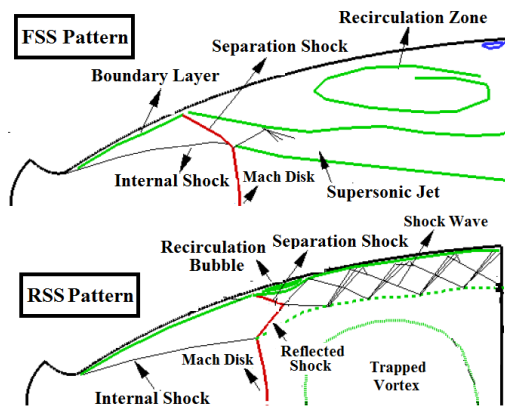
Abstract

In the present research, the experimental and numerical investigation of the starting process of the second throat diffuser with a parabolic nozzle containing an expansion ratio of 35 has been conducted at a relatively low total pressure. This investigation uses an experimental setup known as a small-scale high-altitude test facility with compressed air as the working fluid. Using numerical simulation, the physical phenomena occurring in each stage of vacuum generation have been identified and analyzed. The results show that the process of vacuum generation in the high-altitude simulator of the second throat type with the presence of Thrust Optimum Parabolic (TOP) nozzles included four stages. In the first stage, the vacuum was gradually created by using the nozzle in the free shock separation (FSS). In the second stage, which started as soon as the transition from the FSS pattern to restricted shock separation (RSS), the vacuum generation was slow and accompanied by oscillation. Vacuum generation was gradual in the third stage, which corresponds to the beginning of the shock separation with recirculation (SSR) and continues until the end of regular reflection (RR). And finally, the last stage also coincides with the structure of expanded, under-expanded conditions, the impact of the jet exiting the nozzle with the diffuser wall, and the establishment of start-up conditions, creating a vacuum at a slower rate than in other stages.

Keywords: High altitude test facility, Thrust optimized nozzle, start process, Second throat diffuser

۱. مقدمه

بازگشته و باعث تشکیل حباب جدایش در دیواره نازل می‌شود.



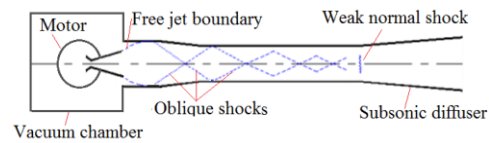
شکل ۱. الگوهای مستقل از موج ضربه‌ای (شکل بالایی) و الگوی مقید به موج ضربه‌ای (شکل پایینی) [۵]

طبیعتاً پیش از ساخت نمونه پروازی و مرحله پرتاب ماهواره بر می‌بایست از صحت عملکرد زیرسیستم پیش‌رانش اطمینان حاصل شود؛ بنابراین می‌بایست موتورهای مرحله بالای زیرسیستم پیش‌رانش در سطح زمین مورد آزمون عملکردی قرار گیرد. چنانچه این موتورها در محیط اتمسفر مورد آزمایش عملکردی قرار گیرد، جریان کامل درون نازل برقرار نشده و جریان از دیواره نازل جدا شده و مقدار تراست نازل به صورت قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. راهکار ارزیابی صحیح مشخصات عملکردی موتور استیج بالا استفاده از شبیه‌ساز ارتفاع بالاست. یکی از پرکاربردترین تجهیزات مورد استفاده برای آزمایش‌های ارتفاع بالا، دیفیوزر مافوق صوت گلوگاه ثانویه است [۷، ۸]. در شکل ۲ شماتیکی از شبیه‌ساز ارتفاع بالا نوع دیفیوزر گلوگاه ثانویه نشان داده شده است. در این تجهیز از هد دینامیکی گازهای احتراقی در یک روند پیچیده انبساط گازها و تشکیل قطاری از موج‌های

زیرسیستم پیش‌رانش سیستم‌های ماهواره‌بر در استیج‌های بالاتر، برای دستیابی به بیشینه تراست، به نازل‌های با نسبت انبساط بالا مجهز هستند. این نازل‌ها به دلیل محیط عملکردی در ارتفاعات بالا برای دستیابی به بیشینه بازده به نسبت انبساط بالایی دارند. در میان نازل‌های مافوق صوت مورد استفاده در صنعت فضایی، نازل نوع بهینه تراست سهموی به‌طور متواتر استفاده شده است [۱]. کانتور نازل‌های سهموی بهینه تراست^۱ با هدف دستیابی به بیشینه نیروی پیش‌رانش در سال ۱۹۵۸ توسط رائو پیشنهاد شده است [۲]. این نازل‌ها برای حامل ماهواره‌برها که محیط عملکردی متفاوتی از سطح زمین تا ارتفاعات بالا را تجربه می‌کنند و به‌منظور جلوگیری از جدایش جریان در فاز عملکردی سطح زمین به‌صورت فراوان استفاده شده‌اند [۳].

استفاده از این نوع نازل‌ها به دستیابی به بیشینه تراست محوری در طول کمتری نسبت به نازل‌های ایده‌آل و مخروطی منجر می‌شود. فیزیک جریان داخلی این نازل‌ها در شرایط فرامنبسط به دلیل وجود ساختار امواج کمانه‌ای، از سایر انواع نازل‌ها متفاوت بوده و علاوه بر الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای^۲، الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای^۳ را نیز تجربه می‌کنند [۴-۶]. در شکل ۱ شماتیکی از دو الگوی FSS و RSS نمایش داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که الگوی FSS جریان پس از جدایش به‌صورت لایه برشی مافوق صوت و متمایل به محور از نازل خارج می‌شود، اما در الگوی RSS جریان پس از جدایش باز به سمت دیواره

ضربه‌ای برای ایجاد شرایط خلأ در اطراف نازل و پمپ کردن این گازها به محیط بیرون استفاده می‌شود.



