



## Design and Analysis of Gas Ejector in High Altitude Test Facility

E. Mohammadi<sup>1</sup>, N. Fouladi<sup>2\*</sup>, A. Madadi<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Department of Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> SpaceTransportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

### Review History:

Received: 2018/10/17

Revised: 2019/03/18

Accepted: 2019/05/05

Available Online: 2019/05/15

### Keywords:

High altitude test facility

Supersonic ejector

Design algorithm

Numerical simulation

**ABSTRACT:** Usually, ground testing of space engines is performed in a high altitude test facility. The facility is equipped with a supersonic diffuser that expels automatically engine gases to the atmospheric environment and maintains a vacuum pressure around its nozzle and motor. Normally; in the case of lower motor pressure, the supersonic flow in the diffuser could not be established. In this situation, an auxiliary ejector is employed frequently at the end section of the diffuser. In the present study, a new algorithm for designing the supersonic ejector has been proposed. Unlike conventional methods, this algorithm can be used with different primary and secondary fluids. The main design parameters are determined by the algorithm, while the secondary parameters are selected from the experimental test results of the existing references. A safe margin is considered for the safe operation of the ejector, which is predicted through the numerical simulations. Also, numerical simulation is used to verify the present design algorithm. Finally, using the proposed algorithm, an ejector is designed to reduce the minimum starting pressure of a second throat exhaust diffuser. An integrated simulation of the diffuser-ejector is performed and the appropriateness of the designed ejector is confirmed.

### 1- Introduction

Space engines that are designed to operate at high altitude levels frequently employ high expansion ratio nozzles to achieve best performance and maximum thrust. When such engines are tested at sea level, the accurate measurement of engine performance is not possible due to the massive flow separation at the divergent section of the nozzle. Therefore; High Altitude Test Facility (HATF) is required to simulate altitude conditions in the sea level environment. This system consists of a diffuser with or without an auxiliary ejector [1]. Fig. 1 schematically shows the central core of diffuser-ejector test facility. The system consists of supersonic diffuser, spray cooler and ejector. This study mainly focuses on ejector section.

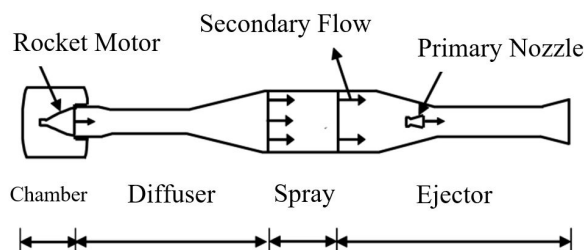


Fig. 1. Schematic of an altitude test facility [2]

The first and simplest analysis of an ejector has been proposed by Keenan and Neumann [3]. They used the simplest form of ejector, a constant-area ejector without a diffuser.

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

They calculated the performance of ejector using the one-dimensional continuity, momentum and energy equations. In spite of some simplifications, their theoretical results were consistent and compared well with the experimental results. Munday and Bagster [4] suggested that two primary and secondary fluids flow maintain separated in some of their paths without mixing. Primary fluid by expanding through its path creates a converging path for secondary flow and makes it reach sound velocity at a given section. The mixing of two fluids begins after that section. Huang et al. [5] calculated the cross section area of ejector using Munday and Bagster method. They postulated that mixing in constant pressure takes place in constant area section of ejector. Emanuel [6] proposed a simple analytical model for optimizing the performance of an ejector. This model requires the entrainment ratio to be less than unity. The novel approach here was to express the ejector model in term of enthalpy and therefore can be used to different primary and secondary fluids.

The main purpose of the present research is to develop a new algorithm for designing a supersonic ejector in high altitude test facility application. Using this method gives us the ability to design ejectors for reducing the minimum starting pressure of the diffuser in ground testing of low combustion pressures engines.

### 2- Methodology

The main assumption in ejector modeling is the mixing of fluids, which takes place in constant pressure and in constant area region of the ejector. High pressure primary fluid expands with supersonic speed out of the primary nozzle and creates a



very low pressure region in that region. This makes secondary fluid to be entrained to the mixing chamber. Expanded primary flow entrains secondary fluid in a converging path through mixing chamber. At some section along the ejector, the speed of secondary fluid rises to sonic velocity and the choking condition is reached. There is no mixing up to here, so gas dynamic relations are used separately for primary and secondary fluids. After this cross-section two flow streams are mixed completely in constant pressure. After that there is one single mixed fluid with new thermodynamic properties. Then a normal shock is assumed to be induced in flow. Further compression of flow to atmosphere pressure is achieved through divergent section of the ejector. Non-isentropic processes inside flow are modeled through considering different efficiency factors. Accurate efficiency factors must be measured by experiments. Considering some required changes in Huang et al. [5] algorithm, it is necessary to develop and reconstruct the governing formulation to different primary (usually water vapor) and secondary (engine exit gases) fluids. In this research, a new algorithm is developed to extend the Huang algorithm for designing the supersonic ejector for HATF applications. The detailed explanations of the proposed algorithm are given in the full length paper.

### 3- Results and Discussion

To validate the design algorithm, it is necessary to have the exact geometric features of an existing ejector. Unfortunately, such information is not available in existing resources. Therefore, the numerical simulation technique is used to verify the design algorithm. For confirmation of the utilized numerical simulation method, the comparison with experimental results is accomplished. To do this, the experimental work of Sriveerakul et al. [7] is considered. Static pressure measurement for this ejector was carried out on the ejector wall from the nozzle outlet to the diffuser output (see Fig. 2). As seen in the Fig. 2, the most correspondence between numerical results and experimental results is obtained for the  $k\omega$ -SST turbulence model. Therefore, this turbulence model is used for all of the numerical analysis in the present research.

At this step, the design of an ejector was performed to reduce the minimum starting pressure of an available diffuser to ground testing of an engine with lower combustion pressure. According to numerical simulations, the available diffuser minimum starting pressure is 23 bar. However, the engine combustion pressure is 11.5 bar. Therefore, the current task is to design an ejector that integrated diffuser-ejector assembly can be started at the combustion pressure of 11.5 bar.

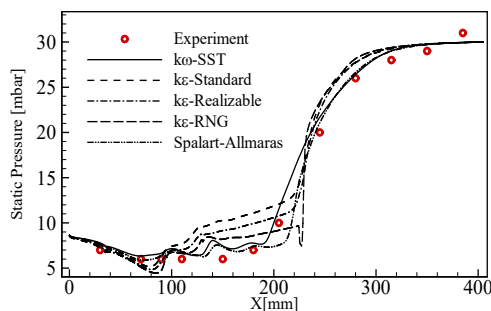


Fig. 2. Comparison of static pressure on the ejector wall for some turbulence models and experiment data

Fig. 3 shows contours of Mach number for integrated assembly in which the engine is OFF and ejector is ON. Since the engine is OFF and its flow-rate is zero, the ejector exit flow expands to the ejector wall and isolates the diffuser internal region from atmospheric environment. In practice, this technique is frequently used to pre-evacuation of the diffuser before starting the engine. With pre-evacuation, the diffuser reaches to starting condition at smaller starting time (see Fouladi et al. 2018 [8]).

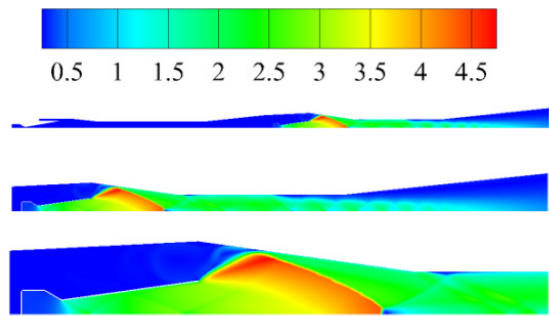


Fig. 3. Mach contour for engine OFF and ejector ON

Fig. 4 shows contours of Mach number for integrated assembly in which ejector is OFF and motor combustion pressure is set to 11.5 bar. Low Mach number at nozzle exit plane is originated from enormous flow separation at the divergent section of the nozzle and subsequently the diffuser is not started.

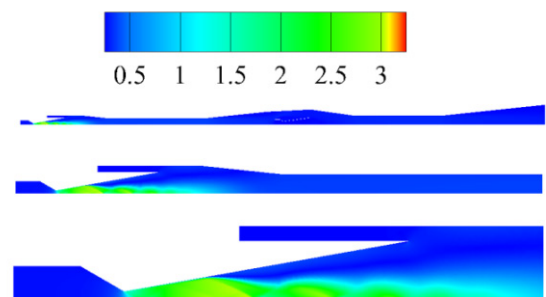


Fig. 4. Mach contour for engine ON and ejector OFF

Fig. 5 shows contours of Mach number for integrated assembly in which both engine and ejector are in operating mode. The engine combustion pressure is 11.5 bar. Expanding engine jet up to the diffuser wall is a good sign to a started diffuser. As seen, both ejector and diffuser operate well in their started modes.

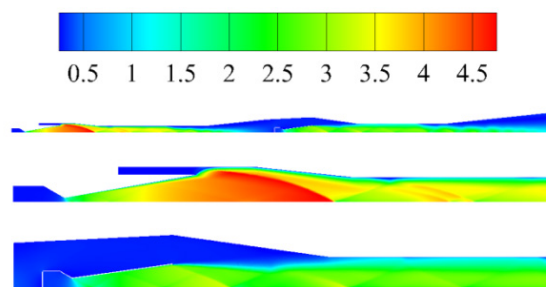


Fig. 5. Mach contour for both engine and ejector ON

#### 4- Conclusion

In the present work, a design algorithm was proposed to design a gas ejector suitable for high altitude test facilities. One of the features that distinguish this algorithm from similar one is its extended formulation for different primary and secondary fluids. A numerical simulation technique was used to validate design process. Using the developed code and one already available diffuser, an ejector was designed to reduce diffuser minimum starting pressure to half value. The verification of current design algorithm was accomplished by numerical simulation of integrated diffuser-ejector assembly.

#### 5- References

- [1] P. Sreekireddy, T.K.K. Reddy, V. Dadi, P. Bhramara, CFD Simulation of Steam Ejector System in High Altitude Test (HAT) Facility, in: ASME 2012 Gas Turbine India Conference, American Society of Mechanical Engineers, 2012, pp. 149-157.
- [2] R. Manikanda Kumaran, T. Sundararajan, D. Raja Manohar, Simulations of high altitude tests for large area ratio rocket motors, *AIAA journal*, 51(2) (2012) 433-443.
- [3] J. Keenan, E. Neumann, A simple air ejector, *ASME J. Appl. Mech*, 9(2) (1942) A75-A81.
- [4] J. Munday, D. Bagster, The choking phenomena in ejector with particular reference to steam jet refrigeration, in: *Thermal Fluids Conference of Inst, of Eng. Australia*, 1976, pp. 84-88.
- [5] B. Huang, J. Chang, C. Wang, V. Petrenko, A 1-D analysis of ejector performance, *International journal of refrigeration*, 22(5) (1999) 354-364.
- [6] G. Emanuel, Optimum performance for a single-stage gaseous ejector, *AIAA Journal*, 14(9) (1976) 1292-1296.
- [7] T. Sriveerakul, S. Aphornratana, K. Chunnanond, Performance prediction of steam ejector using computational fluid dynamics: Part 1. Validation of the CFD results, *International Journal of Thermal Sciences*, 46(8) (2007) 812-822.
- [8] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical investigation of pre-evacuation influences of second throat exhaust diffuser, *Fluid Mechanics and Aerodynamics*, 5( 2) (2017) 55-69.





## طراحی و تحلیل اجکتور سیال ثانویه در سکوی شبیه‌ساز ارتفاع

اسماعیل محمدی<sup>۱</sup>، نعمت‌اله فولادی<sup>۲\*</sup>، علی مددی<sup>۱</sup>

<sup>۱</sup> دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران  
<sup>۲</sup> پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷-۰۷-۲۵  
بازنگری: ۱۳۹۷-۱۲-۲۷  
پذیرش: ۱۳۹۸-۰۲-۱۵  
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸-۰۲-۲۵

### کلمات کلیدی:

شبیه‌ساز ارتفاع  
اجکتور سیال ثانویه  
دیفیوزر مافوق صوت  
الگوریتم طراحی  
شبیه‌سازی عددی

**خلاصه:** غالباً جهت تست زمینی موتورهای مورد استفاده در فضا از سکوی شبیه‌ساز ارتفاع استفاده می‌شود. این سکوی مجهز به یک دیفیوزر خروجی گاز مافوق صوت است. جریان گازهای احتراقی خروجی از موتور به طور خودکار از طریق دیفیوزر به محیط اتمسفر تخلیه شده و فشار پایین مطلوب در اطراف موتور برقرار می‌شود. در صورتی که فشار موتور از حدی پایین‌تر باشد، جریان مافوق صوت در دیفیوزر برقرار نمی‌شود. در این حالت نیاز است از اجکتور کمکی در انتهای دیفیوزر استفاده شود. در تحقیق حاضر، الگوریتم جدیدی در طراحی اجکتور مافوق صوت توسعه داده شده است. برخلاف روش‌های رایج، الگوریتم مزبور قابلیت استفاده از سیال اولیه (ورودی از نازل اجکتور) و سیال ثانویه (خروجی از انتهای دیفیوزر) مختلف را دارد. در طراحی اجکتور، پارامترهای اصلی توسط الگوریتم تعیین می‌شوند؛ در حالی که پارامترهای فرعی از نتایج تست تجربی مراجع معتبر و یا شبیه‌سازی عددی انتخاب می‌شوند. در الگوریتم طراحی، حاشیه اطمینان لازم برای کارکرد مطلوب اجکتور پیش‌بینی شده است که توسط شبیه‌سازی عددی جریان به دست می‌آید. همچنین از شبیه‌سازی عددی جریان برای تأیید روش طراحی استفاده می‌شود. در انتها با استفاده از الگوریتم ارائه شده، یک اجکتور برای کم کردن فشار استارت یک مجموعه موتور-دیفیوزر مافوق صوت، طراحی شده است. شبیه‌سازی یکپارچه دیفیوزر-اجکتور برای دو حالت موتور خاموش و موتور روشن انجام شده و مناسب بودن طراحی انجام شده برای اجکتور در هر دو حالت مورد تأیید قرار گرفته است.

