مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1395، دوره 16، شماره 8، ص‌ص 159-168

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

طراحی و تحلیل عددی دیفیوزر مافوق‌صوت در سکوی شبیه‌ساز ارتفاع

نعمت اله فولادی*، علیرضا محمدی، هادی رضایی

دکترا، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران

*تهران، صندوق پستی 13445754، nfouladi@eri.ac.ir

اطلاعات مقاله

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

کلید واژگان:
سکوی شبیه‌ساز ارتفاع
دیفیوزر گلوگاه ثانویه
شبیه‌سازی 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 می‌شوند. پارامترهای اصلی از روش موج ضربه‌ای قائم با اعمال ضریب تصحیح محاسبه شده و پارامترهای فرعی از نتایج تجربی گزارش شده از مراجع مختلف تعیین می‌گردد. نهایتا جهت تایید طراحی و نهایی‌سازی ضریب تصحیح از شبیه‌سازی عددی جریان استفاده می‌شود. در تحلیل جریان از معادلات تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به فرم تقارن محوری به همراه مدل توربولانسی kω-SST استفاده شده است. روش تحلیل عددی حاضر، یک روش ترکیبی متشکل از حل فشار-مبنای ناپایا جهت سرعت بخشیدن به همگرایی حل عددی و چگالی-مبنای پایا جهت افزایش دقت تحلیل عددی می‌باشد. در این تحقیق، اعتبارسنجی روش تحلیل عددی با استناد به یک مرجع تجربی معتبر انجام شده است. در ادامه، شبیه‌سازی 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 کمیت‌های 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 kω-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 futures at different boundary conditions. The simulation results confirm that the designed diffuser is suitable for proposed altitude test.

1- مقدمه

غالبا در طراحی پیشرانه‌هایی که در ارتفاعات بالای جو زمین (بالای km 100) به‌کار گرفته می‌شوند، از نسبت انبساط بالای نازل‌ها برای حصول به تراست بیشینه استفاده می‌شود. در صورتی که این‌گونه موتورها که برای شرایط کاری خلاء طراحی شده‌اند، در سکوی زمینی در شرایط اتمسفر محلی تست شوند، در داخل نازل آن‌ها جریان گازهای احتراقی از بدنه نازل جدا شده و منجر به افت شدید تراست می‌شود. راهکار اصلی برطرف کردن این معضل، کاهش دادن فشار پشت در خروجی نازل تا نزدیکی فشار خلاء است. ایده‌های اولیه در این خصوص، جدا کردن محیط اطراف نازل از جو اتمسفر و ایجاد شرایط خلاء در حین کارکرد موتور توسط پمپ‌های خلاء و یا به کمک جت سیال ثانویه بوده است. در این روش‌ها، گازهای خروجی از نازل توسط پمپ‌های خلاء و یا جت سیال ثانویه به محیط اتمسفر محلی تخلیه می‌شدند. بکارگیری این روش‌ها در عمل هزینه سرسام‌آوری داشته و بازه عملکردی آن‌ها نیز بسیار محدود بوده است [1]. ایده پیشرفته‌تر در این زمینه پمپ سیال به صورت خودکار با استفاده از دیفیوزر خروجی گاز مافوق‌صوت می‌باشد که در آن از هد دینامیکی گازهای احتراقی برای این منظور استفاده می‌شود [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 می‌شود. این لوله در زمان‌های روشن بودن موتور جریان گازهای احتراقی را به محیط اتمسفر تخلیه کرده و فشار خلاء مورد نیاز را در پیرامون

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
N. Fouladi, A.Mohamadi, H. Rezaei, Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 8, pp. 159-168, 2016 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

نازل بر قرار می‌سازد. شماتیکی از نحوه کار یک دیفیوزر مافوق صوت در "شکل 1" نمایش داده شده است. گازهای خروجی از نازل در شرایط فرو منبسط[1] 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 موج‌های 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 شیپوره واگرا 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 خلاء (یا محفظه تست) شده و شرایط خلاء را در پیرامون نازل و محفظه تست تا زمان خاموشی موتور به طور خودکار حفظ می‌کند [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 می‌شود. فشار استارت کمینه زمانی حاصل می‌شود که بازیافت فشار در طول دیفیوزر با اتلاف فشار کل کمتری همراه باشد. به‌طور معمول، دو نوع دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت در سکوهای شبیه‌ساز ارتفاع مورد استفاده قرار می‌گیرد. نوع اول دیفیوزر لوله مستقیم است. این دیفیوزر از یک لوله طویل با قطر ثابت تشکیل می‌شود که غالبا 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 این‌رو 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 باریک‌تر شده باشد. در یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه به دلیل این که موج‌های ضربه‌ای جریان در بیشتر طول لوله در سطح مقطع کوچکتری عمل می‌کنند، 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 این‌رو برای تست موتورهایی با فشار احتراق پایین‌تر گزینه مناسب‌تری به‌شمار می‌رود [7,6].

