



طراحی و تحلیل عددی دیفیوزر مافوق صوت در سکوی شبیه ساز ارتفاع

نعمت اله فولادی^{*}، علیرضا محمدی، هادی رضایی

دکتر، پژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران
^{*}nfouladi@eri.ac.ir، 13445754، صندوق پستی

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
 دریافت: 25 خرداد 1395
 پذیرش: 29 تیر 1395
 ارائه در سایت: 24 مرداد 1395

کلید واژگان:

سکوی شبیه ساز ارتفاع
 دیفیوزر گلوگاه ثانویه
 شبیه سازی عددی جریان

چکیده

در تحقیق حاضر الگوریتم طراحی دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت از نوع گلوگاه ثانویه برای تست زمینی موتورهای مورد استفاده در ارتفاعات جوی بالاتر از 100 km ارائه شده است. در این الگوریتم پارامترهای هندسی دیفیوزر به دو دسته اصلی و فرعی دسته بندی می شوند. پارامترهای اصلی از روش موج ضربه ای قائم با اعمال ضریب تصحیح محاسبه شده و پارامترهای فرعی از نتایج تجربی گزارش شده از مراجع مختلف تعیین می گردد. نهایتاً جهت تایید طراحی و نهایی سازی ضریب تصحیح از شبیه سازی عددی جریان استفاده می شود. در تحلیل جریان از معادلات تراکم پذیر ناویر-استوکس به فرم تقارن محوری به همراه مدل توربولانسی $k\omega$ -SST استفاده شده است. روش تحلیل عددی حاضر، یک روش ترکیبی متشکل از حل فشار-مینای ناپایا جهت سرعت بخشیدن به همگرایی حل عددی و چگالی-مینای پایا جهت افزایش دقت تحلیل عددی می باشد. در این تحقیق، اعتبارسنجی روش تحلیل عددی با استناد به یک مرجع تجربی معتبر انجام شده است. در ادامه، شبیه سازی عددی دیفیوزر طراحی شده برای تست زمینی موتور مورد نظر با فشارهای احتراق مختلف انجام شده است. نتایج تحلیل عددی در قالب تشریح برخی از کمیت های میدان جریان، مانند عدد ماخ و فشار استاتیک مورد تشریح قرار گرفته و عملکرد دیفیوزر طراحی شده مورد تایید قرار گرفته است.

Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator

Nematollah Fouladi^{*}, Alireza Mohamadi, Hadi Rezaei

Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
^{*}P.O.B. 13445754, Tehran, Iran, nfouladi@eri.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
 Received 14 June 2016
 Accepted 19 July 2016
 Available Online 14 August 2016

Keywords:

Altitude test facility
 second throat exhaust diffuser
 computational fluid dynamics

ABSTRACT

In this paper, the design algorithm of a second throat exhaust diffuser applicable in altitude tests of large expansion ratio nozzles is presented. In this algorithm, the geometric parameters of the exhaust diffuser are classified into primary and secondary parts. The primary geometric parameters are calculated from normal shock theory incorporating with a correction coefficient. However, the secondary parameters are selected from the previously reported experimental results. Numerical simulation tool is utilized to satisfy the design candidates and to finalize the correction factor. Axis-symmetric compressible Navier-Stokes equations incorporated with two equation $k\omega$ -SST turbulence model are solved to extract the supersonic exhaust diffuser flow features. As a first stage of numerical analysis, we use an unsteady pressure-based solver to accelerate the solution procedure. In the second stage, steady density-based solver is used to enhance the accuracy of our solutions. The current numerical method is properly validated by experimental reported results in the literature. Finally, we focused on simulation results of a designed diffuser and described the flow features at different boundary conditions. The simulation results confirm that the designed diffuser is suitable for proposed altitude test.

1- مقدمه

جت سیال ثانویه بوده است. در این روش ها، گازهای خروجی از نازل توسط پمپ های خلاء و یا جت سیال ثانویه به محیط اتمسفر محلی تخلیه می شدند. بکارگیری این روش ها در عمل هزینه سرسام آوری داشته و بازه عملکردی آن ها نیز بسیار محدود بوده است [1]. ایده پیشرفته تر در این زمینه پمپ سیال به صورت خودکار با استفاده از دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت می باشد که در آن از هد دینامیکی گازهای احتراقی برای این منظور استفاده می شود [1-4]. در این روش، محیط اطراف نازل توسط یک لوله طویلی که قطر آن در محل نازل اندکی بزرگتر از قطر خروجی نازل است از محیط اتمسفر جدا می شود. این لوله در زمان های روشن بودن موتور جریان گازهای احتراقی را به محیط اتمسفر تخلیه کرده و فشار خلاء مورد نیاز را در پیرامون

غالباً در طراحی پیشراانهایی که در ارتفاعات بالای جو زمین (بالای 100 km) به کار گرفته می شوند، از نسبت انبساط بالای نازل ها برای حصول به تراست بیشینه استفاده می شود. در صورتی که این گونه موتورها که برای شرایط کاری خلاء طراحی شده اند، در سکوی زمینی در شرایط اتمسفر محلی تست شوند، در داخل نازل آن ها جریان گازهای احتراقی از بدنه نازل جدا شده و منجر به افت شدید تراست می شود. راهکار اصلی برطرف کردن این معضل، کاهش دادن فشار پشت در خروجی نازل تا نزدیکی فشار خلاء است. ایده های اولیه در این خصوص، جدا کردن محیط اطراف نازل از جو اتمسفر و ایجاد شرایط خلاء در حین کارکرد موتور توسط پمپ های خلاء و یا به کمک

گلوگاه ثانویه نسبت به دیفیوزر لوله مستقیم تحقیقات کمتری انجام شده است. این نوع دیفیوزر پارامترهای هندسی بیشتری داشته و از پیچیدگی زیادی در طراحی برخوردار است. بیشتر تحقیقات انجام شده به بررسی پارامتری عملکرد دیفیوزر به صورت تجربی و عددی پرداخته اند [4-8]. در مرجع [9]، یک استراتژی متفاوت در طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه ارائه شده است که در آن پارامترهای حاکم به دو بخش اصلی و فرعی تقسیم شده اند و ورودی های طراحی سطح مقطع ورودی دیفیوزر و عدد ماخ خروجی دیفیوزر است. پارامترهای اصلی از روش موج ضربه ای قائم به ورودی های طراحی مرتبط شده اند و پارامترهای فرعی از نتایج پیشنهاد شده در مراجع تجربی معتبر انتخاب شده اند. در روش طراحی این مرجع از یک ضریب تصحیح تجربی به منظور برطرف کردن خطای روش تئوری استفاده شده است. در مقاله حاضر نیز از استراتژی مشابهی برای طراحی دیفیوزر خروجی گاز با نسبت انبساط نازل بالای 50 استفاده شده است. با این تفاوت که در این تحقیق ضریب تصحیح جزو پارامترهای مجهول در طراحی بوده و جهت تأیید طرح از روش شبیه سازی عددی جریان با دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) استفاده شده است. به منظور انسجام بخشی به فرآیند طراحی، الگوریتم یکپارچه ای براساس اهداف طراحی، قیدهای حاکم و اعمال ضرایب تصحیح ارائه شده است. روش تحلیل عددی در صورت برخورداری از دقت کافی ابزاری توانمند، ارزان و سریع می باشد که با استفاده از آن می توان طرح های مختلف را ارزیابی کرده و روند طراحی را بهبود بخشید. شبیه سازی عددی دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت به لحاظ وجود اندرکنش شدید موج-هایضربه ای و لایه مرزی، جدایش شدید لایه مرزی آشسته و عدم یکنواختی میدان جریان از برخی پیچیدگی های تحلیلی برخوردار است که نیازمند اتخاذ تدابیر خاص، تکنیک های عددی و الگوریتم های مناسب است [5,6]. اعتبارسنجی نتایج تحلیل عددی روشی است که تا حدود زیادی به قابل اعتماد بودن تحلیل ها کمک می کند و برای این نوع مسائل از اهمیت ویژه ای برخوردار است.

در پایان قابل ذکر است که تحقیق پیش رو نسبت به تحقیقات انجام گرفته در زمینه طراحی و تحلیل دیفیوزر گلوگاه ثانویه، در ارائه الگوریتم جدید طراحی دیفیوزر، ارائه یک روش تحلیل عددی سریع و بررسی دقیق تر وقوع پدیده هیستریزس² در فشار استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه نوآوری دارد. در ادامه مقاله، در بخش 2 پارامترهای هندسی طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه معرفی شده و الگوریتم طراحی بیان شده است. در بخش 3 روش تحلیل عددی در شبیه سازی جریان در دیفیوزر مافوق صوت مورد تشریح قرار گرفته است. در بخش 4 اعتبارسنجی تحلیل عددی انجام شده و یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه با الزامات مشخص طراحی شده است. در ادامه این بخش عملکرد دیفیوزر طراحی شده با روش تحلیل عددی جریان مورد بررسی قرار گرفته است. نهایتاً در بخش 5 خلاصه مطالب و نتیجه گیری ارائه شده است.

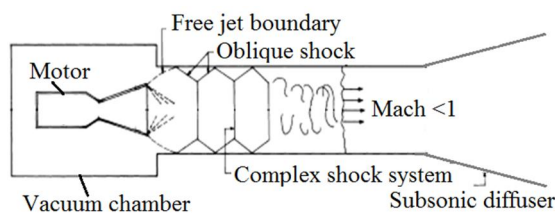


Fig. 1 Schematic of a supersonic exhaust diffuser [6].

