

Numerical Simulation of the Effects of Inlet Shape on the Combustion Chamber Performance of a Hypersonic Projectile

Mostafa Mahmodi^{1*}, Mohsen Shojaei², and Afshin Valimohammad³

¹ **Corresponding author**, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, Email: mostafamahmoodi@mut.ac.ir

² Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. Email: mohsen.shojaei.personal@gmail.com

³ Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. Email: afshin.vm98@gmail.com

ARTICLE INFO

Article type

Research Article

Article history

Received 2025.10.12

Received in revised form 2025.12.18

Accepted 2025.12.24

Available online 2025.12.31

Keywords

Hypersonic Projectile
Combustion Chamber
Supersonic Air Inlet
Numerical Simulation

ABSTRACT

In this study, an air intake was designed for the combustion chamber of a supersonic projectile operating at flight conditions of Mach 3.4 and an altitude of 15 km. Initially, a three-dimensional design methodology for the supersonic air intake is presented. Subsequently, the designed intake was integrated with the combustion chamber, and its performance was evaluated. To ensure the accuracy of the analyses, the simulation process was validated against the results of an existing combustion chamber. The results indicate that the air intake's performance closely aligns with the calculated theoretical values. The maximum error observed was 6.25%, corresponding to the Mach number at the first section of the intake. The obtained total pressure recovery factor also showed a 2.43% difference compared to the calculated values. The performance of the combustion chamber, using the airflow supplied by the intake, was examined, yielding a combustion temperature of 1298 K and a combustion efficiency of 83.5%. Furthermore, the distance between the air inlet and the fuel injection point was reduced to investigate its effect on combustion. It was determined that at a distance-to-diameter ratio of 1, the combustion efficiency increased by 3.9%.

Introduction

The main objective of this paper is to numerically simulate the effects of the air intake geometry on the combustion chamber performance of a supersonic projectile. The geometry of the combustion chamber is predefined, and its combustion conditions, including the oxidizer inlet mass flow rate supplied by the air intake, are known. Therefore, based on the design requirements of the combustion chamber and the flight conditions, it is necessary to design an air intake capable of delivering the oxidizer into the combustion chamber under specific flow conditions. Following the design phase, the final geometry is modeled, and the flow behavior from the air intake to the nozzle exit is simulated using Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis using ANSYS Fluent software. The combustion efficiency can then be determined based on the simulation results.

In general, the novelties of this research can be summarized as follows:

- Design of an air intake for a ducted ramjet.
- Integration of the combustion chamber and the air intake of the ducted ramjet, and simulation under semi-free stream flow conditions.
- Numerical simulation of the integrated geometry and the simultaneous determination of the performance parameters for both the air intake and the combustion chamber.

Furthermore, the distance between the air intake and the fuel injection location was varied. This distance, defined as a ratio of the chamber diameter, was initially set to 1.75 times the diameter in accordance with the combustion chamber requirements. After conducting the initial analyses and evaluating the aforementioned outputs, this distance ratio was reduced to 1 in order to investigate its effect on the combustion efficiency.

Methodology

Initially, an air intake was designed at the design point conditions. Upon solving the complete set of design equations, the dimensions of the supersonic diffuser, which are labeled in accordance with Figure 1, are obtained as the values listed in Table 1:

Cite This Paper

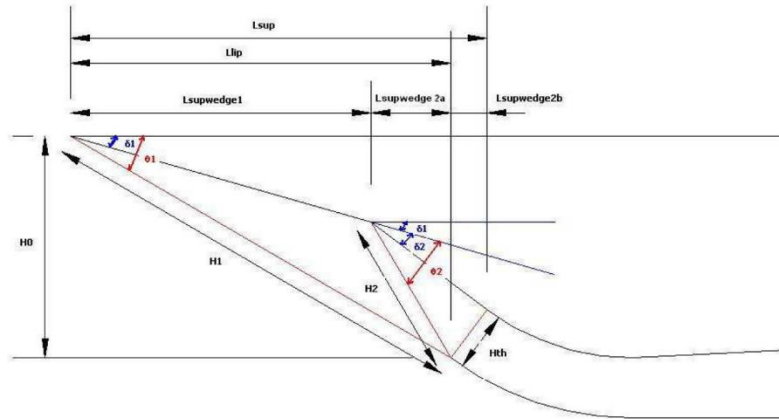
Mahmodi, Mostafa., Shojaei, Mohsen., & Valimohammad, Afshin. (2025). Numerical simulation of the effects of inlet shape on the combustion chamber performance of a hypersonic projectile, Fuel and combustion, 18 (4), 18-49. <http://doi.org/10.22034/jfnc.2026.549461.1444> (In Persian)

ارجاع دهی به این مقاله



Table 1- supersonic diffuser dimensions

Parameter	Value
H_0	61 cm
L_{lip}	136.95 cm
$L_{sup\ wedge1}$	73.8095 cm
$L_{sup\ wedge2a}$	63.14 cm
A_1	0.12 m ²
A_2	0.06421 m ²
A_{th}	0.02 m ²
H_{th}	15.06 cm
$L_{sup\ wedge2b}$	13.55 cm
L_{sup}	150.5 cm

**Figure 1- Associated dimensions of the supersonic diffuser**

Results

The simulation of the final geometry was conducted under semi-free stream condition. In this simulation approach, a small computational domain is modeled upstream of the inlet opening to capture the free stream flow behavior around the air intake entrance.

Table 2 illustrates the performance of the air intake, comparing the numerical values against theoretical predictions. The results demonstrate that the Mach number at each cross-section and the pressure recovery within the air intake have been simulated and calculated with satisfactory accuracy.

Table 3- Comparison between theory and CFD results

Parameter	Theory results	CFD results	Error (percent)
M_2	2.88	2.70	6.25
M_3	2.37	2.48	4.64
M_4	1.85	1.78	3.82
M_{ch}	0.3	0.32	6.6
Total pressure recovery	0.7	0.673	2.43

Determining the stagnation pressure at the combustion chamber inlet, which effectively indicates the total pressure recovery of the intake, is one of the primary reasons for conducting the numerical analysis. According to the initial theoretical assessment, the total pressure recovery was approximately 0.967; however, this preliminary analysis was performed without accounting for realistic effects such as viscosity, turbulence, and the shock train. In the numerical CFD analysis, by incorporating these factors alongside other elements that bring the simulation closer to real-world conditions, the stagnation pressure of the inlet flow to the combustion chamber was obtained as 535.74 kPa, resulting in a pressure recovery of 0.673. The obtained numerical value exhibits a 2.52% deviation from the value targeted during the design process. This small margin of error demonstrates that the air intake is well-designed at the design point and is capable of effectively controlling the incoming airflow, delivering it into the combustion chamber with an acceptable pressure drop.

The temperature T_{CFD} present in the efficiency calculation formula corresponds to the temperature distribution at the nozzle throat. The total temperatures of the fuel and the inlet air are 300 K and 717 K, respectively. By calculating the mass-weighted average of the total temperature at the throat, the value of T_{CFD} is found to be

1298 K. The theoretical temperature was calculated using the CEA (Chemical Equilibrium with Applications) software, yielding a value of 1412 K. Therefore, the combustion efficiency is calculated as 0.835, which is a highly acceptable value for the combustion process of a ducted ramjet missile.

Next, the impact of varying the distance between the fuel injection location and the air inlet on the combustion process was investigated. This distance was reduced from $1.75D$ to $1D$. Subsequent analysis revealed that the overall air intake performance remained consistent with previous results, and the inlet air mass flow rate did not change; however, notable variations occurred in the temperature distribution and combustion efficiency. Mixing in the $1D$ geometry occurred earlier in the domain; the maximum temperature increased from 2110 K to 2137 K, but conversely, the spatial distribution of this maximum temperature zone decreased. The mass-averaged combustion temperature increased from 1298 K to 1325 K. This 2% increase indicates an improvement in combustion performance. Consequently, the combustion efficiency also experienced a 3.9% increase, rising from 83.5% to 87.4%. Overall, it can be concluded that reducing this axial distance had a positive impact on the combustion performance.

Conclusions

- In the integrated analysis, the air intake efficiency exhibited a 3.8% deviation compared to the calculated theoretical value. This discrepancy is attributed to the three-dimensional nature of the geometry, the precise modeling of flow viscosity, and the inherent viscous and shock losses along the flow path.
- The maximum deviation in the Mach number within the air intake occurred at the first cross-section, which did not exceed 6.25% relative to the theoretical value. Considering the negligible difference between the simulated mass flow rate entering the combustion chamber and the required mass flow rate for combustion, it can be stated that the air intake design was executed correctly.
- To evaluate the performance of the combustion chamber, based on the mass-weighted averaging method, a combustion temperature of 2117 K was obtained inside the chamber. Using this temperature alongside the theoretical combustion temperature, the combustion chamber efficiency was determined to be 83.5%.
- Based on the efficiencies calculated within the semi-free stream flow simulation, it can be concluded that a suitable air intake for the combustion chamber of a ducted ramjet was successfully designed for the specified flight conditions.
- By reducing the distance between the fuel injection location and the air intake from 1.75 times the diameter to 1 times the diameter, the mixing of fuel and oxidizer in the initial region of the combustion chamber improved, thereby increasing the effective residence time available for chemical reactions. This modification led to an earlier onset of combustion, reduced the loss of unburned fuel downstream, and ultimately resulted in an enhanced combustion efficiency.

Credit Author Statement

All authors contributed equally to the conceptualization of the article and writing of the original and subsequent drafts.

Data Availability Statement

Not applicable

Ethical Considerations

The authors avoided data fabrication, falsification, and plagiarism, and any form of misconduct.

Funding

This research did not receive any specific grant from funding agencies in the public, commercial, or not-for-profit sectors.

Conflict of Interest

Authors declare no conflict of interest.

شبیه‌سازی عددی اثرات شکل ورودی هوا در عملکرد محفظه احتراق یک پرتابه مافوق صوت

مصطفی محمودی^۱، محسن شجاعی^۲، افشین ولی محمد^۳^۱ نویسنده مخاطب، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، پست الکترونیکی mostafamahmoodi@mut.ac.ir^۲ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، پست الکترونیکی mohsen.shojaei.personal@gmail.com^۳ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، پست الکترونیکی Afshin.v98@gmail.com

اطلاعات مقاله	چکیده
نوع مقاله مقاله پژوهشی	در این پژوهش برای محفظه احتراق یک پرتابه مافوق صوت یک ورودی هوا در شرایط پروازی عدد ماخ ۳/۴ و ارتفاع پروازی ۱۵ کیلومتر طراحی شده است. در ابتدا یک روش طراحی برای ورودی هوای مافوق صوت به صورت سه بعدی ارائه شده است. در ادامه ورودی هوای طراحی شده به محفظه احتراق متصل شده و عملکرد آن بررسی شده است. به منظور اطمینان از صحت تحلیل‌های انجام شده، روند تحلیل با نتایج یک محفظه احتراق موجود، اعتبارسنجی شد. در ادامه هندسه یکپارچه شده شبکه‌بندی و تحلیل شد. بر اساس نتایج عملکرد ورودی هوا به مقادیر اشاره شده در نتایج محاسبه شده، نزدیک است. بیشترین مقدار خطا به میزان ۶/۲۵ درصد، مربوط به عدد ماخ مقطع اول ورودی هوا است. مقدار ضریب بازیابی فشار بدست آمده نیز در مقایسه با مقادیر محاسبه شده، ۲/۴۳ خطا دارد. عملکرد محفظه احتراق در مواجهه با هوای دریافتی از ورودی هوا مورد بررسی قرار گرفت که مقدار دمای احتراق ۱۲۹۸ کلوین و بازده احتراق نیز ۸۳/۵ درصد محاسبه شد. در ادامه فاصله محل پاشش سوخت و ورودی هوا کاهش یافت تا تأثیر آن بر احتراق بررسی شود که مشخص شد در نسبت فاصله ۱ برابر قطر، راندمان احتراق ۳/۹ درصد افزایش داشته است.
تاریخچه مقاله تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۲۰ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۹/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۰۳ تاریخ انتشار: ۱۴۰۴/۱۰/۱۰	
کلیدواژه‌ها: پرتابه مافوق صوت محفظة احتراق ورودی هوای مافوق صوت شبیه‌سازی عددی	

مقدمه

پرتابه‌های مافوق صوت سوخت جامد دارای مزایای بسیاری هستند؛ از جمله ساختار ساده، ایمپالس ویژه بالا، محدوده وسیع تنظیم رانش، پاسخگویی سریع در نبرد و هزینه کم. این سامانه‌ها نه تنها می‌توانند برد پروازی موشک‌ها را افزایش دهند، بلکه قادرند توان مانور و قابلیت نفوذ آن‌ها را نیز بهبود بخشند. به همین دلیل، این پیشران‌ها یکی از سامانه‌های پیشران امیدبخش برای نسل جدید موشک‌های کروز فراصوتی محسوب می‌شوند [۱، ۲]. در موشک‌های فراصوتی هواتنفسی، اکسیژن مورد نیاز برای احتراق از هوای محیط تأمین می‌شود. در سامانه‌های پیشران پنوماتیک، دهانه ورودی هوا از اهمیت حیاتی برخوردار است زیرا وظیفه اصلی تراکم هوا را بر عهده دارد [۳]. وظیفه دهانه ورودی تأمین هوای مورد نیاز و ایجاد فشار استاتیک مناسب در صفحه ورودی محفظه احتراق رمجت است. این فشار از طریق تغییر ماهیت فشار دینامیکی و تبدیل آن به فشار استاتیکی تأمین می‌شود. به عبارت دیگر هر زمان که سرعت هوای وارد شده به دهانه ورودی بیش از مقدار مجاز در صفحه ورودی باشد دهانه ورودی با کاهش سرعت هوا (فشار دینامیکی) و افزایش فشار استاتیکی، ماخ هوای ورودی به محفظه را تنظیم می‌کند [۳].

در تحقیقات مرتبط از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی به طور گسترده در طراحی سامانه‌های پیشران موشک استفاده شده است. حل‌کننده‌های تجاری و متن‌باز مبتنی بر روش رنس^۱ با کارایی بسیار بالا برای تحلیل میدان‌های جریان و احتراق

^۱ Rans

Cite This Paper

Mahmodi, Mostafa., Shojaei, Mohsen., & Valimohammad, Afshin. (2025). Numerical simulation of the effects of inlet shape on the combustion chamber performance of a hypersonic projectile, Fuel and combustion, 18 (4), 18-49. <http://doi.org/10.22034/jfnc.2026.549461.1444> (In Persian)

ارجاع‌دهی به این مقاله



درون پیشرانه‌های پرسرعت مختلف به کار می‌روند تا بهبودهای طراحی را پیشنهاد دهند. توابع مهم تعریف شده توسط کاربر برای تقویت حل‌کننده‌های تجاری شبیه‌سازی سیالاتی، به منظور افزایش دقت و گستره کاربردها، توسعه یافته‌اند [۴].

داکت-رم از یک ژنراتور گاز تشکیل شده است که هوا به طور پیوسته از جو از طریق مجرای ورودی هوا به آن جریان می‌یابد [۵]. پیکربندی داکت-رم‌ها در شکل ۱ آورده شده است. همان‌طور که شکل نشان می‌دهد، دو فرآیند احتراق وجود دارد: مورد اول مربوط به ژنراتور گاز است که در آن یک مخلوط کم‌اکسیدان سوزانده شده و در یک نازل اولیه منبسط می‌شود. سپس سوخت گازی با جریان هوای جو مخلوط شده و در محفظه با آن می‌سوزد. در نهایت، مخلوط واکنش داده از طریق نازل ثانویه منبسط شده و رانش تولید می‌کند [۵].

در این مقاله هدف اصلی شبیه‌سازی عددی اثرات شکل ورودی هوا در عملکرد محفظه احتراق یک پرتابه مافوق صوت است. هندسه محفظه احتراق از قبل وجود دارد و شرایط احتراق آن از جمله دبی ورودی اکسید کننده که از ورودی هوا تأمین می‌شود، مشخص است. پس نیاز است تا با توجه به الزامات طراحی محفظه احتراق و شرایط پروازی یک ورودی هوا طراحی شود که بتوان اکسید کننده را با جریانی با شرایط مشخص وارد محفظه احتراق کرد. پس از طراحی هندسه نهایی مدلسازی می‌شود و با استفاده از تحلیل سیالاتی و نرم‌افزار فلونت، رفتار جریان از ورودی هوا تا انتهای نازل شبیه‌سازی می‌شود. با کمک نتایج شبیه‌سازی می‌توان بازده احتراق را بدست آورد.

