



Numerical Simulation of Flow Separation in a Thrust Optimized Parabolic Nozzle

S. Afkhami¹, N. Fouladi^{2*}, M. PasandidehFard¹

¹ Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran

² Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ABSTRACT: Complex flow separation in thrust optimized parabolic nozzles in the over-expanded condition is one of the challenging issues of many numerical investigations. The correct estimation of a thrust optimized parabolic nozzle performance extremely depends upon the accurate estimation of the onset of flow separation. Literature review indicates that conventional Reynolds-averaged Navier–Stokes turbulence models have a significant error in predicting the onset of flow separation in these types of nozzles due to the overestimating of turbulent kinetic energy production. Recently proposed generalized k-omega has made it possible to rectify numerical simulations based on governing physics and using limited experimental results. In the present study, the flow physics in the LEA_TOC nozzle has been investigated with the numerical simulation approach. At the first, the significant error of conventional Reynolds-averaged Navier–Stokes turbulence models is shown to simulate flow separation in this type of problem. Then, the generalized k-omega parameters are modified based on the limited experimental result of the LEA_TOC nozzle, and the ability of this model has been evaluated to estimate the flow physics under different pressure ratios. Numerical investigations show that generalized k-omega has a high capability for accurately estimating the onset of flow separation at a wide range of nozzle pressure ratios. Applying the corrected generalized k-omega has resulted in an improvement of about 30% in the estimation of the onset of separation in the over-expanded LEA_TOC nozzle compared to the k- ω -SST model.

Review History:

Received: Aug. 25, 2021

Revised: Dec. 19, 2021

Accepted: Feb. 09, 2022

Available Online: Fe. 24, 2022

Keywords:

Numerical simulation

Thrust optimized parabolic nozzle

Flow separation pattern

Generalized k-omega turbulence model

1- Introduction

The contour of the Thrust Optimized Parabolic (TOP) nozzles was developed by Rao in 1960 with the aim of achieving the maximum thrust with the minimum nozzle length. These nozzles are widely utilized for launch vehicles that experience different operating environments from the ground up to high altitudes because of flow separation delay at high back pressure condition in lower altitudes. In low altitudes, where the pressure at the exit of the nozzles with a high expansion ratio is lower than the ambient pressure, compression waves occur to increase the pressure in the divergent part of the nozzle, which is mainly accompanied by flow separation in this area. In this mode, the nozzle operates in the so-called over-expanded condition. Numerical simulation is an appropriate alternative to costly experimental tests if it is sufficiently accurate. Also in addition to reducing the number of experimental tests, it makes it easier to study the physics of flow in different conditions. Accurately predicting the location of flow separation in TOP nozzles under over-expanded conditions is one of the challenging issues in numerical simulation with Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) methods, So in most studies, the location of the

separation is predicted upstream or downstream of the actual location. In a study conducted by Allamaprabhu et al. [1], the weakness of RANS models were mentioned in accurately predicting flow separation in TOP nozzles. Nabacheh [2] examined the two nozzle models Truncated Ideal Contour (TIC) and TOP during hot gas and cold nitrogen gas, respectively. Their results had a significant error in predicting the separation location according to other RANS turbulence models. Recently, Fouladi et al. [3] and Fouladi & Farahani [4] conducted a numerical and experimental study of flow physics in TOP nozzles under both atmospheric and high-altitude conditions. In their research, the k- ω -SST turbulence model has been used, and the weakness of conventional RANS models has been pointed out in correctly predicting the onset of separation in the TOP nozzles.

2- Problem definition and Numerical method

The details of the numerical method applied in this research are presented according to Table 1. Ansys Fluent software (version 19.3) was used for numerical simulation. In the present problem, due to the high expansion ratio of the nozzle and its performance in atmospheric conditions,

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



Table 1. Details of the numerical method

List	Content
Dimension	2-D axisymmetric
Equation of state	Calorically perfect ideal gas
Solver	Density-based
Time	steady
Turbulence modeling	Menter's GEKO
Inviscid flux	Roe
Spatial discretization:	
gradient	Least squares cell based
flow	Second-order
Turbulent kinetic energy	First-order upwind
Specific dissipation rate	First-order upwind
grid	Triangular unstructured

Table 2. Details of the numerical method

Parameter	Value
C_{sep}	0.82
C_{nw}	0.5
C_{mix}	-0.1485
C_{jet}	0.9

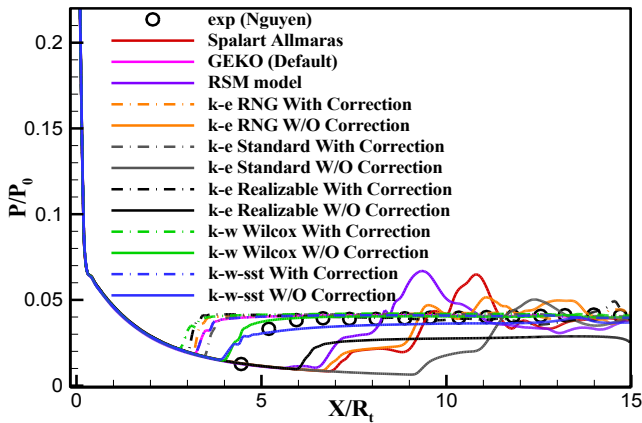


Fig. 1. Comparison of conventional turbulence models with experimental results of Ref. [11], (NPR=22)

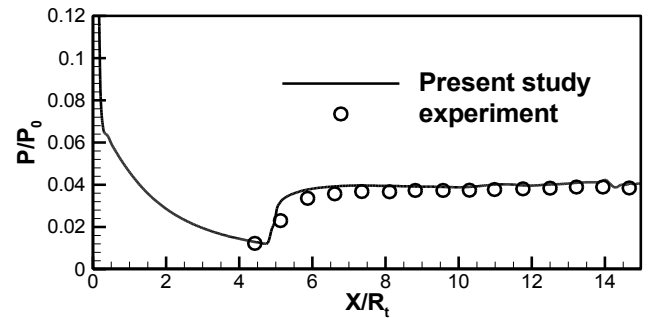


Fig. 2. Comparison of wall pressure distribution of the present study with that of experimental result of Ref. [6], NPR=23.9

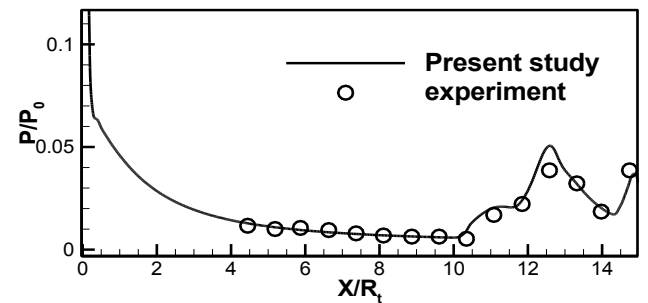


Fig. 3. Comparison of the wall pressure distribution of the present study with that of the experimental result of Ref. [11], NPR= 38

the interaction between the shock wave and the nozzle wall boundary layer occurs, and subsequently, the flow in the nozzle wall is separated. Therefore, the turbulence model used should be suitable for estimating the separation onset. Menter et al. [5] developed a new turbulence model family called Generalize $k-\omega$ (GEKO) model with the goal of turbulence model consolidation. GEKO is a two-equation model, based on the $k-\omega$ model formulation, but with the flexibility to tune the model over a wide range of flow scenarios. This model offers six free parameters – two of them aiming at wall

bounded flows, two for the calibration of free shear flows, one coefficient to improve corner flow simulations (corner separation), and finally a curvature correction term. It should be noted that the last two parameters are specific to three-dimensional flows.

As mentioned in the review of references, most researchers have made significant errors in predicting the location of separation. Therefore, in the present study, with the aim of correctly predicting the onset of separation by altering the separation parameter (C_{sep}) by using limited experimental

results, the suitable value of this parameter is achieved.

3- Results and Discussion

Firstly, in order to evaluate the performance of conventional RANS turbulence models, the LEA_TOC nozzle was analyzed under atmospheric conditions, and the Nozzle Pressure Ratio (*NPR*) was equal to 22.8. Fig. 1 shows the results of dimensionless static pressure distribution along the nozzle wall with different RANS models (Spalart Allmaras, RSM, Standard-k- ϵ , Realizable-k- ϵ , RNG-k- ϵ , k- ω -Wilcox, k- ω -SST, and GEKO). As can be seen from Fig. 1, the use of RANS models has failed to accurately predict the actual separation location. Therefore, in order to achieve the correct results, the parameters of the GEKO turbulence model are changed. Appropriate values of GEKO model parameters for simulation of the desired nozzle are obtained with the results of an experimental test at a pressure ratio of 22.8 according to Table 2.

To evaluate the accuracy of the GEKO model with the parameter values specified in Table 2, numerical simulations in different pressure ratios were performed and compared with the experimental results of Nguyen [6]. A comparison of nozzle wall pressure distribution has been done in 2 different pressure ratios of 23.9 and 38. In these two pressure ratios, there were different physics of separation patterns (FSS and RSS). In the diagrams of Figs. 2 and 3, it can be seen that in both separation patterns, the numerical results have acceptable accuracy. According to the pressure curves obtained from numerical simulation, it is clear that the pressure ratio of 23.9 belongs to free shock separation, and also in the pressure ratio 38, the RSS separation pattern is established, which causes severe fluctuations in the pressure profile at the end of the nozzle wall.

4- Conclusions

In this research, the numerical study of flow separation was conducted in the LEA-TOC nozzle. At First, RANS

turbulence models were evaluated, and their weakness was shown in the estimation of separation onset in this type of nozzle under over-expanded conditions. After that, the GEKO turbulence model was examined. It was shown that by applying the separation parameter (C_{sep}) equal to 0.82, the numerical results were in good agreement with the experimental available data. The utilizing of the GEKO model with the new coefficients has discounted the error of about 30% in estimating the separation onset with respect to the base k- ω -SST model.

References

- [1] A. Yaravintelimath, B. Raghunandan, J.A. Moríño, Numerical prediction of nozzle flow separation: Issue of turbulence modeling, *Aerospace Science and Technology*, 50 (2016) 31-43.
- [2] A. Nebbache, Separated nozzle flow, *Comptes Rendus Mécanique*, 346(9) (2018) 844-854.
- [3] N. Fouladi, M. Farahani, A. Mirbabaei, Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser with a thrust optimized parabolic nozzle, *Aerospace science and technology*, 94 (2019) 105406.
- [4] N. Fouladi, M. Farahani, Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles, *Aerospace Science and Technology*, 105 (2020) 106020.
- [5] F.R. Menter, A. Matyushenko, R. Lechner, Development of a generalized k- ω two-equation turbulence model, in: *Symposium der Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt*, Springer, 2018, pp. 101-109.
- [6] A.T. Nguyen, H. Deniau, S. Girard, T. Alziary de Roquefort, Unsteadiness of flow separation and end-effects regime in a thrust-optimized contour rocket nozzle, *Flow, Turbulence and Combustion*, 71(1) (2003) 161-181.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

S. Afkhami, N. Fouladi, M. PasandidehFard, Numerical Simulation of Flow Separation in a Thrust Optimized Parabolic Nozzle, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(5) (2022) 205-208.

DOI: 10.22060/mej.2019.15465.6128





شبیه‌سازی عددی جدایش جریان در یک نازل سهموی بهینه تراست

سینا افخمی^۱، نعمت‌اله فولادی^{۲*}، محمود پسندیده‌فرد^۱

۱- گروه هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران
۲- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۰۳
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۹/۲۸
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۲۰
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۱۲/۰۵

کلمات کلیدی:

شبیه‌سازی عددی
نازل سهموی بهینه تراست
الگوی جدایش جریان
مدل آشفستگی GEKO

خلاصه: جریان گازها در نازل‌های سهموی بهینه‌تراست در شرایط فرامنسپت از فیزیک پیچیده‌تری نسبت به سایر نازل‌ها برخوردار است. تخمین صحیح عملکرد این نازل‌ها تا حدود زیادی به تخمین دقیق محل جدایش جریان وابسته است. مدل‌های آشفستگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز متداول به خاطر تخمین بالادستی تولید انرژی جنبشی آشفستگی در پیش‌بینی محل جدایش جریان در این نوع نازل‌ها با خطای قابل توجهی مواجه‌اند. اخیراً حالت عمومی شده مدل آشفستگی انرژی جنبشی آشفستگی-نرخ اتلاف مخصوص که توسط منتر ارائه شده با بکارگیری پارامترهای قابل تنظیم، امکان تصحیح شبیه‌سازی عددی را بر اساس فیزیک حاکم و بکارگیری نتایج محدود تجربی فراهم کرده است. در تحقیق حاضر، به شبیه‌سازی عددی فیزیک جریان در نازل سهموی بهینه تراست با مدل آشفستگی عمومی شده انرژی جنبشی آشفستگی-نرخ اتلاف مخصوص پرداخته شده است. ابتدا خطای فاحش مدل‌های آشفستگی متداول برای شبیه‌سازی جدایش جریان در این نوع نازل در شرایط فرامنسپت نشان داده شده است. سپس، پارامترهای حاکم بر این مدل عمومی شده با بکارگیری نمونه‌ای از نتایج تجربی نازل سهموی بهینه‌تراست، اصلاح شده و قابلیت این مدل برای تخمین فیزیک جریان در این نازل در شرایط مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته است. بررسی‌های عددی نشان می‌دهد که مدل آشفستگی اصلاح شده برای تخمین دقیق فیزیک جریان و محل جدایش جریان از قابلیت بالایی برخوردار است، به طوری که بکارگیری مدل اصلاح شده همراه با ضرایب جدید باعث بهبود حدود ۳۰ درصدی در تخمین محل جدایش نسبت به مدل مبنای انرژی جنبشی آشفستگی-نرخ اتلاف مخصوص، شده است.