در طراحی مفهومی دیفیوزرها از روابط تئوری و نیمه تجربی استفاده می‌شود. یکی از روش‌های متداول در این زمینه روش موج ضربه‌ای قائم است. روش‌های دیگری مانند روش مومنتم یک بعدی نیز در طراحی دیفیوزر وجود دارند که اثرات اصطکاک دیواره را نیز در طراحی لحاظ می‌کنند. به‌کارگیری این روش‌ها در عمل باعث پیچیدگی بیشتر طراحی دیفیوزر می‌شود و از این‌رو با استقبال کمتری از طرف طراحان روبه‌رو هستند [8]. روش‌های تئوری با توجه به ساده‌سازی‌های زیاد تنها تخمینی از طرح را ارائه می‌دهند و لازم است این‌گونه طراحی‌ها تصحیح شوند. غالبا از ابزارهای آزمایشگاهی برای بهبود طرح و ارزیابی عملکرد آن بهره‌گیری می‌شود. ارزیابی طرح‌ها با ابزارهای آزمایشگاهی زمانبر بوده و هزینه بالایی دارند و غالبا این گونه آزمایش‌ها در مقیاس‌های کوچکتر (1/10) و با سیال عامل نیتروژن تحت فشار به صورت سرد انجام می‌شوند [3-5].

مطالعه تاریخچه تحقیق نشان می‌دهد که در خصوص طراحی دیفیوزر 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 به‌صورت تجربی و عددی پرداخته‌اند [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 شده‌اند و ورودی‌های طراحی سطح مقطع ورودی دیفیوزر و عدد ماخ خروجی دیفیوزر است. پارامترهای اصلی از روش موج ضربه‌ای قائم به ورودی‌های طراحی مرتبط شده‌اند و پارامترهای فرعی از نتایج پیشنهاد شده در مراجع تجربی معتبر انتخاب شده‌اند. 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 تایید طرح از روش شبیه سازی عددی جریان با دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) استفاده شده است. به منظور انسجام بخشی به فرآیند طراحی، الگوریتم یکپارچه‌ای 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 می‌باشد که با استفاده از آن می‌توان طرح‌های مختلف را ارزیابی کرده و روند طراحی را بهبود بخشید. شبیه‌سازی عددی دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت به لحاظ وجود اندرکنش شدید موج‌هایضربه‌ای و لایه مرزی، جدایش شدید لایه مرزی آشفته و عدم یکنواختی میدان جریان از برخی پیچیدگی‌های تحلیلی برخوردار است که نیازمند اتخاذ تدابیر خاص، تکنیک‌های عددی و الگوریتم‌های مناسب است [6,5]. اعتبارسنجی نتایج تحلیل عددی روشی است که تا حدود زیادی به قابل اعتماد بودن تحلیل‌ها کمک می‌کند و برای این نوع مسائل از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

در پایان قابل ذکر است که تحقیق پیش‌رو 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 دقیق‌تر وقوع پدیده هیسترزیس[2] 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 شبیه‌سازی 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. نهایتا در بخش 5 خلاصه مطالب و نتیجه‌گیری ارائه شده است.

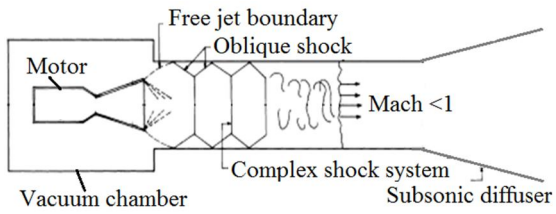

Fig. 1 Schematic of a supersonic exhaust diffuser [6].

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

[1] Under expansion

[2] Hysteresis

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

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.نهایتا، الگوریتم طراحی دیفیوزر برمبنای روش موج ضربه‌ای قائم با اعمال ضریب تصحیح و شبیه‌سازی عددی جریان ارائه شده است.

2-1- 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 وردی 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 شدگی 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 مستقیما 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 موردنیاز 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 میزانقابل قبول انجام شود. بررسی‌های پارامتری صورت گرفته در مراجع نشان می‌دهد که عملکرد دیفیوزر هنگامی که این نسبت از 0 تا 8 افزایش می‌یابد 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 مافوق‌صوت در گلوگاه ثانویه برقرار نشده و دیفیوزر استارت نشود. معمولا مقدار این پارامتر بین 0.5 تا 2 انتخاب می‌شود [10,9,6].
- θ_{in} (زاویه ناحیه رمپ): معمولا 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 معمولا کمتر از 15 درجه می‌باشد. بهترین نتایج در زاویه 6 درجه حاصل می‌شود [10,9].

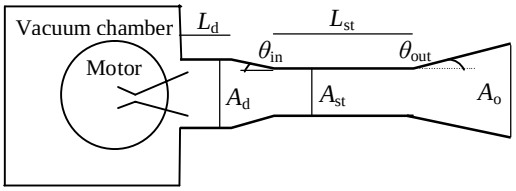

Fig. 2 Schematic of a second throat exhaust diffuser

شکل 2 شماتیکی از یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه

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 به‌دست می‌آید. با مشخص شدن فشار استارت دیفیوزر و معلوم بودن A_d/A^*، فشار محفظه خلاء متناظر با آن نیز به‌دست می‌آید. به‌عبارت 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 به‌ترتیب 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)،

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

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 بعداز موج ضربه‌ای M_{sb}،
6. محاسبه نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_{sb}/P_{0b}) و نسبت سطح

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

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

7. محاسبه نسبت فشار استاتیک به فشار کل (P_o/P_{0o}) و نسبت سطح مقطع خروجی دیفیوزر به سطح گلوگاه جریان (A_o/A_o^*) در عدد ماخ خروجی M_o مفروض،

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

$$\frac{P_{0,\text{start}}}{P_o} = \frac{P_{01}}{P_s}\frac{P_{st}}{P_{sb}}\frac{P_{sb}/P_{0b}}{P_o/P_{0o}} \qquad (2)$$

که در آن با فرض آیزنتروپیک بودن جریان بعد موج ضربه‌ای $P_{0o} = P_{0b}$ می‌باشد.