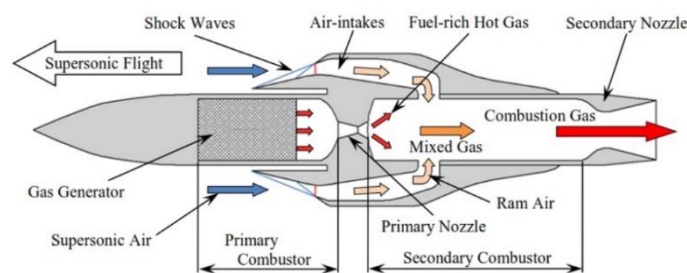


Figure 1- Ducted ramjet schematic

شکل ۱- شماتیک موشک داکت-رم [۵]

تحقیقات زیادی در زمینه طراحی و تحلیل ورودی هوا و همچنین تحلیل و شبیه‌سازی عملکرد احتراق در موشک‌های رم جت انجام شده است. چوی و شین [۶] اقدام به طراحی یک دهانه مافوق صوت بدون جریان انحرافی کردند. دو بخش اصلی طراحی در این تحقیق بررسی تأثیر هندسه‌های مختلف برای سطح شیب دار در ابتدا دهانه بر عملکرد کلی سیستم پیشران و اثر میزان دبی در جریان ثانویه بر بازدهی موتور است. کنترل کردن جریان لایه مرزی و بررسی بازدهی دهانه مافوق صوت به دو صورت تحلیلی و تجربی مورد بررسی قرار گرفت. کارانیا و همکاران [۷] اقدام به طراحی دهانه مافوق صوت برای موتورهای یک جت جنگنده نسل پنجم با قابلیت رادار گریزی بالا کردند. در گام دوم این تحقیق به مقایسه دهانه طراحی شده با یک دهانه مافوق صوت متداول در نسل‌های پیشین جت‌های جنگنده پرداختند که نتایج مقایسه حاکی از برتری دهانه مافوق صوت پیشنهادی در بخش‌هایی مانند بازدهی و همچنین قابلیت مخفی شدن از سامانه‌های راداری بود. آجای و همکاران [۸] اقدام به بررسی اثرات زاویه لبه کلاهدک بر عملکرد دهانه مافوق صوت کردند. آن‌ها در تحقیق خود یک دهانه مافوق صوت مستطیلی دو بعدی را در نظر گرفتند و زاویه لبه کلاهدک را از ۰ تا ۴ درجه در جریان پایا با دو سرعت مختلف (ماخ ۱/۵ و ماخ ۳) شبیه‌سازی کردند. مدل توربولانسی به کار رفته در این تحقیق $k-\omega$ بود. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که در ماخ ثابت، با افزایش زاویه لبه کلاهدک بازدهی

دهانه مافوق صوت افزایش می‌یابد. مقیمی و همکاران [۳] ضمن طراحی یک دهانه مافوق صوت برای موتور رمجت، تلاش کردند رویه طراحی را نیز بهینه‌سازی کنند. نتایج تحقیق صورت گرفته نشان می‌دهد که محل قرارگیری موج‌های ضربه‌ای با فشار جریان پایین دست نسبت مستقیم دارد و باید تلاش شود که میزان فشار جریان پایین دست به نحوی انتخاب شود که دهانه مافوق صوت در وضعیت فرابحرانی قرار گیرد. هندسه سطح مقطع دهانه مافوق صوت نیز در بازدهی آن تأثیر بسزایی دارد و در این تحقیق چندین پارامتر مختلف برای انتخاب بهترین هندسه معرفی می‌شود.

محمدی و اصغری [۹] اقدام به طراحی یک دهانه مافوق صوت متقارن محوری برای ماخ پروازی ۳ کردند. آن‌ها با تکیه بر اصول طراحی متداول و همچنین اعمال اثرات لزجت و اغتشاش بر رفتار جریان، موفق شدند بر پیکربندی‌ای دست یابند که الزامات طراحی تعیین شده را با موفقیت پاسخ دهد. در گام بعدی محققان اقدام به شبیه‌سازی عددی طرح به دست آمده کردند که نتایج شبیه‌سازی تا حد خوبی با تحلیل‌های صورت گرفته مقاربت داشت. صاحبی و همکاران [۱۰] ضمن طراحی یک دهانه مافوق صوت با توانایی عملکرد در ماخ پروازی ۳، الگوریتم طراحی‌ای را نیز پیشنهاد دادند که با کمک آن بتوان دهانه‌های مافوق صوت در رژیم‌های جریان با اثرات لزجت بالا را طراحی کرد. در این الگوریتم پیشنهادی پارامترهایی نظیر اثرات مکش، برهم کنش شوک و لایه مرزی و اثرات چرخش جریان لحاظ شده‌اند.

گیورگی [۱۱] در پایان نامه خود بر روی آزمایش تجربی و شبیه‌سازی عددی یک رم جت کوچک در عدد ماخ ۴ تمرکز کرده است. در ابتدا یک موتور رم جت به صورت جریان سرد (بدون احتراق) درون تونل باد قرار گرفته است و محل شوک‌ها و مقدار فشار در هر مقطع محاسبه شده است. در ادامه شبیه‌سازی موتور رمجت به صورت جریان سرد و همچنین گرم شبیه‌سازی شده است. گوینراجو و همکاران [۱۲] بر روی شبیه‌سازی و بهینه‌سازی هندسه ورودی هوای یک رم جت با زوایای مختلف دماغه پرداخته و یک حالت بهینه را برای یازبایی فشار یافتند. همچنین کارائیکولوف و همکاران [۱۳] و مرچانت و راداگرشنان [۱۴] نیز به شبیه‌سازی ورودی هوا و بهینه‌سازی به صورت دوبعدی پرداخته‌اند. موسی و همکاران [۱۵] به بررسی رفتار جریان ناپایا در یک موتور سوخت جامد رم جت پرداخته‌اند. هدف اصلی این پژوهش پایدارسازی شعله محفظه و توسعه یک روش نوین برای پایداری احتراق است. در ابتدا کد تحلیل عددی توسعه داده شده و توانایی آن با نتایج تجربی اعتبارسنجی شده است. در نهایت با استفاده از بررسی پارامترهای درجه اختلاط، زمان واکنش، دبی جرمی و غیره یک روش جدید برای پایدارسازی شعله ارائه شده است که این روش استفاده از یک شعله جدید و مخلوط شدن با شعله جدید است.

سرینگانپاتی و همکاران [۱۶] به طراحی یک محفظه احتراق رم جت پرداخته‌اند. در ابتدا ابعاد محفظه احتراق تعیین شده است و سپس نوع سوخت و سایر پارامترهای احتراق محاسبه شده و در نهایت با استفاده از تحلیل سیالاتی، احتراق شبیه‌سازی شده است. در پژوهش دیگری وادوانکار و همکاران [۱۷] به مدلسازی و شبیه‌سازی یک محفظه احتراق رم جت پرداخته‌اند. در این تحقیق هر یک از اجزا به صورت جداگانه با استفاده از قوانین حاکم بر گاز مدلسازی شده و سپس با هدف تحلیل پاکت عملیاتی و طراحی کنترلر، یک مدل دینامیکی برای یک موشک رم جت با عدد ماخ پروازی ۷ و ارتفاع ۲۷/۵ کیلومتری ایجاد شده است.

چاکرابورتی [۴] با ابزار شبیه‌سازی عددی به تحلیل موشک داکت-رم پرداخته است. در این پژوهش از نرم‌افزار اوپن-فوم استفاده شده است. در ابتدا جریان سرد و گرم یک محفظه احتراق و ورودی هوا شبیه‌سازی شده است و سپس عملکرد ورودی هوا در زوایای حمله مختلف جریان ورودی، بررسی شده است. تمرکز اصلی بر روی عملکرد ورودی هواست که در اعداد ماخ مختلف و نقاط خارج طرح است که به صورت گذرا بررسی شده است. پیرکندی و محمودی [۱۸] بر روی تحلیل عددی یک

موتور اسکریم جت در شرایط احتراقی (جریان گرم) و غیر احتراقی (جریان سرد) پرداخته‌اند و رفتار جریان در طول این دو جریان گرم و سرد را بررسی کرده‌اند. مک گیلیوری [۱۹] به شبیه‌سازی عددی و بهینه‌سازی عملکرد یک محفظه احتراق اسکریم جت پرداخته است. در این مطالعه، یک کد بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک به صورت کوپل شده با روش‌های عددی تحلیل سیال جهت بهینه‌سازی نیروی رانش به کار گرفته شده است. با توجه به صرف نظر از اثرات سه‌بعدی جریان، هندسه مسئله به صورت دوبعدی در نظر گرفته شده است. مقالاتی مختلفی نیز به هندسه دیواره‌های محفظه احتراق، تأثیر پارامترها و فرض‌های مختلف بر روی عملکرد اختلاط و احتراق اختصاص دارند. به طور مثال کیم و همکاران [۲۰] و سولوماتین و همکاران [۲۱] بر روی تأثیر جریان اطراف دیواره و تأثیر حفره بر روی آن و کاویتاسیون در احتراق پرداخته‌اند. نایر و همکاران [۲۲] نیز بر روی تأثیر استارت بر روی عملکرد احتراق تحقیق کرده‌اند و به این نتیجه رسیده‌اند که سه استراتژی طراحی شده تا ۳۳ درصد بازدهی احتراق را بهبود داده است. ترفتی و دیبولد [۲۳] نیز یک هندسه دو بعدی محفظه احتراق را در شرایط مختلف پروازی شبیه‌سازی کرده‌اند. پیرکندی و محمودی [۲۴] یک موتور اسکریم جت را با فرض جریان شیمیایی چند واکنشی و به صورت سه بعدی شبیه‌سازی کرده‌اند و نیروی پیشران و بازده محفظه را در شرایط احتراق تک واکنشی و چند واکنشی بررسی با یکدیگر مقایسه کرده‌اند.

با توجه به اینکه سوخت اصلی این موشک‌ها از نوع جامد است، مطالعات متعددی به شبیه‌سازی دقیق فرایند احتراق سوخت جامد و رفتار ذرات جامد در جریان گازی پرداخته‌اند. تانگ و همکاران [۲] با بررسی سوخت برون پایه و هویت [۲۵] با بررسی تأثیر ذرات کربن جامد درون یک سوخت گازی اقدام به شبیه‌سازی و انجام آزمایش بر روی هندسه‌های مختلف محفظه احتراق و انژکتورهای متفاوت کرده‌اند. سعادت و همکاران [۲۶] بر روی عملکرد محفظه احتراق یک موتور رم جت تمرکز کرده‌اند و احتراق با سوخت جامد را در پنج هندسه متفاوت با یکدیگر بررسی کرده‌اند. استو [۲۷] نیز با تمرکز بر عملکرد محفظه احتراق داکت-رم به بررسی تجربی احتراق و همچنین شبیه‌سازی عددی به صورت سه بعدی پرداخته است. در پژوهش ژی و همکاران [۲۸] به بازده اختلاط در محفظه احتراق رم جت پرداخته است. احتراق با جریان گاز به همراه ذرات پودری جامد شبیه‌سازی شده است. در نهایت، به منظور دستیابی به اختلاط مناسب، مقادیر بهینه‌ای برای دبی جرمی پودر، نوع پاشش آن، و همچنین نوع و محل قرارگیری ورودی‌های هوای محفظه احتراق انتخاب شده است.

تحقیقات انجام شده شامل طراحی و تحلیل ورودی هوا و همچنین تحلیل محفظه احتراق به روش‌های عددی و تجربی است. در غالب منابع منتشر شده تجزیه و تحلیل برای ورودی هوا و محفظه احتراق (چه به صورت تجربی و یا عددی) به صورت جداگانه انجام شده است. نکته متمایز این پژوهش بررسی عملکرد ورودی هوا و محفظه احتراق به صورت یک سیستم یکپارچه است. در ابتدا یک هندسه محفظه احتراق مشخص در نظر گرفته شده است و برای آن و در یک شرایط پروازی خاص یک ورودی هوا طراحی شده است. در ادامه ورودی هوا و محفظه احتراق به یکدیگر متصل شده است و عملکرد ورودی هوا و محفظه احتراق به صورت یکپارچه بررسی شده است. به طور کلی نوآوری این پژوهش را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

- طراحی ورودی هوا برای یک موشک داکت-رم جت
- یکپارچه‌سازی محفظه احتراق و ورودی هوای موشک داکت-رم جت و شبیه‌سازی به صورت جریان نیمه‌آزاد
- شبیه‌سازی عددی هندسه یکپارچه شده و تعیین پارامترهای عملکردی ورودی هوا و محفظه احتراق به صورت همزمان در ادامه کار فاصله بین محل ورودی هوا و پاشش سوخت تغییر داده شده است. این فاصله که با نسبتی از قطر محفظه تعیین می‌شود، با توجه به الزامات مربوط محفظه احتراق در ابتدا ۱/۷۵ برابر قطر در نظر گرفته شده است. بدین معنی که محل ورودی

هوا با محل پاشش سوخت به اندازه ۱/۷۵ برابر قطر محفظه از محل پاشش سوخت فاصله دارد. پس از انجام تحلیل و خروجی‌های مطرح شده، این نسبت فاصله به ۱ تغییر یافته است تا تأثیر آن بر روی بازده احتراق بررسی شود.

شرح مسئله

مسئله‌ای که در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته، طراحی بهینه یک دهانه ورودی هوای مافوق صوت در ماخ ۳/۴ است. حداکثر ماخ مجاز ورودی به صفحه انباره محفظه احتراق نیز ۰/۳۵ است. تحقیق حاضر با تکیه بر قواعد آیرودینامیکی حاکم بر جریان مافوق صوت و فاکتورهایی که بر بهینه شدن عملکرد جریان در سیستم پیشران مافوق صوت اثر دارند، تلاش می‌کند به یک عملکرد بهینه برای دهانه ورودی هوا دست یابد. پارامترهای لحاظ شده در فرآیند طراحی دهانه ورودی مافوق صوت شامل تعیین خانواده دهانه ورودی (مقارن محوری، دو بعدی یا سه بعدی)، هندسه سطح مقطع دهانه ورودی (ثابت یا متغیر)، فرم دیفیوزر مافوق صوت (تراکم تماماً خارجی، تراکم ترکیبی یا تراکم تماماً داخلی)، پیچیدگی تراکم مافوق صوت (موج ضربه‌ای قائم، تراکم آیزنتروپیک یا چند سطح شیب‌دار)، جهت تراکم مافوق صوت (درونی، بیرونی یا به سمت پایین)، محل قرارگیری روی بدنه پرنده (دماغه، عقب، پایین، بالا، کناره) و سطح اتصال به محفظه احتراق است. هدف طراحی یک ورودی هدایت شده مافوق صوت است که این ورودی باید هوا را با کم‌ترین افت انرژی ممکن به محفظه احتراق تحویل دهد. پیش از آن که ابعاد سه بخش اصلی دهانه ورودی یعنی دیفیوزر مافوق صوت، گلوگاه و دیفیوزر مادون صوت مشخص شود، باید درباره چندین پارامتر مهم تصمیم‌گیری کرد. پس از مشخص شدن این پارامترها و ابعاد سه بخش ورودی، تحلیل‌های عددی و تجربی و الزاماتی که تیم مأموریت برای سیستم پیشران تعریف می‌کنند، مشخص می‌کند که کدام بخش‌های طرح نیازمند بازنگری و طی کردن مجدد روند طراحی است. الزامات طراحی ورودی هوا برای محفظه احتراق مشخص در جدول ۱ بیان شده است.