۱- مقدمه

یکی از اصلی‌ترین اجزای زیرسیستم پیشران‌های مورد استفاده در ماموریت‌های فضایی، نازل می‌باشد. تبدیل انرژی گازهای احتراقی به انرژی جنبشی در طول نازل منجر به تأمین نیروی پیشران لازم می‌شود. هنگامی که فشار خروجی نازل و فشار محیط بیرون نازل با هم برابر باشند، نازل دارای عملکرد بهینه است. در طول عملکرد موتور یک ماهواره بر (از زمان روشن شدن در سطح زمین تا کارکرد در ارتفاعات بالا) ممکن است عملکرد نازل از حالت طراحی خارج شده و در حالت‌های فرا انبساطی^۱ یا فروانبساطی^۲ عمل کند. در ارتفاعات پایین که فشار در خروجی نازل، پایین‌تر از فشار محیط می‌باشد، امواج تراکمی جهت افزایش فشار در قسمت واگرایی نازل که عمدتاً همراه با جدایش جریان در این ناحیه می‌باشد، رخ می‌دهد. در این

- 1 Over-expanded
- 2 Under-expanded

حالت نازل اصطلاحاً در حالت فرانبساطی کار می‌کند [۱ و ۲].

در طی دهه‌های گذشته، انواع کانتورهای مختلفی در نازل موتورهای حامل‌های هوا فضایی مورد استفاده قرار گرفته است. از مهمترین آن‌ها می‌توان به کانتورهای مخروطی^۳، ایده‌آل^۴، کوتاه شده ایده‌آل^۵، کوتاه شده ایده‌آل فشرده شده^۶ و تراست بهینه^۷ اشاره کرد [۱]. کانتور نازل‌های سهموی بهینه‌تراست با هدف دستیابی به بیشینه نیروی پیشران با طول نازل کمینه در سال ۱۹۶۰ توسط راثو^۸ [۳] پیشنهاد شده است. این نازل‌ها برای حامل ماهواره‌ها که محیط عملکردی متفاوتی از سطح زمین تا ارتفاعات بالا را تجربه می‌کنند و به منظور به تعویق انداختن جدایش جریان در فاز عملکردی

- 3 Conical Contour
- 4 Ideal Contour (IC)
- 5 Truncated ideal contour
- 6 Compressed Truncated Ideal (or Perfect) Contour (CTIC or CTPC)
- 7 Thrust Optimized Contour (TOC)
- 8 Rao

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



جدایش را در بالادست محل واقعی خود پیش بینی کرده است. استارک و واگنر^۵ [۱۴] در سال ۲۰۰۶ به بررسی نازل کوتاه شده ایده‌آل با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت پرداختند. مطابق نتایج آنها، در نسبت فشارهای زیر ۲۵، محل جدایش در پایین‌دست محل واقعی پیش‌بینی شده و در نسبت فشارهای بالای ۲۵، محل جدایش در بالادست محل واقعی پیش‌بینی شده است. لوئدکه^۶ [۱۵] در سال ۲۰۰۶ به مطالعه جریان بر روی نازل سهموی با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت آماراس^۷ پرداخت. در نتایج او، نقطه جدایش برای کلیه نسبت فشارها بالادست نقطه واقعی جدایش، پیش‌بینی شده است. حدادی و همکاران [۱۶] در سال ۲۰۱۵ به بررسی عددی تداخل موج ضربه‌ای و لایه مرزی در نازل فرا انبساطی پرداختند. آن‌ها از روش ترکیبی حجم محدود و المان محدود بر روی مش بی‌سازمان برای بررسی دو نازل کوتاه شده ایده‌آل و سهموی با تزریق ثانویه، استفاده کردند. آن‌ها برای بهبود نتایج، مدل توربولانسی $k-\omega$ -SST را با اعمال تحقق‌پذیری اصلاح کرده و از تصحیحات تراکم‌پذیری سرکار^۸ [۱۷] استفاده کردند. نتایج آنها برای نازل کوتاه شده ایده‌آل و همچنین نازل سهموی همراه با تزریق ثانویه (که دارای فیزیک داخلی متفاوتی نسبت به نازل‌های سهموی بدون تزریق ثانویه می‌باشد)، در مقایسه با نتایج تجربی از دقت قابل قبولی برخوردار بوده است. آلاماپرابو^۹ و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۱۶ به بررسی جدایش جریان در یک نازل مخروطی و دو نازل تراست بهینه پرداختند. آن‌ها علت شکست مدل‌های آشفتگی متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز در پیش‌بینی صحیح نقطه جدایش را تخمین پایین‌دست تنش برشی در داخل لایه مرزی و تخمین بالادستی نرخ گسترش جت، معرفی کردند. آن‌ها با تغییر ضرایب بکار رفته در مدل $k-\omega$ -SST سعی کردند که تنش برشی دیواره افزایش و میزان گسترش جت کاهش یابد. اما نتایج آنها برای تمامی نسبت فشارها صادق نبوده و برای هر حالت نیاز به ضرایب کالیبراسیون متفاوت بوده است. بناچه [۱۹] در سال ۲۰۱۸ به بررسی عددی دو مدل نازل کوتاه شده ایده‌آل و سهموی به ترتیب در جریان گاز گرم و گاز سرد نیتروژن پرداخت. او برای این مدل‌سازی از مدل آشفتگی $k-\omega$ -SST استفاده کرد. نتایج او در پیش‌بینی محل جدایش مطابق سایر مدل‌های آشفتگی متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز با خطا همراه بوده است. فولادی و فراهانی [۷ و ۲۰] در سال‌های ۲۰۱۹ و ۲۰۲۰ به بررسی عددی و تجربی فیزیک جریان در نازل

سطح زمین به صورت فراوان مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۴] این نازل‌ها در شرایط پروازی مختلف از الگوی جدایش جریان متفاوتی نسبت به نازل‌های مخروطی و ایده‌آل برخوردار هستند. شناسایی فیزیک جریان داخلی این نوع نازل‌ها در شرایط فرا انبساطی موضوع پژوهش بسیاری از محققان صنعت فضایی بوده است [۵]. در سال‌های اخیر تحقیقات تجربی بسیاری در زمینه بررسی عملکرد نازل‌ها در مقیاس‌های مختلف انجام شده است [۶ و ۷] اما استفاده از روش‌های تجربی، نیازمند زیرساخت پیچیده و صرف هزینه‌های بالایی است. بنابراین استفاده از شبیه‌سازی عددی به شرط داشتن دقت کافی، جایگزین مناسبی برای آزمایشات پرهزینه تجربی بوده و علاوه بر کاهش تعداد تست‌های تجربی، مطالعه فیزیک جریان در شرایط مختلف نیز راحت‌تر است.

یکی از چالش برانگیزترین مسائل در دینامیک سیالات محاسباتی، بحث تداخل امواج ضربه‌ای و لایه مرزی بوده است. در طی سالیان گذشته محققان زیادی به شبیه‌سازی عددی فیزیک جدایش جریان در داخل نازل پرداخته‌اند. چن و همکاران [۸] در سال ۱۹۹۴ با استفاده از شبیه‌سازی عددی، وجود جریان برگشتی در پلوم خروجی از نازل‌های تراست بهینه، در ناحیه پایین دست دیسک ماخ (گردابه به دام افتاده) را نشان دادند و بعد از آن با چندین تحقیق عددی و تجربی مورد تأیید قرار گرفت [۹-۱۱]. یکی از چالش‌های شبیه‌سازی عددی با استفاده از مدل‌های آشفتگی متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز^۱ پیش‌بینی صحیح محل جدایش جریان در نازل فرامبسط می‌باشد، به طوری که در اغلب تحقیقات محل جدایش در بالادست یا پایین دست محل واقعی پیش‌بینی شده است. اوستلوند^۲ و جاران [۱۲] در سال ۱۹۹۹ برای ارزیابی چهار مدل آشفتگی دو معادله‌ای لزجت گردابه‌ای^۳، حل عددی خود را بر روی نازل والکین^۴ ارائه دادند. هر چهار مدل آشفتگی مورد استفاده در این پژوهش در پیش‌بینی محل جدایش مشکل داشته و محل جدایش را در پایین دست محل واقعی خود پیش‌بینی کردند. پیلینسکی و بناچه [۱۳] در سال ۲۰۰۴ به بررسی عددی تشکیل الگوی مختلف جدایش بر روی نازل کوتاه شده ایده‌آل پرداختند. آن‌ها در این شبیه‌سازی از مدل آشفتگی انتقال تنش‌های برشی انرژی جنبشی آشفتگی - نرخ اتلاف مخصوص استفاده کردند و نتایج آنها در نسبت فشارهای پایین، نقطه جدایش را در پایین دست محل واقعی پیش‌بینی کرده، ولی در نسبت فشارهای بالا، نقطه

5 Stark & Wagner

6 Luedeke

7 Spalart-Allmaras

8 Sarkar

9 Allamaprabhu

1 Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)

2 Oustlund

3 Eddy viscosity turbulence models

4 Vulcain

شرایط فرامنسبسط مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

در ادامه در بخش ۲ به معرفی نازل‌های سهموی بهینه تراست پرداخته شده و مسئله مورد بحث معرفی می‌گردد. در بخش ۳ روش شبیه‌سازی عددی مورد تشریح قرار گرفته است. در بخش ۴ نتایج تحقیق ارائه شده است، به طوری که در زیربخش ۴-۱ به بررسی دقت مدل‌های آشفتگی متداول متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز در تخمین محل جدایش جریان در نازل مورد نظر پرداخته شده است. در زیر بخش ۴-۲ تأثیر پارامترهای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ بر نتایج نازل فرامنسبسطی بررسی شده و با بکارگیری نمونه‌ای از نتایج تست تجربی، مقادیر بهینه این پارامترها به دست آمده است. سپس در زیر بخش ۴-۳ ارزیابی روش عددی اصلاح شده با نتایج تست تجربی در نسبت فشارهای مختلف صورت گرفته است. در بخش ۴-۴ به بررسی گذار در الگوی جدایش جریان در نازل LEA_TOC با روش عددی اصلاح شده پرداخته شده است. در نهایت در بخش ۵ نتیجه‌گیری و جمع‌بندی بیان شده است.

۲- نازل‌های سهموی بهینه‌تراست و انگیزه تحقیق

همان‌طور که در بخش مقدمه اشاره گردید، نازل‌های سهموی بهینه تراست از پرکاربردترین نازل‌ها در صنعت فضایی می‌باشند. کاربرد این نازل‌ها از این حیث حائز اهمیت است که به دلیل وجود جریان داخلی متفاوت، مقدار فشار جریان در دیواره واگرایی نازل به نسبت به سایر نازل‌ها بزرگتر است. این موضوع در عملکرد نازل در ارتفاعات پایین که فشار اتمسفر محلی بالا بوده، یک مزیت محسوب می‌شود. به طوری که این باعث به تعویق انداختن جدایش جریان در نازل می‌شود [۱]. نازل‌های سهموی به دلیل فیزیک جریان داخلی متفاوت (وجود ساختار امواج کمانه‌ای^۲) نسبت به کانتورهای ایده‌آل، در نسبت فشارهای مشخص (نسبت فشار موتور نسبت به فشار محیط)، علاوه بر الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای^۳، الگوی جدایش متفاوتی تحت عنوان جدایش مقید به موج ضربه‌ای^۴ را تجربه می‌کنند. به طوری که در الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای جریان پس از جدا شدن از دیواره نازل به صورت جت مافوق صوت به صورت متمایل به محور مرکزی، به محیط بیرون منتقل می‌گردد، در حالیکه در الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای جریان بعد از جدا شدن از دیواره نازل مجدداً به دیواره نازل برخورد می‌کند و منجر به ایجاد نوسان فشار در دیواره نازل می‌گردد. مطابق

سهموی در دو شرایط محیطی اتمسفری و شبیه‌ساز ارتفاع بالا پرداختند. در تحقیق آنها از مدل توربولانسی $k-\omega$ -SST استفاده شده است و در پژوهش آنها نیز به ضعف مدل‌های آشفتگی متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز مرسوم در پیش‌بینی صحیح محل جدایش جریان در نازل سهموی اشاره شده است [۲۰].