### ۱- مقدمه

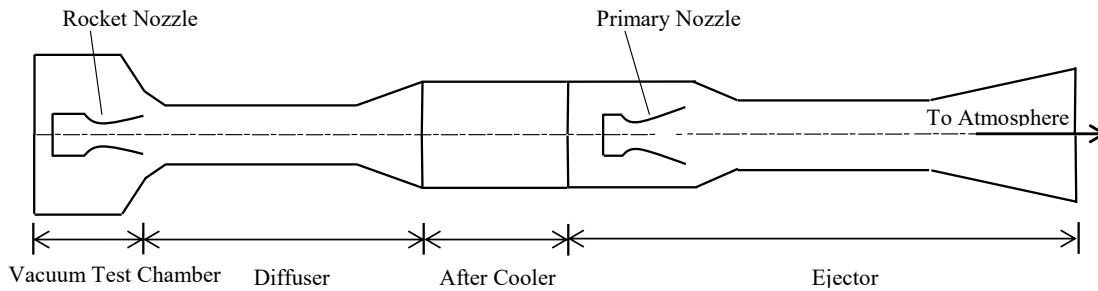
در ناحیه ورودی دیفیوزر منبسط می‌شوند. این امر باعث می‌شود که فشار در محیط اطراف نازل (محفظه تست) پایین‌تر از فشار در سطح خروجی نازل باشد. از طرفی برخورد جت جریان مافوق صوت به سطح داخلی دیفیوزر در ناحیه ورودی باعث شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل می‌شود. با شکل‌گیری جریان مافوق صوت و موج ضربه‌ای مایل در ورودی دیفیوزر، خلاء نسبی بوجود آمده در محفظه اطراف نازل از محیط فشار بالای محل انجام تست کاملاً ایزوله می‌شود. در ادامه، زنجیره‌ای از موج‌های ضربه‌ای مایل در دیفیوزر شکل می‌گیرد که به بازایی تدریجی فشار استاتیک جریان کمک می‌کند. در حالت کلی اگر فشار محفظه احتراق بالا باشد، دیفیوزر به تنهایی قادر به بازایی فشار استاتیک تا محیط اتمسفر خواهد بود. در غیر اینصورت، در اغلب موارد از یک سیستم اجکتور کمکی در انتهای دیفیوزر استفاده می‌شود. جهت حفاظت از سیستم اجکتور و همچنین افزایش راندمان کاری اجکتورها، گازهای احتراقی قبل از ورود به آن تا دمای مشخصی

غالباً موتورهای طراحی شده برای کار در ارتفاعات بالا جهت حصول به عملکرد بهینه مجهز به نازل با نسبت انبساط بالا هستند. زمانی که این موتورها بر روی سطح زمین تست می‌شوند به واسطه‌ی جدایش جریانی که در داخل نازل ایجاد می‌شود، اندازه‌گیری دقیق عملکرد موتور ممکن نیست. برای اندازه‌گیری عملکرد اینگونه موتورها در شرایط ارتفاعی و در سطح زمین به تجهیزات تست ارتفاع بالا<sup>۱</sup> نیاز است. این سیستم شامل یک دیفیوزر مافوق صوت<sup>۲</sup> به تنهایی و یا به همراه یک اجکتور است [۱]. در شکل ۱ شماتیکی از هسته مرکزی بستر تست ارتفاع بالا نشان داده شده است که شامل دیفیوزر مافوق صوت، خنک‌کننده و اجکتور است. در کارکرد عادی یک دیفیوزر، جریان گازهای احتراقی به صورت مافوق صوت از نازل موتور خارج شده و

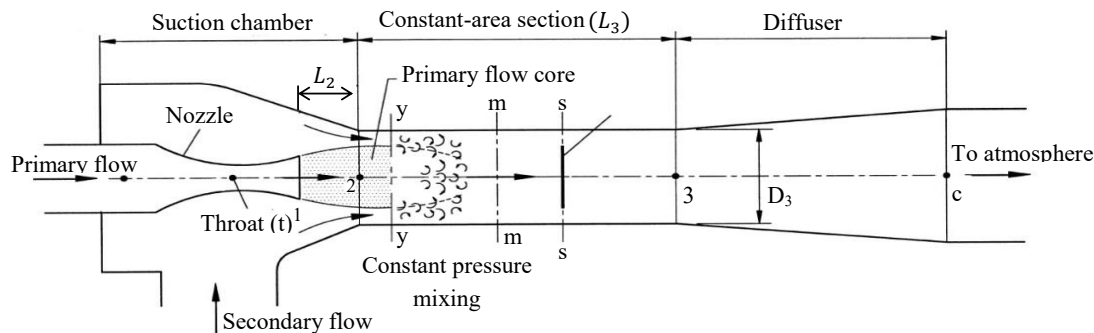
- 1 High Altitude Test Facility (HATF)
- 2 Supersonic diffuser

\* نویسنده‌دار مکاتبات: n.fouladi@isrc.ac.ir





شکل ۱: شماتیکی از هسته مرکزی تجهیزات تست ارتفاع بالا  
**Fig. 1. Schematic of high altitude test facility**



شکل ۲: دیاگرام شماتیک کارکرد اجکتور [9]  
**Fig. 2. Schematic diagram of ejector operation**

همچنین در کاربردهای پیل‌های سوختی نیز استفاده می‌شود [۶]. زمانی که اجکتورها در برابر دیگر سیستم‌های ایجاد خلأ مانند پمپ‌های مکانیکی مقایسه می‌شوند، از مزایایی مانند قابلیت اطمینان بالا، هزینه پایین و همزمان، کارکرد و نگهداری آسان، برخوردارند [۲].

تئوری پایه اجکتور با در نظر گرفتن فرض گاز کامل برای سیال عامل و معادلات بقا (جرم، مومنتوم و انرژی)، توسط کینان<sup>۳</sup> توسعه داده شد [۷ و ۸]. عملکرد اجکتور شبیه به عملکرد یک پمپ است. در ابتدا با استفاده از یک نازل همگرا-واگرا، یک سیال فشار بالا (عمدتاً بخار) انرژی خود را از طریق نازل به انرژی جنبشی تبدیل می‌کند و یک سیال سرعت بالا از طریق نازل به محفظه اختلاط<sup>۴</sup> وارد می‌شود (شکل ۲، مقطع ۱). ورود سیال محرک<sup>۵</sup> به محفظه اختلاط باعث بوجود آوردن یک ناحیه با فشار کم می‌شود که سیال ثانویه را به داخل مکش می‌کند و منجر به اختلاط دو سیال در محفظه اختلاط شده که بنابر مرجع [۹] می‌تواند یک اختلاط در فشار ثابت در نظر

خنک‌کاری می‌شود. وظیفه اجکتور کاهش فشار در انتهای دیفیوزر به نحوی است که جریان مافوق صوت در ورودی دیفیوزر برقرار شود. نحوه کار اجکتور تا حدودی شبیه به دیفیوزر است. در این تحقیق، تمرکز بر روی طراحی و تحلیل قسمت اجکتور است.

اجکتورها قابلیت کار با سیالات تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر را دارند و به همین دلیل در بسیاری از کاربردها مورد استفاده قرار می‌گیرند [۲]. اجکتورها علاوه بر سیستم‌های تست ارتفاع بالا، کاربردهای متعدد دیگری نیز دارند. استفاده از آنها در سیستم‌های تهویه مطبوع یا یخچال، چه به شکل حذف کامل کمپرسورهای دوار و یا برای استفاده در بهینه‌سازی سیستم، تاریخچه‌ی طولانی‌ای دارد و به عنوان یک تکنولوژی دوست‌دار محیط شناخته می‌شوند [۳]. در زمینه هوافضا از اجکتورها به عنوان افزایش‌دهنده‌های تراست<sup>۱</sup>، کاهنده‌ی صدای اگزوز یا مخلوط‌کن گازهای خروجی با هوای تازه به منظور کاهش نشان حرارتی<sup>۲</sup> استفاده می‌شود [۴]. در صنایع شیمیایی و بیوشیمیایی از اجکتورها استفاده‌های زیادی در زمینه مکش و پمپ کردن سیالات خورنده و دیگر مخلوط‌ها می‌شود [۵]. از اجکتورها

3 Keenan  
 4 Mixing chamber  
 5 Motive flow

1 Thrust augmentation  
 2 Thermal signature

اختلاط دو سیال تقریباً در فشار یکسان رخ می‌دهد. این امر با بهبود فیزیک جریان حاکم در ورودی دیفیوزر باعث کاهش اتلاف فشار کل در پروسه اختلاط دو سیال می‌شود [۱۴]. بنابراین، در این تحقیق از روش طراحی اجکتور با اختلاط در فشار ثابت استفاده شده است. برای نشان دادن عملکرد اجکتور دو پارامتر مهم وجود دارند. اولین پارامتر، نسبت مکش<sup>۵</sup> و پارامتر دوم نسبت افزایش فشار<sup>۶</sup> [۱۵] است که به ترتیب به صورت رابطه (۱) و (۲) تعریف می‌شوند:

$$ER : \omega = \frac{\text{Mass of suction flow-rate}}{\text{Mass of motive flow-rate}} \quad (1)$$

$$ER : \omega = \frac{\text{Static pressure at diffuser exit}}{\text{Static pressure in suction flow}} \quad (2)$$

براساس این دو پارامتر عملکردی، مطلوب است که یک اجکتور در بیشترین مقدار نسبت مکش و در بالاترین فشار خروجی محتمل در شرایط داده شده کار کند.

اولین و ساده‌ترین آنالیز اجکتور که یک اجکتور با اختلاط در مساحت ثابت و بدون شیپوره واگرا بود، توسط کینان و نیومن [۸] ارائه شده است. آن‌ها عملکرد اجکتور را با استفاده از معادلات جرم، مومنوم و انرژی محاسبه کردند. هرچند که مدل ارائه شده بسیار ساده شده بود، اما نتایج بدست آمده همخوانی خوبی با نتایج تجربی داشت. ماندی و بگستر [۱۶] پیشنهاد کردند که دو جریان سیال اولیه و ثانویه، در قسمتی از مسیر اختلاط جدای از یکدیگر در نظر گرفته شوند. سیال اولیه با ایجاد یک مسیر همگرا برای سیال ثانویه باعث رساندن سرعت سیال ثانویه به سرعت صوت در این قسمت از مسیر می‌شود. پس از آن اختلاط دو سیال آغاز می‌شود. مساحت مؤثر<sup>۷</sup> برای سیال ثانویه که توسط ماندی و بگستر ثابت و مستقل از شرایط کاری در نظر گرفته شده بود از طریق داده‌های تجربی بدست می‌آید. تحقیق انجام شده توسط هانگ و همکاران [۱۷]، نشان داد که این مساحت وابسته به شرایط کارکردی است. کار انجام شده توسط هوگارت [۱۸]، از آن جهت که یک توصیف دقیق ریاضی دارد و می‌تواند هندسه بهینه اجکتور را برای یک شرایط کارکردی مشخص تعیین کند، جذاب و قابل توجه است. اما متأسفانه دمای دو سیال

گرفته شود. تصور می‌شود که جریان منبسط شده از نازل سیال اولیه یک مسیر همگراشونده<sup>۱</sup> را برای سیال ثانویه تشکیل می‌دهد که در این مسیر هنوز هیچ اختلاطی صورت نمی‌گیرد. در یک جایی از این مسیر همگراشونده سرعت سیال ثانویه به سرعت صوت رسیده و به اصطلاح جریان به حالت خفگی<sup>۲</sup> می‌رسد [۱۰] (شکل ۲، مقطع  $(y - y)$ ). پس از اینکه سیال ثانویه به حالت خفگی رسید، اختلاط دو سیال شروع می‌شود. اختلاط دو سیال سبب کاهش شتاب سیال اولیه و افزایش فشار سیال ثانویه می‌شود. تا انتهای محفظه اختلاط دو سیال کاملاً با یکدیگر مخلوط شده و فشار استاتیک تا محل گلوگاه ثابت فرض می‌شود. با توجه به فشار بالاتر که در پایین دست گلوگاه وجود دارد، یک شوک قائم در قسمت گلوگاه و یا در داخل دیفیوزر (بسته به شرایط مرزی) تشکیل می‌شود (شکل ۲، مقطع  $(S - S)$ ). این شوک مسئول قسمت اعظم افزایش فشار استاتیک در داخل اجکتور است و باعث انتقال رژیم جریان از مافوق صوت به زیرصوت است. افزایش فشار بیشتر، تا رسیدن به فشار محیط از طریق شیپوره واگرا زیرصوت انجام می‌شود [۱۱].

