

## Numerical investigation of the effects of cavity flameholder geometric parameters on the combustion performance of ramjet and scramjet engines

Milad Mehrpooya<sup>1</sup>, Sajad Rastgoo<sup>2</sup>, Javad Sepahi-Younsi<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, [miladmehrpooya@mail.um.ac.ir](mailto:miladmehrpooya@mail.um.ac.ir)

<sup>2</sup> Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, [sajadrastgoo1374123@gmail.com](mailto:sajadrastgoo1374123@gmail.com)

<sup>3</sup> **Corresponding author**, Associate Professor, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, [jsepahi@um.ac.ir](mailto:jsepahi@um.ac.ir)

### ARTICLE INFO

*Article type*  
Research Article

*Article history*  
Received 2025.10.12  
Received in revised form 2025.12.06  
Accepted 2025.12.23  
Available online 2025.12.24

*Keywords*  
Ramjet Engine  
Scramjet Engine  
Cavity Flameholder  
Hydrogen Combustion  
Combustion Efficiency

### ABSTRACT

In ramjet and scramjet engines, due to the very high velocity of the incoming flow into the combustion chamber, efficiency and effective fuel–air mixing face significant challenges. One efficient method to increase fuel residence time and create a suitable recirculation zone for stable combustion is the use of cavity flameholders. Despite the widespread application of this method, the effect of cavity geometry on combustion performance in both ramjet and scramjet engines, especially under heated conditions, still requires comprehensive investigation. The aim of this study is to numerically investigate the effect of cavity geometric parameters—including height, length, and ramp angle—on combustion efficiency in both ramjet and scramjet engines. For this purpose, simulations were performed using ANSYS Fluent with the SST  $k-\omega$  turbulence model in a compressible, hydrogen-fueled combustion configuration. The results indicate that increasing the cavity height in both engines improves combustion efficiency. Reducing the cavity length can also enhance combustion efficiency in both engines. These findings can serve as a basis for optimizing flameholder geometry in future supersonic engines.

### Introduction

High-speed air-breathing propulsion systems, particularly ramjet and scramjet engines, represent key technologies for supersonic and hypersonic flight. Unlike conventional turbojet engines, these systems operate without rotating compressors or turbines and rely entirely on the dynamic compression of incoming air. In ramjet engines, combustion occurs at subsonic speeds inside the combustor, whereas in scramjet engines (Supersonic Combustion Ramjet), combustion takes place under supersonic flow conditions. Although this structural simplicity allows operation at extremely high Mach numbers, it introduces significant challenges in fuel–air mixing, flame stabilization, and combustion efficiency.

At high flow velocities, especially in scramjet configurations, the residence time of fuel inside the combustion chamber becomes extremely short. As a result, achieving stable combustion and complete fuel consumption is difficult. Among the various flame stabilization techniques, cavity-based flameholders have been widely adopted due to their ability to create recirculation zones that trap hot combustion products, increase fuel residence time, and enhance turbulent mixing. Previous investigations, including the experimental studies of Gruber and the comprehensive review by Ben-Yakar, demonstrated the effectiveness of cavity flameholders in stabilizing supersonic flames. More recent hydrogen-fueled investigations published in the International Journal of Hydrogen Energy have emphasized the sensitivity of combustion performance to cavity geometry.

Despite extensive research, most studies have focused on either ramjet or scramjet engines individually, and systematic comparisons under identical modeling frameworks remain limited. Furthermore, the combined effects of cavity height, length, and aft-wall angle under hot hydrogen combustion conditions have not been comprehensively evaluated. Therefore, the present study aims to numerically investigate the influence of these geometric parameters on combustion efficiency in both ramjet and scramjet engines using a unified computational approach.

### Methodology

The computational domain consists of an inlet section, a combustor equipped with a wall-mounted cavity flameholder, and a downstream outlet region. The baseline cavity geometry includes a height of 9.8 mm, a length

### Cite This Paper

Mehrpooya, Milad., Rastgoo, Sajad., & Sepahi-Younsi, Javad., (2025). Numerical investigation of the effects of cavity flameholder geometric parameters on the combustion performance of ramjet and scramjet engines. Fuel and Combustion, 18 (4), 1-17. <http://doi.org/10.22034/jfnc.2026.566615.1453> (In Persian)

ارجاع دهی به این مقاله



of 19 mm, and an aft-wall angle of 30°. Parametric variations are introduced by considering cavity heights of 6 mm and 12 mm, cavity lengths of 13 mm and 25 mm, and aft-wall angles of 15° and 45°. Hydrogen is selected as the fuel due to its high reactivity and suitability for high-speed propulsion systems.

Two operating conditions are considered: a ramjet configuration with subsonic combustor flow and a scramjet configuration with a Mach 2.5 supersonic inlet condition. All simulations are performed using ANSYS Fluent under compressible reacting flow assumptions. The governing equations include continuity, compressible Navier–Stokes, energy, and species transport equations.

Turbulence is modeled using the SST  $k-\omega$  model, which is well suited for predicting boundary layer separation, shear layer development, and shock–boundary layer interactions in high-speed flows. Combustion is simulated using the Finite-Rate/Eddy-Dissipation model to account for both chemical kinetics and turbulence–chemistry interaction effects. Appropriate pressure-based boundary conditions are applied at the inlets and outlet depending on the engine configuration, while all walls are treated as no-slip and adiabatic.

Grid independence is verified using three mesh densities, and dimensionless static pressure distributions are compared to ensure numerical accuracy. Second-order discretization schemes and a coupled pressure–velocity solver are employed to enhance stability and accuracy. Combustion efficiency is defined based on hydrogen mass consumption between inlet and outlet, providing a direct quantitative measure of fuel utilization.

## Discussion and Results

The numerical results demonstrate that cavity geometry significantly affects flow structure, recirculation strength, temperature distribution, and combustion efficiency in both engines. Increasing cavity height enhances combustion efficiency in both ramjet and scramjet configurations. A larger cavity height produces a stronger recirculation zone, increases residence time, and promotes improved fuel–air mixing. The effect is more pronounced in the ramjet engine due to longer subsonic residence time, which allows more complete heat release and reaction progression. In the scramjet configuration, although combustion efficiency increases with cavity height, the improvement is less significant because supersonic flow rapidly convects thermal energy toward the outlet.

Reducing cavity length generally leads to a moderate improvement in combustion efficiency. Longer cavities may cause partial fuel accumulation and spillage, weakening effective mixing within the shear layer above the cavity. Shorter cavities concentrate the recirculation region and strengthen mixing interactions. However, sensitivity to cavity length is lower compared to cavity height.

The aft-wall angle influences vortex structure, shear layer behavior, and flame anchoring location. Smaller angles tend to shift the recirculation zone downstream and may reduce mixing effectiveness, while larger angles intensify shear layer entrainment and improve flame stabilization. Nevertheless, excessively steep angles may introduce aerodynamic penalties, indicating that optimal geometric design requires balanced parameter selection.

A comparative analysis shows that the ramjet configuration is more sensitive to geometric modifications than the scramjet configuration. Because combustion occurs under subsonic conditions in the ramjet, changes in residence time and recirculation strength directly influence reaction completeness. In contrast, the scramjet operates under supersonic flow where limited residence time reduces the overall impact of geometric variations, although similar trends are observed.

## Conclusion

A comprehensive numerical investigation was conducted to evaluate the effects of cavity flameholder geometric parameters on hydrogen combustion performance in both ramjet and scramjet engines. The results indicate that increasing cavity height significantly improves combustion efficiency by strengthening recirculation and increasing fuel residence time. Shorter cavity lengths provide moderate improvements by reducing fuel spillage and concentrating mixing regions. The aft-wall angle strongly affects vortex formation and flame stabilization, and appropriate optimization enhances combustion performance.