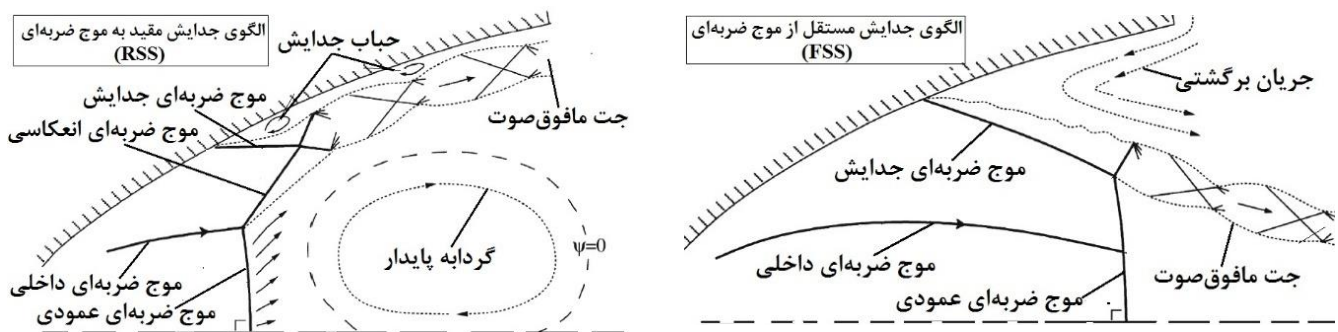
همان‌طور که مشاهده می‌گردد، اکثر تحقیقات انجام شده در حوزه شبیه‌سازی عددی در پیش‌بینی فیزیک جریان در نازل‌های تراست بهینه به تخمین بالادست یا پایین‌دستی نسبت به محل واقعی جدایش لایه مرزی اشاره داشته‌اند. از آنجایی که یکی از عوامل مهم در جدایش لایه مرزی مربوط به ویسکوزیته آشفتگی در داخل این ناحیه بوده و اکثر مدل‌های آشفتگی مرسوم تخمین بالادست یا پایین‌دستی نسبت به این پارامتر دارند، چنانچه بتوان این پارامتر را تا حدودی در داخل لایه مرزی کنترل کرد، می‌توان انتظار داشت که نتایج مدلسازی آشفتگی به مقادیر واقعی نزدیک‌تر گردد. اخیراً مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ توسط منتر [۲۱] ارائه شده که تغییرات اعمال شده در این مدل با هدف عمومی‌سازی یک مدل آشفتگی منعطف، جهت استفاده در طیف وسیعی از جریان‌های مختلف از جمله تداخل لایه مرزی جدا شده و موج ضربه‌ای بوده است. با توجه به این قابلیت‌های مفید، این مدل آشفتگی در بخش مدلسازی توربولانس نرم افزار انسیس فلونت (ورژن‌های ۲۰۱۹ به بعد) قرار داده شده است. نکته حائز اهمیت در استفاده از این مدل بکارگیری پارامترهای متعددی است که بر اساس فیزیک مسئله و با استفاده از نتایج تجربی محدود توسط کاربر قابل اصلاح است [۲۱] و [۲۲]. بنابراین هدف از تحقیق حاضر دستیابی به مدل آشفتگی مناسب جهت بررسی جدایش جریان در نازل سهموی می‌باشد. برای این منظور در این مقاله نازل سهموی که نتایج تجربی آن برای طیف گسترده‌ای از نسبت فشار موجود است [۲۳]، در نظر گرفته شده است و پارامترهای حاکم بر مدل عمومی شده $k-\omega$ با بکارگیری نمونه‌ای از نتایج تجربی بهینه‌سازی شده و قابلیت مدل اصلاح شده برای تخمین فیزیک جریان در این نازل در نسبت فشارهای مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به این موضوع که مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ در سال ۲۰۱۹ توسعه داده شده است، تاکنون کاربرد این مدل در جریان‌های آشفتته در داخل نازل فرامنسبسط که غالباً همراه با جدایش وسیع جریان و تداخل موج ضربه‌ای و لایه مرزی است، بررسی نشده است. در این مقاله برای نخستین بار قابلیت این مدل در شبیه‌سازی فیزیک جریان و تخمین محل جدایش در نازل‌های سهموی در

2 Cap shock

3 Free Shock Separation (FSS)

4 Restricted Shock Separation (RSS)

1 Generalized $k-\omega$



شکل ۱. شماتیکی از الگوهای FSS و RSS

Fig. 1. Schematic of FSS and RSS patterns

مدلسازی نشده است. شمس^۴ و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۲ تحلیلی در مورد چگونگی گذار از مستقل به مقید به موج ضربه‌ای و نحوه شکل‌گیری الگوی موج ضربه‌ای کمانه‌ای^۵ در نازل سهموی ارائه کردند. آن‌ها با استفاده از حل سه بعدی ناپایا، مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده^۶ و تصحیح تحقق‌پذیری^۷، نواحی جدا شده در نازل را با دقت بالایی پیش‌بینی کردند. در پژوهش انجام شده توسط آلامپرابو و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۱۶ صراحتاً به ضعف مدل‌های آشفتگی متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز در پیش‌بینی صحیح جدایش جریان اشاره شده و حتی تلاش‌های آنها برای بهبود مدل آشفتگی، بسیار وابسته به شرایط عملکردی نازل می‌باشد.

قابل ذکر است که کلیات بحث ارائه شده در تحقیق حاضر در خصوص شبیه‌سازی جریان فرامنسب در نازل‌های نوع سهموی است که از فیزیک جریان متفاوتی نسبت به نازل‌های دیگر برخوردارند و در خصوص نازل‌های رایج مانند مخروطی، ایده‌ال و غیره این مشکلات غالباً در شبیه‌سازی عددی بروز پیدا نمی‌کند. شبیه‌سازی عددی به شرط دقت کافی، ابزاری مفید برای شناسایی مشخصه‌های جریان داخلی نازل سهموی می‌باشد. با توجه به نقش کلیدی جدایش جریان در فیزیک جریان این نازل‌ها، تخمین صحیح محل جدایش به ویژه در شرایط گذار از مستقل به مقید به موج ضربه‌ای اهمیت زیادی دارد. بنابراین یک مدل آشفتگی که بتواند در طیف وسیعی از نسبت‌های فشارها، تخمین صحیحی از فیزیک جریان در این نوع نازل‌ها

شکل ۱، شماتیکی از دو الگوی جدایش مذکور ارائه شده است.

الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای برای اولین بار در سال ۱۹۷۳ توسط ناو و کافی^۱ [۴] در هنگام تست گاز سرد مقیاس کوچک موتور آزمایشگاهی مشاهده گردید. یکی از مشخصات نازل‌های سهموی بهینه تراست، وجود موج ضربه‌ای داخلی^۲ در ساختار جریان آنها می‌باشد. این موج ضربه‌ای داخلی یک موج ضربه‌ای مایل ضعیف بوده و شرط لازم برای ایجاد الگوی مقید به موج ضربه‌ای است، ولی شرط کافی نمی‌باشد [۵] و [۶]. فری و هاگمن [۲۴] در سال ۲۰۰۰ علت وجود ساختار امواج کمانه‌ای موجود در نازل‌های سهموی را، انعکاس معکوس ماخ موج ضربه‌ای داخلی معرفی کردند. هاگمن و فری [۲۵] مجدداً در سال ۲۰۰۲ علت گذار موج ضربه‌ای از مستقل به مقید به موج ضربه‌ای را وجود ساختار امواج کمانه‌ای معرفی کردند. در ساختار امواج کمانه‌ای، مومنتومی در جهت شعاعی و به سمت دیواره نازل ایجاد شده که مقدمه گذار از مستقل به مقید به موج ضربه‌ای می‌باشد [۲۴ و ۲۵]. مارتلی^۳ و همکاران [۲۶] در سال ۲۰۱۰ به بررسی عددی پدیده گذار بین دو الگوی مستقل و مقید به موج ضربه‌ای پرداختند. آن‌ها به مطالعه عددی جدایش جریان آشفته گاز سرد نیتروژن در نازل سهموی بهینه تراست با استفاده از مدل اسپالارت آلماراس پرداختند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی آنها در مقایسه با نتایج تجربی از نظر کیفی مناسب بوده ولی با توجه به پیش‌بینی نادرست نقطه جدایش، فشار دیواره به طور صحیح

4 Shams

5 Cap shock

6 Deattached eddy simulation

7 Realizability

1 Nave & Coffey

2 Internal shock

3 Martelli

جدول ۱. جزئیات روش عددی مورد استفاده

Table 1. Details of the numerical method

ردیف	عنوان	توضیحات
۱	مختصات	دو بعدی متقارن محوری
۲	معادله حالت	معادله گاز ایده‌آل
۳	حلگر	چگالی-مینا
۴	زمان	پایا
۵	مدل آشفتگی	GEKO
۶	محاسبه شارهای غیرلزج	روش Roe
۷	گسسته‌سازی گرادیان	Least squares cell based
۸	گسسته‌سازی جریان	بالادست مرتبه دوم
۹	گسسته‌سازی آشفتگی	بالادست مرتبه اول

۳-۲- مدل آشفتگی

با توجه به اینکه در این مسئله اندرکنش قوی مابین موج ضربه‌ای جریان و لایه مرزی دیواره نازل وجود دارد، جدایش جریان از دیواره‌ی آن در برخی نواحی نازل اجتناب‌ناپذیر است. بنابراین مدل آشفتگی مورد استفاده می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در شبیه‌سازی عددی با استفاده از مدل‌های متوسط‌گیری تنش‌های رینولدز، با وجود این که تفاوت بین این مدل‌های آشفتگی، بنیادی نبوده اما تأثیر قابل توجهی بر نتایج دارد. مخصوصاً در مسائل اندرکنش موج ضربه‌ای و لایه مرزی، تفاوت بین این مدل‌ها باعث تفاوت در پیش‌بینی محل شروع جدایش جریان می‌گردد. به طور کلی مدل‌های مختلف دارای محدودکننده‌های متفاوتی بوده که معمولاً در جریان‌های پایه تأثیرگذار نیستند، ولی می‌تواند تأثیر زیادی بر کاربردهای پیچیده داشته باشد [۲۱ و ۲۲]. به عنوان مثال تفاوت بین مدل‌های $k-\omega$ و $k-\omega$ -SST در کاربردهای ساده مانند جریان روی صفحه تخت ناچیز است اما در کاربردهای پیچیده مانند جریان‌های داخلی سرعت بالا به همراه جدایش جریان و موج ضربه‌ای جریان باعث ایجاد تغییر فراوان در نتایج می‌گردد [۳۱]. در برخی از مراجع به‌منظور کاهش دادن بار محاسباتی از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس $k-\omega$ و یا $k-\omega$ به همراه راهکارهای تصحیحی برای نواحی جریان رینولدز پایین استفاده شده است [۳۳-۳۴]. با این حال، این روش‌ها خطای زیادی در تخمین نواحی جدایش

ارائه دهد، ارزشمند است. در این بررسی با انتخاب بهینه پارامترهای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ بر اساس یک نمونه از نتایج تجربی، قابلیت این مدل در تخمین محل جدایش جریان در طیف متنوعی از نسبت فشار و پدیده گذار از مستقل به مقید از موج ضربه‌ای در نازل LEA_TOC مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۳- روش عددی تحلیل جریان و مدل آشفتگی

۳-۱- روش حل عددی

در یک نازل مافوق صوت گاز سرد با نسبت انبساط بالا، تغییرات عدد ماخ جریان زیاد است (غالباً از ۰ تا ۸). بنابراین جریان بسیار تراکم‌پذیر بوده و برای این‌گونه مسائل، روش حل چگالی-مینا نسبت به روش فشار-مینا دقت بیشتری دارد [۲۷-۲۹]. در این تحقیق نیز از روش حل چگالی مینا استفاده شده است. با توجه به متقارن بودن هندسه نازل و به منظور کاهش هزینه محاسباتی از معادلات به فرم متقارن محوری استفاده شده است. بنابراین معادلات حاکم بر جریان معادلات ناویر-استوکس به صورت تراکم‌پذیر، پایا و تقارن محوری است. فرم دیفرانسیلی معادلات حاکم در مرجع [۳۰] ارائه شده است. جزئیات روش عددی مورد استفاده مطابق جدول ۱ ارائه شده است. برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس فلونت (ورژن ۱۹/۳) استفاده شده است.

به منظور بهبود جریان‌های برشی، یک پارامتر مربوط به بهبود شبیه‌سازی جریان‌های گوشه و جدایش مربوط به آن و یک پارامتر نیز به منظور جمله اصلاح انحنا در جریان‌های با انحنای زیاد، می‌باشد. لازم به ذکر است که دو پارامتر آخر مختص جریان‌های سه بعدی می‌باشد. در ادامه این بخش این پارامترها به طور مختصر معرفی می‌گردد. معادلات مربوط به این مدل مطابق معادلات (۱) تا (۵) ارائه شده است.

$$\frac{\partial(\bar{\rho}k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\tilde{u}_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k - c_{\mu} \rho k \omega \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\tilde{u}_i \omega) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right) + c_{\omega 1} F_1 \frac{\omega}{k} G_k - c_{\omega 2} F_2 \rho \omega^2 + \rho F_3 CD \quad (2)$$

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\max\left(\omega, S/C_{Realize}\right)} \quad (3)$$

$$G_k = \tau_{ij} \frac{\partial(\tilde{u}_i)}{\partial(x_j)} = -\overline{\rho u_i'' u_j''} \frac{\partial(\tilde{u}_i)}{\partial(x_j)} \quad (4)$$

$$CD = \frac{2}{\sigma_{\omega}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (5)$$

روابط (۱) و (۲) به ترتیب معادلات انتقال انرژی جنبشی آشفتگی k و نرخ اتلاف مخصوص ω می‌باشد. مقادیر \tilde{u} و به ترتیب بیانگر سرعت متوسط‌گیری شده فاور^۶ و سرعت اغتشاشی می‌باشد. جملات اول و دوم در سمت راست معادله (۱) به ترتیب بیانگر نفوذ^۷ و نرخ تولید G_k انرژی