عموماً، طراحی اجکتور بسته به اینکه محل خروجی نازل سیال اولیه کجا قرار داشته باشد به دو دسته تقسیم می‌شود [۱۲]. اجکتوری که خروجی نازل آن در یک فاصله طولی جلوتر از قسمت مساحت ثابت قرار داشته باشد به عنوان اجکتور با اختلاط در فشار ثابت<sup>۳</sup> شناخته می‌شود، زیرا فرض می‌شود که اختلاط دو سیال در فشار ثابت انجام گیرد. زمانی که خروجی نازل در قسمت مساحت ثابت قرار داشته باشد، به عنوان اجکتور با اختلاط در مساحت ثابت<sup>۴</sup> شناخته می‌شود. اجکتور از نوع اختلاط با فشار ثابت عملکرد بهتری در مقایسه با اجکتور اختلاط در مساحت ثابت دارد [۱۳]. زیرا در حالت اختلاط در مساحت ثابت، غالباً اختلاط سیال اولیه مافوق صوت با سیال ثانویه زیرصوت منجر به افزایش شدید و ناگهانی فشار می‌شود که در اثر آن یک سری نواحی دارای جدایش یا جریان برگشتی در ورودی اجکتور شکل می‌گیرد. این امر منجر به اتلاف فشار کل سیال می‌شود. در حالیکه ایجاد یک مسیر همگرا در حالت اختلاط با فشار ثابت، باعث شتابگیری سیال ثانویه و کاهش فشار آن می‌شود، به طوری که

- 1 Converging duct
- 2 Choked flow
- 3 Constant-pressure mixing ejector
- 4 Constant-area mixing ejector

- 5 Entrainment ratio
- 6 Pressure lift ratio
- 7 Effective (choke) area

جدول ۱: دسته‌بندی خروجی‌های روش طراحی حاضر  
Table 1. Present study output categorizing

خروجی‌های حاصل از جمع بندی نتایج مراجع	خروجی‌های کد یک‌بعدی
۱- فاصله بهینه خروجی نازل از بخش مساحت ثابت اجکتور	۱- نوع سیال اولیه که از مطالعه پارامتری بدست می‌آید.
۲- قطر بهینه خروجی نازل سیال اولیه	۲- فشار و دمای بهینه سیال اولیه
۳- نسبت طول به قطر بهینه بخش مساحت ثابت اجکتور	۳- قطرهای هندسی شامل قطر گلوگاه نازل و قطر قسمت مساحت ثابت
۴- زوایای بهینه قسمت همگرا و واگرا (قسمت دیفیوزر اجکتور)	

بوده است [۲۳ و ۲۴] و در خصوص اجکتور گازی تجهیزات تست ارتفاع فعالیتی صورت نگرفته است.

در عمل، دو پدیده خفگی<sup>۲</sup> در عملکرد اجکتور وجود دارد [۱۰]: یکی در جریان اولیه و در قسمت گلوگاه نازل و دیگری در جریان سیال ثانویه. علاوه بر خفگی در داخل نازل، خفگی دوم در اجکتور ناشی از شتاب‌گیری سیال ثانویه از شرایط سکون در بخش مکش تا سرعت‌های مافوق صوت در بخش مساحت ثابت است.

قابل ذکر است که الگوریتم طراحی اجکتور پایه که در این تحقیق استفاده شده توسط هانگ [۹] برای کاربرد در یک سیستم تبریدی ارائه شده است. در الگوریتم مزبور سیال اولیه و ثانویه یکسان است. هدف اصلی تحقیق حاضر توسعه روشی برای طراحی اجکتور سیال ثانویه در بستر تست ارتفاعی است که تفاوت فاحشی با کاربرد اولیه روش هانگ (سیستم‌های تبرید) دارد. در فعالیت حاضر علاوه بر ایجاد برخی تغییرات ساختاری در الگوریتم، لازم است که فرمولاسیون ارائه شده توسط هانگ برای دو سیال مختلف اولیه (عموماً بخار آب) و ثانویه (پلوم خروجی موتور) توسعه داده شود. عملکرد اجکتور طراحی شده در سیستم دیفیوزر-اجکتور به صورت یکپارچه با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۳</sup> بررسی می‌شود که نشانگر عملکرد صحیح اجکتور است. مطابق اطلاعات نویسندگان، تحقیق حاضر اولین کاری است که طراحی هندسی و سیالاتی یک اجکتور گازی مافوق صوت را برای کم کردن فشار استارت دیفیوزر شبیه‌ساز ارتفاع ارائه داده است. با روش ارائه شده در این تحقیق می‌توان برای انواع موتورهای راکت با فشار احتراق پایین، سیستم اجکتور مورد نیاز جهت تست ارتفاعی را با دقت مطلوبی طراحی کرد.

در این کار یکسان فرض شده است که استفاده از این مدل را بسیار محدود می‌کند.

امانوئل [۱۹]، یک مدل تحلیلی برای بهینه کردن عملکرد اجکتور ارائه کرد. این مدل نیاز دارد که نسبت مکش زیر یک باشد. سادگی این مدل براساس استفاده از فرمول ریلی-پیتوت<sup>۱</sup> است که اجازه می‌دهد افزایش فشار کل به استاتیک عبوری از شوک قائم (که همان نسبت افزایش فشار اجکتور است) فقط از طریق محاسبه ماخ پیش از شوک و نسبت گرمای ویژه سیال پیش از شوک قائم بدست آید. از آنجایی که فرمولاسیون این مدل براساس آنتالپی است، برای انواع مختلف سیال اولیه و ثانویه قابل استفاده است. یک آنالیز یک‌بعدی برای پیش‌بینی عملکرد اجکتور در شرایط بحرانی توسط هانگ و همکاران [۹]، انجام شد. در این کار فرض شد که اختلاط در فشار ثابت در داخل قسمت مساحت ثابت اتفاق بیفتد. فرایندهای غیرآیزنتروپیک در داخل اجکتور توسط ضرایب تجربی در مدل آورده شده است. نشان داده شد که با استفاده از ضرایب تجربی می‌توان عملکرد اجکتور را با دقت بالایی پیش‌بینی کرد. در تکمیل کار هانگ، چنگ و همکاران [۲۰]، مدلی را برای پیش‌بینی عملکرد اجکتور در حالت بحرانی و زیربحرانی توسعه دادند.

در داخل کشور نیز فعالیت‌های قابل توجهی در زمینه طراحی و تحلیل دیفیوزر و اجکتور گازی انجام شده است. دولابی و همکاران طراحی و تحلیل یک دیفیوزر گازی را برای یک تونل باد مافوق صوت انجام داده‌اند [۲۱]. فولادی و همکاران نیز طراحی و تحلیل دیفیوزر گلوگاه ثانویه را جهت راه‌اندازی تجهیزات تست ارتفاع بالای پژوهشگاه فضایی ایران انجام داده‌اند [۲۲]. جستجو در مراجع داخلی نشان می‌دهد که فعالیت‌های انجام شده در داخل کشور در خصوص طراحی و تحلیل اجکتور گازی معطوف به کاربردهای تهویه مطبوع و تبرید

2 Choking phenomena

3 Computational fluid dynamic

1 Rayleigh-pitot



## ۲- طراحی اجکتور مافوق صوت

هدف اصلی کار حاضر دستیابی به دانش طراحی اجکتور برای کاهش فشار استارت موتور در بستر تست ارتفاعی است. در این صورت اطلاعات ورودی شامل مشخصات سیال ثانویه در فشار و دمای معین در خروجی دیفیوزر و فشار محیط است. بطور خلاصه، خروجی‌های کار حاضر خروجی‌های حاصل از کد یک‌بعدی و خروجی‌هایی هستند که از جمع‌بندی‌های نتایج تجربی یا عددی مراجع بدست می‌آیند. این موارد بطور خلاصه در جدول ۱ ارائه شده است که در مجموع شامل هندسه کامل اجکتور و مشخصات سیال اولیه است که به عنوان سیال عامل در نازل اجکتور استفاده می‌شود. در این فعالیت جهت تأیید نهایی اجکتور طراحی شده از روش شبیه‌سازی عددی جریان در اجکتور استفاده شده است که در بخش ۴ ارائه شده است.

کد یک‌بعدی توسعه داده شده در بخش ۲-۱ (الگوریتم طراحی اجکتور با الزامات مشخص) توضیح داده شده است. اگر قرار باشد نوع سیال اولیه توسط طراح انتخاب شود، با استفاده از کد توسعه داده شده می‌توان مطالعات پارامتری (اثر پارامترهای مختلف را روی عملکرد اجکتور) را انجام داد. این پارامترها می‌تواند فشار و دمای ورودی سیال اولیه و مشخصات ترمودینامیکی این سیال که شامل گرمای ویژه در فشار ثابت ( $C_p$ )، نسبت گرماهای ویژه ( $\gamma$ ) و جرم مولکولی ( $MW$ ) باشد. قطرهای اصلی هندسه اجکتور شامل قطر گلوگاه نازل و قطر قسمت مساحت ثابت است که خروجی‌های مستقیم کد یک‌بعدی هستند. با توجه به اینکه در این فعالیت از معادلات یک‌بعدی برای مدل کردن اجکتور استفاده شده است، عملاً اثر برخی ابعاد هندسی قابل بررسی با این کد نیستند. این ابعاد که برای تشکیل هندسه اجکتور ضروری هستند، در سمت چپ جدول ۱ آورده شده‌اند و در شکل ۲ قابل مشاهده هستند. در حالت کلی برای بدست آوردن این ابعاد نیاز به تست تجربی یا شبیه‌سازی عددی است. در این فعالیت برای تعیین پارامترهای طولی از پیشنهاد‌های مراجع معتبر تجربی استفاده شده است. نهایتاً، از ابزار شبیه‌سازی عددی جریان برای تأیید طراحی و بررسی پارامتری استفاده شده است.

در این بخش، الگوریتم طراحی یک‌بعدی اجکتور مطرح می‌شود. سپس با توجه به پیشنهاد‌هایی که توسط مراجع دیگر داده شده است، پارامترهای هندسی‌ای که برای ایجاد هندسه مورد نیاز هستند و البته خروجی الگوریتم یک‌بعدی نیستند، انتخاب می‌شود.

## ۱-۲- فرضیات و الزامات طراحی اجکتور

در این روش طراحی اجکتور که از نوع اختلاط در فشار ثابت است، فرض می‌شود که اختلاط سیال اولیه و ثانویه در فشار ثابت و در قسمت محفظه مکش انجام می‌شود. مشخص شده است که اجکتور فشار ثابت نسبت به اجکتور مساحت ثابت عملکرد بهتری دارد و به همین دلیل استفاده وسیع‌تری دارد. در این کار از اجکتور فشار ثابت با این تفاوت که اختلاط دو سیال در قسمت مساحت ثابت اتفاق بیفتد، استفاده شده است. مناسب بودن این فرض در بخش صحنه‌گذاری نشان داده خواهد شد.

در مرجع شماره [۱۰]، پیشنهاد شده است که سیال اولیه پس از خروج از نازل بدون اختلاط با سیال ثانویه انبساط پیدا کرده و یک مجرای همگرا را برای سیال ثانویه ایجاد می‌کند. این مجرا شبیه یک کانال همگرا برای سیال ثانویه بوده که در یک جایی از مسیر (گلوگاه فرضی) سرعت آن به سرعت صوت می‌رسد. بعد از آن اختلاط دو سیال در فشار ثابت شروع می‌شود. فرض می‌شود که گلوگاه فرضی در محل مساحت ثابت اجکتور اتفاق بیفتد. بنابراین اختلاط دو سیال در محل مساحت ثابت و در فشار ثابت اتفاق می‌افتد. در شکل ۲، شماتیک فرایند اختلاط برای دو جریان در داخل اجکتور ارائه شده است.

باید خاطر نشان شود که کلیات و فرضیات الگوریتم ارائه شده برگرفته شده از روش مرجع [۹] است. البته در این مقاله با توجه به الزامات خاصی که در طراحی است، ورودی‌ها و خروجی‌های الگوریتم متفاوت از کار مرجع [۹] است. منظور از الزامات خاص، مواردی است که هدف طراحی اجکتور برای استفاده در بستر تست ارتفاعی است. هدف اصلی استفاده از اجکتور در بستر تست ارتفاعی که تمرکز کار حاضر نیز بر آن است، کم کردن فشار استارت دیفیوزر با استفاده از اجکتور است. با این شرایط لازم است که اجکتوری طراحی شده قابلیت پمپ کردن دبی مشخصی از سیال ثانویه (دبی خروجی از نازل موتور) با دما و فشار معین را تا فشار مشخص محیط اتمسفر محلی داشته باشد.

فرضیات سیالاتی استفاده شده در توسعه این مدل به شرح زیر است:

- خواص ترمودینامیکی هر دو سیال اولیه و ثانویه ( $C_p, \gamma$ ) در

طول اجکتور ثابت است.

