

## Numerical Analysis of Cross Section Time Variation Effects of the Supersonic Exhaust Diffuser

N. Fouladi<sup>1\*</sup>, M. Hataminasab<sup>2</sup>, S. Afkhami<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

<sup>2</sup> School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

**ABSTRACT:** This paper is presented to investigate the deposition effect on a second throat exhaust diffuser performance. In the numerical simulation, the blockage of the diffuser due to the deposition of aluminum oxide is considered by a gradual and time-dependent cross-section constriction. In the initial conditions, the supersonic flow has been established in the nozzle and diffuser. Diffuser cross-section area is reduced by using a dynamic mesh method during the solution. The flow is considered compressible, viscous, and 2 dimensional axis-symmetric. The  $k-\omega$  shear stress transport turbulence model is used to solve the turbulent flow field. Diffuser blockage ( $n$ ) is equal to the ratio of instantaneous and primary diameters of the second-throat. By changing the value of  $n$  from 1 to 0.75, the onset of flow separation is moved to the downstream location in the diffuser. This results in a considerable reduction of total pressure loss and then improves the flow pressure recovery. Decreasing parameter  $n$  from 0.75 to 0.64, the flow structure is subjected to severe changes and the separation of the flow occurs near the diffuser inlet or inside the nozzle. In this condition, the diffuser state changes from starting to un-starting mode. Therefore, the vacuum condition vanishes in the test chamber.

### Review History:

Received: Aug. 24, 2019

Revised: Jan. 02, 2020

Accepted: Jan. 26, 2020

Available Online: Feb. 04, 2020

### Keywords:

Second-throat diffuser

Numerical simulation

Aluminum oxide deposition

Instantaneous cross section

Dynamic mesh method

### 1. Introduction

There are often some aluminum particles in the composite solid propellant, which are utilized in Space engines. These materials are converted to a melt module, which will be exited accompanying with some combusted gases via nozzles. Because of this point that the freezing temperature of aluminum oxide is very high (more than  $2072^{\circ}\text{C}$ ), it can be seen that if the temperature of these materials decreases in any kinds of circumstances, it will be probably glued in the nozzle walls with solid shape.

Based on Farber *et al.* [1] research, there are three analyses for a deposition sample by an X-Ray equipment which is coming from the interior part of a nozzle. It has been shown from the analyses that there is some aluminum oxide in the nozzles. Furthermore, there have been reported some deposition of the aluminum oxide particles at the ending sections of nozzles [2-4].

Researchers are mostly utilizing high altitude test facility for motors with long nozzle in the ground tests. As shown in schematic picture (Fig. 1), there is a main core of a high altitude test stand.

There have been some research about high altitude test by Space Transportation Research Institute (STRI) which depicts, there are some thick aluminum oxide layers at the interior sections of the diffuser, especially wherein the flow separation occurs. It is worthy to mention that for protecting diffuser metal body from melting, spraying toward the outer

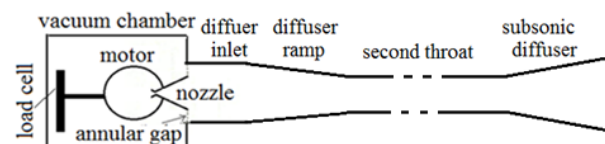


Fig. 1. Schematic diagram of high altitude facility

layers is employed to decrease its significant hot temperature. It can be said that the outer layer temperature is less than 700 K [5]. In the following, there is a creation of aluminum oxide deposition layers at the interior section because of cooling the body of the diffuser.

Unfortunately, there have been reported few researches about hot gas tests in high altitude test facility. Furthermore, there has not yet been seen any researches related to accumulated aluminum oxide deposition in the interior surface of the diffuser in exception with a research which has reported gathering deposition particles at ONREA institute in France which was a mechanical approach [6].

Since the deposition of aluminum oxide causes a change in the cross-section area of exhaust diffuser, investigation of deposition effect on diffuser performance during motor operation can help the researchers to walk on the true way in the decision-making process

\*Corresponding author's email: n.fouladi@isrc.ac.ir

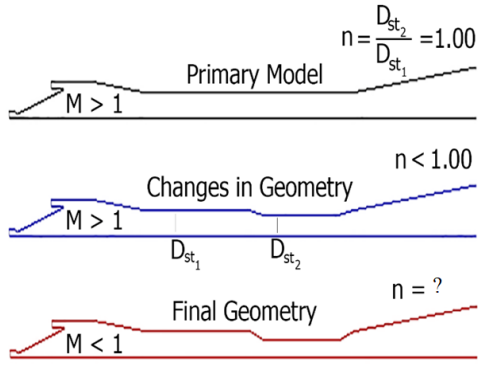


Fig. 2. Schematic diagram of the second throat constriction

This study is neither relating the procedure of accumulating of aluminum oxide deposition layers at the interior walls of a diffuser nor its quantity estimation. The aim of this research is investigating the causes of its canal obstruction in the high altitude test facility performance.

**2. Problem Definition and Numerical Method**

Due to the high momentum of the flow at the inlet section of the diffuser, the deposition is not mainly stuck to the wall. But because of the flow separation, a lot of deposition will be accumulated at the ending section of the diffuser. So that, it is assumed that there is some deposition at the semi-ending section of the second throat. The experimental tests also confirmed this process of deposition formation [7]. Fig. 2 shows a schematic of canal constriction.

**3. Results and Discussion**

In this study, the validation of numerical approach has been investigated by utilizing the test results of an experimental motor test in high altitude test facility at space transportation research institute. The computed results by the numerical method are compared with experimental data (Fig. 3), which is shown a good agreement.

The purpose of this section is investigating the influence of constricted cross section at flow physics. For this reason, constriction parameter,  $n$ , has been defined as an amount for

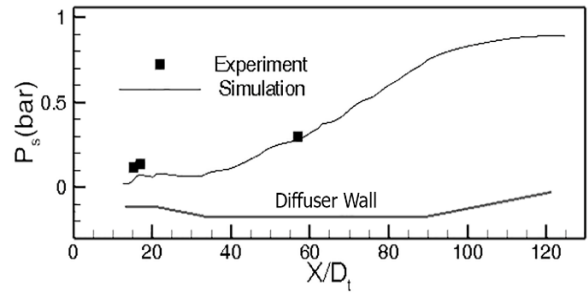


Fig. 3. Comparison of computed and measured pressures along the diffuser

specifying the variable diameter of second part of second throat per constant diameter of the first part. In the initial condition, there is no constriction in second throat, thus  $n$  must be equal to one.

The flow Mach number contour in distinct constriction parameters has been shown in Fig. 4. When  $n$  is equal 1, supersonic flow is being created in the nozzle and in the inlet section of the diffuser. By decreasing of  $n$ , the separation area in the first part of second throat will be lower, moreover, the supersonic flow area will be expanded more and the pattern of the flow will be improved in the diffuser. In the next, when  $n$  is changed from  $n=0.7$  to  $n=0.67$ , it leads to flow disruption inside the diffuser. In this condition, the pressure is increasing in the vacuum chamber. Whereas, nozzle is still in the start mode. In the following, by decreasing  $n$  to 0.64, the separation point is moving into the nozzle, and both of nozzle and diffuser will be in unstart modes.

Further investigation shows that the separation point is moved to the downstream by increasing constriction until  $n=0.8$ . When  $n$  is equal to 0.7, the separation point is moved to the inlet of the diffuser. The reason of this matter is regarding to the supersonic flow that is kept up much more at the length of the diffuser. By increasing the constriction ( $n=0.64$ ), flow is choked and the diffuser is exited from start mode. Based on the shock function contour in Fig. 5, it can be seen that the number of shock waves with weak strength is increased based

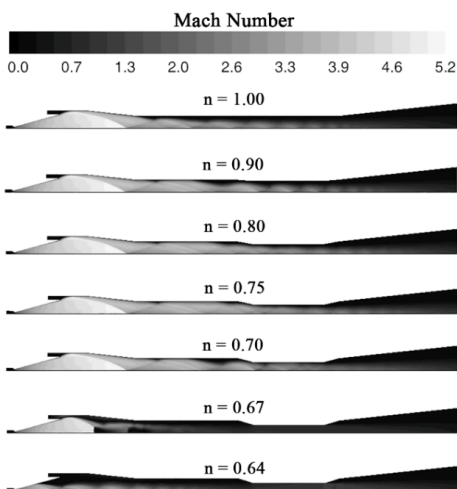


Fig. 4. Mach number contour variations with constriction

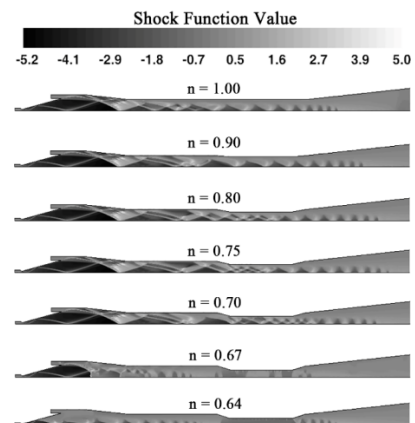


Fig. 5. Shock function contour

on the contour of the shock function (Fig. 5) by constricting the channel from  $n$  equal 1 to 0.7. There are some significant changes in structure of shock waves in  $n=0.64$  and  $n=0.67$ . By decreasing the cross section ( $n=0.64$ ), the second part of the second throat is choked and the supersonic flow will not be created at the inlet of the diffuser.

#### 4. Conclusions

In present study, the effect of second throat blockage of supersonic diffuser in high altitude test facility was numerically investigated. Results have shown that, constriction of second throat from 1 to 0.7, not only does not cause disruption in diffuser performance but also, it has further developed the supersonic flow during the diffuser. On the other hand, shown that further reduction of parameter  $n$ , is Causing suffocation of flow in this region and, poor performance of diffuser.

#### References

- [1] E. Farber, J. Louwers, T. Kaya, Investigation of Metallized and Nonmetallized Hydroxyl Terminated Polybutadiene/Hydrogen Peroxide Hybrid Rockets, *Propulsion and Power*, 23 (2007) 476-486.
- [2] T. L. Poupont, T. D. Wood, M. A. Pfeil, J. Tsohas, S. T. Son, Feasibility Study and Demonstration of an Aluminum and Ice Solid Propellant, *Aerospace Engineering*, (2012) 11.
- [3] R. Akiba, M. Kohno, Experiments with Solid Rocket Technology in the Development of M-3SII, *Acta Astronautica*, 13 (1986) 349-361.
- [4] Y. M. Xiao, R. S. Amano, Aluminized Composite Solid Propellant Particle Path in the Combustion Chamber of a Solid Rocket Motor, *WIT Transactions on Engineering Sciences*, 52 (2006) 153-164.
- [5] N. Fouladi, A.R. Mirbabaei, M. Khosroanjom, Experimental Study of the Supersonic Exhaust Diffuser Spray Cooling System, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, Articles in Press, Available Online from 22 April 2019, DOI: 10.22060/MEJ.2019.15138.6038
- [6] C. W. Dennis, A Study of Rocket Exhaust Particles, PhD Thesis, School of Mechanical Engineering, Cranfield University, Cranfield, (1996).
- [7] Propulsion Research Group, Thermal Protection of Diffuser Metal Body Using a Cooling System, Tehran, Space Transportation Research Institute, Report number: STRI-SSD9980-01-R, (2018) 1-106. (In Persian)

#### HOW TO CITE THIS ARTICLE

N. Fouladi, M. Hataminasab, S. Afkhami, Numerical Analysis of Cross Section Time Variation Effects of the Supersonic Exhaust Diffuser, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 53(3) (2021) 351-354.

DOI: [10.22060/mej.2020.16956.6482](https://doi.org/10.22060/mej.2020.16956.6482)





## بررسی عددی اثرات کاهش لحظه‌ای سطح مقطع یک دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت

نعمت‌اله فولادی<sup>۱\*</sup>، محسن حاتمی‌نسب<sup>۲</sup>، سینا افخمی<sup>۱</sup>

۱- پژوهشکده سامانه های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران.  
۲- دانشکده مهندسی مکانیک، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران.

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۶/۰۲  
بازنگری: ۱۳۹۸/۱۰/۱۲  
پذیرش: ۱۳۹۸/۱۱/۰۶  
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸/۱۱/۱۵

### کلمات کلیدی:

لیدیوزر گلوگاه ثانویه  
رسوب اکسید آلومینیوم  
سطح مقطع لحظه‌ای  
شبیه‌سازی عددی جریان  
روش شبکه‌ی متحرک

**خلاصه:** تحقیق پیش‌رو به منظور بررسی تاثیر رسوب گرفتگی در عملکرد دیفیوزر مافوق صوت تست استند خلاء انجام شده است. گرفتگی مجرا با رسوب اکسید آلومینیوم به صورت تنگ‌شدن تدریجی و وابسته به زمان در شبیه‌سازی عددی لحاظ شده است. در شرایط اولیه، جریان مافوق صوت در نازل و دیفیوزر برقرار است. با گذشت زمان، سطح مقطع دیفیوزر با استفاده از روش شبکه‌ی متحرک کاهش داده می‌شود. در تحلیل عددی جریان تراکم‌پذیر به صورت دوبعدی و تقارن محوری است و از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  برای حل میدان جریان استفاده شده است. تنگ‌شدگی مجرا ( $\Pi$ ) برابر با نسبت قطر لحظه‌ای گلوگاه ثانویه دیفیوزر به قطر اولیه‌ی آن تعریف شده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که با تغییر پارامتر  $\Pi$  از مقدار ۱ تا ۰/۷۵، جدایش جریان از روی دیواره دیفیوزر به تعویق می‌افتد و با کاهش افت فشار کل، بازده بازیابی فشار استاتیکی جریان توسط دیفیوزر افزایش می‌یابد. با افزایش میزان تنگ‌شدن مجرا از  $\Pi = 0/75$  تا  $\Pi = 0/64$  در اثر خفگی جریان در گلوگاه ثانویه، موقعیت و ساختار امواج ضربه‌ای جریان در دیفیوزر دچار تغییرات اساسی شده و جدایش جریان در نزدیکی ورودی دیفیوزر و یا در داخل نازل رخ می‌دهد. در این شرایط، دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و محفظه‌ی تست از شرایط خلاء خارج می‌شود.