شکل 1 شماتیکی از یک دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت [6].

نازل بر قرار می سازد. شماتیکی از نحوه کار یک دیفیوزر مافوق صوت در "شکل 1" نمایش داده شده است. گازهای خروجی از نازل در شرایط فرو منبسط¹ وارد قسمت ورودی دیفیوزر می شوند. جت سیال گازهای منبسط شده به دیواره دیفیوزر برخورد کرده و موج ضربه ای مایل جریان تشکیل می شود که به کاهش سرعت و افزایش فشار استاتیک گازها کمک می کند. در ادامه، تداخل پی در پی موج های ضربه ای جریان با دیواره دیفیوزر و همدیگر در طول دیفیوزر رخ داده و توسط موج ضربه ای قائم سرعت جریان به زیر صوت رسانده می شود. سپس توسط یک شیپوره واگرا گازهای احتراقی تا فشار اتمسفر در خروجی دیفیوزر متراکم می شود. با انبساط جت سیال در ورودی دیفیوزر فشار گازها در این نواحی پایین تر از فشار گاز خروجی نازل می شود. این امر باعث ایجاد مکش در دهانه محفظه خلاء (یا محفظه تست) شده و شرایط خلاء را در پیرامون نازل و محفظه تست تا زمان خاموشی موتور به طور خودکار حفظ می کند [2].

هدف اصلی اغلب طراحان دیفیوزر تعیین پارامترهای هندسی آن به نحوی است که وظایف دوگانه تخلیه گازهای احتراقی به محیط اتمسفر و ایجاد شرایط خلاء در اطراف نازل در کمترین فشار احتراق موتور انجام شود. به این فشار احتراقی فشار استارت کمینه دیفیوزر گفته می شود. فشار استارت کمینه زمانی حاصل می شود که بازیافت فشار در طول دیفیوزر با اتلاف فشار کل کمتری همراه باشد. به طور معمول، دو نوع دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت در سکوهای شبیه ساز ارتفاع مورد استفاده قرار می گیرد. نوع اول دیفیوزر لوله مستقیم است. این دیفیوزر از یک لوله طویل با قطر ثابت تشکیل می شود که غالباً در انتهای آن یک شیپوره واگرا (دیفیوزر مادون صوت) قرار دارد. این نوع دیفیوزر اتلاف فشار کل بالایی داشته و به تبع آن به فشار استارت بالایی نیاز است، از این رو برای تست موتورهایی که فشار احتراق آنها بالا است قابل استفاده است [3-5]. نوع دوم دیفیوزر گلوگاه ثانویه است. این دیفیوزر شبیه به نوع اول بوده با این تفاوت که در قسمت بیشتری از طول لوله مقطع آن باریک تر شده باشد. در یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه به دلیل این که موج های ضربه ای جریان در بیشتر طول لوله در سطح مقطع کوچکتری عمل می کنند، تراکم سیال در طول دیفیوزر با افت فشار کل کمتری همراه است. بنابراین این نوع دیفیوزر بازیافت فشار بهتری نسبت به دیفیوزر لوله مستقیم داشته و به فشار استارت کمتری نیاز دارد، از این رو برای تست موتورهایی با فشار احتراق پایین تر گزینه مناسب تری به شمار می رود [6,7].

در طراحی مفهومی دیفیوزرها از روابط تئوری و نیمه تجربی استفاده می شود. یکی از روش های متداول در این زمینه روش موج ضربه ای قائم است. روش های دیگری مانند روش مومنتم یک بعدی نیز در طراحی دیفیوزر وجود دارند که اثرات اصطکاک دیواره را نیز در طراحی لحاظ می کنند. به کارگیری این روش ها در عمل باعث پیچیدگی بیشتر طراحی دیفیوزر می شود و از این رو با استقبال کمتری از طرف طراحان روبه رو هستند [8]. روش های تئوری با توجه به ساده سازی های زیاد تنها تخمینی از طرح را ارائه می دهند و لازم است این گونه طراحی ها تصحیح شوند. غالباً از ابزارهای آزمایشگاهی برای بهبود طرح و ارزیابی عملکرد آن بهره گیری می شود. ارزیابی طرح ها با ابزارهای آزمایشگاهی زمانبر بوده و هزینه بالایی دارند و غالباً این گونه آزمایش ها در مقیاس های کوچکتر (1/10) و با سیال عامل نیتروژن تحت فشار به صورت سرد انجام می شوند [3-5].

مطالعه تاریخچه تحقیق نشان می دهد که در خصوص طراحی دیفیوزر

² Hysteresis

¹ Under expansion

2- کلیات طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه

در این بخش ابتدا پارامترهای هندسی دیفیوزر گلوگاه ثانویه معرفی شده، اهمیت آن‌ها مورد بحث قرار گرفته و نحوه تعامل با آن‌ها در طراحی دیفیوزر بیان شده است. سپس روش موج ضربه‌ای قائم در محاسبه برخی از پارامترها مطرح شده است. نهایتاً، الگوریتم طراحی دیفیوزر بر مبنای روش موج ضربه‌ای قائم با اعمال ضریب تصحیح و شبیه‌سازی عددی جریان ارائه شده است.

1-2- پارامترهای هندسی دیفیوزر گلوگاه ثانویه

"شکل 2" شماتیکی از یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه را به همراه پارامترهای هندسی آن نمایش داده است. در ذیل پارامترهای بی‌بعد دیفیوزر گلوگاه ثانویه معرفی شده و ملاحظات طراحی آن‌ها به طور خلاصه ارائه شده است.

• A_d/A^* (نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه نازل): سطح مقطع ورودی دیفیوزر می‌بایست بزرگتر از سطح خروجی نازل باشد. این پارامتر نقش اصلی را در فشار محفظه خلاء بازی می‌کند. با افزایش این پارامتر گازهای احتراقی در ورودی دیفیوزر بیشتر منبسط می‌شوند. در نتیجه فشار محفظه خلاء کمتر می‌شود، ولی موج‌های ضربه‌ای قوی‌تری در طول دیفیوزر تشکیل شده و با افزایش اتلاف فشار کل، ممکن است جریان توانایی عبور از لوله را نداشته باشد. حد بیشینه این پارامتر به مقدار فشار احتراق موتور بستگی دارد [10].

• A_d/A_{st} (نسبت سطح مقطع ورودی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه): این پارامتر میزان باریک شدنی مقطع دیفیوزر را در قسمت گلوگاه ثانویه مشخص می‌کند. در صورتی که مقدار آن یک باشد، عملکرد دیفیوزر برابر عملکرد دیفیوزر لوله مستقیم خواهد بود. افزایش مقدار این پارامتر تا مقدار معینی باعث افزایش عملکرد دیفیوزر می‌شود به طوری که دیفیوزر با فشار احتراق کوچکتری استارت می‌شود. با این حال افزایش بیش از حد این پارامتر باعث افت عملکرد دیفیوزر شده و حتی ممکن است در اثر خفگی زود هنگام گلوگاه ثانویه (زودتر از ورودی دیفیوزر) موج ضربه‌ای جریان مستقیماً در نازل موتور شکل بگیرد. مطالعات پارامتری انجام شده در مراجع افزایش این پارامتر را تا میزان 2.2 مجاز تشخیص داده‌اند [10].

• A_o/A_{st} (نسبت سطح مقطع خروجی دیفیوزر به سطح مقطع گلوگاه ثانویه): این پارامتر میزان تراکم مادون صوت و تدریجی جریان را نشان می‌دهد. اگر مقدار این پارامتر یک باشد خروجی دیفیوزر لوله مستقیم است و در نتیجه تخلیه محصولات احتراق به محیط اتمسفر با یک موج ضربه‌ای قائم همراه خواهد بود. این امر افت فشار بیشتری را به دیفیوزر تحمیل می‌کند. حد بالای این پارامتر را میزان تراکم مورد نیاز و محدودیت‌های ابعادی تعیین می‌کند [9].

• $(L/D)_{st}$ (نسبت طول به قطر گلوگاه ثانویه): این پارامتر باید مقداری باشد که تراکم سیال توسط زنجیره‌های موج ضربه‌ای جریان به میزاقابل قبول انجام شود. بررسی‌های پارامتری صورت گرفته در مراجع نشان می‌دهد که عملکرد دیفیوزر هنگامی که این نسبت از 0 تا 8 افزایش می‌یابد

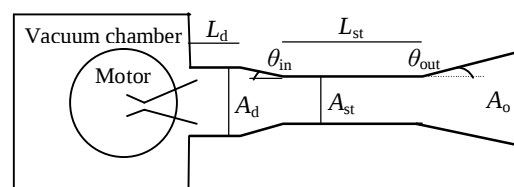


Fig. 2 Schematic of a second throat exhaust diffuser

شکل 2 شماتیکی از یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه

بهبود یافته و سپس ثابت می‌ماند. بنابراین عدد 8 مقدار بهینه این پارامتر است [10,9,6,1].