جدول ۱- الزامات طراحی ورودی هوا

Table 1- Requirements for intake design

Parameter	Value
Mach number at cruise	3.4
Mach number at combustor inlet	0.35
Altitude	15 Km
Mass flow rate of air	1.8 kg/s

همان‌طور که از نمودار شکل ۲ مشخص است، ورودی‌های مقارن محوری با افزایش زاویه حمله، دچار افت شدید عملکرد می‌شوند. در نقطه مقابل ورودی‌های دوبعدی که در پایین دماغه پرنده قرار دارند، با افزایش زاویه حمله تا حدی مشخص، حتی با افزایش بازدهی همراه هستند.

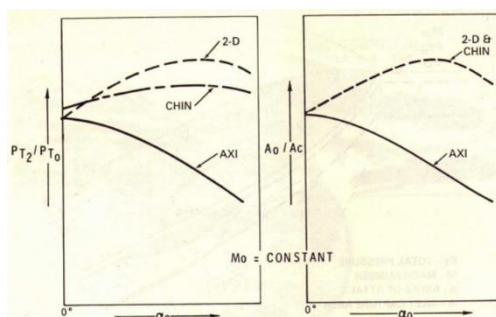


Figure 2- Performance comparison of 2-D, chin and axisymmetric inlets [29]

شکل ۲- مقایسه میان بازدهی عملکرد ورودی‌های مقارن محوری و دوبعدی [۲۹]

برای پرنده‌هایی که مانورپذیری بالا جز الزامات طراحی است، مانند موشک METEOR و ASMP ورودی‌های دوبعدی بسیار متداول هستند و در نتیجه خانواده ورودی دوبعدی انتخاب می‌شود.

هندسه

ممکن است گاهی بنا بر دلایلی همچون تغییر فشار ناگهانی محفظه احتراق، عملکرد غیردقیق سیستم سوخت‌رسان، آشفته‌گی جریان آزاد، بادهای ناگهانی، اثرات لزجت و... موج ضربه قائم از قسمت گلوگاه ورودی به سمت جریان بالادست تغییر موقعیت دهد. به این پدیده، غیر دایر بودن ورودی می‌گویند.

برودهندسه‌های متغیر این امکان را دارند که پدیده غیردایر بودن ورودی را رفع کنند، بسته به شرایط و با تغییر سطح مقطع ورودی، بازدهی را بالا ببرند و جریان ورودی را پایدار کنند؛ اما به دلیل پیچیدگی‌های ساخت، وزن بالا و هزینه ساخت بالا، جز در مواردی که استفاده از آن‌ها اجتناب‌ناپذیر است، هیچگاه گزینه اول طراح نیستند؛ بنابراین در فاز اول طراحی و برای اجتناب از مواردی که به آن‌ها اشاره شد، هندسه ثابت انتخاب می‌شود.

مزیت اصلی تراکم تماماً خارجی (تراکمی که در آن تمامی امواج پیش از لبه کلاهدک رخ می‌دهند) بر تراکم تماماً داخلی (تراکمی که امواج در داخل دهانه ورودی شکل می‌گیرند) و تراکم ترکیبی این است که در صورت رخ داد پدیده غیر دایر بودن ورودی، می‌تواند با هدایت موج ضربه‌ای قائم به بالادست جریان، بار دیگر جریان را پایدار کند و به نوعی ورودی را مجدداً برقرار کند. در تراکم تماماً داخلی و تراکم ترکیبی فقط با استفاده از هندسه متغیر و تغییر سایز سطح مقطع ورودی می‌توان جریان را پایدار کرد و باتوجه به اینکه در گام قبلی ورودی با هندسه ثابت انتخاب شد، تراکم تماماً خارجی به‌عنوان فرم دیفیوزر مافوق‌صوت انتخاب می‌شود.

مطابق جدول ۲ با افزایش ماخ عملیاتی، افت فشاری در موج ضربه‌ای قائم بیشتر می‌شود، به‌نحوی که استفاده از دیفیوزری که تنها از موج ضربه‌ای قائم بهره می‌برد، نهایتاً تا ماخ ۱/۳ یک انتخاب منطقی است.

جدول ۲- بازبایی فشاری موج قائم

Table 2- Pressure recovery for normal shock

M_∞	$P_{w\infty}/P_\infty$
1.0	1.00
1.3	0.98
1.6	0.90
2.0	0.72
2.5	0.50
3.0	0.33

برای اینکه یک سیستم پیش‌ران با بازدهی مناسب طراحی شود، نیاز است دیفیوزر مافوق‌صوت به نحوی طراحی شود که ماخ جریان هوا پیش از رسیدن به موج ضربه‌ای قائم حداکثر ۱/۳ باشد. در جریان‌های هوایی که ماخ آن‌ها بالاتر از ۲ است، با استفاده از سطوح شیب دار یا انبساط آیزنتروپیک، ماخ قبل از موج ضربه‌ای قائم را تا حدود مطلوب (۱/۳) کاهش داد.

همان‌طور که از نمودار شکل ۳ مشخص است، افت تا پیش از ماخ ۱/۴ کمتر از ۴٪ است اما پس از این مقدار به‌صورت تقریبی پس از هر افزایش ۰/۱ ماخ، حدوداً ۴٪ شاهد افت فشار هستیم. این در حالی است که برای یک موج ضربه‌ای مایل دوبعدی با زاویه β (زاویه میان موج مایل و جهت جریان بالادست) افت مطابق با یک موج ضربه‌ای قائم با $M\sin(\beta)$ است. در واقع برای ماخ ۳ با حضور یک موج ضربه‌ای مایل، افت حداکثر به‌اندازه یک موج ضربه‌ای قائم با ماخ ۱/۴ است، بنابراین افت بیشتر از ۴٪

نمی‌شود. پس استفاده از سیستمی که فرآیند تراکم را با استفاده تلفیقی از موج ضربه‌ای قائم و موج‌های ضربه‌ای مایل تکمیل می‌کند، برای حفظ بازیابی فشار نیاز است.

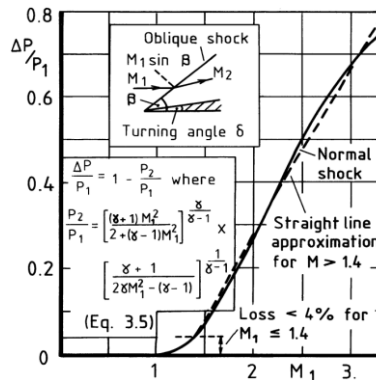


Figure 3- Plot of pressure loss after normal shock [29]

شکل ۳- مشخصه افت فشاری ناشی از موج ضربه‌ای قائم [۲۹]

ساده‌ترین نحوه استفاده از سیستم‌های چند تراکمه استفاده از گوه یا مخروط در جلوی دهانه است. برای یک زاویه انحراف ثابت، در گوه و مخروط، موج ضربه مخروط ضعیف‌تر از موج ضربه‌ای گوه است و همچنین جریان پس از موج ضربه‌ای مخروط یک تراکم آیزنروتروپیک را طی می‌کند. البته مخروط پیچیدگی‌های ساخت را بیشتر می‌کند و چنانچه بتوان با استفاده از گوه به بازیابی فشار مطلوب دست یافت، استفاده از آن بر مخروط ارجحیت دارد؛ بنابراین از گوه به‌عنوان منبع تولید موج مایل در گام اول طراحی استفاده می‌شود.

در وهله بعدی باید تعداد موج مایلی که قرار است پیش از موج ضربه‌ای قائم قرار گیرد، مشخص شود. ماخ طراحی اصلی‌ترین پارامتری است که مشخص می‌کند به چند موج ضربه‌ای مایل نیاز است. می‌توان از نمودار شکل ۴ برای انتخاب تعداد موج مایل دو بعدی با بیشترین بازیابی فشاری ممکن در ماخ‌های مختلف استفاده کرد. این نمودار بر اساس داده‌های تجربی و تحلیلی و از مرجع [۲۹] استخراج شده است:

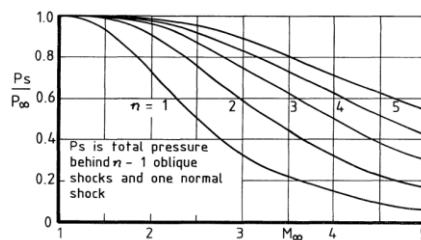


Figure 4- Pressure recovery for different number of oblique shocks [29]

شکل ۴- تعداد موج ضربه‌ای مایل دوبعدی برای داشتن بهینه‌ترین حالت بازیابی فشاری [۲۹]

باتوجه به اینکه ماخ طراحی در این تحقیق ۳/۴ است و با استفاده از نمودار فوق و باتوجه به تحقیقی که در منبع شماره [۳۰] با استفاده از آزمایش‌های تجربی متعدد صورت گرفته است، برای ماخ‌های طراحی از ۳ تا حدوداً ۳/۷ استفاده از دو موج ضربه‌ای مایل و یک موج ضربه‌ای قائم (n=3) برای داشتن یک تعادل مناسب و بهینه میان بازیابی فشاری و پیچیدگی ساخت و هزینه ساخت توصیه می‌شود؛ بنابراین دو موج ضربه‌ای مایل با استفاده از گوه و یک موج ضربه‌ای قائم در دهانه برای داشتن بیشترین بازیابی فشاری ممکن، به‌عنوان سیستم دیفیوزر مافوق صوت انتخاب می‌شود.

همانطور که از نمودار شکل ۵ مشخص است، اثر بخشی تراکم به صورت وارونه^۱ کاملاً مشخص است. وارونگی تراکم برای ورودی‌های دوبعدی می‌تواند سرعت افت بازدهی با افزایش زاویه حمله که برای پرنده‌ها با مانورپذیری بالا امری حیاتی است را تا حد مناسبی کاهش دهد. در نتیجه برای جهت تراکم، جهت به سمت پایین^۲ انتخاب می‌شود.

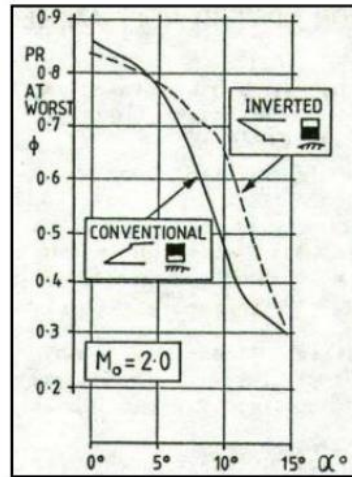


Figure 5- Higher pressure recovery efficiency in invers compression [29]

شکل ۵- بازدهی بالاتر بازیابی فشار در تراکم وارونه [۲۹]

محل قرارگیری ورودی روی پرنده باید بر اساس تعداد ورودی مشخص شود. تعداد ورودی نیز در بخش تعداد ابعاد ورودی مشخص می‌شود، در واقع تعداد ورودی وابسته به قطر موشک و سطح متصل آن به لانچر است. از مطالعات موردی صورت گرفته می‌توان استنتاج کرد که برای ورودی‌های دوبعدی یا به صورت دوگانه در کناره‌ها قرار می‌گیرند یا به صورت دوگانه در قسمت کناره^۳. در عملیات هوا به هوا که نیاز با سطح بالایی از مانورپذیری است، باید ورودی در زوایای جمله مختلف عملکرد مطلوب داشته باشد، درست مانند موشک METEOR. در این موشک دو ورودی دوبعدی در قسمت کناره قرار دارند. نمودار شکل ۶ بازدهی طرح‌های مختلف را بر حسب زاویه حمله نشان می‌دهد.

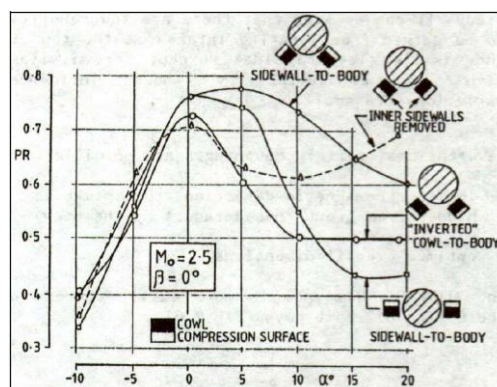


Figure 6- Pressure recover for different places relative to angle of attack [29]

شکل ۶- بازیابی فشاری برای طرح‌های مختلف بر حسب زاویه حمله [۲۹]

^۱ inversion
^۲ downward
^۳ Check

یک پارامتر مهم دیگر که باید طراح مدنظر داشته باشد، نسبت لیفت به درگ است. مزیت اصلی ورودی‌هایی که در کناره قرار دارند بر ورودی‌های متقارن محوری این است که این نسبت برای ورودی‌هایی که در کناره قرار دارند بیشتر است. در واقع پسا ناشی از محل نصب کاهش پیدا می‌کند و در نتیجه برد عملیاتی افزایش می‌یابد. محتملترین سناریو این است که محل قرارگیری ورودی باید به صورت دوتایی و در قسمت کناره باشد؛ اما تصمیم نهایی در گام تعیین ابعاد مشخص می‌شود.

تعیین ابعاد دهانه ورودی

در این گام از طراحی نوبت به تعیین ابعاد سه بخش اصلی ورودی مافوق صوت یعنی دیفیوزر مافوق صوت، گلوگاه و دیفیوزر مادون صوت می‌رسد. برای آغاز رویه تعیین ابعاد نیاز است که یک نقطه عملیاتی به‌عنوان نقطه طراحی مشخص شود. نقطه طراحی به شیوه‌ای تعیین می‌شود که بیشترین دامنه پروازی در آن فاز عملیاتی باشد. به‌عنوان مثال اگر موتور رمجت روی موشکی سوار است که مستقیماً در ارتفاع کروز شلیک می‌شود، مسلماً منطقی‌ترین انتخاب، برگزیدن شرایط کروز به‌عنوان نقطه طراحی است. در حالتی موشک از سطح زمین به ارتفاع کروز توسط پرتاب کننده پرتاب می‌شود، انتخاب نقطه طراحی چندان آسان نیست.