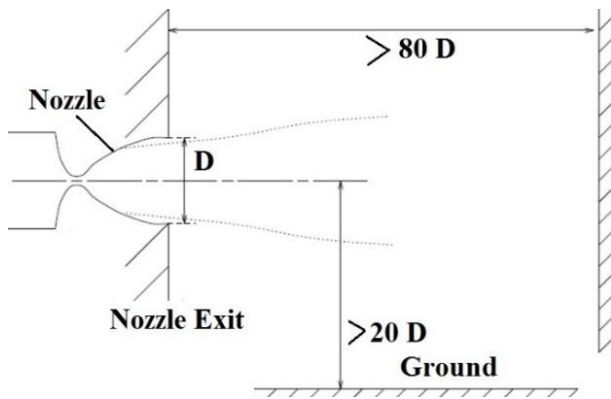
جریان دارند. در مدل‌های ویسکوزیته گردابی^۱، تنش رینولدز با استفاده از رابطه‌ای خطی به نرخ کرنش متوسط از طریق ویسکوزیته گردابی^۲ مرتبط می‌شود [۳۵]. این تخمین، برای جریان‌هایی که به صورت محلی در حال تعادل هستند^۳، یعنی مقیاس زمانی آشفتگی تقریباً برابر مقیاس زمانی کرنش متوسط است، مناسب می‌باشد. اما برای جریان‌های غیرتعادلی شدید^۴ مثل تداخل موج ضربه‌ای و لایه مرزی توربولانس، مقیاس زمانی کرنش بسیار کوچکتر از مقیاس زمانی آشفتگی است. بنابراین در این مواقع با استفاده از تقریب بوزینسک، مقادیر تنش‌های رینولدز بزرگتر از مقدار واقعی شده و در نتیجه منجر به افزایش انرژی جنبشی توربولانسی تولیدی می‌شود. معمولاً تشدید نوسانات ناشی از توربولانس جریان در طول موج ضربه‌ای، بستگی به قدرت موج ضربه‌ای و میزان تراکم‌پذیری جریان ورودی پیش از تداخل جریان و موج ضربه‌ای دارد [۱۸]. اثر تراکم‌پذیری بالادست، به طور قابل ملاحظه‌ای باعث کاهش تقویت توربولانس جریان می‌شود. برای برطرف کردن این مشکل، چندین محقق پیشنهادهای برای اعمال محدودیت در تولید انرژی جنبشی توربولانس در طول موج ضربه‌ای دادند. منتر [۳۶] محدودکننده تولید انرژی جنبشی توربولانس را در طول موج ضربه‌ای ارائه داد. این کار باعث بهبود مدل آشفتگی شده اما همچنان مشکل در اعداد ماخ‌های بالاتر پابرجا می‌باشد. زیرا در حالت واقعی، اعداد ماخ بالاتر باعث افزایش سطح تراکم‌پذیری جریان بالادست و در نتیجه کاهش انرژی جنبشی توربولانس تولید شده، می‌گردد.

در مسئله حاضر با توجه به نسبت انبساط بالای نازل و عملکرد آن در شرایط اتمسفری، تداخل بین موج ضربه‌ای جریان و لایه‌مرزی دیواره نازل رخ داده و جریان در دیواره نازل جدا می‌شود. بنابراین مدل آشفتگی مورد استفاده می‌بایست برای تخمین محل جدایش جریان مناسب باشد. در ادامه این بخش مدل عمومی شده $k-\omega$ و ضرایب تصحیح مربوط به آن معرفی می‌گردد.

منتر و همکاران در سال ۲۰۲۰ با هدف بهبود پیش‌بینی اغتشاشات جریان، مدل $k-\omega$ عمومی شده را ارائه کردند [۲۱ و ۲۲]. این مدل دو معادله‌ای مبتنی بر مدل $k-\omega$ بوده اما دارای انعطاف‌پذیری بالا برای تنظیم مدل برای طیف گسترده‌ای از جریان‌ها می‌باشد. در این مدل ۶ پارامتر معرفی شده که دو پارامتر با هدف بهبود جریان‌های محدود به دیواره، دو پارامتر

- 1 Eddy viscosity model
- 2 Turbulent viscosity $\mu(t)$
- 3 Local equilibrium flows
- 4 Highly non-equilibrium flow

- 5 Specific dissipation rate
- 6 Favre
- 7 Diffusion



شکل ۲. بستر تست تجربی مرجع [۲۳]

Fig. 2. Experimental test bed [23]

همگرا واگرا)، نازل همگرا واگرا از نوع سهموی بهینه تراست و محیط بیرون می‌باشد. شبکه مورد استفاده در این پژوهش از نوع بی‌سازمان مثلثی می‌باشد. شرط مرزی فشار ورودی در بالادست محفظه هوای پرفشار در نظر گرفته شده است. با توجه به بستر تست تجربی مرجع [۲۳]، علاوه بر نازل و محفظه هوای فشرده، صفحه متصل به لبه خروجی نازل نیز از نوع دیواره در نظر گرفته شده است. شرط مرزی فشار خروجی در پایین دست دامنه محاسباتی با توجه به شرایط آزمایش مرجع مزبور برابر ۱ bar در نظر گرفته شده است. مطابق شکل ۳، نمایی از فضای محاسباتی، شبکه بندی و شرایط مرزی ارائه شده است.

برای اطمینان از استقلال حل عددی از تعداد گره‌های شبکه‌های محاسباتی، شبکه‌های محاسباتی با اندازه‌های ۷۰۰۰، ۱۴۰۰۰، ۲۸۰۰۰، ۵۴۰۰۰ و ۱۱۵۰۰۰ گره ایجاد شده است. مطابق با شکل‌های ۴ تا ۶ برای نشان دادن استقلال از شبکه‌ی محاسباتی، توزیع فشار دیواره، عدد ماخ در محور تقارن نازل و تنش برشی بی‌بعد دیواره مورد بررسی قرار گرفته است. مطابق با این شکل‌ها، اختلاف در عدد ماخ جریان در محور مرکزی، فشار بر روی دیواره‌ی نازل و تنش برشی بی‌بعد بر روی آن، در تعداد گره بالاتر از ۵۴۰۰۰ ناچیز است. بنابراین شبکه‌ی محاسباتی که دارای تعداد گره بالاتر از ۵۴۰۰۰ باشد، می‌تواند تحلیل مناسبی برای حل مسئله ارائه کند. از این رو برای حل مسئله، شبکه‌ی محاسباتی با تعداد گره ۸۴۰۰۰ در نظر گرفته شده است لازم به ذکر است که در شبکه مذکور از شبکه لایه مرزی با فاصله نخستین گره از دیواره برابر 0.1 mm بوده و مقدار پارامتر y^+ در

جنبشی آشفته‌گی می‌باشد و آخرین جمله در سمت راست معادله (۱) بیانگر اتلافات انرژی جنبشی آشفته‌گی می‌باشد. در معادله (۲) نیز اولین جمله سمت راست مربوط به نفوذ نرخ اتلاف مخصوص بوده و جملات دوم تا چهارم به ترتیب شامل نرخ تولید اتلافات ω و جمله نفوذ عرضی^۱ می‌باشد. این مدل با استفاده از سه تابع F_1 ، F_2 و F_3 مدل‌سازی آشفته‌گی را بر حسب نیاز مسئله، تنظیم می‌کند. شش پارامتر نیز برای این هدف معرفی شده است [۲۱]. مطابق ادعان مرجع [۳۷] و جستجوی انجام شده در این تحقیق، متاسفانه تاکنون روابط سه تابع مزبور برحسب پارامترهایی که در ادامه معرفی می‌شود علنی نشده است.

نخستین پارامتر با عنوان C_{sep} تأثیر مستقیم در ویسکوزیته آشفته‌گی داشته به طوری که افزایش این پارامتر باعث کاهش ویسکوزیته آشفته‌گی در تمامی نواحی جریان می‌شود. دومین پارامتر با عنوان C_{mv} مربوط به ناحیه داخلی لایه مرزی بوده و بر روی ناحیه جریان برشی آزاد اثری ندارد. افزایش این پارامتر باعث افزایش تنش برشی و انتقال حرارت دیواره در نواحی غیرتعادلی می‌گردد. سومین پارامتر با عنوان C_{mix} مربوط به نواحی جریان برشی آزاد بوده و افزایش آن باعث افزایش ویسکوزیته آشفته‌گی و متعاقباً موجب افزایش نرخ گسترش جریان برشی آزاد می‌گردد. مقدار بهینه این پارامتر بر حسب C_{sep} در مرجع [۲۲] ارائه شده است. آخرین پارامتر کاربردی در مسائل دو بعدی و متقارن محوری، با عنوان C_{jet} مربوط به جریان‌های حاوی جت می‌باشد. این پارامتر این امکان را می‌دهد که در لحظه‌ای که نرخ گسترش لایه اختلاط ثابت است، نرخ گسترش جت قابل تنظیم باشد. اطلاعات بیشتر در خصوص پارامترهای این مدل در مراجع [۲۱ و ۲۲] موجود می‌باشد. علاوه بر محدودکننده تولید انرژی جنبشی [۳۶] و تصحیح تراکم پذیری سرکار و بلاکریشنان [۳۸] که در مدل مینا نیز مورد استفاده قرار گرفته‌اند، تصحیح تحقق‌پذیری نیز در مدل آشفته‌گی عمومی شده $k-\omega$ ارائه شده است [۲۶].

۳-۳- دامنه محاسباتی، شرایط مرزی و شبکه محاسباتی

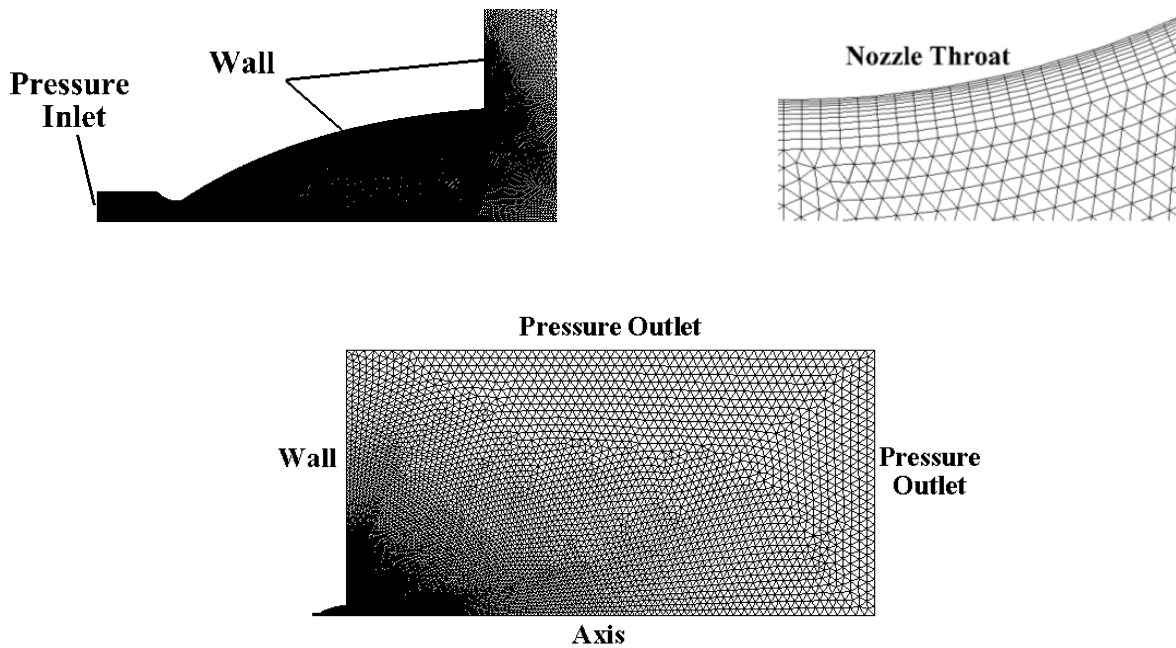
مطابق شکل ۲ بستر تست تجربی مرجع [۲۳] نمایش داده شده است. همچنین پارامترهای هندسی نازل LEA_TOC در جدول ۲ ارائه شده است.