Overall, the ramjet engine exhibits greater sensitivity to geometric variations due to longer residence time and subsonic combustion conditions, whereas the scramjet shows similar but less pronounced trends under supersonic flow. The findings provide practical design guidelines for optimizing cavity flameholder geometry in high-speed

propulsion systems and establish a unified comparative framework for analyzing geometric effects across different combustion regimes.

### **Author Contributions**

Milad Mehrpooya: Conceptualization, numerical modeling, simulation using FDS, data analysis, and manuscript drafting.

Sajad Rastgoo: Methodology development, result interpretation, and technical review.

Javad Sepahi-Younsi: Supervision, validation of numerical approach, critical revision of the manuscript, and final approval

### **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 should declare any conflict of interest or state: Authors declare no conflict of interest.



## بررسی عددی اثر پارامترهای هندسی شعله‌نگهدار حفره‌ای بر عملکرد احتراقی موتورهای رم‌جت و اسکرم‌جت

میلاد مهرپویا<sup>۱</sup>، سجا دراستگو<sup>۲</sup>، جواد سپاهی‌یونسی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانش آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، [MialdMehrpooya@mail.um.ac.ir](mailto:MialdMehrpooya@mail.um.ac.ir)

<sup>۲</sup> دانش آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، [sajadrastgoo1374123@gmail.com](mailto:sajadrastgoo1374123@gmail.com)

<sup>۳</sup> نویسنده مخاطب، دانشیار، گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، [jsepahi@um.ac.ir](mailto:jsepahi@um.ac.ir)

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>نوع مقاله مقاله پژوهشی</p>	<p>در موتورهای رم‌جت و اسکرم‌جت، به دلیل سرعت بسیار بالای جریان ورودی به محفظه احتراق، پایداری شعله و اختلاط مؤثر سوخت و هوا با چالش جدی روبه‌رو است. یکی از روش‌های کارآمد برای افزایش زمان ماند سوخت و ایجاد ناحیه بازچرخشی مناسب جهت افزایش بازده احتراق، استفاده از شعله‌نگهدارهای حفره‌ای است. با وجود کاربرد گسترده این روش، تأثیر هندسه حفره بر عملکرد احتراق در هر دو موتور رم‌جت و اسکرم‌جت، به‌ویژه در شرایط گرم، هنوز نیازمند بررسی جامع است. هدف این پژوهش، مطالعه عددی اثر پارامترهای هندسی حفره شامل ارتفاع، طول و زاویه سطح شیب‌دار انتهایی بر بازده احتراق در دو موتور رم‌جت و اسکرم‌جت است. برای این منظور، شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار ANSYS Fluent و مدل آشفتگی SST <math>k-\omega</math> به‌صورت تراکم‌پذیر، در حالت گرم و با سوخت هیدروژن انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد افزایش ارتفاع حفره در هر دو موتور موجب بهبود بازده احتراق می‌شود. کاهش طول حفره نیز می‌تواند بازده احتراق را در هر دو موتور افزایش دهد. این یافته‌ها می‌توانند مبنایی برای بهینه‌سازی هندسه شعله‌نگهدار در موتورهای فراصوتی آینده باشند.</p>
<p>تاریخچه مقاله تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۲۰ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۹/۱۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۰۲ تاریخ انتشار: ۱۴۰۴/۱۰/۰۳</p>	
<p>کلیدواژه‌ها: موتور رم‌جت موتور اسکرم‌جت شعله نگهدار حفره‌ای هندسه حفره بازده احتراق</p>	

### مقدمه

امروزه موتورهای رم‌جت و اسکرم‌جت به‌عنوان یکی از مهم‌ترین فناوری‌های پیش‌رانش برای پرواز در سرعت‌های بالا مطرح هستند و توسعه آن‌ها نقش کلیدی در پیشبرد صنایع هوایی و سامانه‌های فراصوتی دارد. این موتورها به دلیل فقدان کمپرسور و توربین، از سادگی ساختاری بالایی برخوردار هستند و فرآیند فشرده‌سازی جریان را از طریق امواج ضربه‌ای ایجاد می‌کنند. با وجود ساختار ساده، بزرگ‌ترین چالش آن‌ها ایجاد احتراق پایدار در بازه زمانی بسیار محدود است. در سرعت‌های فراصوتی، زمان ماند سوخت و هوا در محفظه احتراق بسیار کم است و این موضوع کارایی احتراق را شدیداً کاهش می‌دهد. بر همین اساس، پژوهشگران همواره به دنبال طراحی روش‌هایی برای ایجاد ناحیه‌ای کم‌سرعت‌تر در میان جریان بوده‌اند تا امکان پایدارسازی شعله فراهم شود.

یکی از روش‌های کارآمد در این زمینه، استفاده از شعله‌نگهدارهای حفره‌ای است که از اوایل دهه ۲۰۰۰ میلادی مورد توجه قرار گرفته‌اند. بن‌یگار و هانسون مروری جامع بر عملکرد این ساختارها ارائه دادند و نقش مهم آن‌ها را در ایجاد ناحیه بازچرخشی پایدار بررسی کردند [۱]. در این ساختار، ایجاد یک حفره در کف محفظه احتراق سبب تشکیل یک لایه برشی قوی بین جریان اصلی و گازهای محبوس در حفره می‌شود. این لایه برشی موجب ایجاد گردابه‌هایی می‌شود که گازهای داغ را به ناحیه تزریق سوخت بازمی‌گردانند و باعث پایدار ماندن شعله می‌شوند.

### Cite This Paper

Mehrpooya, Milad., Rastgoo, Sajad., & Sepahi-Younsi, Javad., (2025). Numerical investigation of the effects of cavity flameholder geometric parameters on the combustion performance of ramjet and scramjet engines. Fuel and Combustion, 18 (4), 1-17. <http://doi.org/10.202034/jfnc.2026.566615.1453> (In Persian)

ارجاع‌دهی به این مقاله



مطالعات متعددی جنبه‌های مختلف عملکرد حفره را بررسی کرده‌اند. کیم و همکاران نشان دادند که حفره‌ها می‌توانند ساختار موج ضربه‌ای و ناحیه اختلاط را در احتراق فراصوتی به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود دهند [۲]. گروبر و همکاران نیز بررسی‌هایی عددی و آزمایشگاهی مطابق شکل ۱ درباره رفتار جریان در اطراف حفره انجام دادند و نتایج آنها نشان داد زاویه انتهایی حفره اهمیت بالایی دارد و کاهش این زاویه باعث افزایش پایداری می‌شود [۳].

