



Numerical Investigation of Flow Oscillation in the Diffuser and Test Chamber of a High Altitude Test Simulator

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology &
Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:18-30
2025

DOI:
10.22034/jssta.2024.462108.1171

Article Info

Received: 1403-03-21
Accepted: 1403-11-27

Keywords

High altitude simulation,
Pressure oscillation,
Unsteady flow, Separation
flow, Shock train

How to Cite this article

N. Fouladi, F. Zahedifar, and
M. Farahani, "Numerical
Investigation of Flow
Oscillation in the Diffuser and
Test Chamber of a High
Altitude Test Simulator,"
*Journal of Space Science,
Technology and Applications*,
vol. 5, no. 1, pp. 18–30, 2025.

Nematollah Fouladi^{1*}, Fatemeh Zahedifar², Mohammad Farahani³

¹ *Space transportation research institute, Tehran, Iran

n.fouladi@isrc.ac.ir

² Department of Aerospace engineering, Sharif university of Technology, Tehran, Iran

fatemeh.zahedi@ae.sharif.edu

³ Department of Aerospace engineering, Sharif university of Technology, Tehran, Iran

mfarahani@sharif.edu

Abstract

The present research has been conducted to numerical simulation and phenomenology of the pressure fluctuations and instability of the diffuser with the area ratio of the diffuser inlet to the nozzle outlet of 1.91. The numerical simulation has been done with both steady and unsteady methods for the nozzle with an expansion ratio of 30. Validation of the numerical solution has been done with the help of the experimental test data of the high-altitude test simulator available in the Space transportation research institute. Investigations indicate that two types of start occur in the system, stable and unstable start. In the stable start process, which occurs in high motor pressure tests, the flow is supersonic over much of the length of the diffuser. On the contrary and in the unstable start, the flow detection and study shows that the flow is not supersonic in most of the length of the diffuser and the thickness of the boundary layer in the supersonic region is very thick. This causes the downstream disturbances of the diffuser to be transferred to the upstream. These disturbances are mainly caused by unstable structures of turbulence separation in the flow. The fluctuation of the separation zones in the diffuser causes the fluctuation of the internal shock train structure. The change in the structure of the shocks as well as the instabilities created in the shock train and their movement upstream creates a flow separation zone at the entrance of the vacuum chamber and mass suction occurs inside the chamber, which results in the diffuser leaving the starting condition. As the time increases and the pressure of the vacuum chamber increases, the momentum of the exiting flow from the nozzle dominates again and creates a quasi-starting state in the diffuser, and this repetition loop continues intermittently.



مقاله پژوهشی

بررسی عددی نوسان جریان مافوق صوت در دیفیوزر و محفظه تست شبیه‌ساز تست ارتفاع بالا

نعمت‌اله فولادی*^۱، فاطمه زاهدی فر^۲، محمد فراهانی^۳

۱- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران - n.fouladi@isrc.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف - fatemeh.zahedi@ae.sharif.edu

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف - mfarahani@sharif.edu

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای

فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۸-۳۰
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2024.462108.1171

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۲۷

واژه‌های کلیدی

شبیه‌ساز ارتفاع بالا، نوسان فشار،
ناپایداری جریان، جدایش جریان،
قطار شوک

نحوه استناد به مقاله

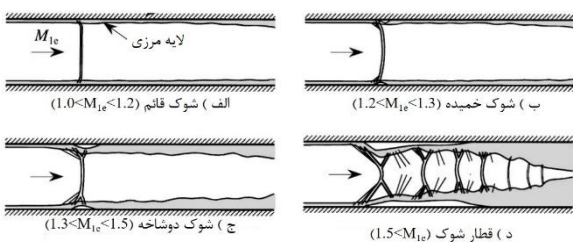
نعمت‌اله فولادی، فاطمه زاهدی فر و محمد فراهانی، "بررسی عددی نوسان جریان مافوق صوت در دیفیوزر و محفظه تست شبیه‌ساز تست ارتفاع بالا"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۱۸-۳۰، ۱۴۰۴.

چکیده

پژوهش حاضر به منظور شبیه‌سازی عددی و پدیده‌شناسی نوسانات جریان مافوق صوت در یک شبیه‌ساز ارتفاع بالای مجهز به دیفیوزر با نسبت سطح ورودی دیفیوزر به خروجی نازل برابر ۱٫۹۱ انجام شده است. شبیه‌سازی عددی در دو حالت پایا و ناپایا انجام شده است. اعتبارسنجی حل عددی به کمک داده‌های تست تجربی گاز سرد شبیه‌ساز ارتفاع بالای موجود در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی انجام شده است. بررسی‌ها حاکی از آن است که دو نوع استارت پایدار و ناپایدار در سامانه رخ می‌دهد. در استارت پایدار، که در فشارموتورهای بالا رخ می‌دهد، جریان در بخش زیادی از طول دیفیوزر مافوق صوت است. حال آنکه در استارت ناپایدار، جریان در اکثر طول دیفیوزر مافوق صوت نیست و ضخامت لایه مرزی در ناحیه مافوق صوت به طور قابل توجهی زیاد است. همین امر سبب انتقال اغتشاشات پایین دست دیفیوزر به بالادست می‌شود. اغتشاشات مزبور غالباً ناشی از ساختارهای ناپایدار جدایش جریان آشفته در پایین دست دیفیوزر است. اثر اغتشاشات انتقالی، نوسان نواحی جدایش رخ داده در دیفیوزر است که باعث نوسان ساختار قطار شوک در داخل دیفیوزر می‌شود. تغییر ساختار شوک‌ها و همچنین ناپایداری‌های ایجاد شده در قطار شوک‌ها و حرکت آن‌ها به سمت بالادست جریان، باعث ایجاد ناحیه جدایش جریان در ورودی محفظه خلأ می‌شود و مکش جرمی به داخل محفظه رخ می‌دهد که نتیجه آن خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری راه‌اندازی است. با گذر زمان و افزایش فشار محفظه خلأ، مومنتوم جریان خروجی از نازل دوباره غالب شده و حالت شبه استارت را در دیفیوزر ایجاد می‌کند و این حلقه تکرار به طور متناوب ادامه پیدا می‌کند.

استفاده برای این منظور، می‌توان به روش شوک‌ها اشاره کرد. در سال ۱۹۵۸ کروکو این ایده را مطرح کرد که در اکثر جریان‌های داخلی، استفاده از یک شوک نرمال روش مناسبی برای مادون صوت کردن جریان نیست. مکانیزم پیشنهادی او استفاده از زنجیره‌ای از شوک‌ها برای کاهش تدریجی سرعت جریان و افزایش فشار استاتیک آن بود. او این فرآیند تدریجی را سودوشاک^۲ نام نهاد [۱۰]. سودوشاک سیستمی متشکل از چندین شوک یا قطار شوک است که سرعت جریان مافوق صوت را در یک داکت کاهش می‌دهد و همراه با بازیابی فشار است. ماتسو و همکاران به بررسی عمیق پدیده سودوشاک پرداختند [۱۱]. آن‌ها شکل گیری قطار شوک را در یک داکت در عدد ماخ شده‌است. در محدوده ماخ کمتر از ۱٫۲، ساختار شوک تشکیل شده، شوک قائم خواهد بود. با افزایش عدد ماخ تا نزدیکی ۱٫۳، شوک از حالت قائم خارج شده و انحنای پیدا می‌کند. افزایش بیشتر عدد ماخ تا ۱٫۵، باعث تشکیل ساختار شوک دوشاخه^۸ می‌شود. عبور عدد ماخ از ۱٫۵، باعث تشکیل قطار شوک می‌شود که ترکیبی از امواج تراکمی و انبساطی بوده و در طول محدودی داخل داکت امتداد می‌یابد.