### ۱- مقدمه

غالباً مواد به کار رفته در سوخت جامد موتورهای انتقال فضایی حاوی ذرات آلومینیوم و برخی ترکیبات شیمیایی می‌باشد که بعد از احتراق، مقداری از اکسید آلومینیوم تشکیل شده به صورت مذاب به همراه سایر گازهای احتراقی از طریق نازل به محیط بیرون تخلیه می‌گردد. از آن جایی که دمای انجماد اکسید آلومینیوم مذاب بسیار بالا است (۲۰۷۲ درجه‌ی سلسیوس)، در صورت پایین آمدن دمای آن در مجاورت دیواره تحت شرایط مختلف ممکن است قبل از تخلیه شدن به محیط، منجمد شده و به دیواره‌ی نازل بچسبد. تشکیل رسوب در زمانیکه موتور در حال عملیات است، پدیده‌ی بسیار پیچیده است.

موتورهایی که در تست‌های زمینی با نازل طول کوتاه آزمایش می‌شوند، به دلیل انبساط کم‌تر و کاهش دمای کم‌تر گازهای خروجی، مقدار کمی رسوب در داخل نازل آن‌ها شکل می‌گیرد. با توجه به این که در حالت پروازی طول نازل بلند است و گازهای خروجی از موتور در

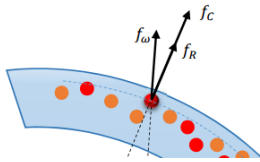
\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: n.fouladi@isrc.ac.ir

اثر انبساط کاهش دمای بیش‌تری را نسبت به تست‌های استاتیک زمینی تجربه می‌کنند، تجمع رسوب در داخل نازل در این حالت افزایش می‌یابد [۱]. فاربر<sup>۱</sup> و همکاران [۲] بر روی یک نمونه رسوب در داخل نازل موتور، ۳ نوع آنالیز با دستگاه اشعه ایکس انجام داده‌اند. و آنالیزها وجود اکسید آلومینیوم را در داخل نازل نشان داده است. این انباشتگی اکسید آلومینیوم ذوب‌شده، می‌تواند یک پدیده‌ی ناپایدار را که با صدای خش‌خش در حین عملکرد موتور همراه است، ایجاد کند [۳]. در خصوص رسوب ذرات اکسید آلومینیوم در قسمت‌های انتهایی نازل در مراجع گزارش‌هایی ارائه شده است [۴-۶].

غالباً از تجهیزات تست ارتفاع<sup>۲</sup> (تست استند خلاء) برای تست زمینی موتورهای با نازل طول بلند استفاده می‌شود. شماتیک از هسته‌ی اصلی یک استند خلاء در شکل ۱ نمایش داده شده است. این سیستم از یک لوله گازدینامیکی یا دیفیوزر<sup>۳</sup> و یک محفظه‌ی

- 1 Farber
- 2 High-altitude test facility
- 3 Diffuser





**Fig. 1. Schematic diagram of high altitude facility**  
 شکل ۱: شماتیک سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاع [۱۲]

سطح مقطع برای کارکرد مطلوب، دارای مقادیر بهینه‌ای بوده و غالباً در بازه‌های محدودی قابل تغییر هستند. از این‌رو بررسی موضوع رسوب در داخل دیفیوزر جهت پیش‌بینی دقیق‌تر عملکرد دیفیوزر حین عملیات موتور به طراح کمک کرده و این امکان را فراهم می‌کند که در صورت لزوم تدابیر لازم جهت جلوگیری از اثرات نامطلوب این نوع اغتشاش بیندیشد.

هدف تحقیق حاضر بررسی اثر گرفتگی مجرا در عملکرد دیفیوزر استند خلاء می‌باشد. ذکر این نکته حائز اهمیت است که در این پژوهش بررسی چگونگی تشکیل لایه رسوب شده اکسید آلومینیوم در سطح داخلی دیفیوزر و یا تخمین مقدار آن مطرح نبوده و تنها اثر گرفتگی مجرا در عملکرد دیفیوزر مد نظر می‌باشد. در این بررسی، در حالت اولیه نازل و دیفیوزر تحت جریان مافوق صوت قرار دارند. به تدریج قسمتی از گلوگاه ثانویه دیفیوزر با استفاده از روش شبکه‌ی متحرک دچار تغییر شکل می‌گردد و الگوی جریان در دیفیوزر مورد تحلیل قرار می‌گیرد. دلیل استفاده از روش شبکه‌ی متحرک این است که زمانی که دیفیوزر راه‌اندازی می‌شود هیچ رسوبی در داخل آن وجود ندارد و هندسه‌ی آن در شبیه‌سازی بدون تغییر است. پس از راه‌اندازی دیفیوزر، با انتشار جریان به سمت پایین دست رسوب در دیواره‌ی دیفیوزر شکل می‌گیرد و این گرفتگی با تغییرات لحظه‌ای دیواره‌ی دیفیوزر و با روش شبکه‌ی متحرک قابل شبیه‌سازی است.

در ادامه در بخش ۲ مسئله‌ی مورد نظر تعریف شده و محدوده‌ی پژوهش مشخص شده است. در بخش ۳ روش شبیه‌سازی عددی مورد تشریح قرار گرفته است. در این بخش شبکه‌ی محاسباتی مشخص شده و سپس نحوه‌ی تغییرات مرز با استفاده از روش شبکه‌ی متحرک بیان شده است. در بخش ۴ اعتبارسنجی روش عددی با نتایج تست تجربی صورت گرفته است. در بخش ۵ نتایج تحقیق ارائه شده است. تغییرات کمیت‌های مختلف جریان در دیفیوزر مانند عدد ماخ، فشار استاتیک، تابع موج ضربه‌ای و غیره با تغییرات مجرای گلوگاه ثانویه مورد بررسی قرار گرفته و عملکرد دیفیوزر مورد ارزیابی قرار گرفته

تست و یا محفظه‌ی خلاء<sup>۱</sup> تشکیل شده است که موتور و نازل در داخل آن قرار دارند. لوله‌ی گاز دینامیکی از یک طرف به محفظه‌ی خلاء متصل است و از طرف دیگر در محیط اتمسفر محلی قرار دارد. در فرآیند توسعه‌ی استند خلاء در پژوهشکده‌ی سامانه‌های حمل و نقل فضایی و انجام تست‌های گرم، در برخی از موارد مشاهده شده است که لایه‌های نسبتاً ضخیم اکسید آلومینیوم در سطح داخلی دیفیوزر، مخصوصاً در نواحی جریان جدا شده ایجاد می‌شود. قابل ذکر است که جهت حفاظت بدنه‌ی فلزی دیفیوزر از ذوب شدن در این شرایط حرارتی بفرنج از خنک‌کاری سطح بیرونی با اسپری آب استفاده می‌شود. به طوری که در طول تست دمای سطح بیرونی دیفیوزر کم‌تر از ۷۰۰ کلوین است [۷]. خنک‌کاری بدنه‌ی دیفیوزر شکل‌گیری لایه‌ی رسوب اکسید آلومینیوم را در سطح داخلی افزایش می‌دهد. به این صورت که با خنک‌کاری بدنه‌ی دیفیوزر دمای گاز در مجاورت سطح دیواره کاهش می‌یابد. در نتیجه‌ی خنک‌کاری اکسید آلومینیوم مذاب موجود در برخورد به سطح به حالت جامد تبدیل شده و به بدنه‌ی دیفیوزر می‌چسبد.

اصولاً در ارتباط با تست‌های گاز گرم در استند خلاء اطلاعات اندکی در مراجع گزارش شده است. از جمله این مراجع می‌توان به پژوهش ییم<sup>۲</sup> و همکاران [۸] که به بررسی عددی جریان و انتقال حرارت در دیفیوزر گلوگاه ثانویه پرداختند اشاره کرد. همچنین آشوکومار<sup>۳</sup> و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۵ به بررسی اثر محفظه خلاء و جریان برگشتی در راه‌اندازی دیفیوزر مافوق صوت پرداختند. متأسفانه در زمینه‌ی اثر رسوب اکسید آلومینیوم در عملکرد دیفیوزر استند خلاء گزارش قابل استنادی موجود نیست. تنها یک نمونه گزارش جمع‌آوری ذرات رسوب از داخل دیفیوزر در انتهای تست توسط موسسه‌ی انرا<sup>۴</sup> فرانسه ارائه شده است [۱۰]. رسوب اکسید آلومینیوم در داخل یک دیفیوزر باعث تغییر سطح مقطع عبور جریان در آن می‌شود. پارامترهای مربوط به سطح مقطع، در طراحی یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه اهمیت بالایی داشته و مقدار بهینه آن‌ها بر اساس فشار موتور، ابعاد نازل و سایر ملاحظات قابل تعیین است [۱۱]. در حالت کلی پارامترهای هندسی یک دیفیوزر، مخصوصاً پارامترهای

1 Vacuum chamber  
 2 Yim  
 3 Ashokkumar  
 4 ONERA

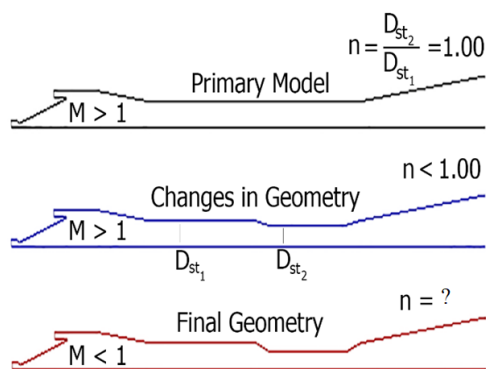


Fig. 3. Schematic diagram of the second throat constriction

شکل ۳: شماتیکی از تنگ‌شدن مجرا در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه

مرز دیفیوزر از روش شبکه‌ی متحرک در نرم‌افزار انسیس فلوئنت<sup>۲</sup> [۱۳] استفاده شده است.

معمولا به دلیل ممنوعیت بالای سیال، رسوب در نواحی ورودی دیفیوزر به دیوار نمی‌چسبد و یا مقدار آن کم است. جدایش و افت ممنوع در طول مسیر باعث می‌شود که مقدار رسوب بیش‌تری در نواحی انتهایی دیفیوزر جمع گردد. از این‌رو فرض بر این است که در نیمه‌ی دوم گلوگاه دیفیوزر رسوب ایجاد گردد. تست‌های تجربی نیز این روند شکل‌گیری رسوب در طول دیفیوزر را تایید کرده است [۱۴]. در تست تجربی مزبور در مدت زمان ۳۰ ثانیه کارکرد یک موتور سوخت جامد آزمایشگاهی در حدود ۳/۸۲ mm رسوب اکسید آلومینیوم در بخش‌های انتهایی گلوگاه ثانویه دیفیوزر مشاهده شده است. در این تحقیق، برای بررسی اثر رسوب‌گرفتگی، تنگ‌شدگی مجرا در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه مورد نظر قرار گرفته است. در شکل ۳ شماتیکی از تنگ‌شدگی مجرا نشان داده شده است. طبق تست تجربی انجام شده، در عمل نرخ زمانی رسوب‌گرفتگی در حدود ۰/۱۲۷ mm/s است. از طرفی گام زمانی در تحلیل عددی این مسئله بسیار کوچک است (۱۰<sup>-۶</sup> ثانیه)، به طوری‌که مدت زمان حل عددی مسئله‌ی مورد نظر بسیار زمان‌بر است. با وجود استفاده از یک سیستم با پردازشگر نسبتاً قوی<sup>۳</sup> و قابلیت پردازش موازی، برای حل یک ثانیه‌ای این مسئله در حدود ۲۰ روز زمان نیاز خواهد بود. بنابراین جهت پرهیز از اتلاف وقت با حفظ فیزیک حاکم بر مسئله، نرخ تشکیل رسوب به طور اغراق آمیز بزرگ‌تر در نظر گرفته شده

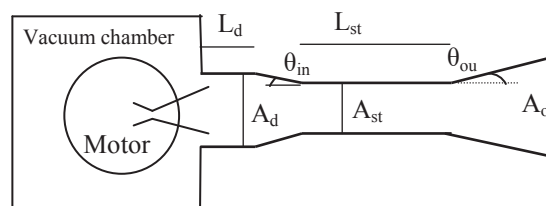


Fig. 2. Geometrical parameter in second throat diffuser  
شکل ۲: پارامترهای هندسی یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه [۱۱]

است. در نهایت در بخش ۶ نتیجه‌گیری و جمع‌بندی بیان شده است

## ۲- تعریف مسئله و بیان محدوده‌ی پژوهش

در یک استند خلاء (شکل ۱)، گازهای خروجی از نازل در شرایط فرو منبسط<sup>۱</sup> وارد قسمت ورودی دیفیوزر می‌شوند. جت سیال گازهای منبسط شده به دیواره‌ی دیفیوزر برخورد می‌کند و در ادامه موج ضربه‌ای مایل جریان تشکیل می‌شود که به کاهش سرعت و افزایش فشار استاتیک گازها کمک می‌کند. در ادامه، تداخل پی‌درپی امواج با دیواره و یکدیگر در طول دیفیوزر رخ داده و توسط موج ضربه‌ای قائم سرعت جریان به زیر سرعت صوت رسانده می‌شود. این امر باعث می‌شود که فشار استاتیک در طول دیفیوزر به تدریج بازیابی گردد. 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 دهانه‌ی محفظه‌ی خلاء شده و شرایط خلاء را تا زمان شروع به خاموشی موتور به طور خودکار حفظ می‌کند. به طور معمول، یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه دارای ۷ پارامتر هندسی (۳ پارامتر سطحی، ۲ پارامتر طولی و ۲ پارامتر زاویه‌ای) است (شکل ۲). فولادی و همکاران [۱۱] در ارتباط با تاثیر پارامترهای مختلف هندسه‌ی دیفیوزر در عملکرد آن و محدوده مجاز این پارامترها اطلاعات مفیدی ارائه داده‌اند.