شکل ۲. شماتیکی از جریان راه‌اندازی شده درون دیفیوزر گلوگاه ثانویه [۸]

در سال‌های گذشته تحقیقات متعددی به‌صورت تجربی و عددی در خصوص شبیه‌ساز ارتفاع بالا نوع دیفیوزر گلوگاه ثانویه انجام شده است. اغلب این تحقیقات معطوف به بهینه‌سازی پارامترهای هندسی بر عملکرد این دیفیوزر در حالت راه‌اندازی شده و پایا بوده‌اند [۹، ۱۰]. علاوه بر بررسی عملکرد دیفیوزر در شرایط پایا، جنبه دیگر مطالعات حوزه شبیه‌ساز ارتفاع بالا مربوط به ناپایایی فرایند راه‌اندازی دیفیوزر مافوق صوت بوده است. لیو و همکاران [۱۱] با استفاده از بررسی عددی فرایند راه‌اندازی اجکتور با سیال ثانویه صفر نشان دادند که پروسه ایجاد خلأ در حین استارت دیفیوزر غیریکنواخت است. البته هندسه مورد استفاده مرجع ذکر شده، نازل با مقطع ثابت و دیفیوزر لوله مستقیم بوده است. میتال و همکاران [۱۲] در بررسی تجربی و عددی در هندسه نازل مقطع ثابت و دیفیوزر لوله مستقیم نشان دادند که مراحل اول فرایند ایجاد خلأ همراه با نوسانات فشار بوده است. در این پژوهش فشار ورودی ثابت در نظر گرفته شده است. آرون و همکاران مطالعات جامعی در بین سال‌های ۲۰۱۶ تا ۲۰۱۹ در خصوص ناپایایی فرایند راه‌اندازی در اجکتورهای با جریان ثانویه صفر

انجام داده‌اند [۱۳-۱۵] آن‌ها نشان دادند که فرایند استارت شامل چهار مرحله بوده است. نخستین مرحله ایجاد خلأ همراه با نوسانات و به‌صورت تدریجی بوده و در ادامه با مرحله ایجاد خلأ سریع ادامه می‌یابد. سپس دوباره مرحله ایجاد خلأ تدریجی و در نهایت با مرحله تخریب خلأ پایان می‌یابد. در مرجع [۱۳] آرون و راجش به بررسی تجربی و عددی فرایند استارت در نازل و دیفیوزر با مقطع ثابت مستطیلی پرداختند. آن‌ها نشان دادند که وجود نوسانات فشار در مرحله اول به سبب وجود نوسانات بزرگ در گردابه ورودی دیفیوزر است. آرون و راجش دوباره در سال ۲۰۱۸ علاوه بر هندسه با مقطع مستطیلی فرایند استارت در هندسه مقطع ثابت متقارن محوری را بررسی کردند [۱۴]. آن‌ها نشان دادند، هر چهار مرحله در هندسه متقارن محوری از لحاظ کیفی مشابه با حالت مقطع مستطیلی بوده است. آرون و راجش در سال ۲۰۱۹ اثر پارامترهای هندسه در مراحل فرایند ایجاد خلأ را بررسی کردند [۱۵]. آن‌ها نشان دادند که کمتر شدن نسبت قطر دیفیوزر به نازل باعث ناپدید شدن مرحله ایجاد خلأ سریع در هر دو کیس متقارن محوری و مقطع مستطیلی می‌شود. اگر چه مراجع اشاره شده به‌خوبی ناپایایی دینامیک جریان را حین مراحل مختلف فرایند استارت اجکتور خلأ بررسی کرده‌اند، اما هندسه‌های نازل در این مراجع، متفاوت از آنچه که در شبیه‌ساز ارتفاع بالا استفاده می‌شود بوده است، زیرا شبیه‌ساز ارتفاع بالا برای تست نازل‌های همگرا و اگر استفاده می‌شود. از مراجعی که به بررسی فرایند استارت در شبیه‌ساز ارتفاع





بالا و نازل همگرا واگرا پرداخته‌اند می‌توان به پژوهش پارک و همکاران اشاره کرد [۱۶]. آن‌ها به بررسی تجربی و عددی فرایند استارت دیفیوزر لوله مستقیم در حضور نازل مخروطی پرداخته‌اند. آن‌ها نشان دادند که وجود منطقه چرخشی در ورودی دیفیوزر مانع از القای جریان درون محفظه خلأ در اوایل شروع فرایند ایجاد خلأ می‌شود. همچنین آن‌ها نشان دادند که حین فرایند استارت، گذار سریع از ساختار انعکاس ماخ به انعکاس منظم رخ می‌دهد. آرون و بهارات در سال ۲۰۲۱ به بررسی عددی فرایند راه‌اندازی در دیفیوزر گلوگاه ثانویه در حضور نازل ایده‌آل پرداختند [۱۷]. آن‌ها نشان دادند که فرایند ایجاد خلأ شامل چهار مرحله ایجاد خلأ تدریجی، گذار، ایجاد خلأ سریع و ایجاد خلأ تدریجی است. از تحقیقاتی که به بررسی نازل‌های بهینه تراست سهموی در شبیه‌ساز ارتفاع بالا پرداخته‌اند، می‌توان به تحقیق ورما و همکاران در سال ۲۰۱۱ اشاره کرد، آن‌ها با استفاده از آزمایش تجربی با گاز نیتروژن، به مطالعه توسعه جریان در نازل سهموی در دو شرایط سطح دریا و ارتفاع بالا (دیفیوزر لوله مستقیم) پرداختند [۱۸]. آن‌ها نشان دادند که در تست در استند خلأ فقط الگوی جدایش FSS اتفاق افتاده است و گذار از الگوی جدایش به RSS حین تست در شبیه‌ساز ارتفاع بالا اتفاق نمی‌افتد. علت اصلی چنین اتفاقی پایین بودن فشار کل و متعاقباً دبی جریان در محدوده موردبررسی این مرجع می‌باشد. فولادی و همکاران [۱۹] با استفاده از آزمایش‌های تجربی نشان دادند که فشار استارت در دیفیوزر گلوگاه ثانویه به پروفیل نازل وابسته بوده و مقدار آن در

نازل‌های سهموی بزرگ‌تر از نازل‌های مخروطی است. آن‌ها همچنین به‌صورت عددی نشان دادند که کمینه مساحت گلوگاه ثانویه در حضور نازل‌های سهموی با محدودیت بیشتری نسبت به سایر نازل‌ها مواجه است [۲۰].

با توجه به مرور مراجع در حوزه دیفیوزر گلوگاه ثانویه ملاحظه می‌شود که اغلب این بررسی‌ها در حضور نازل‌های سهموی، با تمرکز بر عملکرد پایای دیفیوزر در حالت راه‌اندازی شده بوده است و مباحث مربوط به ناپایایی فرایند راه‌اندازی کمتر موردبحث قرار گرفته است و پژوهش‌هایی که به بررسی فرایند ناپایای استارت دیفیوزر پرداختند، اغلب از نازل‌هایی با کانتورهای مخروطی و ایده‌آل استفاده کرده‌اند؛ بنابراین در پژوهش حاضر به بررسی تجربی و عددی فرایند استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه، در حضور نازل سهموی با نسبت انبساط ۳۵ و فشار نسبتاً پایین پرداخته شده است. آزمون تجربی، با رویکرد فشارگذاری آبی و در بیشینه فشار حدود \bar{p} 24 انجام گرفته است. همچنین به‌منظور مشاهده پدیده‌های فیزیکی حین استارت دیفیوزر از شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. ساختار امواج در هر مرحله از ایجاد خلأ به‌صورت دقیق بررسی شده و تأثیر ساختار امواج بر ایجاد خلأ تحلیل می‌شود. از آنجاکه فرایند ناپایای استارت دیفیوزر به‌شدت به پروفیل نازل وابسته بوده، انتظار می‌رود با توجه به پرکاربرد بودن نازل TOP در صنایع فضایی، با انجام این پژوهش مراحل استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه در حضور نازل سهموی به‌صورت دقیق آشکار شده و تفهیم بهتر فرایند استارت دیفیوزر، باعث دیدگاه

صحيح تر طراحی ديفيوزر برای آزمایش ارتفاع بالای نازل های TOP شود.