نتایج تست‌های مختلف تجربی و تحقیقات نشان داده‌است که عملکرد این قبیل دیفیوزرها می‌تواند تحت تاثیر شرایط مرزی دچار ناپایداری‌هایی موسوم به transient pseudo-shock گردد [۱۲]. ناپایداری می‌تواند به علل مختلف ایجاد گردد که یکی از آن‌ها تشکیل حباب‌های جدایش است که می‌تواند ساختار سودوشاک را به سمت بالادست حرکت دهد. هر قدر گرادین فشار معکوس در ناحیه‌ای بزرگتر باشد، حرکت شوک‌ها به بالادست نیز سریع‌تر رخ می‌دهد.



شکل (۲) شماتیکی از شوک نرمال و تداخل شوک با لایه مرزی توربولانت در یک داکت [۱۱]

فرایند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه با نازل TOP دلیل نوسانات فشار را تغییر ساختار شوک از FSS^۵ به RSS^۶ دانستند [۶]. میتال و همکاران دلیل نوسانات فشار محفظه خلأ را تشکیل حباب جدایش در حین راه‌اندازی دیفیوزر عنوان کردند [۹].

اکثر تحقیقات انجام شده در زمینه شبیه‌ساز ارتفاع بالا به بررسی پارامترهای هندسی و عملکردی دیفیوزر در حالت پایا پرداخته‌اند، در حالی که در موتوره‌های مراحل فوقانی (upper stage) فضایی که مورد بررسی در این پژوهش هستند- زمان روشن بودن موتور کوتاه می‌باشد و همین باعث اهمیت پدیده‌های گذرا می‌شود. در این تحقیق برای اولین بار پدیده نوسان فشار محفظه خلأ به صورت عددی مورد بررسی قرار می‌گیرد. هدف از طراحی و استفاده از شبیه‌ساز ارتفاع بالا، فراهم‌سازی شرایط عملکردی واقعی می‌باشد و وجود پدیده نوسان فشار می‌تواند منجر به مشکلاتی از قبیل خطا در اندازه‌گیری داده‌های تست، آلودگی صوتی شبیه‌ساز ارتفاع بالا، تخریب نازل کامپوزیتی و غیره شود. لذا انگیزه این پژوهش پدیده‌شناسی و درک فیزیک حاکم از طریق حل عددی جریان می‌باشد. انتظار می‌رود در این پژوهش به سوالاتی که در ادامه مطرح شده‌اند پاسخ داده‌شود. علت ایجاد نوسانات فشاری در برخی فشارموتورها چیست؟ فیزیک جریان در هنگام راه‌اندازی پایدار و ناپایدار دیفیوزر چگونه است؟ فرآیند تخلیه محفظه و تامین شرایط استارت پایدار چگونه است؟ چرا نوسان فشار در فشارموتورهای بالا رخ نمی‌دهد؟

در ادامه، در بخش ۲ به تشریح تئوری و معادلات حاکم بر جریان پرداخته شده‌است. فصل ۳ به تشریح روش شبیه‌سازی عددی اختصاص یافته است. در این فصل هندسه، مشخصات شبکه تولیدی و تنظیمات حل عددی تشریح شده‌است. در فصل ۴ به تحلیل نتایج حاصل از شبیه‌سازی پایا و فصل ۵ به تحلیل نتایج شبیه‌سازی ناپایا پرداخته شده‌است. فصل آخر نیز مربوط به نتیجه‌گیری و مراجع می‌باشد.

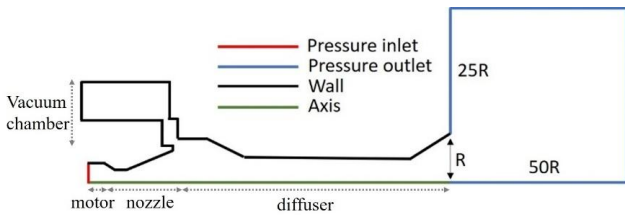
۲- تئوری مسئله

هدف از استفاده از دیفیوزرهای مافوق صوت، کاهش سرعت جریان و افزایش فشار استاتیکی آن است. از روش‌های پایه مورد

pseudo-shock^v
Bifurcated^h

Free shock separation^o
Restricted shock separation^h

صحيح شرط مرزی ناپایا در خروجی دیفیوزر و کمک به همگرایی حل ناپایا می‌باشد و در حل پایا به آن نیازی نیست.



شکل (3) دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در حل ناپایا

شرایط مرزی اعمال شده نیز در شکل (3) نشان داده شده‌است. ورودی و خروجی از نوع شرط مرزی فشاری می‌باشند. شبیه‌سازی عددی به صورت تدریجی از فشار ورودی ۱۰ تا ۲۱٫۵ بار انجام شده‌است به طوری که نتایج حل قبلی به عنوان شرط اولیه حل بعدی در نظر گرفته شده‌است. دمای سکون سیال ۳۰۰ کلوین است. از فرض گاز ایدال با جرم مولوکلی ۲۹ و ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت برابر با ۱۰۰۰/۴۱ ژول بر کیلوگرم کلوین استفاده شده است. به منظور محاسبه لزجت سیال از روش ساترلند بهره گرفته شده است. همچنین فشار و دمای محیط در این شبیه سازی ها به ترتیب ۰/۸۹ بار و ۳۰۰ کلوین لحاظ شده است.

جدول (۱) مشخصات هندسی نازل و دیفیوزر

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
42	$\theta_{conv,n}$	1.4142	$A_{i,n}/A_n^*$
15	$\theta_{div,n}$	2.3403	$A_{e,n}/A_n^*$
6	$\theta_{conv,d}$	1.1473	$A_{i,d}/A_d^*$
6	$\theta_{div,d}$	1.3643	$A_{e,d}/A_d^*$

در این پژوهش از شبکه محاسباتی مثلثی بی سازمان استفاده شده‌است. از مش لایه مرزی نیز برای شبیه‌سازی دقیق‌تر جدایش بهره گرفته شده‌است. فاصله اولین گره محاسباتی از دیواره، ۰٫۰۱ میلی‌متر تنظیم شده‌است تا y^+ در محدوده مجاز مدل آشفتگی (پایین‌تر از عدد ۵) قرار گیرد. با توجه به تقارن حاکم بر مسئله، از شبکه دوبعدی و حل تقارن محوری استفاده شده‌است. در جدول (۲) مشخصات کلی شبکه پایا و ناپایا به اختصار آمده است. همچنین در شکل ۴ شبکه مورد نظر نمایش داده شده‌است.

جدول (۲) مشخصات شبکه عددی

مقدار	مشخصه
120864	تعداد سلول‌های شبکه ناپایا
94655	تعداد سلول‌های شبکه پایا
مثلثی بی سازمان	نوع مش

واگنر و همکاران در مرجع [۱۳] به بررسی علل خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری در موتورهای اسکرمجت پرداختند. آن‌ها دلیل ناپایداری قطار شوک‌ها و خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری را انسداد جریان به علت رشد حباب‌های جدایش دانستند. سوچی‌یاما و همکارانش نیز به طور مشابه حرکات ناپایای ناحیه جدایش را عامل نوسان قطار شوک دانستند [۱۴]. یامانه و همکاران نوسانات قطار شوک را مرتبط با نوسانات فشاری پایین‌دست دور (نواحی جریان مادون‌صوت پایین‌دست) دانستند [۱۵]، [۱۶]. شانگ و همکاران به بررسی نوسانات قطار شوک مایل پرداختند. آن‌ها دو نوع نوسان را در سامانه ثبت کردند که نوسان اجباری و خودتحریک شونده بودند. نوسان خودتحریک شونده مقیاس کوچک، حول یک موقعیت مشخص در یک میانگین زمانی نوسان می‌کند و دامنه حرکتی کم و فرکانس بالایی دارد و تنها ناحیه تداخل و اطراف آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد [۱۷]. چنگ و همکاران برای بررسی واکنش قطار شوک مایل به نوسانات پایین‌دست، با استفاده از یک شفت بیضوی نوساناتی با فرکانس پایین در پایین‌دست تونل باد ایجاد کردند. در آزمایش آن‌ها مشخص شد که قطار شوک‌های مایل به این نوسانات واکنش داده و در راستای خط جریان نوسان می‌کنند. آن‌ها ادعا کردند که انتقال اطلاعات پایین‌دست به بالادست از طریق نواحی جدایش جریان و لایه برشی مادون‌صوت انجام می‌گیرد [۱۸].

