



## بررسی عددی جریان در آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع در زمان خاموشی موتور

نعمت‌اله فولادی\*

فارغ التحصیل دکتری، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران  
\*تهران، صندوق پستی 13445754، n.fouladi@isrc.ac.ir

### چکیده

در تحقیق حاضر عملکرد یک آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع در زمان خاموش شدن یک موتور با رویکرد شبیه‌سازی عددی جریان مورد بررسی قرار گرفته است. تحلیل عددی غیردائم جریان گازهای احتراقی در هسته اصلی شبیه‌ساز ارتفاع (دیفیوزر گلوگاه ثانویه و محفظه آزمایش) با پروفیل فشار-زمان خاموشی موتور انجام شده است. فیزیک جریان در این سیستم و عملکرد دیفیوزر مورد استفاده در تخلیه خودکار گازهای احتراقی مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی‌های عددی حاضر نشان می‌دهند که علی‌رغم اینکه دیفیوزر مزبور در فشار احتراق بالایی راه‌اندازی می‌شود، در زمان خاموشی موتور در فشار احتراق به مراتب پایین‌تری از حالت راه‌اندازی خارج می‌شود. با برگشت گازهای گرم به داخل محفظه آزمایش، دمای متوسط سیال داخل محفظه تا 2200 K افزایش می‌یابد. این میزان افزایش دمای سیال داخل محفظه آزمایش ممکن است به ابزارهای اندازه‌گیری موجود در آن آسیب برساند. در ادامه تحقیق، تاثیر نصب محدود کننده جریان برگشتی با ارتفاع مختلف در تغییرات دمای سیال داخل محفظه آزمایش در زمان خاموشی موتور مورد بررسی قرار گرفته است. نشان داده شده است که تاثیر نصب این مانع در کاهش دمای متوسط سیال محفظه آزمایش چشم‌گیر است، به طوری که با نصب یک مانع با ارتفاع مناسب، دمای سیال در محفظه به کمتر از یک سوم برابر حالت بدون استفاده از محدود کننده کاهش می‌یابد.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 24 بهمن 1396  
پذیرش: 04 فروردین 1397  
ارائه در سایت: 07 اردیبهشت 1397  
کلید واژگان:  
آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع  
دیفیوزر مافوق صوت  
مرحله خاموشی موتور  
شبیه‌سازی عددی  
مانع محدود کننده جریان برگشتی

## Numerical investigation of flow transient phase of motor burnout in an altitude test simulator

Nematollah Fouladi\*

Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran.  
\* P.O.B. 13445754, Tehran, Iran, n.fouladi@isrc.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 13 February 2018  
Accepted 24 March 2018  
Available Online 27 April 2018

#### Keywords:

Altitude test simulator  
supersonic diffuser  
motor burnout  
numerical simulation  
backflow arrester

### ABSTRACT

In this research, the performance study of an altitude test simulator at transient phase of motor burnout is conducted by numerical approach. Using a time dependent pressure profile of a motor in burnout phase, the unsteady exhaust flow is simulated in the main sections of the altitude test simulator, i.e. high expansion ratio nozzle, second throat exhaust diffuser, and vacuum chamber. Present investigation shows that in spite of the high pressure starting condition of the altitude simulator, the supersonic flow in the diffuser tends to breakdown at relatively low combustion pressure in the motor terminating phase. At the breakdown condition, the nozzle exhaust hot gases directed into the vacuum chamber through the annular gap between nozzle and diffuser walls. Present simulation shows that the overall temperature of fluid in vacuum chamber is reached up to 2000 K after the motor burnout. Really, It is potentially dangerous for measurement instruments inside the vacuum chamber. Furthermore; in this research, the influences of backflow arrester (BFA) in variations of vacuum chamber temperature are studied at this transient terminating phase. It has been shown that, the BFA can decrease the exhaust streaming into the chamber in initial breakdown periods. Results show that utilizing a suitable BFA size, the safe temperature condition could be established in vacuum chamber during and after the transient terminating phase of motor.

### 1- مقدمه

محل عبور جریان از محفظه به دیفیوزر و برعکس باشد. انبساط جریان گازهای مافوق صوت خروجی از نازل در ورودی دیفیوزر با تخلیه گازهای موجود در محفظه تست، محیط فشار پایین لازم را در آن ایجاد کرده و باعث پمپ خودکار گازهای احتراقی به محیط اتمسفر محلی می‌شود. بنابراین عملکرد موتور با نازل طول بلند بدون تشکیل موج ضربه‌ای و جدایش جریان در نازل آن مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. از سال 1950 به بعد تحقیقات گسترده‌ای در خصوص شبیه‌ساز ارتفاع انجام شده است. موضوع بیشتر این تحقیقات طراحی و بررسی عملکرد دیفیوزر شبیه‌ساز ارتفاع در حالت جریان

غالباً برای ارزیابی عملکرد نازل‌های طول بلند (با نسبت انبساط بالا) که برای ایجاد نیروی پیشران در شرایط جوی رقیق طراحی شده‌اند، از آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع استفاده می‌شود. در یک شبیه‌ساز ارتفاع، محیط اطراف موتور و نازل توسط یک محفظه تست (یا محفظه خلأ) و یک لوله گاز-دینامیکی (یا دیفیوزر) طولی که قطر آن در محل نازل اندکی بزرگتر از قطر خروجی نازل است از محیط اتمسفر جدا می‌شود (شکل 1). در این سیستم، یک گپ حلقوی برای محفظه تست در صفحه خروجی نازل شکل می‌گیرد که می‌تواند

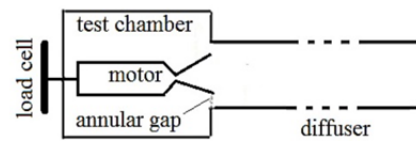


Fig.1 Schematic of an altitude test simulator.

شکل 1 شماتیک از یک سیستم شبیه‌ساز ارتفاع

کمکی به صورت حلقوی به ورودی دیفیوزر و یا به صورت مرکزی در قسمت خروجی دیفیوزر متصل است، با تزریق جریان سیال ثانویه (نیتروژن یا بخار آب) با دبی و مومنتم زیاد، مانع از ورود گازهای گرم به محفظه خلاء می‌شود. پیاده‌سازی این روش در عمل از پیچیدگی و هزینه بالایی برخوردار است. غالباً این روش با هدف راه‌اندازی دیفیوزر و اندازه‌گیری دنباله‌تراست در زمان خاموشی موتورهای سوخت مایع استفاده می‌شود. غالباً زمان روشن شدن در موتورهای سوخت مایع طولانی‌تر است و این امر باعث طولانی شدن زمان راه‌اندازی دیفیوزر می‌شود. در این فاصله زمانی گازهای خروجی نازل وارد محفظه تست شده و این امر ارزیابی عملکرد نازل را با مشکل مواجهه می‌سازد [9]. بنابراین برای جلوگیری از این معضل از اجکتور سیال ثانویه استفاده می‌شود. در حالی‌که فرآیند روشن شدن موتورهای سوخت جامد بسیار سریع است و غالباً برای راه‌اندازی سریع دیفیوزر نیازی به اجکتور کمکی وجود ندارد. در چنین مواردی راهکار دوم که ایجاد مانع محدود کننده در مقابل جریان برگشتی است اهمیت پیدا می‌کند.

تحقیق حاضر در ارتباط با شبیه‌ساز خلاء موتورهای سوخت جامد انجام شده است و فرض بر این است که شبیه‌ساز خلاء مجهز به زیر سیستم اجکتور سیال ثانویه نیست. بنابراین جهت کاهش دادن جریان برگشتی از یک مانع محدود کننده جریان برگشتی (BFA<sup>1</sup>) در موقعیت گپ حلقوی مابین سطح خروجی نازل و سطح ورودی دیفیوزر استفاده می‌شود. مانع مزبور به بدنه دیفیوزر متصل است. جستجو در تحقیقات انجام شده در خصوص آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع نشان می‌دهد که علی‌رغم استفاده از محدود کننده‌های جریان برگشتی در شبیه‌سازهای ارتفاع تاثیر BFA در کاهش جریان برگشتی کمتر گزارش شده است. اشوکومار و همکاران 2015 با انجام یک تست تجربی نشان دادند که با استفاده از BFA در لحظه روشن شدن موتور، بیشینه فشار داخل محفظه خلاء در اثر کاهش جریان برگشتی به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد ولی با این روش ممکن است محفظه تست در زمان بیشتری به فشار پایا برسد [5]. فولادی 2017 با بررسی‌های عددی تاثیر نصب BFA با اندازه‌های مختلف را در کاهش زمان راه‌اندازی دیفیوزر مورد بررسی قرار داده و نشان داده است که علی‌رغم کاهش جریان برگشتی با حضور این مانع، تاثیر قابل توجهی در زمان راه‌اندازی دیفیوزر بوجود نمی‌آید [10]. دلیل این امر تخلیه کند محفظه آزمایش با حضور این مانع بوده است. در تحقیق مزبور نشان داده شده است که با استفاده از یک مانع جریان برگشتی یک‌طرفه با اندازه مناسب، علاوه بر کاهش بیشینه فشار محفظه آزمایش در زمان وقوع جریان برگشتی، زمان راه‌اندازی دیفیوزر و رسیدن به حالت پایا نیز به‌طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد. در تحقیق حاضر علاوه بر تشریح فیزیک جریان برگشتی در لحظات خاموشی موتور، تاثیر نصب BFA با اندازه‌های مختلف در تغییرات دمایی محفظه آزمایش مورد بررسی قرار گرفته است. جستجو در مراجع مرتبط با تجهیزات شبیه‌ساز ارتفاع نشان می‌دهد که علی‌رغم استفاده از محدود کننده جریان برگشتی در استندهای خلاء مطرح کشورهای توسعه یافته [2]، در باره فیزیک جریان با این سیستم مخصوصاً در زمان خاموشی موتور گزارشی ارائه نشده است.