شیوه‌ای که بسیار در میان محققین متداول است، انتخاب کردن سه الی چهار نقطه طراحی مختلف است. طراحی با این سه الی چهار نقطه فرضی که بر اساس دانش و تجربه طراح انتخاب شده صورت می‌گیرد و عملکرد ورودی در طی مأموریت سنجیده می‌شود و از این طریق بهینه‌ترین نقطه ورودی انتخاب می‌شود. در واقع رویه انتخاب نقطه طراحی یکم رویه خطی نیست و تنها توسط طراحی مشخص نمی‌شود و حاصل تبادل اطلاعات میان تیم طراحی و تیم مشخص‌کننده تعیین‌کننده مسیر عملیاتی است [۳۱]. برای شروع اولین حلقه طراحی، معمولاً فازی از عملیات به‌عنوان نقطه طراحی انتخاب می‌شود که طولانی‌ترین فاز است و موتور باید بیشترین مقدار تراست را تعیین کند و در ادامه و در صورتی این نقطه طراحی پاسخگوی الزامات مأموریت نبود، آن را تغییر می‌دهند؛ بنابراین در اولین گام فاز کروز به‌عنوان نقطه طراحی انتخاب می‌شود. با توجه به توضیحاتی که در این بخش ارائه شده، فرآیند طراحی و تعیین ابعاد به صورت کلی در شکل ۷ به صورت شماتیک تشریح شده است:

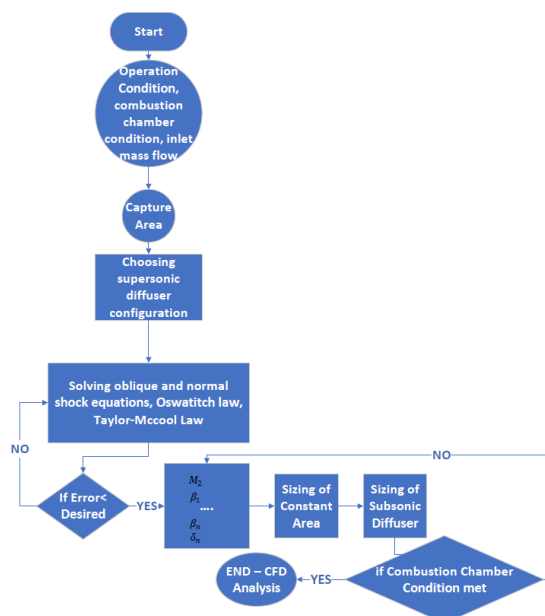


Figure 7- Supersonic intake conceptual design flowchart

شکل ۷- فلوچارت طراحی ورودی مافوق صوت در فاز طراحی مفهومی

طراحی بالستیک داخلی ورودی هوا

با توجه به اینکه میزان دبی جرمی موردنیاز و ارتفاع عملیاتی مشخص است و با فرض شرایط استاندارد در ارتفاع ۱۵ کیلومتر، برای محاسبه مساحت لوله جریان می‌توان نوشت:

$$A_0 = \frac{\dot{m}}{\rho_0 M_0 a_0} \quad (1)$$

مقادیر چگالی و سرعت صوت بر اساس استاندارد ISA به دست می‌آید. مقدار مساحت مقطع لوله جریان ۰/۰۱۱۳ متر مربع است، باتوجه به اینکه دو دهانه ورودی داریم، هر دهانه باید ۰/۰۵۶۵ متر مربع باشد. البته این مساحت نباید از قطر موشک بزرگتر باشد و باید مقدار به دست آمده با مساحت تماس لانچر و موشک بررسی شود. برای داشتن اصطکاک دیواره کمتر، معمولاً مساحت عرض به ارتفاع کمتر از ۱ را در نظر می‌گیرند [۳۲]. با مشخص بودن عرض کانال جریان، باتوجه به محدودیت‌های مربوط به لانچر، می‌توان ارتفاع دهانه ورودی را از رابطه ۲ به دست آورد:

$$H = \frac{A_0}{W} \quad (2)$$

از مراحل پیش مشخص شد که دیفیوزر مافوق صوت یک دیفیوزر با دو گوه و یک موج ضربه‌ای قائم در صفحه ورودی است که یک تراکم تماماً خارجی را با حداکثر میزان بازیابی فشاری به دست دهد. در یک تراکم مافوق صوت خارجی جریان در عبور از یک سیستم تراکمی که به وسیله جلو بدنه ایجاد می‌شود، از محور طول دهانه دور می‌شود؛ بنابراین جریان در صفحه ورودی شیئی مطابق با کل زاویه چرخش دارد و لازم است که دوباره در جهت محور طولی دیفیوزر چرخانده شود. برای یک تراکم کارا، زوایای چرخش زیاد خواهد بود. نمودار شکل ۸ زاویه چرخش بهینه برای سیستم‌های چند موجه در ماخ‌های مختلف را نشان می‌دهد.

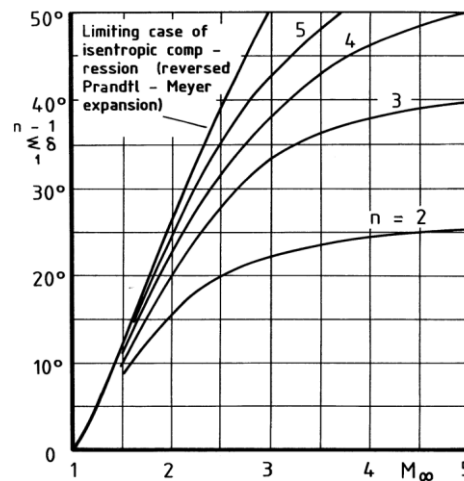


Figure 8- total wedge angle for different number of oblique shocks [29]
شکل ۸- نمودار زاویه چرخش کل بهینه برای موج‌های ضربه‌ای دوجبه‌ای [۲۹]

باتوجه به اینکه در این طراحی $n=3$ تعیین شد و ماخ کروز نیز $M_\infty = 3.4$ است، زاویه چرخش کل برابر با ۳۴ درجه در نظر گرفته می‌شود. در واقع بر اساس نام گذاری صورت گرفته در شکل ۹ زاویه جریان در ایستگاه ۳ با راستای افقی ۳۴ درجه است.

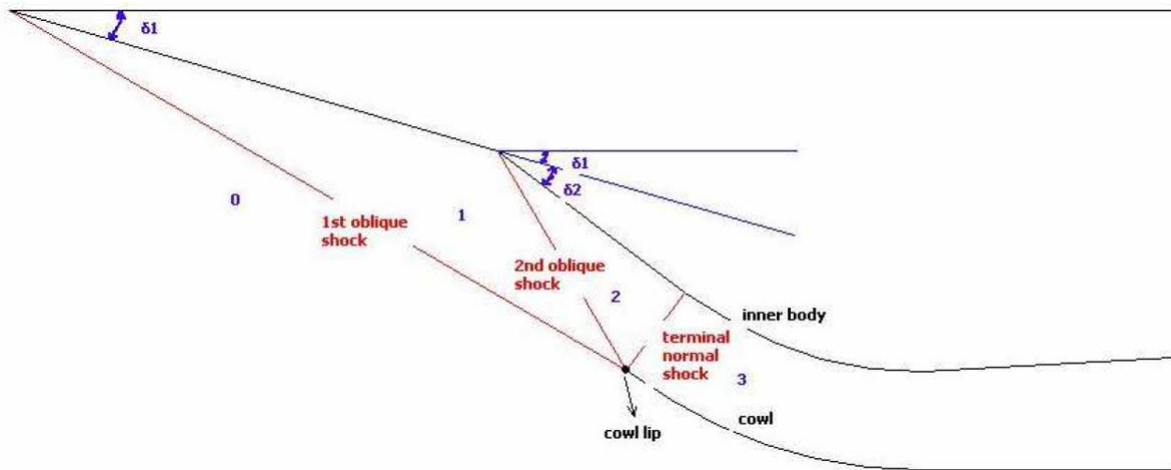


Figure 9- Supersonic diffuser wedge angles and stations [33]
 شکل ۹- زوایای گوه و ایستگاه‌های دیفیوزر مافوق صوت [۳۳]

در سال ۱۹۴۴ اوسواتیش [۳۳] نشان داد برای چنین سیستمی در حالت دوبعدی، بیشینه بازیابی فشاری زمانی حاصل می‌شود که موج‌های ضربه‌ای مایل دارای قدرت مساوی باشند. به عبارت دیگر عدد ماخ جریان عمود بر موج‌ها باید مساوی باشد. پس برای یافتن زوایای چرخش و بهینه‌ترین بازیابی فشاری در هر ایستگاه، نیاز است که دستگاه معادلات حل شود. دستگاه معادلات مورد نیاز برای محاسبه زاویه هر یک از موج‌های ضربه‌ای در پیوست آورده شده‌است. در نهایت جواب‌های به دست آمده، در جدول ۳ نوشته شده‌اند.

جدول ۳- پارامترهای محاسبه شده برای موج‌ها
 Table 3- Calculated parameters for shocks

Parameter	Value
δ_1	9°
δ_2	11°
δ_3	14°
β_1	24.01°
M_2	2.88
β_2	28.97°
M_3	2.37
β_3	36.43°
M_4	1.85

برای سنجش اعتبار مقادیر به دست آمده، از روش بهینه‌سازی هرمان [۳۳] استفاده می‌شود. هرمان نشان داد که برای داشتن یک تراکم بهینه میزان ماخ ماقبل ضربه‌ای قائم باید تقریباً برابر باشد با:

$$M_n \cong 0.94M_1 \sin(\beta_1); 1.85 \cong 1.884 \quad (3)$$

بازیابی فشاری هر ایستگاه و پس از هر موج ضربه‌ای از رابطه ۴ محاسبه می‌شود:

$$\frac{P_{t,i+1}}{P_{t,i}} = \left[\frac{(\gamma + 1)M_{n,i}^2}{(\gamma - 1)M_{n,i}^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M_{n,i}^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{(\gamma-1)}} \quad (4)$$

بدین ترتیب بازیابی فشاری هر ایستگاه و بازیابی فشاری کل مطابق جدول ۴ برابر است با:

جدول ۴- بازیابی فشاری هر ایستگاه و بازیابی فشاری کل

Table 4- Pressure recovery at each station and total

Parameter	Value
$\frac{P_{t1}}{P_{t\infty}}$	0.962
$\frac{P_{t2}}{P_{t1}}$	0.96
$\frac{P_{t3}}{P_{t2}}$	0.956
$\frac{P_{t4}}{P_{t3}}$	0.79
Total Pressure Recovery	0.6974

در نهایت ابعاد دیفیوزر مافوق صوت که مطابق شکل ۱۰ نام گذاری شده است، به صورت مقادیر ذکر شده در جدول ۵ به دست می‌آید:

جدول ۵- ابعاد دیفیوزر مافوق صوت

Table 5- supersonic diffuser dimensions

Parameter	Value
H_0	61cm
L_{tip}	136.95cm
$L_{supwedge1}$	73.8095cm
$L_{supwedge2a}$	63.14 cm
A_1	0.12 m ²
A_2	0.06421 m ²
A_{th}	0.02 m ²
H_{th}	15.06 cm
$L_{supwedge2b}$	13.55 cm
L_{sup}	150.5 cm

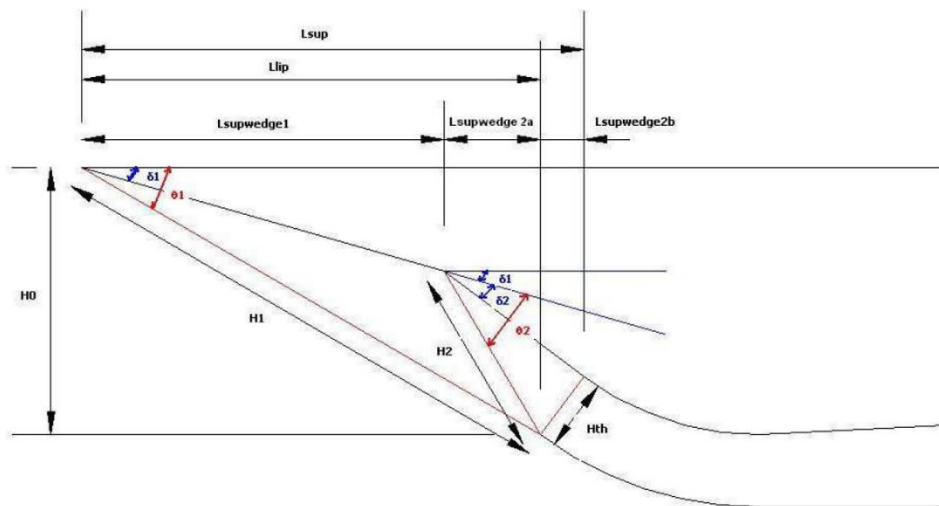


Figure 10- Associated dimensions of the supersonic diffuser [31]

شکل ۱۰- ابعاد مشخص شده برای دیفیوزر مافوق صوت [۳۱]

جهت به حداقل رساندن تأثیر تعامل میان لایه مرزی و موج ضربه‌ای قائم روی بازدهی ورودی، باید یک قسمت با مساحت ثابت موسوم به بخش گلوگاه را به دیفیوزر مافوق صوت اضافه کرد. برای اینکه طول دقیق گلوگاه برای دربرگرفتن تمام قطار موج

ضربه‌ای مشخص شود، نیاز به داده‌های تجربی است که برای این مطالعه چنین داده‌ای در دسترس نیست. البته تحقیقات گسترده تحلیلی و آزمایشگاهی نشان می‌دهد که حداقل طول لازم بخش گلوگاه برای دربرگرفتن طول قطار موج ضربه‌ای و کامل کردن فرایند چرخش جریان حدوداً چهار برابر ارتفاع کانال است [۳۲]. تحقیقات پیشین نشان می‌دهد که این طول پسای خارجی را کمینه می‌کند و باتوجه‌به اینکه کمترین طول ممکن است، مزیت وزن کم‌تر و هزینه ساخت کمتر است. در نتیجه در این گام از طراحی انحنای شعاعی معادل ۴ برابر طول کانال انتخاب می‌شود. در فاز مطالعه عددی و با اعمال اثرات لزجت و همچنین تست‌های تونل باد، باید بررسی شود که این طول واقعاً به‌اندازه طول قطار موج ضربه‌ای است یا به طرز قابل‌توجهی بیشتر از آن است.

با در نظر گرفتن این مسئله که نوع تراکم تماماً خارجی انتخاب شده است، می‌بایست برای جلوگیری از انتقال بخشی از تراکم به بدنه داخلی، بدنه داخلی به اندازه سطح لبه کلاهک داخلی چرخانده شود. شکل ۹ نام‌گذاری بخش‌های مختلف قسمت گلوگاه دهانه مافوق صوت را نشان می‌دهد.

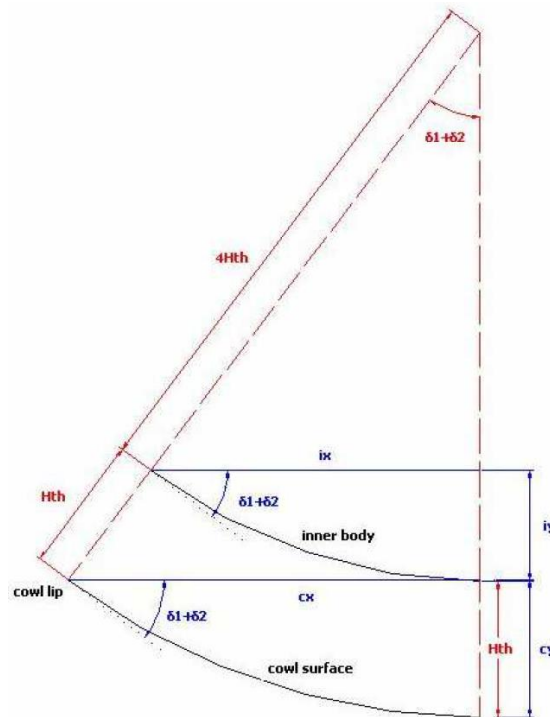


Figure 11- Schematic of the dimensions of the constant area throat [31]

شکل ۱۱- شماتیک بخش مساحت ثابت (گلوگاه) [۳۱]

با استفاده از نام‌گذاری که در شکل ۱۱ وجود دارد، ابعاد بخش گلوگاه در جدول ۶ آورده شده است:

جدول ۶- ابعاد بخش گلوگاه

Table 6- Throat dimensions

Parameter	Value
cx	67.78 cm
cy	19.91 cm
ix	54.22 cm
iy	15.93 cm

برای مشخص کردن ابعاد دیفیوزر مادون صوت در ابتدا باید مساحت سطح مقطع محفظه احتراق (سطح مقطع خروجی از ورودی) تعیین شود. برای تعیین این پارامتر، استفاده از روابط جریان یک‌بعدی باتوجه به پیچیدگی‌های آیرودینامیکی جریان ورودی و افت‌هایی که در فشار وجود دارد، به تنهایی کفایت نمی‌کند، در نتیجه باید از تلفیق روابط جریان یک‌بعدی و دوبعدی و حتی بعضاً سه‌بعدی استفاده کرد. نام گذاری ابعاد دیفیوزر مادون صوت مطابق شکل ۱۲ است [۳۱].