در ادامه تحقيق در بخش دوم به معرفی روش های تجربی و عددی مورد استفاده در این مقاله پرداخته شده است. در بخش سوم نتایج حاصل از آزمایش های تجربی و تحلیل های عددی ارائه شده است. در نهایت در بخش چهارم جمع بندی تحقيق ارائه شده است.

۲. روش تحقيق

۲-۱. روش تجربی

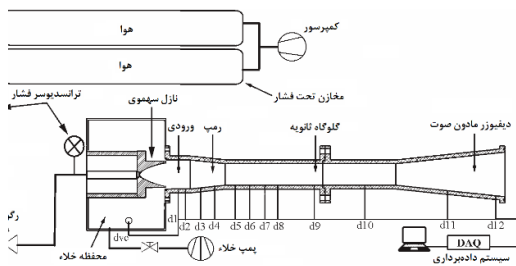
به منظور انجام آزمایش های مقیاس کوچک با هوای فشرده از بستر شبیه ساز ارتفاع بالا در پژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی استفاده شده است. شکل ۳ نمایی از بستر آزمایش نمایش داده شده است. نازل در قسمت ورودی به سیستم تأمین هوای پرفشار وصل شده و در داخل محفظه خلأ قرار داده شده است. در خروجی نازل یک ديفيوزر گلوگاه ثانویه قرار گرفته است به طوری که ديفيوزر به محفظه خلأ متصل شده است. در این سیستم، قابلیت تأمین هوا تا فشار ۵۰ بار در ورودی محفظه نازل وجود دارد. مطابق شکل ۳ ملاحظه می شود که به منظور اندازه گیری توزیع فشار دیواره ديفيوزر، حس گرهای فشار با استفاده از شلنگ های انتقال فشار به دیواره ديفيوزر متصل شده است. اطلاعات بیشتر در خصوص بستر آزمایش در مرجع [۲۰] ارائه شده است.

در این پژوهش با هدف بررسی ناپایای جریان، فشار محفظه نازل به صورت آنی تا فشار حدود ۲۴ محدود (حدود ۱۰ ثانیه)، به صورت آنی تا فشار

اتمسفر پایین می آید. مطابق جدول ۱ پارامترهای هندسی ديفيوزر ارائه شده است.



الف- نمایی از سکوی آزمایش تجربی



ب- شماتیکی از تجهیزات آزمایش تجربی
شکل ۳. بستر آزمایش تجربی

در این پژوهش با هدف بررسی ناپایای جریان، فشار محفظه نازل به صورت آنی تا فشار حدود ۲۴ افزایش پیدا می کند و پس از کارکرد به مدت زمان محدود (حدود ۱۰ ثانیه)، به صورت آنی تا فشار اتمسفر پایین می آید. مطابق جدول ۱ پارامترهای هندسی ديفيوزر ارائه شده است.

جدول ۱ پارامترهای هندسی نازل و ديفيوزر

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}	۱/۷	$(L/D)_d$	۰٫۸
A_o/A_{st}	۴	θ_{in}	۶

۲-۲. روش عددی

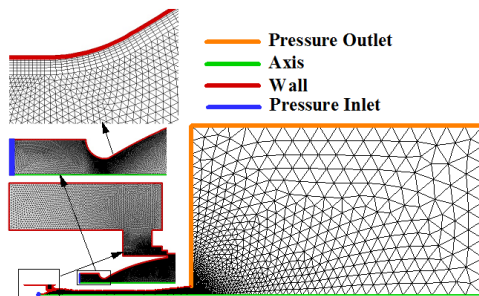
به منظور مشاهده پدیده های فیزیکی حین فرایند استارت ديفيوزر گلوگاه ثانویه از





شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. با توجه به جریان سرعت‌بالا در نازل و دیفیوزر از حلگر چگالی مینا استفاده شده است. با توجه به متقارن بودن هندسه مورد بررسی و صرفه‌جویی در هزینه محاسباتی از حل در مختصات متقارن محوری استفاده شده است؛ بنابراین معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر استوکس به صورت تراکم‌پذیر، ناپایا و تقارن محوری است. برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس فلونت (ورژن ۱۹/۳) استفاده شده است. فرم دیفرانسیلی معادلات حاکم در مرجع [۲۱] موجود است. با توجه به اینکه در این مسئله اندرکنش قوی بین موج ضربه‌ای جریان و لایه‌مرزی دیواره نازل و دیفیوزر وجود دارد، جدایش جریان از دیواره‌ها در برخی نواحی نازل و دیفیوزر اجتناب‌ناپذیر است؛ بنابراین مدل آشفتگی مورد استفاده می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در این پژوهش از مدل آشفتگی GEKO استفاده شده است. منتر و همکاران در سال ۲۰۲۰ با هدف بهبود پیش‌بینی اغتشاشات جریان، مدل $k-\omega$ عمومی شده را ارائه کردند [۲۲ و ۲۳]. این مدل دو معادله‌ای مبتنی بر مدل $k-\omega$ بوده اما انعطاف‌پذیری بالا برای تنظیم مدل برای طیف گسترده‌ای از جریان‌ها دارد. در شکل ۴ نمایی از شبکه محاسباتی و شرایط مرزی مورد استفاده ارائه شده است. شرط مرزی در ورودی نازل، فشار ورودی انتخاب می‌شود. به منظور جلوگیری از ایجاد خطا در تحلیل ناپایا، محیط خارج دیفیوزر به اندازه کافی بزرگ (۴۰ R_{out}) در نظر گرفته شده است [۱۶]. با توجه به مطالعه استقلال از شبکه محاسباتی انجام شده در

تحقیقات گذشته نویسندگان مقاله حاضر [۱۹ و ۲۰]، تعداد گره مورد استفاده در این پژوهش برابر ۱۱۰۰۰۰ انتخاب می‌شود. در اغلب تحقیقات اخیر در زمینه بررسی فرایند استارت گاز سرد (هوا)، اندازه گام زمانی مورد استفاده برابر ۱ میکروثانیه بوده است [۱۱-۱۵ و ۱۷]. اما در این تحقیق به منظور مشاهده دقیق‌تر پدیده‌های ناپایا حین فرایند استارت، اندازه گام زمانی برابر ۰/۵ میکروثانیه انتخاب می‌شود.