هدف تحقیق حاضر شبیه‌سازی و بررسی فیزیک جریان در لحظه خاموشی موتور در استند خلاء و ارائه راهکاری برای کاهش جریان برگشتی گاز گرم به محفظه خلاء می‌باشد. نتایج این بررسی در جهت پاسخ گویی به برخی از سوالات مطرح در حوزه توسعه استند خلاء در پژوهشگاه فضایی

پایا بوده است. هدف اغلب بررسی‌های جریان پایا یافتن هندسه دیفیوزری بوده که در فشار احتراق پایین‌تری راه‌اندازی می‌شوند [1-3]. عملکرد ناپایای یک شبیه‌ساز ارتفاع بیشتر در زمان‌های روشن شدن و خاموشی موتور اهمیت دارد. در لحظه گذاری روشن شدن یک موتور در داخل شبیه‌ساز ارتفاع به دلیل کمی مومنتم جریان، موج ضربه‌ای جریان در داخل نازل شکل می‌گیرد. در این شرایط گازهای احتراقی خروجی از موتور از محل گپ حلقوی وارد محفظه آزمایش می‌شود. با گذشت زمان با افزایش فشار احتراق، دیفیوزر راه‌اندازی شده و باعث تخلیه شدن سریع محفظه آزمایش می‌شود [4,5]. در حالت راه‌اندازی شده دیفیوزر، دهانه محفظه آزمایش توسط جریان مافوق صوت و موج‌های ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر آب‌بندی می‌شود. این امر باعث می‌شود که گازهای خروجی از نازل نتوانند به محفظه آزمایش نفوذ کنند. بنابراین تا زمانی‌که موتور فشار احتراق کافی داشته باشد، فشار خلاء نسبی در محفظه آزمایش برقرار بوده و اندازه‌گیری تراست توسط لودسل از دقت کافی برخوردار است [6]. بعد از شروع مرحله خاموشی موتور، با کاهش فشار احتراق، مومنتم جریان مافوق صوت کاهش یافته و خزش امواج ضربه‌ای در طول دیفیوزر به سمت خروجی نازل اتفاق می‌افتد. این امر همراه با جدایش وسیع جریان از بدنه دیفیوزر، شرایط پیچیده‌ای را در بررسی عددی عملکرد استند خلاء به‌وجود می‌آورند. در ادامه، دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و گازهای احتراقی وارد محفظه آزمایش می‌شود. با ورود گازهای احتراقی به محفظه آزمایش، خلاء مطلوب در آن از بین رفته و تراست واقعی موتور توسط لودسل قابل ارزیابی نیست. علاوه بر آن، برخورد گازهای گرم (با دمای بالای 2000 K)، باعث گرم شدن سنسورها و بدنه موتور مورد آزمایش می‌شود. در صورت کوتاه نبودن دوره تخلیه گازها، ممکن است سنسورهای اندازه‌گیری از کار بیفتند و حتی به بدنه موتور آسیب جدی وارد شود.

مسئله خاموشی موتور در استند خلاء توسط مراجع نادری مورد بررسی قرار گرفته است، به طوری که جزئیات کمتری از نتایج این بررسی‌ها گزارش شده است. از مهمترین تحقیقاتی که در این خصوص ارائه شده می‌توان به کارهای پارک و همکاران در سال‌های 2008 و 2012 اشاره کرد [7,4,8]. پارک و همکاران در مراجع [7,4] با فرض گاز سرد نیتروژن به عنوان سیال عامل، دینامیک جریان در حالت خاموشی موتور در ابعاد آزمایشگاهی را مورد تشریح قرار داده‌اند. ایشان در مرجع [8] با فرض پروفیل فشار-زمان خطی کاهنده و دمای محفظه احتراق 2850 K نتایج شبیه‌سازی عددی در ابعاد واقعی را ارائه داده‌اند. در بررسی‌های انجام گرفته توسط پارک و همکاران، در خصوص توزیع دما در شرایط مختلف نتایجی ارائه نشده است. همچنین راهکاری برای محدودسازی جریان برگشتی ارائه نشده است.

در حالت کلی، حذف کامل جریان برگشتی در شبیه‌سازهای خلاء امکان پذیر نیست [2]. دو راهکار عملی برای محدودسازی جریان برگشتی در زمان خاموشی موتور وجود دارد که عبارت از به‌کارگیری اجکتور سیال ثانویه و یا ایجاد مانع در مقابل برگشت جریان می‌باشد. در راهکار اول، یک اجکتور

<sup>1</sup> Backflow arrester

خلاء (یا محفظه آزمایش) شده و شرایط خلاء نسبی را در پیرامون نازل و محفظه آزمایش تا زمان خاموشی موتور به‌طور خودکار حفظ می‌کند.

غالباً، طراحی دیفیوزر برای هندسه نازل و فشار محفظه احتراق مشخصی انجام می‌شود. در این مقاله به طراحی دیفیوزر پرداخته نمی‌شود و ابعاد هندسی دیفیوزر و محفظه آزمایش مورد استفاده در این تحقیق در جدول 1 و "شکل 4" نمایش داده شده است. دیفیوزر مزبور خروجی طراحی مفهومی با روش موج ضربه‌ای قائم و تحلیل عددی جریان می‌باشد. در مراجع [13,12]. الگوریتم طراحی براساس موج ضربه‌ای قائم ارائه شده و تحلیل‌های عددی لازم برای اثبات کارکرد مناسب دیفیوزر در حالت پایا ارائه شده است.

در لحظه خاموشی موتور در یک استند خلاء، با کاهش فشار احتراق از یک حدی، دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج می‌شود و وضعیت آب‌بندی محفظه خلاء از بین می‌رود. در این شرایط، با توجه به فشار پایین محفظه خلاء اغلب گازهای خروجی از نازل به داخل محفظه خلاء جریان می‌یابد. این امر باعث می‌شود که در پایان تست محفظه خلاء به محیطی دما بالا (بالای 2000 K) تبدیل شود. جریان گازهای احتراقی به داخل محفظه خلاء علاوه بر احتمال آسیب رساندن به ابزارهای اندازه‌گیری، ممکن است باعث محدودیت‌هایی در ارزیابی واقعی بدنه موتور در آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع باشد. غالباً، در تست‌های توسعه‌ای، بررسی رفتار دمایی سطح بیرونی بدنه موتور و همچنین مقدار عایق داخلی باقی مانده برای طراحان بدنه و عایق اهمیت دارد. این در حالی است که با پر شدن محفظه خلاء از جریان گازهای گرم در پایان تست، عملکرد دمایی بدنه و عایق قابل ارزیابی نیست.

در این تحقیق تأثیر استفاده از محدود کننده جریان برگشتی در شرایط دمایی محفظه آزمایش در زمان خاموشی موتور و بعد از آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. در "شکل 5" شماتیکی از هسته اصلی یک شبیه‌ساز ارتفاع مجهز به BFA نمایش داده شده است. BFA یک مانع حلقوی است که در محل گپ حلقوی محفظه خلاء به دیواره ورودی دیفیوزر نصب می‌شود. قابل ذکر است که در صورت نصب این مانع به بدنه نازل به دلیل انتقال مومنتم اضافی به بدنه نازل از طریق مانع در تماس با جریان، تراست اندازه‌گیری شده با خطا همراه خواهد بود. در این تحقیق با شبیه‌سازی عددی جریان، تأثیر نصب اندازه‌های مختلف BFA بر تغییرات دمایی محفظه خلاء در مراحل پایانی تست خلاء مورد بررسی قرار می‌گیرد.

### 3- روش تحلیل عددی جریان و اعتبارسنجی

در فعالیت حاضر شبیه‌سازی‌های عددی جریان هوای سرد در هسته مرکزی استند خلاء در یک مقیاس (1:10) مدل اصلی و همچنین جریان گاز گرم در ابعاد واقعی استند خلاء انجام شده است. معادلات حاکم بر جریان سیال، معادلات ناویر-استوکس به فرم تقارن محوری و تراکم‌پذیر ناپایا می‌باشد. قابل ذکر است که در کلیه تحلیل‌های عددی انجام شده در این تحقیق از نرم‌افزار فلوئنت (Fluent) استفاده شده است. در بخش حاضر روش تحلیل عددی، شبکه محاسباتی، شرایط مرزی و اولیه و همچنین اعتبارسنجی تحلیل عددی ناپایا ارائه شده است.