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

$$\frac{P_{vc}}{P_o} = \frac{P_d}{P_{01}}\frac{P_{01}}{P_o} \qquad (3)$$

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

$$\frac{A_o}{A_{st}} = \frac{A_o/A_o^*}{A_{st}/A_b^*} \qquad (4)$$

که در آن با فرض آیزنتروپیک بودن جریان بعد موج ضربه‌ای $A_o^*=A_b^*$ می‌باشد.

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_o) و ضریب تصحیح (λ) شروع می‌شود. پارامترهای هندسی اصلی دیفیوزر (A_d/A_{st}, A_o/A_{st}) و فشار استارت دیفیوزر ($P_{0,start}$) و فشار محفظه خلاء (P_{vc}) با استفاده از روش موج ضربه‌ای قائم به دست می‌آیند. 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 می‌شود.

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

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 حالت‌های بهینه معرفی شده در مراجع انتخاب می‌شوند. بعد از مشخص شدن هندسه کامل دیفیوزر، شبیه‌سازی عددی جریان با فشار احتراق مساوی با فشار استارت کمینه مطلوب (P_0^{min}) انجام می‌شود. در صورت تایید، طراحی خاتمه یافته و در غیر این‌صورت ضریب تصحیح تغییر یافته و حلقه جستجو ادامه می‌یابد. در این الگوریتم شرط تایید طراحی در شبیه‌سازی 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 می‌بایست افزایش داده شود.

آزمایشات تجربی نشان می‌دهند 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 [10,9]. در این تحقیق ضریب تصحیح جزو پارامترهای مجهول در طراحی بوده و جهت تایید طرح از ابزار شبیه‌سازی 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 می‌شود. افزایش ضریب تصحیح به معنی کاهش فشار استارت دیفیوزر در حل تئوری است. این امر با کوچک‌تر کردن پارامتر A_d/A^* و یا کاهش دادن M_O امکان‌پذیر است. کاهش دادن زیاد A_d/A^* علی‌رغم این‌که با قید بزرگ‌تر بودن آن از A_e/A^* روبه‌رو است، باعث کوچک‌تر شدن گپ حلقوی مابین سطح خروجی نازل و ورودی دیفیوزر می‌شود. این امر میزان انبساط جت سیال در خروجی نازل را کاهش می‌دهد. به عبارت دیگر فشار خلاء در محفظه تست افزایش می‌یابد. این امر در زمان تخلیه شدن محفظه تست نیز تاثیر می‌گذارد. به عبارت دیگر زمان استارت دیفیوزر در لحظه روشن شدن موتور را افزایش می‌دهد که ممکن است برای تست‌های موتور با زمان احتراق کوتاه‌تر مناسب نباشد [9]. از طرفی در یک تست ممکن است به فشار خلاء به مراتب پایین‌تری نیاز باشد که در آن صورت جت سیال خروجی نازل می‌بایست انبساط بیشتری داشته باشد و این امر با بیشتر کردن مقدار پارامتر A_d/A^* امکان‌پذیر است.

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

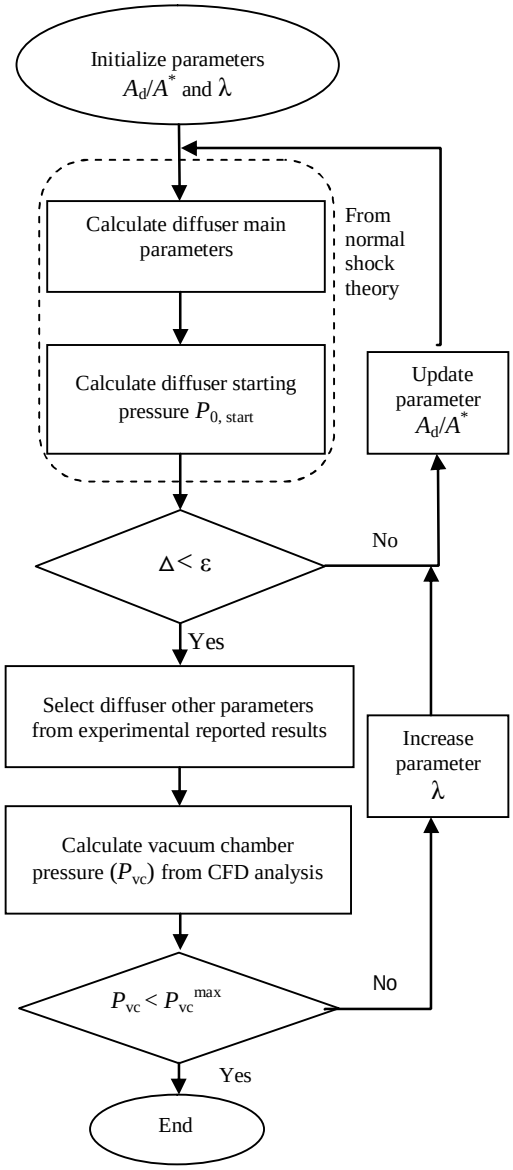

Fig. 3 Present design flowchart of second throat exhaust diffuser

شکل 3 فلوچارت طراحی دیفیوزر گلوگاه ثانویه در تحقیق حاضر

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

خروجی تا عدد ماخ 0.1 در انتهای دیفیوزر مطلوب بوده و باعث کاهش فشار استارت دیفیوزر می‌شود 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 می‌دهد، 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 ساده‌سازی الگوریتم فوق الذکر قابل استخراج می‌باشد.