• $(L/D)_d$ (نسبت طول به قطر ورودی دیفیوزر): این پارامتر می‌بایست طوری انتخاب شود که جت سیال در فاصله مشخصی از رمپ ورودی قرار گیرد. اگر این عدد خیلی بزرگ باشد، موج‌های ضربه‌ای قوی‌تری در ورودی دیفیوزر تشکیل می‌شود. در اثر افت فشار کل ناشی از این موج‌های ضربه‌ای و تداخل آن‌ها با لایه مرزی ممکن است جریان مافوق صوت در گلوگاه ثانویه برقرار نشده و دیفیوزر استارت نشود. معمولاً مقدار این پارامتر بین 0.5 تا 2 انتخاب می‌شود [10,9,6].

• θ_{in} (زاویه ناحیه رمپ): معمولاً این پارامتر کمتر از 15 درجه می‌باشد. بهترین نتایج در زاویه رمپ 6 درجه حاصل می‌شود [10,9].

• θ_{out} (زاویه دیفیوزر مادون صوت): این پارامتر نیز معمولاً کمتر از 15 درجه می‌باشد. بهترین نتایج در زاویه 6 درجه حاصل می‌شود [10,9].

2-2- روش طراحی با موج ضربه‌ای قائم

در روش موج ضربه‌ای قائم در گام اول سطح مقطع گلوگاه ثانویه برای بدترین شرایط (فرض موج ضربه‌ای قائم در سطح ورودی دیفیوزر) محاسبه می‌شود. همچنین سطح مقطع خروجی دیفیوزر با فرض موج ضربه‌ای قائم در گلوگاه ثانویه و انتخاب عدد ماخ خروجی دیفیوزر به دست می‌آید. بعد از مشخص شدن سطح مقطع‌های دیفیوزر، فشار استارت دیفیوزر با فرض موقعیت موج ضربه‌ای قائم در سطح گلوگاه ثانویه و آیزنتروپیک فرض کردن جریان در قبل و بعد از این موج ضربه‌ای به دست می‌آید. با مشخص شدن فشار استارت دیفیوزر و معلوم بودن A_d/A^* ، فشار محفظه خلاء متناظر با آن نیز به دست می‌آید. به عبارت دیگر فشار در محفظه خلاء برابر با فشار استاتیک در ورودی دیفیوزر می‌باشد. بنابراین در روش موج ضربه‌ای قائم جهت تعیین پارامترهای اصلی، فشار استارت دیفیوزر و فشار محفظه تست گام‌های زیر به ترتیب طی می‌شود:

1. محاسبه عدد ماخ مافوق صوت (M_d) و نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_d/P_{01}) در ورودی دیفیوزر با استفاده از روابط آیزنتروپیک در A_d/A^* معلوم (روابط و یا جداول آیزنتروپیک [11]).
2. فرض موقعیت موج ضربه‌ای قائم در ورودی دیفیوزر و محاسبه نسبت فشار کل P_{0b}/P_{01} در دو طرف موج ضربه‌ای مزبور (روابط و یا جداول موج ضربه‌ای قائم [11]).
3. محاسبه سطح مقطع گلوگاه ثانویه از رابطه (1).

$$\frac{A_d}{A_{st}} = \frac{A_d P_{0b}}{A^* P_{01}} \quad (1)$$

دقت شود که فرض مطرح شده در گام 2 تنها به منظور اعمال بیشترین افت فشار کل در محاسبه سطح گلوگاه ثانویه اتخاذ شده است و در محاسبات مربوط به گام‌های بعدی این فرض دخالت داده نمی‌شود. به عبارت دیگر در محاسبه فشار استارت، تنها یک موج ضربه‌ای قائم در سطح گلوگاه ثانویه در نظر گرفته می‌شود و در قبل و بعد از آن جریان آیزنتروپیک فرض می‌شود.

4. محاسبه عدد ماخ مافوق صوت (M_s) و نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_{st}/P_{01}) در قسمت گلوگاه ثانویه با روابط آیزنتروپیک در A_{st}/A^* معلوم.
5. فرض موج ضربه‌ای قائم در قسمت گلوگاه ثانویه و محاسبه نسبت تراکم P_{sb}/P_{st} و عدد ماخ بعد از موج ضربه‌ای M_{sb} .
6. محاسبه نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_{sb}/P_{0b}) و نسبت سطح

کردن پارامتر A_d/A^* و یا کاهش دادن M_0 امکان پذیر است. کاهش دادن زیاد A_d/A^* علی رغم این که با قید بزرگتر بودن آن از A_d/A^* روبه رو است، باعث کوچکتر شدن گپ حلقوی مابین سطح خروجی نازل و ورودی دیفیوزر می شود. این امر میزان انبساط جت سیال در خروجی نازل را کاهش می دهد. به عبارت دیگر فشار خلاء در محفظه تست افزایش می یابد. این امر در زمان تخلیه شدن محفظه تست نیز تاثیر می گذارد. به عبارت دیگر زمان استارت دیفیوزر در لحظه روشن شدن موتور را افزایش می دهد که ممکن است برای تست های موتور با زمان احتراق کوتاه تر مناسب نباشد [9]. از طرفی در یک تست ممکن است به فشار خلاء به مراتب پایین تری نیاز باشد که در آن صورت جت سیال خروجی نازل می بایست انبساط بیشتری داشته باشد و این امر با بیشتر کردن مقدار پارامتر A_d/A^* امکان پذیر است.

از طرفی کوچکتر کردن مقدار M_0 باعث بزرگتر شدن ابعاد شیپوره و اگر (یا دیفیوزر مادون صوت) در انتهای دیفیوزر می شود. این امر به لحاظ افزایش هزینه و بزرگی ابعاد دیفیوزر مناسب نیست. در عمل تراکم گازهای

مقطع گلوگاه ثانویه به سطح گلوگاه جریان (A_{st}/A_{sb}^*) بعد از موج ضربه ای قائم در گلوگاه ثانویه در M_{sb} معلوم از روابط آیزنتروپیک،

7. محاسبه نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_0/P_{00}) و نسبت سطح مقطع خروجی دیفیوزر به سطح گلوگاه جریان (A_0/A_0^*) در عدد ماخ خروجی M_0 مفروض،

8. محاسبه حداقل فشار کل محفظه احتراق برای استارت دیفیوزر از رابطه (2)،

$$\frac{P_{0,start}}{P_0} = \frac{P_{01}}{P_s} \frac{P_{st}}{P_{sb}} \frac{P_{sb}}{P_0/P_{00}} \quad (2)$$

که در آن با فرض آیزنتروپیک بودن جریان بعد موج ضربه ای $P_{00} = P_{0b}$ می باشد.

9. محاسبه فشار استاتیک محفظه خلاء از رابطه (3)،

$$\frac{P_{vc}}{P_0} = \frac{P_d}{P_{01}} \frac{P_{01}}{P_0} \quad (3)$$

10. محاسبه سطح مقطع خروجی دیفیوزر از رابطه (4)،

$$\frac{A_0}{A_{st}} = \frac{A_0/A_0^*}{A_{st}/A_b^*} \quad (4)$$

که در آن با فرض آیزنتروپیک بودن جریان بعد موج ضربه ای $A_0^* = A_b^*$ می باشد.

3-2- الگوریتم طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه

"شکل 3" فلوچارت طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه را در این تحقیق نمایش داده است. روند طراحی دیفیوزر خروجی گاز با فرض سطح مقطع ورودی دیفیوزر (A_d/A^*) ، عدد ماخ خروجی گاز از انتهای دیفیوزر (M_0) و ضریب تصحیح (λ) شروع می شود. پارامترهای هندسی اصلی دیفیوزر (A_d/A_{st}) و (A_0/A_{st}) و فشار استارت دیفیوزر $(P_{0,start})$ و فشار محفظه خلاء (P_{vc}) با استفاده از روش موج ضربه ای قائم به دست می آیند. اگر فشار استارت به دست آمده با احتساب ضریب تصحیح λ در رابطه (5) صدق نکند، روند طراحی با تصحیح پارامتر A_d/A^* تکرار می شود.

$$\Delta = |\lambda \times P_{0,start} - P_0^{min}| < \varepsilon \quad (5)$$

که در آن ε عدد بسیار کوچکی است. در صورت برقراری این رابطه شرطی پارامترهای فرعی دیفیوزر $\{(L/D)_d, (L/D)_{st}, \theta_{in}, \theta_{out}\}$ مطابق حالت های بهینه معرفی شده در مراجع انتخاب می شوند. بعد از مشخص شدن هندسه کامل دیفیوزر، شبیه سازی عددی جریان با فشار احتراق مساوی با فشار استارت کمینه مطلوب (P_0^{min}) انجام می شود. در صورت تایید، طراحی خاتمه یافته و در غیر این صورت ضریب تصحیح تغییر یافته و حلقه جستجو ادامه می یابد. در این الگوریتم شرط تایید طراحی در شبیه سازی عددی کوچکتر بودن فشار محفظه خلاء از فشار بیشینه مطلوب (P_{vc}^{max}) قرار داده شده است. چرا که اگر این شرط برقرار نباشد به معنی عدم استارت دیفیوزر بوده و در این صورت ضریب تصحیح می بایست افزایش داده شود.