در این تحقیق به منظور بررسی تاثیر رسوب ایجاد شده بر روی بدنه‌ی دیفیوزر بر عملکرد تست استند خلاء از شبیه‌سازی عددی جریان استفاده شده است. در تحلیل‌های عددی انجام شده از وجود ترکیبات شیمیایی در گاز خروجی از موتور صرف‌نظر شده است و تاثیر رسوب ایجاد شده در تغییر مجرای عبور جریان با استفاده از تغییر دادن قطر دیفیوزر و مرز متحرک مدل شده است. برای تغییر

2 Ansys Fluent software

3 Intel Xeon E5-2630 V3

1 Under-expand

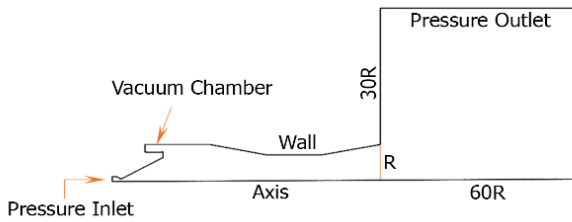


Fig. 4. Computational domain in unsteady analysis

شکل ۴: دامنه‌ی محاسباتی در تحلیل‌های غیر دائم

راهکارهای تصحیحی برای نواحی جریان رینولدز پایین استفاده شده است [۱۶-۱۸]. با این حال، این روش‌ها خطای زیادی در تخمین نواحی جدایش جریان دارند. بارتوزویچ<sup>۳</sup> و همکاران [۱۹] با مقایسه‌ی نتایج حل مدل‌های مختلف آشفتگی و نتایج تجربی برای اجکتورهای مافوق صوت نشان دادند که مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  برای این مسئله مناسب‌تر است. اخیراً نیز توسط فولادی و همکاران [۱۱] نشان داده شده است که مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  نسبت به مدل‌های آشفتگی اسپالارت-الماراس و  $k-\epsilon$  برای مدل‌سازی جریان آشفتگی در داخل دیفیوزر مافوق صوت گلوگاه ثانویه و تعیین محل جدایش جریان مناسب‌تر بوده و نتایج تحلیل جریان با این مدل آشفتگی به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. بنابراین در کلیه‌ی تحلیل‌های ارائه شده در این تحقیق از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  استفاده شده است. اطلاعات پایه در خصوص مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  در مرجع [۲۰] موجود است.

### ۳-۲- دامنه‌ی محاسباتی، شرایط مرزی، شرایط اولیه و گام زمانی

در شکل ۴ دامنه‌ی محاسباتی و شرایط مرزی در تحلیل‌های غیر دائم نمایش داده شده است. دامنه‌ی محاسباتی از نواحی نازل، محفظه خلاء، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ناحیه‌ی دوردست تشکیل شده است. به دلیل ناپایا بودن تحلیل‌های عددی یک ناحیه‌ی محاسباتی اضافی (ناحیه دوردست) با ابعاد بزرگ در انتهای دیفیوزر در نظر گرفته شده است. انجام تحلیل‌های جریان ناپایا برای این مسئله بدون در نظر گرفتن ناحیه‌ی دوردست خطای فاحشی را در شبیه‌سازی عددی جریان وارد می‌کند. بنابراین ناحیه‌ی دوردست برای این مسئله می‌بایست تا حد امکان بزرگ در نظر گرفته شود [۱۶].

است (۳۸/۲ mm/s). با این فرض با توجه به کوچک بودن سرعت حرکت مرز (۰/۰۳۸ متر بر ثانیه) نسبت به ممنتوم بالای جریان در داخل دیفیوزر، تاثیر سرعت حرکت مرز ناچیز بوده و این فرض موجب کاهش دقت بررسی‌ها نخواهد شد.

همچنین فرض شده است که نحوه‌ی تنگ شدن مجرا از یک رابطه خطی مرتبه اول پیروی کند. تنگ شدگی مجرا تا جایی ادامه می‌یابد که ورودی دیفیوزر از حالت مافوق صوت خارج شود. در این بررسی جریان گاز به صورت ایده‌آل با نسبت گرمای ویژه برابر ۱/۱۶۶ و جرم مولکولی ۲۸ g/mol فرض شده است و برای کاهش محاسبات مربوط به معادلات، حل به صورت تقارن محوری<sup>۱</sup> انجام گرفته است. در عمل نیروی جاذبه بر تجمع رسوب در قسمت‌های مختلف تاثیرگذار است و در قسمت پایین دیفیوزر مقدار رسوب تشکیل شده بیش‌تر است. تاثیر جاذبه در حل معادلات در نظر گرفته نشده است و فرض بر این است که رسوب‌گرفتنی نیز به صورت تقارن محوری می‌باشد.

### ۳-۲- روش تحلیل عددی جریان

معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر-استوکس به صورت تراکم‌پذیر، ناپایا و تقارن محوری است. فرم دیفرانسیلی معادلات حاکم در مرجع [۱۵] موجود است. در ادامه روش تحلیل عددی، بررسی استقلال از شبکه‌ی عددی و اعتبارسنجی ارائه شده است.

### ۳-۱- روش تحلیل عددی و مدل آشفتگی

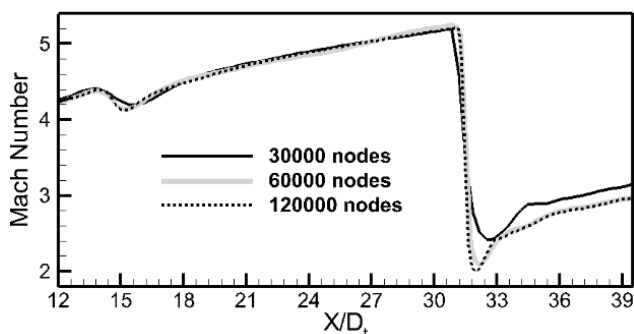
در یک دیفیوزر خروجی گازهای احتراقی، تغییرات عدد ماخ گازهای احتراقی زیاد است (غالباً از ۰ تا ۵). بنابراین جریان به شدت تراکم‌پذیر بوده و برای این‌گونه مسائل، روش حل چگالی مبنا نسبت به روش فشار مبنا دقت بیش‌تری دارد [۱۶ و ۱۷]. در این تحقیق نیز از روش حل چگالی مبنا استفاده شده است. با توجه به اینکه در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه‌ای جریان و لایه مرزی دیواره دیفیوزر وجود دارد، جدایش جریان از دیواره‌ی آن در برخی نواحی مخصوصاً در قسمت‌های انتهایی دیفیوزر اجتناب‌ناپذیر است. بنابراین مدل آشفتگی مورد استفاده می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در برخی از مراجع به منظور کاهش دادن بار محاسباتی از مدل آشفتگی اسپالارت-الماراس<sup>۲</sup> و یا  $k-\epsilon$  به همراه

3 Bartosiewicz

4 Shear Stress Transport (SST)

1 Axis symmetric

2 Spalart-Allmaras



**Fig. 6. Flow Mach number at centerline of nozzle and dif-fuser for the three mesh grids**

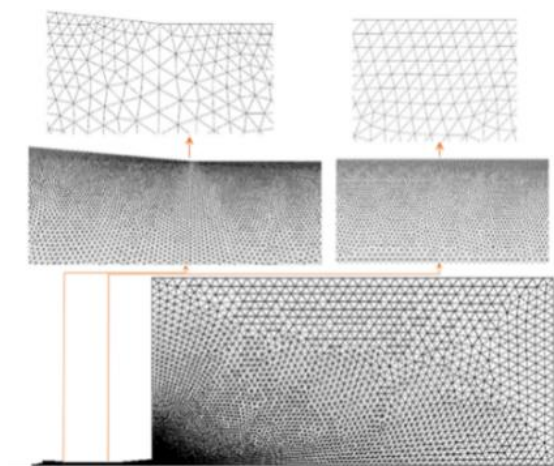
شکل ۶: عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزر و نازل با اندازه‌های مختلف شبکه‌ی محاسباتی

### ۳-۳- شبکه‌ی محاسباتی

در شبیه‌سازی عددی صورت‌گرفته از شبکه‌ی مثلثی بی‌سازمان استفاده شده است. با وجود متحرک بودن مرز در طول حل، مقدار،  $Y+$  در اوایل حل کمتر از ۷ است و با ادامه‌یافتن حل و در حالتی که قطر نیمه‌ی دوم گلوگاه نسبت به نیمه‌ی اول آن برابر با  $0.75$  می‌شود، زیر مقدار ۱۰ باقی می‌ماند. از این رو مقدار  $Y+$  شبکه‌ی محاسباتی، برای مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  مناسب است. شماتیکی از شبکه‌ی محاسباتی در شکل ۵ نشان داده شده است. برای اطمینان از استقلال حل عددی از تعداد گره‌های شبکه‌های محاسباتی، شبکه‌های محاسباتی با اندازه‌های ۳۰۰۰۰، ۶۰۰۰۰ و ۱۲۰۰۰۰ گره ایجاد شده است. مطابق با شکل‌های ۶ تا ۸ برای نشان دادن استقلال از شبکه‌ی محاسباتی، عدد ماخ در محور مرکزی دیفیوزر و نازل، فشار در بدنه‌ی دیفیوزر و تنش برشی بر روی دیواره‌ی دیفیوزر مورد بررسی قرار گرفته است. مطابق با شکل‌های ۶ تا ۸ اختلاف در عدد ماخ جریان در محور مرکزی، فشار بر روی دیواره‌ی دیفیوزر و تنش برشی بر روی آن، ناچیز است. از این رو شبکه‌ی محاسباتی که دارای تعداد گره بالاتر از ۶۰۰۰۰ باشد، می‌تواند تحلیل مناسبی برای حل مسئله ارائه کند. از این رو برای حل مسئله، شبکه‌ی محاسباتی با تعداد گره ۱۲۰۰۰۰ در نظر گرفته شده است.

### ۳-۴- مرز متحرک

شبکه‌ی دینامیک زمانی مورد استفاده قرار می‌گیرد که شکل میدان جریان با زمان تغییر کند که ناشی از حرکت مرزهای میدان حل است. پس از تغییر موقعیت مرزها در میدان حل، شبکه‌ی



**Fig. 5. The computational grids used for the numerical simulations**

شکل ۵: نمایی از شبکه‌ی محاسباتی استفاده شده در تحلیل عددی

طول و عرض ناحیه دور دست به اندازه ۶۰ و ۳۰ برابر شعاع سطح خروجی دیفیوزر انتخاب شده است. در این تحقیق، شرط مرزی ورودی فشار<sup>۱</sup> در سطح ورودی نازل، شرط مرزی خروجی فشار<sup>۲</sup> در مرزهای خروجی ناحیه‌ی دور دست در نظر گرفته شده است. شرط مرزی عدم لغزش جریان و آدیاباتیک<sup>۳</sup> برای تمامی سطوح دیواره اعمال شده است. موتور مورد نظر دارای فشار ۳۳ بار است. دمای سکون در ورودی برابر با ۳۴۰۰ کلوین است. همچنین در مرزهای ناحیه‌ی دور دست فشار  $0.886$  بار و دمای اتمسفر محلی ۳۰۰ کلوین اعمال می‌شود. در حل پایای جریان در دیفیوزر مافوق صوت، هر چه شرایط اولیه به جواب نهایی نزدیک‌تر باشد، تحلیل مسئله زودتر همگرا می‌شود. بنابراین، به منظور تسریع در حل پایا، 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 محفظه‌ی خلاء به عنوان شرایط اولیه استفاده شده است [۱۱].

غالباً در شبیه‌سازی غیر دائم جریان گازها در دیفیوزر، گام زمانی  $10^{-5}$  ثانیه با عدد کورانت ۱۰ مورد استفاده قرار گرفته است [۱۶] و [۲۱-۲۲]. در تحقیق حاضر گام زمانی  $10^{-6}$  ثانیه در نظر گرفته شده و مقدار عدد کورانت<sup>۴</sup> در بازه‌ی  $0.1$  تا  $0.5$  در حال تغییر است.

- 1 Pressure inlet
- 2 Pressure outlet
- 3 No slip flow and zero heat flux
- 4 Courant number



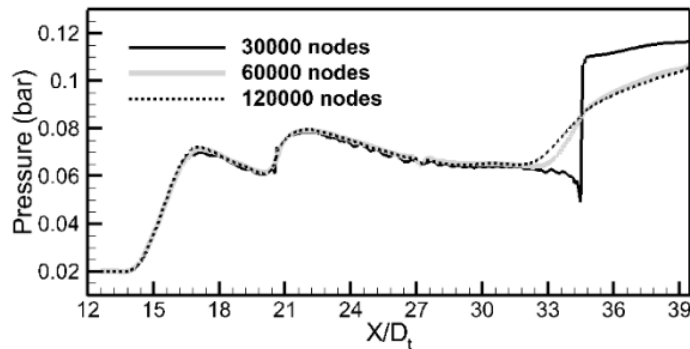


Fig. 7. Diffuser wall pressure distribution for the three mesh grids  
 شکل ۷: فشار بر روی دیواره‌ی دیفیوزر با اندازه‌های مختلف شبکه‌ی محاسباتی

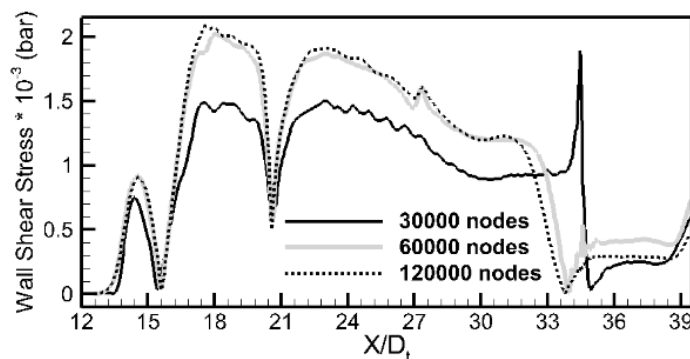


Fig. 8. Wall shear stress distribution for the three mesh grids  
 شکل ۸: تنش برشی بر روی دیواره‌ی دیفیوزر با اندازه‌های مختلف شبکه‌ی محاسباتی

مرزها به‌عنوان وضعیت تعادلی شبکه در نظر گرفته می‌شود. یک جابه‌جایی در یک گره مرزی مشخص، نیرویی متناسب با جابه‌جایی در امتداد تمام فنرهای متصل به یک گره ایجاد می‌کند. موقعیت یک گره در گام زمانی بعدی متناسب با مقدار جابه‌جایی و موقعیت زمان حال آن گره است [۱۳].