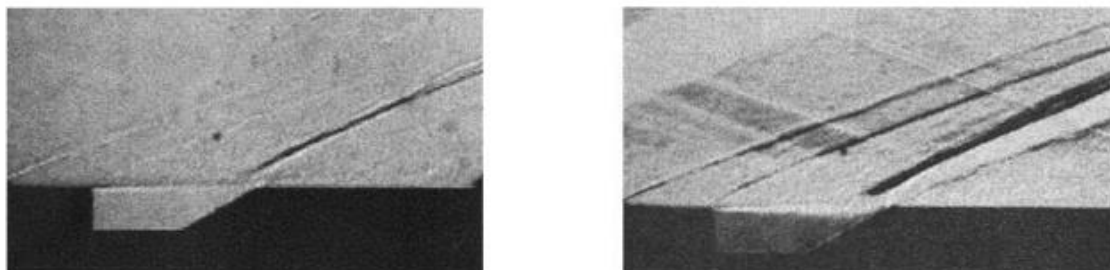


Figure 1 - The Shadowgraph image of the cavity flameholder examined by Gruber et al. [3]

شکل ۱- تصاویر سایه‌نگاری شعله‌نگه‌دار حفره‌ای گروبر و همکاران [۳]

در ادامه، هوآنگ و همکاران به بررسی اثر پارامترهای مختلف هندسی مانند طول، ارتفاع و زاویه دیواره انتهایی حفره پرداختند و نشان دادند که هر یک از این پارامترها می‌توانند رفتار حفره را به طور چشم‌گیری تغییر دهند [۴]. همچنان کای و همکاران اثر هندسه حفره را بر اختلاط سوخت و هوا بررسی کردند و تأیید کردند که ترکیب مناسب ارتفاع و طول حفره می‌تواند به افزایش بازده اختلاط که مطابق شکل ۲ آمده است، کمک کند [۵]. در این شکل بازده اختلاط سوخت نشان می‌دهد سوخت و اکسیدکننده تا چه حد یکنواخت و کامل قبل یا حین احتراق با یکدیگر مخلوط شده‌اند، به طوری که احتراق مؤثرتر انجام شود.

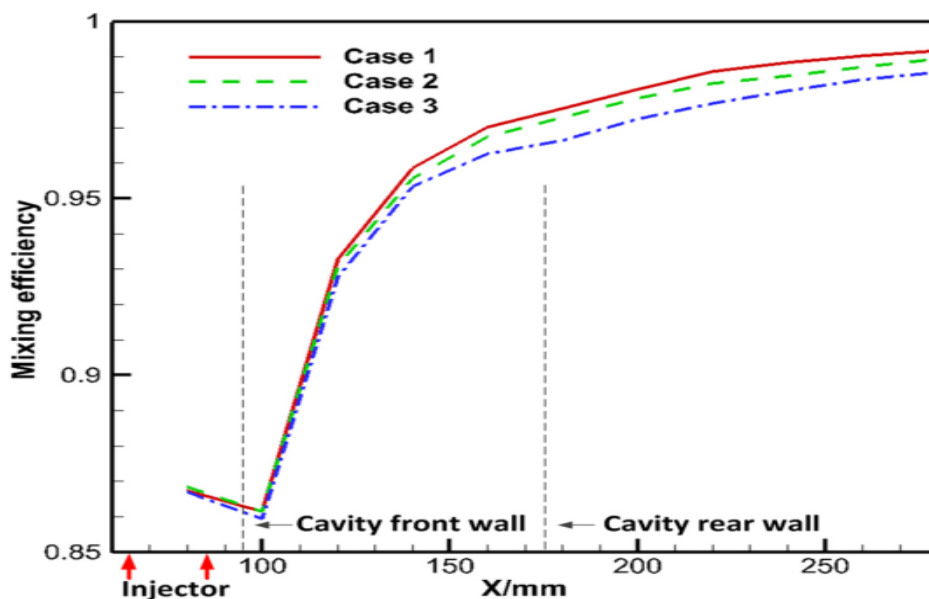


Figure 2- The mixing efficiency diagram on the cavity surface.

شکل ۲- نمودار بازده اختلاط بر روی سطح حفره [۵]

مزایای حفره‌ها موجب شد که پژوهش‌های جدیدتری نیز به بررسی اثر شکل، ابعاد و الگوی پاشش سوخت بر عملکرد حفره بپردازند. مرادی و همکاران مطابق شکل ۳ نشان دادند که تغییر شکل حفره به دوزنقه می‌تواند ناحیه بازچرخشی بزرگتری نسبت به دایره و مستطیل ایجاد کند که در پایداری جریان تأثیر زیادی دارد [۶].

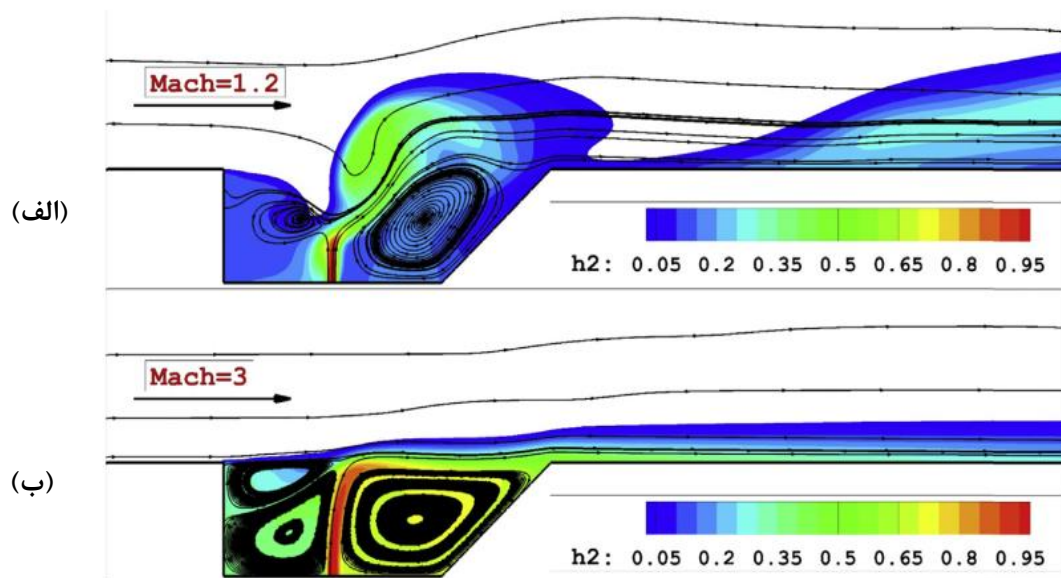


Figure 3 – Fuel distribution contours inside the cavity at Mach Numbers (a) 1.2 and (b) 3

شکل ۳ - کانتور توزیع سوخت درون حفره در عدد ماخ (الف) ۱/۲ و (ب) ۳ [۶]

چوبی و همکاران در مطالعه سال ۲۰۲۳ خود، یک روش جدید تزریق سوخت مبتنی بر استفاده از کف حفره ارائه کردند که نتایج بسیار مؤثری در بهبود احتراق داشت [۷]. در کنار این مطالعات، پژوهش‌های متعددی نیز روی احتراق هیدروژن و رفتار آن در جریان‌های فراصوتی انجام شده است. هوانگ و همکاران با استفاده از رهیافت آشفتگی LES، ساختار شعله و نحوه گسترش آن را در محفظه فراصوتی به‌طور دقیق تحلیل کردند [۸]. چوبی و همکاران در یک مطالعه مروری جامع، مزایا و چالش‌های استفاده از هیدروژن در اسکرم‌جت‌ها را بررسی کردند و نتایج مهمی در زمینه کاربردهای آینده آن ارائه دادند [۷]. همچنین گرودرودبری یک کتاب مرجع در زمینه اختلاط سوخت و روش‌های تزریق در اسکرم‌جت‌ها منتشر کرد که نقش اساسی در تحلیل‌های عددی اخیر دارد [۹]. این مطالعات اهمیت انتخاب سوخت مناسب، هندسه صحیح و روش تزریق بهینه را به‌خوبی مشخص می‌کند.