آزمایشات تجربی نشان می دهند که برای تست گرم ضریب تصحیح 1.1 الی 1.3 مناسب است. با این حال در برخی دیگر از مراجع تجربی ضریب تصحیح تا 1.8 نیز جوابگو نبوده است [9,10]. در این تحقیق ضریب تصحیح جزو پارامترهای مجهول در طراحی بوده و جهت تایید طرح از ابزار شبیه سازی عددی که جزئیات آن در بخش بعدی مقاله ارائه شده است، استفاده شده است. به این صورت که در صورت عدم تایید طرح در ارزیابی تحلیل عددی ضریب تصحیح بزرگتری انتخاب می شود. افزایش ضریب تصحیح به معنی کاهش فشار استارت دیفیوزر در حل تئوری است. این امر با کوچکتر

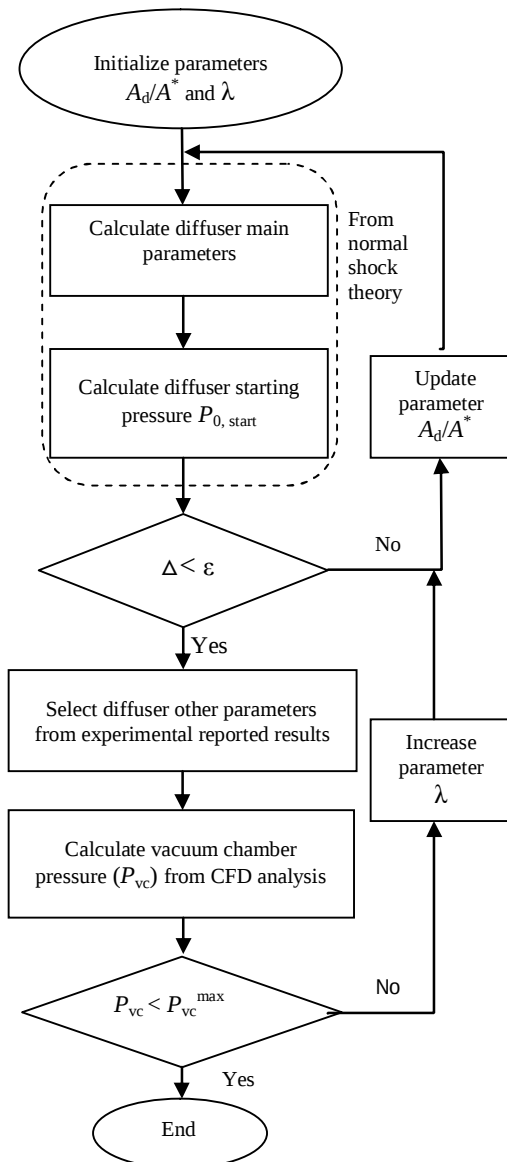


Fig. 3 Present design flowchart of second throat exhaust diffuser
شکل 3 فلوچارت طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه در تحقیق حاضر

فیزیکی صحیح مسئله شده و سرعت همگرایی تحلیل عددی را به طور قابل توجهی (بیش از 10 برابر) افزایش می دهد. در بخش 4-1 یک مسئله مربوط به دیفیوزر گلوگاه ثانویه که با روش ترکیبی تحلیل شده است با نتایج تجربی مقایسه شده و صحت ارزیابی با این روش مورد تایید قرار گرفته است.

3-2- مدل توربولانسی

با توجه به این که در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه ای جریان و لایه مرزی دیواره دیفیوزر وجود دارد، در برخی نواحی جدایش جریان از دیواره اجتناب ناپذیر است. بنابراین مدل توربولانسی مورد استفاده برای این مسئله می بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در برخی از مراجع به منظور کاهش دادن بار محاسباتی از مدل توربولانسی اسپالارت-الماراس² و یا $k-\epsilon$ استفاده شده است [12,6,5]. این روش ها خطای زیادی در تخمین نواحی جدایش جریان دارند. بنابراین در این مراجع راه کارهایی برای تصحیح مدلسازی توربولانسی در نزدیکی دیواره به کار گرفته شده است. در برخی دیگر از مراجع مدل توربولانسی $k\omega$ -SST برای این مسئله مناسب تشخیص داده شده است [13]. این روش نسبت به دو روش فوق الذکر سرعت همگرایی پایین تری دارد. در این تحقیق با توجه به راه کار حل ترکیبی مورد استفاده سرعت همگرایی حل عددی بسیار مطلوب بوده و بنابراین از مدل توربولانسی $k\omega$ -SST که برای نواحی جدا شده دقت بیشتری دارد، استفاده شده است.

3-3- شرایط اولیه و مرزی

در این تحقیق، حل پایای جریان در دیفیوزر مافوق صوت مورد نظر است. بنابراین هر چه شرایط اولیه به جواب نهایی نزدیک تر باشد، همگرایی تحلیل عددی زودتر اتفاق می افتد. برای این منظور از توزیع فشار آیزنتروپیک در طول نازل و توزیع فشار خطی در طول دیفیوزر و فشار ثابت با مقدار خیلی کوچک (نزدیک به شرایط خلاء) در محفظه خلاء به عنوان شرایط اولیه استفاده شده است.

در این تحقیق، شرط مرزی ورودی فشار³ در سطح ورودی نازل، شرط مرزی خروجی فشار⁴ در سطح خروجی دیفیوزر، شرط مرزی عدم لغزش جریان و آدیاباتیک⁵ برای تمامی سطوح دیواره اعمال شده است.

4- نتایج و بحث

در بخش حاضر ابتدا اعتبارسنجی روش تحلیل عددی با استناد به یک مرجع تجربی معتبر انجام شده است. سپس نتایج طراحی یک نمونه دیفیوزر با الزامات مشخص ارائه شده است. در ادامه عملکرد دیفیوزر طراحی شده با رویکرد تحلیل عددی جریان مورد بررسی قرار گرفته است. در این بررسی به مواردی مانند کانتور عدد ماخ و فشار استاتیک جریان، استارت شدن دیفیوزر در فشار احتراق مختلف، فشار در محفظه تست و پدیده هیستریزس پرداخته شده است.

4-1- اعتبارسنجی روش تحلیل عددی

نتایج تست تجربی یک دیفیوزر مافوق صوت گلوگاه ثانویه در مرجع [9] ارائه شده است. مقادیر پارامترهای هندسی دیفیوزر مزبور و نسبت انبساط نازل در جدول 1 نمایش داده شده اند. سیال عامل نیتروژن با دمای کل 303 درجه

خروجی تا عدد ماخ 0.1 در انتهای دیفیوزر مطلوب بوده و باعث کاهش فشار استارت دیفیوزر می شود و از عدد ماخ 0.1 به پایین تاثیر قابل توجهی در کاهش فشار استارت دیفیوزر نداشته و مقرون به صرفه نیست. بعنوان مثال، کاهش عدد ماخ جریان در خروجی دیفیوزر از 0.1 تا 0.01 تنها به اندازه 0.5% فشار استارت دیفیوزر را کاهش می دهد، در حالی که این میزان کاهش عدد ماخ مستلزم افزایش سطح خروجی دیفیوزر به اندازه 10 برابر است. بنابراین در این تحقیق مقدار این پارامتر 0.1 در نظر گرفته شده است.

دقت شود که با توجه به اینکه به لحاظ هندسی دیفیوزر لوله مستقیم حالت خاصی از دیفیوزر گلوگاه ثانویه است، الگوریتم طراحی آن با ساده سازی الگوریتم فوق الذکر قابل استخراج می باشد.

3- روش تحلیل عددی جریان

در این بخش از مقاله به نحوه تعامل با برخی از مهمترین پارامترهای حل عددی برای تحلیل دیفیوزر مافوق صوت پرداخته می شود

3-1- نوع حلگر

در دیفیوزر مافوق صوت عدد ماخ جریان غالباً از 0 تا 5 برای گاز گرم و از 0 تا 8 برای گاز سرد تغییر می کند. بنابراین جریان به شدت تراکم پذیر بوده و روش های حل چگالی - مینا برای این گونه مسائل دقت بیشتری دارند. در تحلیل عددی دیفیوزر مافوق صوت عمدتاً از روش حل چگالی - مینا استفاده شده است [6,5]. با توجه به اینکه در نواحی مربوط به محفظه خلاء سرعت جریان خیلی پایین است، جریان سیال در این نواحی تراکم ناپذیر بوده و در نتیجه تحلیل جریان با روش چگالی - مینا تغییرات فشار در این نواحی را به تدریج و با نرخ خیلی پایین اعمال می کند. این امر باعث کاهش شدید نرخ همگرایی مخصوصاً برای پارامتر فشار استاتیک محفظه خلاء می شود. بررسی - های صورت گرفته با روش چگالی مینا نشان می دهد که تحلیل عددی این مسئله برای حصول به همگرایی خیلی زمانبر می باشد. البته در برخی مراجع نیز به این معضل همگرایی اشاره شده است و راهکارهایی نظیر استفاده از کدهای مکمل پیشنهاد شده است [5]. با توجه به این که در فرآیند طراحی دیفیوزر ممکن است به تکرار به تحلیل عددی نیاز باشد، در این تحقیق روش تحلیل مناسبی برای این منظور مورد استفاده قرار گرفته است. بررسی - های اولیه نشان دادند که به کارگیری روش فشار - مینای پایا برای تحلیل این مسئله منجر به واگرایی سریع در شروع تحلیل می شود. با تغییر دادن مقادیر پارامترهای کنترلی (کاهش زیر-تخفیف ها¹) جواب مناسبی برای مسئله مورد نظر پیدا نشده است. یک روش ممکن برای حل سریع این مسئله، حل ناپایای فشار - مینا با گام زمانی کوچک (10^{-5}) تا رسیدن به جواب های پایا می باشد. مقایسه نتایج با مراجع نشان دادند که حل فشار - مینای ناپایا هر چند همگرایی خیلی سریع داشته، ولی فیزیک میدان جریان را در برخی موارد به دقت ارزیابی نمی کند. به عنوان مثال برای یک مسئله که حداکثر عدد ماخ میدان جریان 8 می باشد، در تحلیل با این روش عدد ماخ بالای 10 نیز در ناحیه میانی ورودی دیفیوزر مشاهده شده است. بررسی های بیشتر نشان دادند که استفاده از ترکیب روش های فشار - مینای ناپایا و چگالی - مینای پایا منجر به نتایج دقیق تری می شود. در حل ترکیبی، ابتدا از روش فشار - مینای ناپایا برای تحلیل عددی استفاده می شود و بعد از همگرایی سریع مسئله، از روش چگالی - مینای پایا برای ادامه تحلیل عددی جریان استفاده می شود. بررسی های حاضر نشان دادند که روش حل ترکیبی مذکور منجر به تحلیل