در پژوهش صورت گرفته از روش شبکه‌سازی مجدد نیز بهره گرفته شده است. زمانی که جابه‌جایی مرزها در مقایسه با سلول‌های محلی آن‌ها بزرگ باشد، کیفیت سلول‌ها به سمت صفر میل می‌کند و یا حتی ممکن است سلول‌ها از بین رفته و حجم منفی ایجاد شود. در نتیجه در حل مسئله زمانی که به گام بعدی پیش می‌رود، مشکلات همگرایی ظاهر می‌گردد. بنابراین معیاری برای کیفیت سلول‌ها قرار داده می‌شود تا سلول‌هایی که آن معیار را نقض می‌کنند، جمع‌آوری شده و با ایجاد شبکه‌ی جدید جایگزین می‌شود. در این تحقیق از معیار بیشینه کج شدگی<sup>۵</sup> مجاز ۰/۵۵ برای این منظور استفاده شده است. مقدار کج شدگی یک سلول بر اساس پارامتر زاویه از رابطه (۱) قابل محاسبه است.

محاسباتی تغییر داده می‌شود. در هر مدلی باید نواحی متحرک و غیر متحرک شناسایی شده و در زمان ایجاد شبکه‌ی محاسباتی مشخص گردند. در نرم‌افزار فلوئنت سه روش هموارکننده<sup>۱</sup>، لایه‌بندی دینامیک<sup>۲</sup> و تولید شبکه‌ی محلی مجدد<sup>۳</sup> برای به‌روز کردن شبکه‌ی محاسباتی در ناحیه‌ای که دچار تغییر شکل شده است وجود دارد. در این تحقیق با توجه به شبکه‌ی مثلثی بی‌سازمان مورد استفاده، از دو روش هموارکننده و تولید شبکه‌ی محلی مجدد برای به‌روز کردن شبکه‌ی محاسباتی پس از تغییر مرزها استفاده شده است. در این تحقیق تغییرات مرز با استفاده از یک تابع تعریف شده توسط کاربر<sup>۴</sup> در نرم‌افزار فلوئنت ایجاد شده است. اولین روش به کار رفته برای به‌روز کردن شبکه‌ی محاسباتی در هر گام زمانی، روش هموارکننده بر مبنای روش تشابه فنری است. در این روش اضلاع بین هر دو گره از شبکه، به صورت ایده‌آل به‌عنوان شبکه‌ی از فنرهای متصل و به هم پیوسته فرض می‌گردند. فضای اولیه‌ی اضلاع پیش از هرگونه حرکت

- 1 Smoothing method
- 2 Dynamic layering
- 3 Local remeshing methods
- 4 User Defined Function (UDF)

5 Skewness

این رو با توجه به گام زمانی  $10^{-6}$  ثانیه، مقدار تغییرات مرز در هر گام زمانی بسیار کوچک است و تغییرات ناگهانی در شبکه‌بندی اطراف مرز متحرک اتفاق نمی‌افتد. به همین منظور کم‌ترین مقدار کیفیت تعامد مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که کمینه کیفیت تعامد<sup>۱</sup> شبکه در بازه‌ی ۰/۳۹۳۱ تا ۰/۴۵۱۲ قرار می‌گیرد. همچنین میزان کشیدگی<sup>۲</sup> سلول‌های شبکه در مدل اولیه برابر با ۵/۴۱۳۸ است و در بدترین حالت برابر با ۷/۱۳۶۹ است که مربوط به حالتی است که نسبت قطر نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه به قطر نیمه‌ی اول برابر با ۰/۷ است. از این رو اعمال تغییرات در مرز دیفیوزر مورد بررسی با استفاده از روش شبکه‌ی دینامیک، باعث افت کیفیت شبکه نشده و تاثیری در نتایج مربوط به آن ندارد.

#### ۴- اعتبارسنجی روش عددی

در این تحقیق اعتبارسنجی روش عددی با استفاده از نتایج تست یک موتور آزمایشگاهی در استند خلاء پژوهشکده‌ی سامانه‌های حمل و نقل فضایی انجام شده است. استند آزمایش ساخته شده برای تست‌های مقیاس کوچک موتور و دیفیوزر در شکل ۱۰ نشان داده شده است. این استند شامل یک موتور آزمایشگاهی کف‌سوز به همراه یک نازل با نسبت انبساط بالا و یک دیفیوزر گلوگاه ثانویه است. مقادیر پارامترهای هندسی مربوط به نازل و دیفیوزر در جدول ۱ آورده شده است. در سیستم داده‌برداری از دو نوع سنسور کولایت<sup>۳</sup> و سنسیس<sup>۴</sup> به ترتیب جهت اندازه‌گیری فشار در طول دیفیوزر و فشار موتور استفاده شده است. هرکدام از این سنسورها برای استفاده در محدوده‌ی فشار خاصی کاربرد دارند. سنسور کولایت برای استفاده در رژیم‌های جریان‌ی مختلف بسیار مناسب است. یکی از مزایای این سنسور نصب مستقیم آن بر سطح مدل است که باعث به حداقل رسیدن مسئله تأخیر زمانی می‌شود. سنسور سنسیس دارای محدوده‌ی کاری از صفر تا ۲۰۰ بار است و ویژگی آن هم اندازه‌گیری فشار به صورت مطلق است. در این تست، دو عدد سنسور فشار در قسمت ورودی و یک عدد سنسور نیز در قسمت گلوگاه ثانویه دیفیوزر تعبیه شده است. بدنه‌ی دیفیوزر با ضخامت ۵ میلی‌متر و با استفاده از فولاد ۳۰۹، که عملکرد

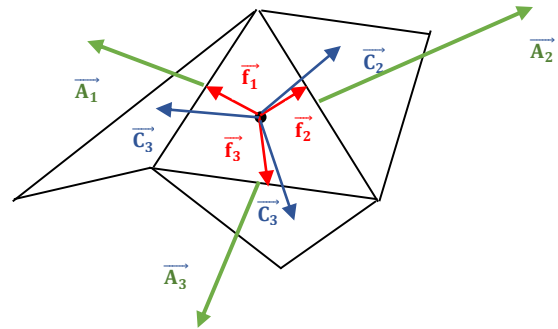


Fig. 9. The orthogonal quality parameters for each cell  
شکل ۹: پارامترهای کیفیت تعامد هر سلول [۱۳]

$$\text{skewness} = \max\left(\frac{\theta_{\max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{\min}}{\theta_e}\right) \quad (1)$$

منظور از  $\theta_{\max}$  و  $\theta_{\min}$  به ترتیب کمترین زاویه و بیشترین زاویه در سلول مثلثی می‌باشد. همچنین منظور از  $\theta_e$  مقدار زاویه در یک سلول مثلث متساوی الاضلاع (۶۰ درجه) می‌باشد. همچنین جهت ارزیابی کیفیت شبکه مثلثی از معیار کیفیت تعامد و میزان کشیدگی سلول‌ها استفاده شده است. کیفیت تعامد برای هر سلول با استفاده از بردار نرمال سطح ( $\vec{A}_i$ )، بردار از مرکز سلول به مرکز سلول مجاور ( $\vec{C}_i$ ) و بردار از مرکز سلول به مرکز هر یک از سطوح آن ( $\vec{f}_i$ ) به صورت زیر تعریف می‌گردد. مقدار کیفیت تعامد در بازه‌ی بین ۰ تا ۱ قرار می‌گیرد که مقدار ۰ بیان‌گر بدترین حالت و مقدار ۱ بهترین حالت را نشان می‌دهد [۱۳].

$$\text{Orthogonal quality} = \min\left(\frac{|\vec{A}_i \cdot \vec{f}_i|}{|\vec{A}_i| |\vec{f}_i|}, \frac{|\vec{A}_i \cdot \vec{C}_i|}{|\vec{A}_i| |\vec{C}_i|}\right) \quad (2)$$

میزان کشیدگی یک سلول با پارامتر نسبت منطری سنجیده می‌شود که برای یک سلول مثلثی نسبت بزرگترین ضلع به کوچکترین ضلع است. بهترین میزان کشیدگی ممکن برای یک مثلث متساوی الاضلاع است که برابر با مقدار یک است. با افزایش مقدار کشیدگی میزان کیفی شبکه‌ی محاسباتی کاهش می‌یابد.

شبیه‌سازی حرکت مرزها با استفاده از روش شبکه‌ی متحرک باعث تغییر در کیفیت شبکه می‌گردد. در این تحقیق سرعت حرکت مرز در استفاده از مش مرز متحرک بسیار کوچک است. مقدار سرعت حرکت مرز برای تنگ کردن مجرا برابر با ۰/۳۸۲ متر بر ثانیه است. از

- 1 Orthogonal quality
- 2 Aspect ratio
- 3 Kulite
- 4 Sensys

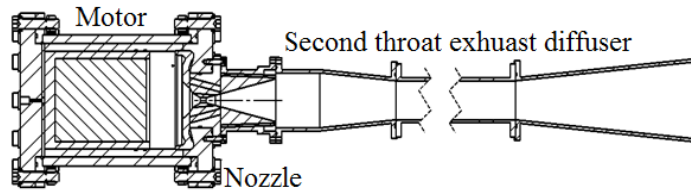


Fig. 10. Schematic of high altitude test facility

شکل ۱۰: شماتیک تست استند خلاء آزمایشگاهی [۱۴]

جدول ۲: مقایسه نتایج عددی و تجربی [۱۴]

Table 2. Comparison of numerical and experimental

خطا %	$P_a-P$ (bar) (تجربی)	$P_a-P$ (bar) (عددی)	$X/D_t$
۱۰	۰/۷۶۹	۰/۸۴۵	۱۵/۲۲۱۴۷
۷	۰/۷۵۱	۰/۸۱۴	۱۷/۰۳۲۵۸
۰/۳	۰/۵۸۹	۰/۵۸۶۱	۵۷/۰۳۲۵۸

ندارد، مقدار  $\Pi$  برابر یک است.

### ۵-۱- تغییرات عدد ماخ جریان با تنگ‌شدگی مجرا

در شکل ۱۲ کانتور عدد ماخ جریان در دیفیوزر با تغییرات پارامتر  $\Pi$  نمایش داده شده است. مطابق شکل در حالت  $\Pi = 1$  نازل و دیفیوزر در حالت راه‌اندازی شده قرار دارند. به عبارت دیگر جریان مافوق صوت هم در نازل و هم در ورودی دیفیوزر برقرار است. در این شرایط محفظه‌ی تست که با ناحیه‌ی کوچکی نشان داده شده است و نازل در داخل آن قرار دارد، در شرایط خلاء نسبی است.

فشار محفظه‌ی خلاء در حالت  $\Pi = 1$  برابر با  $0/0193$  بار است. مطابق با شکل ۱۲ جریان در خروجی نازل منبسط شده و در برخورد با ورودی دیفیوزر موج ضربه‌ای مایل را ایجاد کرده است. جریان در ناحیه‌ی رمپ دیفیوزر مافوق صوت است. مطابق با شکل کانتور عدد ماخ، جریان در ورودی گلوگاه ثانویه در نزدیکی دیواره‌ی دیفیوزر از سطح جدا شده است. با این وجود جت مافوق صوت جریان در هسته‌ی مرکزی دیفیوزر امتداد یافته است و با پیش‌روی در طول دیفیوزر مستهلک شده است. در شکل ۱۲ این الگوی جریان از حالت  $\Pi = 0/9$  تا  $\Pi = 0/7$  نیز مشاهده می‌گردد. تفاوتی که دیده می‌شود در این است که هر چه مقدار  $\Pi$  کوچک‌تر می‌گردد و مجرای دیفیوزر تنگ‌تر می‌شود، ناحیه‌ی جدایش جریان در نیمه‌ی اول گلوگاه ثانویه کوچک‌تر می‌شود و ناحیه‌ی جریان مافوق صوت توسعه‌ی بیش‌تری پیدا می‌کند و الگوی جریان در دیفیوزر بهبود می‌یابد که در ادامه

جدول ۱: مقادیر پارامترهای بی‌بعد هندسه نازل و دیفیوزر

Table 1. Non dimensional parameters of diffuser geometry

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
$A_e/A^*$	۶۰	$\theta_{out}$	۶
$A_d/A^*$	۷۳/۴	$(L/D)_{st}$	۸
$A_d/A_{st}$	۲	$(L/D)_d$	۰/۸
$A_o/A_{st}$	۴	$\theta_{in}$	۶

حرارتی مناسبی دارد، ساخته شده است. قطر گلوگاه نازل ۹ میلی‌متر است. در حالت کارکرد عادی این موتور فشار ۳۳ بار را ایجاد کرده است. جزئیات بیشتر در خصوص تجهیزات تست تجربی مورد استفاده در مرجع [۱۴] موجود است.

در تحقیق حاضر شبیه‌سازی عددی این مسئله با روش عددی ارائه شده در بخش قبلی انجام شده است. در شکل ۱۱ توزیع فشار در طول دیفیوزر به دست آمده از نتایج تحلیل عددی با نتایج تست تجربی مقایسه شده است. مطابق جدول ۲ مشاهده می‌شود که بیشترین اختلاف فشار در دو روش تست تجربی و شبیه‌سازی عددی نسبت به فشار اتمسفر محلی در حدود ۱۰ درصد است که در قسمت ورودی دیفیوزر رخ داده است. مطابق مقایسه‌ی انجام‌شده در شکل مزبور، نتایج آزمایشگاهی و تحلیل عددی همخوانی قابل قبولی داشته و این امر تأییدی بر صحت روش عددی مورد استفاده در این تحقیق است.