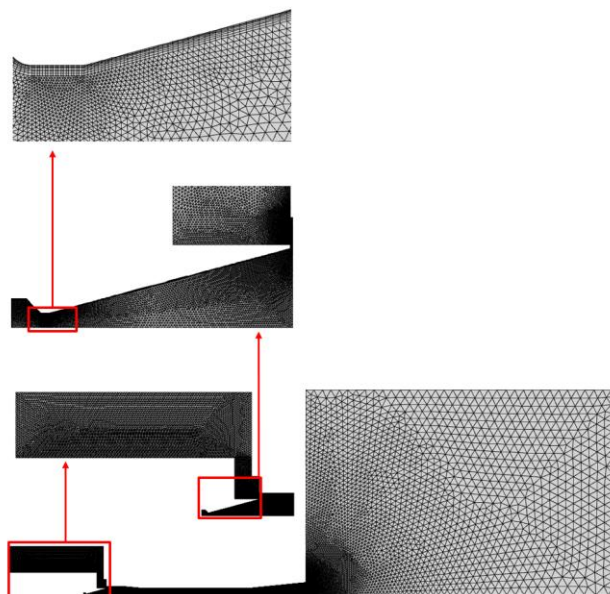
۳- تحلیل عددی جریان

در این بخش به بیان جزئیات روش حل عددی پرداخته شده است.

۳-۱- مدل هندسی، شرایط مرزی و شبکه محاسباتی

شماتیکی از هندسه مورد بررسی برای حل ناپایا در شکل (3) آمده است. در این تصویر اجزا به ترتیب از چپ عبارتند از محفظه موتور، نازل مخروطی همگرا-واگرا، محفظه خلأ، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ناحیه دور دست بیرونی. در این بررسی نسبت انبساط نازل ۳۰ می‌باشد. ابعاد هندسی بی بعد دیفیوزر در جدول (۱) آمده است. با مشخص بودن قطر گلوگاه نازل (۸ میلی‌متر)، ابعاد هندسی دیفیوزر از روی جدول ۱ قابل استخراج است. در حل پایا از آنجایی که حجم محفظه خلا تاثیر بر نتایج شبیه‌سازی ندارد، برای کاهش هزینه محاسباتی از مدل‌سازی آن با ابعاد کامل صرف نظر شده‌است. همچنین در حل پایا دامنه محاسباتی دور دست قابل صرف نظر است، چرا که هدف از این دامنه اعمال

تنظیمات	پارامتر روش عددی
۲ بعدی تقارن محوری	ابعادی
گاز ایده‌آل	معادله حالت
چگالی مینا	حلگر
پایا / ناپایا	زمان
GEKO	مدل آشفتگی
ساترلند	لزجت
ضمنی	فرمول بندی
Roe-FDS	تخمین شار
	گسسته‌سازی مکانی
حداقل مربعات بر مبنای سلول	گردانی
مرتب‌بندی دوم upwind	جریان
مرتب‌بندی اول upwind	انرژی جنبشی آشفتگی
مرتب‌بندی اول upwind	نرخ اضمحلال انرژی
۰.۵	عدد کورانت



شکل (۴) شبکه محاسباتی

۳-۳- بررسی استقلال حل از مش و مدل آشفتگی

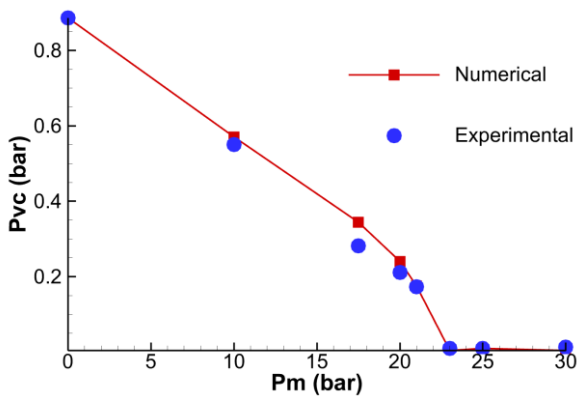
در این تحقیق استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی در فشارموتور ۳۰ بار و با دو مدل توربولانسی Generalized K- ω (GEKO) و K- ω -SST بررسی شده است. در پژوهش‌های قبلی در زمینه مشابه با تحقیق حاضر نشان داده شده است که مدل GEKO برای تحلیل جریان سرعت بالای همراه با تداخل موج ضربه ای و لایه مرزی جدا شده مناسب‌تر از K- ω -SST می‌باشد [۶]، [۱۹]، [۲۰]. بدین منظور ۴ شبکه با تعداد سلول ۲۵ هزار، ۵۲ هزار، ۹۴ هزار و ۲۰۴ هزار سلول تولید شده و مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است. نمودار فشار دیواره دیواره دیفیوزر در فشارموتور ۳۰ بار برای شبکه‌های مختلف در شکل (۵) و شکل (۶) نشان داده شده است. از مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی در فشار ۳۰ بار برای هندسه و شبکه یکسان (شکل ۵ و ۶) آشکار می‌شود که علی‌رغم اینکه تا قبل از جدایش جریان گسترده در دیفیوزر هر دو مدل توربولانسی عملکرد قابل قبولی دارند، ولی در مدل K- ω -SST بعد از جدایش جریان حتی با افزایش سلول‌های شبکه محاسباتی استقلال حل از شبکه اتفاق نمی‌افتد. حال آنکه با مدل GEKO با افزایش تعداد سلول‌های شبکه استقلال حل از شبکه بوجود آمده است. دلیل این امر بکارگیری یکسری معادلات بقایایی اضافی برای مؤلفه‌های اغتشاشی جریان است که مانع از رشد بی‌رویه انرژی جنبشی توربولانسی در نواحی تداخل شدید شوک و لایه مرزی در روش GEKO می‌شود [20]. بنابراین مدل GEKO برای مسئله حاضر از دقت بیشتری برخوردار است. مطابق شکل ۶، به دلیل اختلاف ناچیز جواب در مش ۹۴ هزار و ۲۰۴ هزار سلولی و با توجه به

۳-۲- روش حل عددی

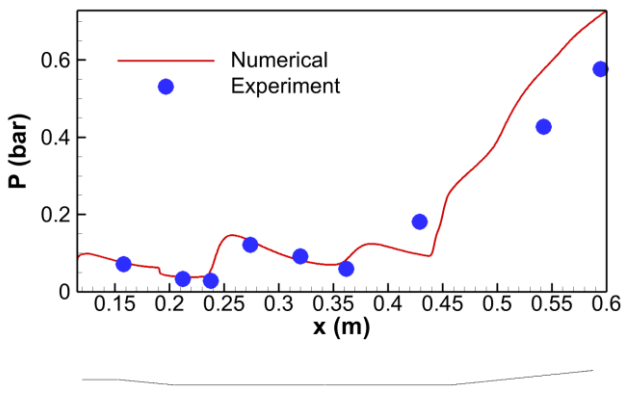
در شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در پژوهش حاضر از نرم‌افزار فلونت^۹ نسخه ۲۰۲۲ استفاده شده است. با توجه به رژیم تراکم‌پذیر جریان، از حلگر چگالی مینا^{۱۰} استفاده می‌شود. به دلیل تقارن موجود در هندسه و جریان، شبیه‌سازی به صورت تقارن محوری^{۱۱} انجام شده است. گسسته‌سازی مکانی در این شبیه‌سازی ابتدا به صورت مرتبه اول بالادست انتخاب شده و پس از حصول همگرایی برای افزایش دقت حل به مرتبه دوم بالادست تغییر داده شده و حل عددی تا رسیدن به همگرایی ادامه پیدا می‌کند. در شبیه‌سازی‌های ناپایا گام زمانی از 5E-7 تا 1E-5 افزایش یافته است. دلیل استفاده از گام زمانی کوچک در ابتدای حل، رسیدن به شرایط همگرایی مناسب برای باقیمانده‌ها است. بعد از پیشروی حل و رسیدن باقی مانده‌ها به شرایط مناسب، گام زمانی با هدف کاهش زمان مورد نیاز برای کل شبیه‌سازی، افزایش یافته است. دمای جریان، برای هماهنگی با تست تجربی گاز سرد، ۳۰۰ کلوین تنظیم شده و از معادله حالت گاز ایده‌آل استفاده شده است. جزئیات بیشتر در خصوص تنظیمات حل عددی در جدول (۳) ارائه شده است.