اجکتور در حالت خفگی دوگانه کار می‌کند (عدد ماخ سیال ثانویه در محل گلوگاه مؤثر برابر یک خواهد بود).

هر دو سیال به صورت گاز کامل در نظر گرفته شده‌اند.

در این فعالیت برای وارد کردن اثرات غیرآیزنتروپیک مانند افت‌های لایه‌مرزی و افت‌های حاصل از اختلاط از یک سری ضرایب تصحیح استفاده شده است که در این مسأله ۴ ضریب تصحیح تحت عنوان راندمان تعریف شده است. این ضرایب تصحیح برای در نظر گرفتن اثرات افت در نازل سیال اولیه، بخش دیفیوزر خروجی اجکتور و انبساط و اختلاط جریان‌ها در نظر گرفته شده‌اند. مقدار دقیق این راندمان‌ها باید از تست تجربی بدست آید. در این تحقیق جهت تعیین راندمان‌ها از مقادیر پیشنهادی مرجع [۹] استفاده شده است.

## ۲-۲- الگوریتم طراحی اجکتور با الزامات مشخص

در شکل ۲ شماتیک یک اجکتور رایج نشان داده شده است. در این اجکتور، سیال فشار بالا (سیال اولیه) با گذر از نازل، به صورت جت و با سرعت مافوق صوت از نازل خارج می‌شود. بواسطه ایجاد فشار پایین در این ناحیه و اثرات مکشی ویسکوز، سیال ثانویه به محفظه اختلاط<sup>۱</sup> وارد می‌شود. پیش از این که دو سیال با همدیگر مخلوط شوند، سیال اولیه یک مسیر همگرا را برای سیال ثانویه ایجاد می‌کند. در محل کمترین مساحت ( $\gamma-\gamma$ )، فرض می‌شود عدد ماخ برای سیال ثانویه برابر با مقدار یک شود. فرض می‌شود که این گلوگاه در محل مساحت ثابت ایجاد شود. پس از آن اختلاط دو سیال در فشار ثابت انجام می‌شود. دو سیال مخلوط شده در محل مقطع  $S-S$  با عبور از یک شوک قائم دچار افزایش شدید فشار استاتیک و کاهش سرعت می‌شوند. بعد از آن سیال با سرعت زیرصوت از یک شیپوره واگرا عبور داده می‌شود تا به تدریج فشار آن بازیابی شود. با در نظر داشتن الزامات طراحی که در بالا گفته شد، الگوریتم با فرض یک مقدار مشخص برای نسبت مکش شروع می‌شود که در فرایند حل این مقدار اصلاح می‌شود.

دبی جرمی سیال اولیه با توجه به تعریف نسبت مکش طبق رابطه (۳) بدست می‌آید (دبی سیال ثانویه از ورودی‌های داده شده به الگوریتم است):

$$\dot{m}_p = \frac{\dot{m}_s}{\omega} \quad (3)$$

شعاع گلوگاه نازل با داشتن خواص سکون سیال اولیه و مقدار  $\gamma$  آن به صورت رابطه (۴) محاسبه می‌شود (تمامی روابطی که در ادامه آورده شده‌اند، روابط یک‌بعدی دینامیک گاز هستند که از مرجع شماره [۲۵] استخراج شده‌اند):

$$A_t = \frac{\dot{m}_p \sqrt{T_p}}{P_p \sqrt{\frac{\gamma_p}{R_p} \left( \frac{2}{\gamma_p + 1} \right)^{(\gamma_p + 1)/(\gamma_p - 1)}} \sqrt{\eta_{np}}} \quad (4)$$

با توجه به این که اجکتور در حالت بحرانی کار می‌کند، فشار استاتیک بحرانی برای سیال ثانویه در صفحه  $\gamma - \gamma$  شکل ۲ به صورت رابطه (۵) محاسبه می‌شود:

$$P_{sy}^* = P_s \left( 1 + \frac{\gamma_s - 1}{2} M_{sy}^2 \right)^{-\gamma_s/(\gamma_s - 1)} \quad (5)$$

$$M_{sy} = 1$$

$$P_{sy} = P_{sy}^*$$

با توجه به اینکه قرار است اختلاط در فشار ثابت انجام شود، بنابراین  $P_{py} = P_{sy}$  (فشار دو سیال در این نقطه برابر است). شعاع گلوگاه نازل سیال اولیه از رابطه (۴) بدست می‌آید. برای بدست آوردن شکل نازل نیاز به داشتن مساحت یا شعاع نازل در محل خروجی است. بدست آوردن مساحت خروجی نازل با داشتن فشار در این محل امکان‌پذیر است. با توجه به شکل ۲ و این که سیال اولیه قرار است از محل خروجی نازل مقطع ۱ تا محل مقطع ۲ منبسط شود، بنابراین باید در مقطع ۱ دارای فشار استاتیک بالاتری نسبت به مقطع ۲ باشد. این فشار را می‌توان به صورت ضریبی از فشار در محل مقطع ۲ در نظر گرفت. با فرض  $P_{p1} = 1/P_{py}$ ، برای ماخ خروجی نازل، رابطه (۶) را می‌توان نوشت:

$$M_{p1} = \sqrt{\left( \left( \frac{P_p}{P_{p1}} \right)^{\gamma_p - 1} - 1 \right) \left( \frac{2}{\gamma_p - 1} \right)} \quad (6)$$

توجه شود که از منظر کد یک‌بعدی این ضریب ۱/۱ اهمیتی ندارد،

$$T_{py} = \frac{T_p}{1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{py}^2} \quad T_{sy} = \frac{T_s}{1 + \frac{\gamma_s - 1}{2} M_{sy}^2} \quad (12)$$

با داشتن عدد ماخ و دمای استاتیک، سرعت هر دو سیال در ورود به بخش اختلاط فشار ثابت به صورت رابطه (۱۳) بدست می‌آید:

$$V_{py} = M_{py} \sqrt{\gamma_p R T_{py}}, \quad V_{sy} = M_{sy} \sqrt{\gamma_s R T_{sy}} \quad (13)$$

تا اینجا (مقطع  $y-y$ )، دو سیال تنها با یکدیگر تماس داشتند و اختلاطی صورت نگرفته است. اختلاط دو سیال همانطور که گفته شد پس از اینکه سیال ثانویه به سرعت صوت برسد، شروع می‌شود. با توجه به اینکه در این الگوریتم سیال اولیه و ثانویه می‌توانند متفاوت باشند، نیاز است تا خواص سیال مخلوط از روی خواص دو سیال اولیه و ثانویه بدست آید. بدین ترتیب، برای بدست آوردن جرم مولکولی و نسبت گرمای ویژه سیال مخلوط شده، بترتیب از رابطه (۱۴) و (۱۵) استفاده می‌شود:

$$MW_m = \left[ \left( \frac{\mu}{MW} \right)_p + \left( \frac{\mu}{MW} \right)_s \right]^{-1} \quad (14)$$

$$\gamma_m = \frac{\left( \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{\mu}{MW} \right)_p + \left( \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{\mu}{MW} \right)_s}{\left( \frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu}{MW} \right)_p + \left( \frac{1}{\gamma - 1} \frac{\mu}{MW} \right)_s} \quad (15)$$

$$\mu_p = \frac{\dot{m}_p}{\dot{m}_m}, \quad \mu_s = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_m}$$

$$\dot{m}_m = \dot{m}_p + \dot{m}_s$$

معادلات اختلاط در فشار ثابت (بترتیب معادله مومنتوم و معادله انرژی) از مقطع  $y-y$  تا  $m-m$  به صورت رابطه (۱۶) است:

$$\eta_{mix} (\dot{m}_p V_{py} + \dot{m}_s V_{sy}) = (\dot{m}_p + \dot{m}_s) V_m$$

$$\dot{m}_p \left( c_{p_p} T_{py} + \frac{V_{py}^2}{2} \right) + \dot{m}_s \left( c_{p_s} T_{sy} + \frac{V_{sy}^2}{2} \right) = (\dot{m}_p + \dot{m}_s) \left( c_{p_m} T_m + \frac{V_m^2}{2} \right) \quad (16)$$

$$(\dot{m}_p + \dot{m}_s) \left( c_{p_m} T_m + \frac{V_m^2}{2} \right)$$

زیرا با تغییر این ضریب عدد ماخ خروجی از نازل و فشار استاتیک در آن محل، به صورت عکس یکدیگر تغییر خواهند کرد و از دیدگاه معادله انرژی تغییری در آنتالپی کل خروجی از نازل وجود ندارد. بنابراین انتخاب این ضریب اثری بر روی عملکرد اجکتور و نسبت مکش ندارد. این ضریب تنها، مساحت خروجی نازل را تغییر می‌دهد. با داشتن ماخ خروجی نازل، مساحت نازل از رابطه (۷) بدست می‌آید:

$$A_{p1} = \sqrt{A_t^2 \frac{1}{M_{p1}^2} \left[ \frac{2}{\gamma_p + 1} \left( 1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p1}^2 \right) \right]^{(\gamma_p + 1)/(\gamma_p - 1)}} \quad (7)$$

ماخ سیال اولیه در محل مقطع  $y-y$  به صورت زیر بدست می‌آید:

$$M_{py} = \left[ \frac{\left( 1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p1}^2 \right)^{\gamma_p/(\gamma_p - 1)}}{\left( \frac{P_{py}}{P_{p1}} \right)} - 1 \right] \left( \frac{2}{\gamma_p - 1} \right) \quad (8)$$

با در نظر گرفتن راندمان انبساط سیال اولیه، مساحت سیال اولیه در محل مقطع  $y-y$  به صورت رابطه (۹) بدست می‌آید:

$$A_{py} = A_{p1} \frac{\left( \frac{\eta_a}{M_{py}} \right) \left[ \left( \frac{2}{\gamma_p + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{py}^2 \right) \right]^{(\gamma_p + 1)/(2(\gamma_p - 1))}}{\left( \frac{1}{M_{p1}} \right) \left[ \left( \frac{2}{\gamma_p + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p1}^2 \right) \right]^{(\gamma_p + 1)/(2(\gamma_p - 1))}} \quad (9)$$

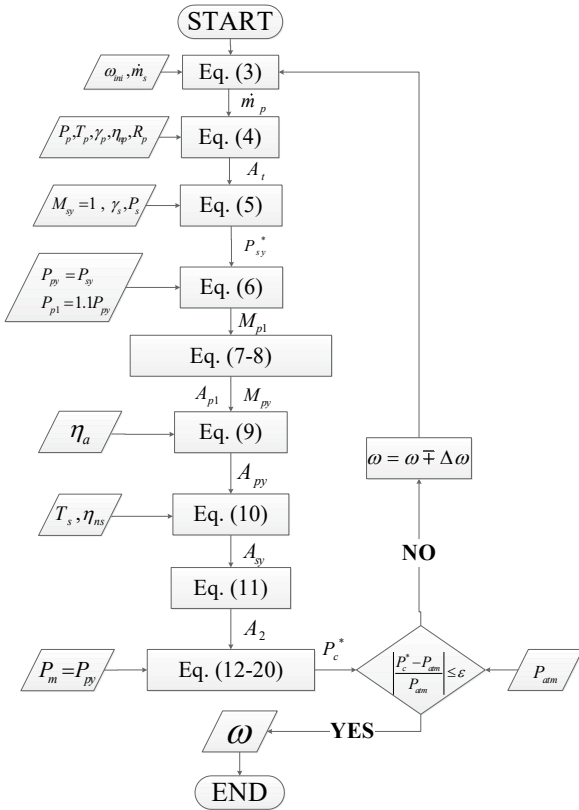
با داشتن دبی جرمی سیال ثانویه و فرض حالت بحرانی برای گلوگاه فرضی، میزان مساحت گلوگاه فرضی برای سیال ثانویه به صورت رابطه (۱۰) بدست می‌آید:

$$A_{sy} = \frac{\dot{m}_s \sqrt{T_s}}{P_s \sqrt{\frac{\gamma_s}{R_s} \left( \frac{2}{\gamma_s + 1} \right)^{(\gamma_s + 1)/(\gamma_s - 1)}} \sqrt{\eta_{ns}}} \quad (10)$$

با داشتن مساحت گلوگاه فرضی، مساحت بخش مساحت ثابت اجکتور طبق رابطه (۱۱) بدست می‌آید:

$$A_2 = A_{py} + A_{sy} \quad (11)$$

دمای استاتیک هر دو سیال در محل مقطع  $y-y$  با داشتن عدد ماخ برای هر دو جریان به صورت رابطه (۱۲) قابل محاسبه است:



شکل ۳: فلوچارت طراحی اجکتور در تحقیق حاضر  
Fig. 3. Ejector design flowchart of present study