3- روش تحلیل عددی جریان

در این بخش از مقاله به نحوه تعامل با برخی از مهمترین پارامترهای حل عددی برای تحلیل دیفیوزر مافوق‌صوت پرداخته می‌شود

3-1- نوع حلگر

در دیفیوزر مافوق‌صوت عدد ماخ جریان غالبا از 0 تا 5 برای گاز گرم و از 0 تا 8 برای گاز سرد تغییر می‌کند. بنابراین جریان به شدت تراکم‌پذیر بوده و روش‌های حل چگالی- مبنا برای این‌گونه مسائل دقت بیشتری دارند. در تحلیل عددی دیفیوزر مافوق‌صوت عمدتا از روش حل چگالی- مبنا 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 تراکم‌ناپذیر بوده و در نتیجه تحلیل جریان با روش چگالی- مبنا تغییرات فشار در این نواحی را به تدریج و با نرخ خیلی پایین اعمال می‌کند. این امر باعث کاهش شدید نرخ همگرایی مخصوصا برای پارامتر فشار استاتیک محفظه خلاء می‌شود. بررسی-های صورت گرفته با روش چگالی مبنا نشان می‌دهد که تحلیل عددی این مسئله برای حصول به همگرایی خیلی زمانبر می‌باشد. 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 این‌که در فرآیند طراحی دیفیوزر ممکن است به کررات 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 به‌کارگیری روش فشار- مبنای پایا برای تحلیل این مسئله منجر به واگرایی سریع در شروع تحلیل می‌شود. با تغییر دادن مقادیر پارامترهای کنترلی (کاهش زیر-تخفیف‌ها[1]) جواب مناسبی برای مسئله مورد نظر پیدا نشده است. یک روش ممکن برای حل سریع این مسئله، حل ناپایای فشار-مبنا با گام زمانی کوچک (10^{-5}) تا رسیدن به جواب‌های پایا می‌باشد. مقایسه نتایج با مراجع نشان دادند که حل فشار- مبنای ناپایا هر چند همگرایی خیلی سریع داشته، ولی فیزیک میدان جریان را در برخی موارد به دقت ارزیابی نمی‌کند. به عنوان مثال برای یک مسئله که حداکثر عدد ماخ میدان جریان 8 می‌باشد، در تحلیل با این روش عدد ماخ بالای 10 نیز در ناحیه میانی ورودی دیفیوزر مشاهده شده است. بررسی‌های بیشتر نشان دادند که استفاده از ترکیب روش‌های فشار-مبنای ناپایا و چگالی-مبنای پایا منجر به نتایج دقیق‌تری می‌شود. در حل ترکیبی، ابتدا از روش فشار-مبنای ناپایا برای تحلیل عددی استفاده می‌شود و بعد از همگرایی سریع مسئله، از روش چگالی-مبنای پایا برای ادامه تحلیل عددی جریان استفاده می‌شود. بررسی‌های حاضر نشان دادند که روش حل ترکیبی مذکور منجر به تحلیل فیزیکی صحیح مسئله شده و سرعت همگرایی تحلیل عددی را به طور قابل توجهی (بیش از 10 برابر) افزایش می‌دهد. 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 این‌که در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه‌ای 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 می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در برخی از مراجع به منظور کاهش دادن بار محاسباتی از مدل توربولانسی اسپالارت-الماراس[2] و یا k-ε استفاده شده است [12,6,5]. این روش‌ها خطای زیادی در تخمین نواحی جدایش جریان دارند. بنابراین در این مراجع راه‌کارهایی برای تصحیح مدلسازی توربولانسی در نزدیکی دیواره به‌کار گرفته شده است. در برخی دیگر از مراجع مدل توربولانسی kω-SST برای این مسئله مناسب تشخیص داده شده است [13]. این روش نسبت به دو روش فوق الذکر سرعت همگرایی پایین‌تری دارد. در این تحقیق با توجه به راه‌کار حل ترکیبی مورد استفاده سرعت همگرایی حل عددی بسیار مطلوب بوده و بنابراین از مدل توربولانسی kω-SST که برای نواحی جریان 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 نزدیک‌تر باشد، همگرایی تحلیل عددی زودتر اتفاق می‌افتد. 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 به‌عنوان شرایط اولیه استفاده شده است.

در این تحقیق، شرط مرزی ورودی فشار[3] در سطح ورودی نازل، شرط مرزی خروجی فشار[4] در سطح خروجی دیفیوزر، شرط مرزی عدم لغزش جریان و آدیاباتیک[5] 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 هیسترزیس پرداخته شده است.

4-1- اعتبارسنجی روش تحلیل عددی

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

[1] Under-relaxation parameters

[2] Spalart–Allmaras
[3] Pressure inlet
[4] Pressure outlet
[5] No slip flow and zero heat flux

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

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]

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
A_e/A^*	25	$(L/D)_{st}$	8
A_d/A^*	60	$(L/D)_d$	1
A_d/A_{st}	1.58	θ_{in}	6°
A_0/A_{st}	3.71	θ_{out}	6°

کلوین می‌باشد. 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 بی‌سازمان 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 نرم‌افزار فلوئنت[1] پیاده‌سازی شده است. در شبیه‌سازی 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 حاضربا 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 می‌دهد 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 نزدیک‌تر است. دلیل این امر به دقت بالای این مدل توربولانسی در تخمین محل جدایش لایه مرزی بر روی دیواره بر می‌گردد. بنابراین روش تحلیل عددی مورد استفاده با مدل توربولانسی kω-SST از اعتبار کافی برای تحلیل‌های عددی مشابه دیفیوزر برخوردار است.