در مطالعات دیگر، اثر روش‌های مختلف تزریق سوخت بر ساختار جریان مورد توجه قرار گرفته است. لی و پاور پاشش دوگانه را برای بهبود اختلاط بررسی کردند [۱۰]. وانگ و همکاران نشان دادند که زاویه پاشش سوخت می‌تواند ساختار موج ضربه‌ای و نرخ احتراق را تغییر دهد [۱۱]. همچنین مطالعات مربوط به پایداری شعله در حضور شعله نگهدار از نوع V-gutter نیز به‌صورت گسترده انجام شده و اثر این شعله‌نگهدار بر محل شعله گزارش شده است [۱۲]. لیو و همکاران ویژگی‌های جریان و احتراق در یک اسکرم‌جت با حفره و تزریق چند نقطه‌ای با استفاده از مدل LES را بررسی کرده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که ترکیب LES با مکانیزم واکنش‌پذیری دقیق هیدروژن، رفتار شعله و ساختارهای چند مقیاسی جریان را بهتر توصیف می‌کند [۱۳].

چن و همکاران به بررسی عملکرد حفره همراه با جت‌های بازچرخشی ثانویه در تقویت اختلاط سوخت و هوا در اتاق احتراق اسکرم‌جت پرداختند. نتایج نشان می‌دهد که جت‌های بازچرخشی می‌توانند جدایش لایه مرزی و تشکیل زوج‌های گردابه‌ای را افزایش دهند و طول مخلوط‌سازی را به‌طور قابل‌توجهی کاهش دهند [۱۴]. ژانگ و همکارانش نشان دادند که استفاده از دو حفره مقابل هم منجر به ایجاد میدان جریان پیچیده می‌شود که به افزایش نفوذ سوخت و توسعه شعله کمک می‌کند [۱۵]. باوجود این پیشرفت‌ها، بررسی هم‌زمان اثر سه پارامتر مهم هندسی یعنی ارتفاع، طول و زاویه دیواره انتهایی بر محفظه احتراق رم‌جت و اسکرم‌جت کم‌تر مورد توجه قرار گرفته است. اغلب پژوهش‌ها تنها بر یک یا دو پارامتر متمرکز بوده‌اند و یا تنها

یک موتور را بررسی کرده‌اند. همچنین بسیاری از مطالعات فقط در حالت سرد یا فقط در حالت گرم انجام شده‌اند. این محدودیت‌ها باعث شده امکان تحلیل یک پارچه برای بهینه‌سازی هندسه حفره وجود نداشته باشد. در پژوهش حاضر این خلأ برطرف شده است. در این تحقیق، رفتار هندسه حفره در هر دو موتور رمجت و اسکرمجت و با در نظر گرفتن سه پارامتر اساسی هندسی به‌طور جامع بررسی شده است. تمام شبیه‌سازی‌ها با بهره‌گیری از مدل آشفتگی SST  $k-\omega$  و مدل احتراق Finite-Rate/Eddy-Dissipation انجام شده است. مدل SST  $k-\omega$  به دلیل توانایی مناسب در پیش‌بینی جدایش جریان، رفتار لایه برشی و دقت بالا در نواحی نزدیک دیواره، یکی از پرکاربردترین مدل‌ها برای جریان‌های فراصوتی همراه با شعله‌نگهدار حفره‌ای است. نوآوری اصلی این کار در بررسی جامع و هم‌زمان سه پارامتر کلیدی و مقایسه آن‌ها در دو موتور مختلف است. چنین رویکردی تاکنون در مطالعات پیشین کم‌تر دیده شده و نتایج آن می‌تواند راهنمای ارزشمندی برای طراحی نسل‌های جدید موتورهای سرعت بالا باشد.

### روش حل و صحت‌سنجی

در این بخش، مراحل مدل‌سازی هندسی، شبکه‌بندی، مدل‌های فیزیکی، شرایط مرزی، روش حل عددی و در نهایت اعتبارسنجی نتایج با استفاده از داده‌های تجربی و عددی معتبر ارائه می‌شود. هدف از این بخش ایجاد یک توصیف جامع از روند حل است تا پژوهش قابل بازتولید باشد و دقت نتایج تضمین شود. ابتدا هندسه محفظه احتراق با در نظر گرفتن ساختار عمومی موتورهای رمجت و اسکرمجت و طبق مدل هندسی گروبر و همکاران [۳] مطابق شکل ۴ طراحی شد.

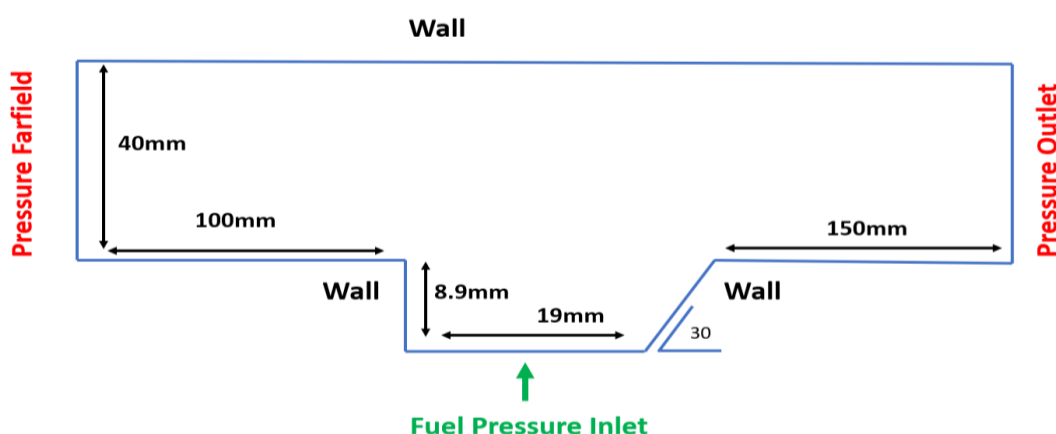


Figure 4 – Geometry of the combustion chamber, cavity flameholder and boundary conditions [3].

شکل ۴ – هندسه محفظه احتراق، شعله‌نگهدار حفره‌ای و شرایط مرزی [۳]

این هندسه شامل یک ورودی برای جریان اصلی، محل استقرار شعله‌نگهدار حفره‌ای، ناحیه پس‌حفره و خروجی محفظه است. تمامی ابعاد اصلی مطابق استانداردهای آزمایشگاهی و داده‌های معتبر در ادبیات انتخاب شدند تا مقایسه نتایج امکان‌پذیر شود. در طراحی هندسه تلاش شد تمام پارامترهای هندسی به‌صورت جداگانه قابل تغییر باشند تا تحلیل پارامتری با کم‌ترین تداخل هندسی انجام شود.

مقادیر شرایط مرزی در جدول ۱ نشان داده شده است. حفره‌ها به‌ازای ارتفاع‌ها، طول‌ها و زوایای متفاوت طراحی شدند. در جدول ۱، شدت آشفتگی است. شبکه‌بندی به‌صورت ترکیبی از سلول‌های چهارضلعی منظم و سلول‌های مثلثی در نواحی پیچیده‌تر مطابق شکل ۵ انجام شد. در نزدیکی دیواره‌ها، مش لایه مرزی با نسبت رشد کم ایجاد شد تا دقت محاسبه تنش‌های برشی افزایش یابد. همچنین در امتداد لایه برشی بالای حفره، به دلیل نقش کلیدی آن در تشکیل گردابه‌ها و اختلاط سوخت و هوا، تراکم شبکه به‌طور قابل توجهی افزایش داده شد.

جدول ۱- نوع و مقادیر شرایط مرزی

Table 1 – Boundary condition types and values.