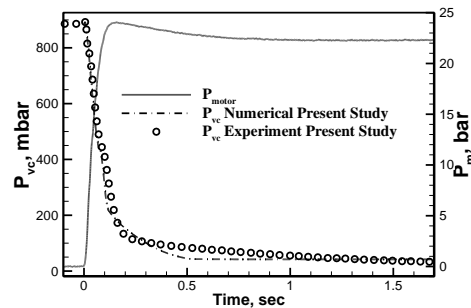


شکل ۴. شبکه محاسباتی و شرایط مرزی

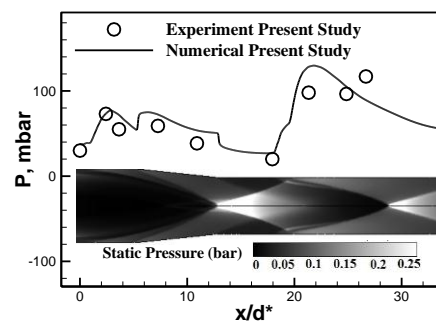
۳. نتایج و بحث

به منظور اطمینان از صحت نتایج عددی، شبیه‌سازی عددی برای نسبت سطح ورودی به گلوگاه ثانویه برابر ۱/۷ و فشار ورودی متغیر با زمان صورت گرفته است. مطابق شکل ۵ فشار محفظه خلأ حاصل از شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی برحسب زمان مقایسه شده‌اند. در این تست، نرخ افزایش فشار کل در لحظات اولیه حدود ۲۴۰ بار بر ثانیه بوده و فرایند ایجاد خلأ در محفظه تست به صورت غیریکنواخت است. مشاهده می‌شود که نتایج عددی دقت مناسبی برای پیش‌بینی روند ایجاد خلأ دارد. همچنین در شکل ۶ توزیع فشار استاتیک دیواره دیفیوزر

حاصل از شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی در حالت استارت شده ($t=1s$, $P=24$ bar) ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که فشار دیواره پیش‌بینی‌شده با شبیه‌سازی عددی در ورودی، رمپ و اواسط گلوگاه ثانویه با دقت مناسبی محاسبه شده است.



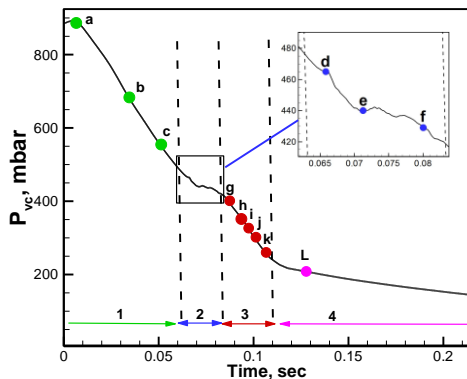
شکل ۵- مقایسه نمودار فشار خلأ برحسب زمان حاصل از نتایج تجربی و شبیه‌سازی عددی



شکل ۶- مقایسه نمودار فشار دیواره دیفیوزر حاصل از نتایج تجربی و شبیه‌سازی عددی در حالت استارت

برای بررسی مراحل استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه در حضور نازل سهموی بهینه تراست از هندسه دیفیوزر با نسبت ورودی به گلوگاه ثانویه (A_d/A_{st}) برابر $1/7$ استفاده می‌شود. برای این منظور مطابق شکل ۷ نمودار فشار محفظه خلأ برحسب زمان رسم شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که مراحل استارت دیفیوزر به ۴ مرحله تقسیم‌بندی شده است. مرحله اول متناظر با ایجاد خلأ به صورت تدریجی، مرحله دوم متناظر با ایجاد خلأ همراه با نوسان، مرحله سوم ایجاد

خلأ تدریجی و در نهایت مرحله آخر متناظر با ایجاد خلأ کند و رسیدن به شرایط استارت است.

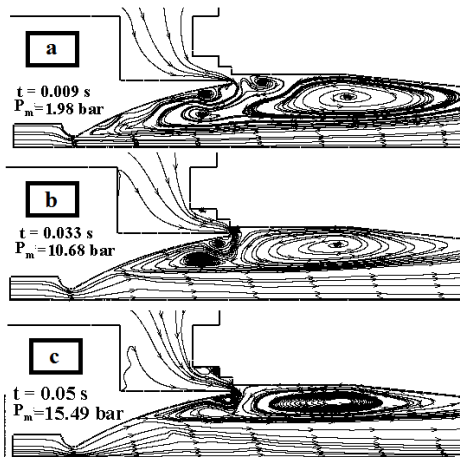


شکل ۷- نمودار فشار محفظه خلأ برحسب زمان (مراحل ایجاد خلأ)

در مرحله ۱، الگوی جدایش حاکم بر نازل، از نوع FSS بوده است. نقاط a تا c در نمودار شکل ۷ متناظر با الگوی FSS در نازل و مرحله اول ایجاد خلأ هستند. مطابق شکل‌های ۸ و ۹ کانتور ماخ و خطوط جریان متناظر با نقاط a تا c نمایش داده شده است. ملاحظه می‌شود که در اوایل شروع به کار موتور، در زمان برابر ۹ میلی‌ثانیه (فشار کل $1/98$ بار (نقطه a))، گلوگاه نازل در شرایط خفگی بوده و جریان مافوق صوت خروجی از گلوگاه نازل با انبساطی اندک در نزدیکی محور مرکزی نازل برقرار است. با شکل‌گیری منطقه چرخشی کم‌فشار در دیواره نازل، جهت جریان خروجی از محفظه خلأ به سمت این منطقه چرخشی است. با گذشت زمان و افزایش بیشتر فشار کل (نقاط b و c) الگوی جدایش FSS در نازل حاکم شده و با توجه به شرایط خروجی نازل در الگوی FSS یعنی لایه برشی مافوق صوت متمایل به محور نازل، جهت جریان خروجی از محفظه خلأ نیز همچنان به سمت محور نازل است. با دقت در خطوط جریان