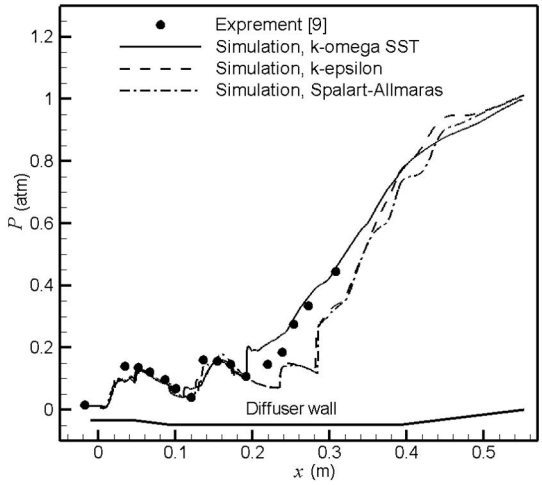

Fig. 4 Comparison of static pressure along the diffuser at the present numerical work with that of experimental work of Ref. [9] at P_0=36.9 atm, with three different turbulence modeling.

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

[1] Fluent

جهت بررسی مناسب بودن شبکه با تعداد 50000 گره محاسباتی، شبیه‌سازی 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 محل‌هایی که داده‌های تجربی موجود است، تغییرات چندانی نداشته است. این امر استقلال از شبکه تحلیل عددی با شبکه محاسباتی شامل 50000 گره محاسباتی را اثبات می‌کند.

2-4- 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 موردنظر 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 bar تا 50 تغییر می‌کند. برای طراحی مفهومی دیفیوزر مقدار کمینه فشار استارت دیفیوزر (P_0^{min}) می‌بایست 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 می‌آید. بنابراین حداکثر فشار محفظه خلاء (P_{vc}^{max}) در طراحی دیفیوزر می‌بایست برابر این مقدار باشد (یعنی P_{vc}^{max}=0.05 bar).

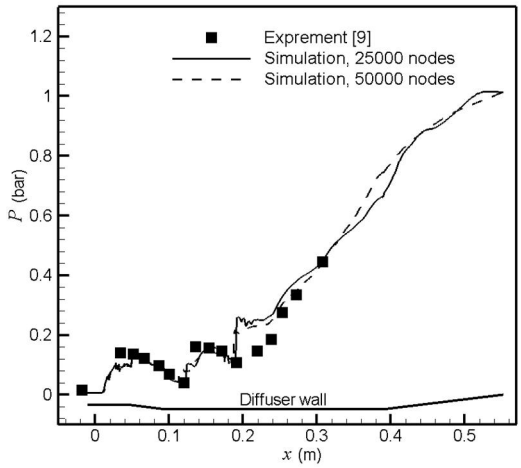

Fig. 5 Comparison of static pressure along the diffuser at the present simulation with that of experimental work of Ref. [9] at P_0=36.9 atm, with two different mesh sizes.

شکل 5 مقایسه فشار استاتیک در طول لوله دیفیوزر در شبیه‌سازی 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

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

در جدول 3 خلاصه‌ای از بررسی انجام گرفته برای طراحی دیفیوزر لوله مستقیم نشان داده شده است. با توجه به اینکه قطر دیفیوزر می‌بایست بزرگتر از قطر خروجی نازل باشد، مطابق الزامات تعیین شده، پارامتر A_d/A^* می‌بایست بزرگتر از 53 باشد. از طرفی فشار استارت قابل قبول برای تست موتورمورد نظر کمتر از 30 bar می‌باشد. این در حالی است که با فرض A_d/A^* برابر 55 (البته این عدد کوچک است و در این صورت گپ حلقوی 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 می‌یابد. مطالعه تاریخچه تحقیق نیز نشان می‌دهد که دیفیوزر لوله مستقیم برای تست زمینی موتورهایی با فشار احتراق بالا (بالاتر از 42 bar) مورد استفاده قرار گرفته است [3-5]. بنابراین با دیفیوزر لوله مستقیم طرح امکان‌پذیری برای تست زمینی موتور مورد نظر به دست نمی‌آید.

با استفاده از الگوریتم طراحی قید شده در بخش 2 طرح‌های مختلفی از دیفیوزر گلوگاه ثانویه برای موتور مورد نظر قابل ارائه است. در بخش حاضر یک نمونه دیفیوزر گلوگاه ثانویه که با الزامات موتور مورد نظر (جدول 2) طراحی شده است، ارائه می‌شود. در شکل 6 خروجی الگوریتم طراحی دیفیوزر گلوگاه 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 می‌باشند. به عبارت دیگر، برای هر مقدار مشخص λ مقدار متناظر A_d/A^* از روش موج ضربه‌ای قائم طوری به دست آمده است که دیفیوزر کاندید $\lambda x P_{0,start}$=30 bar داشته باشد. همچنین، منحنی‌های خط‌چین و خط-نقطه‌چین فشار محفظه خلاء (یا محفظه تست) دیفیوزرهای کاندید را به ترتیب در ارزیابی با روش موج ضربه‌ای قائم و تحلیل عددی با CFD نمایش می‌دهند. مطابق شکل مزبور، در ارزیابی با روش موج ضربه‌ای 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 می‌شود که از λ =1 تا λ =1.4، فشار در محفظه خلاء بالای 0.3 bar است. به عبارت دیگر تا λ =1.4 دیفیوزرهای کاندید در حالت غیراستارت قرار دارند و بنابراین این طرح‌ها با ارزیابی CFD مورد تایید نمی‌باشند. مطابق شکل با ارزیابی‌های تحلیل عددی از λ =1.43 (متناظر با A_d/A^*=70) به بعد دیفیوزرهای کاندید دارای فشار محفظه تست پایینی هستند. بنابراین از λ =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 به‌دست 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، 30 و 50 در "شکل 7" نمایش داده شده است. در فشار احتراق‌های 20 bar و 28.75