### ۳-۲- پارامترهای هندسی پیشنهاد شده در اجکتور

خروجی‌های هندسی کد یک‌بعدی شامل شعاع گلوگاه و خروجی نازل سیال اولیه، شعاع قسمت مساحت ثابت اجکتور و شعاع خروجی بخش شیبوره واگرا است. بنابراین طول‌های محوری اجکتور در این مرحله هنوز مجهول هستند و ایجاد هندسه بدون این پارامترها ممکن نیست. از مهم‌ترین این پارامترها که معمولاً به صورت بی‌بعد بیان می‌شوند و برای تشکیل هندسه اجکتور ضروری هستند، می‌توان به نسبت طول به قطر بخش مساحت ثابت ( $L_r/D_r$ ) و فاصله بی‌بعد خروجی نازل از محل مساحت ثابت ( $L_c/D_r$ ) اجکتور اشاره کرد (شکل ۲). تحقیقات فراوانی برای مشخص کردن مقدار بهینه این دو پارامتر انجام شده است. مقدار پیشنهاد شده برای پارامتر  $L_r/D_r$  در اجکتورهای گازی در بازه ۵ تا ۱۷ است [۲۷-۲۹]. برای پارامتر  $L_c/D_r$ ، مقدار بهینه پیشنهاد شده بازه وسیع‌تری دارد و از ۰/۴ تا ۴/۳ متغیر است [۱۱ و ۲۸ و ۳۰-۳۳]. نهایتاً با توجه به پیشنهادات انجام شده مقدار ۵ برای پارامتر  $L_r/D_r$  انتخاب شد. برای انتخاب  $L_c/D_r$ ، با

با داشتن سرعت و دمای استاتیک در مقطع  $m - m$ ، عدد ماخ پیش از شوک از رابطه (۱۷) قابل محاسبه است:

$$M_m = \frac{V_m}{\sqrt{\gamma_m RT_m}} \quad (17)$$

فشار استاتیک در گذر از شوک قائم به صورت رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود:

$$P_3 = P_m \left( 1 + \frac{2\gamma_m}{\gamma_m + 1} (M_m^2 - 1) \right) \quad (18)$$

$$P_m = P_{sy} = P_{sy}^* = P_{py}$$

ماخ پس از شوک نیز از رابطه (۱۹) محاسبه می‌شود:

$$M_m^2 = \frac{1 + \frac{\gamma_m - 1}{2} M_m^2}{\gamma_m M_m^2 - \frac{\gamma_m - 1}{2}} \quad (19)$$

فشار سکون در انتهای دیفیوزر با در نظر گرفتن یک راندمان برای شیبوره واگرا به صورت رابطه (۲۰) بدست می‌آید:

$$P_d^* = P_3 \left( 1 + \eta_d \frac{\gamma_m - 1}{2} M_m^2 \right)^{\gamma_m / (\gamma_m - 1)} \quad (20)$$

با مقایسه این مقدار فشار سکون با فشار سکون محیط، نسبت مکشی که در ابتدای شروع حل حدس زده شده بود، تصحیح می‌شود. این تصحیح به این صورت است که اگر فشار خروجی بدست آمده بیشتر از فشار محیط باشد،  $\omega_{new} = \omega_{old} + \Delta\omega$  و اگر فشار خروجی بدست آمده کمتر از فشار محیط باشد  $\omega_{new} = \omega_{old} - \Delta\omega$ . این فرایند آنقدر تکرار می‌شود که فشار سکون بدست آمده در انتهای اجکتور با فشار محیط برابر شود. برای بدست آوردن مساحت خروجی لازم در انتهای بخش دیفیوزر اجکتور، با فرض جریان آیزنتروپیک و استفاده از مفهوم  $A^*$ ، مساحت لازم برای جریان تا رسیدن به ماخ مد نظر در خروج بدست می‌آید [۲۶].

مسیر الگوریتم به صورت فلوچارت در شکل ۳ نیز آورده شده است.

جدول ۲: دسته‌بندی مراجع براساس مدل توربولانسی استفاده شده  
**Table 2. Categorizing references based on used turbulence model**

مراجع	مدل توربولانسی
[۳۷]، [۳۶]، [۳۵]، [۳۰]، [۳۴]	Standard $k - \epsilon$
[۴۱]، [۴۰]، [۳۹]، [۳۸]، [۱۱]	Realizable $k - \epsilon$
[۴۶]، [۴۵]، [۴۴]، [۴۳]، [۴۲]، [۳۲]	SST $k - \omega$
[۴۹]، [۴۸]، [۴۷]	RNG $k - \epsilon$
[۵۲]، [۵۱]، [۵۰]	Spalart - Allmaras

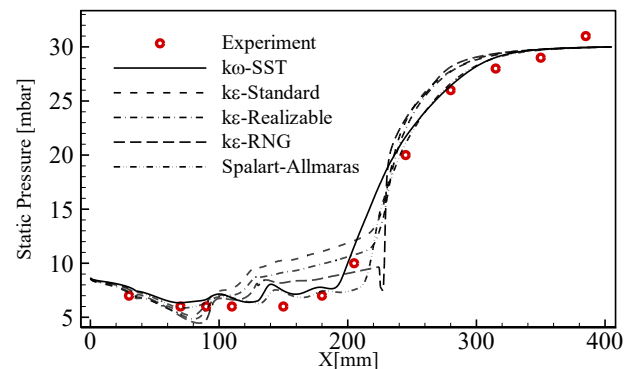
تراکم‌پذیر است و روش‌های حل چگالی-مبنا، بنابر توصیه خود نرم‌افزار فلوئنت، مناسب‌تر است. در تحلیلی عددی اجکتور عمدتاً از روش چگالی-مبنا استفاده شده است [۱۱ و ۳۰]. با توجه به اینکه در برخی نواحی اجکتور مانند ورودی اجکتور و بخش دیفیوزر خروجی، سرعت جریان پایین است، جریان در این نواحی تراکم‌ناپذیر بوده و در نتیجه تحلیل جریان با روش چگالی-مبنا، تغییرات فشار در این نواحی را به تدریج و با نرخ خیلی پایین اعمال می‌کند. این امر باعث کاهش شدید نرخ همگرایی می‌شود [۲۲].

با توجه به اینکه در این تحقیق تعداد زیادی شبیه‌سازی عددی انجام می‌شود، لازم است از روشی سریع برای همگرایی استفاده شود. بنابراین بجای استفاده از حلگر چگالی-مبنا از حلگر فشار-مبنا کوپل استفاده شده است. این حلگر از آن جهت که معادلات مومنتوم و پیوستگی را به صورت همزمان حل می‌کند، از منظر دقت به حل چگالی-مبنا نزدیک‌تر است و دارای نرخ همگرایی بهتری نسبت به حل چگالی-مبنا است. برای چندین حالت، مقایسه میدان جریان داخل اجکتور بین نتایج حل چگالی-مبنا و فشار-مبنا کوپل انجام شده و دقت روش فشار-مبنا کوپل مورد تأیید قرار گرفته است (یک نمونه از این مقایسه‌ها در شکل ۱۲ آمده است). در ضمن دقت حل فشار-مبنا کوپل، با نتایج تجربی نیز اثبات شده که در بخش ۳-۲ توضیح داده شده است.

### ۳-۲- صحت‌گذاری بر روش عددی استفاده شده و انتخاب مدل

#### توربولانسی

از آنجایی که جریان داخل اجکتور دارای پدیده‌های پیچیده‌ای مانند شوک‌های مایل، موج‌های انبساطی، شوک‌های برگشتی، برهم‌کنش لایه مرزی و شوک و برهم‌کنش شوک و لایه برشی است، انتخاب مدل توربولانسی و ابعاد شبکه تولید شده از اهمیت بالایی برخوردار است [۳۲]. معمولاً در مرحله طراحی مفهومی مسائل کاربردی مثل اجکتور به دلیل صرفه‌جویی در هزینه‌های محاسباتی مدل‌های توربولانسی یک یا دو معادله‌ای در تحلیل این نوع مسائل بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند. دلیل استفاده از یک مدل توربولانسی خاص در اغلب مراجع نزدیکی نتایج شبیه‌سازی حاصله با نتایج تست تجربی عنوان شده است [۲۹ و ۳۱ و ۳۳ و ۳۵ و ۳۶]. همچنین در برخی مراجع نیز براساس پدیده‌های غالب داخل اجکتور



شکل ۴: مقایسه توزیع فشار استاتیک بر روی دیواره اجکتور برای انواع مدل‌های توربولانسی و نتایج تست تجربی

**Fig. 4. Comparison of wall static pressure for different turbulence models and experiment data**

توجه به اینکه بازه پیشنهاد شده طیف وسیعی داشت، یک تحلیل حساسیت بر روی مقدار  $L_2/D_2$  و اثر آن روی نسبت مکش انجام شد. مقدار بهینه برای این پارامتر، ۲/۵ انتخاب شد.

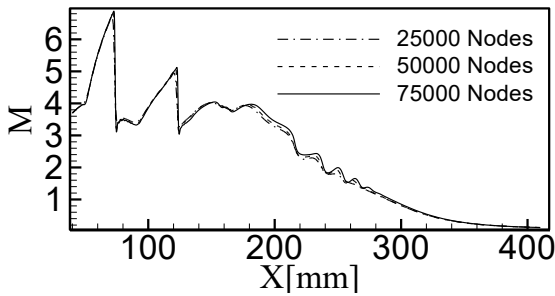
### ۳- روش تحلیل عددی جریان

در این تحقیق هندسه اجکتور استوانه‌ای، به صورت تقارن محوری<sup>۱</sup> مدل شده است. با این کار هم حجم شبکه به مقدار زیادی کاهش می‌یابد و هم اثرات سه‌بعدی لحاظ می‌شود. برای تولید شبکه از نرم‌افزار گمبیت<sup>۲</sup> ۲.۴.۶ و برای حل معادلات بقا از نرم‌افزار فلوئنت<sup>۳</sup> ۱۷.۲ استفاده شده است. در این بخش، ملاحظات روش عددی استفاده مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

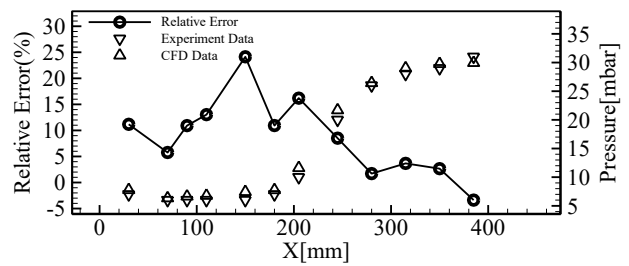
#### ۳-۱- نوع حلگر

در این تحقیق عدد ماخ برای اجکتور مافوق صوت طراحی شده از حدود صفر تا ۴ متغیر است. در این عدد ماخ، جریان به شدت

- 1 Axisymmetric
- 2 Gambit
- 3 Fluent



شکل ۶: عدد ماخ مرکز اجکتور برای شبکه با تعداد گره‌های مختلف  
**Fig. 6. Ejector centerline Mach number for domain with different nodes**



شکل ۵: آنالیز خطای نسبی  
**Fig. 5. Relative error analysis**

### ۳-۴- بررسی استقلال از شبکه

شبکه‌بندی ایجاد شده برای شبیه‌سازی اجکتور تست تجربی مرجع شماره از ۵۰۰۰۰ گره با شبکه سازمان‌یافته چهارضلعی تشکیل شده است. استقلال از شبکه با تولید شبکه‌های مختلف انجام شده است. برای این منظور توزیع عدد ماخ در محور تقارن اجکتور برای سه هندسه با تعداد گره متفاوت در شکل ۶ آمده است. در ضمن، در هر سه حالت میزان دبی مکش شده سیال ثانویه و توزیع فشار استاتیک بر روی دیواره یکسان بودند. بنابراین استفاده از ۵۰۰۰۰ گره برای مراحل بعد در این هندسه برای شبیه‌سازی استفاده شده است. مدل‌های توربولانسی مبتنی بر  $k-\epsilon$  در نزدیکی دیواره‌ها قابل استفاده نیستند؛ اما مدل‌های توربولانسی  $k-\omega$  و اسپالارت-الماراس<sup>۳</sup> در نزدیکی دیواره‌ها به شرطی که شبکه به اندازه کافی ریز باشد، قابل استفاده است. شبکه مورد استفاده در نزدیکی دیواره برای مدل‌های توربولانسی بر مبنای  $k-\epsilon$  بگونه‌ای ایجاد می‌شود که  $y^+$  اولین سلول مجاور دیواره در محدوده ۳۰ تا ۳۰۰ باشد. این پارامتر برای مدل‌های توربولانسی  $k-\omega$  و اسپالارت-الماراس زیر مقدار  $y^+ = 1$  در نظر گرفته می‌شود. پیش از حل با استفاده از روابط پیشنهادی، مقدار ارتفاع سلول اول نزدیک دیواره بطور تقریبی برای تولید شبکه بدست می‌آید. پس از حل نیز این پارامتر در پس‌پردازش نرم‌افزار فلوئنت مورد بررسی قرار می‌گیرد و چنانچه لازم باشد، تولید شبکه در نزدیک دیواره اصلاح می‌شود.

### ۴- نتایج و بحث

در این بخش ابتدا صحت روش عددی استفاده شده با استفاده از یک کار تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. سپس طراحی اجکتور

مدل توربولانسی پیشنهاد شده است [۳۳ و ۳۴]. در جدول ۲ انواع مدل‌های توربولانسی مورد استفاده در شبیه‌سازی اجکتور در مراجع مختلف آورده شده است.