² Spalart-Allmaras

³ Pressure inlet

⁴ Pressure outlet

⁵ No slip flow and zero heat flux

¹ Under-relaxation parameters

جهت بررسی مناسب بودن شبکه با تعداد 50000 گره محاسباتی، شبیه سازی عددی با شبکه محاسباتی شامل 25000 گره نیز انجام شده و نتایج در "شکل 5" نمایش داده شده است. مطابق شکل مزبور با نصف کردن اندازه شبکه، توزیع فشار در طول دیفیوزر مخصوصا در محل هایی که داده های تجربی موجود است، تغییرات چندانی نداشته است. این امر استقلال از شبکه تحلیل عددی با شبکه محاسباتی شامل 50000 گره محاسباتی را اثبات می کند.

2-2- طراحی دیفیوزر با الزامات مورد نظر

طراحی دیفیوزر برای تست زمینی یک موتور با الزامات هندسی و عملکردی مشخصی از آن موتور وابسته است. الزامات موتور مورد نظر در طراحی دیفیوزر در جدول 2 نمایش داده شده است. مطابق جدول مزبور نسبت انبساط نازل 53، دمای متوسط محفظه احتراق در حدود 3400 K و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه گازهای خروجی برابر 1.166 است. همچنین، فشار احتراق موتور مورد نظر در زمان کارکرد از 30 تا 50 bar تغییر می کند. برای طراحی مفهومی دیفیوزر مقدار کمینه فشار استارت دیفیوزر ($P_0^{\min}$) می بایست مساوی 30 bar باشد (یعنی $P_0^{\min}=30$ bar). با مراجعه به جدول آیزنتروپیک برای نسبت انبساط 53 و فرض فشار کل 30 bar، مقدار فشار استاتیک در خروجی نازل 0.05 bar به دست می آید. بنابراین حداکثر فشار محفظه خلاء ($P_{vc}^{\max}$) در طراحی دیفیوزر می بایست برابر این مقدار باشد (یعنی $P_{vc}^{\max}=0.05$ bar).

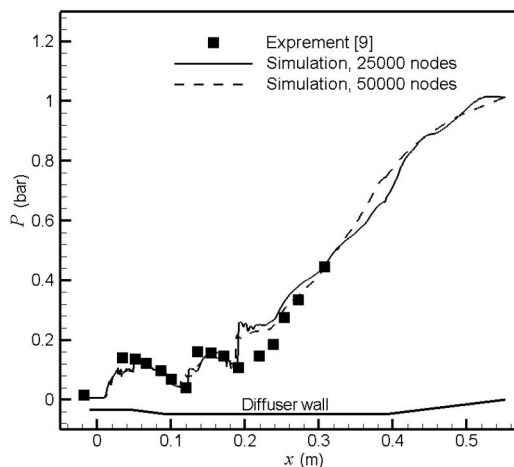


Fig. 5 Comparison of static pressure along the diffuser at the present simulation with that of experimental work of Ref. [9] at $P_0=36.9$ atm, with two different mesh sizes.

شکل 5 مقایسه فشار استاتیک در طول لوله دیفیوزر در شبیه سازی حاضر با نتایج تجربی مرجع [9] در فشار مخزن 36.9 atm، با دو اندازه مختلف شبکه محاسباتی.

جدول 2 الزامات موتور مورد نظر در طراحی دیفیوزر

Table 2 Diffuser design considerations related to a given motor

مقدار	واحد	پارامتر
53	-	نسبت انبساط نازل A_e/A^*
3400	K	دمای شعله
1.166	-	نسبت ظرفیت گرمایی ویژه
30-50	bar	فشار احتراق P_0
سه موی	-	نوع نازل

جدول 1 مقادیر پارامترهای هندسی دیفیوزر و نسبت انبساط نازل در مرجع [9]

Table 1 The geometric parameter values of diffuser and nozzle expansion ratio in Ref. [9]

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
8	$(L/D)_{st}$	25	A_e/A^*
1	$(L/D)_d$	60	A_d/A^*
6°	θ_{in}	1.58	A_d/A_{st}
6°	θ_{out}	3.71	A_d/A_{st}

کلون می باشد. نتایج تست برای این دیفیوزر برای فشار مخزن 36.9 atm ارائه شده است.

در تحقیق حاضر به منظور اعتبارسنجی تحلیل عددی دیفیوزر مافوق صوت این مسئله با رویکرد عددی ارائه شده در بخش 3 مورد تحلیل قرار گرفته است. برای این منظور، یک شبکه محاسباتی بی سازمان مناسب ایجاد شده است. شبکه محاسباتی مزبور دارای 50000 گره محاسباتی است و از معیار کیفی مناسبی برای تحلیل عددی برخوردار است. روش تحلیل عددی مطابق با مطالب ارائه شده در بخش قبلی در نرم افزار فلونت¹ پیاده سازی شده است. در شبیه سازی عددی این مسئله از سه مدل توربولانسی - Spalart-Allmaras، Standard K-ε و kω-SST استفاده شده است.

در "شکل 4" با نمایش منحنی فشار در طول لوله دیفیوزر نتایج شبیه سازی حاضر با کار تجربی پارک و همکارانش 2012 مورد مقایسه قرار گرفته است. مطابق شکل مزبور در این مسئله دیفیوزر استارت شده و در محل ورودی دیفیوزر (و یا محفظه تست) فشاری نزدیک به شرایط خلاء برقرار شده است. مقایسه نتایج کار حاضر با نتایج کار تجربی پارک و همکارانش نشان می دهد که تا طول 0.2 m تطابق خیلی خوبی بین نتایج تجربی و سه مدل توربولانسی وجود دارد. از طول 0.2 m به بعد نتایج به دست آمده از مدل توربولانسی kω-SST نسبت به دو مدل توربولانسی دیگر به نتایج تجربی نزدیک تر است. دلیل این امر به دقت بالای این مدل توربولانسی در تخمین محل جدایش لایه مرزی بر روی دیواره بر می گردد. بنابراین روش تحلیل عددی مورد استفاده با مدل توربولانسی kω-SST از اعتبار کافی برای تحلیل های عددی مشابه دیفیوزر برخوردار است.

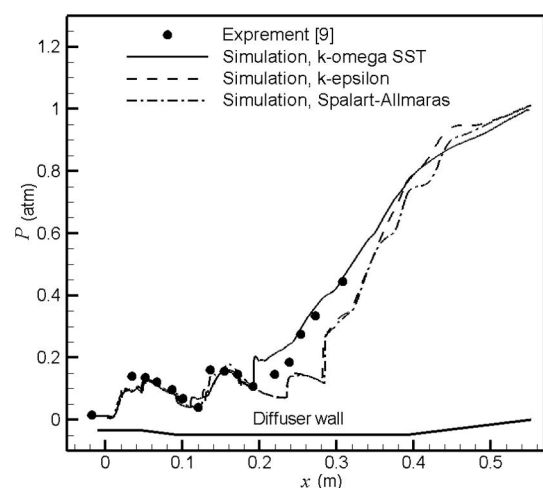


Fig. 4 Comparison of static pressure along the diffuser at the present numerical work with that of experimental work of Ref. [9] at $P_0=36.9$ atm, with three different turbulence modeling.

شکل 4 مقایسه فشار استاتیک در طول لوله دیفیوزر در شبیه سازی عددی حاضر با کار تجربی مرجع [9] در فشار مخزن 36.9 atm، با سه مدل توربولانسی مختلف.

¹ Fluent

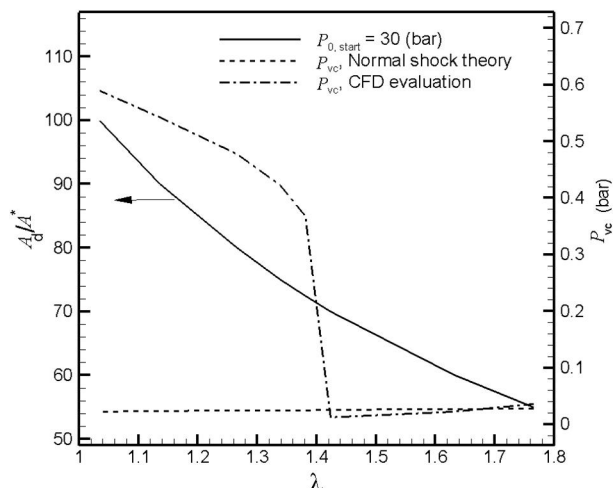


Fig. 6 Design diagrams of diffuser for altitude test of proposed motor: the outputs of present algorithm.