#### 3-1- روش تحلیل عددی جریان

در یک دیفیوزر خروجی گازهای احتراقی، جریان سیال به شدت تراکم‌پذیر است و برای این‌گونه مسائل، روش حل چگالی-مینا نسبت به روش فشار-مینا دقت بیشتری دارد. غالباً در تحلیل دیفیوزر خروجی گازهای احتراقی از روش حل چگالی مینا استفاده شده است [14,8,7,4]. با توجه به این‌که در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه‌ای جریان و لایه مرزی دیواره

ایران می‌باشد. به‌عنوان مثال، بیشینه دما و فشار سیال در محفظه آزمایش و در داخل دیفیوزر در زمان خاموش شدن موتور چه مقدار است؟ دانستن این امر در اتخاذ تدابیر لازم جهت حفاظت حرارتی و سازه‌ای محفظه آزمایش، بدنه دیفیوزر و ابزار اندازه‌گیری موجود در محفظه و حتی حسگرهای متصل به بدنه دیفیوزر کمک شایانی می‌کند. دیفیوزر مورد استفاده در چه فشار احتراقی از حالت راه‌اندازی خارج می‌شود؟ دانستن این امر در طراحی اجکتور سیال ثانویه به منظور شبیه‌سازی دنباله تراست موثر است. همچنین نواحی بحرانی دمایی در طول دیفیوزر در زمان خاموش شدن موتور کدام نواحی هستند؟ با استفاده از راهکار BFA به چه میزان می‌توان جریان برگشتی گاز گرم را به محفظه خلاء کاهش داد؟

در ادامه، در بخش 2 این تحقیق، کلیاتی از نحوه کار استند خلاء و انگیزه تحقیق ارائه شده و مانع محدود کننده جریان برگشتی معرفی شده است. در بخش 3 روش تحلیل عددی جریان تبیین شده و اعتبارسنجی رویکرد عددی انجام شده است. در بخش 4 نتایج تحقیق ارائه شده است. در این بخش ابتدا با ارائه نتایج شبیه‌سازی عددی در حالت بدون نصب BFA فیزیک جریان در لحظه خاموشی موتور در استند خلاء مورد تشریح قرار گرفته و پدیده جریان برگشتی نمایش داده شده است. سپس تأثیر نصب BFA با ارتفاع‌های مختلف در تغییرات دمایی محفظه آزمایش مورد بررسی قرار گرفته است. نهایتاً، نتیجه‌گیری تحقیق در بخش 5 ارائه شده است.

### 2- کلیات شبیه‌ساز ارتفاع و انگیزه تحقیق

غالباً در طراحی پیش‌رانه‌هایی که در ارتفاعات بالا به‌کار گرفته می‌شوند، نسبت انبساط نازل موتور برای حصول به تراست بیشتر بزرگتر انتخاب می‌شود. در صورتی که این‌گونه موتورها که برای شرایط کاری خلاء طراحی شده باشند، روی زمین آزمایش شوند، در داخل نازل آن‌ها جریان گازهای احتراقی از بدنه نازل جدا شده و منجر به افت شدید ضربه ویژه ( $I_{sp}$ ) خواهد شد. در "شکل 2" شماتیکی از الگوی جریان برای یک نازل با نسبت انبساط بالا ( $A/A^*=40$ ) که در ارتفاع 100 km و 100 آزمایش شده است، نمایش داده شده است. در "شکل 3" شماتیکی از هسته اصلی یک شبیه‌ساز ارتفاع نمایش داده شده است. در این شکل محفظه خلاء (یا محفظه آزمایش)، موتور و نازل مورد آزمایش، دیفیوزر خروجی گازهای احتراقی و گپ حلقوی مابین سطح خروجی نازل و سطح ورودی دیفیوزر نمایش داده شده است. در یک شبیه‌ساز ارتفاع جهت اندازه‌گیری تراست موتور بدنه موتور با یکسری اتصالاتی به یک نیروسنج متصل می‌شود. دیفیوزر خروجی گازهای احتراقی در این شکل از نوع دیفیوزر گلوگاه ثانویه است و از قسمت‌های ناحیه ورودی دیفیوزر، ناحیه رمپ، بخش گلوگاه ثانویه و بخش دیفیوزر مادون صوت تشکیل شده است. نحوه کار یک دیفیوزر خروجی گاز احتراقی به این صورت است که گازهای خروجی از نازل در شرایط فرو منبسط<sup>1</sup> وارد قسمت ورودی دیفیوزر می‌شوند. جت سیال گازهای منبسط شده به دیواره دیفیوزر برخورد کرده و موج ضربه‌ای مایل جریان تشکیل می‌شود که به کاهش سرعت و افزایش فشار استاتیک گازها کمک می‌کند. در ادامه، تداخل پی‌درپی امواج ضربه‌ای جریان با دیواره دیفیوزر و همدیگر در طول دیفیوزر رخ داده و توسط موج ضربه‌ای قائم سرعت جریان به زیر صوت رسانده می‌شود. سپس توسط یک شیوره و اگر گازهای احتراقی تا فشار اتمسفر در خروجی دیفیوزر متراکم می‌شود. با 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

<sup>1</sup> Under expansion

در این تحقیق جهت انجام تحلیل‌های عددی از شبکه محاسباتی بی‌سازمان مثلثی استفاده شده است. از مش لایه مرزی به‌منظور حل دقیق‌تر جریان توربولانت بهره گرفته شده است، به‌طوری که فاصله اولین گره محاسباتی تا دیواره دیفیوزر کمتر از 0.1 میلی‌متر است. با این شبکه مقدار  $10^5$  شبکه در تحلیل‌های انجام شده کمتر از 10 می‌باشد، که مناسب مدل توربولانسی  $k\omega$ -SST است. به‌منظور اطمینان از استقلال حل عددی از اندازه شبکه محاسباتی، تحلیل غیردائم جریان سیال با اندازه‌های مختلف شبکه محاسباتی انجام شده است. نتایج این بررسی در مراجع [10,6] ارائه شده است. نشان داده شده است که برای تحلیل عددی جریان در یک شبیه‌ساز ارتفاع شبکه محاسباتی بالای 50000 گره محاسباتی کفایت می‌کند. شبکه مورد استفاده در این تحقیق دارای 83693 گره و 151737 سلول محاسباتی است.

### 2-3- اعتبارسنجی تحلیل عددی ناپایا

اعتبارسنجی روش تحلیل عددی دائم با استفاده از نتایج تجربی معتبر برای یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه توسط فولادی و همکاران در مرجع [13] ارائه شده است. همچنین در مرجع [10] نتایج تحلیل ناپایای جریان در استند خلاء با نتایج تحلیل عددی ناپایای مرجع [8] اعتبارسنجی شده است. در این پژوهش جهت کسب اطمینان بیشتر از صحت شبیه‌سازی عددی جریان، نتایج تحلیل ناپایای جریان با نتایج تست تجربی انجام شده در پژوهشکده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی ایران مقایسه شده است که در ادامه مورد تشریح قرار گرفته است.

در "شکل 6" مقطع عرضی هسته مرکزی استند خلاء در تست تجربی نمایش داده شده است. مقیاس 1:10 نازل، دیفیوزر و محفظه تست در این آزمون در نظر گرفته شده است. از یک مخزن هوای فشرده به همراه رگولاتور و شیر برقی برای ایجاد فشار 28-30 bar در محفظه موتور (قبل از نازل) در یک بازه زمانی کوتاه استفاده شده است. همچنین از سنسور فشار پایین برای اندازه‌گیری فشار محفظه خلاء و سنسور فشار بالا برای اندازه‌گیری فشار داخل محفظه موتور استفاده شده است. در مرجع [15] جزئیات بیشتری در

دیفیوزر وجود دارد، در برخی نواحی جدایش جریان از دیواره اجتناب ناپذیر است. بنابراین مدل توربولانسی مورد استفاده می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در برخی از مراجع به‌منظور کاهش دادن بار محاسباتی از مدل توربولانسی اسپالارت-الماراس<sup>1</sup> و یا  $k-\epsilon$  به همراه عبارت‌های تصحیحی برای رینولدز پایین استفاده شده است. در مرجع [13] توسط فولادی و همکاران نشان داده شده است که مدل توربولانسی  $k\omega$ -SST برای این مسئله از دو روش مذکور مناسب‌تر است. این مدل توربولانسی برای نواحی جریان جدا شده دقت بیشتری دارد، ولی با توجه به نیاز این روش به شبکه محاسباتی ریزتر در نزدیکی دیواره، بار محاسباتی تحلیل عددی نیز بیشتر است. با این حال، در این تحقیق از مدل توربولانسی  $k\omega$ -SST استفاده شده است.