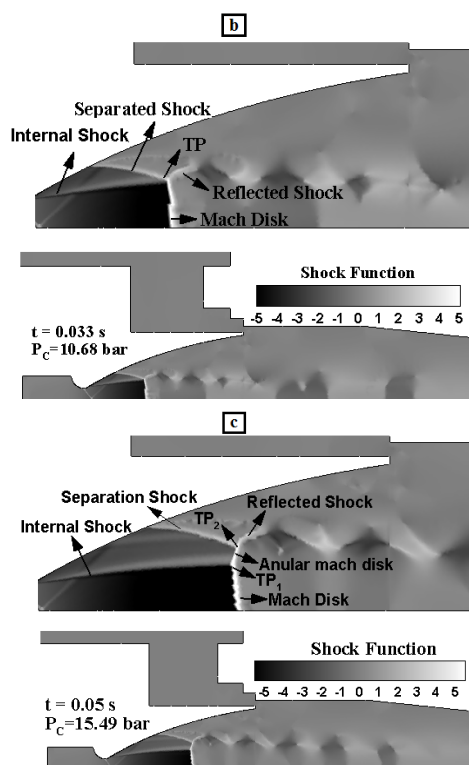


در حالت‌های الگوی جدایش FSS (نقاط b و c) ملاحظه می‌شود که دو منطقه چرخشی در میدان جریان موجود می‌باشد. انخستین حباب در ناحیه ورودی دیفیوزر بوده و تا قسمتی از رمپ ادامه می‌یابد. وجود این منطقه چرخشی در پژوهش‌های مراجع [۱۲، ۱۶، ۱۸] نیز گزارش شده است. دومین حباب مربوط به ناحیه داخلی نازل است. این منطقه جریان برگشتی به دلیل جدایش جریان ناشی از شاک جدایش در داخل نازل است. با دقت در خطوط جریان ملاحظه می‌شود که جریان داخل محفظه خلأ با حباب چرخشی داخل نازل القا می‌شود. این القای جریان باعث کاهش فشار درون محفظه خلأ می‌شود. اثر القایی مربوط به حباب چرخشی داخل نازل و اثر بازدارنده حباب چرخشی داخل ورودی دیفیوزر که مانع القای سیال درون محفظه خلأ می‌شود تعیین‌کننده نرخ ایجاد خلأ در مرحله اول است. ماحصل این دو عامل باعث کاهش تدریجی فشار محفظه خلأ در این مرحله می‌شود، به طوری که فشار محفظه خلأ متناظر با نقاط a، b و c به ترتیب برابر ۰/۸۸، ۰/۷۲ و ۰/۵۶ بار است.

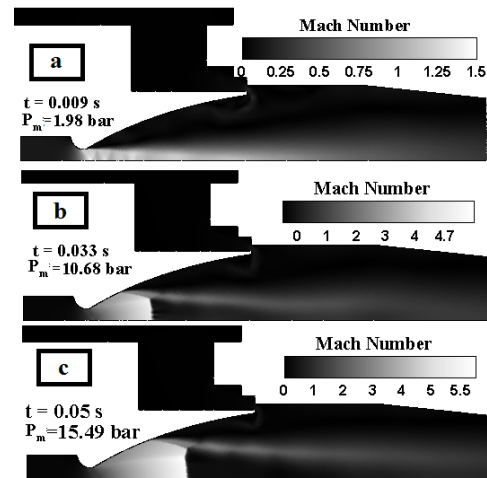


شکل ۹ خطوط جریان در سه نقطه a، b و c در مرحله اول ایجاد خلأ

به منظور مشاهده دقیق‌تر ناپیوستگی‌های مربوط به امواج تراکمی و انبساطی در جریان در شکل ۱۰ کانتور تابع شاک برای دو نقطه b و c رسم شده است.



شکل ۱۰ کانتور تابع موج ضربه‌ای در حالت‌های b و c

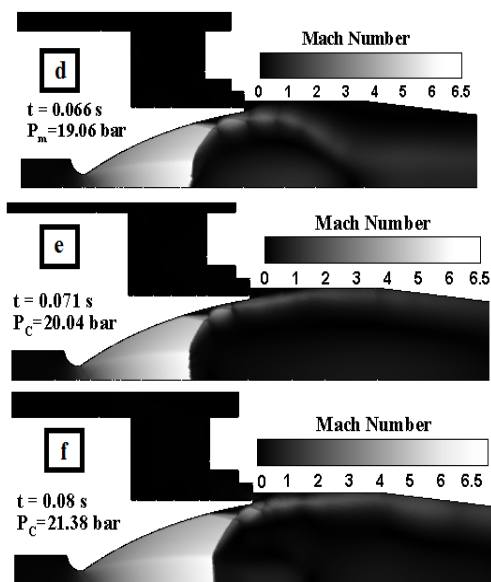


شکل ۸ کانتور عدد ماخ در سه نقطه a، b و c در مرحله اول ایجاد خلأ

ملاحظه می‌شود که با وجود برقراری الگوی جدایش FSS در دو حالت b و c، تفاوتی جزئی در ساختار امواج شکل گرفته است. در حالت b که متناظر با فشار کل برابر ۱۰/۶۸ بار بوده، شاک جدایش در نقطه سه‌گانه (TP) به دیسک ماخ برخورد کرده و ماحصل این برخورد ایجاد شاک انعکاسی است. نکته مهم محل برخورد شاک داخلی به نزدیکی نقطه سه‌گانه است که تغییر محسوسی بر ساختار جریان ایجاد نمی‌کند. با افزایش بیشتر فشار کل (حالت c) که متناظر با فشار کل ۱۵/۴۹ بار است، ساختار امواج به پایین‌دست منتقل شده و همین مسئله باعث برخورد شاک داخلی به دیسک ماخ شده که باعث ایجاد تغییراتی در ساختار جریان است. همان‌طور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است ملاحظه می‌شود که شاک داخلی در نقطه سه‌گانه اول به دیسک ماخ برخورد کرده و باعث به وجود آمدن دیسک ماخ حلقوی شده و از طرفی شاک جدایش در نقطه سه‌گانه دوم به دیسک ماخ حلقوی برخورد می‌کند که ماحصل این برخورد به وجود آمدن شاک انعکاسی است. در مرجع [۲۴] نیز تحلیل مشابهی در رابطه با ساختار امواج در الگوی FSS ارائه شده است که مقدمه ایجاد ساختار امواج کمانه‌ای و گذار در الگوی جدایش جریان است.