شکل 6 نمودارهای طراحی دیفیوزر برای تست ارتفاع موتور مورد نظر: خروجی الگوریتم طراحی

جدول 4 مقادیر پارامترهای هندسی دیفیوزر گلوله ثانویه طراحی شده

Table 4 Geometrical parameters of designed diffuser

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
A_d/A^*	53	$(L/D)_{st}$	8
A_d/A^*	70	$(L/D)_d$	0.8
A_d/A_{st}	1.855	θ_{in}	6°
A_d/A_{st}	3.32	θ_{out}	6°

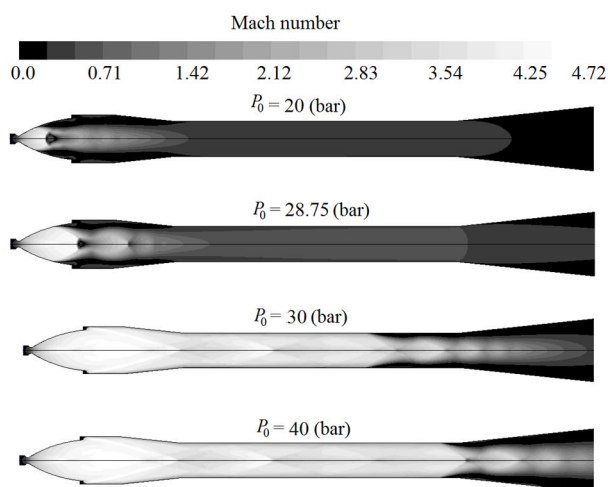


Fig. 7 Contours of Mach number along the diffuser at various combustion pressures

شکل 7 کانتور عدد ماخ جریان در طول دیفیوزر در فشارهای احتراق مختلف

جریان در طول نازل شتاب گرفته در گلوله به عدد ماخ 1 رسیده و با افزایش سطح نازل انبساط تدریجی پیدا می کند. نهایتاً موج ضربه ای جریان در داخل نازل تشکیل می شود. با افزایش فشار احتراق، موج ضربه ای جریان به سمت دهانه خروجی نازل حرکت می کند. در این فشارهای احتراق دیفیوزر استارت نمی شود. در فشارهای احتراق 30 bar به بعد موج ضربه ای جریان در داخل نازل شکل نمی گیرد و در ورودی دیفیوزر جریان مافوق صوت برقرار است. عدد ماخ جریان در سطح خروجی نازل در حدود 4.3 بوده و سیال بعد از خروج از نازل انبساط بیشتری پیدا کرده و دهانه ورودی دیفیوزر را پر می کند.

در جدول 3 خلاصه ای از بررسی انجام گرفته برای طراحی دیفیوزر لوله مستقیم نشان داده شده است. با توجه به اینکه قطر دیفیوزر می بایست بزرگتر از قطر خروجی نازل باشد، مطابق الزامات تعیین شده، پارامتر A_d/A^* می بایست بزرگتر از 53 باشد. از طرفی فشار استارت قابل قبول برای تست موتور مورد نظر کمتر از 30 bar می باشد. این در حالی است که با فرض مابین خروجی نازل و ورودی دیفیوزر بسیار کوچک خواهد بود که خالی از اشکال نیست) و ضریب تصحیح 1.2 مقدار فشار کل لازم جهت استارت دیفیوزر 36.18 bar بوده و با افزایش A_d/A^* فشار استارت افزایش می یابد. مطالعه تاریخچه تحقیق نیز نشان می دهد که دیفیوزر لوله مستقیم برای تست زمینی موتورهای با فشار احتراق بالا (بالتر از 42 bar) مورد استفاده قرار گرفته است [3-5]. بنابراین با دیفیوزر لوله مستقیم طرح امکان پذیری برای تست زمینی موتور مورد نظر به دست نمی آید.

با استفاده از الگوریتم طراحی قید شده در بخش 2 طرح های مختلفی از دیفیوزر گلوله ثانویه برای موتور مورد نظر قابل ارائه است. در بخش حاضر یک نمونه دیفیوزر گلوله ثانویه که با الزامات موتور مورد نظر (جدول 2) طراحی شده است، ارائه می شود. در شکل 6 خروجی الگوریتم طراحی دیفیوزر گلوله ثانویه برای تست زمینی موتور مورد نظر نمایش داده شده است. در این شکل، منحنی با خط توپر مقادیر پارامترهای λ و A_d/A^* متناظر با دیفیوزرهای کاندید در حل تئوری می باشند. به عبارت دیگر، برای هر مقدار مشخص λ مقدار متناظر A_d/A^* از روش موج ضربه ای قائم طوری به دست آمده است که دیفیوزر کاندید $\lambda \times P_{0,start} = 30$ bar داشته باشد. همچنین، منحنی های خط چین و خط نقطه چین فشار محفظه خلاء (یا محفظه تست) دیفیوزرهای کاندید را به ترتیب در ارزیابی با روش موج ضربه ای قائم و تحلیل عددی با CFD نمایش می دهند. مطابق شکل مزبور، در ارزیابی با روش موج ضربه ای قائم برای تمامی بازه λ (از مقدار 1 تا 1.8 در "شکل 6") فشار در محفظه تست مقدار بسیار پایینی بوده و بنابراین تمامی دیفیوزرهای کاندید در حالت استارت قرار دارند. اما، در ارزیابی با روش تحلیل عددی مشاهده می شود که از $\lambda = 1$ تا $\lambda = 1.4$ ، فشار در محفظه خلاء بالای 0.3 bar است. به عبارت دیگر تا $\lambda = 1.4$ دیفیوزرهای کاندید در حالت غیراستارت قرار دارند و بنابراین این طرح ها با ارزیابی CFD مورد تایید نمی باشند. مطابق شکل با ارزیابی های تحلیل عددی از $\lambda = 1.43$ (متناظر با $A_d/A^* = 70$) به بعد دیفیوزرهای کاندید دارای فشار محفظه تست پایینی هستند. بنابراین از $\lambda = 1.43$ به بالا و یا $A_d/A^* = 70$ به پایین دیفیوزرهای کاندید در حالت استارت قرار دارند. از نتایج ارزیابی CFD در شکل مزبور مشخص است که کمترین فشار محفظه تست در حالت $A_d/A^* = 70$ به دست آمده است. مقادیر پارامترهای طراحی مربوط به این حالت در جدول 4 ارائه شده است.

3-4- تحلیل میدان جریان در دیفیوزر طراحی شده $A_d/A^* = 70$

کانتور عدد ماخ جریان در فشارهای احتراق 20 bar، 28.75 bar، 30 bar و 50 در "شکل 7" نمایش داده شده است. در فشار احتراق های 20 bar و 28.75 bar

جدول 3 نتایج بررسی طراحی مفهومی دیفیوزر لوله مستقیم

Table 3 Design table for straight cylindrical diffuser

	$1.2 \times P_{0,start}$	$P_{0,start}$	M_o	A_d/A^*
کمتر از 30	45.30	37.75	0.1	70
کمتر از 30	39.14	32.62	0.1	60
کمتر از 30	36.18	30.15	0.1	55

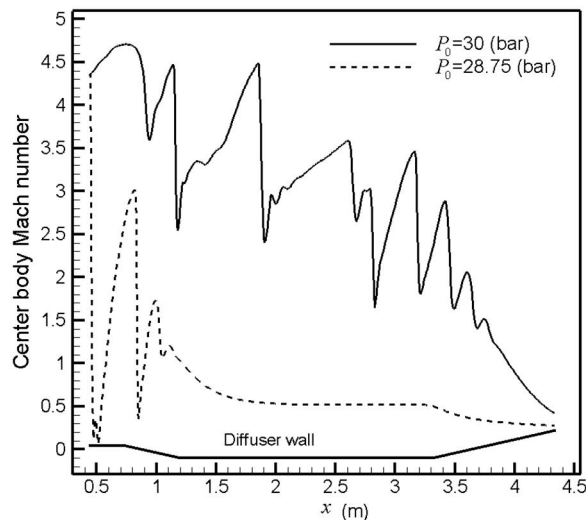


Fig. 8 Mach number variation in center line of diffuser

شکل 8 تغییرات عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر

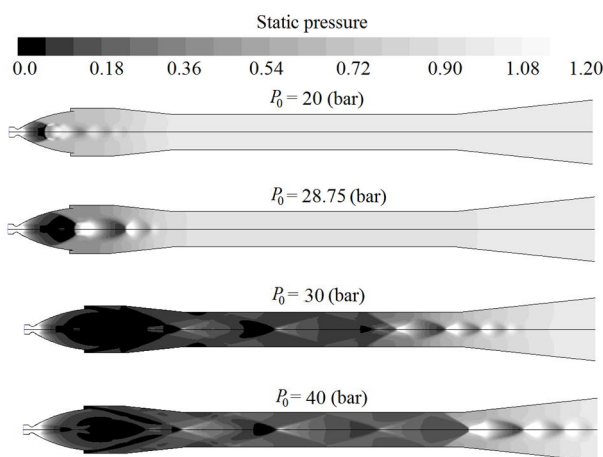


Fig. 9 Contours of static pressure along the diffuser at various combustion pressures

شکل 9 کانتور فشار استاتیک در طول دیفیوزر در فشارهای احتراق مختلف

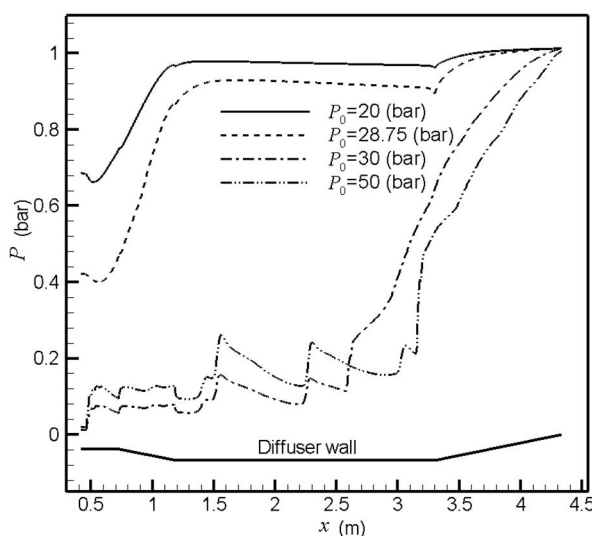


Fig. 10 Static pressure along the diffuser wall at different combustion pressures.