دامنه محاسباتی در تحلیل‌های غیردائم از نواحی نازل، محفظه خلاء با حجم  $1.3 \text{ m}^3$ ، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ناحیه دور دست تشکیل شده است. طول و عرض ناحیه دور دست به اندازه 50 و 25 برابر شعاع سطح خروجی دیفیوزر انتخاب شده است. در این تحقیق، شرط مرزی ورودی فشار<sup>2</sup> در سطح ورودی نازل، شرط مرزی خروجی فشار<sup>3</sup> در مرزهای خروجی ناحیه دور دست، شرط مرزی عدم لغزش جریان و آدیاباتیک<sup>4</sup> برای تمامی سطوح دیواره اعمال شده است. در تحلیل‌های غیردائم در این تحقیق از منحنی فشار احتراق برحسب زمان در ورودی نازل استفاده می‌شود. همچنین در مرزهای ناحیه دور دست فشار و دمای اتمسفر محلی (0.88 bar و 300 K) اعمال می‌شود. همچنین، شرایط واقعی حاکم بر مسئله در لحظه صفر به‌عنوان شرایط اولیه در نظر گرفته شده است.

غالباً در شبیه‌سازی جریان غیردائم گازها در شبیه‌ساز ارتفاع گام زمانی  $10^{-5}$  با عدد کورانت 10 مورد استفاده قرار گرفته است [14,8,4]. در تحقیق حاضر که مربوط به فرآیند خاموش شدن موتور است، گام زمانی تحلیل عددی  $10^{-6}$  در نظر گرفته شده است. همچنین عدد کورانت از مقدار 2 تا 6 متغیر در نظر گرفته شده است. تمامی تحلیل‌های این تحقیق با یک دستگاه کامپیوتر با پردازشگر اینتل زئون E5-2630 V3 انجام شده است.

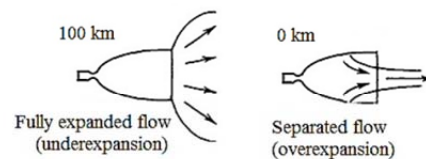


Fig. 2 Illustration of flow pattern in a nozzle with area expansion ratio of 40 at 0 and 100 km [11].

شکل 2 الگوی جریان برای نازلی با نسبت انبساط 40 در ارتفاع صفر و 100 کیلومتری [11].

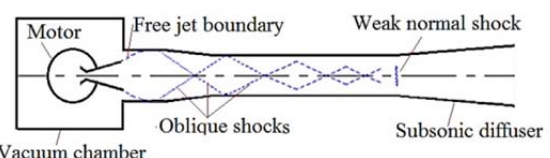


Fig. 3 Schematic of central section of an altitude test simulator and flow structure at second throat exhaust diffuser

شکل 3 شماتیکی از هسته مرکزی استند خلاء و ساختار جریان در دیفیوزر گلوگاه ثانویه

جدول 1 مقادیر پارامترهای هندسی دیفیوزر طراحی شده [13]

Table 1 Geometrical parameters of designed diffuser [13]

| مقدار | پارامتر        | مقدار | پارامتر      |
|-------|----------------|-------|--------------|
| 8     | $(L/D)_{st}$   | 53    | $A_d/A^*$    |
| 0.8   | $(L/D)_d$      | 70    | $A_d/A$      |
| 6     | $\theta_m$     | 1.855 | $A_d/A_{st}$ |
| 6     | $\theta_{out}$ | 3.32  | $A_d/A_{st}$ |

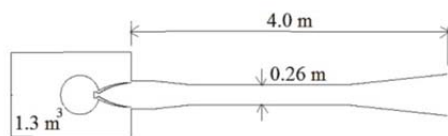


Fig. 4 Geometry and dimension of main section of altitude test simulator at present work

شکل 4 هندسه و ابعاد قسمت اصلی شبیه‌ساز ارتفاع در تحقیق حاضر

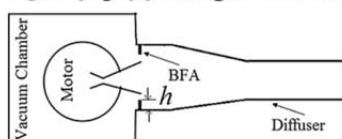


Fig. 5 Schematic of an altitude test simulator equipped with BFA [10]

شکل 5 شماتیکی از هسته اصلی یک شبیه‌ساز ارتفاع مجهز به BFA [10]

<sup>1</sup> Spalart-Allmaras

<sup>2</sup> Pressure inlet

<sup>3</sup> Pressure outlet

<sup>4</sup> No slip flow and zero heat flux

جریان 8.33 است که در قسمت میانی ناحیه ورودی دیفیوزر و قبل از موج ضربه‌ای مایل شکل گرفته است.

#### 4- نتایج و بحث

در بخش حاضر ابتدا فیزیک جریان در یک سیستم شبیه‌ساز ارتفاع در فاز گذرای خاموشی موتور مورد تشریح قرار گرفته و جریان برگشتی و اثرات آن در تغییرات دمای متوسط محفظه خلاء نمایش داده شده است. سپس تاثیر نصب BFA در محل گپ حلقوی به بدنه دیفیوزر مورد بررسی قرار گرفته است.

##### 4-1- فیزیک جریان در لحظات خاموشی موتور در استند خلاء

تغییرات زمانی فشار احتراق و فشار متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور در "شکل 9" نمایش داده شده است. منحنی تغییرات زمانی فشار متوسط محفظه خلاء اهمیت زیادی در بررسی عملکرد یک استند خلاء دارد [6,5]. غالباً با استفاده از این منحنی در مورد صحت انجام آزمایش در محیط خلاء تصمیم‌گیری می‌شود. مطابق این منحنی از لحظه  $s0.03$  (فشار احتراق  $27.5 \text{ bar}$ ) تا لحظه  $s0.069$  (فشار احتراق  $16.03 \text{ bar}$ )، علی‌رغم کاهش قابل توجه فشار احتراق، فشار متوسط در داخل محفظه آزمایش ثابت مانده است. دلیل این امر آب‌بندی دهانه محفظه خلاء در اثر جریان مافوق صوت گازها در ورودی دیفیوزر و شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل در این ناحیه است. بعد از این لحظه، با ورود گازهای احتراقی به محفظه آزمایش، فشار محفظه با شیب نسبتاً تندی افزایش می‌یابد. با از بین رفته خلاء مطلوب در محفظه آزمایش، عملکرد موتور مورد آزمایش از حالت عادی خارج می‌شود. بنابراین، از این لحظه به بعد اندازه‌گیری تراست موتور معتبر نیست. مطابق این منحنی، می‌توان استنباط کرد که در عرض سپری شدن  $s0.1$ ، گازهای گرم محفظه آزمایش را پر کرده و فشار متوسط سیال در محفظه نزدیک به فشار اتمسفر محلی شده است. در ادامه تغییرات زمانی فشار احتراق و دمای متوسط سیال محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور در "شکل 10" نمایش داده شده است. مطابق این منحنی، بعد از ورود گازهای گرم به محفظه آزمایش در مدت زمان کوتاهی ( $s0.1$ )، دمای محفظه تا مقدار 2200 K افزایش یافته است. این میزان افزایش دمای سیال در محفظه بعد از خاموشی موتور تهدیدی جدی برای ابزارهای اندازه‌گیری موجود در آن به‌شمار می‌رود. بنابراین اتخاذ راهکاری برای کاهش دمای محفظه بعد از خاموشی موتور ضروری است.

در "شکل 11" منحنی عدد ماک جریان در محور مرکزی دیفیوزر در چهار زمان مختلف از فاز گذرای خاموشی موتور ( $s0.021245$ ,  $s0.062675$ ,  $s0.067680$ , and  $s0.068930$ ) نمایش داده شده است. مطابق شکل مزبور، در لحظه  $s0.021245$  (فشار احتراق  $28.35 \text{ bar}$ )، عدد ماک جریان ابتدا با شیب ملایمی افزایش یافته و سپس با شیب تندی کاهش می‌یابد. به عبارت دیگر ابتدا جریان در خروج از نازل در ورودی دیفیوزر منبسط شده و سپس از یک موج ضربه‌ای مایل عبور کرده و وارد ناحیه رمپ دیفیوزر شده است. در ادامه، موج‌های ضربه‌ای پی‌درپی باعث کاهش عدد ماک شده است. در قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه به‌دلیل وقوع موج ضربه‌ای قوی به همراه جدایش جریان، عدد ماک جریان کاهش شدیدی را تجربه کرده و نهایتاً در انتهای دیفیوزر عدد ماک در ناحیه میانی در حدود  $0.65$  شده است. قابل ذکر است که الگوی جریان فوق‌الذکر برای عدد ماک جریان در محور مرکزی یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه با گزارش‌های ارائه شده توسط مراجع همخوانی دارد.