جدول 3 نتایج بررسی طراحی مفهومی دیفیوزر لوله مستقیم

Table 3 Design table for straight cylindrical diffuser

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

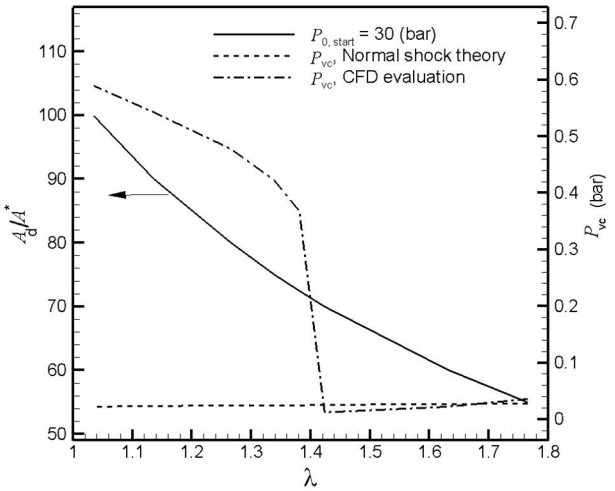

Fig. 6 Design diagrams of diffuser for altitude test of proposed motor: the outputs of present algorithm.

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

جدول 4 مقادیر پارامترهای هندسی دیفیوزرگلوگاه ثانویه طراحی شده

Table 4 Geometrical parameters of designed diffuser

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
A_e/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_o/A_{st}	3.32	θ_{out}	6°

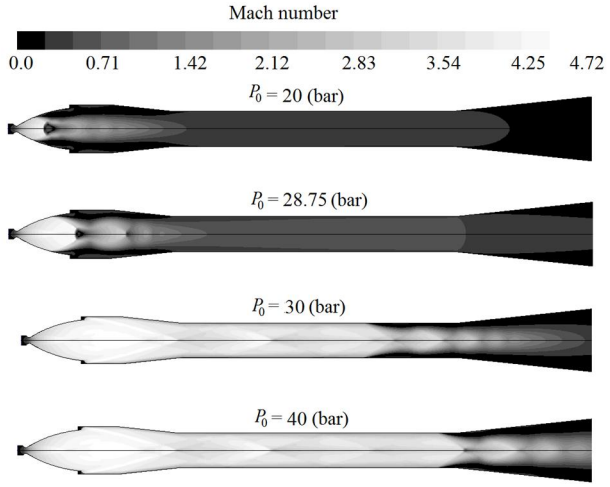

Fig. 7 Contours of Mach number along the diffuser at various combustion pressures

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

جریان در طول نازل شتاب گرفته در گلوگاه به عدد ماخ 1 رسیده و با افزایش سطح نازل انبساط تدریجی پیدا می‌کند. نهایتا موج ضربه‌ای جریان در داخل نازل تشکیل می‌شود. با افزایش فشار احتراق، موج ضربه‌ای جریان به سمت دهانه خروجی نازل حرکت می‌کند. در این فشارهای احتراق دیفیوزر استارت نمی‌شود. در فشارهای احتراق 30 bar به بعد موج ضربه‌ای جریان در داخل نازل شکل نمی‌گیرد و در ورودی دیفیوزر جریان مافوق‌صوت 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 می‌کند.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

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 ضربه-ای 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 bar 30 مادون‌صوت است، ولی برای فشار احتراق bar 50 در بخش میانی سطح خروجی دیفیوزر مافوق‌صوت است. در شکل 8 تغییرات عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر با فشارهای احتراق bar 28.75 و 30 نمایش داده است. مطابق "شکل 8" در فشار احتراق bar 28.75 در ورودی دیفیوزر موج-های ضربه‌ای قوی‌تری تشکیل می‌شود و به تبع آن ورودی دیفیوزر با جریان مافوق‌صوت پر نمی‌شود. این امر دلیل عدم استارت دیفیوزر می‌باشد. در این حالت جریان از ابتدای گلوگاه ثانویه مادون‌صوت شده است، به طوری که عدد ماخ جریان در طول گلوگاه ثانویه تقریبا ثابت مانده و در طول شیپوره انتهایی دیفیوزر به‌طور تدریجی کاهش یافته است. در صورتی که در فشار احتراق bar 30، 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 مخصوصا 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. همان‌طوری‌که در "شکل 7" قابل رویت است، در فشار کل bar 30 عدد ماخ جریان در نواحی نزدیک به دیواره از قسمت میانی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر مادون‌صوت است که دلیل آن وقوع پدیده جدایش جریان در این نواحی است. در حالی که در فشار احتراق bar 28.75 به دلیل مادون‌صوت بودن جریان از ورودی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر منحنی تغییرات عدد ماخ کاملا هموار بوده و جریان سیال فاقد جدایش لایه مرزیمی‌باشد. 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 [12,6].