شکل 10 فشار استاتیک در طول بدنه دیفیوزر در فشار احتراق مختلف

بیشترین عدد ماخ در میدان جریان در حدود 4.72 است و در نواحی مرکزی دیفیوزر بعد از طول ورودی اتفاق افتاده است. بر خورد جت سیال به دهانه ورودی دیفیوزر باعث ایجاد موج‌های ضربه‌ای مایل شده است. موج‌های ضربه‌ای مایل در قسمت میانی با همدیگر تداخل می‌کنند و حاصل تداخل آنها موج‌های ضربه‌ای مایلی هستند که به سمت دیواره‌های دیفیوزر امتداد یافته و با لایه مرزی این دیواره‌ها تداخل ایجاد می‌کنند. این فرآیند چندین بار در طول دیفیوزر اتفاق می‌افتد تا اینکه سرعت جریان در انتهای دیفیوزر مادون-صوت می‌شود. در بخش انتهایی دیفیوزر جریان سیال برای فشار احتراق 30 bar مادون-صوت است، ولی برای فشار احتراق 50 bar در بخش میانی سطح خروجی دیفیوزر مافوق-صوت است. در شکل 8 تغییرات عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر با فشارهای احتراق 28.75 bar و 30 bar نمایش داده است. مطابق "شکل 8" در فشار احتراق 28.75 bar در ورودی دیفیوزر موج‌های ضربه‌ای قوی‌تری تشکیل می‌شود و به تبع آن ورودی دیفیوزر با جریان مافوق صوت پر نمی‌شود. این امر دلیل عدم استارت دیفیوزر می‌باشد. در این حالت جریان از ابتدای گلوگاه ثانویه مادون-صوت شده است، به طوری که عدد ماخ جریان در طول گلوگاه ثانویه تقریباً ثابت مانده و در طول شیپوره انتهایی دیفیوزر به‌طور تدریجی کاهش یافته است. در صورتی که در فشار احتراق 30 bar، جریان ابتدا منبسط شده و با موج ضربه‌ای مایل ضعیف‌تری در ناحیه ورودی دیفیوزر وارد ناحیه رمپ می‌شود. در این حالت جریان سیال در ورودی گلوگاه ثانویه مافوق صوت بوده و با شکل‌گیری پی‌درپی موج‌های ضربه‌ای جریان در طول دیفیوزر عدد ماخ جریان با نوسانات شدیدی در طول دیفیوزر همراه است. از "شکل 8" مشخص است که عدد ماخ جریان در محور طولی دیفیوزر در چندین نقطه به صورت محلی کاهش پله‌ای را تجربه کرده است، به طوری که از مقدار بالای 4.5 در ورودی دیفیوزر تا مقدار 0.4 در انتهای دیفیوزر کاهش یافته است. در این حالت در قسمت عمده دیفیوزر مخصوصاً از ناحیه میانی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر لایه مرزی جریان از سطح دیواره جدا شده است. این امر از مشاهده کانتور عدد ماخ جریان در "شکل 7" قابل درک می‌باشد. همان‌طوری که در "شکل 7" قابل رویت است، در فشار کل 30 bar عدد ماخ جریان در نواحی نزدیک به دیواره از قسمت میانی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر مادون-صوت است که دلیل آن وقوع پدیده جدایش جریان در این نواحی است. در حالی که در فشار احتراق 28.75 bar به دلیل مادون-صوت بودن جریان از ورودی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر منحنی تغییرات عدد ماخ کاملاً هموار بوده و جریان سیال فاقد جدایش لایه مرزیمی باشد. قابل ذکر است که الگوی جریان فوق‌الذکر برای عدد ماخ جریان در یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه با گزارش‌های تجربی و عددی ارائه شده توسط مراجع همخوانی دارد [6,12].

در "شکل 9" کانتور فشار استاتیک در بخش‌های مختلف دیفیوزر مافوق صوت برای فشار احتراق مختلف نمایش داده شده است. مطابق شکل مزبور فشار استاتیک در طول دیفیوزر از مقدار خیلی پایین (فشار خلاء) تا حدود 1 اتمسفر در خروجی دیفیوزر تغییر کرده است. این بازیافت فشار توسط قطاری از موج‌های ضربه‌ای جریان در طول لوله دیفیوزر اتفاق افتاده است. در این کانتورها انبساط جت سیال در دهانه محفظه خلاء قبل از موج ضربه‌ای مایل باعث ایجاد مکش سیال داخل محفظه تست شده و در شرایط پایای جریان، فشار داخل محفظه تست با فشار جت سیال به تعادل رسیده است. منحنی فشار استاتیک (P) در طول بدنه دیفیوزر در فشارهای احتراق مختلف در "شکل 10" نمایش داده شده است. این منحنی بیانگر کیفیت

از ابتدا ورودی دیفیوزر مافوق صوت بوده و موج های ضربه ای جریان عمدتاً در ناحیه گلوگاه ثانویه (با سطح مقطع کوچکتر) قرار دارند، افت فشار کمتر است و برای برقرار ماندن حالت استارت دیفیوزر فشار احتراق کمتری مورد نیاز است. وجود ناحیه هیستریزس در منحنی عملکرد دیفیوزر بیشتر در مورد دیفیوزر لوله مستقیم با طول دیفیوزر کوتاه در مراجع مورد بحث قرار گرفته است [4]. در مورد دیفیوزر گلوگاه ثانویه مراجع نادری به این موضوع پرداخته اند [14].

"شکل 12 تغییرات عدد ماخ ورودی دیفیوزر (M_d) را برحسب فشار احتراق نمایش می دهد. مطابق شکل مزبور عدد ماخ جریان در ورودی دیفیوزر با افزایش فشار احتراق از 15 bar تا 28.75 در محدوده مادون صوت افزایش یافته است. در یک بازه کوچک تغییرات فشار احتراق (از 28.75 bar تا 30) عدد ماخ جریان در ورودی دیفیوزر به شدت افزایش پیدا کرده و به مقدار 4 رسیده است. با توجه به توضیحات فوق، در فشار 30 bar دیفیوزر مزبور استارت می شود و شرایط خلاء را در محفظه خلاء آبنندی می نماید.

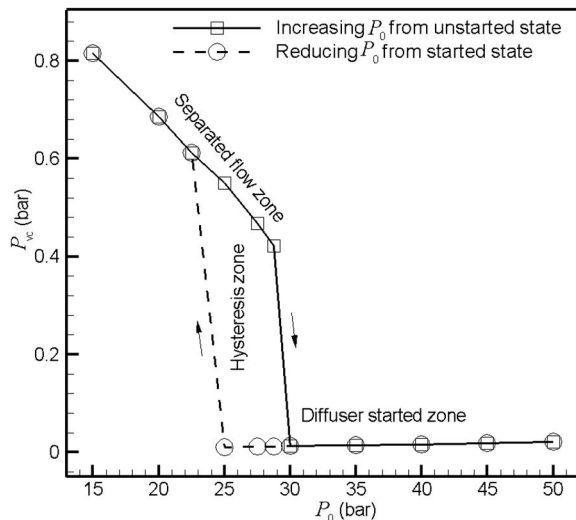


Fig. 11 Illustration of Vacuum chamber pressure versus combustion pressure and hysteresis zone