ارتباط با این آزمایشگاه شبیه‌ساز ارتفاع با گاز سرد ارائه شده است. شبیه‌سازی عددی جریان در این مسئله با هندسه نمایش داده شده در "شکل 6" با روش ارائه شده در بخش 3-1 انجام شده است. در این شبیه‌سازی، فشار اندازه‌گیری شده در محفظه موتور برحسب زمان، بعنوان شرط ورودی فشار استفاده شده است. تحلیل عددی تا  $s0.33$  انجام شده است. در "شکل 7" منحنی فشار محفظه خلاء برحسب زمان به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با منحنی فشار به دست آمده از تست تجربی مقایسه شده است. در این شکل منحنی فشار محفظه موتور نیز نمایش داده شده است. مطابق شکل مزبور، تطابق بسیار خوبی بین نتایج شبیه‌سازی حاضر و تست تجربی در فاز گذرای روشن شدن موتور و همچنین حالت پایای جریان برقرار است. بنابراین روش و ابزار استفاده شده در این تحقیق برای تحلیل عددی این‌گونه مسائل از اعتبار کافی برخوردار است. در این آزمون در مدت زمان کوتاهی در کمتر از  $s0.2$  فشار پایین مطلوب در محفظه خلاء ایجاد شده و سیستم به حالت پایا رسیده است. در "شکل 8" کانتور عدد ماک جریان در زمان‌های  $s0.045$  و  $s0.33$  نمایش داده شده است. در لحظه  $s0.045$  موج ضربه‌ای مایل در دهانه خروجی نازل مستقر است و بنابراین دیفیوزر در این لحظه راه‌اندازی نشده است. در حالی که در لحظه  $s0.33$  جریان در ورودی دیفیوزر مافوق صوت بوده و موج ضربه‌ای مایل بعد از برخورد جت سیال به دیواره دیفیوزر شکل گرفته است. در این حالت فشار در داخل محفظه خلاء پایین‌تر از فشار در خروجی نازل است. مطابق "شکل 8" حداکثر عدد ماک

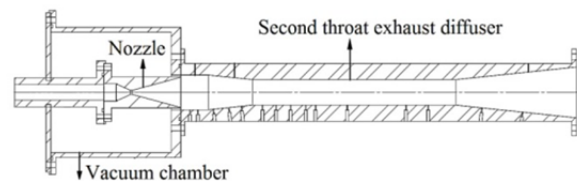


Fig. 6 Sectional view of experimental test set up [15]

شکل 6 مقطع عرضی هندسه مورد استفاده در تست تجربی [15]

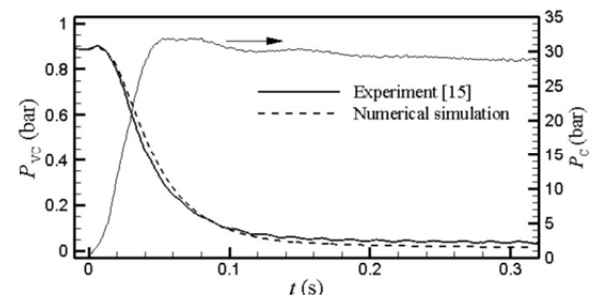


Fig. 7 Comparison of vacuum chamber pressure versus time resulted from the numerical simulation with that of the experimental one

شکل 7 مقایسه تغییرات زمانی فشار محفظه خلاء به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با نتایج تست تجربی

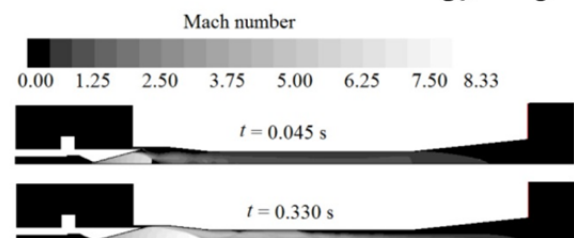


Fig. 8 Contour of Mach number at the times 0.045 and 0.33 s from numerical simulation

شکل 8 کانتور عدد ماک در لحظه‌های  $s0.045$  و  $s0.33$  از نتایج شبیه‌سازی عددی

خلاء مطلوب در محفظه تست برقرار نمی‌شود. این در حالی است که در لحظه خاموشی موتور، در فشارهای احتراق به مراتب پایین‌تری (تا 16.34 bar)، جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر برقرار بوده و فشار خلاء مطلوب نیز در محفظه تست برقرار است. این رفتار جریان در دیفیوزر ناشی از هیستریزیس بودن الگوی جریان مافوق صوت در مقاطع متغیر است. توضیحات تکمیلی در این خصوص در مرجع [13] ارائه شده است.

کانتورهای عدد ماخ، خطوط جریان، فشار استاتیک و دمای استاتیک جریان در زمان‌های مختلف مرحله خاموشی موتور در هسته مرکزی استند خلاء در "شکل‌های 13 تا 16" نمایش داده شده است. مطابق شکل‌های مزبور در لحظه 0.021245 s (فشار احتراق 28.35 bar) قبل از شروع فرآیند خاموشی موتور، جریان سیال در طول ورودی دیفیوزر، قسمت رمپ و قسمت اعظم گلوگاه ثانویه مافوق صوت است. انبساط جت جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر خلاء لازم را در محفظه آزمایش ایجاد کرده است و بازیابی فشار در طول دیفیوزر از مقدار خلاء نسبی تا مقدار 0.89 bar در خروجی دیفیوزر باعث تخلیه گازهای احتراقی به محیط شده است. بیشینه عدد ماخ جریان 4.7 در ناحیه مرکزی ورودی دیفیوزر اتفاق افتاده است. جدایش جریان از دیواره دیفیوزر در قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه رخ داده است. همچنین مطابق کانتور دمای استاتیک، ناحیه دمای بحرانی از قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه (محل جدایش جریان) تا انتهای دیفیوزر می‌باشد. با شروع فرآیند خاموشی موتور، فشار احتراق در داخل موتور کاهش یافته و به مرور زمان تغییرات الگوی جریان در دیفیوزر شکل می‌گیرد، به طوری که در لحظه 0.062675 s (فشار احتراق 17.59 bar) ناحیه جریان مافوق صوت از سمت

[14,8,4]. در ادامه، با کاهش فشار احتراق موتور به مرور زمان موج ضربه‌ای قوی به همراه نقطه جدایش جریان به سمت ناحیه ورودی دیفیوزر حرکت می‌کند. در منحنی‌های نمایش داده شده بعد از شکل‌گیری موج ضربه‌ای قوی به همراه جدایش جریان بعد از نوسانات کوچکی جریان مادون صوت به صورت یکنواخت تا خروجی دیفیوزر ادامه می‌یابد.

در "شکل 12" منحنی فشار استاتیک در طول بدنه دیفیوزر در زمان‌های مختلف خاموشی موتور نمایش داده شده است. این منحنی بیانگر کیفیت تراکم سیال در طول دیفیوزر است. غالباً در آزمایش‌های تجربی این منحنی‌ها با نصب سنسورهای فشار در طول دیفیوزر به دست می‌آیند. فشار پایین در ورودی دیفیوزر، تغییرات پله‌ای و تدریجی فشار در طول دیفیوزر تا قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه، وقوع جدایش جریان به همراه موج ضربه‌ای قوی و متعاقباً افزایش فشار پله‌ای شدید و در ادامه افزایش یکنواخت فشار در قسمت واگرایی دیفیوزر تا فشار اتمسفر محلی از ویژگی‌های بارز عملکرد صحیح دیفیوزر در استند خلاء به شمار می‌روند. مطابق شکل مزبور در لحظه 0.021245 s افزایش فشار در طول دیفیوزر روند تدریجی قابل قبولی داشته و با منحنی‌های متعارف ارائه شده در مراجع برای این نوع دیفیوزرها همخوانی دارد [14,8,4]. با شروع مرحله خاموشی موتور و کاهش فشار احتراق، محل وقوع جدایش جریان به همراه موج ضربه‌ای قوی دیفیوزر به سمت ورودی انتقال یافته و در اثر آن افزایش فشار پله‌ای شدید در منحنی فشار، به سمت ورودی دیفیوزر تغییر مکان داده است.

یک نکته حائز اهمیت در فرآیند خاموشی موتور در استند خلاء، فشار خارج شدن از حالت راه‌اندازی دیفیوزر است. دیفیوزر طراحی شده در زمان روشن شدن موتور در فشار 28 bar راه‌اندازی می‌شود و در فشارهای پایین‌تر

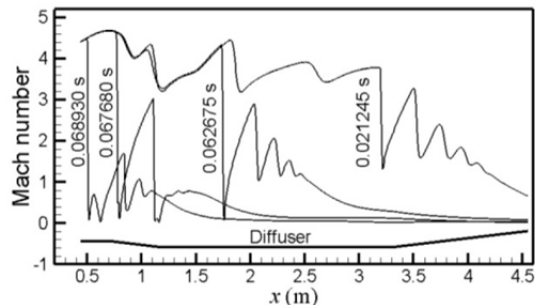


Fig. 11 Mach number variation in center line of diffuser at different times of motor terminating phase

شکل 11 منحنی عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر در زمان‌های مختلف خاموشی موتور

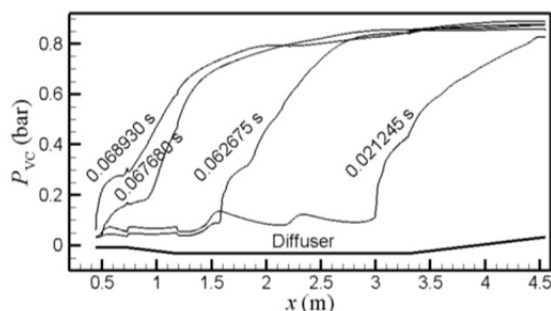


Fig. 12 Static pressure variations along the diffuser wall at different times of motor terminating phase