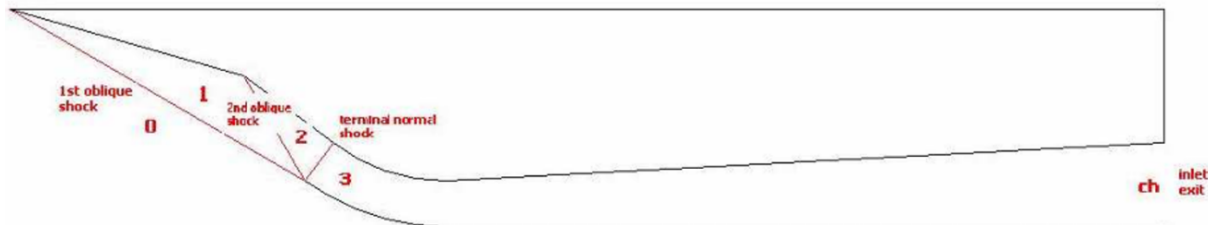


Figure 12- Schematic of the inlet stations [31]

شکل ۱۲- شماتیک ایستگاه‌های جریان ورودی [۳۱]

مساحت مقطع هر ایستگاه بر حسب یک مساحت مقطع بحرانی (ماخ صوتی) از رابطه (۵) به دست می‌آید:

$$A = \frac{A_c}{\frac{1}{M} \left(\frac{2 + (\gamma - 1) M^2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} = \frac{A_c}{\sigma} \quad (5)$$

در نتیجه مساحت مقطع محفظه احتراق از رابطه (۶) به دست می‌آید:

$$A_{ch} = \frac{\sigma_{ch} P_{t0}}{\sigma_0 P_{tch}} A_0 \quad (6)$$

از بخش تعیین ابعاد دیفیوزر مافوق صوت بازیابی فشاری ایستگاه‌های مختلف محاسبه و در جدول (۴) آورده شد. در نتیجه:

$$\frac{P_{t0}}{P_{tch}} = 1.434 \quad (7)$$

و همچنین:

$$\frac{\sigma_{ch}}{\sigma_0} = 0.2873 \quad (8)$$

و در پایان ابعاد دیفیوزر مادون صوت محاسبه و در جدول (۷) آورده شده است:

جدول ۷- ابعاد دیفیوزر مادون صوت

Table 7- Subsonic diffuser dimensions

Parameter	Value
A_{ch}	0.02 m^2
H_{ch}	38.13 cm

برای اینکه طول دیفیوزر مادون صوت محاسبه شود، باید زاویه انحراف آن ابتدا مشخص شود. بر اساس داده‌های تجربی به دست آمده، برای تمامی دیفیوزرها با هر سطح مقطع مشخصی، زاویه انحرافی معادل نیم زاویه مخروط ۳ درجه، بازیابی فشاری تقریباً برابر با یک را به دست می‌دهد [۳۴]. در نتیجه زاویه انحراف برابر با ۳ درجه انتخاب می‌شود. مطابق شکل ۱۳ برای به دست آوردن طول دیفیوزر مادون صوت، می‌توان رابطه زیر را نوشت:

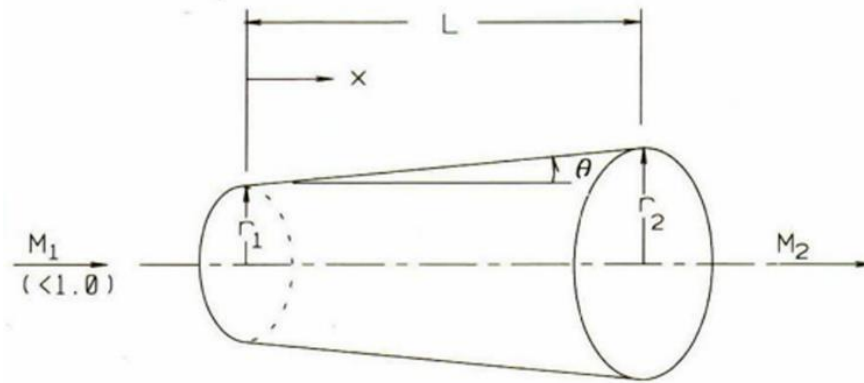


Figure 13- Subsonic diffuser schematic [31]
 شکل ۱۳- شماتیک دیفیوزر مادون صوت [۳۱]

$$l_{sub} = \frac{H_{ch} - H_{th}}{\tan(\delta_{sd})} \quad (9)$$

در نهایت تعیین ابعاد ورودی به پایان می‌رسد. جهت اعتبارسنجی ابعاد تعیین شده در فرآیند طراحی، لازم است عملکرد ورودی به صورت عددی شبیه‌سازی شود و بازدهی آن محاسبه شود.

و با مشخص شدن ابعاد دیفیوزر مادون صوت اولین حلقه از طراحی ورودی مافوق صوت به پایان می‌رسد، این حلقه باید با بررسی‌های تجربی و عددی مورد مطالعه و بازنگری قرار گیرد و به صورت یک فرآیند رفت و برگشتی میان تیم مأموریت و تیم طراحی چندین بار این حلقه طراحی تکرار شود. جدول (۵) پارامترهای اساسی ورودی و خروجی طراحی را معین می‌کند.

شبیه‌سازی عددی

برای شبیه‌سازی رفتار جریان در نرم‌افزار فلونت در ابتدا نیاز است که مبانی عملکرد فیزیکی برای شبیه‌ساز تعیین شود. مشابه حل تحلیلی، برای استخراج مشخصه‌های فیزیکی، نیاز است که مجموعه‌ای از معادلات بقای جرم، تکانه و انرژی به صورت هم‌زمان حل شوند. معادلاتی که به معادلات ناویر - استوکس شهرت دارند. همچنان برای اعمال اثرات لزجت، معادلات آشفتگی نیز حل می‌شوند. معادله بقای جرم به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = s_m \quad (10)$$

در معادله فوق ρ چگالی جریان است و u_i سرعت جریان در راستای فرضی i را نمایش می‌دهد. s_m نیز جرم خالص ورودی به حجم کنترل است. به تعبیر مشابهی می‌توان برای بقای تکانه در راستای i معادله زیر را نوشت [۳۵]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho g_i \quad (11)$$

در رابطه فوق τ_{ij} تنش برشی ناشی از اثرات لزجت است و g_i نماینده نیرو گرانش در راستای i است. برای به دست آوردن تنش برشی، نرم‌افزار به شیوه گسسته‌سازی عددی، رابطه زیر را حل می‌کند [۳۵]:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \quad (12)$$

در این رابطه μ لزجت مولکولی و ترم سمت راست ناشی از اثرات انبساط است. به دلیل تراکم‌پذیری جریان، حل معادله انرژی نیز ضروری است. معادله کلی انرژی به صورت زیر بیان می‌شود که در آن k_{eff} ضریب هدایت حرارتی موثر $(k_t + k)$ است. و k_t ضریب هدایت حرارتی جریان مغشوش باتوجه به مدل اغتشاشی به کاررفته است. J_r^* شار پخش گونه‌های J^* است و سه عبارت

اول در سمت راست معادله انرژی به ترتیب بیانگر انرژی به صورت هدایت، پخش گونه‌ها و پراکندگی لزجت هستند و در نهایت h نشان دهنده آنتالپی است [۳۵]. معادله انرژی که در نرم‌افزار فلونت حل می‌شود، به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho E + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + P)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{k_{eff} \partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j \hat{J}_j \right) + u_i (\tau_{ij})_{eff} \quad (13)$$

$$E = j - \frac{P}{\rho} + \frac{u_i^2}{2} \quad (14)$$

در شبیه‌سازی عددی تک‌تک معادلات اشاره شده به صورت کوپل و هم‌زمان با یکدیگر حل می‌شوند و با به‌دست‌آمدن مقدار هر یک از پارامترهای ترمودینامیکی مانند فشار، سرعت، دما و انرژی در هر سلول، با استفاده از شیوه‌های عددی گسسته‌سازی، مقدار این پارامترها در سلول بعدی به دست می‌آید [۳۵].

برای سادگی و جلوگیری از نیاز به حل کردن جریان با در نظر گرفتن اغتشاشات در تمامی مقیاس‌ها، معمولاً از مدل اغتشاش کا-ا‌پسیلون استفاده می‌شود. از مزایای مهم این مدل می‌توان به پایداری، همگرایی ساده، حساسیت کم به شدت اغتشاشات جریان آزاد و اقتصادی بودن آن اشاره کرد. همچنین این مدل، گذار لایه‌مرزی را به خوبی مدل می‌کند و در شبیه‌سازی جدایش لایه‌مرزی نیز بسیار دقت مناسبی دارد. در شبیه‌سازی جریان احتراق در رم جت، عموم شبیه‌سازی‌های مطرح و موفق با این مدل آشفتگی صورت گرفته‌اند که این مدل‌ها در مرجع [۳۵] بررسی شده‌اند. کمترین مدل‌های کامل از پیچیدگی توربولانس، مدل‌های دو معادله‌ای هستند که اجازه می‌دهد سرعت توربولانسی و مقیاس‌های طولی به صورت مستقل تعیین شوند. مدل استاندارد کا-ا‌پسیلون در فلونت در این رده از مدل‌های توربولانس قرار می‌گیرد و از زمانی که توسط لاندرو و اسپالدینگ در سال ۱۹۹۶ پیشنهاد شد، تبدیل به یکی از قدرتمندترین ابزارهای مهندسان جریان برای شبیه‌سازی آشفتگی شده است. اقتصاد و دقت منطقی برای طیف گسترده‌ای از جریان‌های توربولانسی توجیه می‌کند که در شبیه‌سازی‌های جریان صنعتی و انتقال حرارت استفاده می‌شوند. این مدل، یک مدل نیمه‌تجربی است و معادلات مدل بر پدیده‌شناسی و تجربه‌گرایی توجه دارد.

مدل استاندارد کا-ا‌پسیلون یک مدل نیمه‌تجربی است که بر اساس معادلات انتقال مدل برای انرژی جنبشی اغتشاش (k) و نرخ هدرریزی آن (ε) استوار است. معادله انتقال مدل برای k از معادله دقیق مشتق شده است، در حالی که معادله انتقال مدل برای ε با استفاده از استدلال فیزیکی به دست آمده و با معادله ریاضی دقیق خود تطابق چندانی ندارد. در مشتق کردن مدل کا-ا‌پسیلون، فرض این است که جریان به صورت کاملاً مغشوش است و تأثیرات لزجت مولکولی اهمیتی ندارد؛ بنابراین، مدل استاندارد کا-ا‌پسیلون تنها برای جریان‌های کاملاً مغشوش معتبر است. انرژی جنبشی توربولانسی (k) و نرخ هدررفت آن (ε) از طریق معادلات زیر در مدل کا‌پا‌پسیلون به دست می‌آیند [۳۵]:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(u + \frac{u_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (15)$$

و

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(u + \frac{u_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + \frac{C_{1\varepsilon} \varepsilon}{k} (G_k C_{3\varepsilon} G_b) - \frac{C_{2\varepsilon} \rho \varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (16)$$

در روابط فوق G_k نماد انرژی جنبشی توربولانس بر اثر تغییر میانگین گرادیان سرعت، G_b نماد انرژی جنبشی توربولانس بر اثر نیروی شناوری، Y_M ضریب تأثیر تغییرات انبساط بر کل میزان هدر رفت انرژی است. $C_{1\varepsilon}$ و $C_{2\varepsilon}$ و $C_{3\varepsilon}$ ضرایب ثابت هستند و σ_k و σ_ε عدد پراختل برای انرژی جنبشی مغشوش و هدر رفت آن هستند و S_k و S_ε ضرایب چشمه و چاه هستند که در صورت صلاح دید کاربر تعیین می‌شوند. معادله لزجت در مدل k - ε نیز به شرح زیر است [۳۵]:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (17)$$

در معادله فوق C_μ یک ضریب ثابت است که بسته بر شرایط جریان مشخص می‌شود. با استفاده از دو معادله انتقال و لزجت، آشفتگی جریان با مدل کا-پسیلون وارد شبه‌سازی می‌شود.

احتراق غیر پیش آمیخته

در یک فرایند غیر پیش آمیخته، سوخت و اکسیدکننده به صورت مجزا و طی دو جریان قابل تفکیک وارد محل واکنش (محفظه احتراق) می‌شوند. این دقیقاً نقطه مقابل احتراق پیش آمیخته است که واکنش‌دهنده‌ها در سطح مولکولی پیش از آغاز فرایند احتراق ترکیب می‌شوند. معمولاً در فرایند احتراق غیر پیش آمیخته می‌توان ترموشیمی واکنش را تنها با یک پارامتر توصیف کرد که نسبت اختلاط نام دارد. این پارامتر نسبت جرمی را توصیف می‌کند که توسط سیستم سوخت تولید شده است. استفاده از نسبت اختلاط به عنوان پارامتر توصیفی بسیار نگرش کاربردی است، زیرا که المان‌های اتمی در هنگام واکنش خصیصه‌های خود را حفظ می‌کند و نسبت اختلاط نیز یک کمیت اسکالر است که پس از واکنش مشخص و ثابت باقی می‌ماند. در نتیجه معادله انتقال آن فاقد ترم چشمه (یا چاه) خواهد بود. در نتیجه شبه‌سازی فرایند احتراق به یک شبه‌سازی ساده از فرایند اختلاط ساده می‌شود و نیازی به مواجهه با دشواری‌ها و چالش‌های ناشی از غیرخطی بودن میانگین نرخ واکنش برای همگرا کردن حل نیست [۳۵].

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد پایه و اساس شیوه احتراق غیر پیش آمیخته این است که ترموشیمی آن را تنها با یک پارامتر به نام نسبت اختلاط توصیف کرد. نسبت اختلاط را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (18)$$

در رابطه فوق Z_i نسبت جرمی یک المان فرضی به عنوان مثال i است. زیروند ox مقدار جریان ورودی اکسیدکننده است و زیروند $fuel$ نشان دهنده مقدار جریان ورودی سوخت است. لازم به ذکر است که در رابطه ۱۸ نسبت اختلاط شامل تمامی المان‌های جریان سوخت و اکسیدکننده است. اگر جریان ثانویه‌ای هم وجود داشته باشد، معادله تغییر نمی‌کند و نسبت جرمی هر بخش جریان اکسیدکننده، سوخت و جریان ثانویه از معادل فوق به دست می‌آیند [۳۵]. در نهایت جمع نسبت جرمی هر سه جریان باید برابر با یک شود، در واقع:

$$f_{fuel} + f_{sec} + f_{ox} = 1 \quad (19)$$

با فرض اینکه ضریب نشر برای تمامی المان‌های واکنش‌دهنده یکسان باشد، گونه‌ها را می‌توان تنها به رابطه انتقال نسبت اختلاط (رابطه ۲۰) ساده کرد و ترم چشمه حذف می‌شود و در نتیجه نسبت اختلاط یک کمیت در نظر گرفته می‌شود که بقا بر آن حاکم است. معادله انتقال نسبت اختلاط به صورت زیر در می‌آید [۳۵]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right) + S_m + S_{user} \quad (20)$$

در رابطه فوق S_m ترم چشمه ناشی از تبدیل شدن ذرات مایع یا جامد واکنش‌دهنده به ذرات گاز است و S_{user} هر ترم چشمه‌ای است که کاربر تصمیم بگیرد لحاظ کند. علاوه بر حل کردن رابطه انتقال، فلوننت معادله بقای نسبت اختلاط را نیز حل می‌کند [۳۵]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}^2) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{f}^2) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f}^2 \right) + C_g \mu_t (\nabla^2 \bar{f}) - C_d \rho \frac{\varepsilon}{k} \bar{f}^2 + S_{user} \quad (21)$$

در رابطه فوق $f = \bar{f} - \bar{f}$ و C_g و C_d دو ضریب ثابت هستند.

اعتبارسنجی تحلیل محفظه احتراق

به منظور اطمینان از صحت و دقت تحلیل‌هایی که بر روی هندسه نهایی انجام می‌شود نیاز است تا یک فرآیند اعتبارسنجی انجام شود تا از اعتبار تحلیل اطمینان حاصل نمود. به منظور اعتبارسنجی محفظه احتراق از مرجع [۲۵] استفاده شده است. در این پژوهش یک هندسه داکت - راکت با روش تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته است. پس از مدل‌سازی و شبکه‌بندی هندسه مرجع (شکل ۱۴) هندسه در نرم‌افزار فلونت در نظر گرفته است. شبکه بندی انجام شده (شکل ۱۲) شبکه بندی نهایی هندسه است. برای رسیدن به مقدار مناسب المان‌های شبکه نیاز بود تا فرآیند استقلال از شبکه بر روی مقدار دمای احتراق انجام شود. جدول ۸ مقدار تأثیر تعداد المان‌های شبکه بر روی این پارامتر را نشان می‌دهد. که با توجه به دقت نتایج، شبکه بندی سومی به عنوان شبکه بندی مناسب انتخاب شده است.