Engine Type	Flow Type	Boundary Condition Type	Boundary Condition Values
Ramjet	Air Inlet	Pressure Farfield	$P_t=690000$ Pa $M=0.5$ $I=3\%$
	Fuel Inlet	Pressure Inlet	$P_t=690000$ Pa $M=0.5$ $I=5.4\%$
	Outlet	Pressure Outlet	$P=600000$ Pa
Scramjet	Air Inlet	Pressure Farfield	$P_t=1731.232$ kPa $M=2.5$ $I=2.8\%$
	Fuel Inlet	Pressure Inlet	$P_t=865616$ Pa $M=1$ $I=4.6\%$
	Outlet	Pressure Outlet	$P=101325$ Pa

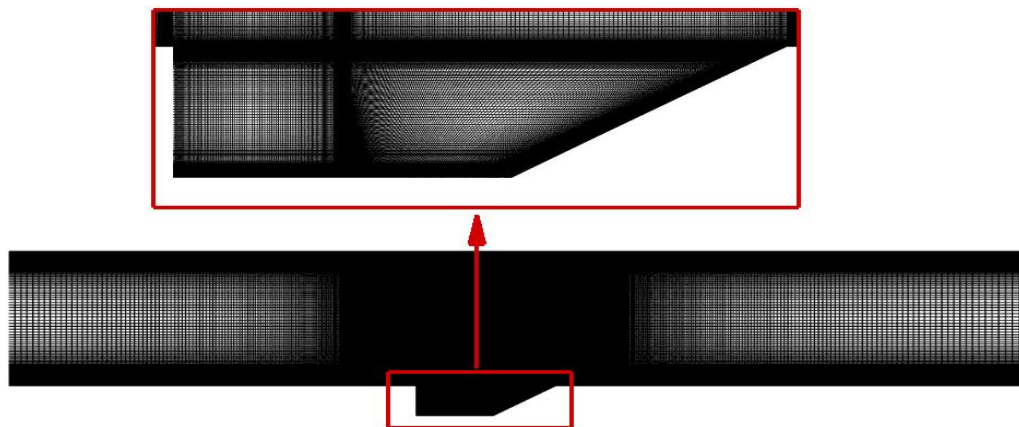


Figure 5 – The computational grid used in the numerical solution.

شکل ۵- شبکه محاسباتی استفاده شده در حل عددی

برای انتخاب اندازه مناسب شبکه، تحلیل استقلال حل از شبکه انجام شد. سه شبکه درشت، متوسط و ریز با تعداد سلول‌های مختلف مطابق جدول ۲ تولید شد. نتایج پارامتر کلیدی توزیع فشار، مطابق شکل ۶ برای سه شبکه ذکر شده مقایسه شده است. در این نمودار فشار با فشار استاتیک ورودی بی‌بعد شده است و طول موثر به معنای استفاده از فاصله‌های افقی و عمودی است. مشاهده می‌شود که اختلاف بین شبکه متوسط و شبکه ریز کمتر از دو درصد است؛ بنابراین شبکه متوسط برای ادامه تحلیل انتخاب شد تا تعادل میان دقت و هزینه محاسبات برقرار شود.

جدول ۲- تعداد سلول‌ها در شبکه‌های مختلف

Table 2 – Number of cells in different Grids

Mesh	Number of Cells
Coarse	128000
Medium	160000
Fine	200000



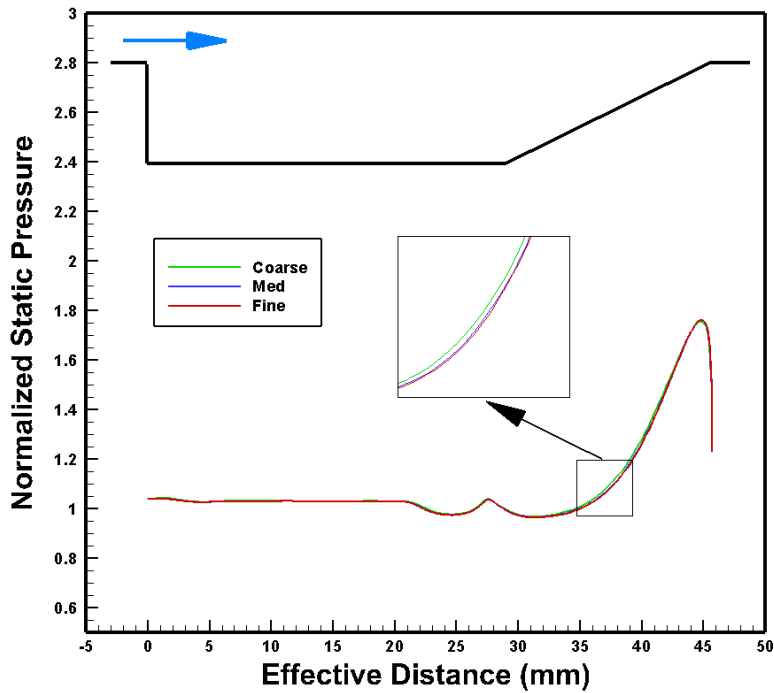


Figure 6 – Dimensionless pressure diagram for different grid sizes

شکل ۶ - نمودار فشار بی‌بعد برای اندازه‌های مختلف شبکه

پس از آماده‌سازی هندسه و شبکه، مدل‌های فیزیکی جریان انتخاب شدند. معادلات حاکم شامل معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر، معادله انرژی و معادلات انتقال گونه‌ها است. این معادلات به صورت پایا حل شدند. مدل آشفتگی SST k- $\omega$  برای شبیه‌سازی جریان انتخاب شد، زیرا این مدل توانایی بسیار خوبی در پیش‌بینی جدایش جریان، رفتار لایه برشی و ساختارهای آشفته نزدیک دیواره دارد.

برای شبیه‌سازی احتراق هیدروژن، از مدل Finite-Rate/Eddy-Dissipation استفاده شده است. این مدل قادر است رفتار واکنش‌های سریع و واکنش‌هایی که توسط اختلاط کنترل می‌شوند را به طور هم‌زمان پیش‌بینی کند. شرایط مرزی جریان در ورودی با توجه به سرعت فراصوتی و ویژگی‌های موتورهای رم‌جت و اسکرم‌جت تعیین شده است. در موتور رم‌جت، عدد ماخ ورودی کمتر و دما بیشتر بوده است. در حالت اسکرم‌جت، عدد ماخ بیشتر و زمان ماند کم‌تر است؛ بنابراین شرایط ورودی مطابق با داده‌های معتبر تنظیم شده است. در تمامی حالات، پروفیل سرعت به صورت یکنواخت در ورودی اعمال شده است. دیواره‌ها به عنوان دیواره با شرط عدم لغزش تعریف شده‌اند. در خروجی محفظه، شرط مرزی Pressure-Outlet برای جلوگیری از بازتاب موج‌های عددی اعمال شد.

روش گسسته‌سازی معادلات با لحاظ دقت بالا انتخاب شده است. برای انتقال گونه‌ها، آشفتگی و انرژی از دقت مرتبه دوم استفاده شده است. برای حل معادلات فشار و سرعت از حل گر Coupled استفاده شد؛ زیرا این حل گر برای جریان‌های فراصوتی و در حضور امواج ضربه‌ای دقت بالاتری دارد.