در "شکل 9" کانتور فشار استاتیک در بخش‌های مختلف دیفیوزر مافوق‌صوت 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

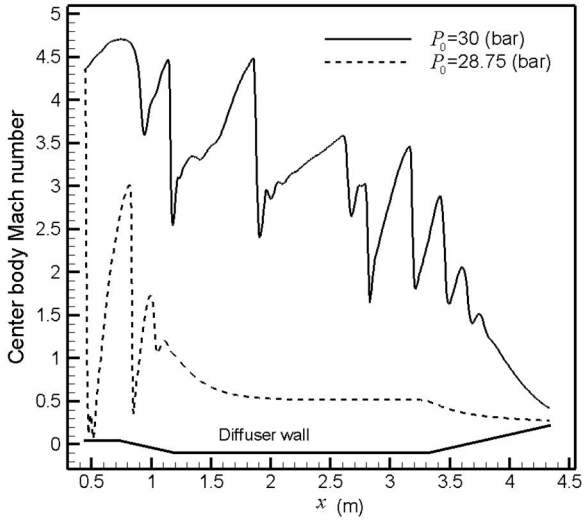

Fig. 8 Mach number variation in center line of diffuser

شکل 8 تغییرات عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر

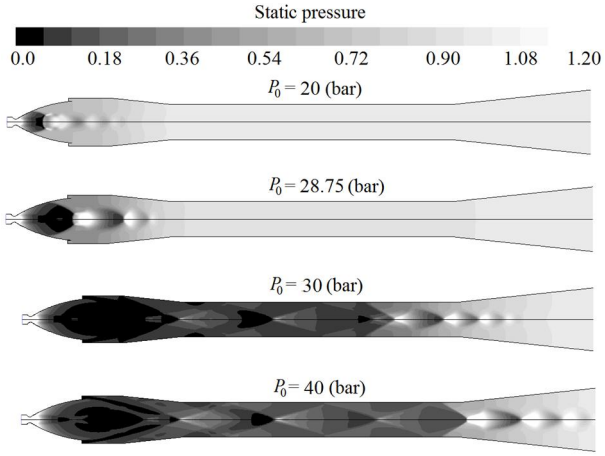

Fig. 9 Contours of static pressure along the diffuser at various combustion pressures

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

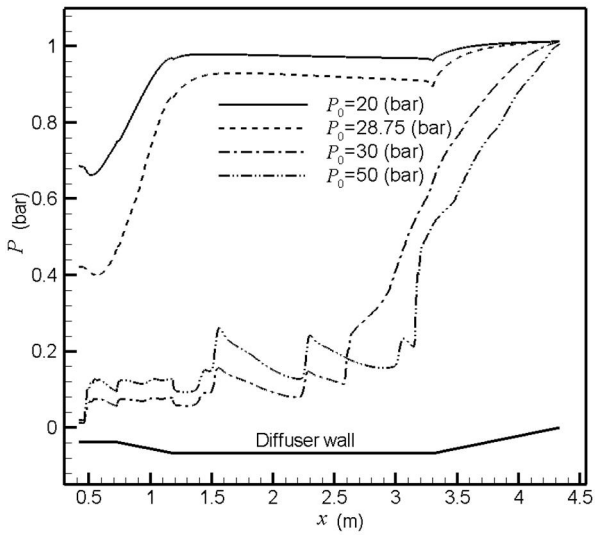

Fig. 10 Static pressure along the diffuser wall at different combustion pressures.

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

تراکم سیال در طول دیفیوزر است. غالبا در تست‌های تجربی این منحنی‌ها با نصب سنسورهای فشار در طول دیفیوزر به دست می‌آیند. مطابق شکل مزبور در فشار احتراق بالای 30 bar افزایش فشار در طول دیفیوزر روند تدریجی قابل قبولی داشته و با منحنی‌های متعارف ارائه شده در مراجع برای این نوع دیفیوزرها همخوانی دارد [9,6]. در فشارهای کمتر از 30 bar کاملا 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 کل‌های بالاتر از30 bar نوسانات شدیدی در نواحی ورودی دیفیوزر تا قسمت میانی گلوگاه ثانویه داشته است، در حالی‌که منحنی فشار استاتیک از قسمت انتهایی گلوگاه ثانویه تا انتهای دیفیوزر تقریبا هموار بوده و فاقد نوسان است. دلیل این امر تداخلات پی‌درپی موج‌های ضربه‌ای با لایه مرزی دیواره در ناحیه ورودی دیفیوزر تا ناحیه میانی گلوگاه ثانویه و همچنین مادون‌صوت بودن جریان در قسمت‌های انتهایی دیفیوزر خصوصا در ناحیه مجاور دیواره می‌باشد. همان‌طوری‌که قبلا نیز اشاره شده، به دلیل وقوع جدایش لایه مرزی در بخش‌های انتهایی دیفیوزر جریان سیال در نواحی مجاور دیواره مادون-صوت است. از مشاهده کانتور فشار استاتیک در "شکل 9" نیز کاملا مشخص است که هرچند تداخلات موج‌های ضربه‌ای تا انتهای دیفیوزر امتداد یافته اند، ولی این موج‌ها در نواحی مرکزی دیفیوزر محصور مانده‌اند و به نواحی مجاور بدنه دیفیوزر نفوذ نکرده‌اند.