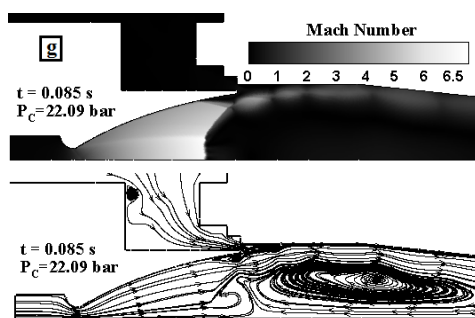
با گذشت حدود ۶۴ میلی‌ثانیه از فرایند راه‌اندازی، گذار از الگوی جدایش FSS به RSS رخ می‌دهد. علت این گذار غلبه مومنتوم گذرنده از شاک انعکاسی به مومنتوم گذرنده از شاک جدایش است. در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ کانتور عدد ماخ و خطوط جریان برای نقاط d تا f نمایش

داده شده است. ملاحظه می‌شود که در زمان ۶۴ میلی‌ثانیه و فشار کل برابر ۱۹/۰۶، الگوی RSS در نازل حاکم شده و جریان جدا شده در نازل به سمت دیواره بازگشته و حباب جدایش در نزدیکی دیواره نازل شکل می‌گیرد. از طرفی علاوه بر گردابه موجود در ورودی دیفیوزر، گردابه به دام افتاده در پایین‌دست دیسک ماخ ظاهر می‌شود. ورود لایه برشی مافوق صوت به ورودی دیفیوزر باعث کوچک‌تر شدن حباب چرخشی ورودی دیفیوزر شده و با افزایش بیشتر فشار کل تا ۲۰/۰۴ و ورود لایه برشی مافوق صوت به ورودی دیفیوزر، گردابه موجود در ورودی دیفیوزر به کلی حذف می‌شود. همچنین گردابه به دام افتاده بزرگ‌تر شده و به جز حباب جدایش در دیواره نازل، تنها یک گردابه بزرگ در ساختار جریان نازل و دیفیوزر موجود است.

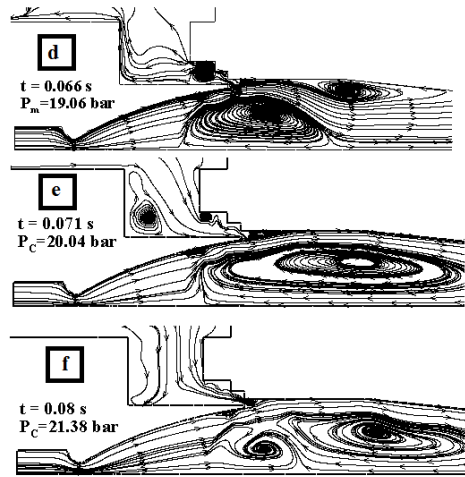


شکل ۱۱ کانتور عدد ماخ در سه نقطه d، e و f در مرحله اول ایجاد خلأ

با دقت در نمودار ایجاد خلأ (شکل ۷) مشاهده می‌شود که مرحله سوم دوباره متناظر با کاهش تدریجی فشار در محفظه خلأست. با دقت در کانتور مربوط به نقطه g که متناظر با زمان ۸۵ میلی‌ثانیه و فشار کل برابر ۲۲/۰۹ بار است، ملاحظه می‌شود که این نقطه متناظر با الگوی SSR^4 است. در این الگو حباب جدایش به انتهای نازل رسیده و با باز شدن این حباب در ورودی دیفیوزر اتصال مجدد لایه مرزی به دیواره نازل مشاهده نمی‌شود [۲۵]. در برخی مراجع این رژیم از عملکرد نازل با عنوان *end effect* نام‌گذاری شده است [۲۴]. از آنجا که فشار داخل حباب جدایش کم بوده و با باز شدن این حباب در انتهای نازل القای سیال داخل محفظه خلأ به سمت حباب نیمه‌باز رخ می‌دهد، این موضوع علت افزایش نرخ ایجاد خلأ نسبت به مرحله دوم است. مطابق شکل ۱۳ کانتور عدد ماخ و خطوط جریان در الگوی SSR نمایش داده شده است. با دقت در این شکل باز شدن حباب جدایش در ورودی دیفیوزر و القای جریان درون محفظه به درون حباب نیمه‌باز مشهود است.



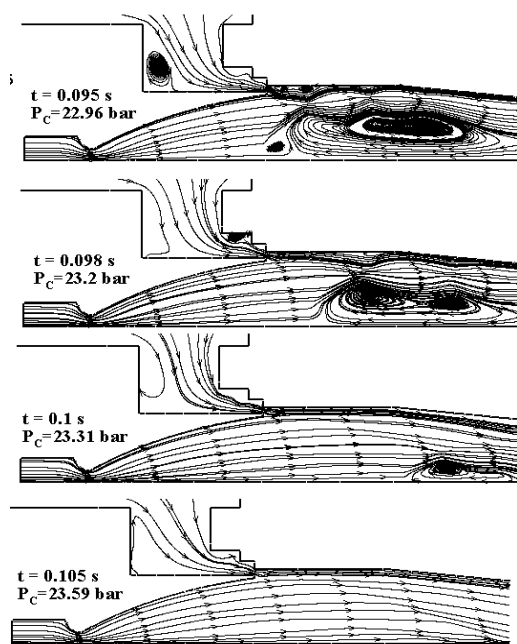
شکل ۱۳ کانتور عدد ماخ و خطوط جریان در نقطه g مرحله سوم خلأ



شکل ۱۲ خطوط جریان در سه نقطه d ، e و f در مرحله اول ایجاد خلأ

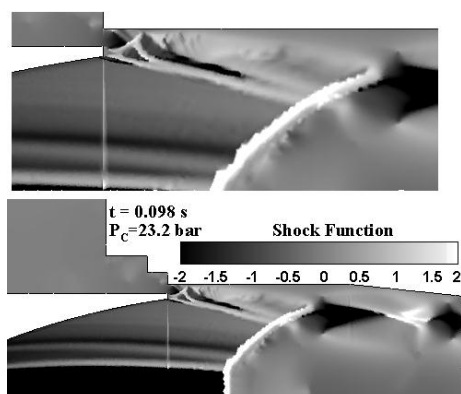
به‌عنوان جمع‌بندی از مرحله دوم ملاحظه می‌شود که تداخل لایه برشی مافوق صوت مربوط به جریان خروجی از نازل و جریان خروجی از گپ محفظه خلأ و ایجاد حباب جدایش در دیواره نازل و متعاقباً ایجاد نوسان در فشار خروجی نازل سبب ناهمواری فشار درون محفظه خلأ در حین مرحله دوم است. این ناهمواری از جهت خطوط جریان درون محفظه خلأ در زمان‌های مختلف این مرحله نیز مشهود است (شکل ۱۲). در نازل‌های با پروفیل ایده‌آل بعد از مرحله ایجاد خلأ تدریجی، مرحله ایجاد خلأ سریع رخ می‌دهد، اما در این پژوهش نشان داده می‌شود که به دلیل گذار از الگوی FSS به RSS در نازل‌های TOP ، این مرحله حذف شده است. همان‌طور که در مرجع [۱۷] اشاره شده، علت رخ دادن مرحله ایجاد خلأ سریع، خروج شاک انعکاسی در ساختار انعکاس ماخ از خروجی نازل و متعاقباً کاهش فشار در خروجی نازل است، اما در نازل‌های TOP به دلیل بازگشت لایه برشی مافوق صوت به سمت دیواره و به وجود آمدن ساختار پرقدرت امواج کمانه‌ای این مرحله حذف می‌شود.