جدول (۳) تنظیمات حل عددی

Fluent^۹
Density base^{۱۰}
Axisymmetric^{۱۱}



شکل (۷) مقایسه نتیجه حل عددی و تجربی [۲۱]

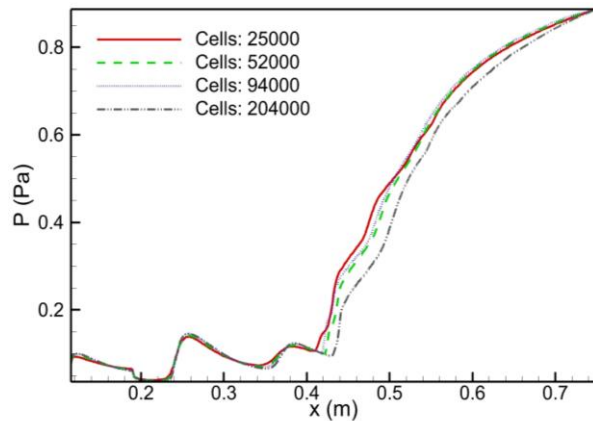


شکل (۸) نمودار فشار استاتیک در طول دیفیوزر بدست آمده از نتایج شبیه‌سازی عددی و تست تجربی [۲۱] در فشار متور ۳۰ بار

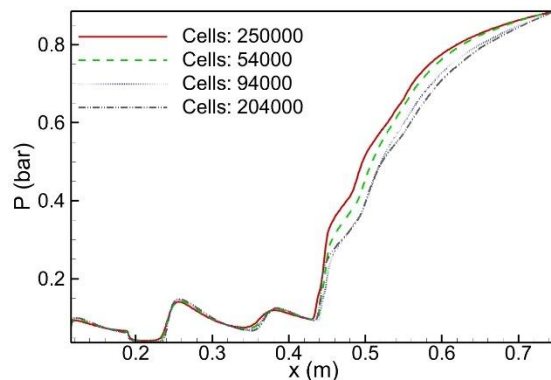
مطابق شکل ۸ تا قبل از موقعیت $x=0.4$ m در طول دیفیوزر، نتایج روش عددی و تست های تجربی تطابق مطلوبی دارند. بعد از این موقعیت نتایج روش عددی و تجربی همخوانی کمتری دارند. دلیل این موضوع پیدایش جدایش جریان گسترده در نیمه دوم دیفیوزر و طبیعت ناپایا بودن جریان در این ناحیه است. بدیهی است که با تحلیل جریان بصورت پایا تنها متوسط نوسانات فشار به دست می آید.

در شکل ۹ مقدار y^+ دیواره دیفیوزر نمایش داده شده است. قابل ذکر است که مدل آشفتگی GEKO در محدوده $5 < y^+$ از عملکرد مناسبی برخوردار است [۲۲]. البته کاهش آن به زیر ۱ باعث افزایش دقت حل عددی می‌شود. در این تحقیق یا توجه به زمانبر بودن تحلیل‌های ناپایا و محدودیت‌های سخت افزاری، مقدار این پارامتر مطابق شکل ۹ در حد قابل قبول در نظر گرفته شده است.

محدودیت‌های سخت افزاری و طولانی بودن شبیه‌سازی ناپایا با مش ۲۰۴۰۰۰ سلول، از مش ۹۴ هزار سلولی برای شبیه‌سازی‌های ناپایا استفاده شده‌است.



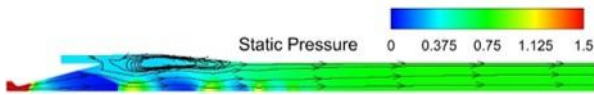
شکل (۵) نمودار فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در فشار ۳۰ بار با مدل K- ω -SST



شکل (۶) نمودار فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در فشار ۳۰ بار با مدل GEKO

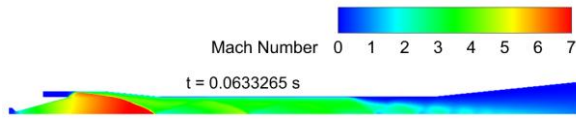
۴-۳- اعتبارسنجی حل عددی

مقایسه نتیجه حل عددی با داده تجربی مربوط به مرجع [۲۱] در شکل (۷) آمده است. در این محنی فشار محفظه خلاء برحسب فشار موتور نمایش داده شده‌است. این منحنی به نمودار عملکردی دیفیوزر شبیه‌ساز خلاء معروف است. مطابق شکل مزبور تطابق مناسبی بین حل عددی و تجربی وجود دارد. همچنین در شکل (۸) توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر در فشار محفظه نازل ۳۰ بار ارائه شده‌است، که بیانگر تطابق قابل قبول بین نتایج حل عددی و نتایج تست تجربی است.



شکل (۱۲) کانتور فشار در فشار ۲۱ بار

فیزیک جریان در حالت استارت پایدار در شکل (۱۳) نشان داده شده است. در این فشار جریان در بیشتر نواحی داخلی دیفیوزر مافوق صوت است و امکان انتقال اطلاعات اغتشاشی از نواحی جدا شده جریان پایین دست دیفیوزر به ورودی دیفیوزر وجود ندارد.



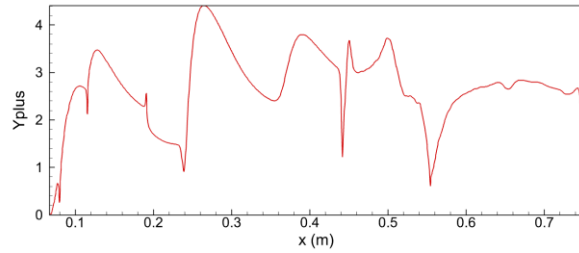
شکل (۱۳) کانتور ماخ در $P_m=30 \text{ bar}$ (استارت پایدار)

۵- نتایج حل عددی ناپایا

هدف اصلی در این پژوهش بررسی نوسانات ایجاد شده در محفظه خلأ در محدوده فشار راه اندازی دیفیوزر می باشد و این مهم به کمک حل ناپایا قابل بررسی می باشد. بنابراین در فشارهایی که نزدیک به فشار استارت دیفیوزر می باشد به جای حل پایا از حل ناپایا استفاده شده است.

در زمان روشن شدن موتور و با افزایش فشار بالادست، در صورت کافی بودن اختلاف فشار بالادست و پایین دست، موج ضربه‌ای توسط دیفیوزر بلعیده شده و جریان در تمامی نازل مافوق صوت می شود. ورود جریان مافوق صوت به ورودی دیفیوزر و برخورد با دیواره، باعث تشکیل موج ضربه‌ای میل در قسمت ورودی یا همگرایی دیفیوزر می شود. انعکاس متوالی شوک‌ها باعث کاهش سرعت و افزایش فشار جریان شده و در نهایت با رساندن فشار جریان به فشار محیط، آن را تخلیه می کند. اما در بعضی شرایط، دیفیوزر به حالت استارت پایدار نمی رسد. در این شرایط دیفیوزر به صورت لحظه‌ای از حالت استارت خارج شده و مجدد به حالت استارت برمی گردد. برای نمایش این حالت جریان، فشار ۲۱٫۵ بار به صورت ناپایا شبیه‌سازی گردیده که نتایج آن در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

همانطور که در شکل (۱۴) نشان داده شده است، فشار محفظه خلأ در ثانیه ۰٫۴۹ در حدود ۰٫۰۳۵ بار است که به معنای استارت شدن دیفیوزر است. بعد از این لحظه فشار محفظه خلأ به صورت ناگهانی افزایش یافته به مقدار ۰٫۲۱۵ بار رسیده و دیفیوزر از حالت استارت خارج می شود. در ادامه، به



شکل (۹) نمودار $Y+$ دیواره دیفیوزر

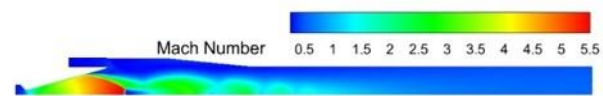
شایان ذکر است که اعتبارسنجی شبیه سازی عددی ناپایا در هندسه های مشابه با تحقیق حاضر و با رویکرد عددی یکسان قبلا در مراجع معتبر ارائه شده است [۲۳ و ۲۴] و برای رعایت اختصار از تکرار آن صرفه نظر شده است.