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 تقریبا ثابت مانده است. در واقع بعد از شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر (مطابق "شکل 7")، شرایط بالا دست (محفظه خلاء) از شرایط پایین دست (فشار محیط) تاثیری نمی‌پذیرد و به اصطلاح گفته می‌شود که محفظه خلاء توسط موج‌های ضربه-ای مایل آببندی شده است. در فشار احتراق 30 bar، فشار داخل محفظه خلاء در حدود 0.015 bar است. در حالی‌که فشار سیال در خروجی نازل در حدود 0.05 bar می‌باشد. 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 به‌وجود آمدن ناحیه هیسترزیس در "شکل 11" شده است. در این شکل منحنی با خط توپر نتایج تحلیل‌هایی را نشان می‌دهد که با شرایط اولیه قید شده در بخش 3-3 اجرا گرفته شده‌اند. در حالی‌که منحنی خط‌چین مربوط به نتایج تحلیل‌های عددی هستند که با شرایط اولیه استارت شده دیفیوزر اجراء گرفته شده‌اند. این پدیده به این معنی است که دیفیوزر بعد از استارت در یک فشار احتراق معین، قادر است در فشار احتراق به مراتب پایین‌تری در حالت استارت بماند. این موضوع در فرآیند راه اندازی تونل‌های باد مافوق‌صوت کاربرد دارد، ولی تاکنون کاربردی برای این پدیده در تست زمینی موتورهای ارتفاع مشاهده نشده است. بدیهی است که دلیل بوجود آمدن ناحیه هسترزیس به ساختار متفاوت موج‌های ضربه‌ای جریان در دو رویکرد افزایشی و کاهشی فشار احتراق در مقاطع متغیر بر می‌گردد. به این صورت که در رویکرد افزایشی فشار احتراق، چون از ابتدا موج‌های ضربه-ای قوی‌تری در قسمت واگرای نازل و یا ورودی دیفیوزر وجود دارد، افت فشار کل بالاست و نیاز به فشار احتراق بیشتری است تا جریان مافوق‌صوت در ورودی دیفیوزر برقرار شود. حال آنکه در رویکرد کاهشی فشار احتراق، چون از ابتدا ورودی دیفیوزر مافوق صوت بوده و موج‌های ضربه‌ای جریان عمدتا 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 هیسترزیس 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 پرداخته‌اند [14].

"شکل 12" تغییرات عدد ماخ ورودی دیفیوزر (M_d) را برحسب فشار احتراق نمایش می‌دهد. مطابق شکل مزبور عدد ماخ جریان در ورودی دیفیوزر با افزایش فشار احتراق از 15 bar تا 28.75 در محدوده مادون‌صوت 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 می‌شود و شرایط خلاء را در محفظه خلاء آببندی می‌نماید.

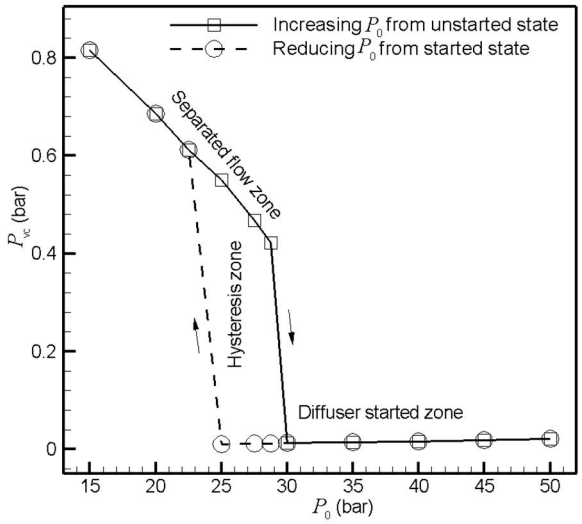

Fig. 11 Illustration of Vacuum chamber pressure versus combustion pressure and hysteresis zone

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

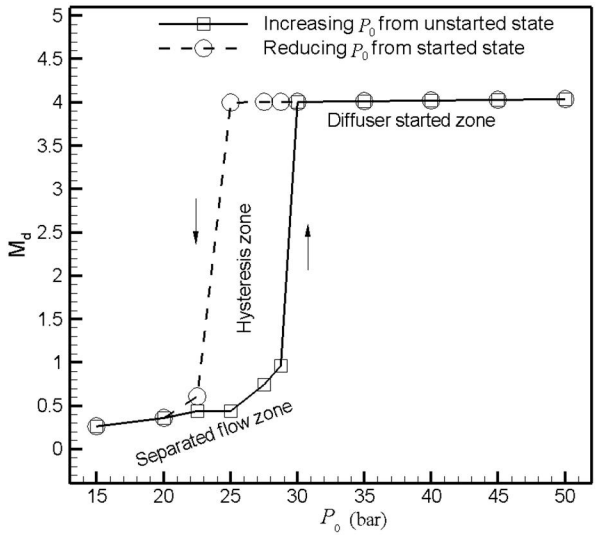

Fig. 12 Diffuser inlet Mach number (M_d) versus combustion pressure

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]

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

5- نتیجه‌گیری

در فعالیت حاضر یک الگوریتم جدید درطراحی 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 ضربه‌ای قائم به همراه ضریب تصحیح عددی استفاده شده است. ضریب تصحیح از شبیه‌سازی عددی جریان به دست می‌آید. روش تحلیل عددی حاضر، یک روش ترکیبی متشکل از حل فشار-مبنای ناپایا و چگالی-مبنای پایا است و از مدل توربولانسی kω-SST بهره می‌برد. 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، شبیه‌سازی عددی دیفیوزر طراحی شده برای موتور مورد نظر با فشارهای احتراق مختلف انجام شد. نتایج تحلیل عددی در قالب تشریح برخی از کمیت‌های 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 می‌باشد. همچنین در این تحقیق وقوع پدیده هیسترزیس 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 in thrust chamber during high altitude simulation, 47*th 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 ofzero-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 ofsupersonic-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, 46*th 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 anannular injection supersonic ejector, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 5, pp. 1039–1044, 2008.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-24]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.8.31.8]