در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ کانتور عدد ماخ و خطوط جریان برای نقاط h تا k رسم شده است. در ادامه با گذشت زمان و افزایش فشار کل تا ۲۲/۹۶ بار (نقطه h)، جریان جدا شده در دیواره نازل به انتهای نازل رسیده و الگوی RSS در دیواره دیفیوزر شکل می‌گیرد. این الگو در نتایج مرجع [۲۰] نیز مشاهده شده است. با افزایش بیشتر فشار کل تا ۲۳/۲ بار (نقطه i)، ملاحظه می‌شود که ساختار امواج کمانه‌ای به پایین دست منتقل شده، طول دیسک ماخ کوتاه‌تر شده به‌طور کامل از نازل خارج شده و جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر پیشروی می‌کند. نکته قابل بیان در این زمان، خفگی جریان خروجی از محفظه خلأ بوده و جت خروجی از محفظه خلأ منبسط شده و پس از برخورد به لایه برشی جریان خروجی از نازل باعث ایجاد موج مایل تراکمی ضعیف می‌شود. علت این افزایش سرعت در تخلیه جریان از محفظه خلأ خروج ساختار امواج کمانه‌ای از نازل و کاهش فشار در خروجی نازل و متعاقباً القای جریان بیشتر از داخل محفظه خلأست.

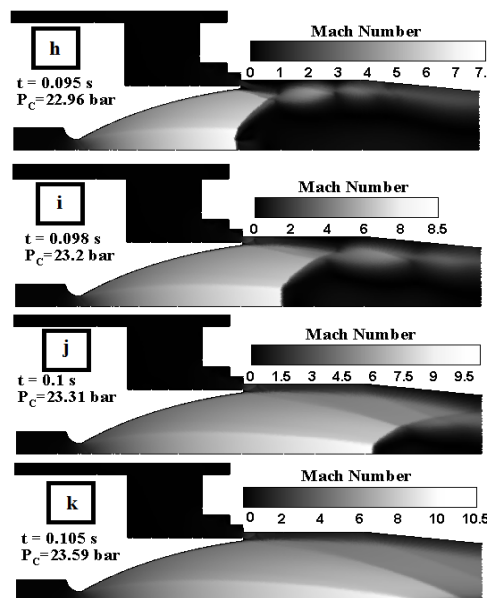


شکل ۱۵ خطوط جریان در نقاط h تا k در مرحله سوم ایجاد خلأ

جزئیات جریان در این حالت مطابق شکل ۱۶ با استفاده از کانتور تابع شاک نشان داده شده است. با افزایش بیشتر فشار پیشروی جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر بیشتر شده و در نهایت در زمان ۱۰۵ میلی‌ثانیه نقطه k دیسک ماخ از بین رفته و گذار از ساختار امواج کمانه‌ای به انعکاس منظم رخ داده است.



شکل ۱۶ کانتور شاک نقطه i در مرحله سوم ایجاد خلأ

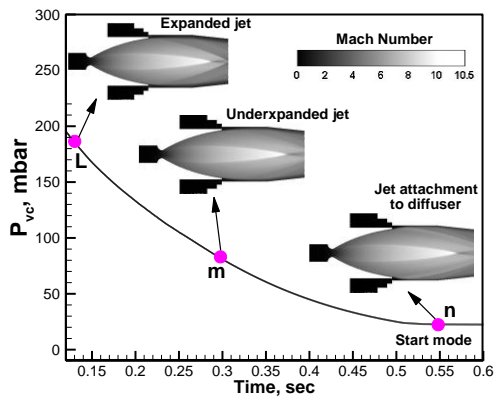


شکل ۱۴ کانتورهای عدد ماخ در نقاط h تا k در مرحله سوم ایجاد خلأ



مرحله چهارم ایجاد خلأ مربوط به گذار از جریان انبساطی به فراانبساطی و برخورد جت خروجی از نازل به دیواره دیفیوزر است. با دقت در شکل ۵ ملاحظه می‌شود که با توجه به نزدیک شدن فشار کل به فشار طراحی، نرخ افزایش فشار کل در این مرحله کاهش یافته است. از طرفی با توجه به برقراری شرایط انبساطی در خروجی نازل، فشار در خروجی نازل نیز تقریباً ثابت است. با توجه به دو مورد فوق و کاهش فشار داخل محفظه خلأ می‌توان انتظار داشت که اختلاف فشار بین ورودی دیفیوزر و محفظه خلأ کمتر شده و متعاقباً فرایند ایجاد خلأ با کندی بیشتری نسبت به مراحل قبل انجام گیرد. مطابق شکل ۱۷ ملاحظه می‌شود که در زمان ۱۲۷ میلی‌ثانیه (نقطه L) جریان خروجی از نازل تقریباً در حالت انبساطی خارج شده است. در زمان ۳۰۰ میلی‌ثانیه (نقطه M) جریان خروجی از نازل به صورت فرومنبسط خارج شده و این موضوع باعث کاهش بیشتر فشار در اطراف خروجی محفظه خلأ شده و همچنان روند تغییرات محفظه خلأ کاهشی است. در زمان حدود ۵۵۰ میلی‌ثانیه (نقطه N) جریان خروجی از نازل به صورت فرومنبسط به دیواره ورودی دیفیوزر برخورد کرده و با شکل‌گیری امواج تراکمی مایل، ارتباط بالادست و پایین‌دست محفظه خلأ به‌طور کلی قطع شده و دیفیوزر اصطلاحاً در حالت استارت قرار می‌گیرد. روند ایجاد خلأ در مرحله چهارم که مربوط به گذار از جریان انبساطی به فروانبساطی و برخورد جت نازل به دیواره دیفیوزر بوده مشابه با مرجع است؛ بنابراین این طور استنباط می‌شود که روند کیفی مرحله چهارم

ایجاد خلأ تحت‌تأثیر پروفیل نازل نبوده و به‌صورت تدریجی ایجاد می‌شود.