شکل 12 توزیع فشار استاتیک بر روی بدنه دیفیوزر در زمان‌های مختلف خاموشی موتور

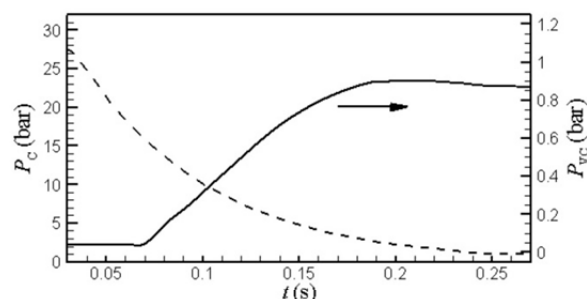


Fig. 9 Static pressure variation of vacuum chamber during motor terminating phase

شکل 9 تغییرات زمانی فشار احتراق و فشار متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور

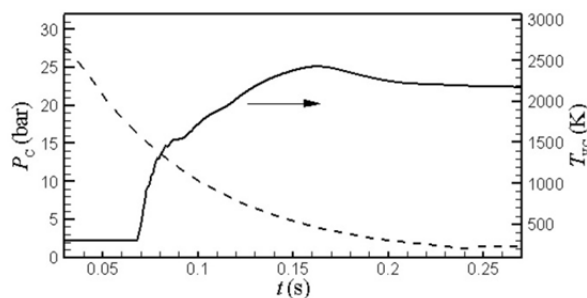


Fig. 10 Temperature variations of vacuum chamber during motor terminating phase

شکل 10 تغییرات زمانی فشار احتراق و دمای متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور



Fig. 15 Contours of static pressure in computational domain during motor terminating phase

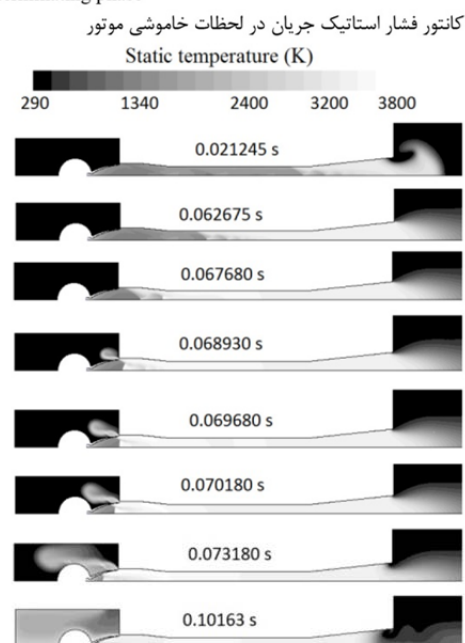


Fig. 16 Contours of static temperature in computational domain during motor terminating phase

شکل 16 کانتور دمای استاتیک جریان در زمان‌های مختلف خاموشی موتور

از قسمت میانی ناحیه ورودی تا قسمت میانی گلوگاه ثانویه امتداد یافته است. متعاقب آن، ناحیه دمای بحرانی نیز قسمت اعظم دیفیوزر را فرا گرفته است.

با اینحال، در این لحظه انبساط جت جریان در ورودی دیفیوزر برقرار بوده و مانع از نفوذ گازهای خروجی از نازل به داخل محفظه آزمایش شده است، به طوری که جریان گاز داغ بعد از اتصال مجدد روی دیواره به سمت خروجی دیفیوزر هدایت شده است.

با ادامه روند کاهش فشار احتراق، در لحظه 0.06893 s (فشار احتراق 16.03 bar)، جت سیال در ورودی دیفیوزر منبسط نشده و ناحیه جدایش جریان به ورودی دیفیوزر و لبه انتهایی نازل نفوذ کرده است. در این شرایط



Fig. 13 Contours of Mach number in computational domain during motor terminating phase

شکل 13 کانتور عدد ماخ جریان در زمان‌های مختلف خاموشی موتور

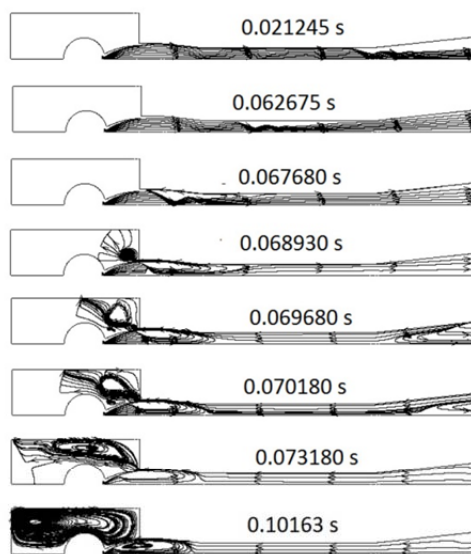


Fig. 14 Contours of stream lines in computational domain during motor terminating phase

شکل 14 کانتور خطوط جریان در زمان‌های مختلف خاموشی موتور

پایین دست کاهش یافته و منطقه جدایش جریان تا قسمت ابتدایی گلوگاه ثانویه پیشروی کرده است. مطابق کانتور خطوط جریان در این لحظه حباب جدایش جریان در منطقه میانی گلوگاه ثانویه شکل گرفته است، به این معنی که جریان سیال بعد از جدایش دوباره به سطح دیفیوزر برگشته است و به طور مادن صوت تا انتهای دیفیوزر ادامه پیدا کرده است. مطابق کانتور دمای استاتیک، ناحیه بحرانی دما نیز وسیع‌تر شده است، به طوری که از قسمت میانی دیفیوزر تا انتهای آن دمای سیال بالای 3000 K شده است.

در لحظه 0.06768 s (فشار احتراق 16.43 bar) ناحیه جریان مافوق صوت به قسمت ورودی دیفیوزر معطوف شده است، به طوری که جدایش جریان از قسمت میانی ناحیه ورودی شکل گرفته است. حباب جدایش جریان

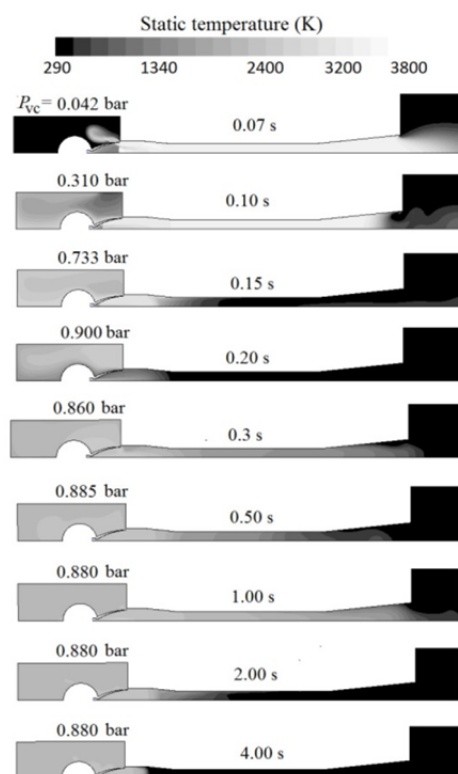


Fig. 17 Contours of static temperature in computational domain during motor terminating phase without BFA ( $h=0$  mm)

شکل 17 کانتور دمای استاتیک جریان در زمان‌های مختلف خاموشی موتور بدون استفاده از BFA ( $h=0$  mm)

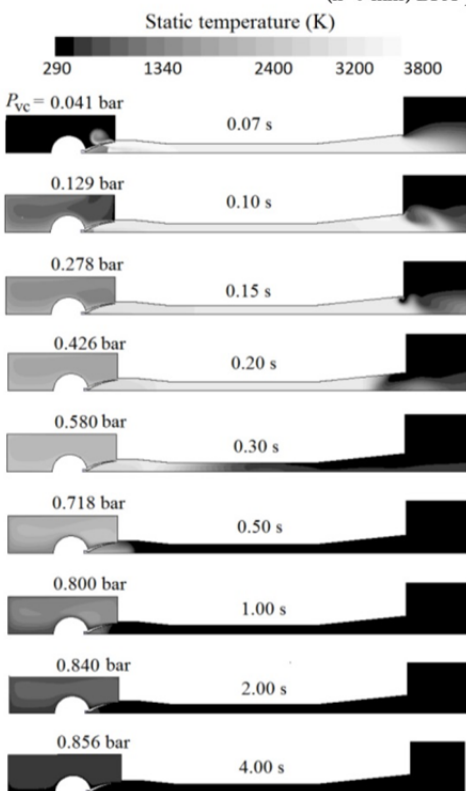


Fig. 18 Contours of static temperature in computational domain during motor terminating phase with BFA ( $h=15$  mm)

شکل 18 کانتور دمای استاتیک جریان در زمان‌های مختلف خاموشی موتور با استفاده از BFA ( $h=15$  mm)

موج ضربه‌ای مایل در لبه انتهایی نازل شکل گرفته و در قسمت ورودی دیفیوزر در ناحیه مرکزی آن تبدیل به موج ضربه‌ای قائم قوی‌تری شده است. متعاقب آن فشار استاتیک گازهای خروجی در ناحیه ورودی دیفیوزر افزایش پیدا کرده و جریان برگشتی به داخل محفظه آزمایش اتفاق افتاده است. با توجه به اختلاف فشار زیاد و سطح گپ حلقوی کوچک جریان گاز گرم در ورودی محفظه تست مافوق صوت شده و در داخل آن انبساط پیدا کرده است. همچنین مطابق کانتور دمای استاتیک، ناحیه دمای بحرانی شامل دیفیوزر و بخش ورودی محفظه آزمایش می‌شود. در این لحظه بخشی از گازهای گرم وارد محفظه شده و بخشی دیگر به محیط تخلیه می‌شود.