مطابق شکل ۳ دامنه محاسباتی، شرایط مرزی و شبکه محاسباتی قابل مشاهده است. دامنه حل شامل محفظه هوای پرفشار (بالادست نازل

جدول ۲. مقادیر پارامترهای هندسی نازل [۲۳]

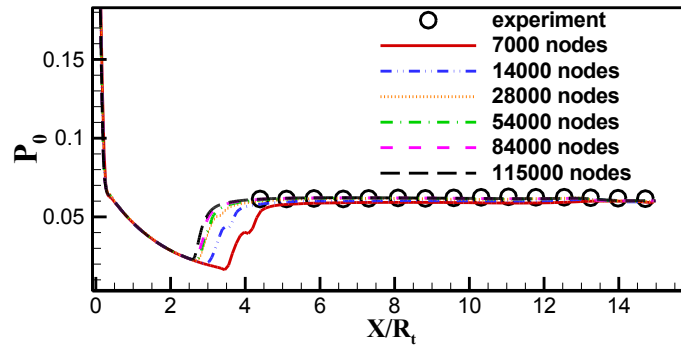
Table 2. Nozzle geometric parameter values

توضیحات	واحد	مقدار	پارامتر
نسبت انبساط نازل	-	۳۰/۳۲	نسبت انبساط نازل
نیم زاویه انبساط اولیه نازل	درجه	۳۴	زاویه انبساط اولیه
نیم زاویه خروجی نازل	درجه	۴	زاویه خروجی نازل
شعاع گلوگاه نازل	میلی متر	۱۳/۶۲	شعاع گلوگاه
طول واگرای نازل	میلی متر	۲۰۴/۳	طول نازل



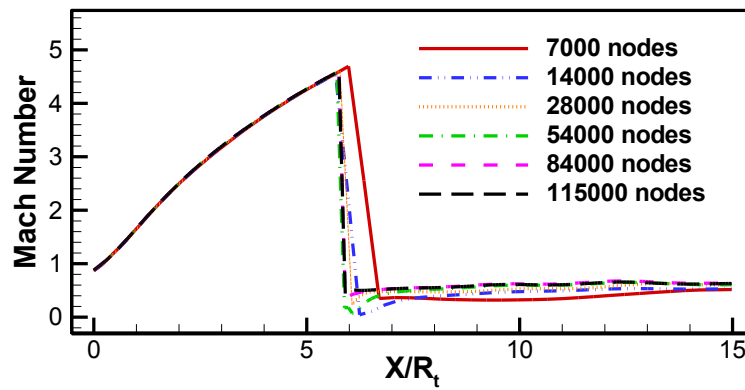
شکل ۳. ناحیه محاسباتی، شبکه بندی و شرایط مرزی

Fig. 3. Computational domain, grid and boundary conditions



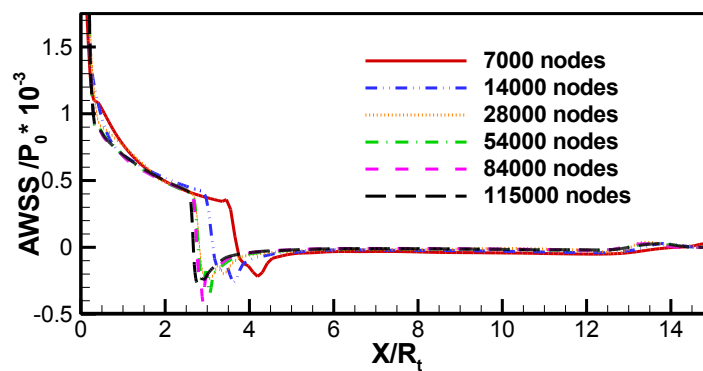
شکل ۴. توزیع فشار دیواره در نسبت فشار ۱۵/۵ در ۶ شبکه متفاوت

Fig. 4. Nozzle wall pressure distribution for the six mesh grids



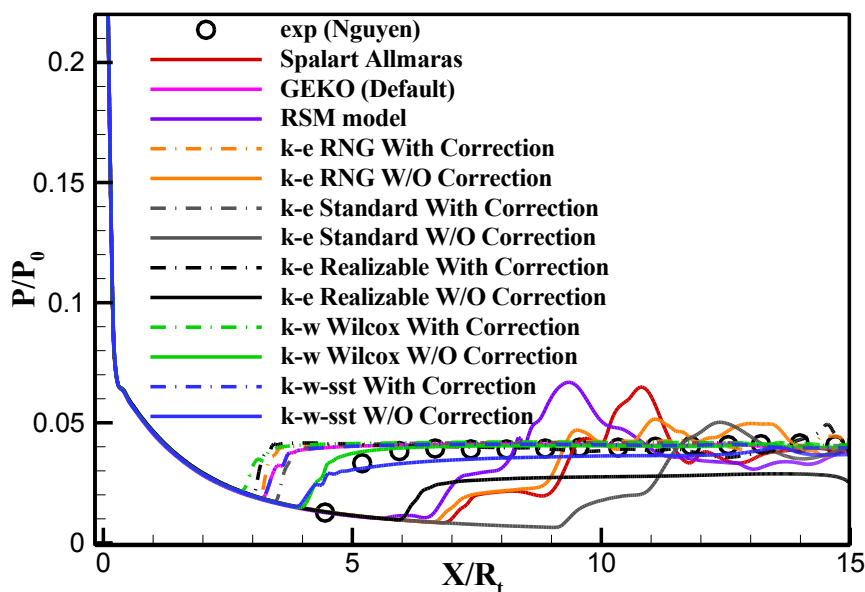
شکل ۵. عدد ماخ محور تقارن نازل در نسبت فشار ۱۵/۵ در ۶ شبکه متفاوت

Fig. 5. Flow Mach number at centerline of nozzle for the six mesh grids



شکل ۶. تنش برشی بی‌بعد دیواره در نسبت فشار ۱۵/۵ در ۶ شبکه متفاوت

Fig. 6. Wall shear stress distribution for the six mesh grids



شکل ۷. مقایسه نتایج مدل‌های مرسوم آشفتگی با نتایج تجربی مرجع [۲۳] و نسبت فشار ۲۲/۸

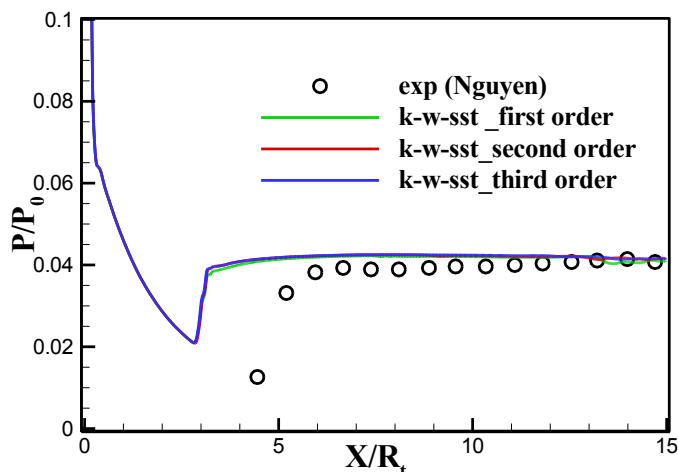
Fig. 7. Comparison of the results of conventional turbulence models with experimental results (NPR=22) [23]

۴-۱- بررسی قابلیت مدل‌های آشفتگی مدل‌های آشفتگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری در تخمین محل جدایش جریان در ابتدا به منظور بررسی عملکرد مدل‌های آشفتگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده متداول، نازل در شرایط اتمسفری و نسبت فشار محفظه به محیط ۲۲/۸ مورد تحلیل قرار گرفته است. در شکل ۷ نتایج توزیع فشار استاتیک بی بعد در طول دیواره نازل با مدل‌های مختلف معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده (اسپالارت آلماراس، پنج معادله‌ای تنش‌های رینولدز، استاندارد $k-\omega$ ، $k-\epsilon$ -RNG، $k-\epsilon$ -real، $k-\omega$ -SST، $k-\omega$ -Wilcox و عمومی شده $k-\omega$ در دو حالت بدون تصحیح و با بکارگیری تصحیح نمایش داده شده است. مطابق شکل ۷ مشاهده می‌گردد، مدل‌های اسپالارت، پنج معادله‌ای تنش‌های رینولدز، $k-\epsilon$ -RNG و $k-\omega$ تحقق‌پذیر جدایش جریان را در پایین‌دست محل واقعی پیش‌بینی کرده‌اند و ملاحظه می‌شود که انتقال محل جدایش به پایین دست جریان، باعث ایجاد فیزیک جریان متفاوتی در داخل نازل شده است. همانطور که در بخش قبلی اشاره شد، اغلب مدل‌های معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده بدون استفاده از تصحیحات تراکم‌پذیری و

ناحیه گلویی کمتر از ۷ و در ناحیه واگرایی نازل کمتر از ۱ می‌باشد که برای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ مقدار مناسبی می‌باشد.

۴- نتایج و بحث

در این بخش ابتدا دقت مدل‌های آشفتگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده در تخمین جدایش جریان در نازل LEA_TOC با نسبت فشار ۲۲/۸ مورد بررسی قرار گرفته و خطای آنها نمایش داده شده است. سپس اثر هر یک از پارامترهای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ در دقت تخمین محل جدایش جریان در این نازل به صورت جداگانه و همچنین در ترکیب با یکدیگر مورد بررسی قرار گرفته است. پس از استخراج مقادیر مناسب پارامترهای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ برای این نازل با نسبت فشار ۲۲/۸، شبیه‌سازی با این مدل در نسبت فشارهای مختلف انجام شده و با نتایج تجربی مرجع [۲۳] مورد مقایسه قرار گرفته است. در ادامه به بررسی فیزیک حاکم در جریان نازل LEA_TOC پرداخته شده و پدیده گذار از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای در این نازل تشریح شده است.



شکل ۸. توزیع فشار دیواره در نسبت فشار ۲۲/۸ در سه دقت گسسته سازی مرتبه اول تا سوم

Fig. 8. Wall pressure distribution at NPR=22.8, in three discretization accuracy

مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ استفاده می‌شود. نسبت به درستی کار انجام شده، اطمینان کافی حاصل نماید.

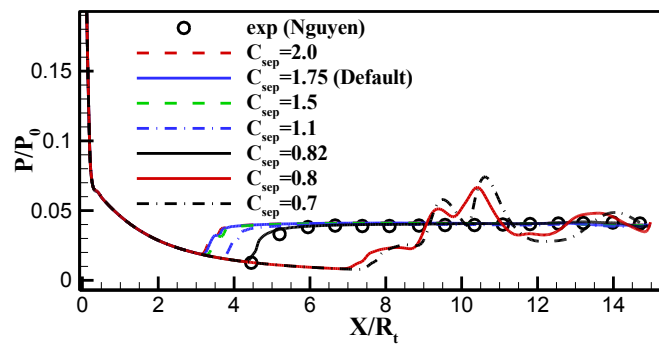
به منظور بررسی اثر مرتبه گسسته سازی معادلات آشفتگی، مدل پایه $k-\omega$ -SST در نظر گرفته شده و با مرتبه‌های گسسته‌سازی ۱ تا ۳، شبیه سازی عددی در نسبت فشار ۲۲/۸ انجام شده است. در شکل ۸ نمودار فشار دیواره در نسبت فشار ۲۲/۸ برای هر سه حالت فوق نمایش داده شده است. همانطور که در شکل‌های مزبور ملاحظه می‌گردد، هر سه مرتبه گسسته‌سازی منجر به نتایج تقریباً یکسانی در توزیع فشار دیواره شده است و می‌توان نتیجه گرفت که افزایش دقت گسسته سازی در معادلات آشفتگی منجر به پیش‌بینی صحیح محل جدایش نشده است.

۴-۲- بررسی تأثیر پارامترهای عمومی شده $k-\omega$

۴-۲-۱- پارامتر جدایش C_{sep}

به منظور بررسی اثر پارامتر جدایش بر نتایج، تغییرات این پارامتر بر مسئله حاضر، اعمال می‌گردد. از آنجایی که در مسئله مورد نظر این پژوهش، استفاده از مدل‌های آشفتگی مرسوم همراه با تصحیحات، منجر به پیش‌بینی جدایش در بالادست محل واقعی شده است، اینطور استنباط می‌شود که تغییرات در لایه مرزی می‌بایست به نحوی باشد که باعث افزایش ویسکوزیته آشفتگی در این منطقه گردد، به طوری که با افزایش ویسکوزیته آشفتگی در این منطقه لایه مرزی، مومنتوم لایه مرزی افزایش یافته و متعاقباً محل جدایش به پایین دست جریان منتقل می‌گردد. دستیابی به این مهم در مدل مومی

محدودکننده تولید انرژی جنبشی آشفتگی، انرژی جنبشی آشفتگی را بزرگتر از مقدار واقعی خود پیش‌بینی می‌کنند و در نتیجه این موضوع باعث افزایش نرخ اختلاط و گسترش بیشتر لایه برشی مافوق صوت در نازل می‌گردد. همچنین با دقت بیشتر شکل ۵ مشاهده می‌گردد که اعمال تصحیحات محدودکننده انرژی تولید جنبشی آشفتگی و تراکم‌پذیری باعث انتقال محل جدایش به بالادست محل واقعی شده است و در پیش‌بینی صحیح محل جدایش واقعی ناکام بوده است. ملاحظه می‌شود که مدل $k-\omega$ ویلکاکس در حالت بدون اعمال تصحیحات، از سایر مدل‌های معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده نتایج بهتری ارائه داده است اما در این حالت نیز محل جدایش به طور قابل توجهی در بالادست محل واقعی پیش‌بینی شده است. در پژوهش شمس [۵] نیز به مناسب‌تر بودن مدل $k-\omega$ ویلکاکس نسبت به سایر مدل‌های معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده اشاره شده است. در مورد مدل $k-\omega$ -SST، ملاحظه می‌گردد که محل جدایش همانند مدل در بالادست محل واقعی پیش‌بینی شده است. در پژوهش مربوط به مراجع [۳۹ و ۴۰] به پیش‌بینی نادرست مدل $k-\omega$ -SST در بالادست محل واقعی نقطه جدایش در نازل سهموی اشاره شده است. در این پژوهش‌ها علت این موضوع کمتر پیش‌بینی شدن مقدار ویسکوزیته آشفتگی در ناحیه لایه مرزی عنوان شده است. به عنوان نتیجه‌گیری از این بررسی، اینطور استنباط می‌شود که هیچ‌کدام از مدل‌های آشفتگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده قادر به پیش‌بینی صحیح محل جدایش نیستند. بنابراین در ادامه تحقیق به منظور تصحیح نتایج از تغییر مقادیر پارامترهای