۴- نتایج حل عددی پایا

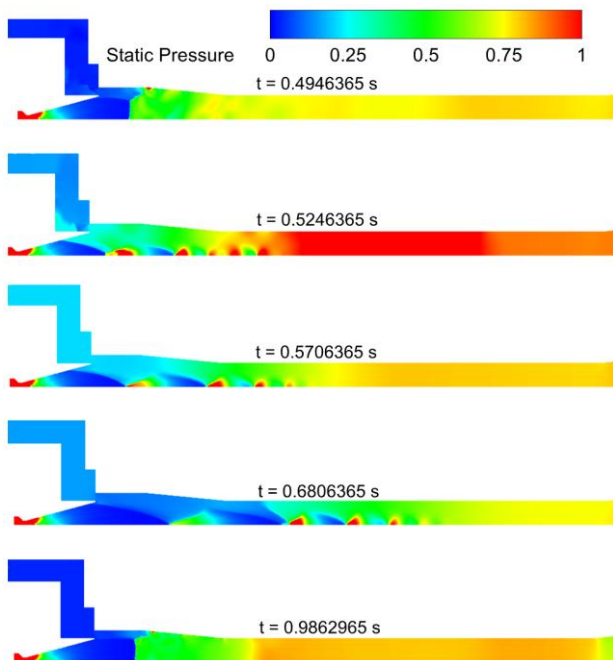
در فشارهای موتور کمتر از ۲۱ بار، فشار احتراق به حدی بالا نیست که باعث توسعه جریان مافوق صوت در دیفیوزر شود و با مسئله کلاسیک فرایند توسعه جریان در نازل همگرا-واگرا روبرو هستیم. در این حالت جریان در بخش‌هایی از نازل مافوق صوت شده، اما در اکثر طول شبیه‌ساز ارتفاع بالا مادون صوت می باشد. جریان در طول نازل شتاب گرفته و گلوگاه نیز صوتی می شود. ورود جریان به بخش واگرایی نازل باعث انبساط بیشتر آن و در نتیجه افزایش عدد ماخ جریان می شود. شرایط مرزی پایین دست و لزوم ارضای آن باعث تشکیل موج ضربه‌ای در بخش واگرایی نازل می شود و افزایش فشار بالادست باعث نزدیک تر کردن موج ضربه‌ای به دهانه خروجی نازل می شود. جدایش جریان گسترده‌ای که در ورودی دیفیوزر رخ می دهد تا بخش واگرایی نازل نیز ادامه می یابد و ساختار جریان را تحت تاثیر قرار می دهد. فیزیک جریان در این حالت در شکل (۱۰) تا شکل (۱۲) نمایش داده شده است.



شکل (۱۰) کانتور ماخ فشار ۱۷٫۵ بار

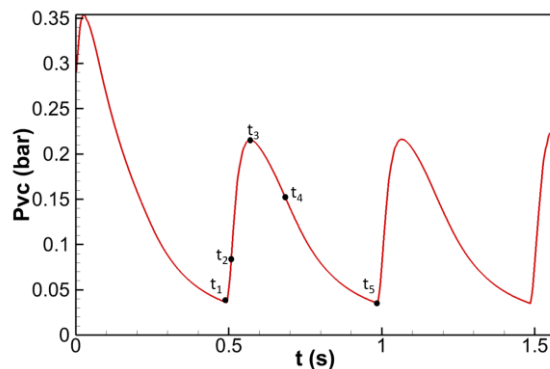


شکل (۱۱) کانتور ماخ فشار ۲۱ بار



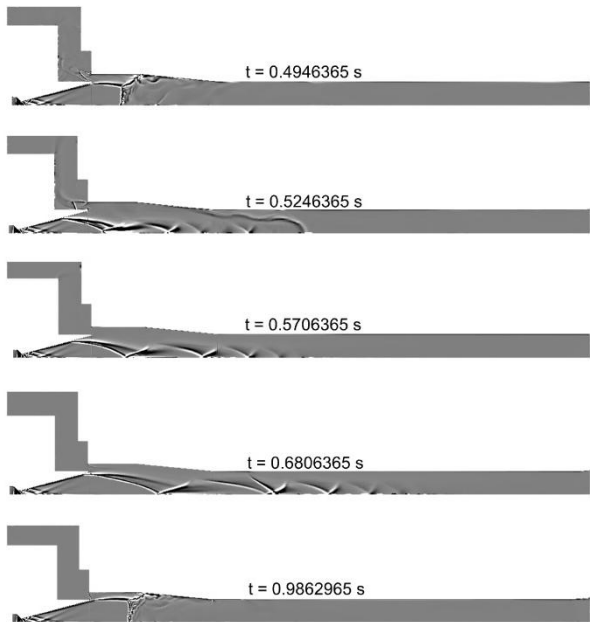
شکل (۱۶) کانتور فشار استاتیک در فشار موتور ۲۱.۵ بار

طور مجدد دیفیوزر به حالت استارت برگشته و فرآیند قبلی تکرار می‌شود.

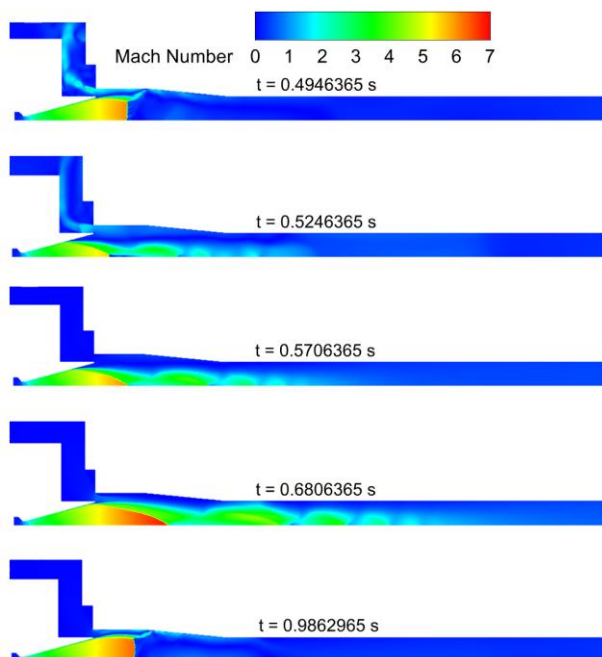


شکل (۱۴) نمودار فشار محفظه خلأ بر حسب زمان

فرکانس نوسان مشاهده شده در این شبیه‌سازی ۲ هرتز و با دامنه ۰.۱۸ بار است. کانتورهای فشار، ماخ و سایه‌نگار برای ۵ نقطه روی یک دوره نوسان (شکل (۱۵) تا شکل (۱۷)) آمده است. مطابق شکل (۱۴) اولین و آخرین نقطه، لحظه ورود به ناپایداری می‌باشد. سومین نقطه در قله ناپایداری و دو نقطه دیگر به صورت رندوم در طول دوره انتخاب شده‌اند.