جدول ۸- بررسی استقلال از مش هندسه اعتبارسنجی شده

Table 8- Mesh independence of validation geometry

No. Elements	Combustion total temperature	Error relative to experimental value
532,874	874.3	16.3 %
987,236	974.1	6.7 %
1,845,264	1000.8	4.2 %
3,159,748	1003.8	3.9 %

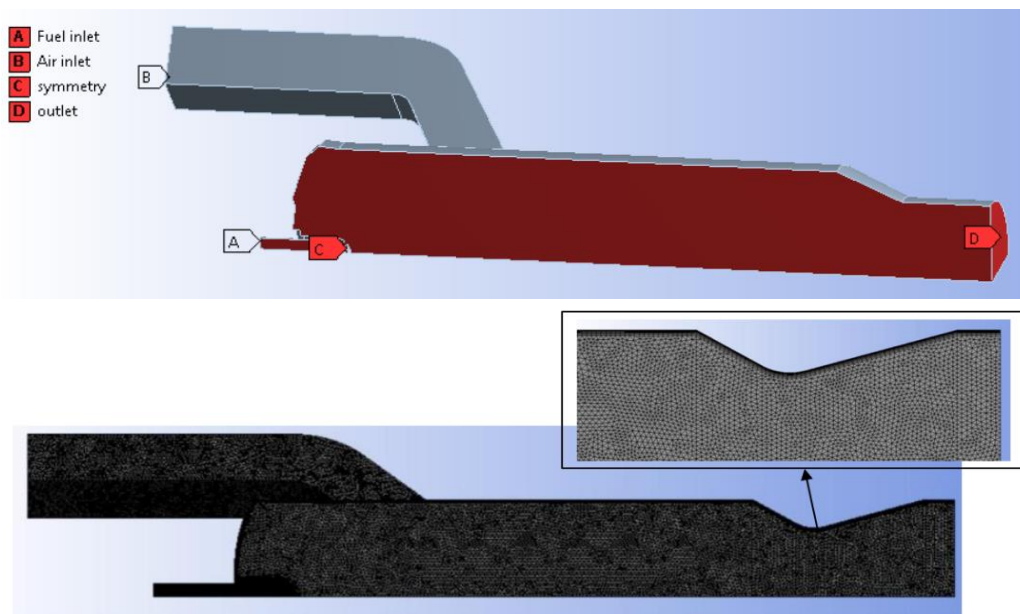


Figure 14- Boundary condition and meshing for validation domain [35]

شکل ۱۴- شرایط مرزی و شبکه بندی انجام شده بر روی هندسه مدل‌سازی شده از مرجع [۲۵]

شرایط تحلیل همان‌گونه که در مرجع مربوطه ذکر شده، تعیین شده است. تنظیمات اعمال شده بر روی فلونت در جدول ۹ مشخص شده است. اکسید کننده هوا در نظر گرفته شده است و مقدار سوخت ذکر شده در مرجع [۲۵] در ادامه ذکر شده است:



جدول ۹- تنظیمات فلونت تحلیل اعتبارسنجی

Table 9- Fluent setting for validation analysis

Viscous model	K-Epsilon Realizable
Radiations	P1
Combustion	Non-Pre mixed
Air flow rate (for ¼ domain)	9.412 kg/s
Fuel flow rate (for ¼ domain)	0.235 kg/s
Scheme	Coupled

مقدار وای پلاس مربوط به شبکه‌بندی انجام شده بین ۳۵ تا ۷۵ تعیین شده است که نسبت به مدل ویسکوز (با توجه به مدل تابع دیواره استاندارد) انتخاب شده، در بازه مناسبی است. پارامتر اصلی برای مشخص شدن دقت تحلیل بازده احتراق و دمای احتراق (دمای گلوگاه انتهایی) است که این دما می‌بایست به صورت میانگین وزنی محاسبه شود. برای محاسبه بازده احتراق از رابطه ۲۴ استفاده می‌شود.

$$\eta = \frac{T_{CFD} - T_{Air}}{T_{th} - T_{Air}} \quad (23)$$

دمای احتراقی که به صورت تجربی محاسبه شده است ۱۰۴۵ کلوین است و متعاقباً بازده محفظه احتراق ۹۷/۲ درصد محاسبه شده است. در تحلیل انجام شده دمای احتراق ۱۰۰۰/۸ کلوین محاسبه شده که با مقدار تجربی ۴/۳ درصد خطا دارد. همچنین مقدار بازده احتراق بدست آمده برابر با ۸۷/۶ درصد است که نسبت به مقدار تجربی دارای ۹/۹۶ درصد خطاست. برای اطمینان از دقت شبیه‌سازی و مقایسه رفتار جریان کانتورهایی که در مرجع اعتبارسنجی با روش عددی بدست آمده است با پژوهش فعلی مقایسه شده است که این مقایسه در شکل ۱۵ آورده شده است. همان‌طور که از مقایسه رفتار دو کانتور پیداست توزیع دمای استاتیک تحقیق فعلی با تحلیل مرجع مشابه هم هستند. با توجه به نتایج بدست آمده می‌توان از دقت اعتبارسنجی اطمینان حاصل کرد.

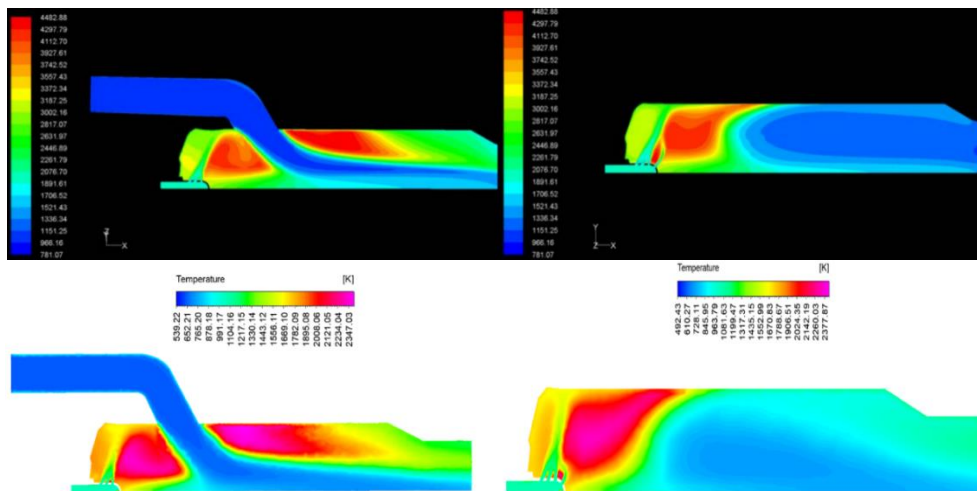


Figure 15- Static temperature comparison between [35] and current analysis

شکل ۱۵- مقایسه کانتورهای دمای استاتیک هندسه مرجع [۳۵] (بالا) با تحلیل انجام شده (پایین)

تحلیل ورودی هوا و محفظه احتراق نهایی

شبیه‌سازی هندسه نهایی به صورت جریان نیمه‌آزاد انجام شده است. در این نوع شبیه‌سازی یک فضای بسته کوچک در جلوی دهانه ورودی شبیه‌سازی می‌شود که جریان آزاد حول دهانه ورودی هوا را مدل‌سازی کند. در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ مدل و شرایط مرزی اعمال شده بر آن نشان داده شده است.

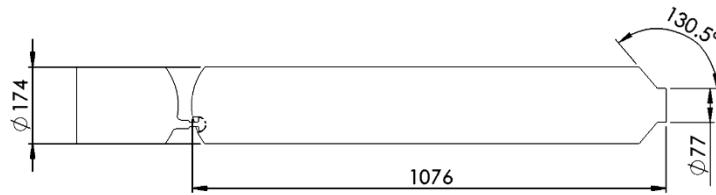


Figure 16- Combustor dimensions
شکل ۱۶- ابعاد هندسه محفظه احتراق

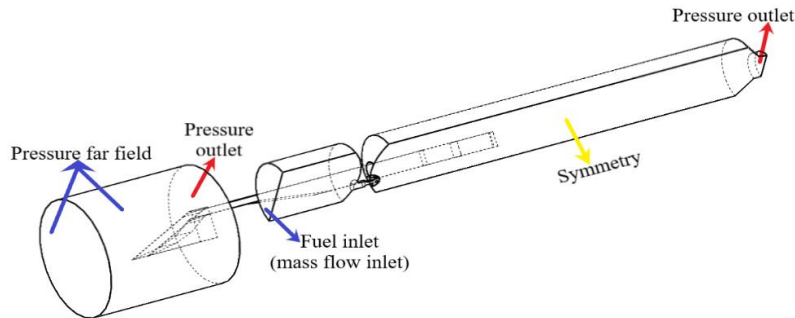


Figure 17- Boundary condition for integrated intake and combustor
شکل ۱۷- شرایط مرزی هندسه یکپارچه ورودی هوا و محفظه احتراق

در ابتدا تعداد مختلفی المان برای شبکه‌بندی در نظر گرفته شد تا تأثیر المان‌ها بر نتایج مشخص شود. شکل ۱۶ نمودار نتایج بدست آمده نسبت به تعداد المان‌ها در نظر گرفته شده است. محور عمودی نشان دهنده توزیع دما در محور ارتفاع در گلوگاه نازل است (خط قرمز مشخص شده در شکل). با توجه به شکل ۱۸ شبکه‌بندی با تعداد ۳ میلیون المان به علت دقت نتایج و زمان تحلیل انتخاب شده است.

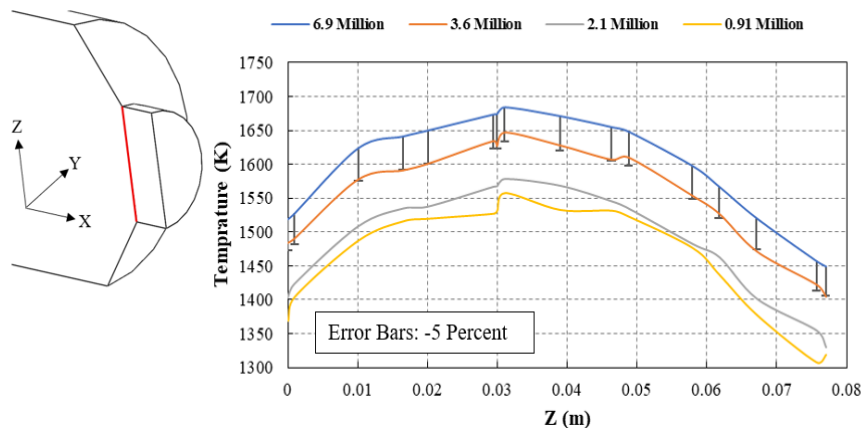


Figure 18- Mesh independence investigation for integrated geometry
شکل ۱۸- بررسی استقلال از مش برای هندسه یکپارچه شده

شبکه‌بندی نهایی انجام گرفته (شکل ۱۹) به صورت مثلثی نامنظم در نظر گرفته شده است. برای لایه مرزی ورودی هوا از روش Smooth Transition استفاده شده است و تعداد لایه‌های مرزی ۲۰ با نرخ رشد ۱/۲ در نظر گرفته شده است تا مقدار وای-پلاس با توجه به سرعت در ورودی هوا و محفظه احتراق در بازه ای بین ۴۰ تا ۱۵۰ قرار گیرد که برای مدل اغتشاشی (با تابع دیواره استاندارد) در نظر گرفته شده مقداری مطلوب است. همچنین مقدار بیشینه کشیدگی^۱ شبکه برابر با ۰/۹۱ است که این

^۱ Skewness

مقدار نیز در بازه مطلوب قرار گرفته است. در نهایت المان‌های شبکه برابر با ۳۶۱۹۹۶۹ است. مدل اغتشاشی همان مدل تحلیلی است که برای اعتبارسنجی انتخاب شد چرا که این مدل در زمینه تحلیل‌های جریان‌های مافوق صوت و ورودی هوا (مراجع [۲۵]، [۳۶]) استفاده شده است و نتایجی با دقت بالا در اختیار محققین قرار داده است.

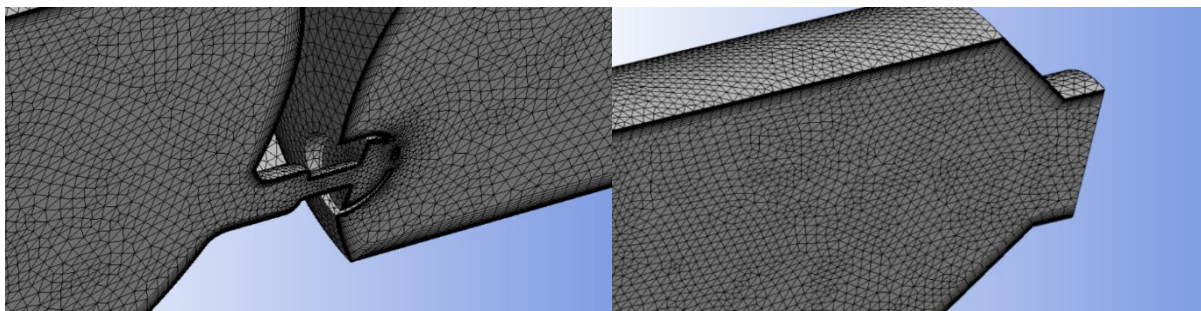


Figure 19- Mesh on intake and combustor
شکل ۱۹- شبکه بندی ورودی هوا و محفظه احتراق

احتراق به صورت غیر پیش‌آمیخته در نظر گرفته شده است. با توجه به مقدار نسبت هوا به سوخت در نظر گرفته شده $(A/F=10)$ دبی جرمی سوخت ورودی به محفظه احتراق 0.18 است. این سوخت پس از عبور از انژکتور درون محفظه پاشیده می‌شود و سپس با هوای ورودی به محفظه ترکیب شده و احتراق رخ می‌دهد. ترکیب سوخت در نظر گرفته شده در ادامه آورده شده است.



با توجه به پیچیده بودن هندسه و تعداد زیاد معادلات تعریف شده در نرم‌افزار نیاز است تا مقدار عدد کورانت و فاکتورهای ریلکسیشن به گونه اعمال شود که به همگرایی معادلات کمک کند. از طرفی همگرایی دیر هنگام هزینه تحلیل را افزایش می‌دهد. پس باید به یک مقدار مشخصی رسید که هم همگرایی معادلات و هم هزینه و زمان تحلیل‌ها به به مقدار معقولی میل کنند. شرایط مرزی، مقادیر مناسب برای مدل‌های گسسته‌سازی، عدد کورانت و فاکتورهای ریلکسیشن در جدول ۱۰ مشخص شده است.

جدول ۱۰- تنظیمات اعمال شده برای شبه‌سازی ورودی هوا و محفظه احتراق

Table 10- fluent setting for integrated intake and combustion simulation

Base	Pressure Based
Viscous model	K-E realizable
Pressure far field	Mach number=3.4 and Temperature=216 kelvin
Fuel flow rate (for 1/2 domain)	0.09 kg/s
Combustion	Non-Pre mixed
Oxidizer temperature	717 Kelvin
Scheme	Coupled
Courant number	10
Pressure equation	Presto!
Density equation	Second order upwind
Momentum equation	Second order upwind
Under relaxation factor for pressure	0.1
Under relaxation factor for momentum	0.1
Under relaxation factor for density	0.1
Under relaxation factor for kinetic	0.3
Under relaxation factor for energy	0.3

نتایج

در ابتدا نیاز است تا عملکرد ورودی هوای سه بعدی نسبت به مقادیر تئوری آن مشخص شود. جدول ۱۱ نشان دهنده عملکرد ورودی هوا است که مقادیر آن با مقدار تئوری مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد مقادیر عدد ماخ در هر مقطع و مقدار بازیابی فشار در ورودی هوا با دقت مناسبی شبیه‌سازی و محاسبه شده است.

جدول ۱۱- مقایسه نتایج تئوری و نتایج عددی

Table 11- Comparison between theory and CFD results

Parameter	Theory results	CFD results	Error (percent)
M_2	2.88	2.70	6.25
M_3	2.37	2.48	4.64
M_4	1.85	1.78	3.82
M_{ch}	0.3	0.32	6.6
Total pressure recovery	0.7	0.673	2.43

شکل ۲۰ کانتور عدد ماخ در کل ورودی هوا را نشان می‌دهد. دبی جریان ورودی به محفظه احتراق برابر با ۱/۷۸ کیلوگرم بر ثانیه است که با الزامی که برای دبی ورودی به محفظه احتراق وجود دارد ۱/۱ درصد خطا دارد. پس می‌توان نتیجه گرفت که ورودی هوا دبی اکسید کننده (هوا) مورد نیاز عمل احتراق را تأمین می‌کند.