در مطالعه حاضر دقت انواع روش‌های توربولانسی در مقایسه با نتایج تجربی مورد ارزیابی قرار گرفته است که در ادامه نتایج آن مطرح می‌شود.

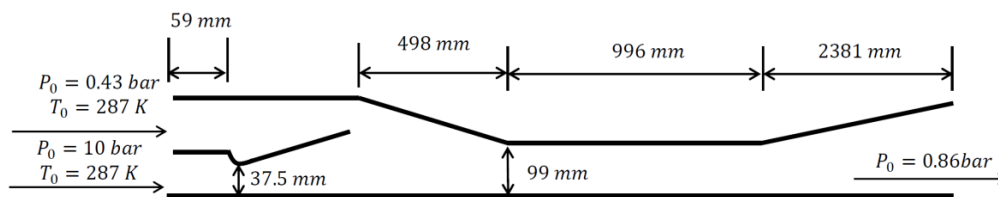
اجکتور بخار تجربی انتخاب شده برای صحنه‌گذاری برگرفته از کار انجام شده در [۱۱] است. اندازه‌گیری فشار استاتیک برای این اجکتور بر روی دیواره اجکتور از محل خروجی نازل تا خروجی دیفیوزر انجام شده است که در این کار مبنای مقایسه دقت روش عددی و نوع مدل توربولانسی با نتایج تست تجربی است. همانطور که در شکل ۴ دیده می‌شود بیشترین تطابق بین نتایج عددی و نتایج تجربی برای مدل توربولانسی  $SST k-\omega$  حاصل می‌شود. بنابراین برای ادامه کار از این مدل توربولانسی استفاده شده است. برای مقایسه نتایج عددی مدل توربولانسی  $SST k-\omega$  و نتایج تجربی، یک آنالیز خطای نسبی بین نتایج تست تجربی و عددی انجام شده است. این مقایسه در شکل ۵ آمده است. بخش اعظم داده‌ها در محدوده زیر خطای نسبی ۱۰٪ هستند.

### ۳-۳- شرایط مرزی

در این تحقیق مگر در مواردی که ذکر شود، از شرط مرزی فشار کل و دمایی کل در محل ورودی سیال ثانویه، فشار و دمایی کل در محل ورودی سیال اولیه، فشار استاتیک در خروجی بخش دیفیوزر و شرط آدیاباتیک<sup>۱</sup> و عدم لغزش<sup>۲</sup> در دیواره‌ها استفاده شده است.

- 1 Zero heat flux
- 2 No slip

3 Spalart-Allmaras



شکل ۷: هندسه اجکتور طراحی شده

Fig. 7. Designed ejector geometry dimensions

یک موتور فشار پایین است. به همین جهت، فرض بر این است که از قبل یک موتور با مشخصات معین وجود دارد و برای آن نیز یک دیفیوزر طراحی شده است. موتور مورد استفاده در دیفیوزر، دارای دبی  $0.062$  کیلوگرم بر ثانیه و دمای سکون  $3400$  کلوین است. با توجه به مطالعاتی که بر روی این دیفیوزر انجام شده است، فشار استارت دیفیوزر،  $23$  اتمسفر است. به عبارتی تا زمانی که فشار موتور به  $23$  اتمسفر نرسیده باشد، دیفیوزر استارت نمی‌شود. اگر فشار محیط  $0.86$  اتمسفر در نظر گرفته شود، نسبت فشار استارت دیفیوزر  $23$  بر  $0.86$  اتمسفر است که معادل فشار استارت  $26/7$  است. با استفاده از اجکتور می‌توان فشار استارت را کم کرد. اگر فرض شود که نیاز باشد فشار استارت اجکتور به نصف این مقدار یعنی  $11/5$  اتمسفر کاهش یابد، لازم است که برای داشتن نسبت فشار استارت برابر، فشار بخش خروجی دیفیوزر مافوق صوت نیز به نصف یعنی  $0.43$  اتمسفر کاهش یابد. با این حساب، وظیفه اجکتور طراحی شده، پمپ کردن دبی  $0.062$  کیلوگرم بر ثانیه و دمای سکون  $3400$  کلوین از فشار  $0.43$  اتمسفر تا  $0.86$  اتمسفر است. در این تحقیق، خنک‌کاری سیال خروجی از موتور در نظر گرفته نشده است. بنابراین دمای سیال در ورودی اجکتور  $3400$  کلوین است. پیش از آن که به بررسی جریان در داخل سیستم دیفیوزر-اجکتور یکپارچه پرداخته شود، یک نمونه از طراحی برای اجکتوری که هر دو سیال آن هوا با دمای محیط هستند، انجام شده است و مناسب و بهینه بودن اجکتور، مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها اجکتور با الزامات مذکور در بالا برای کم کردن فشار استارت طراحی شده و صحت کارکرد اجکتور مورد بررسی قرار می‌گیرد.

#### ۳-۴- تحلیل میدان جریان برای یک نمونه اجکتور طراحی شده

برای بررسی مناسب بودن کد طراحی، یک اجکتور با الزاماتی

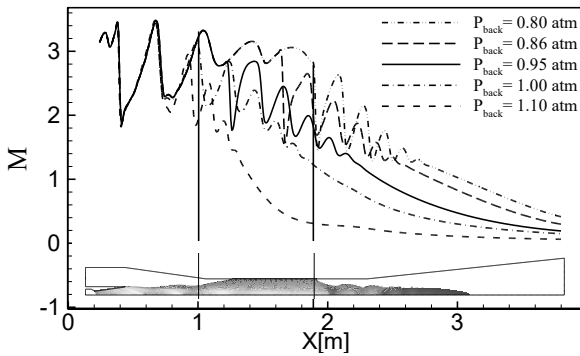
با الزامات مشخص انجام شده است. در ادامه، بهینه بودن طراحی از منظر هزینه مصرف سیال اولیه مورد ارزیابی قرار گرفته است. نهایتاً تحلیل یکپارچه سیستم دیفیوزر-اجکتور انجام شده است و صحت کارکرد اجکتور در دو حالت موتور خاموش و موتور روشن مورد بررسی قرار گرفته است.

#### ۴-۱- اعتبارسنجی روش عددی استفاده شده

عملاً اعتبارسنجی انجام شده برای این تحقیق همان بود که در بخش ۲-۳ مطرح شد. در آنجا با مقایسه نتایج عددی و کار تجربی، دقت انواع مدل‌های توربولانسی مورد ارزیابی قرار گرفت و اعتبارسنجی روش عددی استفاده شده نیز مورد تأیید قرار گرفت. باید خاطر نشان شود که در مسائل مربوط به اجکتور مهم‌ترین کمیت مورد اندازه‌گیری برای تست تجربی، فشار استاتیک است و بغیر از این کمیت در مرجع مورد استفاده برای صحت‌گذاری به کمیت دیگری اشاره نشده است. اصولاً در ارتباط با تحلیل‌های عددی مربوط به دیفیوزر یا اجکتور به اعتبارسنجی با کمیت فشار با داده‌های تجربی بسنده می‌شود [۲۲ و ۵۰ و ۵۲ و ۵۳]. دلیل اصلی آن نیز اهمیت این کمیت در این نوع مسأله و همچنین راحتی اندازه‌گیری این کمیت در تست‌های تجربی است.

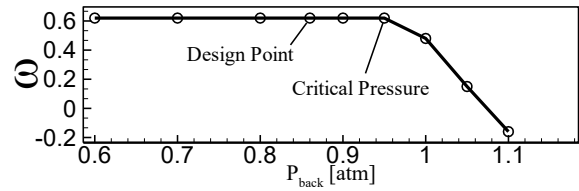
#### ۴-۲- طراحی اجکتور با الزامات مشخص

الزاماتی که برای طراحی یک اجکتور وجود دارد به کاربرد آن بستگی دارد، اما عمدتاً، یک اجکتور برای پمپ کردن حداکثر دبی مشخصی از سیال ثانویه در دمای مشخصی تا فشار معینی که عمدتاً فشار اتمسفر است، طراحی می‌شود (البته اگر قرار باشد از اجکتورهای چندطبقه استفاده شود، بار کاری افزایش فشار تا فشار اتمسفر بین اجکتورها تقسیم می‌شود). در این تحقیق هدف، طراحی یک اجکتور برای کم کردن فشار استارت دیفیوزر جهت تست ارتفاع



شکل ۹: عدد ماخ در راستای محور اجکتور  
**Fig. 9. Mach number along ejector axis**

محیط، دبی مکش شده به سرعت کاهش پیدا می کند و به سرعت به حالت جریان برگشتی می رسد. توزیع عدد ماخ بر روی محور اژکتور در شکل ۹ آورده شده است. سیال اولیه پس از خروج از نازل با سرعت مافوق صوت دارای فشاری بیشتر از فشار سیال ثانویه در خروجی نازل است. بنابراین نیاز است تا مقدار بیشتری انبساط داشته باشد. بنابراین باید با یک زاویه بیشتر از زاویه نازل خروجی وارد محفظه اختلاط شود. علاوه بر این، برای حفظ فشار استاتیک در مرز بین سیال اولیه و ثانویه یک سری موجهای تراکمی و انبساطی در طول مسیر شکل می گیرد. نوسانات فشار استاتیک در شکل ۹ بخاطر شکل گیری همین موجهای تراکمی و انبساطی است. در ادامه با ورود جریان به محفظه اختلاط امواج تراکمی و انبساطی در برخورد به لایه مرزی دیواره و محور تقارن به صورت پی در پی انعکاس می یابند. همانطور که پیداست با زیاد کردن فشار پشتی، سری دوم شوکها به سمت بالادست جریان حرکت می کنند. تا زمانی که سری دوم شوکها بر روی سری اول شوک که مسئول عمل اختلاط است تأثیر نداشته باشند، توزیع عدد ماخ در بعد از خروجی نازل ثابت مانده و تغییری نمی کند. بطور مثال، سری اول و دوم شوکها برای فشار پشتی ۰/۹۵ اتمسفر در شکل ۹ با دو خط عمودی نشان داده شده است. نوسانات شدید فشار استاتیک در محور اجکتور نشانگر سری شوکها است. با زیاد کردن فشار پشتی فاصله دو سری شوک به یکدیگر نزدیکتر می شود. زمانی که فشار پشتی بیشتر از فشار بحرانی شود، شوکهای سری اول و دوم با یکدیگر ادغام شده و جریان از حالت خفگی دوگانه به خفگی یگانه تغییر پیدا می کند (شکل ۸). همانطور که از شکل ۸ پیداست، اژکتور در فشار پشتی برابر با ۰/۹۵ اتمسفر در حالت خفگی یگانه و در فشار پشتی در حدود ۱/۱ اتمسفر در حالت جریان برگشتی



شکل ۸: تغییرات نسبت مکش در برابر فشار پشتی  
**Fig. 8. Variation of entrainment ratio against back pressure**

که شکل ۷ مشخص شده است، طراحی شده است. اجکتور طراحی شده در هر دو سمت سیال اولیه و ثانویه با سیال هوا کار می کند. این اجکتور برای پمپ کردن دبی ۴ کیلوگرم بر ثانیه طراحی شده است. فشار محیط برابر با ۰/۸۶ اتمسفر در نظر گرفته شده است. آنچه که از کد یک بعدی برای دبی مکش شده از سمت ورودی سیال ثانویه در نظر گرفته شده بود، ۴ کیلوگرم بر ثانیه بود که این مقدار در حل عددی برابر ۴/۳۷ کیلوگرم بر ثانیه بدست آمد که نشان از دقت بالای کد یک بعدی دارد. مشخصات هندسی اجکتور طراحی شده در شکل ۷ ارائه شده است. زاویه های همگرایی و واگرایی نازل اجکتور بترتیب ۳۰ و ۸ درجه است. زاویه های بخش همگرا و واگرایی اجکتور نیز بترتیب ۸ و ۶ درجه است. نسبت مساحت (خروجی به گلوگاه) نازل مورد استفاده برابر با ۴/۵۵ است.

در این قسمت ابتدا نمودار مشخصه اجکتور با استفاده از حل عددی به دست آمده است. پس از آن با مشخص کردن نقطه طراحی بر روی این نمودار، به بررسی بهینه بودن طراحی انجام شده پرداخته شده است. منظور از بهینه بودن طراحی، میزان سیال اولیه مصرف شده توسط نازل سیال اولیه است.