### ۵- نتایج و بحث

در بخش مقدمه نحوه‌ی عملکرد دیفیوزر مافوق صوت و سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی شرح داده شده است. هدف از این بخش بررسی تاثیر گرفتگی مقطع دیفیوزر در فیزیک جریان حاکم است. به این منظور پارامتر  $\Pi$  به‌عنوان میزان گرفتگی مجرا تعریف شده است که نسبت قطر متغیر نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه به قطر ثابت نیمه‌ی اول آن تعریف می‌شود. در شرایط اولیه که گرفتگی در مجرا وجود

دچار خفگی می‌گردد. در صورت وقوع این پدیده، نازل کاملاً تخریب می‌گردد.

مطابق با نمودار شکل ۱۳، عدد ماخ توسط موج‌های ضربه‌ای مایل در طول دیفیوزور رو به کاهش است. عدد ماخ جریان در ابتدا با شیب ملایمی افزایش می‌یابد و سپس با شیب تندتری رو به کاهش است. دلیل این موضوع این است که جریان سیال پس از خارج شدن از نازل، در ورودی دیفیوزور منبسط شده و پس از عبور از یک موج ضربه‌ای مایل وارد ناحیه‌ی رمپ دیفیوزور گشته است. در ادامه موج‌های ضربه‌ای پی‌درپی باعث کاهش عدد ماخ جریان شده است. معمولاً در قسمت گلوگاه ثانویه یک موج ضربه‌ای نسبتاً قوی باعث جدایش جریان می‌گردد و کاهش شدیدی در عدد ماخ جریان ایجاد می‌کند. رفتار جریان در نمودار شکل ۱۳ با نمودار عدد ماخ جریان در محور مرکزی دیفیوزور مربوط به کار کوماران<sup>۱</sup> و همکاران [۱۵] و [۱۸] مشابه است.

بیشینه مقدار عدد ماخ که در نمودار شکل ۱۳ دیده می‌شود در حدود ۵/۲ است. با افزایش مقدار تنگ‌شدگی تا زمانی که مقدار  $n$  به عدد ۰/۷ می‌رسد، افت عدد ماخ جریان در طول دیفیوزور کاهش می‌یابد و جریان سیال در خروجی از دیفیوزور دارای ماخ بزرگ‌تری است. از این رو تنگ‌شدگی مجرا در طول فرآیند تست می‌تواند تا حدی باعث بهبود الگوی جریان گردد. با توجه به کانتور عدد ماخ، زمانی که گرفتگی گلوگاه ثانویه از مقدار مشخصی بگذرد بر جدایش

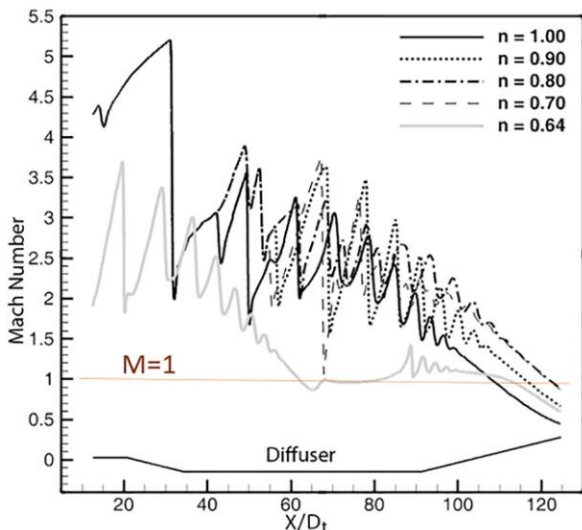


Fig. 13. Centerline mach number variation with constriction number

شکل ۱۳: نمودار تغییرات عدد ماخ مرکزی دیفیوزور

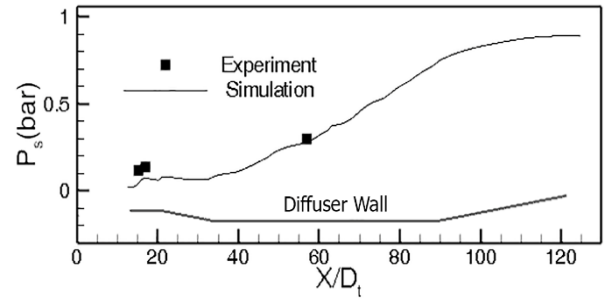


Fig. 11. Comparison of computed and measured pressures along the diffuser

شکل ۱۱: مقایسه توزیع فشار بر روی دیواره‌ی دیفیوزور در شبیه‌سازی عددی با نتایج تست تجربی [۱۴]

مشخص خواهد شد.

در ادامه در یک محدوده‌ی کوچک پارامتر  $n$  با تغییر آن از ۰/۷ به ۰/۶۷ باعث به هم ریختن جریان و تغییرات اساسی آن در داخل دیفیوزور شده است. این تغییرات به صورتی است که جریان مافوق صوت تنها در بخشی از ورودی دیفیوزور برقرار بوده و نقطه‌ی جدایش جریان به سمت ورودی دیفیوزور انتقال یافته است. در این حالت فشار در محفظه‌ی خلاء افزایش یافته است. با این وجود نازل هنوز در حالت راه‌اندازی شده قرار دارد. واقعیت این است که در این حالت دیفیوزور در این شرایط در حالت بسیار ناپایدار قرار دارد و با کوچک‌ترین اغتشاش، نازل نیز از شرایط راه‌اندازی خارج می‌گردد. در ادامه با کاهش  $n$  به مقدار ۰/۶۴ نقطه‌ی جدایش جریان به داخل نازل انتقال می‌یابد و هم نازل و هم دیفیوزور در حالت عدم راه‌اندازی قرار می‌گیرند. در این حالت جریان در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه

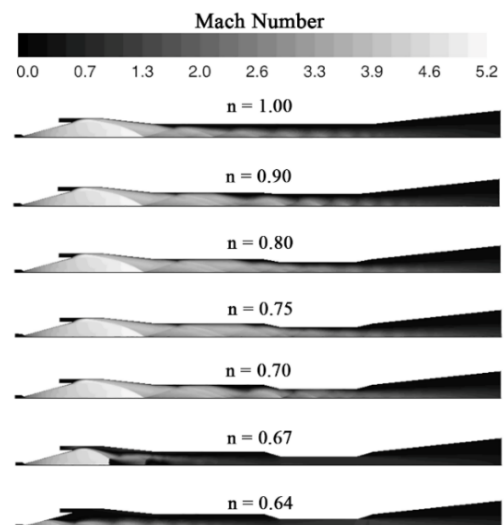


Fig. 12. Mach number contour variations with constriction

شکل ۱۲: کانتور عدد ماخ جریان داخل دیفیوزور

می‌گردد. در  $n = 0.67$  امواج ضربه‌ای قوی در ناحیه‌ی ورودی دیفیوزر شکل می‌گیرد و مطابق با مطالب بیان شده ناحیه‌ی جدایش و افزایش فشار در منطقه‌ای شکل می‌گیرد که نسبت به حالت‌های قبل به بالادست انتقال یافته است. در این حالت مشخص است که میزان کشیدگی جریان مافوق صوت که در ورودی دیفیوزر کاهش یافته است و توانایی آن برای جلوگیری از ورود جریان به داخل محفظه‌ی خلاء نیز کاهش می‌یابد. از این رو در حالت  $n = 0.67$  دیفیوزر یک شرایط بسیار ناپایدار را تجربه می‌کند. این ناپایداری زمانی خود را نشان می‌دهد که مجرا تنگ‌تر شود. در حالت  $n = 0.64$  امواج ضربه‌ای باعث می‌شوند که جریان از روی نازل جدا شده و دیگر مانعی برای جلوگیری از ورود جریان به محفظه‌ی خلاء مشاهده نمی‌شود. از این رو با برگشت جریان به محفظه‌ی خلاء فشار آن تا مقدار  $0.58$  بار افزایش می‌یابد.

مطابق با شکل ۱۵ فشار استاتیک در ورودی دیفیوزر مقدار پایینی دارد و افزایش فشار با نرخ کم و به صورت پله‌ای در بخش عمده‌ای از دیفیوزر صورت می‌گیرد. با یک افزایش فشار نسبتاً شدید در قسمت انتهایی، به فشار اتمسفر محلی می‌رسد که روند عملکرد صحیح دیفیوزر را نشان می‌دهد [۱۷ و ۲۲-۲۱].

نوساناتی که در ورودی دیفیوزر در تمام حالت‌ها دیده می‌شود، تداخلات متوالی موج‌های ضربه‌ای با لایه‌مرزی دیواره در ناحیه‌ی

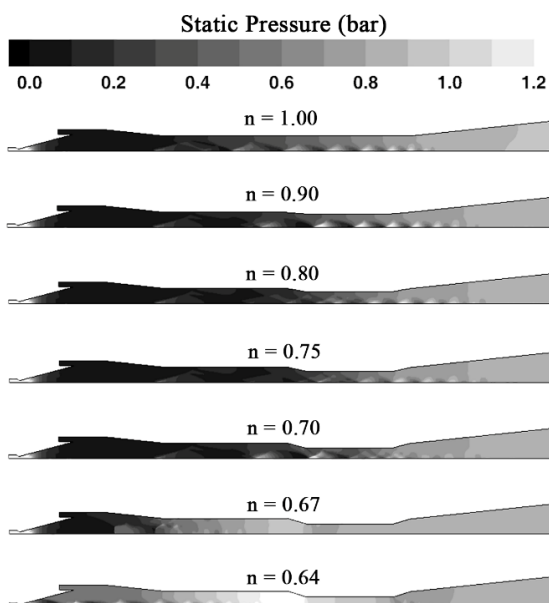


Fig. 14. Variations of static pressure contour with constriction number

شکل ۱۴: کانتور فشار استاتیک جریان در داخل دیفیوزر

جریان از دیواره تاثیر می‌گذارد و امکان جدایش جریان از روی نازل نیز محتمل است. مطابق با نمودار شکل ۱۳ در مقدار تنگ‌شدگی متناظر با  $n = 0.64$ ، جریان از دیواره نازل جدا شده و در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه دچار خفگی شده و عدد ماخ جریان برابر با یک می‌شود. قابل ذکر است که نوسانات موجود در منحنی عدد ماخ (شکل ۱۳) در مقادیر مختلف  $n$  به دلیل وجود امواج تراکمی و انبساطی جریان مافوق صوت بوده و در نواحی مادون صوت منحنی عدد ماخ در طول دیفیوزر هموارتر است.

### ۵-۲- تغییرات فشار استاتیک با تنگ‌شدگی مجرا

مطابق با شکل ۱۴، فشار استاتیک در طول دیفیوزر از مقدار خیلی پایین (فشار خلاء) تا حدود مقدار یک اتمسفر در خروجی دیفیوزر تغییر می‌کند. این بازیافت فشار توسط قطاری از موج‌های ضربه‌ای جریان در طول لوله‌ی دیفیوزر اتفاق افتاده است. انبساط جت سیال در دهانه‌ی محفظه‌ی خلاء قبل از موج ضربه‌ای مایل باعث ایجاد مکش سیال داخل محفظه‌ی تست شده و در شرایط پایای جریان، فشار داخل محفظه‌ی تست با فشار جت سیال به تعادل رسیده است. انبساط جت جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر خلاء لازم را در محفظه‌ی آزمایش ایجاد می‌کند و بازیابی فشار در طول دیفیوزر از مقدار نسبی خلاء تا مقدار  $0.886$  بار در خروجی دیفیوزر، باعث تخلیه‌ی گازهای احتراقی به محیط شده است. در این شکل کانتور فشار استاتیک با تغییرات پارامتر  $n$  نیز نشان داده شده است. مطابق با مباحث قبل دیفیوزر در حالت  $n = 1$  در حالت راه‌اندازی قرار دارد. مطابق با شکل با تغییر از حالت  $n = 1$  تا  $n = 0.75$ ، به دلیل تغییراتی که در جریان داخل نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه رخ می‌دهد، فشار استاتیک نیمه‌ی اول گلوگاه ثانویه به سمت کاهش پیش می‌رود و به تبع آن ناحیه‌ی بالادست گلوگاه ثانویه و محفظه‌ی خلاء فشار استاتیک پایین خود را حفظ می‌کنند. در  $n = 0.7$  به دلیل وجود حباب جدایش نسبتاً بزرگ در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه و امواج ضربه‌ای نسبتاً قوی در آن ناحیه، فشار استاتیک در آن ناحیه کمی افزایش می‌یابد.

آنچه در شکل ۱۴ مشاهده می‌گردد مشابه با نتایج کار صورت گرفته در مرجع [۲۳] در ارتباط با زمان خاموشی موتور است. با تغییر قطر نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه از مقدار  $n = 1$  تا  $n = 0.7$  فشار از مقدار خلاء نسبی  $0.165$  بار به مقدار اتمسفر محلی  $0.886$  بار بازیابی

می‌گردد و در  $n=0/64$ ، جریان در آن دچار خفگی شده و دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج می‌گردد و افزایش فشار تا میزان بالاتر از یک بار در بدنه‌ی دیفیوزر قابل مشاهده است. رفتار تغییرات فشار در طول دیواره‌ی دیفیوزر مشابه با نتایج مربوط به مراجع [۱۷ و ۲۱] است.