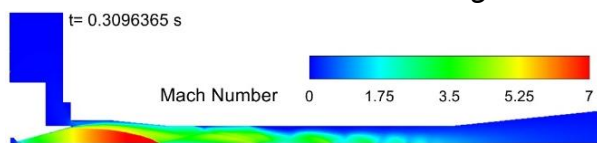


شکل (۱۷) نمایش ساختار شوک‌ها در فشار موتور ۲۱.۵ بار



شکل (۱۵) کانتور ماخ در فشار موتور ۲۱.۵ بار و ساختار ناپایدار جریان

در ادامه به بررسی جریان در حالت استارت دیفیوزر می‌پردازیم. در $t=0.3096$ s دیفیوزر در حالت شبه استارت قرار دارد. کانتورهای ماخ و فشار و سایه‌نگار جریان در این زمان در شکل (۱۸) تا شکل (۲۱) آمده است.



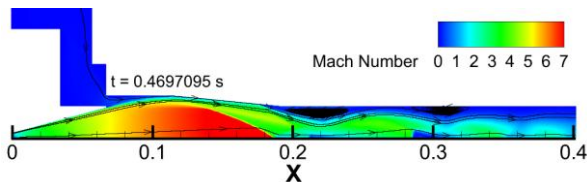
شکل (۱۸) کانتور ماخ در حالت استارت $t=0.3096$ s

شکل (۲۲) کانتور سایه‌نگار ناحیه جدایش جریان در حالت

استارت $t = 0.3096$ s

با گذر زمان جریان در $t = 0.4936$ s از حالت استارت خارج می‌شود. مفهوم این رخداد این است که ناپایداری در لحظاتی قبل از این زمان به وقوع پیوسته است. برای بررسی دقیق و دینامیک ناپایداری، آشکارسازی جریان در فواصل زمانی کوتاه انجام شده که در ادامه نمایش داده شده است.

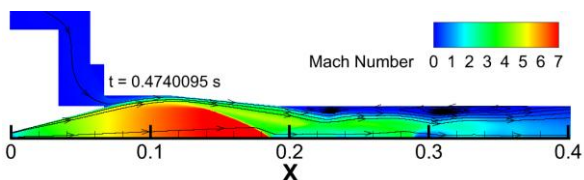
همانطور که در شکل (۲۳) نشان داده شده است، جدایش جریان در دو موقعیت در دیفیوزر رخ داده است. در ادامه بحث به جدایشی که در پایین دست (اینجا در موقعیت $x = 0.31$ m) رخ داده است جدایش I و به جدایشی که قبل از آن (اینجا در موقعیت $x = 0.22$ m) رخ داده است جدایش II نام گذاری می‌شود. مطابق شکل مزبور بعد از جدایش I جریان بجز در ناحیه باریک و کوتاهی نزدیک محور مادون صوت است.



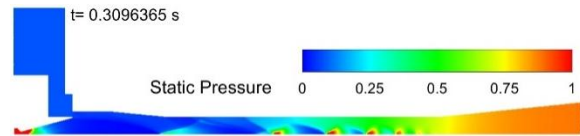
شکل (۲۳) کانتور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و $t = 0.4697$ s

از دقت در شکل (۲۴) مشخص است که با گذر زمان جدایش I دچار تغییر بوده و ابعاد و مکان آن تغییر می‌کند. اثر اغتشاشی نوسان جریان در جدایش I و ناحیه پایین دست می‌تواند از طریق نواحی مادون صوت و همینطور لایه مرزی مادون صوت به بالادست منتشر گردد، و بر جدایش II نیز اثر بگذارد و جدایش در این ناحیه نیز وسیعتر می‌شود. تغییر مکان و سایز نواحی جدایش باعث تغییر زاویه و مکان شوک‌های separation و reattachment می‌شود.

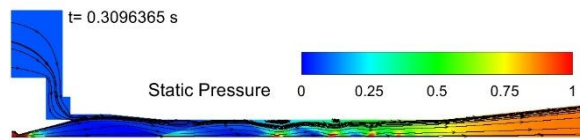
در ابتدا این نوسانات فقط در بخش مساحت ثابت دیفیوزر رخ داده و تاثیری بر جریان موج ضربه‌ای مایل ورودی و بالادست آن نمی‌گذارند.



شکل (۲۴) کانتور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و $t = 0.4740$ s



شکل (۱۹) کانتور فشار در حالت استارت $t = 0.3096$ s



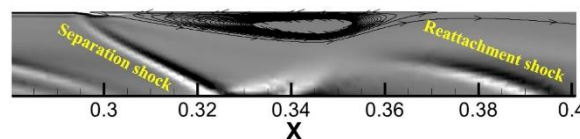
شکل (۲۰) کانتور فشار به همراه streamline در حالت استارت

$t = 0.3096$ s

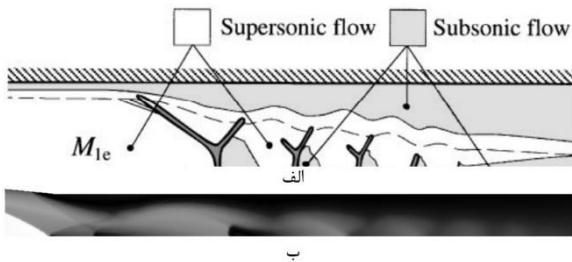


شکل (۲۱) نمایش سایه‌نگار در حالت استارت $t = 0.3096$ s

همانطور که از شکل‌ها مشخص است، جریان در این حالت در هسته مرکزی دیفیوزر (نیمه اول آن) مافوق صوت است و در ادامه جدایش جریان وسیعی در دیفیوزر شکل گرفته است و جریان در فاز مادون صوت است. با دقت بیشتر در ناحیه مافوق صوت نیمه اول دیفیوزر می‌توان دریافت که در نزدیکی دیواره دیفیوزر ضخامت ناحیه کم سرعت (بخش لایه مرزی) بسیار ضخیم تر شده است. این در حالی است که مطابق شکل (۱۳) در استارت پایدار ضخامت ناحیه کم سرعت بسیار باریک بوده است. بنابراین می‌توان گفت که دیفیوزر در فشار ۲۱،۵ هنوز به حالت استارت پایدار خود نرسیده است. از اینرو، اغتشاشات پایین دست که در اثر لایه مرزی جدا شده توربولانت ایجاد می‌شود، می‌توانند از ناحیه سرعت پایین به بالادست نفوذ کنند. این امر می‌تواند باعث بهم ریختگی مجدد جریان و خارج شدن آن از حالت شبه استارت دیفیوزر شود. در ادامه برای تشخیص نواحی جدایش محور مختصاتی با مبدا ابتدای بخش واگرایی نازل در سیستم فرض می‌شود. مطابق شکل (۲۲) در حالت شبه استارت جدایش جریان نسبتاً بزرگی در $x = 0.32$ m اتفاق می‌افتد که باعث تشکیل slip line شده و برخورد شوک‌های جدایش و تشکیل ساقه ماخ روی محور، باعث کاهش عدد ماخ و در نتیجه فراصوتی نبودن جریان در ادامه طول دیفیوزر می‌شود. جریان در حالت استارت پایدار مطابق شکل (۱۳) در قسمت اعظم طول دیفیوزر فراصوت است، اتفاقی که در فشار ۲۱،۵ رخ نمی‌دهد.

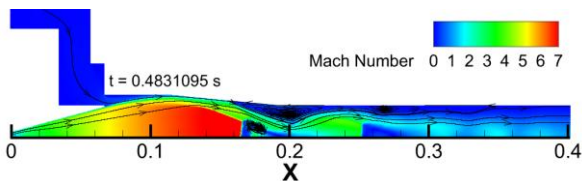


شکل (۲۷) تغییر ساختار شوک از RR^{۱۲} به DiMR^{۱۳}



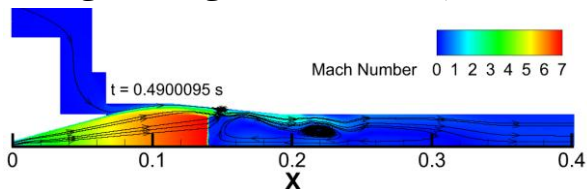
شکل (۲۸) شماتیک جریان در قطار شوک [۱۱] (ب) کانطور ماخ در دیفیوزر در لحظه $t = 0.469709 \text{ s}$

از آنجاییکه ساقه ماخ کاملاً قائم نیست و شکل منحنی دارد، جریان در عبور از آن دچار اختلاف مشخصات دینامیکی و ترمودینامیکی می‌شود که همین امر سبب تشکیل ناحیه جریان چرخشی در پایین دست می‌شود. از طرفی برگشت جریان پشت ساقه ماخ، و از طرفی جدایش گسترده‌ی II، باعث کاهش مساحت جریان عبوری شده و همین انسداد جرمی می‌تواند عاملی برای تشدید ناپایداری‌های ساختار شوک باشد.