شکل 11 نمایش فشار محفظه خلاء برحسب فشار احتراق و ناحیه هیستریزس

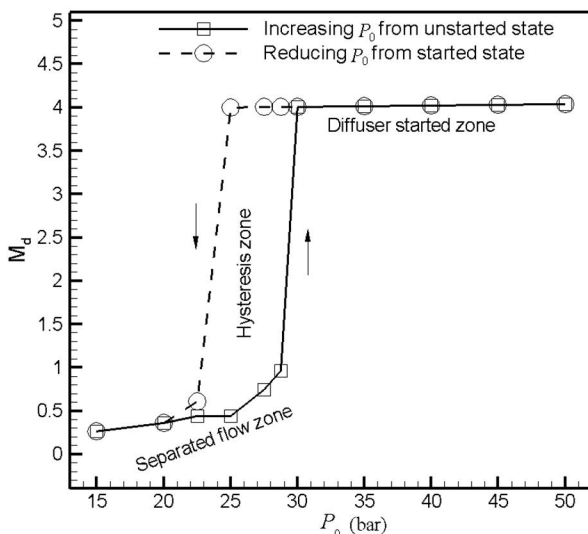


Fig. 12 Diffuser inlet Mach number (M_d) versus combustion pressure

شکل 12 تغییرات عدد ماخ ورودی دیفیوزر (M_d) برحسب فشار احتراق

تراکم سیال در طول دیفیوزر است. غالباً در تست های تجربی این منحنی ها با نصب سنسورهای فشار در طول دیفیوزر به دست می آیند. مطابق شکل مزبور در فشار احتراق بالای 30 bar افزایش فشار در طول دیفیوزر روند تدریجی قابل قبولی داشته و با منحنی های متعارف ارائه شده در مراجع برای این نوع دیفیوزرها همخوانی دارد [9,6]. در فشارهای کمتر از 30 bar کاملاً مشخص است که دیفیوزر قادر به ایجاد شرایط خلاء در پیرامون نازل نبوده است. مطابق "شکل 10"، منحنی فشار استاتیک در طول دیفیوزر در فشار کل های بالاتر از 30 bar نوسانات شدیدی در نواحی ورودی دیفیوزر تا قسمت میانی گلوگاه ثانویه داشته است، در حالی که منحنی فشار استاتیک از قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر تقریباً هموار بوده و فاقد نوسان است. دلیل این امر تداخلات پی در پی موج های ضربه ای با لایه مرزی دیواره در ناحیه ورودی دیفیوزر تا ناحیه میانی گلوگاه ثانویه و همچنین مادون صوت بودن جریان در قسمت های انتهایی دیفیوزر خصوصاً در ناحیه مجاور دیواره می باشد. همان طوری که قبلاً نیز اشاره شده، به دلیل وقوع جدایش لایه مرزی در بخش های انتهایی دیفیوزر جریان سیال در نواحی مجاور دیواره مادون صوت است. از مشاهده کانتر فشار استاتیک در "شکل 9" نیز کاملاً مشخص است که هرچند تداخلات موج های ضربه ای تا انتهای دیفیوزر امتداد یافته اند، ولی این موج ها در نواحی مرکزی دیفیوزر محصور مانده اند و به نواحی مجاور بدنه دیفیوزر نفوذ نکرده اند.

منحنی فشار محفظه خلاء برحسب فشار احتراق در "شکل 11" نمایش داده شده است. این منحنی اهمیت زیادی در بررسی عملکرد یک دیفیوزر دارد [10,1]. مطابق این شکل، با افزایش فشار احتراق تا 30 bar فشار محفظه خلاء کاهش پیدا کرده است. بعد از استارت دیفیوزر در فشار 30 bar با افزایش فشار احتراق، فشار محفظه خلاء تقریباً ثابت مانده است. در واقع بعد از شکل گیری موج ضربه ای مایل در ورودی دیفیوزر (مطابق "شکل 7")، شرایط بالا دست (محفظه خلاء) از شرایط پایین دست (فشار محیط) تأثیری نمی پذیرد و به اصطلاح گفته می شود که محفظه خلاء توسط موج های ضربه ای مایل آبنندی شده است. در فشار احتراق 30 bar، فشار داخل محفظه خلاء در حدود 0.015 bar است. در حالی که فشار سیال در خروجی نازل در حدود 0.05 bar می باشد. به عبارت دیگر در این مسئله شرایط خلاء مطلوب برای کارکرد واقعی نازل موتور مورد نظر در تست زمینی ایجاد شده است. دقت شود که در ترسیم منحنی عملکرد دیفیوزر به دو شیوه متفاوت عمل شده که منجر به به وجود آمدن ناحیه هیستریزس در "شکل 11" شده است. در این شکل منحنی با خط توپر نتایج تحلیل هایی را نشان می دهد که با شرایط اولیه قید شده در بخش 3-3 اجرا گرفته شده اند. در حالی که منحنی خط چین مربوط به نتایج تحلیل های عددی هستند که با شرایط اولیه استارت شده دیفیوزر اجراء گرفته شده اند. این پدیده به این معنی است که دیفیوزر بعد از استارت در یک فشار احتراق معین، قادر است در فشار احتراق به مراتب پایین تری در حالت استارت بماند. این موضوع در فرآیند راه اندازی تونل های باد مافوق صوت کاربرد دارد، ولی تاکنون کاربردی برای این پدیده در تست زمینی موتورهای ارتفاع مشاهده نشده است. بدیهی است که دلیل بوجود آمدن ناحیه هیستریزس به ساختار متفاوت موج های ضربه ای جریان در دو رویکرد افزایشی و کاهشی فشار احتراق در مقاطع متغیر بر می گردد. به این صورت که در رویکرد افزایشی فشار احتراق، چون از ابتدا موج های ضربه ای قوی تری در قسمت واگرای نازل و یا ورودی دیفیوزر وجود دارد، افت فشار کل بالاست و نیاز به فشار احتراق بیشتری است تا جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر برقرار شود. حال آنکه در رویکرد کاهشی فشار احتراق، چون

- in thrust chamber during high altitude simulation, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 5-8, Orlando, Florida, 2009.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] H. W. Yeom, S. Yoon, H. G. Sung, 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*, Vol. 23, No. 1, pp. 254-261, 2009.
- [6] 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.
- [7] J. Chen, Z. G. Wang, J. P. Wu, W. W. Xu, Effect of the second-throat on the performance of supersonic-supersonic ejectors, *Progress of Projects Supported by NSFC*, Vol. 55, No. 9, pp. 2530-2537, 2012.
- [8] H. G. Sung, S. Yoon, H. Yeom, J. Kim, Y. Kim, Y. Ko, Y. Kim, S. Oh, Study on design- and operation- parameters of supersonic exhaust diffusers, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 7-10, Reno, Nevada, 2008.
- [9] 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.
- [10] P. Ducasse, Rocket altitude test facilities register, Report No 297, pp. 3-6, France, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1987.
- [11] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 5th Edition, pp. 515-599, New York: McGraw-Hill, 2011.
- [12] R. M. Kumaran, T. Sundararajan, D. R. Manohar, Simulations of high altitude tests for large area ratio rocket motors, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2, pp. 433-443, 2013.
- [13] Y. Bartosiewicz, Z. Aidoun, P. Desevaux, Y. Mercadier, Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 26, No. 1, pp. 56-70, 2005.
- [14] S. Kim, S. Kwon, Starting pressure and hysteresis behavior of an annular injection supersonic ejector, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 5, pp. 1039-1044, 2008.

بنابراین شرط استارت شدن یک دیفیوزر را می توان به مافوق صوت شدن جریان در ورودی دیفیوزر مقید کرد. دقت شود که در این منحنی نیز شبیه به منحنی "شکل 11" ناحیه هیستریزس وجود دارد که دلیل بوجود آمدن آن در پاراگراف قبلی ذکر شده است.

5- نتیجه گیری

در فعالیت حاضر یک الگوریتم جدید در طراحی دیفیوزر مافوق صوت خروجی گازهای احتراقی برای تست زمینی موتورهای مورد استفاده در ارتفاعات بالا ارائه شده است. در این طراحی از یک روش تئوری موسوم به روش موج ضربه ای قائم به همراه ضریب تصحیح عددی استفاده شده است. ضریب تصحیح از شبیه سازی عددی جریان به دست می آید. روش تحلیل عددی حاضر، یک روش ترکیبی متشکل از حل فشار-مبنای ناپایا و چگالی-مبنای پایا است و از مدل توربولانسی $k\omega$ -SST بهره می برد. روش ترکیبی پیشنهادی بسیار سریع بوده و در این تحقیق برای اولین بار در تحلیل عددی دیفیوزر مافوق صوت مورد استفاده قرار گرفته است. اعتبارسنجی روش تحلیل عددی با استناد به یک مرجع معتبر انجام شد. یک نمونه طراحی دیفیوزر با الگوریتم حاضر با الزامات مشخصی از موتور مورد نظر طراحی شده و کارایی الگوریتم حاضر نمایش داده شد. در ادامه، شبیه سازی عددی دیفیوزر طراحی شده برای موتور مورد نظر با فشارهای احتراق مختلف انجام شد. نتایج تحلیل عددی در قالب تشریح برخی از کمیت های میدانی جریان ارائه شده و عملکرد دیفیوزر طراحی شده مورد تایید قرار گرفت. در تحلیل عددی دیفیوزر طراحی شده نشان داده شد که مافوق صوت شدن جریان در ورودی دیفیوزر یک شرط لازم برای استارت شدن دیفیوزر می باشد. همچنین در این تحقیق وقوع پدیده هیستریزس در فشار استارت دیفیوزر گلوگاه ثانویه با دقت بیشتری مورد بررسی قرار گرفت.

6- مراجع

- [1] P. F. Massier, E. J. Roschke, Experimental investigation of exhaust diffusers for rocket engines, *Jet Propulsion Laboratory Technical Report*, California Institute of Technology, Vol. 210, No. 32, pp. 1-101, 1962.
- [2] K. R. Manikanda, T. Sundararajan, M. D. Raja, Pressure variation