### ۵-۳- مقدار تابع موج ضربه‌ای

در جریان‌های پیچیده معمولاً پیدا کردن موقعیت ناپیوستگی‌های موج ضربه‌ای در یک حل دینامیک سیالات محاسباتی، دشوار است. این ناپیوستگی‌ها متناظر با موقعیت‌هایی که دقیقاً عدد ماخ جریان برابر با یک است، نمی‌باشند و همچنین به دلیل هموارسازی‌های عددی تغییرات بسیار زیادی که در طول این ناپیوستگی‌ها وجود دارد، به سختی دیده می‌شوند [۲۴ و ۲۵].

$$SF = \frac{V \cdot \nabla P}{a |\nabla P|} \quad (3)$$

مطابق با رابطه (۲)، مقادیر مثبت تابع موج ضربه‌ای<sup>۱</sup> بیانگر امواج ضربه‌ای و مقادیر منفی نشان‌دهنده‌ی امواج انبساطی هستند که در کانورتور تابع موج ضربه‌ای در شکل ۱۶ نشان داده شده‌اند. مطابق با شکل ۱۶ جریان مافوق صوت که از نازل خارج می‌گردد در ابتدا منبسط می‌گردد و زمانی که ساختار موج‌های ضربه‌ای در گلوگاه ثانویه شکل می‌گیرد، دوباره متراکم می‌گردد. در نزدیکی لبه‌ی نازل جریان یک انبساط را تجربه می‌کند که اساساً از قوانین انبساط پراتل مایر<sup>۲</sup> پیروی می‌کند که ناشی از فشار پایین محفظه است [۲۶]. رفتار موج ضربه‌ای به طور قابل توجهی از جدایش لایه مرزی تاثیر می‌پذیرد [۲۷]. مطابق شکل ۱۶ مزبور با باریک کردن مجرا، جریان مافوق صوت در قسمت باریک شده برقرار می‌گردد. این امر باعث می‌شود که ارتباط ناحیه‌ی بیرون و ناحیه‌ی بالادست مجرای تنگ شده قطع گردد و یک محیط فشارپایین در پایین دست قسمت مساحت ثابت گلوگاه ثانویه ایجاد شود. این امر به طور خودکار باعث افزایش ناحیه‌ی مافوق صوت شده و جدایش جریان را به سمت پایین دست می‌کشاند. این موضوع با تغییر  $n$  از مقدار یک تا مقدار  $0/7$  مشهود است. با افزایش میزان تنگ‌شدگی تا مقدار  $n=0/75$ ، امواج ضربه‌ای تا فاصله‌ی دورتر در پایین دست ادامه پیدا می‌یابند و بازیابی فشار بهبود می‌یابد. در  $n=0/7$  کاهش

ورودی دیفیوزر است. در قسمت گلوگاه ثانویه منحنی فشار استاتیک هموارتر می‌گردد که به دلیل جدایش جریان و در نتیجه مادون صوت بودن آن اتفاق می‌افتد. مطابق با کانورتور فشار استاتیک در شکل ۱۴ مشخص است که تداخلات مربوط به موج‌های ضربه‌ای تا انتهای دیفیوزر امتداد می‌یابند، ولی در نواحی مرکزی محصور می‌مانند و به نواحی مجاور بدنه‌ی دیفیوزر نفوذ نمی‌کنند.

مطابق با کانورتور فشار استاتیک در شکل ۱۴، با گذر زمان و افزایش میزان تنگ‌شدگی تا مقدار  $n=0/8$ ، محل جدایش جریان به سمت پایین دست انتقال پیدا می‌کند. در مقدار  $n=0/7$  جدایش جریان به سمت ورودی دیفیوزر حرکت می‌کند و مطابق با نمودار شکل ۱۶ مشخص است که افزایش فشار ناگهانی در نقطه‌ای با طول بی‌بعد کوچک‌تر نسبت به حالت  $n=0/8$  اتفاق می‌افتد. دلیل این امر این است که جریان مافوق صوت در طول دیفیوزر امتداد بیشتری می‌یابد و امواج ضربه‌ای قوی‌تر که باعث جدا شدن و مادون صوت شدن جریان می‌گردند در نقطه‌ای دورتر نسبت به ورودی دیفیوزر، ایجاد شوند. مطابق با نمودار تغییرات فشار بر روی دیواره‌ی دیفیوزر مشخص است که در حالت  $n=0/7$  نوساناتی در فشار دیده می‌شود که حباب جدایش ایجاد شده بر روی آن تاثیرگذار است و حاکی از آن است که با تنگ کردن بیش‌تر مجرا جریان به سمت ناپایداری پیش می‌رود. با افزایش میزان تنگ‌شدگی، قطر نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه بسیار کم

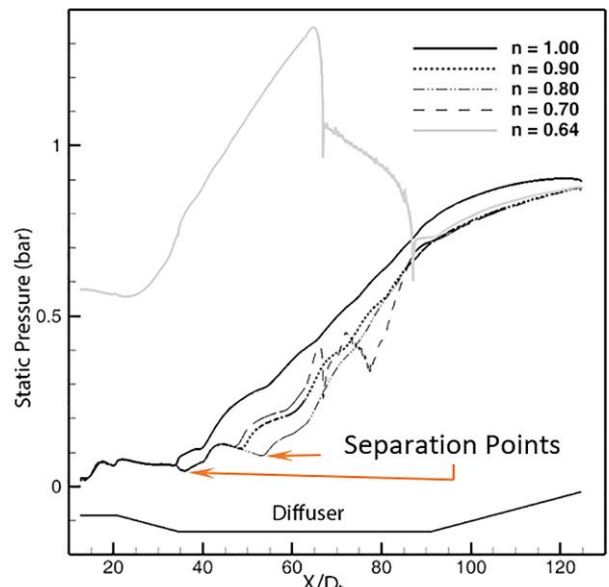


Fig. 15. Variation of wall static pressure with constriction number

شکل ۱۵: تغییرات فشار بر روی بدنه‌ی دیفیوزر

1 Shock Function (SF)

2 Prandtl-Meyer

#### ۴-۵- تغییرات خطوط جریان با تنگ‌شدگی مجرا

در قسمت‌های میانی دیفیوزر که جریان سیال پس از جدایش دوباره به سطح دیفیوزر برمی‌گردد، یک حباب جدایش شکل می‌گیرد. در قسمت‌های انتهایی دیفیوزر معمولاً جریان پس از جدایش از دیواره، به طور مادون‌صوت تا انتهای دیفیوزر ادامه پیدا می‌کند.

تغییرات خطوط جریان با کاهش  $n$  در شکل ۱۷ نشان داده شده است. از مقدار  $n=1$  تا مقدار  $0.7$  جریانی برگشتی و گردابه‌ای در نزدیکی نازل و ورودی دیفیوزر مشاهده نمی‌گردد و خطوط جریان نشان‌دهنده‌ی برخورد جریان مافوق‌صوت خروجی از موتور به دیواره‌ی ورودی دیفیوزر و در نتیجه حرکت به سمت اتمسفر محلی است. در هندسه‌ی اولیه حباب جدایش مشاهده نمی‌شود و جریان پس از جدایش به دیواره نمی‌چسبد. دلیل این امر به پایین بودن فشار محفظه‌ی موتور باز می‌گردد. کوچک‌ترین حباب جدایش در حالت  $n=0.75$  دیده می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود که با ادامه‌ی تنگ‌شدگی مجرا خطوط جریان دچار تغییر می‌شود. در حالت‌های  $n=0.67$  و  $n=0.64$  به ترتیب لایه‌مرزی در ورودی دیفیوزر و نازل جدا شده است. در شکل ۱۸ وجود گردابه‌ها و جریان برگشتی در دو حالت  $n=0.67$  و  $n=0.64$  در نزدیکی ورودی دیفیوزر کاملاً مشهود است که باعث برگشت جریان به داخل محفظه‌ی خلاء می‌گردد. با مشاهده‌ی کانتور فشار استاتیک افزایش فشار در داخل محفظه‌ی خلاء در این دو حالت مشهود است که ناشی از برگشت جریان به داخل محفظه‌ی خلاء است.

#### ۵-۵- تغییرات فشار کل در حالت‌های مختلف تنگ‌شدگی مجرا

نکته‌ی قابل توجه این است که جدایش جریان باعث افت شدید فشار کل می‌گردد. معمولاً در نقاط نزدیک به انتهای گلوگاه ثانویه، این افت شدید در فشار کل مشاهده می‌گردد. در حالت راه‌اندازی و با استفاده از کانتور عدد ماخ نقاط جدایش جریان مشخص می‌شود و در همین نقاط جریان مادون‌صوت شده و افت فشار کل در این نقاط به بیش‌ترین مقدار می‌رسد. در حالت عدم راه‌اندازی، موج‌های ضربه‌ای قوی اولیه باعث مادون‌صوت شدن جریان در نیمه‌ی اولیه‌ی محور مرکزی گلوگاه ثانویه می‌گردد. این امر با افت فشار کل زیادی همراه است و بنابراین گازهای احتراقی، هد دینامیکی کافی برای

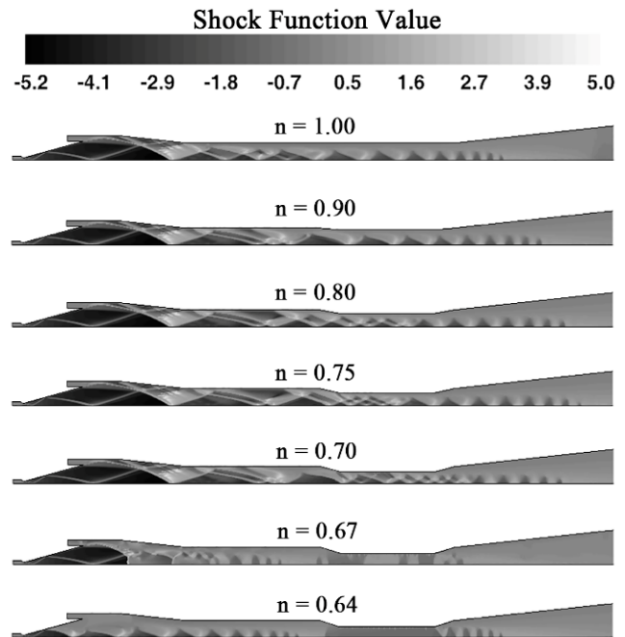
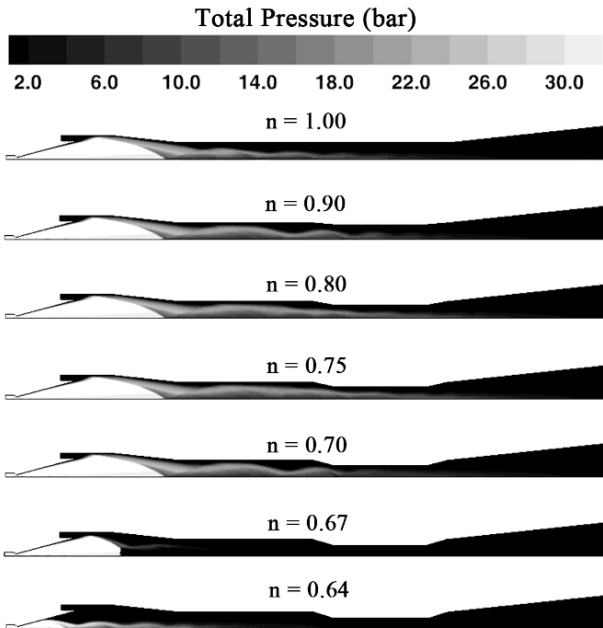


Fig. 16. Variation of shock function contour with constriction number

شکل ۱۶: کانتور تابع موج ضربه‌ای در داخل دیفیوزر

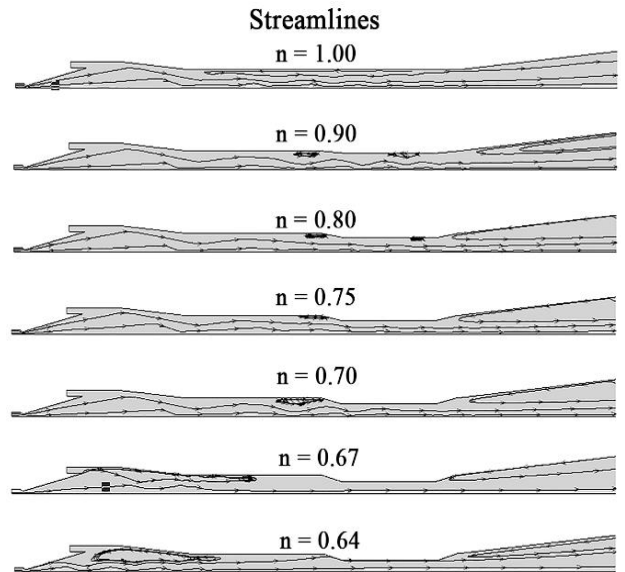
امتداد امواج ضربه‌ای مشاهده می‌گردد و در مقادیر  $n=0.67$  و  $n=0.64$  تغییرات اساسی در امواج ضربه‌ای مشاهده می‌شود. در حالت  $n=0.7$  اگرچه جدایش جریان به سمت پایین دست حرکت کرده است، به نظر می‌رسد بزرگ بودن حباب جدایش اولیه، الگوی جریان و امواج ضربه‌ای را دچار تغییر کرده است که در ادامه و در قسمت مربوط به خطوط جریان در مورد آن بحث شده است. با تنگ‌شدگی مجرا تا مقدار  $n=0.7$  به دلیل وجود جریان مافوق‌صوت در ورودی دیفیوزر، نوسانات فشار نمی‌تواند به محفظه‌ی خلاء نفوذ کند. در حالت  $n=0.67$  ناحیه‌ی جریان مافوق‌صوت پس از خروجی از نازل کاهش می‌یابد و جریان به حالت ناپایدار در داخل دیفیوزر می‌رسد. با کاهش سطح مقطع و رسیدن به حالت  $n=0.64$  نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه دچار خفگی می‌گردد و ناحیه‌ی مافوق‌صوت در ورودی دیفیوزر به طور کلی شکل نمی‌گیرد و از این رو تغییرات فشار در محفظه‌ی خلاء وجود دارد. هنگامی که دیفیوزر راه‌اندازی می‌شود، ناحیه‌ی جریان مافوق‌صوت دارای کشیدگی است که هر چه فشار موتور بالاتر باشد میزان این کشیدگی نیز بیش‌تر است [۲۸]. کاهش کشیدگی ناحیه‌ی جریان مافوق‌صوت در حالت‌های  $n=0.67$  و  $n=0.64$  مشهود است و خارج شدن دیفیوزر از حالت راه‌اندازی و کاهش کشیدگی ناحیه‌ی مافوق‌صوت باعث برگشت جریان به داخل محفظه‌ی خلاء می‌گردد.