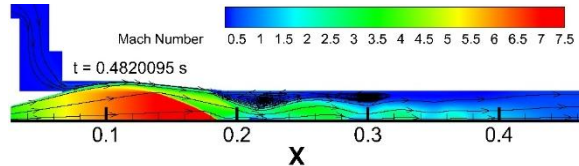
شکل (۲۹) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و $t = 0.4831 \text{ s}$

افزایش فشار پایین دست ساقه ماخ، کاهش فشار کل بعد از عبور از ساقه ماخ و غلبه فشار محیط بر فشار جریان، سبب راندن ساقه ماخ به سمت بالادست جریان و بزرگتر شدن آن می‌شود که در شکل (۳۰) واضح است. این امر افت فشار کل بالایی را به جریان تحمیل می‌کند و سبب می‌شود که فشار محیط غلبه بیشتری به جریان بالادستی داشته باشد. در این مرحله شوک قائم در یک حالت ناپایدار قرار دارد و نوساناتی را تجربه می‌کند.



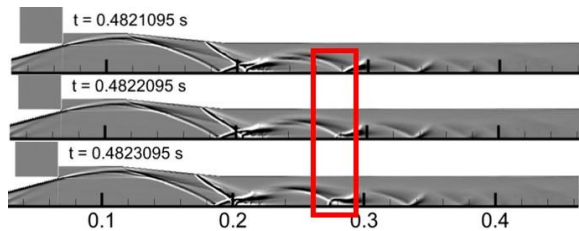
شکل (۳۰) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و $t = 0.4846 \text{ s}$

همانطور که پیش‌تر گفته شد، بزرگ شدن ابعاد جدایش جریان می‌تواند باعث تغییر دبی عبوری و خفگی دیفیوزر گردد. در شکل (۲۵) مشخص است که در $x = 0.22$ بزرگ شدن ابعاد II سبب کاهش سطح مقطع عبوری جریان شده است که می‌تواند منجر به انسداد کامل جرمی و ایجاد ناحیه فشار بالا شود که می‌تواند عامل رانش ساختار شوک‌ها به بالادست باشد.



شکل (۲۵) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و $t = 0.4820 \text{ s}$

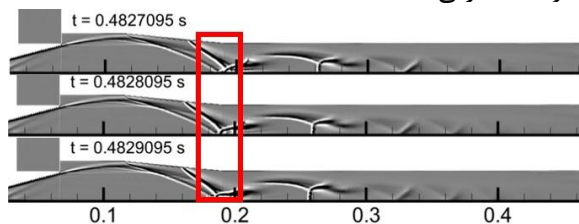
مطابق شکل (۲۶) در $x = 0.285$ نیز ساختار شوک در حال تغییر است. الگوی شوک از regular reflection به irregular reflection تغییر می‌کند. این تغییر در شکل (۲۶) با علامت قرمز نشان داده شده است. تشکیل ساقه ماخ در نزدیکی جدایش I باعث می‌شود فشار کل جریان در عبور از این شوک قائم افت بیشتری را تجربه کند. همین امر سبب غلبه بیشتر فشار محیط و راندن ناحیه جدایش و شوک‌های داخل دیفیوزر به سمت بالادست می‌شود.



شکل (۲۶) تغییر ساختار شوک در $x = 0.285 \text{ m}$

همین پدیده تغییر نوع بازتاب شوک‌ها حوالی جدایش II نیز رخ می‌دهد.

عقب رفتن جدایش II باعث برخورد شوک separation جدایش II (که شوک ابتدایی یا اصطلاحاً leading edge shock قطار شوک‌ها می‌باشد) با موج ضربه‌ای مایل ورودی دیفیوزر در $t = 0.4828$ می‌شود (شکل (۲۷)). این برخورد سبب ایجاد ساقه ماخ می‌شود که در شکل (۲۹) و در $x = 0.17$ نمایش داده شده است. ساختار قطار شوک‌ها در این شکل مشابه شکل (2) و پدیده pseudo-shock است که در بخش ناپایداری قطار شوک‌ها معرفی شد.



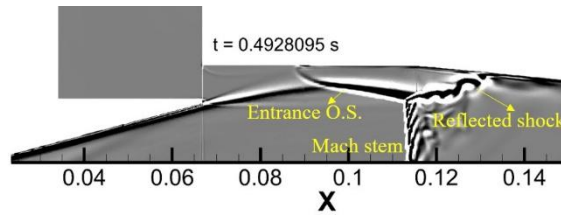
^{۱۲} Regular Reflection

^{۱۳} Direct Mach Reflection

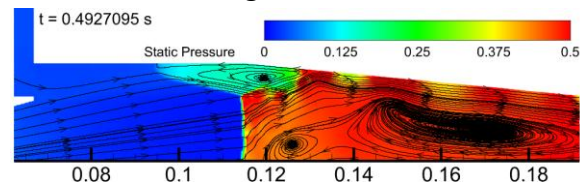
می‌شود، بررسی شد. برای شبیه‌سازی عددی جریان از نرم‌افزار فلوئنت نسخه ۲۰۲۲ استفاده شد. شبیه‌سازی‌های عددی در دو حالت پایا و ناپایا انجام گردید. میدان جریان در فشارموتورهای ۱۰، ۱۷، ۲۰ و ۲۱ بار که در آن دیفیوزر به حالت استارت نمی‌رسد، به صورت پایا حل شد. همچنین، تحلیل جریان با فشار موتور بالای ۲۱ بار به صورت ناپایا انجام گردید. از مدل‌های آشفستگی k-w-SST و GEKO برای لحاظ کردن توربولانس جریان استفاده شده‌است. بررسی‌ها نشان داد که مدل GEKO برای مسئله حاضر مناسب‌تر است. در بررسی انجام شده، نوسان فشار محفظه در فشارموتور ۲۱،۵ با فرکانس ۲ هرتز بوجود آمده است که همخوانی قابل قبولی با تست‌های تجربی مرجع [۲۱] داشته است. بررسی‌های عددی نشان داد که به دلیل وقوع حالت شبه استارت در دیفیوزر که در آن جریان در نزدیکی دیواره دیفیوزر دارای لایه ضخیم مادون صوت است، عامل اصلی در انتقال اغتشاشات پایین دست به بالادست دیفیوزر است که طی آن اغتشاشات حاصل از جریان جدا شده توربولانسی جریان بالادستی را تحت تاثیر قرار می‌دهد. بنابراین فشار محیط به جریان شبه استارت داخل دیفیوزر غلبه کرده و جریان برگشتی به محفظه خلاء را سبب می‌شود. با گذر زمان و افزایش فشار محفظه خلاء، مومنتوم جریان خروجی از نازل دوباره غالب شده و حالت شبه استارت را در دیفیوزر ایجاد می‌کند و این حلقه تکرار به طور متناوب ادامه پیدا می‌کند.