شکل ۱۷ نمودار فشار محفظه خلأ برحسب زمان در مرحله چهارم

۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق جریان حین فرایند استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه در فشار نسبتاً پایین محفظه نازل مورد بررسی قرار گرفته است. نازل از نوع سهموی با نسبت انبساط ۳۵ برای جریان اولیه در نظر گرفته شد. فشار محفظه نازل با نرخ حدود 200 bar/s در لحظات ابتدایی فرایند راه‌اندازی تا فشار حدود 24 bar افزایش می‌یابد. تست تجربی با استفاده از هوای فشرده در نسبت سطح ۱/۷ انجام شده است. برای شبیه‌سازی عددی از روش چگالی مبنای ناپایا برای تحلیل جریان تقارن محوری در هسته مرکزی استند خلأ استفاده شد. نتایج نشان می‌دهد فرایند استارت دیفیوزر با نازل سهموی همانند سایر پروفیل‌ها نظیر ایده‌آل و مخروطی، به‌صورت غیریکنواخت انجام می‌گیرد. در این تحقیق فرایند استارت به چهار مرحله جداگانه تقسیم شده که هرکدام از مراحل متناظر با شرایط خاصی از کارکرد نازل و دیفیوزر است. در مرحله اول با توجه به برقراری الگوی جدایش FSS در نازل، فرایند تخلیه

Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique-Poitiers).

- [6] M., Frey, G., Hagemann, Restricted shock separation in rocket nozzles, *J. Propulsion and Power* 16 (3), pp. 478–484, 2000.
- [7] N., Fouladi., A., Mohamadi, H., Rezaei. Numerical Design and Analysis of Supersonic Exhaust Diffuser in Altitude Test Simulator. *Modares Mechanical Engineering*. Oct 15; 16(8): PP. 159-68. (In Persian), 2016
- [8] R. Ashokkumar, S. Sankaran, T. Sundararajan, Investigation on the performance of second throat supersonic exhaust diffuser for starting higher area ratio nozzles, in: 28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference, 2012, AIAA 2012-3294.
- [9] W.L. Jones, H.G. Price Jr., C.F. Lorenzo, Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen, *NASA Technical Note D-230*, 1960.
- [10] R.C. German, R.C. Bauer, J.H. Panesci, Methods for determining the performance of ejector-diffuser systems, *J. Spacecr. Rockets* 3(2) 193–200, 1966.
- [11] V. Lijo, H.D. Kim, G. Rajesh, T. Setoguchi, Numerical simulation of transient flows in a vacuum ejector-diffuser system, *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G* 224(7), 777–786, 2010
- [12] A. Mittal, G. Rajesh, V. Lijo, H.D. Kim, Starting transients in vacuum ejector-diffuser system, *J. Propuls. Power* 30(5)1213–1223, 2013.

به صورت تدریجی انجام می‌گیرد. در مرحله دوم با گذار از الگوی جدایش به RSS، فرایند ایجاد خلأ به کندی انجام شده و با نوسانات فشار محفظه خلأ همراه است. حذف مرحله ایجاد خلأ سریع که در سایر پروفیل‌های نازل مشاهده شده، از تأثیرات نازل کانتور سهموی است. علت این اتفاق وجود الگوی جدایش RSS است که در این تحقیق با جزئیات بررسی شده است. مرحله سوم متناظر با الگوی جدایش SSR بوده و فرایند ایجاد خلأ دوباره با نرخی متوسط و به صورت تدریجی انجام می‌گیرد. مرحله سوم قبل از برقراری جریان انبساطی در خروجی نازل به پایان می‌رسد. مرحله پایانی مربوط به گذار جریان از حالت انبساطی به فروانبساطی و استارت دیفیوزر بوده که با نرخ کندی انجام می‌گیرد.

۵. مآخذ

- [1] G.P, Sutton, Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, *John Wiley & Sons*, Nov. 30, , 2016.
- [2] G. V. R, Rao. Approximation of Optimum Thrust Nozzle Contour, *ARS Journal*, Vol. 30, No. 6, pp. 561, 1960.
- [3] j, Ostlund. supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles, *Technical report*, 2004.
- [4] L. H, Nave., and G. A, Coffey., Sea Level Side Loads in High-Area- Ratio Rocket Engines, *AIAA Paper 73-1284*, July, 1973.
- [5] A. Shams., Contribution to the numerical simulation of turbulent shock-induced separated flows: Application to supersonic over-expanded nozzles flows, 2010 (Doctoral dissertation, ISAE-ENSMA Ecole Nationale



- evaluation of a second throat exhaust diffuser with a thrust optimized parabolic nozzle, *Journal of Propulsion and Power*, 94, 105406, 2019.
- [21] D.C. Wilcox, Turbulence Modeling for CFD, *DCW Industries, Inc.*, 2nd edition, 46, 1998
- [22] F.R. Menter, A. Matyushenko, R. Lechner, Development of a Generalized K-w Two-Equation Turbulence Model, In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*; Springer: Berlin/Heidelberg, Germany, 2018.
- [23] F.R. Menter, R. Lechner, Ansys German GmbH, A. Matyushenko, NTS, St. Petersburg Best Practice: Generalized k-w Two-Equation Turbulence Model in Ansys CFD (GEKO), *Ansys Technical Report*, 2020.
- [24] A., Shams, S., Girard, and P. Comte, numerical simulation of shock-induced separated flows in over-expanded rocket nozzles, *Progress in Flight Physics* 3 pp. 169-190, 2012.
- [25] J.A. Moríñigo, J.J. Salvá, Three-dimensional simulation of self-oscillating flow and side-loads in an overexpanded subscale rocket nozzle, *J. Aerospace Engineering* 220 (5), 507–523, 2006.
- [13] R. Arun Kumar, G. Rajesh, Flow transients in un-started and started modes of vacuum ejector operation, *Phys. Fluids* 28 056105, 2016.
- [14] R. Arun Kumar, Gopalapillai Rajesh, Physics of vacuum generation in zero-secondary flow ejectors, *Phys. Fluids* 30(6) 066102, 2018.
- [15] R. Arun Kumar, G. Rajesh, Effect of geometric configurations on the starting transients in vacuum ejector, *AIAA J.* 57(7) 2905–2922, 2019.
- [16] B.H. Park, J.H. Lee, W. Yoon, Fluid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector, *Int. J. Heat Fluid Flow* 29 327–339, 2008.
- [17] B. Ghanshyam and R., Arun Kumar Starting transients in second throat vacuum ejectors for high altitude testing facilities. *Aerospace Science and Technology*, 113:106687, June 2021.
- [18] S. B. Verma, and O. Haidn, Cold Gas Testing of Thrust-Optimized Parabolic Nozzle in a High-Altitude Test Facility, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6, pp. 1238–1246. doi:10.2514/1.B34320, 2011.
- [19] N. Fouladi, M. Farahani, Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles, *Journal of Propulsion and Power*. 105, 106020, 2020.
- [20] N. Fouladi, M. Farahani, A.R. Mirbabaei, Performance

۸. پی‌نوشت

- 1 Thrust Optimized Parabolic (TOP)
- 2 Free Shock Separation (FSS)
- 3 Restricted Shock Separation (RSS)
- 4 Shock Separation with Recirculation (SSR)