اثر تغییر فشار پشتی (فشار محیط) بر روی عملکرد اژکتور (نسبت مکش) در شکل ۸ نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، مودهای کاری اژکتور به سه مود قابل تقسیم است [۹]. این سه مود شامل خفگی دوگانه، خفگی یگانه<sup>۲</sup> و حالت جریان برگشتی است. اژکتور تا زمانی که در فشارهای پشتی کمتر از فشار بحرانی کار کند، یک دبی ثابت از سیال ثانویه (که معادل مقدار ثابتی از نسبت مکش است) را مکش خواهد کرد. در مورد این اجکتور، این فشار بحرانی ۰/۹۵ اتمسفر است. اگر فشار پشتی اجکتور از این فشار بیشتر شود، دیگر اژکتور در حالت خفگی دوگانه نبوده و با زیاد کردن فشار

- 1 Double choking
- 2 Single choking



جدول ۴: مشخصات هندسی سیستم طراحی شده

Table 4. Geometrical characteristics of designed system

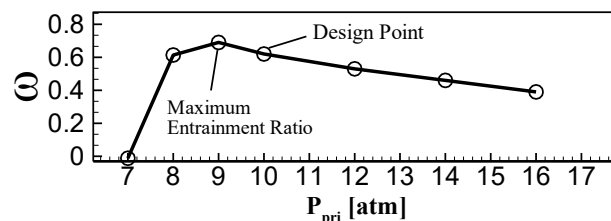
پارامتر	دیفیوزر	اجکتور
شعاع نازل (mm)	۵/۲۶	۱۴/۱۰
نسبت مساحت نازل	۴۴/۰۰	۵/۶۸
شعاع بخش مساحت ثابت (mm)	۴۳/۷۵	۳۱/۸۲
زاویه همگرایی-واگرایی نازل (درجه)	۸-۳۰	۸-۳۰
زاویه همگرایی-واگرایی اجکتور (درجه)	۶-۸	۶-۸

کار می‌کند، مشکلی در عملکرد اجکتور ایجاد نمی‌کند. از نگاه طراحان، لازم است اجکتوری قدری بالاتر از فشار بحرانی خود کار کند تا حاشیه امنی برای کارکرد داشته باشد. کارکرد در نقطه بحرانی بسیار ناپایدار است، زیرا همانطور که از شکل ۸ پیداست اندکی تغییر در فشار پشتی یا فشار سیال اولیه می‌تواند اجکتور را از حالت بحرانی به حالت زیربحرانی برساند. بنابراین لازم است که در طراحی اجکتور یک حاشیه امن در نظر گرفته شود.

#### ۴-۴- بررسی یکپارچه میدان جریان در داخل دیفیوزر-اجکتور

برای نشان دادن کارکرد صحیح اجکتور طراحی شده لازم است که عملکرد یکپارچه دیفیوزر-اجکتور در دو حالت موتور خاموش و موتور استارت شده بررسی شود. برای این منظور یک اجکتور با الزامات جدول ۳ توسط کد یک‌بعدی طراحی شد. دبی سیال ثانویه همانطور که در بخش ۴-۲ گفته شد، ۰/۰۶۲ کیلوگرم بر ثانیه است. مشخصات هندسی موتو به همراه دیفیوزر و اجکتور طراحی شده در شکل ۱۱ و جدول ۴ آورده شده است.

یکی از وظایف اجکتور ایجاد شرایط خلأ در محفظه تست، پیش از استارت موتور است [۵۴]. بنابراین لازم است در حالتی که موتور خاموش است نیز عملکرد اجکتور در تحت خلأسازی محفظه تست بررسی شود. معیار کارکرد صحیح اجکتور در حالتی که موتور خاموش است، فشار استاتیک در محفظه خلأ است. توزیع فشار استاتیک در دیواره دیفیوزر و اجکتور در شکل ۱۲ برای دو حالتی که موتور خاموش یا روشن باشد، نشان داده شده است. قابل ذکر است که نوسانات فشار استاتیک در این حالت ناشی از برخورد موج انبساطی خروجی از نازل اجکتور به دیواره و موج‌های فشاری و انبساطی پی‌درپی است که برای رسیدن فشار پایین سیال اولیه تا فشار محیط در خروجی اجکتور شکل می‌گیرند.



شکل ۱۰: تغییرات نسبت مکش در برابر تغییرات فشار سیال اولیه  
Fig. 10. Variation of entrainment ratio against primary fluid pressure

جدول ۳: ملاحظات اجکتور طراحی شده

Table 3. Designed ejector considerations

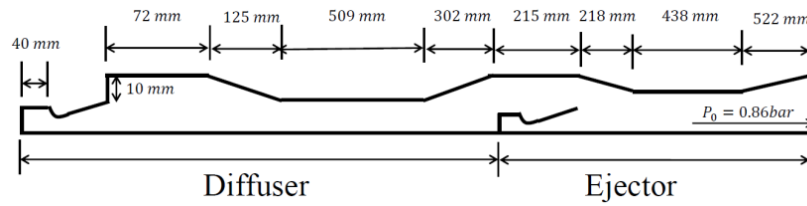
نیازمندی‌های اجکتور			
سیال ثانویه		سیال اولیه	
گاز ایده‌آل	نوع سیال	بخار آب	نوع سیال
۰/۴۳ اتمسفر	فشار سکون	۱۰ اتمسفر	فشار سکون
۳۴۰۰ کلوبین	دمای سکون	۴۵۰ کلوبین	دمای سکون
۲۸ گرم/مول	جرم مولکولی	۱۸ گرم/مول	جرم مولکولی
۱/۱۶۶	نسبت گرمای ویژه	۱/۲۲	نسبت گرمای ویژه

کار می‌کند.

یکی از پارامترهایی که می‌تواند به عنوان نشان دادن استارت شدن اجکتور استفاده شود، فاصله بین سری شوک‌های اول و شوک‌های دوم است. همانطور که از شکل ۹ پیداست با بیشتر کردن فشار پشتی، سری دوم شوک‌ها به سری اول شوک‌ها نزدیک شده و عملاً با رسیدن این دو سری شوک به یکدیگر، اجکتور در حالت فشار بحرانی قرار می‌گیرد و از حالت استارت خارج می‌شود [۳۸]. بر طبق این معیار، اجکتور تا فشار ۰/۹۵ اتمسفر در حالت استارت قرار دارد که با شکل ۸ همخوانی دارد.

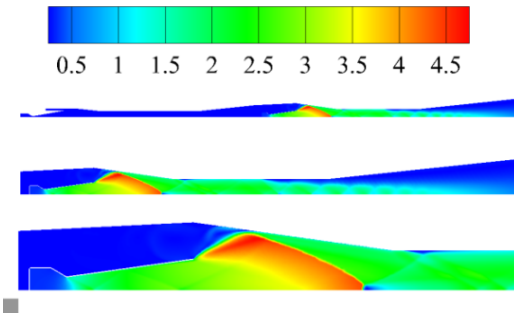
یکی دیگر از مواردی که باید در طراحی اجکتور در نظر گرفته شود، بهینه بودن طراحی از منظر میزان مصرف سیال اولیه است. بدین منظور برای اجکتور طراحی شده، تغییرات نسبت مکش (مهم‌ترین پارامتر عملکردی یک اجکتور) در برابر تغییرات فشار سیال اولیه (در یک هندسه و دمای سکون ثابت، معادل دبی سیال اولیه است) در شکل ۱۰ نشان داده شده است. فشار استارت اجکتور (فشار سیال اولیه) جایی است که بعد از آن نسبت مکش شروع به کاهش می‌کند که در این حالت معادل با فشار ۹ اتمسفر است. همانطور که قبلاً ذکر شد، اجکتور برای فشار ۱۰ اتمسفر طراحی شده بود.

از شکل ۱۰ می‌توان نتیجه گرفت که استفاده از فشار بیشتر در سیال اولیه برای اجکتوری که برای یک فشار کمتر در حالت بحرانی



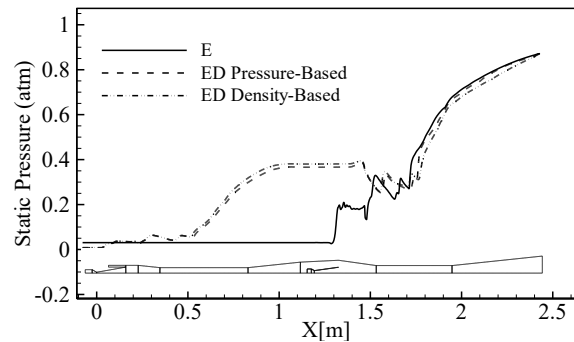
شکل ۱۱: هندسه اجکتور طراحی شده

Fig. 11. Designed ejector geometry dimensions



شکل ۱۳: کانتور ماخ در حالت موتور خاموش و اجکتور روشن

Fig. 13. Mach number contour with motor OFF and ejector ON



شکل ۱۲: توزیع فشار استاتیک در دیواره دیفیوزر-اجکتور (E: حالت موتور خاموش؛ ED Pressure-Based: حالت موتور روشن، با حلگر فشار-مبنا؛ ED-Density-Based: حالت موتور روشن، با حلگر چگالی-مبنا)

Fig. 12. Ejector wall static pressure distribution (E: Motor is OFF; ED Pressure-Based: Motor is ON with pressure-based solver; ED Density-based: Motor is ON with density-based solver)

اتمسفر باشد، کانتور عدد ماخ در دیفیوزر-اجکتور به صورت شکل ۱۴ است. همانطور که پیداست جدایش جریان شدید در داخل نازل موتور ایجاد شده است که نشان از استارت نشدن دیفیوزر است.

همانطور که قبلاً نیز گفته شده بود فشار استارت برای دیفیوزر موجود ۲۳ اتمسفر بود که قرار شد با استفاده از اجکتور این فشار استارت به نصف کاهش یابد. کانتور عدد ماخ در داخل سیستم دیفیوزر-اجکتور یکپارچه برای حالتی که موتور با فشار ۱۱/۵ اتمسفر بوده و دیفیوزر استارت شده است، در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همانطور که از خروجی جریان در موتور راکت مشخص است، دیفیوزر استارت شده است و جریان خروجی موتور تا حد کافی در شرایط فرومنبسط قرار دارد. فشار پایین محفظه خلأ نیز که در شکل ۱۲ نشان داده شده، این موضوع را تأیید می‌کند.

#### ۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در فعالیت پیش رو یک الگوریتم طراحی برای اجکتورهای مورد استفاده در بسترهای تست شبیه‌ساز ارتفاع ارائه شده است. پایه و اساس الگوریتم برگرفته از مفهوم گلوگاه مؤثر مطرح شده در مرجع شماره [۱۰] است. یکی از ویژگی‌هایی که این الگوریتم را از دیگر

همانطور که از شکل ۱۲ پیداست، برای حالتی که موتور خاموش است (حالت E)، اجکتور توانسته فشار در داخل محفظه خلأ را به اندازه کافی پایین نگه دارد (۰.۳/۰ اتمسفر). همچنین در این شکل توزیع فشار استاتیک بر روی دیواره دیفیوزر-اجکتور یکپارچه برای دو حلگر فشار-مبنا و چگالی-مبنا نشان داده شده است (حالت ED). همانطور که قبلاً نیز اشاره شده بود، جواب‌های حلگر فشار-مبنای کوپل به جواب‌های حلگر چگالی-مبنا نزدیک هستند.

کانتورهای عدد ماخ در داخل اجکتور برای حالتی که موتور خاموش است، در شکل ۱۳ نشان داده شده است. با توجه به این که هیچ جریانی از سمت موتور به ورودی سیال ثانویه وارد نمی‌شود، سیال اولیه خروجی از نازل می‌تواند تا برخورد به دیواره منبسط شده و دیفیوزر را از سمت محیط بیرون آب‌بندی کند. مشخص است که اجکتور طراحی شده می‌تواند در حالتی که موتور خاموش است، هدف طراحی خود که پایین آوردن فشار محفظه خلأ است را انجام دهد. برای حالتی که اجکتور خاموش باشد و فشار محفظه موتور ۱۱/۵

کارکرد صحیح و مناسب اجکتور در هر دو حالت کاری موتور خاموش و موتور روشن به اثبات رسید. با روش ارائه شده می‌توان برای انواع موتورهای راکت با فشار پایین، سیستم اجکتور مورد نیاز جهت تست ارتفاعی را بسادگی و با دقت مطلوبی طراحی کرد. در بین منابع داخلی و خارجی، کار مشابهی با این نگرش ارائه نشده است.