**Fig. 18. Variation of total pressure contour with constriction number**

شکل ۱۸: کانتور فشار کل جریان در داخل دیفیوزر

دوم گلوگاه ثانویه، در ابتدا یک افت اندکی در فشار کل مشاهده می‌گردد. دلیل این امر می‌تواند این موضوع باشد که در این حالت جریان مافوق صوت در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه شکل نگرفته است. همچنین با تنگ شدن مجرا با توجه به کانتور تابع موج ضربه‌ای، تعداد امواج ضربه‌ای در قسمت باریک شده افزایش می‌یابد و امواج ضربه‌ای با قدرت کم‌تر و تعداد بیش‌تر، باعث کاهش افت فشار کل و در نتیجه افزایش فشار کل می‌شود. با تغییر قطر نیمه‌ی دوم گلوگاه از مقدار  $n = 0.95$  تا مقدار  $n = 0.85$  با توجه به کانتورهای ماخ قرار داده شده در شکل ۱۹ مشاهده می‌شود که با حرکت نقطه‌ی جدایش به سمت پایین دست افت انرژی کاهش می‌یابد و مقدار فشار کل با شیب نسبتاً زیادی در حال افزایش است و از مقدار  $1/0.8$  بار تا  $1/4$  بار افزایش می‌یابد. بهبود الگوی جریان با تنگ شدن مجرا ادامه پیدا می‌کند تا مقدار فشار کل در  $n = 0.75$  در حدود  $1/65$  بار می‌گردد. با تنگ کردن بیش‌تر نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه، جریان در گلوگاه دچار خفگی می‌گردد و افت در فشار کل دیده می‌شود؛ به طوری که در  $n = 0.67$  به مقدار  $0.96$  بار می‌رسد. افزایش فشار کل در حالت  $n = 0.64$  مشاهده می‌شود. یکی از عواملی که باعث افزایش فشار شده است، تاثیر فشار اتمسفر محیط بیرون و در نتیجه افزایش فشار استاتیک در ناحیه‌ی خروجی گلوگاه ثانویه است. در این حالت با انتقال جدایش جریان به نزدیکی ورودی دیفیوزر و افزایش افت فشار



**Fig. 17. Variation of flow stream line with constriction number**

شکل ۱۷: خطوط جریان در داخل دیفیوزر

برقراری جریان مافوق صوت در گلوگاه ثانویه را ندارند.

مطابق با کانتور عدد ماخ در شکل ۱۲ و فشار کل جریان در شکل ۱۸ با تنگ شدن مجرا از هندسه‌ی اولیه تا حالت  $n = 0.75$ ، با توجه به اینکه شکل گیری جریان مافوق صوت در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه تکمیل می‌گردد و مانع از ارتباط بین بالادست نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه با محیط اتمسفر بیرونی می‌گردد. این موضوع باعث می‌شود که ناحیه‌ی بالادست کم‌ترین تاثیر را از محیط بیرونی بپذیرد و در نتیجه بهبود در فشار کل دیده شود. در حالت  $n = 0.7$  حباب جدایش بزرگ‌تری نسبت به حالت  $n = 0.75$  مشاهده می‌شود و از این رو افت فشار کل نیز افزایش می‌یابد. در حالت‌های تنگ شدن مجرا با  $n = 0.67$  و  $n = 0.64$  دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده و با جدا شدن لایه مرزی جریان در ورودی دیفیوزر و نازل، گازهای احتراقی خروجی از موتور دارای هد دینامیکی کافی برای برقراری جریان مافوق صوت و بازیابی فشار در طول دیفیوزر را نخواهد داشت. این در حالی است که در  $n = 0.64$  نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه دچار خفگی می‌گردد و عدد ماخ جریان به مقدار یک می‌رسد.

## ۵-۶- تغییرات فشار کل در خروجی گلوگاه دیفیوزر در حالت‌های مختلف تنگ شدن مجرا

با توجه به شکل ۱۹، مقدار فشار کل در خروجی گلوگاه ثانویه در مدل اولیه در حدود  $1/1$  بار بوده است. با تنگ کردن مجرا در نیمه‌ی



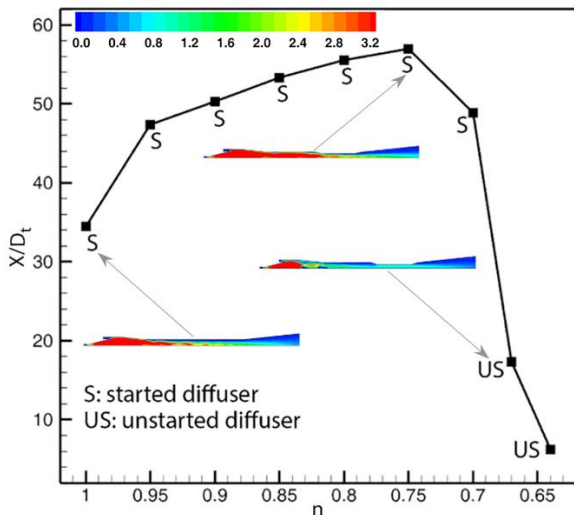


Fig. 20. Location of separation point in various constriction number

شکل ۲۰: موقعیت نقطه‌ی جدایش جریان در حالت‌های مختلف گرفتگی مجرا

راه‌اندازی شده در سیستم‌های شبیه‌ساز ارتفاع، داشتن فشار استاتیک پایین در ورودی دیفیوزر، افزایش فشار پله‌ای با شدت کم در قسمت عمده‌ای از طول دیفیوزر و افزایش تدریجی فشار در قسمت انتهایی دیفیوزر تا فشار اتمسفر محلی است [۱۷ و ۲۱-۲۲]. منحنی فشار محفظه‌ی خلاء بر حسب فشار احتراق موتور تحت عنوان منحنی عملکرد شناخته می‌شود که برای بررسی عملکرد یک دیفیوزر دارای اهمیت فراوان است [۳۰]. این منحنی براساس دو رویکرد متفاوت رسم می‌شود که باعث پدید آمدن ناحیه‌ای تحت عنوان هیسترسیس<sup>۱</sup> می‌گردد. این ناحیه نشان می‌دهد که دیفیوزر پس از راه‌اندازی در یک فشار معین می‌تواند در فشارهای احتراق پایین‌تر هم در حالت راه‌اندازی باقی بماند. پس از شکل‌گیری امواج ضربه‌ای و راه‌اندازی موتور، با افزایش فشار موتور، فشار محفظه‌ی خلاء تقریباً ثابت می‌ماند. بعد از شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر، شرایط بالا دست از شرایط پایین دست تاثیری نمی‌پذیرد و به اصطلاح گفته می‌شود که محفظه خلاء توسط موج ضربه‌ای مایل آبندی شده است.

ساختار متفاوت امواج ضربه‌ای در دو رویکرد افزایش و کاهش فشار احتراق در به‌وجود آمدن ناحیه‌ی هیسترسیس تاثیرگذار است. در هنگام افزایش فشار موتور به‌منظور راه‌اندازی موتور، موج‌های ضربه‌ای در ورودی دیفیوزر و یا در قسمت واگرای نازل بسیار قدرتمند

1 Hysteresis

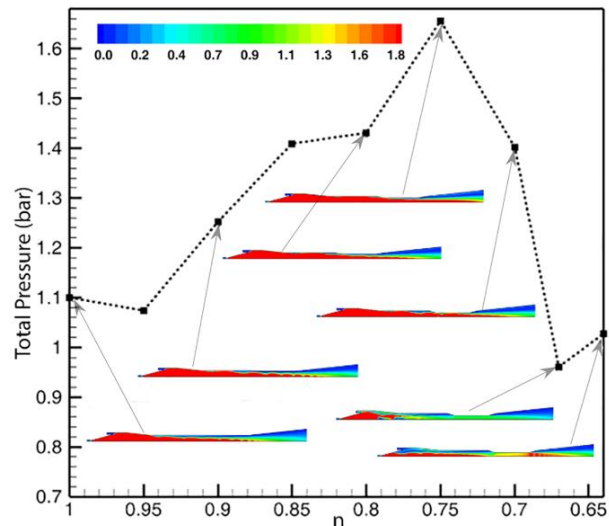


Fig. 19. Total pressure at second throat exit and mach number contour in various constriction number

شکل ۱۹: فشار کل در خروجی گلوگاه ثانویه و کانتور عدد ماخ در حالت‌های مختلف گرفتگی مجرا

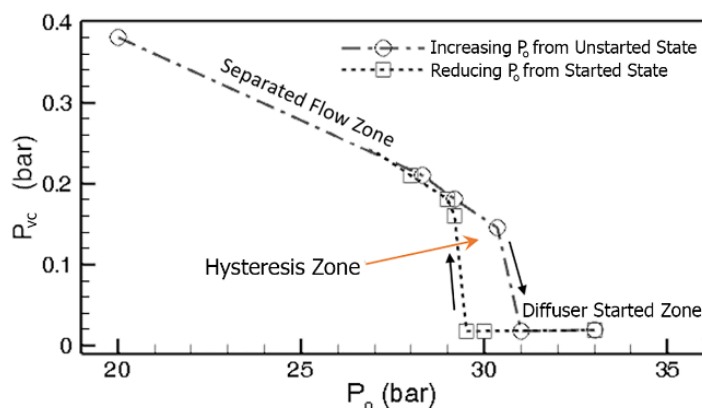
کل، جریان هد دینامیکی کافی برای عبور از دیفیوزر و بازیابی فشار را دارا نمی‌باشد.

#### ۵-۷- جدایش جریان و راه‌اندازی دیفیوزر

با توجه به مباحث صورت گرفته، نقطه‌ای از طول دیفیوزر که جدایش جریان در آن اتفاق می‌افتد از اهمیت قابل توجهی برخوردار است. موقعیت این نقطه در الگوی جریان، فشارکل و راه‌اندازی دیفیوزر تاثیرگذار است. مشخص شد که با تغییر این موقعیت به سمت پایین‌دست جریان، بهبود در الگوی جریان و فشار کل مشاهده می‌شود. با توجه به نمودار شکل ۲۰ در مدل اصلی و بدون تغییر در گلوگاه ثانویه نقطه‌ی جدایش جریان از دیواره در طول بی‌بعد  $34/44$  رخ می‌دهد و با تنگ‌شدن نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه تا مقدار  $n = 0/75$  موقعیت جدایش جریان در طول بی‌بعد بالاتری رخ می‌دهد، به طوری که در  $n = 0/75$  به مقدار طول بی‌بعد  $57$  می‌رسد. این موضوع نشان‌دهنده‌ی انتقال نقطه‌ی جدایش به سمت پایین‌دست جریان است که در کانتورهای عدد ماخ موجود در شکل ۲۰ مشهود است. دیفیوزر تا مقدار  $n = 0/7$  به صورت راه‌اندازی شده باقی می‌ماند و در دو حالت  $n = 0/67$  و  $n = 0/64$  از حالت راه‌اندازی خارج می‌شوند.

#### ۵-۸- منحنی عملکرد دیفیوزر

از مشخصه‌های بارز عملکرد صحیح یک دیفیوزر مافوق صوت



**Fig. 21. Performance curve of diffuser, variation of vacuum chamber pressure with motor pressure (primary geometry)**

شکل ۲۱: منحنی عملکرد دیفیوزر، تغییرات فشار محفظه‌ی خلاء در مقایسه با فشار موتور و ناحیه هیسترسیس (دیفیوزر اولیه)

در زمان خاموشی موتور اتفاق افتد. در هندسه‌ی اولیه با کاهش فشار محفظه‌ی موتور از مقدار ۳۳ بار، در فشار ۲۹/۲ بار دیفیوزر از حالت راه‌اندازی خارج شده است.

در حالت گرفتگی مجرا در  $n = 0/75$ ، نیز شروع فرآیند شبیه‌سازی عددی با مقدار فشار محفظه‌ی موتور ۲۰ بار بوده است. در فشار محفظه‌ی ۲۰ بار مقدار فشار محفظه‌ی خلاء در حدود ۰/۴۴ بار است. با افزایش فشار محفظه‌ی موتور، در فشار ۲۵/۷ بار، فشار محفظه‌ی خلاء به مقدار نزدیک به ۰/۱۶ بار می‌رسد و دیفیوزر راه‌اندازی می‌گردد. برای به‌دست آوردن فشار از کارافتادگی، شبیه‌سازی عددی از فشار محفظه‌ی موتور ۳۳ بار شروع شده است و در فشار ۲۳/۷ بار موتور از حالت راه‌اندازی خارج شده است. در این حالت جریان به داخل محفظه‌ی خلاء باز می‌گردد و فشار آن تا مقدار حدود ۰/۲۳ بار افزایش می‌یابد.