شکل ۹. بررسی اثر پارامتر جدایش در نسبت فشار ۲۲/۸

Fig. 9. Effect of separation parameter on NPR= 22.8

برشی تعیین کننده میزان گسترش لایه برشی می‌باشد. مطابق شکل ۱۱ شماتیکی از گسترش لایه برشی در منطقه جدا شده جریان نمایش داده شده است. در شکل ۱۲ اثر پارامتر اختلاط بر توزیع فشار دیواره بررسی شده است. همان‌طور که در بخش ۲-۳ اشاره شد، این پارامتر مربوط به خارج لایه مرزی بوده (جریان لایه برشی) و اثری در داخل لایه مرزی ندارد. مشاهده می‌شود که با افزایش پارامتر اختلاط محل جدایش اندکی به پایین دست منتقل شده و همچنین سطح فشار دیواره در منطقه جدا شده اندکی کاهش می‌یابد. این پدیده را می‌توان این‌گونه توجیه کرد که با افزایش پارامتر اختلاط نرخ گسترش لایه برشی مافوق صوت افزایش یافته و در نتیجه سطح مقطع جریان برگشتی از اتمسفر به داخل نازل کوچکتر شده است. این کاهش سطح مقطع باعث افزایش سرعت و در نتیجه کاهش فشار در منطقه جدایش شده و در نتیجه سطح فشار کاهش یافته و محل جدایش به پایین دست جریان منتقل می‌گردد. برای درک بهتر این موضوع در شکل ۱۳ کانتور اندازه سرعت در دو حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۱ و ۰/۸ نمایش داده شده است. ملاحظه می‌شود که در حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۸، مقدار گسترش لایه برشی از حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۱ بیشتر بوده و همچنین به وضوح مشاهده می‌گردد که سرعت برگشت جریان در ناحیه جدا شده در حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۸ بیشتر از حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۱ می‌باشد. در پژوهش مرجع [۱۸] نیز نتیجه مشابهی مبنی بر افزایش نرخ گسترش لایه برشی مافوق صوت و انتقال محل جدایش به پایین دست ارائه شده است. با دقت در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ مشاهده می‌گردد که اگرچه افزایش پارامتر اختلاط منجر به انتقال اندک محل جدایش به پایین دست می‌گردد،

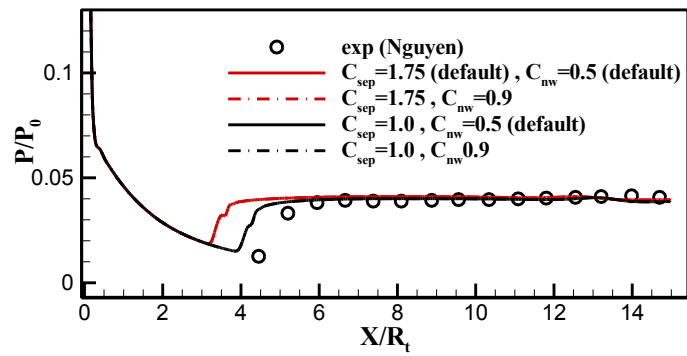
شده $k-\omega$ با کاهش پارامتر جدایش امکان پذیر است. مطابق شکل ۹، تأثیر پارامتر جدایش این مدل در شبیه‌سازی با نسبت فشار ۲۲/۸ ارائه شده است. که همان‌طور که مورد انتظار بود با کاهش پارامتر جدایش، محل جدایش به پایین دست جریان منتقل شده است. همچنین مشاهده می‌شود که با کاهش پارامتر جدایش کمتر از ۰/۸، منحنی فشار در پایین دست نازل نوسانی شده است که مبین شکل‌گیری الگوی نادرست جدایش مقید به موج ضربه‌ای در نازل است. در پژوهش مرجع [۳۹] نیز به منظور اصلاح نتایج مربوط به مدل $k-\omega$ از افزایش ویسکوزیته آشفتگی استفاده شده و محل جدایش به پایین دست منتقل شده است. مطابق شکل ۹ مقدار بهینه پارامتر جدایش برابر ۰/۸۲ به دست می‌آید.

۴-۲-۲ پارامتر نزدیک دیواره C_{mw}

به منظور بررسی اثر این پارامتر بر ساختار جریان درون نازل، مطابق شکل ۱۰، تغییر این پارامتر در مقادیر مختلف پارامتر جدایش بررسی شده است. به طوری که در دو پارامتر جدایش متفاوت، تغییر در پارامتر نزدیک دیواره اعمال شده است. همان‌طور که در شکل‌ها مشاهده می‌شود، توزیع فشار دیواره در هیچ‌کدام از حالت‌ها نسبت به پارامتر C_{mw} حساسیت نداشته و تأثیری در نتایج ندارد.

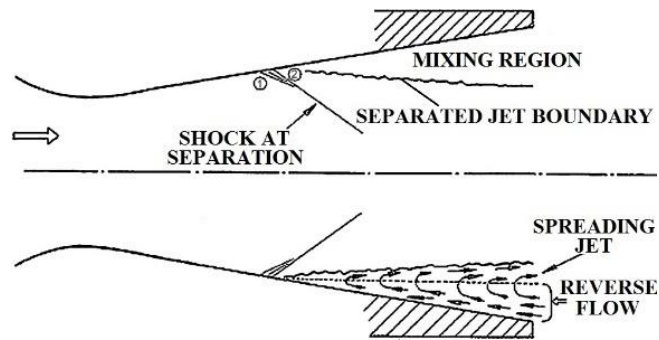
۴-۲-۳ پارامتر اختلاط C_{mix}

در یک نازل در شرایط فرامبسط که جریان جدا شده به صورت لایه برشی مافوق صوت متمایل به محور نازل می‌باشد، نرخ اختلاط در لایه



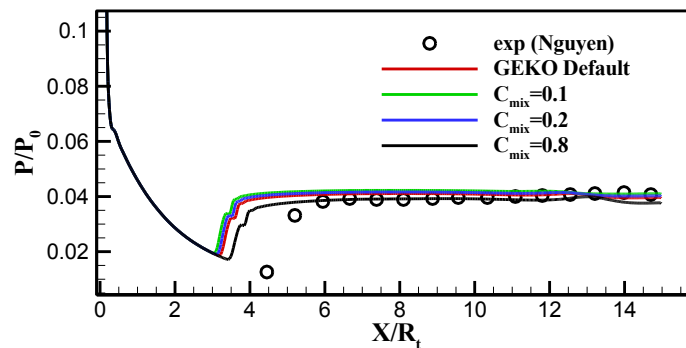
شکل ۱۰. بررسی اثر پارامتر C_{nw} در پارامتر جدایش برابر ۱ و ۱/۷۵ در نسبت فشار ۲۲/۸

Fig. 10. Effect of near wall parameter on NPR= 22.8



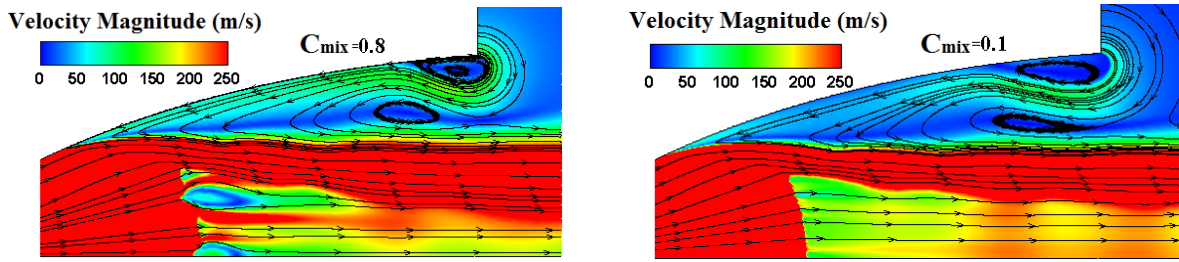
شکل ۱۱. شماتیکی از رشد جت و لایه برشی در جریان داخل نازل [۴۱]

Fig. 11. Schematic of jet growth and shear layer in the nozzle flow



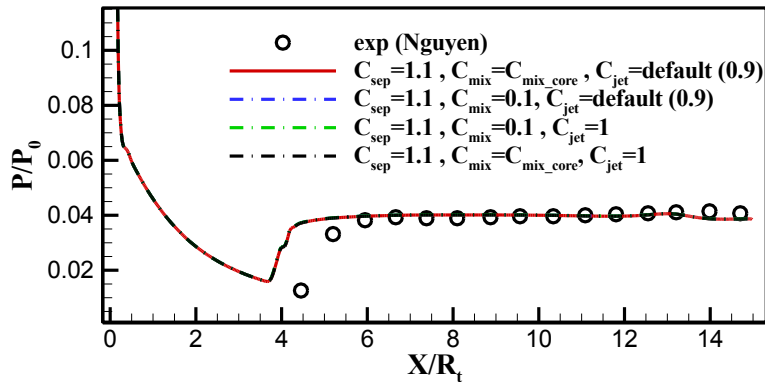
شکل ۱۲. بررسی اثر پارامتر C_{mix} در نسبت فشار ۲۲/۸

Fig. 12. Effect of C_{mix} parameter on NPR= 22.8



شکل ۱۳. کانتور اندازه سرعت در دو حالت پارامتر اختلاط برابر ۰/۱ و پارامتر اختلاط برابر ۰/۸

Fig. 13. Contour of velocity magnitude in two modes of mixing parameter equal to 0.1 and 0.8



شکل ۱۴. بررسی اثر پارامتر C_{jet} در مقدار پارامتر جدایش برابر ۱/۱ و نسبت فشار ۲۲/۸

Fig. 14. Effect of C_{jet} parameter on $NPR=22.8$

۴-۳- بررسی قابلیت مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ تصحیح شده
بخش قبلی مقادیر مناسب پارامترهای مدل عمومی شده $k-\omega$ برای
شبیه سازی نازل مورد نظر با نتایج یک تست تجربی در نسبت فشار ۲۲/۸
به دست آمده است. با توجه به مطالب مطرح شده در مورد تأثیر ضرایب
مدل عمومی شده $k-\omega$ و اجرای همراه با سعی و خطای ضرایب مختلف
در بخش قبلی، ضرایب مناسب برای این مسئله مطابق جدول ۳ می‌باشد:
در این بخش هدف بررسی میزان صحت مدل عمومی شده $k-\omega$ با
مقادیر پارامتر مشخص شده در جدول ۲ برای شبیه سازی عددی با نسبت
فشارهای مختلف از نتایج تست تجربی مرجع [۲۳] است. مقایسه توزیع
فشار دیواره نازل در ۴ نسبت فشار متفاوت ۱۸/۹، ۲۳/۹، ۲۵ و ۳۸ انجام
شده است. در انتخاب نسبت‌های فشار سعی شده است که فیزیک‌های

اما افزایش بیش از حد این پارامتر منجر به افزایش ویسکوزیته آشفتگی در
نواحی جریان برشی شده و باعث بوجود آمدن نواحی غیرفیزیکی در جریان
می‌گردد. همانطور که در شکل ۱۳ (کانتور اندازه سرعت) مشاهده می‌گردد
که در ناحیه دیسک ماخ جریان به صورت نامتعرفی شکل گرفته که بیانگر
غیرفیزیکی شدن شبیه سازی عددی می‌باشد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت
که دستیابی به فیزیک صحیح نازل‌های سهموی از طریق افزایش پارامتر
اختلاط میسر نمی‌باشد.

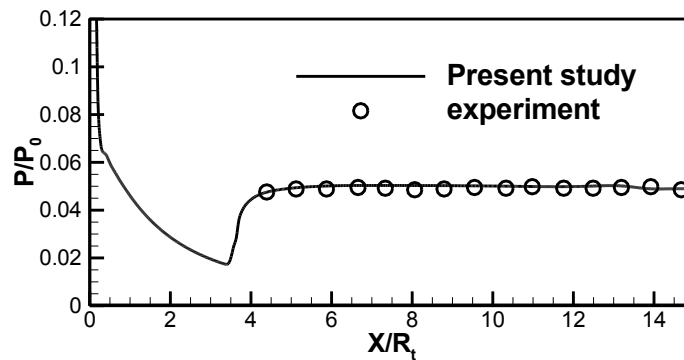
۴-۲-۴ پارامتر گسترش جت C_{jet}

همانطور که در بخش قبلی اشاره گردید این پارامتر در جریان‌های مربوط
به جت تأثیر گذار است. افزایش این مطابق شکل ۱۴ مشاهده می‌گردد که با
تغییر پارامتر جت تغییر محسوسی در ساختار جریان ایجاد نمی‌شود.