### فهرست علائم

#### علائم انگلیسی

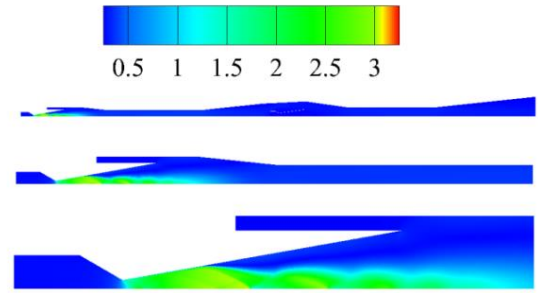
فشار، Pa	$P$
دما، K	$T$
مساحت، $m^2$	$A$
عدد ماخ	$M$
جرم مولکولی، gr/mole	$MW$
سرعت، m/s	$V$
دبی جرمی، kg/s	$\dot{m}$
ثابت گاز، J/mol/K	$R$

#### علائم یونانی

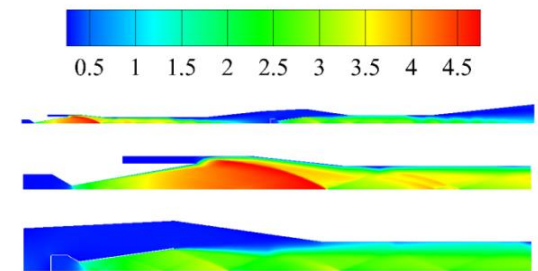
نسبت مکش	$\omega$
نسبت جرم	$\mu$
بازده	$\eta$
نسبت گرماهای ویژه	$\gamma$

#### زیرنویس

سیال اولیه	$p$
سیال ثانویه	$s$
گلوگاه	$t$
مربوط به سیال مخلوط (حاصل اختلاط سیال اولیه و ثانویه)	$m$
دیفیوزر	$d$
مربوط به راندمان اختلاط	$mix$
حالت بحرانی	$c$
حالت جریان برگشتی	$co$
مربوط به راندمان انبساط سیال اولیه	$a$
نازل سیال اولیه	$np$
مربوط به راندمان همگرایی سیال ثانویه	$ns$



شکل ۱۴: کانتور ماخ در حالت موتور روشن و اجکتور خاموش  
Fig. 14. Mach number contour with motor ON and ejector OFF



شکل ۱۵: کانتور ماخ در حالت موتور روشن و اجکتور روشن  
Fig. 15. Mach number contour with both motor and ejector ON

روش‌های طراحی مشابه متمایز می‌کند، داشتن قابلیت استفاده آن برای انواع مختلف سیال اولیه و ثانویه است. صحنه‌گذاری بر الگوریتم با استفاده از شبیه‌سازی عددی انجام شده است. انتخاب مدل توربولانسی با استفاده از مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی با یک مرجع معتبر تجربی انجام شده است. در الگوریتم ارائه شده یک ناحیه ایمن برای کارکرد اجکتور در نظر گرفته شده است. مقدار این ناحیه ایمن در شبیه‌سازی عددی بدست می‌آید که وجود آن برای کارکرد مطمئن اجکتور الزامی است. اثر فشار محیط (پشتی) بر روی عملکرد اجکتور مورد بررسی قرار گرفت. بهینه بودن الگوریتم طراحی از منظر مصرف سیال اولیه مورد بررسی قرار گرفت و نشان داده شد که الگوریتم ارائه شده، اجکتوری بهینه را با در نظر گرفتن حاشیه امن کارکردی به طراح ارائه می‌کند. در نهایت با فرض داشتن یک موتور راکت و دیفیوزر متناظر، که از قبل موجود است، سعی بر آن شد تا با استفاده از یک اجکتور فشار استارت موتور به نصف کاهش یابد. با داشتن الزامات مشخص، اجکتور مناسب با استفاده از الگوریتم ارائه شده طراحی شد. در شبیه‌سازی عددی سیستم یکپارچه دیفیوزر-اجکتور،

- Engineering Chemistry Process Design and Development, 16(4) (1977) 442-449.
- [11] T. Sriveerakul, S. Aphornratana, K. Chunnanond, Performance prediction of steam ejector using computational fluid dynamics: Part 1. Validation of the CFD results, International Journal of Thermal Sciences, 46(8) (2007) 812-822.
- [12] K. Chunnanond, S. Aphornratana, Ejectors: applications in refrigeration technology, Renewable and Sustainable Energy Reviews, 8(2) (2004) 129-155.
- [13] G.K. Alexis, Estimation of ejector's main cross sections in steam-ejector refrigeration system, Applied Thermal Engineering, 24(17) (2004) 2657-2663.
- [14] N. Hewedy, M.H. Hamed, F.S. Abou-Taleb, T.A. Ghonim, Optimal performance and geometry of supersonic ejector, Journal of Fluids Engineering, 130(4) (2008) 041204.
- [15] S. Aphornratana, I.W. Eames, A small capacity steam-ejector refrigerator: experimental investigation of a system using ejector with movable primary nozzle, International Journal of Refrigeration, 20(5) (1997) 352-358.
- [16] J. Munday, D. Bagster, The choking phenomena in ejector with particular reference to steam jet refrigeration, in: Thermal Fluids Conference of Inst, of Eng. Australia, 1976, pp. 84-88.
- [17] B.J. Huang, C.B. Jiang, F.L. Hu, Ejector Performance Characteristics and Design Analysis of Jet Refrigeration System, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 107(3) (1985) 792-802.
- [18] M. Hoggarth, The design and performance of high-pressure injectors as gas jet boosters, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 185(1) (1970) 755-766.
- [19] G. Emanuel, Optimum performance for a single-stage gaseous ejector, AIAA Journal, 14(9) (1976) 1292-1296.
- [20] W. Chen, M. Liu, D. Chong, J. Yan, A.B. Little, Y. Bartosiewicz, A 1D model to predict ejector performance at critical and sub-critical operational
- [1] P. Sreekireddy, T.K.K. Reddy, V. Dadi, P. Bhramara, CFD Simulation of Steam Ejector System in High Altitude Test (HAT) Facility, in: ASME 2012 Gas Turbine India Conference, American Society of Mechanical Engineers, 2012, pp. 149-157.
- [2] D.-W. Sun, I.W. Eames, Recent developments in the design theories and application of ejectors: a review, Journal of the Institute of Energy, 68(475) (1995) 65-79.
- [3] Z. Aidoun, M. Ouzzane, The effect of operating conditions on the performance of a supersonic ejector for refrigeration, International Journal of Refrigeration, 27(8) (2004) 974-984.
- [4] B. Zhou, B. Fleck, Comparison of swirling effects on ejector performance using four turbulence models, Canadian Aeronautics and Space Journal, 46(4) (2000) 178-182.
- [5] S. Balamurugan, M.D. Lad, V.G. Gaikar, A.W. Patwardhan, Hydrodynamics and mass transfer characteristics of gas-liquid ejectors, Chemical Engineering Journal, 131(1) (2007) 83-103.
- [6] Y. Zhu, Y. Li, W. Cai, Control oriented modeling of ejector in anode gas recirculation solid oxygen fuel cell systems, Energy Conversion and Management, 52(4) (2011) 1881-1889.
- [7] J.H. Keenan, An investigation of ejector design by analysis and experiment, Journal of Applied Mechanics, 17 (1950) 299.
- [8] J. Keenan, E. Neumann, A simple air ejector, ASME J. Appl. Mech, 9(2) (1942) A75-A81.
- [9] B. Huang, J. Chang, C. Wang, V. Petrenko, A 1-D analysis of ejector performance, International journal of refrigeration, 22(5) (1999) 354-364.
- [10] J.T. Munday, D.F. Bagster, A new ejector theory applied to steam jet refrigeration, Industrial &

- ejector as an expansion device, *Applied Thermal Engineering*, 28(5) (2008) 467-477.
- [32] Y. Bartosiewicz, Z. Aidoun, P. Desevaux, Y. Mercadier, Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 26(1) (2005) 56-70.
- [33] D.K. Acharjee, P.A. Bhat, A.K. Mitra, A.N. Roy, Studies on momentum transfer in vertical liquid-jet ejector, 1975.
- [34] P. Sreekireddy, T.K.K. Reddy, V. Dadi, P. Bhramara, CFD Simulation of Steam Ejector System in High Altitude Test (HAT) Facility, (45165) (2012) 149-157.
- [35] J. Gagan, K. Smierciew, D. Butrymowicz, J. Karwacki, Comparative study of turbulence models in application to gas ejectors, *International Journal of Thermal Sciences*, 78 (2014) 9-15.
- [36] C. Li, Y. Li, L. Wang, Configuration dependence and optimization of the entrainment performance for gas-gas and gas-liquid ejectors, *Applied Thermal Engineering*, 48 (2012) 237-248.
- [37] L. Wang, J. Yan, C. Wang, X. Li, Numerical study on optimization of ejector primary nozzle geometries, *International Journal of Refrigeration*, 76 (2017) 219-229.
- [38] T. Sriveerakul, S. Aphornratana, K. Chunnanond, Performance prediction of steam ejector using computational fluid dynamics: Part 2. Flow structure of a steam ejector influenced by operating pressures and geometries, *International Journal of Thermal Sciences*, 46(8) (2007) 823-833.
- [39] E. Rusly, L. Aye, W.W.S. Charters, A. Ooi, CFD analysis of ejector in a combined ejector cooling system, *International Journal of Refrigeration*, 28(7) (2005) 1092-1101.
- [40] K. Pianthong, W. Seehanam, M. Behnia, T. Sriveerakul, S. Aphornratana, Investigation and improvement of ejector refrigeration system using computational fluid dynamics technique, *Energy Conversion and Management*, 48(9) (2007) 2556-2564.
- [41] S. Varga, A.C. Oliveira, X. Ma, S.A. Omer, W. Zhang, regimes, *International journal of refrigeration*, 36(6) (2013) 1750-1761.
- [21] M. Hadidoolabi, A. Yousefi, M. Hashemabadi, Hypersonic Wind Tunnel Diffusers Design Based on Numerical Analysis of Flow Field, *Amirkabir J. Mech. Eng* 49(3) (2017) 457-470.
- [22] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator, *Modares Mechanical Engineering*, 16(8) (2016) 159-168.
- [23] A. Omidvar, M. Ghazikhani, M.R. Razavi, Simulation and parameter study of small scale variable geometry ejector using CFD, *Modares Mechanical Engineering*, 14(5) (2014) 129-136.
- [24] A. Omidvar, M. Ghazikhani, S.M.R. Modarres Razavi, CFD study of a variable geometry ejector using R600a to detect optimal geometry for ejector refrigeration system, *Modares Mechanical Engineering*, 15(5) (2015) 227-237.
- [25] J.D. Anderson, *Modern compressible flow: with historical perspective*, McGraw-Hill New York, 1990.
- [26] G. Emanuel, *Gasdynamics: theory and applications*. [Textbook], (1986).
- [27] C. Li, Y.Z. Li, Investigation of entrainment behavior and characteristics of gas-liquid ejectors based on CFD simulation, *Chemical Engineering Science*, 66(3) (2011) 405-416.
- [28] M. Elkady, A. Karameldin, E.-S. Negeed, R. El-Bayoumy, Experimental investigation of the effect of ejector geometry on its performance, *International Journal of Nuclear Desalination*, 3(2) (2008) 215-229.
- [29] S. Mikhail, Mixing of Coaxial Streams inside a Closed Conduit, *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2(1) (1960) 59-68.
- [30] A. Hemidi, F. Henry, S. Leclaire, J.-M. Seynhaeve, Y. Bartosiewicz, CFD analysis of a supersonic air ejector. Part I: Experimental validation of single-phase and two-phase operation, *Applied Thermal Engineering*, 29(8) (2009) 1523-1531.
- [31] P. Chaiwongsa, S. Wongwises, Experimental study on R-134a refrigeration system using a two-phase

- 898-905.
- [49] A. Maghsoodi, E. Afshari, H. Ahmadikia, Optimization of geometric parameters for design a high-performance ejector in the proton exchange membrane fuel cell system using artificial neural network and genetic algorithm, *Applied Thermal Engineering*, 71(1) (2014) 410-418.
- [50] R. Manikanda Kumaran, T. Sundararajan, D. Raja Manohar, Simulations of high altitude tests for large area ratio rocket motors, *AIAA journal*, 51(2) (2012) 433-443.
- [51] R.M. Kumaran, T. Sundararajan, D.R. Manohar, D. Dason, Modeling of two-stage ejector for high-altitude testing of satellite thrusters, *AIAA journal*, 50(6) (2012) 1398-1408.
- [52] R. Manikanda Kumaran, K. Vivekanand, T. Sundararajan, S. Balasubramanian, D. Raja Manohar, Analysis of Diffuser and Ejector Performance in a High Altitude Test Facility, in: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009, pp. 5008.
- [53] H.-G. Sung, S. Yoon, H. Yeom, J. Kim, Y. Kim, Y. Ko, Y. Kim, S. Oh, Study on Design-and Operation-Parameters of Supersonic Exhaust Diffuser, in: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008, pp. 855.
- [54] R. Manikanda Kumaran, T. Sundararajan, D. Raja Manohar, Performance Evaluation of Second-Throat Diffuser for High-Altitude-Test Facility, *Journal of propulsion and power*, 26(2) (2010) 248-258.
- S.B. Riffat, Experimental and numerical analysis of a variable area ratio steam ejector, *International journal of refrigeration*, 34(7) (2011) 1668-1675.
- [42] F. Mazzelli, A. Milazzo, Performance analysis of a supersonic ejector cycle working with R245fa, *International journal of refrigeration*, 49 (2015) 79-92.
- [43] M. Diaz Brito, Parametric optimization of an existing supersonic-subsonic ejector design by means of computational fluid dynamics, (2016).
- [44] C. Lin, W. Cai, Y. Li, J. Yan, Y. Hu, K. Giridharan, Numerical investigation of geometry parameters for pressure recovery of an adjustable ejector in multi-evaporator refrigeration system, *Applied Thermal Engineering*, 61(2) (2013) 649-656.
- [45] N. Ruangtrakoon, T. Thongtip, S. Aphornratana, T. Sriveerakul, CFD simulation on the effect of primary nozzle geometries for a steam ejector in refrigeration cycle, *International Journal of Thermal Sciences*, 63 (2013) 133-145.
- [46] F. Kong, H. Kim, Analytical and computational studies on the performance of a two-stage ejector-diffuser system, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 85 (2015) 71-87.
- [47] K. Zhang, X. Zhu, X. Ren, Q. Qiu, S. Shen, Numerical investigation on the effect of nozzle position for design of high performance ejector, *Applied Thermal Engineering*, 126 (2017) 594-601.
- [48] Y. Zhu, W. Cai, C. Wen, Y. Li, Numerical investigation of geometry parameters for design of high performance ejectors, *Applied Thermal Engineering*, 29(5) (2009)