در لحظه 0.06968 s (فشار احتراق 15.85 bar)، موج ضربه‌ای قائم جریان در خروجی نازل مستقر است. شکل‌گیری این موج ضربه‌ای قوی باعث افت شدید فشار سکون گازهای احتراقی می‌شود، به‌طوری‌که فشار اتمسفر محیط بیرون بر جریان گاز گرم در سراسر دیفیوزر غلبه می‌کند مطابق کانتور خطوط جریان در این لحظه جهت جریان در دیفیوزر تغییر می‌کند به‌طوری که جریان هوای اتمسفر محلی از خروجی دیفیوزر به سمت ورودی آن برقرار می‌شود. دلیل این امر افت بالای فشار کل پلوم در اثر موج ضربه‌ای قوی و وارد شدن قسمت اعظم دبی پلوم به محفظه آزمایش می‌باشد، به‌طوری که فشار کل پلوم در طول دیفیوزر نمی‌تواند به فشار اتمسفر محلی غلبه کند. حباب جدایش جریان و ناحیه گردش جریان در قسمت ورودی و رمپ دیفیوزر قرار داشته و قسمت اعظم گازهای خروجی از نازل بعد از تقابل با جریان هوای وارد شده به دیفیوزر وارد ناحیه گردشی شده و متعاقباً وارد محفظه آزمایش می‌شود. با گذشت زمان و ادامه فرآیند خاموشی موتور مطابق کانتورهای ارائه شده در "شکل‌های 13 تا 16"، موج ضربه‌ای جریان وارد نازل شده و به مرور زمان به بالادست جریان تغییر مکان می‌دهد. همزمان با این پدیده، حباب جدایش جریان نیز به داخل نازل انتقال می‌یابد. گازهای احتراقی با شدت وارد محفظه آزمایش شده و جریان گردشی را در این محفظه شکل می‌دهند. این روند تا خاموشی کامل موتور ادامه پیدا می‌کند.

#### 4-2- بررسی اثر BFA در تغییرات دمایی محفظه آزمایش

کانتورهای دمای استاتیک در دو حالت بدون استفاده از BFA ( $h=0$ ) و با استفاده از آن  $h=15$  mm به ترتیب در "شکل‌های 17 و 18" نمایش داده شده است. مطابق "شکل 17"، در حالت عدم استفاده از BFA، در بازه زمانی کوتاهی از 0.07 s تا 0.2 s اغلب گازهای گرم وارد محفظه آزمایش شده است، به‌طوری که در لحظه 0.2 s فشار در محفظه آزمایش اندکی بیشتر از فشار محیط (0.88 bar) شده است. مطابق شکل مزبور، در این لحظه جریان هوای سرد تا ناحیه رمپ نفوذ کرده است. این در حالی است که مطابق کانتور دمای "شکل 17" (در حالت استفاده از BFA)، تا 0.2 s اغلب گازهای گرم از طریق دیفیوزر به محیط تخلیه شده است و مقدار کمی از آن وارد محفظه آزمایش شده است، به طوری که فشار متوسط محفظه آزمایش در این لحظه برابر 0.426 bar شده است. مطابق "شکل 17"، در لحظه 0.3 s تا 0.3 s گازهای گرم خروجی موتور به محیط تخلیه می‌شود. بعد از خاموشی موتور نوسانات کوچک فشار حول فشار اتمسفر باعث تغییرات دمایی کانتور دمای استاتیک از ثانیه 0.3 s تا 1 شده است. از ثانیه 1 به بعد فشار در تمامی قسمت‌ها برابر فشار اتمسفر بوده و توده هوای سرد به تدریج به سمت محفظه نزدیک‌تر می‌شود تا این‌که در لحظه 4 s نواحی قبل از ورودی دیفیوزر نواحی گرم و بعد از آن نواحی سرد را تشکیل می‌دهد. در لحظه 4 s دمای متوسط محفظه آزمایش در حدود 2200 K است. تبادل حرارتی در این لحظات از طریق

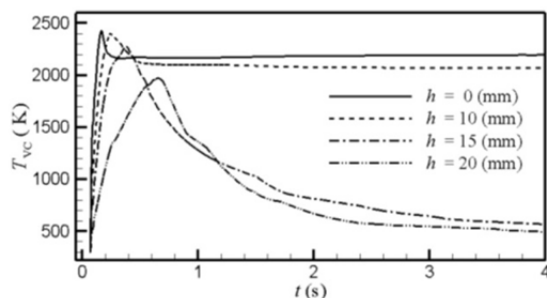


Fig. 19 Temperature variations of vacuum chamber during motor terminating phase with different BFA sizes ( $h=0, 10, 15, 20$  mm)

شکل 19 تغییرات زمانی دمای متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور با اندازه‌های مختلف BFA ( $h=0, 10, 15, 20$  mm)

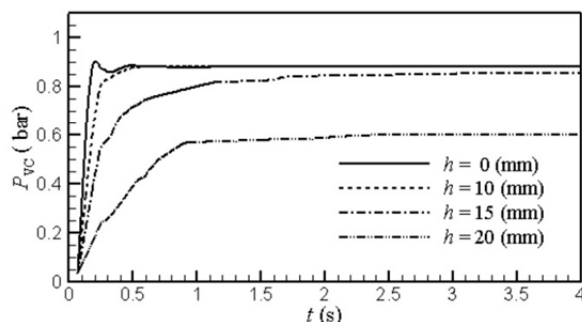


Fig. 20 Static pressure variations of vacuum chamber during motor terminating phase with different BFA sizes ( $h=0, 10, 15, 20$  mm)

شکل 20 تغییرات زمانی فشار متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور با اندازه‌های مختلف BFA ( $h=0, 10, 15, 20$  mm)

نامطلوبی در پی داشته باشد. در چنین مواردی به‌کارگیری BFA با ارتفاع مناسب در محل گپ حلقوی تا حدود زیادی می‌تواند در کاهش دمای محفظه خلاء موثر باشد. در مرجع [5] نشان داده شده است که به‌کارگیری BFA در برخی موارد رسیدن به حالت پایا را در راه اندازی استند خلاء (در زمان روشن شدن موتور) به تعویق می‌اندازد. برای رفع این مشکل در مرجع [10] راهکار محدود کننده یک‌طرفه پیشنهاد شده است که می‌تواند این عیب را برطرف نماید. مزیت اصلی روش BFA سادگی و کم هزینه بودن آن نسبت به روش پیچیده و پر هزینه اجکتور سیال ثانویه است. با این وجود، قابلیت این روش در محدودسازی جریان برگشتی و همچنین کنترل پذیری آن در عمل نسبت به روش اجکتور کمکی پایین است. در عمل بسته به نوع آزمایش و اهمیت آن ممکن است یکی از دو روش و یا ترکیبی از آن‌ها مورد استفاده قرار گیرد.

## 5- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر فیزیک جریان در لحظه‌های خاموشی یک موتور با نسبت انبساط بالا در استند خلاء با شبیه‌سازی عددی جریان مورد بررسی قرار گرفت. از روش حل چگالی مینای غیردائم برای تحلیل جریان تقارون محوری در هسته مرکزی استند خلاء استفاده شد. مدل توربولانسی  $k\omega$ -SST برای حل جریان آشفته شامل جدایش جریان به‌کار گرفته شد. الگوی جریان در گام‌های مختلف زمانی با کاهش فشار احتراق جریان با نمایش کانتورهای عدد ماخ، خطوط جریان، فشار استاتیک و دمای استاتیک در کل میدان جریان نمایش داده شد. تغییرات زمانی فشار و دمای متوسط محفظه آزمایش در لحظه‌های گذرای خاموشی موتور مورد بررسی قرار گرفت. نشان داده شد که علی‌رغم راه‌اندازی شدن دیفیوزر در فشار احتراق 28.5 bar، در فشار احتراق

همرفت و جابجایی کم اثر به دلیل رفتار بویانسی بوده و بنابراین روند خنک شدن محفظه بسیار تدریجی است. مطابق "شکل 18"، روند پر شدن تدریجی محفظه و نفوذ هوای سرد به داخل دیفیوزر با کاهش فشار موتور و خاموشی آن ادامه پیدا کرده تا از لحظه 0.5s به بعد هوای سرد وارد محفظه خلاء می‌شود. از این لحظه به بعد دمای محفظه آزمایش کاهش می‌یابد، به طوری که در لحظه 4s دمای متوسط محفظه آزمایش به مقدار 568 K می‌رسد که بسیار پایین‌تر از حالتی است که از BFA استفاده نشده است. به عبارت دیگر به‌کارگیری BFA باعث می‌شود که در زمان خارج شدن دیفیوزر از حالت مافوق صوت، با کاهش نرخ جرمی جریان گازهای گرم به محفظه آزمایش، بخش زیادی از این گازها توسط دیفیوزر به محیط بیرون تخلیه شوند. تا این‌که با کاهش زیاد فشار احتراق، جریان هوای سرد محیط بر جریان گرم گازهای احتراقی غالب شده و بخشی از آن وارد محفظه آزمایش می‌شوند، که منجر به کاهش دمای کلی سیال داخل محفظه می‌شود.