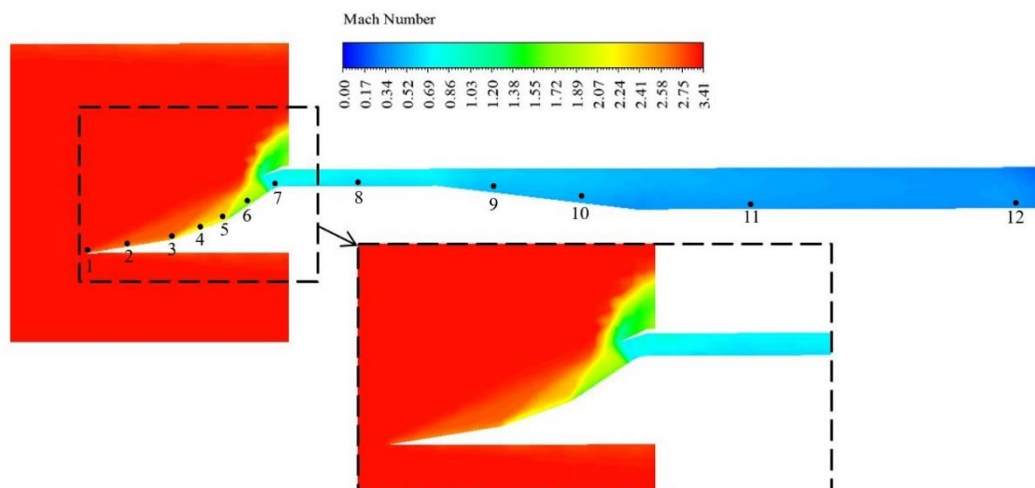


Figure 20- Mach number contour at intake

شکل ۲۰- کانتور عدد ماخ در ورودی هوا

تعیین کردن فشار سکون ورودی به محفظه احتراق که در واقع نشانگر بازیابی فشاری کل ورودی است، یکی از اصلی‌ترین دلایل انجام تحلیل عددی است. مطابق بررسی که صورت گرفت، مقدار بازیابی کل در حدود ۰/۹۶۷۴ بود که البته این تحلیل بدون اعمال آثاری مانند ویسکوزیته، آشفتگی و قطار شوک انجام شده بود. در تحلیل عددی با اعمال این موارد و موارد دیگری که شبیه‌سازی را به مدل واقعی نزدیکتر می‌کند، مقدار فشار سکون جریان ورودی به محفظه احتراق برابر با ۵۳۵/۷۴ کیلو پاسکال به دست آمد که در نتیجه نشان‌دهنده بازیابی فشاری ۰/۶۷۳ است. مقدار عددی بدست آمده نسبت به مقدار تعیین شده در روند طراحی دارای ۲/۵۲ درصد خطا است. این مقدار خطا نشان دهنده این موضوع است که ورودی هوا در نقطه طراحی به

خوبی طراحی شده است و قادر است تا جریان هوای ورودی محفظه احتراق را به خوبی کنترل کرده و آن را با یک افت مناسب وارد محفظه احتراق کند.

در شکل ۲۱ مقادیر عدد ماخ و دمای استاتیک هر ایستگاه که در شکل ۱۶ نامگذاری شده است، آورده شده است. طبق روند نمودار سرعت ماخ ورودی به محفظه احتراق در حدود ۰/۳۱ ماخ است. روند خط عدد ماخ در هر ایستگاه از ایستگاه ۱ تا ۴ دارای افت زیادی نیست و افت از ۴ تا ۵ زیادتر می‌شود و پس از ایستگاه ۶ عدد ماخ به زیر یک می‌رسد. سپس با بازتر شدن سطح کانال مقدار ماخ به عدد مطلوب نزدیک می‌شود. دمای استاتیک از دمای محیط پرواز به ۶۹۹ که دمای مناسب و لازم برای احتراق است رسیده است.

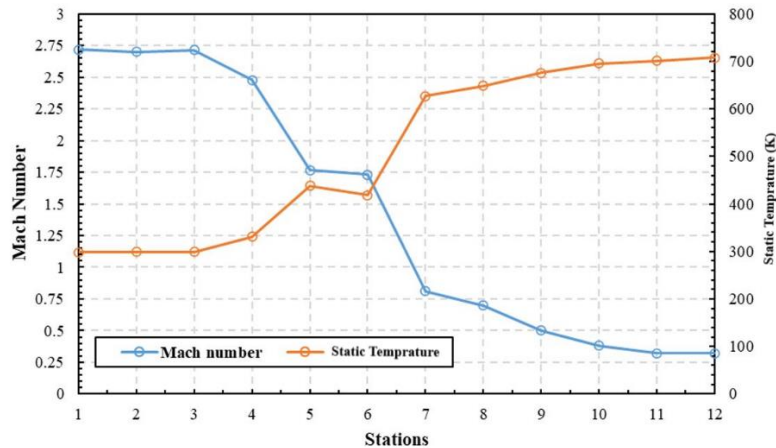


Figure 21- Mach number and static temperature at each station

شکل ۲۱- نمودار عدد ماخ و دمای استاتیک در ایستگاه‌های ورودی هوا

شکل ۲۲ توزیع دمای استاتیک در ورودی هوا را نشان می‌دهد. مقدار دمای استاتیک در انتهای ورودی هوا برابر با ۶۹۹ کلوین است و دمای توتال ۷۱۷ کلوین است. توزیع دمای توتال در طول ورودی هوا و قسمت شبه آزاد ثابت مانده است چرا که هیچگونه افت و یا نشتی برای دما در نظر نگرفته شده است. در نظر گرفتن مقادیر مربوط به نشت دمایی مربوط به این تحقیق نبوده همانگونه که در تمامی مطالعات انجام شده این اتلاف در نظر گرفته نشده است.

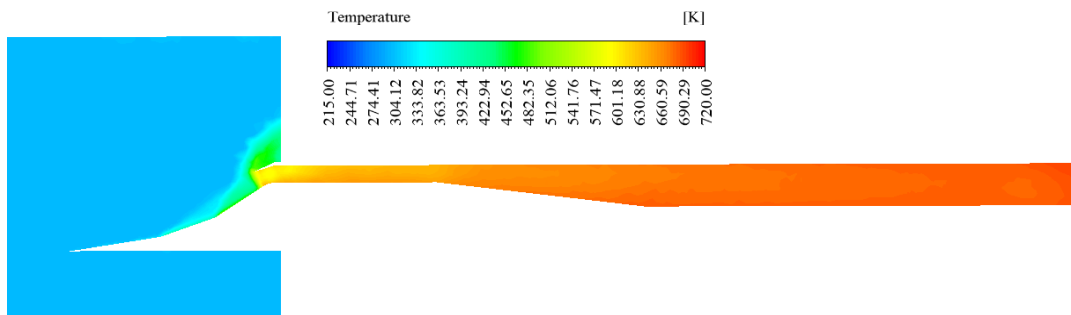


Figure 22- Static temperature contour at intake

شکل ۲۲- کانتور دمای استاتیک در ورودی هوا

همان‌طور که از کانتور فشار نشان داده شده (شکل‌های ۲۳ و ۲۴) واضح است مقدار بیشینه فشار مربوط به دبی سوخت ورودی است که در این قسمت فشار تا ۱۱/۷۲ اتمسفر افزایش دارد. مقدار فشار توتال در طول محفظه احتراق دارای افت کمی

در حدود ۴ درصد) است پس می‌توان گفت تقریباً فشار موجود در محفظه تقریباً ثابت است و این مقدار برابر با ۳/۵ اتمسفر است. از آنجایی که اختلاط سوخت و اکسید کننده در ثلث دوم محفظه احتراق رخ می‌دهد پس شعله اصلی در این قسمت تشکیل شده و مقدار بیشینه دما در این قسمت رخ می‌دهد که این مقدار بیشینه برابر با ۲۱۱۰ کلوین است. همان‌طور که از توزیع دما پیداست بیشینه دمایی به سمت پایین محفظه میل دارد و توزیع دما قبل از ورود هوا به نازل به صورت یکنواخت درآمده است. علت عدم تقارن توزیع دما (نسبت به طول محفظه) این است که ورودی هوا به صورت زاویه دار و از بالا به پایین قرار داده شده است و جریان اکسیدکننده دمای تشکیل شده را به سمت پایین هدایت می‌کند.

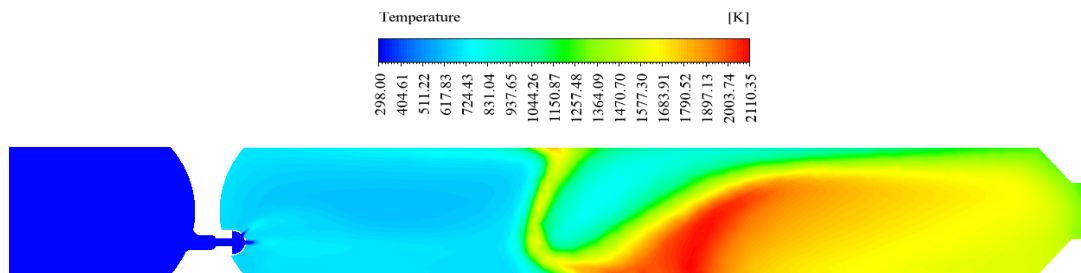


Figure 23- Static temperature contour at combustor

شکل ۲۳- کانتور دمای استاتیک در محفظه احتراق

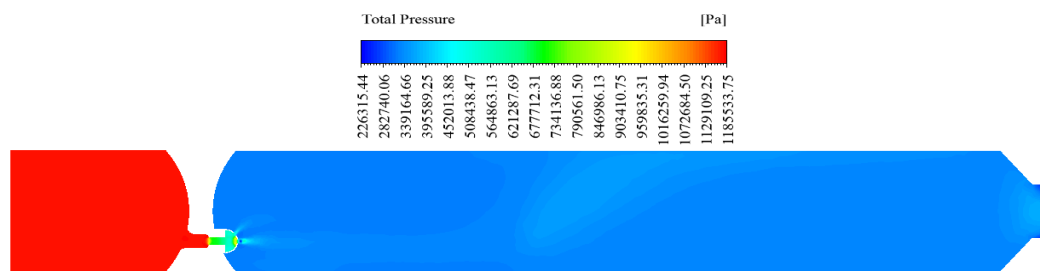


Figure 24- Total pressure contour at combustor

شکل ۲۴- کانتور فشار توتال در محفظه احتراق

حال نوبت به بررسی عملکرد احتراق می‌رسد. مهم‌ترین کانتور مربوط به توزیع دمای توتال است چرا که دمای مربوط به فرمول بازده مربوط به این کانتور است. دمای T_{CFD} که در فرمول ۲۲ محاسبه بازده وجود دارد برابر با توزیع دما در گلوگاه نازل است. این مقدار میبایست به صورت میانگین وزن جرمی محاسبه شود. کانتور ۲۰ توزیع دما در کل محفظه را نشان می‌دهد. دمای توتال سوخت و ورودی هوا به ترتیب برابر با ۳۰۰ و ۷۱۷ درجه کلوین است. با محاسبه مقدار دما توتال در گلوگاه به صورت میانگین وزن جرمی، مقدار T_{CFD} برابر با ۱۲۹۸ درجه کلوین است. مقدار دمای تئوری از نرم‌افزار CEA محاسبه شده است که مقدار آن برابر با ۱۴۱۲ کلوین است. پس مقدار بازده احتراق طبق رابطه ۲۲ برابر با ۰/۸۳۵ است که برای احتراق یک موشک داکت-رم مقدار مناسبی است.

نتایج تغییر فاصله ورودی هوا و محل پاشش سوخت

تغییر فاصله محل فاصله پاشش سوخت و ورودی هوا در شکل ۲۵ مشخص شده است. قسمت (الف) از شکل ۲۵ مربوط به هندسه اصلی است که در قسمت قبل نتایج آن نشان داده شد و قسمت (ب) هندسه جدید است که نتایج تحلیل آن در این

قسمت آورده شده است. هدف اصلی این است که بررسی شود که اگر این فاصله کاهش یابد چه مقدار بر روی روند احتراق تأثیرگذار است.

شرایط ورودی هوا و سایر شروط تحلیل برای این هندسه جدید نیز پیاده شده است و نتایج آن در ادامه آورده شده است.

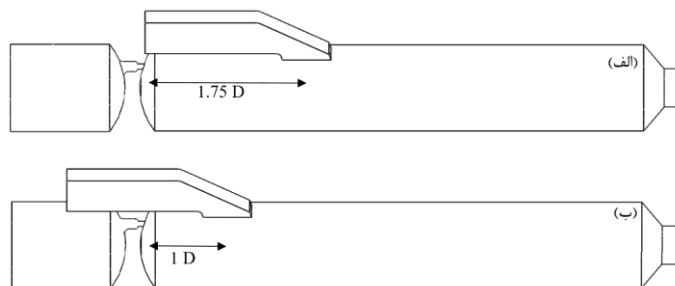


Figure 25- The distance between the air inlet and fuel injection in the two geometries studied
 شکل ۲۵- فاصله محل ورودی هوا و پاشش سوخت در دو هندسه مورد بررسی (الف: هندسه اصلی، ب: هندسه 1D)

از نتایج بدست آمده مشخص شده است که عملکرد ورودی هوا مانند سابق است و دبی جرمی هوای ورودی تغییر نکرده است ولی در توزیع دما و بازده احتراق تغییراتی به وجود آمده است. شکل ۲۶ کانتور دما را در محفظه نشان می‌دهد. اختلاط در این هندسه زودتر انجام شده است و همان‌گونه که از کانتور دما مشخص است مقدار دمای بیشینه افزایش یافته و از ۲۱۱۰ کلوین به ۲۱۳۷ کلوین رسیده است ولی از طرفی توزیع دمای بیشینه (محلی که دما در آن بیشینه است) کاهش یافته است. دمای احتراق از ۱۲۹۸ به ۱۳۲۵ کلوین رسیده است. این افزایش ۲ درصدی بهبود وضعیت احتراق نشان می‌دهد. با توجه به این مسئله بازده احتراق نیز ۳/۹ درصد افزایش داشته و از ۸۳/۵ درصد به ۸۷/۴ درصد رسیده است. به طور کلی می‌توان نتیجه گرفت که این کاهش فاصله تأثیر مثبت بر روی عملکرد احتراق گذاشته است. علت این امر بهبود اختلاط و داشتن زمان کافی برای واکنش شیمیایی و همچنین مصرف شدن بهتر عناصر حاضر در واکنش است.

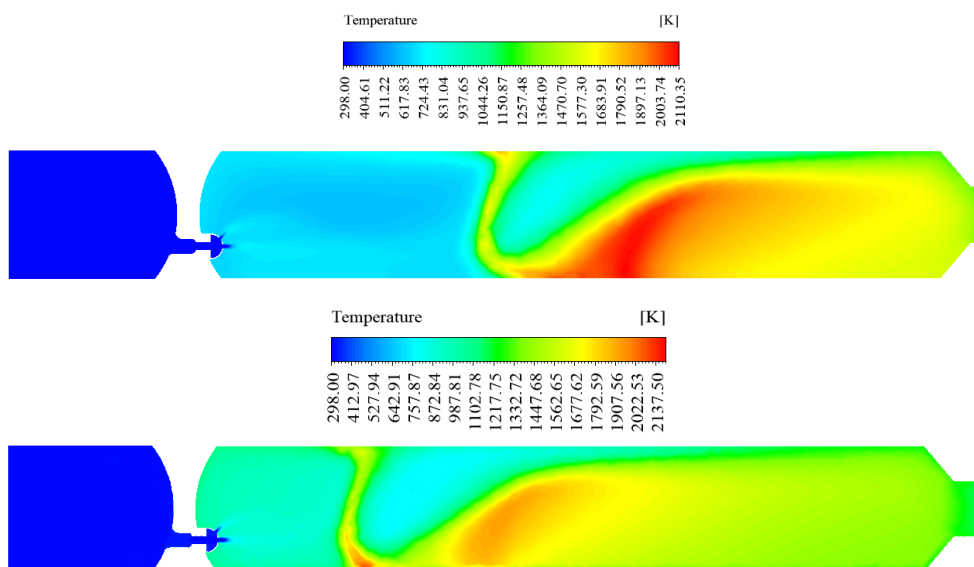


Figure 26- Total pressure contour in the combustion chamber in the original geometry (top) and 1D geometry (bottom)
 شکل ۲۶- کانتور فشار توتال در محفظه احتراق در هندسه اصلی (بالا) و هندسه 1D (پایین)

خطوط جریان در دو هندسه که در شکل ۲۷ آورده شده است، نشان میدهد که مقدار بیشینه سرعت که در گلوگاه رخ میدهد در دو هندسه با هم برابر هستند (در حدود ۷۵۰ متر بر ثانیه). پس میتوان نتیجه گرفت غیر از بهبود جزئی در احتراق پارامتر سرعت تغییر نداشته است.