مدل انتقال تنش برشی (SST) مدلی دو معادله‌ای است که در این پژوهش از آن استفاده شده است. معادلات انتقال در مدل انتقال تنش برشی به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (1)$$

در مدل SST ضریب لزجت آشفتگی به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$\mu_i = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega}\right]} \quad (2)$$

که در آن S بزرگی کرنش است، F2 تابعی است که مقدار آن جداگانه محاسبه می‌شود و ضریب مربوط به تصحیح اعداد رینولدز پایین است. مدل انتقال گونه‌ها مدل احتراقی است که در این پژوهش از آن استفاده شده است. این مدل مخلوط شدن و انتقال گونه‌های شیمیایی را با حل معادلات جابه‌جایی، پخش و واکنش برای هر گونه مدل می‌کند. با انتخاب مدل انتقال گونه‌ها، نرم‌افزار فلونت کسر جرمی محلی هر گونه (Yi) را با حل معادله پخش و جابه‌جایی برای گونه تعیین می‌کند. این معادله بقا به فرم زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{V} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (3)$$

در این رابطه Ri نرخ خالص تولید گونه i با واکنش شیمیایی و Si نرخ تولید مربوط به افزودن از فاز پخش و نیز منابع تعریف شده توسط کاربر است. جمله Ji شار پختی گونه i ام به دلیل گرادیان‌های دما و غلظت است. برای تعیین همگرایی، از دو معیار استفاده شده است. معیار اول کاهش باقی‌مانده‌ها تا حد کم‌تر از ۱۰<sup>-۵</sup> بوده است. معیار دوم ثابت شدن پروفیل جریان در ناحیه پس حفره و عدم تغییر در ساختار گردابه‌ها بوده است. لازم به ذکر است که در این پژوهش تمرکز اصلی بر بررسی بازده احتراق بر اساس مصرف سوخت هیدروژن بوده و تحلیل سینتیک شیمیایی رادیکال‌های فعال مانند OH در محدوده این مطالعه قرار ندارد. بنابراین، بازده احتراق به عنوان معیار اصلی عملکرد احتراق در نظر گرفته شده است. بعد از حل عددی، اعتبارسنجی نتایج با داده‌های تجربی انجام شد. برای این منظور مطابق شکل ۷ نسبت فشار استاتیک بی‌بعد شده روی سطح حفره برای عدد ماخ ۳ با نتایج تجربی گروبر و همکاران [۳] مقایسه شده است.

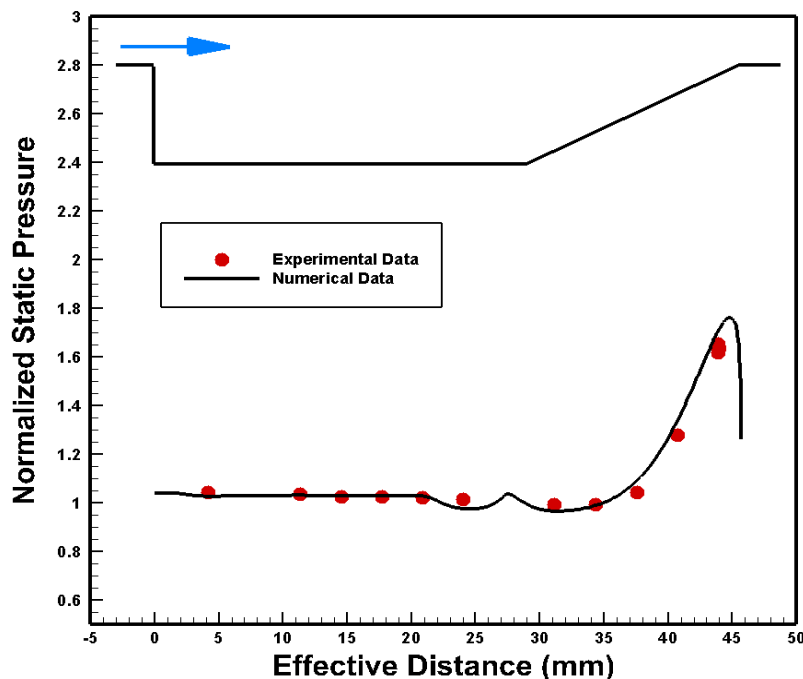


Figure 7 – Comparison of the dimensionless static pressure obtained from the experimental results [3] and the numerical results

شکل ۷- مقایسه نسبت فشار استاتیکی بی‌بعد حاصل از نتایج تجربی [۳] و عددی

## نتایج و بحث

نتایج این پژوهش به صورت جامع و برای جریان گرم ارائه می‌شود تا بتوان رفتار آیرودینامیکی و احتراقی حفره را در دو موتور رم‌جت و اسکرم‌جت ارزیابی کرد. هندسه مطابق شکل ۸ طراحی و سپس افزایش و کاهش ۳۰ درصدی ارتفاع و طول حفره و کاهش ۵۰ درصدی زاویه سطح شیب‌دار مورد بررسی قرار گرفت. ارتفاع، طول و زاویه حفره در ابتدا به ترتیب ۸/۹ و ۱۹ میلی‌متر و ۳۰ درجه در نظر گرفته شد. در نهایت مقادیر طول، ارتفاع و زاویه حفره مطابق جدول ۳ مورد بررسی قرار گرفت. بازده احتراق به عنوان یکی از پارامترهای مهم مورد بررسی به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\eta_c(x) = \frac{\dot{m}_{H_2, jet} - \int_{A(x)} \rho Y_{H_2} u dA}{\dot{m}_{H_2, jet}} \quad (4)$$

در این رابطه  $\dot{m}_{H_2, jet}$  دبی جرمی سوخت،  $\rho$  چگالی،  $Y_{H_2}$  کسر جرمی سوخت و  $u$  سرعت در راستای طول را نشان می‌دهند. بازده احتراق با انتگرال‌گیری از کسر جرمی سوخت مصرف‌شده در سطح خروجی محفظه و بی‌بعدسازی آن با دبی جرمی سوخت تزریقی محاسبه شده است. در این پژوهش، بازده احتراق به عنوان معیار اصلی ارزیابی عملکرد احتراق انتخاب شده است، زیرا مستقیماً میزان مصرف سوخت هیدروژن در طول محفظه احتراق را نشان می‌دهد. این تعریف یکی از شاخص‌های رایج در مطالعات عددی احتراق فراصوتی است. همچنین کانتورهای دما صرفاً به عنوان شاخص کیفی جهت پشتیبانی از تحلیل بهبود فرآیند احتراق ارائه شده‌اند و معیار اصلی ارزیابی محسوب نمی‌شوند.

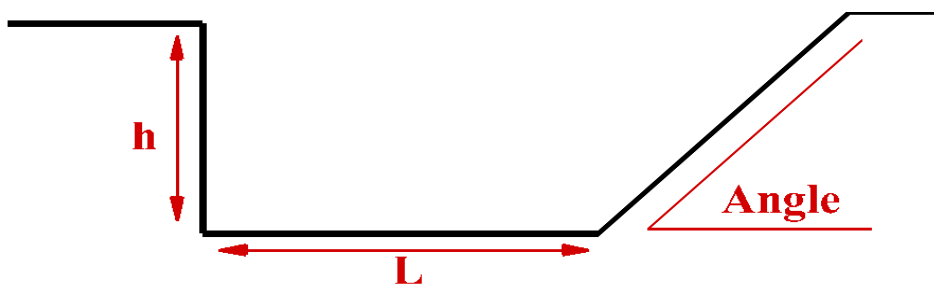


Figure 8 – Cavity geometry and the parameters under investigation

شکل ۸- هندسه حفره و پارامترهای مورد بررسی

جدول ۳- مقادیر مختلف طول، ارتفاع و زاویه حفره

Table 3- Various values of cavity length, height, and angle

Cavity Height (mm)	6
	12
Cavity Length (mm)	13
	25
Cavity Angle (degree)	15
	45

بررسی نتایج نشان می‌دهد که ورود جریان به محفظه با تشکیل یک موج ضربه‌ای اولیه همراه است و این موج روی توزیع فشار ورودی به حفره تأثیر می‌گذارد. افزایش ارتفاع حفره، مطابق شکل ۹ موجب افزایش قابل توجه دمای میانگین درون حفره می‌شود. دمای بیشینه در ارتفاع‌های بیشتر در هر دو موتور افزایش می‌یابد، اما میزان این افزایش مطابق شکل ۱۰، در رم‌جت بیشتر است، زیرا در موتور رم‌جت سرعت جریان ورودی کمتر است و رهاسازی انرژی حرارتی حاصل از احتراق شوخت زمان بیشتری برای گسترش در حفره دارد. در اسکرم‌جت به دلیل سرعت بسیار بالا، بخش بزرگی از انرژی حرارتی توسط جریان اصلی به سمت خروجی هدایت می‌شود.