مقایسه‌ی بین دو حالت حاکی از آن است که در حالت گرفتگی مجرا، هم فشار راه‌اندازی دیفیوزر و هم فشار از کارافتادگی آن پایین‌تر از فشار راه‌اندازی و از کارافتادگی مربوط به هندسه‌ی اولیه‌ی دیفیوزر است و در ارتباط با فشار راه‌اندازی بهبود ۱۷ درصدی و در مورد فشار از کارافتادگی بهبود ۱۹ درصدی مشاهده می‌گردد.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر اثرات رسوب‌گرفتگی مجرای گلوله‌ی ثانویه یک نمونه دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت در یک سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی مورد بررسی قرار گرفت. در شبیه‌سازی عددی صورت گرفته

بوده و از این رو افت فشار کل بالا است. این افت فشار کل بالا نیازمند به فشار احتراق موتور بالاتری است. در رویکرد مربوط به کاهش فشار موتور از همان ورودی دیفیوزر جریان مافوق صوت برقرار است و امواج ضربه‌ای در ناحیه‌ی گلوله‌ی ثانویه با سطح مقطع کوچک‌تر ایجاد می‌گردند. از این رو افت فشار کل کم‌تر خواهد بود و برای باقی‌ماندن دیفیوزر در حالت راه‌اندازی نیاز به فشار احتراق کم‌تری خواهد بود. در ارتباط با ناحیه‌ی هیسترسیس مربوط به دیفیوزرهای لوله‌مستقیم، در مرجع [۳۱] بررسی‌هایی صورت گرفته است. مراجع کم‌تری به بررسی ناحیه‌ی هیسترسیس مربوط به دیفیوزرهای گلوله‌ی ثانویه پرداخته‌اند. مکانیزم مربوط به راه‌اندازی و عدم راه‌اندازی یک دیفیوزر گلوله‌ی ثانویه بسیار پیچیده است و هنوز به‌طور کامل شناخته شده نیست [۳۲] با توجه به توضیحات داده شده در ارتباط با تشکیل ناحیه‌ی هیسترسیس، در شکل‌های ۲۱ و ۲۲ ناحیه‌ی هیسترسیس مربوط به دو حالت هندسه‌ی اولیه‌ی دیفیوزر گلوله‌ی ثانویه و حالتی که تنگ‌شدگی مجرا در آن به مقدار  $n = 0/75$  می‌رسد، نشان داده شده است. در هندسه‌ی اولیه، تحلیل عددی با افزایش فشار محفظه‌ی موتور از مقدار ۲۰ بار شروع شده است. در فشار ۲۰ بار مقدار فشار محفظه‌ی خلاء در حدود ۰/۳۹ بار است. با افزایش فشار محفظه‌ی موتور، دیفیوزر در فشار ۳۱ بار راه‌اندازی می‌شود و فشار محفظه‌ی خلاء به مقدار حدود ۰/۱۸۴ بار می‌رسد. فشار از کارافتادگی حداکثر فشاری است که با کاهش فشار دیفیوزری که در حالت راه‌اندازی است، از حالت راه‌اندازی خارج می‌شود. این شرایط می‌تواند

1 Breakdown pressure

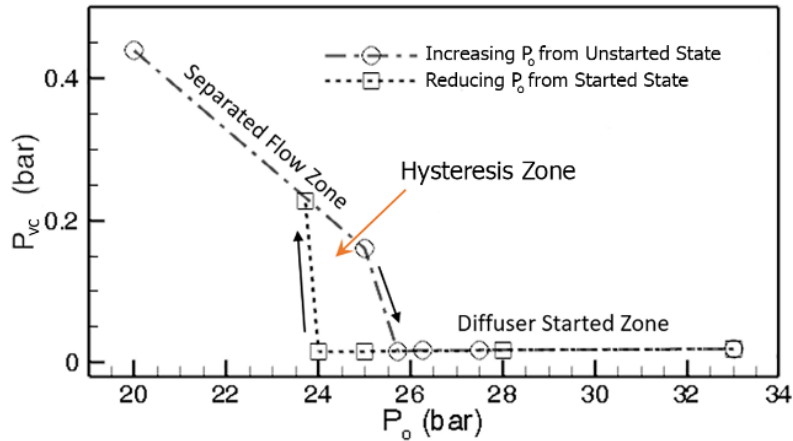


Fig. 22. Performance curve of diffuser, variation of vacuum chamber pressure with motor pressure ( $n=0.75$ )  
 شکل ۲۲: منحنی عملکرد دیفیوزر، تغییرات فشار محفظه‌ی خلاء در مقایسه با فشار موتور و ناحیه هیسترسیس (دیفیوزر با گرفتگی مجرا  $n = 0.75$ )

### فهرست علائم

فشار استاتیک، bar	$P$
فشار محفظه خلاء، bar	$P_{vc}$
فشار موتور، bar	$P_0$
فشار اتمسفر، bar	$P_a$
سطح مقطع ورودی، $m^2$	$A_d$
سطح مقطع گلوگاه نازل، $m^2$	$A^*$
سطح مقطع گلوگاه ثانویه، $m^2$	$A_{st}$
سطح مقطع خروجی دیفیوزر، $m^2$	$A_o$
طول گلوگاه ثانویه، m	$L_{st}$
طول ورودی دیفیوزر، m	$L_d$
قطر گلوگاه ثانویه، m	$D_{st}$
قطر ورودی دیفیوزر، m	$D_d$
زاویه‌ی ناحیه‌ی رمپ	$\theta_{in}$
زاویه‌ی دیفیوزر مادون صوت	$\theta_{out}$
بیشترین زاویه سلول مثلثی	$\theta_{max}$
کمترین زاویه سلول مثلثی	$\theta_{min}$
زاویه مثلث متساوی الاضلاع	$\theta_e$
طول بی بعد شده نسبت به قطر گلوگاه نازل	$X/D_t$
پارامتر تنگ‌شدگی مجرا	$n$
سرعت جریان، $m.s^{-1}$	$V$
سرعت صوت، $m.s^{-1}$	$a$
چگالی، $kg.m^{-3}$	$\rho$

### علائم یونانی

از روش شبکه‌ی متحرک استفاده شد. با استفاده از شبکه‌ی متحرک رسوب‌گرفتگی در داخل دیفیوزر به صورت تنگ‌شدن مجرا در نیمه‌ی دوم گلوگاه ثانویه مدل شده است. از روش چگالی‌مینا در حل غیر دائم جریان که به صورت تقارن محوری است، استفاده شده است. همچنین از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی  $k-\omega$  برای حل جریان آشفته بهره گرفته شده است. اعتبارسنجی روش عددی با استفاده از نتایج تست تجربی صورت گرفت. به منظور بررسی میزان گرفتگی مجرای گلوگاه ثانویه و تاثیر آن بر روی جریان، پارامتر  $n$  (نسبت قطر لحظه‌ای گلوگاه ثانویه به قطر اولیه‌ی آن) از مقدار اولیه‌ی ۱ تا مقدار  $0.64$  تغییر داده شد. برای ایجاد مرز متحرک از شبکه‌ی دینامیک در نرم‌افزار فلونت با دو روش هموار کننده و تولید شبکه‌ی محلی مجدد برای به روز کردن شبکه‌ی محاسباتی پس از تغییر مرزها، استفاده شد. بررسی‌ها نشان داد که تنگ‌شدن مجرا از  $n=1$  تا  $n=0.7$  نه تنها اختلالی در عملکرد دیفیوزر ایجاد نمی‌کند، بلکه باعث توسعه‌ی بیش‌تر جریان مافوق صوت در طول دیفیوزر شده و نقطه‌ی جدایش جریان را به تعویق می‌اندازد. مجموعه‌ی این عوامل باعث بهبود عملکرد دیفیوزر می‌شود، به طوری که فشار راه‌اندازی و فشار از کارافتادگی کمینه‌ی دیفیوزر کاهش می‌یابد. نشان داده شد که دلیل به تعویق افتادن نقطه‌ی جدایش جریان در دیفیوزر، شکل‌گیری جریان مافوق صوت در ناحیه‌ی باریک‌شده تا  $n=0.7$  است. از طرفی کاهش بیش‌تر پارامتر  $n$  باعث خفگی جریان در این ناحیه شده و باعث تضعیف عملکرد دیفیوزر می‌شود. عملکرد دیفیوزر در این حالت به گونه‌ای است که در  $n=0.64$  هم دیفیوزر و هم نازل از شرایط راه‌اندازی خارج می‌شوند.

- [12] Nematollah Fouladi, Numerical investigation of back flow arrester effect on altitude test simulator starting performance, *Modares Mechanical Engineering*, 17 (2017) 185-196. (in Persian)
- [13] Ansys Fluent 12.0, Theory Guide, certified to ISO 9001, 2008-2009.
- [14] Propulsion Research Group, Thermal Protection of Diffuser Metal Body Using a Cooling System, Tehran, Space Transportation Research Institute, Report number: STRI-SSD9980-01-R, (2018) 1-106. (In Persian)
- [15] R. M. Kumaran, T. Sundararajan, D. R. Manohar, Performance Evaluation of Second-throat Diffuser for High Altitude Test Facility, *Propulsion and Power*, 26 (2010) 248-258.
- [16] 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, *Mechanical Science and Technology*, 23 (2009) 254-261.
- [17] 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*, 48 (2002) 153-162.
- [18] R. M. Kumaran, T. Sundararajan, D. R. Manohar, Simulations of High Altitude Tests for Large Area Ratio Rocket Motors, *AIAA Journal*, 51 (2013) 433-443.
- [19] Y. Bartosiewicz, Z. Aidoun, P. Desevaux, Y. Mercadier, Numerical and Experimental Investigations on Supersonic Ejectors, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 26 (2005) 56-70.
- [20] F. Menter, Zonal two equation  $k-\omega$  turbulence models for aerodynamic flows, *AIAA Paper* (1993) 2906-2944.
- [21] 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, *Propulsion and Power*, 28 (2012) 1091-1104.
- [22] 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*, 29 (2008) 327-339.
- [23] N. Fouladi, Numerical Investigation of Flow Transient Phase of Motor Burnout in an Altitude Test Simulator, *Modares Mechanical Engineering*, 18 (2018) 10-19. (In Persian)
- [1] M. Salita, Deficiencies and Requirements in Modeling of Slag Generations in Solid Rocket Motors, *Propulsion and Power*, 11 (1995) 10-23.
- [2] E. Farber, J. Louwers, T. Kaya, Investigation of Metallized and Nonmetallized Hydroxyl Terminated Polybutadiene/ Hydrogen Peroxide Hybrid Rockets, *Propulsion and Power*, 23 (2007) 476-486.
- [3] R. Izidoro Reis, W. Kiyoshi Shimote, L. Claudio Pardini, Anomalous Behavior of a Solid Rocket Motor Nozzle Insert During Static Firing Test, *Aerosp. Technol. Manag, São José dos Campos*, 8 (2016) 483-490.
- [4] T. L. Poupont, T. D. Wood, M. A. Pfeil, J. Tsohas, S. T. Son, Feasibility Study and Demonstration of an Aluminum and Ice Solid Propellant, *Aerospace Engineering*, (2012) 11.
- [5] R. Akiba, M. Kohno, Experiments with Solid Rocket Technology in the Development of M-3SII, *Acta Astronautica*, 13 (1986) 349-361.
- [6] Y. M. Xiao, R. S. Amano, Aluminized Composite Solid Propellant Particle Path in the Combustion Chamber of a Solid Rocket Motor, *WIT Transactions on Engineering Sciences*, 52 (2006) 153-164.
- [7] N. Fouladi, A.R. Mirbabaei, M. Khosroanjom, Experimental Study of the Supersonic Exhaust Diffuser Spray Cooling System, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, Articles in Press, Available Online from 22 April 2019, DOI: 10.22060/MEJ.2019.15138.6038
- [8] K. Yim, K. Kim, S. Kim, A numerical study on flow and heat transfer characteristics of supersonic second throat exhaust diffuser for high altitude simulation, *the Korean Society of Propulsion Engineers*, 18 (2014) 70-78.
- [9] R. Ashokkumar, S. Sankaran, K. Srinivasan, T. Sundararajan, Effects of vacuum chamber and reverse flow on supersonic exhaust diffuser starting, *Journal of Propulsion and Power*, 31 (2015) 750-754.
- [10] C. W. Dennis, A Study of Rocket Exhaust Particles, PhD Thesis, School of Mechanical Engineering, Cranfield University, Cranfield, (1996).
- [11] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical Design and Analysis of Supersonic Exhaust Diffuser in Altitude Test Simulator, *Modares Mechanical Engineering*, 16 (2016) 159 -168. (In Persian)

- International Journal of Heat and Fluid Flow, 29 (2008) 1369–1379.
- [32] S. Kim, S. Kwon, Starting Pressure and Hysteresis Behavior of an Annular Injection Supersonic Ejector, AIAA Journal, 46 (2008) 1039–1044.
- Rockets, 31 (1994) 123-129.
- [27] K. Matsuo, H. D. Kim, Normal Shock Wave Oscillations in Supersonic Diffusers, Shock Waves, 3 (1993) 25-33.
- [28] H. G. Sung, H. W. Yeom, S. Yoon, S. J. Kim, J. Kim, Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation, Propulsion and Power, 26 (2010) 240-247.
- [29] 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, 55 (2012) 2530–2537.
- [30] P. Ducasse, Rocket Altitude Test Facilities Register, report number: AGARD-AG-297, (1987) 1-74.
- [31] 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, 29 (2008) 1369–1379.
- [32] S. Kim, S. Kwon, Starting Pressure and Hysteresis Behavior of an Annular Injection Supersonic Ejector, AIAA Journal, 46 (2008) 1039–1044.
- Persian)
- [24] D. Lovely, R. Haimes, Shock Detection from Computational Fluid Dynamics Results, 14th Computational Fluid Dynamics Conference, (1999) p.3285.
- [25] Z. Wu, Y. Xu, W. Wang, R. Hu, Review of Shock Wave Detection Method in CFD Post-processing, Chinese Journal of Aeronautics, 26 (2013) 501-513.
- [26] F. Chen, C. F. Liu, J. Y. Yang, Supersonic Flow in the Second-throat Ejector-diffuser System, Spacecraft and Rockets, 31 (1994) 123-129.
- [27] K. Matsuo, H. D. Kim, Normal Shock Wave Oscillations in Supersonic Diffusers, Shock Waves, 3 (1993) 25-33.
- [28] H. G. Sung, H. W. Yeom, S. Yoon, S. J. Kim, J. Kim, Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation, Propulsion and Power, 26 (2010) 240-247.
- [29] 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, 55 (2012) 2530–2537.
- [30] P. Ducasse, Rocket Altitude Test Facilities Register, report number: AGARD-AG-297, (1987) 1-74.
- [31] 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, 29 (2008) 1369–1379.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

N. Fouladi, M. Hataminasab, S. Afkhami, Numerical Analysis of Cross Section Time Variation Effects of the Supersonic Exhaust Diffuser, Amirkabir J. Mech Eng., 53(3) (2021) 1469-1486.

DOI: [10.22060/mej.2020.16956.6482](https://doi.org/10.22060/mej.2020.16956.6482)