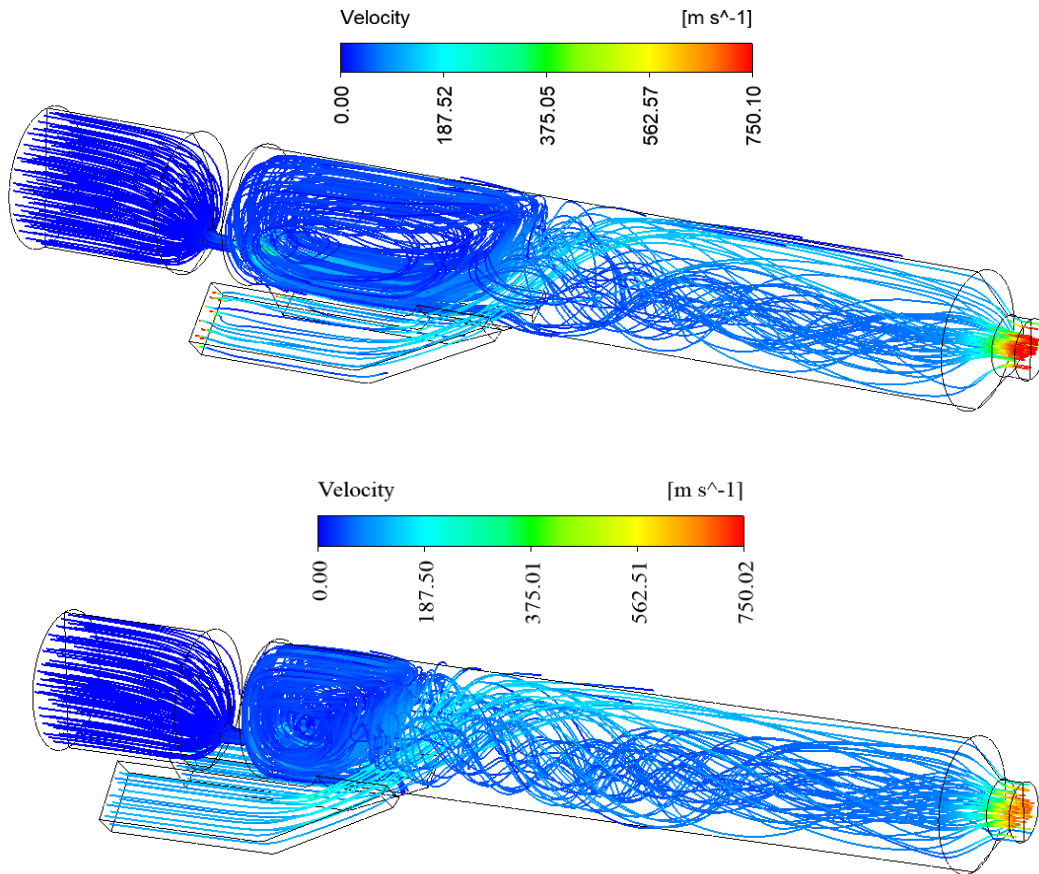


Figure 27- Streamlines in original geometry (top) and 1D geometry (bottom)

شکل ۲۷- خطوط جریان در هندسه اصلی (بالا) و هندسه 1D (پایین)

نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک ورودی هوای مافوق صوت برای یک محفظه احتراق مشخص طراحی شد. محفظه احتراق مربوط به موشک داکت رم جت است. برای ورودی هوا الزاماتی از شرایط پروازی، قبیل دبی ورودی هوا و عدد ماخ ورودی به محفظه احتراق تعیین شد که به کمک آن یک ورودی هوا به طور کامل طراحی شد. در گام بعد نیاز بود تا ورودی هوای طراحی شده به صورت عددی و سه بعدی شبیه‌سازی شود. از آنجا که در این تحلیل احتراق نیز دخیل بود، یک مرجع مربوط به تحلیل محفظه احتراق موشک داکت - رم اعتبارسنجی شد که نتایج نشان دهنده دقت مناسب در تحلیل بود. سپس ورودی هوا و هندسه محفظه احتراق به صورت یکپارچه در نرم‌افزار فلونت شبیه‌سازی شد. به طور کل نتایج بدست آمده را می‌توان به صورت زیر ارائه داد:

۱. برای اعتبارسنجی تحلیل محفظه احتراق از مرجع [۲۵] استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که مقدار دمای احتراق و بازده احتراق نسبت به مقدار ارائه شده در مرجع [۲۵] به ترتیب دارای ۴/۳ و ۸/۶ درصد است.

۲. در تحلیل یکپارچه شده مقدار بازده ورودی هوا نسبت به مقدار تئوری محاسبه شده دارای اختلاف ۳.۸ درصدی بود. این مقدار اختلاف به واسطه سه بعدی بودن هندسه، مدل‌سازی دقیق لزجت جریان و افت‌های موجود در مسیر جریان است.
۳. مقدار بیشینه اختلاف عدد ماخ در ورودی هوا مربوط به مقطع اول بود که مقدار آن از ۶/۲۵ درصد نسبت به مقدار تئوری فراتر نرفته است. با توجه به اختلاف کم دبی وارد شده به محفظه احتراق در شبه‌سازی و مقدار دبی لازم برای احتراق، می‌توان گفت که طراحی ورودی هوا به درستی انجام شده است.
۴. برای ارزیابی عملکرد محفظه احتراق که به روش میانگین‌گیری جرمی انجام شد، مقدار دمای احتراق ۲۱۱۷ کلوین بدست آمد. با استفاده از دمای بدست آمده و مقدار دمای تئوری احتراق (محاسبه شده در نرم‌افزار CEA) بازده محفظه احتراق برابر با ۸۳/۵ درصد محاسبه شد.
۵. با توجه به بازده محاسبه شده در یک شبه‌سازی جریان نیمه‌آزاد، میتوان این جمع بندی را انجام داد که در آن شرایط پروازی برای یک موشک داکت-رم جت یک ورودی هوای مناسب برای محفظه احتراق طراحی شده است. این ورودی هوا قادر است تا هوا را در شرایط پروازی طرح، جریان اکسید کننده را به درستی وارد محفظه احتراق کند تا در محفظه احتراق عمل احتراق به خوبی صورت گیرد.
۶. با کاهش فاصله محل پاشش سوخت و ورودی هوا از ۱/۷۵ برابر قطر به ۱ برابر قطر، اختلاط سوخت و اکسیدکننده در ناحیه ابتدایی محفظه احتراق بهبود یافته و زمان مؤثر در دسترس برای انجام واکنش‌های شیمیایی افزایش می‌یابد. این امر منجر به شروع زودتر احتراق و کاهش اتلاف سوخت نسوخته در پایین دست شده و در نهایت موجب افزایش بازده احتراق می‌شود.

در گام‌های بعدی می‌توان این تحلیل را فراتر برد. در ادامه لیستی از فعالیت‌های آتی ارائه شده است:

۱. تحلیل عملکرد ورودی هوا و محفظه احتراق در شرایط خارج از طرح.
۲. تحلیل پارامتریک و آنالیز حساسیت برای پارامترهای هندسی ورودی هوا و محفظه احتراق
۳. بهینه‌سازی نتایج بدست آمده از عملکرد ورودی هوا و محفظه احتراق
۴. قراردادن ورودی و محفظه احتراق در یک هندسه کامل بالستیک موشک و تحلیل کل سیستم به‌عنوان بالستیک داخلی و خارجی.

پیوست

دستگاه معادلات حاکم بر جریان در دهانه ورودی مافوق صوت

$$\tan(\delta_i) = 2 \cot(\beta_i) \frac{M_i^2 \sin^2(\beta_i) - 1}{M_i^2 (\gamma + \cos(2\beta_i)) + 2}$$

$$M_{n,i} = M_i \sin(\beta_i)$$

$$M_{n,i+1}^2 = \frac{1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M_{n,i}^2}{\gamma M_{n,i}^2 - \frac{(\gamma-1)}{2}}$$

$$M_{i+1} = \frac{M_{n,i+1}}{\sin(\beta_i - \delta_i)}$$

$$\delta_i + \delta_{i+1}$$

$$M_i \sin(\beta_i) = M_{i+1} \sin(\beta_{i+1})$$

منابع

- [1] R. S. Fry, "A century of ramjet propulsion technology evolution," *Journal of propulsion and power*, vol. 20, no. 1, pp. 27-58, 2004.
- [2] X. Tang, X. Tian, L. Zhu, S. Wu, M. Huang, and W. Li, "Investigation on Flow Features and Combustion Characteristics in a Boron-Based Solid-Ducted Rocket Engine," *Energies*, vol. 18, no. 3, p. 524, 2025.
- [3] M. H. Moghimi EsfandAbadi, A. Mohammadi, and M. H. Djaveshkian, "Design and analysis of supersonic inlet for ramjet engines: aerodynamic considerations and performance optimization," *Journal of Aerospace Science and Technology*, vol. 17, no. 1, pp. 47-59, 2024.
- [4] D. Chakraborty, "CFD Methods in High-Speed Airbreathing Missile Propulsion Design," in *Innovations in Sustainable Energy and Cleaner Environment*: Springer, pp. 263-291, 2019.
- [5] M. Spitale, "Ducted rocket trajectory optimization: modeling and propellant investigation," Ph.D. dissertation, milan polytechnic university, Milan, Italy, 2016.
- [6] J. Choi, J. Shin, and H. Do, "Curved-Body-Integrated Diverterless Supersonic Intake Design," in *AIAA SCITECH 2024 Forum*, p. 2383, 2024.
- [7] S. Karania, M. Mohan, and S. Prakash, "Diverterless Supersonic Intake for a Generic Stealth Fighter Aircraft," in *Design and Development of Aerospace Vehicles and Propulsion Systems: Proceedings of SAROD*, pp. 501-510, 2021.
- [8] A. Ajay and A. Kundu, "Numerical investigation on the effect of cowl angle in the supersonic intake performance," *The Aeronautical Journal*, vol. 129, no. 1336, pp. 1702-1721, 2025.
- [9] M. Mohammadi and M. Asghari, "Design and Analysis of Axisymmetric Supersonic Inlet at Mach 3", *Modares Mechanical Engineering*, 2019.
- [10] E. Bandar Saheby, G. Olyaei, and A. Kebriaee, "Design and numerical analysis of Mach 3.0 inlet," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 4, pp. 199-208, 2017.
- [11] B. R. Giorgi, "Experimental and computational analysis of a miniature ramjet at Mach 4.0," Ph.D. dissertation, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2013.
- [12] A. Govindraj, "Flow Analysis of Ramjet Engine for Optimized Nose Cone Design," *2nd Indian International Conference on Industrial Engineering and Operations Management*, 2022.
- [13] M. N. Karanikolov, N. S. Veselinov, and D. M. Mladenov, "Supersonic Ramjet Engine Inlet for Jovian Flight," *arXiv preprint arXiv:2103.11718*, 2021.
- [14] V. Merchant and J. Radhakrishnan, "Design and Optimization of Supersonic Intake," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 225, no. 1: IOP Publishing, p. 012298, 2017.
- [15] O. Musa, X. Chen, Y. Li, W. Li, and W. Liao, "Unsteady simulation of ignition of turbulent reactive swirling flow of novel design of solid-fuel ramjet motor," *Energies*, vol. 12, no. 13, p. 2513, 2019.
- [16] A. sriganapathy, C. subhashini, and M. bhavanitha, "Design and analysis of combustion chamber in ramjet engine," *International research journal of engineering and technology*, vol. 7, no. 4, 2021.
- [17] N. Wadwankar, G. Kandasamy, N. Ananthkrishnan, V. Renganathan, I.-S. Park, and K.-Y. Hwang, "Dual combustor ramjet engine dynamics modeling and simulation for design analysis," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, no. 4, pp. 1307-1322, 2019.
- [18] J. Pirkandi and M. Mahmodi, "The numerical simulation and analysis of a prototype scramjet (DLR) in reacting and non-reacting condition," *Journal of Fuel and combustion*, vol. 13, no. 3, pp. 45-62, 2020.
- [19] N. T. McGillivray, "Coupling Computational Fluid Dynamics Analysis and Optimization Techniques for Scramjet Engine Design," Wright State University, 2018.
- [20] K. M. Kim, S. W. Baek, and C. Y. Han, "Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 47, no. 2, pp. 271-286, 2004.
- [21] R. Solomatin, I. Semenov, and I. Menshov, "Mixing and combustion in supersonic near-wall shear flows," in *World Congress in Computational Mechanics and ECCOMAS Congress*, 2021.
- [22] P. P. Nair, A. S. A. Suryan, and S. Nizetic, "Investigation of flow characteristics in supersonic combustion ramjet combustor toward improvement of combustion efficiency," *International Journal of Energy Research*, vol. 45, no. 1, pp. 231-253, 2021.
- [23] C. Trefny and V. Dippold, "Supersonic free-jet combustion in a ramjet burner," in *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 6643, 2010.
- [24] J. Pirkandi and M. Mahmodi, "Three-dimensional modeling of the combustion process of a scramjet by considering multi-stage reaction," *Journal of fuel and combustion*, vol. 13, no. 4, pp. 1-25, 2020.
- [25] P. Hewitt, "Numerical modeling of a ducted rocket combustor with experimental validation," Ph.D. dissertation, Polytechnic Institute and State University, Virginia, USA, 2008.
- [26] H. Saadati, J. Pirkandi, J. Mohammadi and H. Parhizkar, "Numerical modeling and parametric analysis of the geometrical factors of combustion chamber in a solid fuel ramjet engine," *Journal of Fuel and combustion*, vol. 17, no. 1, pp. 19-50, 2024.
- [27] R. A. Stowe, C. Dubois, P. G. Harris, A. E. Mayer, A. DeChamplain, and S. Ringuette, "Performance prediction of a ducted rocket combustor using a simulated solid fuel," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 5, pp. 936-944, 2004.

- [28] W. Xi, J. Liu, and R. Mengfei, "Improvement of mixing efficiency in the combustion chamber of a powder-fuel ramjet engine," *Frontiers in Energy Research*, vol. 9, p. 756905, 2021.
- [29] J. Seddon and E. Goldsmith, "*Practical intake aerodynamics*," ed: Blackwell, 1999.
- [30] E. L. Fleeman, "Technologies for future precision strike missile systems-missile design technology," 2000.
- [31] M. Alemdaroğlu, "Conceptual Internal Design and Computational Fluid Dynamics Analysis of a Supersonic Inlet," Ph.D. dissertation, Middle East Technical University, Turkey, 2005.
- [32] J. Mahoney, *Inlets for supersonic missiles*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1991.
- [33] C. Chairman and Leynaert, "Air Intakes for High-Speed Vehicles," AGARD-AR-270, 1991.
- [34] J. Bendot, A. Heins Jr, and T. Piercy, "RAMJET AIR INDUCTION SYSTEM DESIGN FOR TACTICAL MISSILE APPLICATION," *LECTURESERIE AGRDIS 136*, 1984.
- [35] A. Fluent, "Ansys fluent theory guide," *Ansys Inc., USA*, vol. 15317, pp. 724-746, 2011.