فهرست علائم

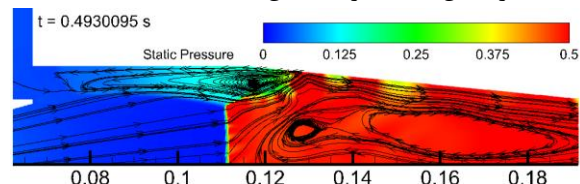
علائم	مفهوم
A	مساحت
x	فاصله از ورودی گلوگاه
M	عدد ماخ
P	فشار استاتیک
θ	زاویه
پانویس‌ها	
i	ورودی
e	خروجی
n	نازل
d	دیفیوزر
m	موتور



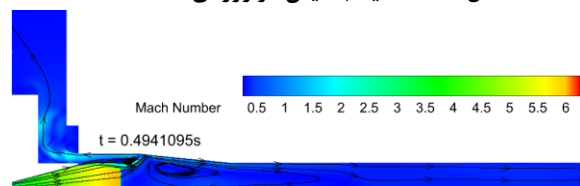
شکل (۳۱) ساختار شوک در ورودی دیفیوزر در $t = 0.4928$ s عقب رفتن ساقه ماخ و موج ضربه‌ای مایل ورودی، به جدایش II این امکان را می‌دهد تا آن هم به سمت بالادست، عقب بیاید. در شکل (۳۲) جدایشی که در $x = 0.12$ دیده می‌شود، همان جدایش II است که به بالادست منتقل شده‌است. رسیدن قطار شوک‌ها به ناحیه جدایش جریان II باعث حرکت سریع شوک‌ها به سمت بالادست می‌شود. در این مرحله، حرکت ساختار شوک به سمت بالادست با سرعت بیشتری انجام می‌شود. علت این حرکت ناگهانی و سریع به طور مختصر در بخش مقدمه و به طور مفصل‌تر در مرجع [۲۵] آمده است.



شکل (۳۲) نمایش جدایش ناشی از موج ضربه‌ای مایل ورودی این جدایش به سمت بالادست رشد کرده تا به دهانه محفظه خلاء می‌رسد. فشار پایین محفظه خلاء باعث مکش جریان جدایش به داخل خود شده و افزایش فشار در محفظه رخ می‌دهد که در شکل (۳۳) نیز مشخص است.



شکل (۳۳) ناحیه جدایش در ورودی محفظه خلاء



شکل (۳۴) کانتور ماخ در لحظه از بین رفتن جدایش II و ورود جریان به محفظه

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش پدیده ناپایداری و نوسان فشار که در برخی نسبت فشارها در شبیه‌ساز ارتفاع بالا رخ می‌دهد و منجر به نوسان فشار در سامانه و ورود و خروج متناوب گاز به محفظه خلاء

- [17] B. Xiong, X.-Q. Fan, Y. Wang, and Y. Tao, "Experimental study on self-excited and forced oscillations of an oblique shock train," *J Spacecr Rockets*, vol. 55, no. 3, pp. 640–647, 2018.
- [18] C. Cheng, C. Wang, and K. Cheng, "Response of an oblique shock train to downstream periodic pressure perturbations," *Proc Inst Mech Eng G J Aerosp Eng*, vol. 233, no. 1, pp. 57–70, 2019.
- [19] N. Fouladi, S. Afkhami, and M. P. Fard, "Experimental and comprehensive investigation of second throat diffuser area effect on ground test of a thrust optimized parabolic nozzle with different expansion ratios," *Acta Astronaut*, vol. 209, pp. 146–158, Aug. 2023, doi: 10.1016/j.actaastro.2023.05.004.
- [20] S. Afkhami, N. Fouladi, and M. PasandidehFard. "Evaluation of generalized k- ω turbulence model in strong separated flow estimation of thrust optimized parabolic nozzle." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* vol. 237 (14), p 3143-3155, 2023:
- [21] N. Fouladi, M. Farahani, A. Parsa Delivand, 'Experimental investigation of supersonic diffuser starting performance in conical nozzle test with different area ratio', *Space Science, Technology and Applications*, (2024). doi: 10.22034/jssta.2024.437401.1149
- [22] A. F. T. Guide, "18.(2018)," *ANSYS Fluent Tutorial Guide*, vol. 18.
- [23] N. Fouladi, S. Afkhami, M. Pasandideh Fard 'Starting transient analysis of second throat exhaust diffuser in high-altitude test of a thrust optimized parabolic nozzle.' *Physics of Fluids*. 2023 Jun 1;35(6).
- [24] S. Afkhami, N. Fouladi 'Gas dynamics at starting and terminating phase of a supersonic exhaust diffuser with a conical nozzle.' *Physics of Fluids*. 2024 Mar 1;36(3).
- [25] N. Li, J. Chang, K. Xu, D. Yu, and W. Bao, "Instability of shock train behaviour with incident shocks," *J Fluid Mech*, vol. 907, p. A40, 2021.

محفظة خلا	VC
بخش همگرایی	conv
بخش واگرایی	div
بالانویسها	
مربوط به شرایط خفگی گلوگاه	*

تعارض منافع

"هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] R. Ashokkumar, S. Sankaran, K. Srinivasan, and T. Sundararajan, "Effects of vacuum chamber and reverse flow on supersonic exhaust diffuser starting," *J Propuls Power*, vol. 31, no. 2, pp. 750–754, 2015.
- [2] N. Fouladi, A. Mohamadi, and 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.
- [3] P. F. Massier and E. J. Roschke, "Experimental investigation of exhaust diffusers for rocket engines," *Progress in Astronautics and Rocketry: Liquid Rockets and Propellants*, vol. 2, pp. 3–75, 2013.
- [4] R. Arun Kumar and G. Rajesh, "Flow transients in un-started and started modes of vacuum ejector operation," *Physics of Fluids*, vol. 28, no. 5, 2016.
- [5] H.-W. Yeom, S. Yoon, and 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, pp. 254–261, 2009.
- [6] S. Afkhami, N. Fouladi, and M. P. Fard, "Experimental and numerical investigation of transient starting of pre-evacuated exhaust diffuser in high altitude ground test," *Aerosp Sci Technol*, vol. 133, p. 108111, 2023.
- [7] G. Bharate and A. Kumar, "Starting transients in second throat vacuum ejectors for high altitude testing facilities," *Aerosp Sci Technol*, vol. 113, p. 106687, 2021.
- [8] B. H. Park, J. H. Lee, and W. Yoon, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser: Effects of diffuser length and pre-evacuation state," *Int J Heat Fluid Flow*, vol. 29, no. 5, pp. 1369–1379, 2008.
- [9] A. Mittal, G. Rajesh, V. Lijo, and H. D. Kim, "Starting transients in vacuum ejector-diffuser system," *J Propuls Power*, vol. 30, no. 5, pp. 1213–1223, 2014.
- [10] L. Crocco, "One-dimensional treatment of steady gas dynamics," *Fundamentals of gas dynamics*, pp. 64–349, 1958.
- [11] K. Matsuo, Y. Miyazato, and H.-D. Kim, "Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows," *Progress in aerospace sciences*, vol. 35, no. 1, pp. 33–100, 1999.
- [12] R. L. Hunt and M. Gamba, "On the origin and propagation of perturbations that cause shock train inherent unsteadiness," *J Fluid Mech*, vol. 861, pp. 815–859, 2019.
- [13] J. L. Wagner, K. B. Yuceil, A. Valdivia, N. T. Clemens, and D. S. Dolling, "Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow," *AIAA journal*, vol. 47, no. 6, pp. 1528–1542, 2009.
- [14] H. Sugiyama, H. Takeda, J. Zhang, K. Okuda, and H. Yamagishi, "Locations and oscillation phenomena of pseudo-shock waves in a straight rectangular duct," *JSME international journal. Ser. 2, Fluids engineering, heat transfer, power, combustion, thermophysical properties*, vol. 31, no. 1, pp. 9–15, 1988.
- [15] R. YAMANE, M. TAKAHASHI, and H. SAITO, "Vibration of pseudo-shock in straight duct: 2nd report, calculation of static pressure fluctuation," *Bulletin of JSME*, vol. 27, no. 229, pp. 1393–1398, 1984.
- [16] R. YAMANE, E. KONDO, Y. TOMITA, and N. SAKAE, "Vibration of pseudo-shock in straight duct: 1st report, fluctuation of static pressure," *Bulletin of JSME*, vol. 27, no. 229, pp. 1385–1392, 1984.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)