در این تحقیق متوسط دمای محفظه آزمایش معیار بررسی و مقایسه قرار گرفته است. مطابق کانتور دمایی "شکل‌های 17 و 18" کاملاً مشخص است که بعد از لحظه کوتاهی کمتر از 0.05 s دمای سیال داخل محفظه تقریباً در سراسر آن یکسان شده است. همچنین احتمال این‌که دمای بالای نقطه‌ای در لحظه کوتاه (0.05 s) در عملکرد سنسورها اختلال ایجاد کند خیلی کم است. ضمن این‌که هدف تحقیق تنها به محافظت از سنسورها محدود نمی‌شود و هرچه دمای سیال در محفظه پایین‌تر باشد، اثرگذاری آن در رفتار عایق داخلی موتور در پایان تست کمتر خواهد بود. بنابراین متوسط دمای سیال در محفظه بعد از خاموشی موتور معیار مناسبی برای تحقیق در مورد اثر گذاری محدود کننده جریان برگشتی به شمار می‌رود.

در "شکل‌های 19 و 20" تغییرات زمانی دمای استاتیک و فشار استاتیک متوسط محفظه آزمایش در زمان خاموشی موتور برای اندازه‌های مختلف BFA ( $h=0, 10, 15, 20$  mm) نمایش داده شده است. به‌کارگیری یک مانع با ارتفاع 10 mm تأثیر قابل توجهی در روند تغییرات دمایی و فشاری محفظه نداشته است. در حالی که به‌کارگیری مانع با ارتفاع 15 mm و بیشتر تأثیر قابل توجهی در پر شدن تدریجی محفظه و کاهش دمای متوسط آن داشته است. مطابق "شکل 19"، در صورت استفاده از مانع با ارتفاع 20 mm روند کاهش دمای محفظه خیلی تدریجی‌تر می‌شود، به طوری که بعد از گذشت 4s دمای متوسط محفظه نسبت به مانع 15 mm کاهش قابل توجهی نداشته است. از طرفی پیک دمایی محفظه در حالت مانع با ارتفاع 20 mm در حدود 28% پایین‌تر از مانع با ارتفاع 15 mm است. در عمل ممکن است اثر گذاری پیک دمایی در محدوده زمانی کوچک (کمتر از 0.5s) بر روی ابزارهای اندازه‌گیری مهم نباشد، در این صورت برای این مسئله مانع با ارتفاع 15mm ترجیح داده می‌شود.

ذکر است که تأثیر ارتفاع مانع جریان برگشتی مستقل از حجم محفظه آزمایش نیست. هر چه حجم محفظه آزمایش بزرگتر باشد، اهمیت استفاده از BFA آشکارتر خواهد شد. برای حجم‌های خیلی کوچک محفظه نیز استفاده قابل از این تکنیک خیلی موثر نخواهد بود. همچنین، اندازه گپ حلقوی در انتخاب این روش اهمیت دارد. در برخی از تست‌های ارتفاع با تجهیزات زمینی برای حصول به فشار خلاء پایین‌تر، دهانه ورودی دیفیوزر بزرگتر طراحی می‌شود [8]. این امر باعث انبساط بیشتر گازهای خروجی از نازل می‌شود که نهایتاً باعث پایین آمدن فشار در محفظه آزمایش می‌شود. در چنین مواردی اگر حجم محفظه آزمایش نیز بزرگ باشد، در لحظه خاموشی موتور جریان گاز گرم شدیدی وارد محفظه می‌شود که ممکن است تبعات

حدوداً bar16 دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و برگشت جریان به محفظه آزمایش اتفاق می‌افتد. از این لحظه به بعد، قسمت عمده گازهای احتراقی وارد محفظه آزمایش می‌شود و جهت جریان در دیفیوزر از محیط اطراف به سمت محفظه آزمایش تغییر می‌کند. نشان داده شد که با دمای احتراق 3400 K، دمای متوسط محفظه آزمایش در فرآیند خاموشی موتور تا 2200 K افزایش می‌یابد. این میزان افزایش دما خطری جدی برای ابزارهای اندازه‌گیری موجود در محفظه آزمایش بوده و بنابراین تدابیر حفاظتی لازم در این خصوص باید در نظر گرفته شود. در ادامه تحقیق، تأثیر نصب مانع محدود کننده جریان برگشتی در تغییرات دمایی و فشار محفظه آزمایش مورد بررسی قرار گرفت. نشان داده شد که برای یک حجم معین از محفظه آزمایش (در حدود  $1.3 \text{ m}^3$ )، با نصب BFA با ارتفاع مناسب، در 4s اول خاموشی موتور دمای محفظه به زیر 600 K کاهش می‌یابد. این دما برای ابزارهای اندازه‌گیری موجود در تست واقعی کاملاً ایمن بوده و بنابراین مانع محدود کننده جریان برگشتی یک راهکار مناسب برای حفاظت از محفظه آزمایش از دماهای بالای گازهای احتراقی محسوب می‌شود.

## 6- فهرست علائم

|              |                                                       |
|--------------|-------------------------------------------------------|
| $A_d/A^*$    | نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه نازل   |
| $A_d/A_{st}$ | نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه |
| $A_e/A^*$    | نسبت سطح مقطع خروجی نازل به سطح مقطع گلوگاه نازل      |
| $A_e/A_{st}$ | نسبت سطح مقطع خروجی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه |
| $(L/D)_d$    | نسبت طول به قطر ناحیه ورودی دیفیوزر                   |
| $(L/D)_{st}$ | نسبت طول به قطر ناحیه گلوگاه ثانویه                   |
| $P$          | فشار استاتیک (bar)                                    |
| $P_c$        | فشار محفظه احتراق (bar)                               |
| $P_{vc}$     | فشار متوسط محفظه خلاء (bar)                           |
| $t$          | زمان (s)                                              |
| $T$          | دمای استاتیک (K)                                      |
| $T_{vc}$     | دمای متوسط محفظه خلاء (K)                             |
| $t_s$        | مدت زمان راه‌اندازی دیفیوزر (s)                       |

## علائم یونانی

|                |                             |
|----------------|-----------------------------|
| $\theta_{in}$  | زاویه رمپ ورودی دیفیوزر (°) |
| $\theta_{out}$ | زاویه شیپوره واگرا (°)      |

## زیرنویس‌ها

|    |               |
|----|---------------|
| C  | محفظه احتراق  |
| VC | محفظه خلاء    |
| st | گلوگاه ثانویه |

## 7- مراجع

- [1] P. F. Massier, E. J. Roschke, *Experimental investigation of exhaust diffusers for rocket engines*, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, pp. 1-101, 1962.
- [2] P. Ducasse, *Rocket altitude test facilities register*, AGARD, Paris, pp. 1-74, 1987.
- [3] R.M. Kumaran, T. Sundararajan, D.R. Manohar, Simulations of high altitude tests for large area ratio rocket motors, *ALAA Journal*, Vol. 51, No. 2, pp. 433-443, 2013.
- [4] B. H. Park, J. H. Lim, W. Yoon, Fluid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, No. 1, pp. 327-339, 2008.
- [5] 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.
- [6] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical investigation of pre-evacuation influences of second throat exhaust diffuser, *Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics*, Vol. 5, No. 2, pp. 55-69, 2017. (in Persian)
- [7] 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.
- [8] B. H. Park, J. Lim, S. Park, J. H. Lee, W.S. Yoon, Design and analysis of a second-throat exhaust diffuser for altitude simulation, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 5, pp. 1091-1104, 2012.
- [9] R.M. Kumaran, T. Sundararajan, D. R. Manohar, Performance evaluation of second-throat diffuser for high-altitude-test facility, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 2, pp. 248-258, 2010.
- [10] N. Fouladi, Numerical investigation of backflow arrester influences on altitude test simulator starting performance, *Moderes Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 7, pp. 185-196, 2017. (in Persian)
- [11] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition, pp. 72-74, New York: Wiley, 2001.
- [12] A. Mohammadi, N. Fouladi, *Arash22 motor development serial tests*, STRI, Tehran, pp. 1-41, 2016. (in Persian)
- [13] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator, *Moderes Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 8, pp. 159-168, 2016. (in Persian)
- [14] 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.
- [15] M. Farajijalal, *Design and fabrication of an experimental model of high altitude simulation thrust stand*, MSc Thesis, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, 2017. (in Persian)