جدول ۳. مقادیر پارامترهای مدل آشفتگی GEKO در تحقیق حاضر

Table 3. The values of the GEKO turbulence model parameters in the present study

مقدار	پارامتر
۰/۸۲	C_{sep}
۰/۵	C_{nw}
-۰/۱۴۸۵	C_{mix}
۰/۹	C_{jet}

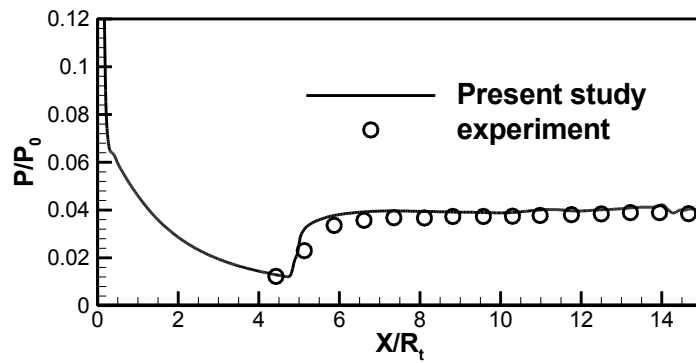


شکل ۱۵. مقایسه توزیع فشار دیواره تجربه تحقیق حاضر و نتایج تجربی مرجع [۲۳] در نسبت فشار ۱۸/۹

Fig. 15. Comparison of wall pressure distribution of the present study and experimental results [23] in NPR=18.9

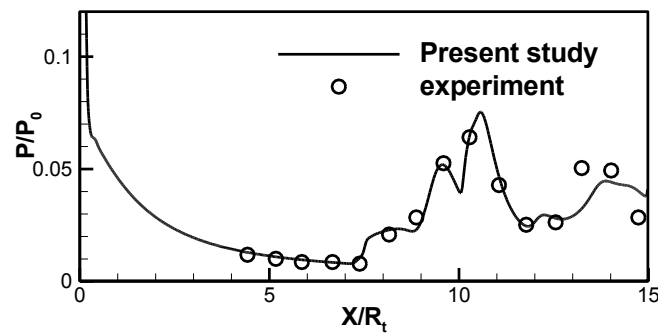
۴-۴- بررسی پدیده گذار از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای با مدل عمومی شده $k-\omega$ اصلاح شده همانطور که در بخش قبلی مشاهده گردید، تغییرنسبت فشار، باعث ایجاد تغییرات اساسی در فیزیک جریان نازل‌های سهموی بهینه تراست می‌گردد. بنابراین در این بخش به منظور مشاهده پدیده‌های فیزیکی در حین افزایش نسبت فشار، فشار محفظه نازل به صورت تدریجی افزایش داده شده است. در شکل ۱۹ روند تغییرات جریان با افزایش تدریجی فشار محفظه نازل با کانتورهای عدد ماخ و خطوط جریان نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای تا نسبت فشار ۲۳/۸ نیز در نازل حاکم می‌باشد. همچنین ملاحظه می‌گردد که با افزایش نسبت فشار، به دلیل افزایش مومنتوم جریان و لایه مرزی، موقعیت دیسک ماخ و نقطه جدایش به پایین دست نازل منتقل می‌گردد اما فاصله نسبی بین این دو تقریباً ثابت است. نکته حائز اهمیت دیگر که از کانتورهای ماخ برداشت می‌شود محل برخورد موج ضربه‌ای داخلی به دو موج ضربه‌ای

مختلف جدایش جریان مستقل از موج ضربه‌ای و مقید به موج ضربه‌ای در این بررسی وجود داشته باشد. نتایج تحلیل‌های عددی در شکل‌های ۱۵ تا ۱۸ با نتایج تجربی مقایسه شده است. ملاحظه می‌گردد که شبیه‌سازی عددی به خوبی توزیع فشار در دیواره نازل سهموی بهینه تراست را مشخص کرده است. مطابق منحنی‌های فشار بدست آمده از شبیه‌سازی عددی کاملاً مشخص است که نسبت‌های فشار ۱۸/۹ و ۲۳/۹ متعلق به جدایش جریان مستقل از موج ضربه‌ای بوده و همچنین در نسبت‌های فشار ۲۵ و ۳۸، جدایش جریان مقید به موج ضربه‌ای حاکم است که باعث نوسانات شدید در پروفیل فشار در قسمت انتهایی نازل شده است. قابل ذکر است که برخلاف تلاش‌های قبلی در مرجع [۱۸] برای شبیه‌سازی جریان در نازل تراست بهینه نوع سهموی، ضرایب مدل $sstok-k-\omega$ برای هر نسبت فشار می‌بایست تغییر می‌کرد، در این پژوهش ضرایب اتخاذ شده مدل $k-\omega$ عمومی شده برای پیش‌بینی فیزیک جریان در تمامی نسبت فشارها و در هر دو الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای و مقید به موج ضربه‌ای یکسان بوده است.



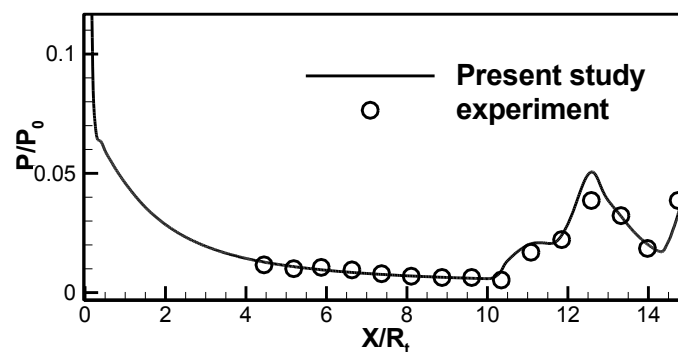
شکل ۱۶. مقایسه توزیع فشار دیواره دیواره تحقیق حاضر و نتایج تجربی مرجع [۲۳] در نسبت فشار ۲۳/۹

Fig. 16. Comparison of wall pressure distribution of the present study and experimental results [23] in NPR=23.9



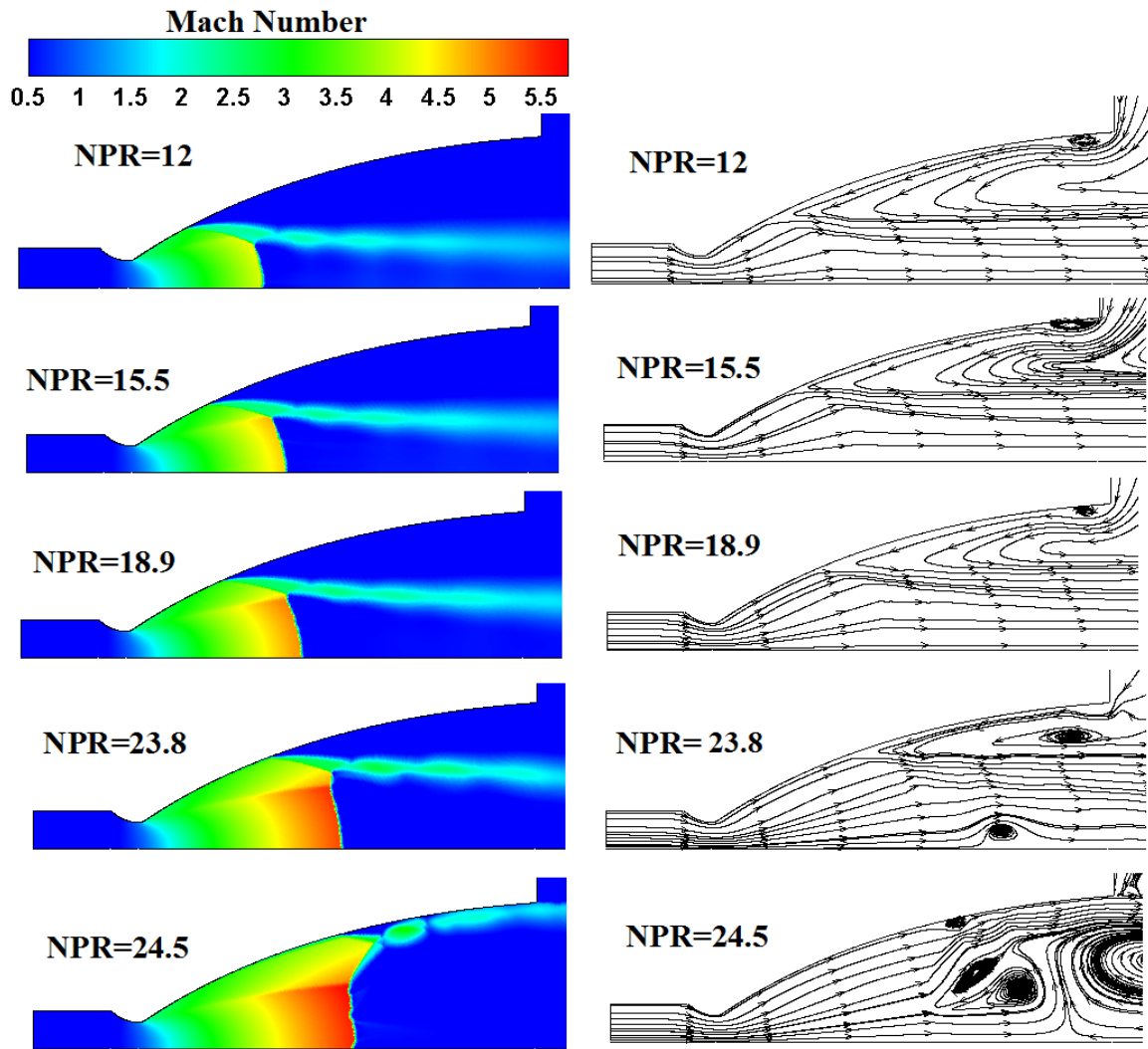
شکل ۱۷. مقایسه توزیع فشار دیواره دیواره تحقیق حاضر و نتایج تجربی مرجع [۲۳] در نسبت فشار ۲۵

Fig. 17. Comparison of wall pressure distribution of the present study and experimental results [23] in NPR=25



شکل ۱۸. مقایسه توزیع فشار دیواره دیواره تحقیق حاضر و نتایج تجربی مرجع [۲۳] در نسبت فشار ۳۸

Fig. 18. Comparison of wall pressure distribution of the present study and experimental results [23] in NPR=38



شکل ۱۹. کانتور عدد ماخ و خطوط جریان

Fig. 19. Mach number contour and streamlines

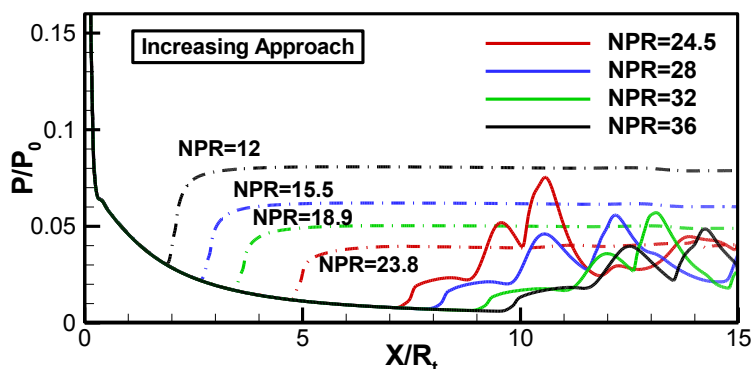
موج ضربه‌ای جدایش، دیسک ماخ حلقوی و موج ضربه‌ای منعکس شده می‌باشد. این امر نقطه عطفی در تغییر شکل ساختار امواج به حالت امواج کمانه‌ای^۲ می‌باشد. با کمی افزایش فشار بیشتر تا نسبت فشار ۲۴/۵، به طور کلی ساختار جریان دچار تغییر شده و الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای در نازل حاکم شده است.

در شکل ۲۰ توزیع فشار در فرایند افزایش تدریجی فشار ارائه شده است. در روند افزایش تدریجی فشار، ملاحظه می‌گردد که تا نسبت فشارهای کمتر از ۲۴ الگوی مستقل از موج ضربه‌ای در نازل حاکم می‌باشد و پس از آن

جدایش و دیسک ماخ می‌باشد. ملاحظه می‌شود که در نسبت فشار ۱۲ موج ضربه‌ای داخلی به موج ضربه‌ای جدایش برخورد کرده و اثر محسوسی بر ساختار امواج داخل نازل ندارد به طوری که ساختار انعکاس ماخ در داخل نازل برقرار است. اما با افزایش نسبت فشار و انتقال ساختار امواج به پایین‌دست، محل برخورد موج ضربه‌ای داخلی به سمت دیسک ماخ حرکت می‌کند و به طوری که در شکل ۱۸ مشاهده می‌گردد که در نسبت فشار ۲۳/۸ دو نقطه سه‌گانه در ساختار امواج وجود دارد. اولی در اثر برخورد موج ضربه‌ای داخلی، دیسک ماخ و دیسک ماخ حلقوی^۱ می‌باشد و نقطه سه‌گانه دوم در اثر برخورد

2 Cap Shock

1 Annular mach disk



شکل ۲۰. توزیع فشار دیواره در فرایند افزایش تدریجی فشار محفظه نازل

Fig. 20. Wall pressure distribution in the process of gradually increasing the nozzle chamber pressure

جریان داخلی نازل LEA_TOC در گذار از الگوهای جدایش را نیز به درستی پیش‌بینی کرده است.

لازم به ذکر است که مقادیر مورد استفاده در این پژوهش تنها برای نازل LEA_TOC تحت شبیه‌سازی عددی قرار گرفته و ممکن است برای سایر نازل‌های نوع تراست بهینه نیاز به مقادیر جدیدی برای پارامترهای کنترلی جهت کالیبراسیون مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ باشد. همانطور که در مرجع [۲۲] نیز اشاره شده این مدل آشفتگی با داشتن نتایج تجربی و تنظیم ضرایب مناسب، راهی مناسب همراه با هزینه محاسباتی پایین برای شناسایی فیزیک جریان‌های مختلف می‌باشد. ذکر این نکته حائز اهمیت است که در کاربردهای صنعتی مانند پروژه‌های متعدد پژوهش‌شده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، یک نوع نازل در شرایط مختلف پروازی (فشارهای محیط اتمسفری یا خلاء نسبی) مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این شرایط دستیابی به فیزیک جریان صحیح در بازه بزرگی از نسبت فشارها بسیار ارزشمند بوده و باعث جلوگیری از تست‌های تجربی پرهزینه می‌گردد.

۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی عددی جدایش جریان در نازل سهموی بهینه تراست LEA_TOC پرداخته شد. ابتدا مدل‌های آشفتگی معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری مورد ارزیابی قرار گرفته و ضعف آنها در تخمین صحیح محل جدایش جریان در این نوع نازل در شرایط فرامبسط نشان داده شد. از آنجایی که ویسکوزیته آشفتگی درون لایه مرزی نقشی اساسی در

با افزایش بیشتر نسبت فشار، نقطه جدایش جهشی به پایین دست داشته و الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای در نازل حاکم می‌گردد. نکته‌ای که در نمودار شکل ۲۰ مطرح بوده و حائز اهمیت است، انتقال ناگهانی نقطه جدایش در حین افزایش فشار تدریجی و گذار از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای می‌باشد. ملاحظه می‌شود که با افزایش نسبت فشار از $23/8$ تا $24/5$ و گذار از الگوی مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای نقطه جدایش به صورت ناگهانی به منطقه‌ای در پایین دست منتقل می‌گردد. این جهش سریع نقطه جدایش به پایین دست را این گونه می‌توان توجیه کرد که در حالت مستقل از موج ضربه‌ای بازیافت فشار به نزدیکی اتمسفر از طریق موج ضربه‌ای جدایش می‌باشد و فشار فلت نزدیک فشار اتمسفر می‌باشد. در حالت مقید به موج ضربه‌ای، فشار درون حباب جدایش کمتر از فشار اتمسفر بوده و این نشان دهنده این است که اختلاف فشار در طول موج ضربه‌ای جدایش در حالت مقید به موج ضربه‌ای بسیار کمتر از مستقل از موج ضربه‌ای می‌باشد. بنابراین موج ضربه‌ای با قدرت کمتر به منظور تنظیم کردن جریان نیازمند آن است که به پایین دست منتقل گردد. و این علت انتقال ناگهانی نقطه جدایش در گذار از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای می‌باشد. نتایج این بخش با نتایج تست تجربی مرجع [۲۳] مبنی بر نسبت فشار گذار در الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای همخوانی دارد. بنابراین ملاحظه می‌گردد که استفاده از مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ به همراه پارامترهای اصلاح شده علاوه بر پیش‌بینی صحیح محل جدایش در طیف وسیعی از نسبت‌های فشار، فیزیک

۶- فهرست علائم

علائم انگلیسی

فشار استاتیکی (bar)	P
فشار کل (bar)	P_t
موقعیت طولی	X
موقعیت شعاعی	R
نسبت فشار کل به فشار محیط اتمسفر	NPR
الگوی جدایش مستقل از موج ضربه‌ای	FSS
الگوی جدایش مقید به موج ضربه‌ای	RSS
پارامتر جدایش	C_{sep}
پارامتر اختلاط	C_{mix}
پارامتر اختلاط بهینه	$C_{mix-core}$
پارامتر گسترش جت	C_{jet}
پارامتر نزدیک دیواره	C_{mw}
پارامتر تحقق پذیری	C_{real}
نقطه سه‌گانه	TP
نقطه چهارگانه	QP
انرژی جنبشی آشفتگی	k
نرخ اتلاف مخصوص	ω

منابع

- [1] J. O' stlund, B. Muhammad-Klingmann, Supersonic flow separation with application to rocket engine nozzles, *Appl. Mech. Rev.*, 58(3) (2005) 143-177.
- [2] G.P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, John Wiley & Sons, 2016.
- [3] G. Rao, Approximation of optimum thrust nozzle contours, *ARS J.*, 30 (1960) 561.
- [4] L. Nave, G. Coffey, Sea level side loads in high-area-ratio rocket engines, in: 9th propulsion conference, 1973, pp. 1284.
- [5] A. Shams, S. Girard, P. Comte, Numerical simulation of shock-induced separated flows in overexpanded rocket nozzles, *Progress in Flight Physics*, 3 (2012) 169-190.

جدایش جریان ایفا می‌کند، فلسفه مورد استفاده در این پژوهش کنترل این پارامتر بر مبنای نتایج تجربی محدود جهت بهبود شبیه‌سازی عددی می‌باشد، بنابراین در ادامه به منظور دستیابی به نتایج دقیق‌تر، از مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ با تصحیح پارامترهای آن استفاده شد. با بررسی پارامترهای مدل آشفتگی عمومی شده $k-\omega$ مشخص شده که دو پارامتر جدایش و اختلاط تأثیر قابل توجهی در جدایش لایه مرزی جریان دارند. به طوری که با کاهش پارامتر جدایش و افزایش پارامتر اختلاط، ویسکوزیته توربولانسی در شبیه‌سازی عددی افزایش یافته و موجب ایجاد تأخیر در جدایش لایه مرزی می‌گردد. با توجه به مضرات افزایش ویسکوزیته توربولانسی در ناحیه جریان برشی، در این تحقیق از مقدار پیشنهاد شده توسط منتر^۱ که بر حسب پارامتر جدایش بهینه شده است، استفاده شد. همچنین مشاهده شد که پارامترهای گسترش جت و نزدیک دیوار در مسئله نازل فرآینبساطی بی‌تأثیر بوده و مقادیر پیش‌فرض برای دستیابی به نتایج صحیح، مناسب می‌باشد. نشان داده شد که با بکارگیری پارامتر جدایش برابر 0.82 ، نتایج عددی مطابقت خوبی با داده‌های تجربی داشته است. با اصلاح مدل توربولانسی فیزیک جریان در نازل مفروض در نسبت فشارهای مختلف مورد بررسی قرار گرفته و قابلیت بالای این روش در تخمین فیزیک جدایش جریان مورد تأیید قرار گرفت. استفاده از این مدل اصلاح شده همراه با ضرایب جدید باعث برطرف کردن خطای حدود ۳۰ درصدی مدل مبنا $k-\omega$ -SST در تخمین محل جدایش شده است. برخلاف تحقیقات گذشته که دستیابی به تخمین صحیح محل جدایش و فیزیک جریان به پارامتر نسبت فشار نازل وابسته بود، در این پژوهش با یکبار تصحیح مدل آشفتگی، نتایج در بازه وسیعی از پارامتر نسبت فشار نازل معتبر بوده، به طوری که حتی نسبت فشار گذار از الگوی جدایش از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای به درس‌تی پیش‌بینی شده است. گذشته از همه این موارد، در این تحقیق اثبات می‌شود که مدل عمومی شده $k-\omega$ برای این قبیل مسائل، نسبت به مدل پایه $k-\omega$ -SST از دقت و قابلیت بالایی برخوردار است. در ادامه دو الگوی جدایش جریان مستقل و مقید به موج ضربه‌ای با مدل توربولانسی مزبور مورد تشریح قرار گرفت. بررسی‌های عددی نشان داد که گذار از مستقل از موج ضربه‌ای به مقید به موج ضربه‌ای در فرایند افزایش تدریجی فشار در نسبت فشار حدود ۲۴ رخ می‌دهد که انطباق خوبی با نتایج تجربی داشته است.

1 $C_{mix-core}$

- nozzles, *Aerospace science and technology*, 42 (2015) 158-168.
- [17] S. Sarkar, Modeling the pressure-dilatation correlation, *Institute for computer applications in science and engineering*, 1991.
- [18] A. Yaravintelimath, B. Raghunandan, J.A. Moríñigo, Numerical prediction of nozzle flow separation: Issue of turbulence modeling, *Aerospace Science and Technology*, 50 (2016) 31-43.
- [19] A. Nebbache, Separated nozzle flow, *Comptes Rendus Mécanique*, 346(9) (2018) 844-854.
- [20] N. Fouladi, M. Farahani, Numerical investigation of second throat exhaust diffuser performance with thrust optimized parabolic nozzles, *Aerospace Science and Technology*, 105 (2020) 106020.
- [21] F.R. Menter, A. Matyushenko, R. Lechner, Development of a generalized $k-\omega$ two-equation turbulence model, in: *Symposium der Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt*, Springer, 2018, pp. 101-109.
- [22] F. Menter, R. Lechner, A. Matyushenko, Best practice: generalized $k-\omega$ two-equation turbulence model in ANSYS CFD (GEKO), *Technical Report*, ANSYS, (2019) 27.
- [23] A.T. Nguyen, H. Deniau, S. Girard, T. Alziary de Roquefort, Unsteadiness of flow separation and end-effects regime in a thrust-optimized contour rocket nozzle, *Flow, Turbulence and Combustion*, 71(1) (2003) 161-181.
- [24] M. Frey, G. Hagemann, Restricted shock separation in rocket nozzles, *Journal of Propulsion and Power*, 16(3) (2000) 478-484.
- [25] G. Hagemann, M. Frey, W. Koschel, Appearance of restricted shock separation in rocket nozzles, *Journal of Propulsion and Power*, 18(3) (2002) 577-584.
- [26] E. Martelli, F. Nasuti, M. Onofri, Numerical calculation of FSS/RSS transition in highly overexpanded rocket nozzle flows, *Shock Waves*, 20(2) (2010) 139-146.
- [27] N. Fouladi, A. Mohamadi, H. Rezaei, Numerical investigation of pre-evacuation influences of second throat exhaust diffuser, *Fluid Mechanics and*
- [6] E. Martelli, L. Saccoccio, P. Ciottoli, C. Tinney, W. Baars, M. Bernardini, Flow dynamics and wall-pressure signatures in a high-Reynolds-number overexpanded nozzle with free shock separation, *Journal of Fluid Mechanics*, 895 (2020).
- [7] N. Fouladi, M. Farahani, A. Mirbabaei, Performance evaluation of a second throat exhaust diffuser with a thrust optimized parabolic nozzle, *Aerospace science and technology*, 94 (2019) 105406.
- [8] C.-L. Chen, S. Chakravarthy, C. Hung, Numerical investigation of separated nozzle flows, *AIAA journal*, 32(9) (1994) 1836-1843.
- [9] S. Deck, A.T. Nguyen, Unsteady side loads in a thrust-optimized contour nozzle at hysteresis regime, *AIAA journal*, 42(9) (2004) 1878-1888.
- [10] A. Shams, P. Comte, S. Girard, G. Lehnasch, M. Shahab, 3D unsteady numerical investigation of an overexpanded thrust optimized contour nozzle, in: *6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, 2009, pp. 90.
- [11] P. Reijasse, F. Bouvier, P. Serval, Experimental and numerical investigation of the cap-shock structure in over expanded thrust-optimized nozzles, (2002).
- [12] J. Ostlund, M. Jaran, Assessment of turbulence models in overexpanded rocket nozzle flow simulations, in: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999, pp. 2583.
- [13] C. Pilinski, A. Nebbache, Flow separation in a truncated ideal contour nozzle, *Journal of Turbulence*, 5(1) (2004) 014.
- [14] R. Stark, B. Wagner, Experimental flow investigation of a truncated ideal contour nozzle, in: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006, pp. 5208.
- [15] H. Luedeke, Axisymmetric investigation of the VAC S6 short nozzle with forced external fluctuation, in: *Proceedings of the ATAC-FSCD workshop*, Noordwijk, The Netherlands, 2007.
- [16] A. Hadjadj, Y. Perrot, S. Verma, Numerical study of shock/boundary layer interaction in supersonic overexpanded

- ratio rocket motors, AIAA journal, 51(2) (2013) 433-443.
- [35] D.C. Wilcox, Formulation of the kw turbulence model revisited, AIAA journal, 46(11) (2008) 2823-2838.
- [36] F. Menter, Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows, in: 23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference, 1993, pp. 2906.
- [37] Y.-K. Jung, K. Chang, J.H. Bae, Uncertainty Quantification of GEKO Model Coefficients on Compressible Flows, International Journal of Aerospace Engineering, 2021 (2021).
- [38] S. Sarkar, L. Balakrishnan, Application of a Reynolds stress turbulence model to the compressible shear layer, in: 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1990, pp. 1465.
- [39] C. Allamaprabhu, B. Raghunandan, J. Morinigo, Improved prediction of flow separation in thrust optimized parabolic nozzles with FLUENT, in: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011, pp. 5689.
- [40] Vulcan 2+ NE, TN, CFD Simulations,” Prog. Nr. SV NT 114 0000E2026, VOLVO Internal Report, 2000, Issue Date 2000-09-26
- [41] M. Herbert, R. Herd, Boundary-layer separation in supersonic propelling nozzles, (1964).
- Aerodynamics, 5(2) (2017) 55-69.
- [28] E. Mohammadi, N. Fouladi, A. Madadi, Design and Analysis of Gas Ejector in High Altitude Test Facility, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 52(11) (2019) 3015-3032.
- [29] N. Fouladi, M. Hataminasab, S. Afkhami, Numerical Analysis of Cross Section Time Variation Effects of the Supersonic Exhaust Diffuser, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 53(3) (2021) 7-7.
- [30] D.C. Wilcox, Turbulence modeling for CFD, DCW industries La Canada, CA, 1998.
- [31] 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.
- [32] H.-W. Yeom, S. Yoon, H.-G. Sung, Flow dynamics at the minimum starting condition of a supersonic diffuser to simulate a rocket’s high altitude performance on the ground, Journal of Mechanical Science and Technology, 23(1) (2009) 254-261.
- [33] S. Sankaran, T.N. Satyanarayana, K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Babu, T. Sundararajan, CFD analysis for simulated altitude testing of rocket motors, Canadian Aeronautics and Space Journal, 48(2) (2002) 153-162.
- [34] R. Manikanda Kumaran, T. Sundararajan, D. Raja Manohar, Simulations of high altitude tests for large area

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

S. Afkhami, N. Fouladi, M. PasandidehFard, Numerical Simulation of Flow Separation in a Thrust Optimized Parabolic Nozzle, Amirkabir J. Mech Eng., 54(5) (2022) 985-1006.

DOI: 10.22060/mej.2022.20465.7235