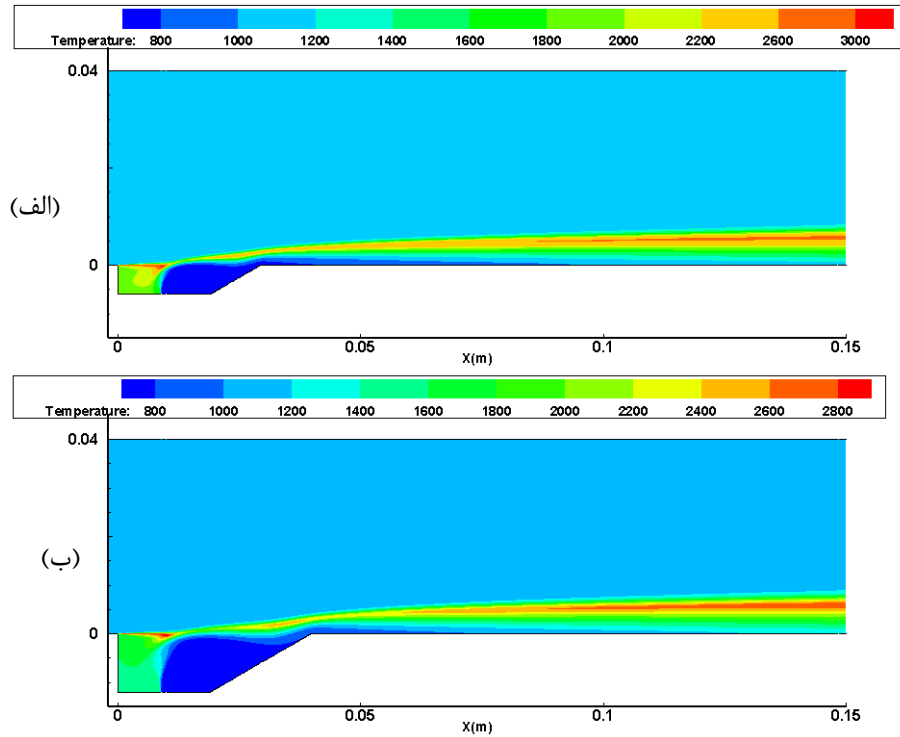


Figure 9 – Static temperature contours of the ramjet at cavity heights of (a) 6 mm and (b) 12 mm  
 شکل ۹- کانتور دمای استاتیک رمجت در ارتفاع‌های حفره (الف) ۶ میلی‌متر و (ب) ۱۲ میلی‌متر

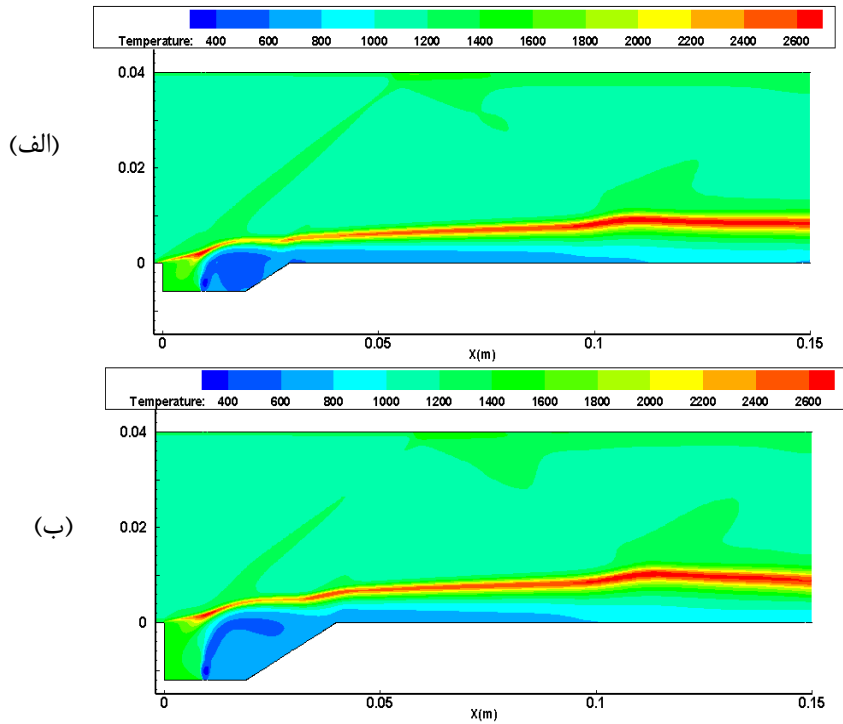


Figure 10 – Static temperature contours of the scramjet at cavity heights of (a) 6 mm and (b) 12 mm.  
 شکل ۱۰- کانتور دمای استاتیک اسکرمجت در ارتفاع‌های حفره (الف) ۶ میلی‌متر و (ب) ۱۲ میلی‌متر

نمودار بازده احتراق مطابق شکل ۱۱ نشان‌دهنده این است که در موتور رمجت، بازده احتراق با افزایش ارتفاع حفره افزایش پیدا می‌کند که این به دلیل تقویت ناحیه بازچرخش و اختلاط بهتر سوخت و هوا درون حفره است. همچنین افزایش ارتفاع حفره موجب تقویت ناحیه بازچرخشی، افزایش زمان ماند سوخت و افزایش بازگشت گازهای داغ به ناحیه تزریق می‌شود که همگی به بهبود پایداری شعله و افزایش بازده احتراق منجر می‌شوند.

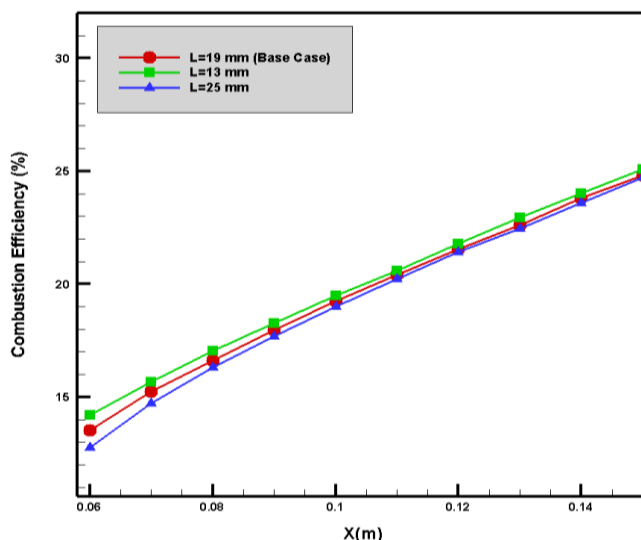


Figure 11 – Combustion efficiency diagram for different cavity heights in the hot ramjet

شکل ۱۱- نمودار بازده احتراق برای ارتفاع‌های مختلف حفره در موتور رمجت

مطابق شکل ۱۲ که نمودار بازده احتراق برای موتور اسکرمجت را نشان می‌دهد که بیان‌گر افزایش بازده احتراق با افزایش ارتفاع حفره است.

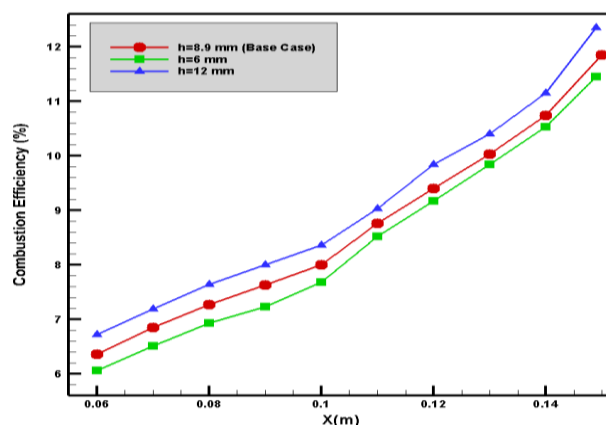


Figure 12 – Combustion efficiency diagram for different cavity heights in the scramjet

شکل ۱۲- نمودار بازده احتراق برای ارتفاع‌های مختلف حفره در موتور اسکرمجت

بررسی نمودارهای بازده احتراق نشان می‌دهد که تغییرات هندسی حفره تنها موجب تغییر مقدار بازده نشده، بلکه روند تکامل احتراق در طول محفظه را نیز تحت تأثیر قرار داده است. در موتور رمجت، شیب ملایم‌تر منحنی‌ها بیان‌گر پایداری بیشتر احتراق و زمان ماند بالاتر سوخت درون حفره است، در حالی که در موتور اسکرمجت، تغییرات سریع‌تر منحنی‌ها نشان‌دهنده

حساسیت بیشتر فرآیند احتراق به شرایط جریان فراصوتی و زمان ماند محدود است. این تفاوت رفتاری بیان می‌کند که نقش هندسه حفره در رم‌جت پررنگ‌تر از اسکرم‌جت است. در موتور اسکرم‌جت به دلیل عدد ماخ بالاتر و زمان ماند کمتر، تأثیر پارامترهای هندسی نسبت به رم‌جت محدودتر است و بخش قابل توجهی از انرژی حرارتی توسط جریان اصلی به خروجی منتقل می‌شود. طول حفره نیز اثر قابل توجهی بر عملکرد احتراق دارد. در رم‌جت حفره‌های کوتاه‌تر منجر به ایجاد شعله کوتاه‌تر و متمرکزتر شدند. مطابق شکل ۱۳ مشاهده می‌شود که با کاهش طول حفره بازده احتراق کمی بهبود پیدا می‌کند. بازده پایین‌تر حفره طولانی‌تر می‌تواند به دلیل سرریز سوخت از درون حفره باشد.

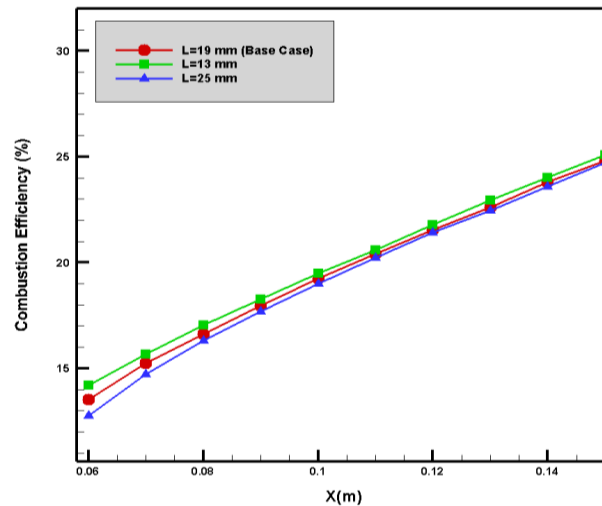


Figure 13 – Combustion efficiency diagram for different cavity lengths in the ramjet

شکل ۱۳- نمودار بازده احتراق برای طول‌های مختلف حفره در موتور رم‌جت

در اسکرم‌جت نیز مطابق شکل ۱۴ تنها مقداری کمتر بودن بازده احتراق در حفره طولانی‌تر در ابتدا را نشان می‌دهد که ناشی از کم‌شدن اختلاط است.

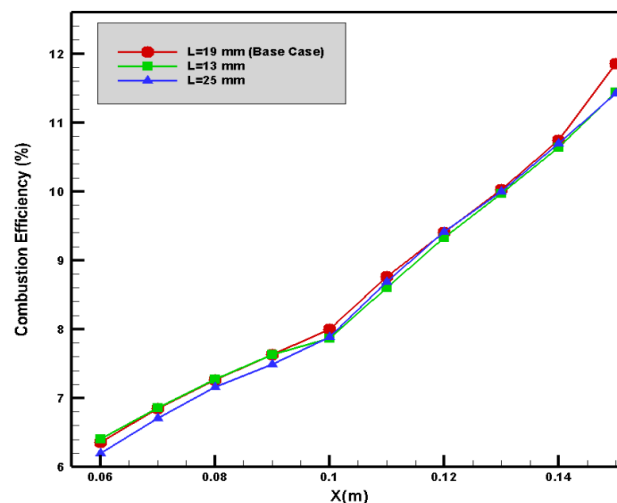


Figure 14 – Combustion efficiency diagram for different cavity lengths in the scramjet

شکل ۱۴- نمودار بازده احتراق برای طول‌های مختلف حفره در موتور اسکرم‌جت

زاویه دیواره انتهایی تأثیر مستقیمی بر دمای بیشینه و ساختار شعله دارد. مطابق شکل ۱۵، زاویه‌های بزرگ‌تر موجب تمرکز بیشتر شعله می‌شوند، در حالی که در رمجت با کاهش زاویه، گردابه سمت راست به درون حفره کشیده می‌شود. تغییر زاویه دیواره انتهایی حفره موجب جابه‌جایی محل جدایش جریان و تغییر ساختار گردابه‌های درون حفره می‌شود. کاهش زاویه باعث نفوذ بیشتر گردابه به داخل حفره و افزایش شدت بازچرخش جریان شده، در حالی که افزایش زاویه منجر به تمرکز بیشتر شعله در نزدیکی لبه خروجی حفره می‌شود. این تغییرات مستقیماً بر توزیع سوخت و شدت اختلاط تأثیرگذار هستند.

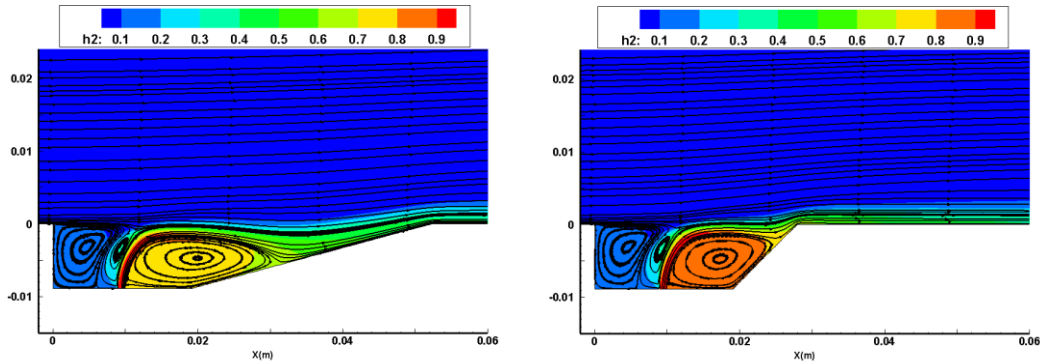


Figure 15 – Streamlines overlaid on the fuel mass fraction contours inside the ramjet cavity at angles of (a) 15° and (b) 45°.

شکل ۱۵- خطوط جریان در کانتور کسر جرمی سوخت درون حفره رمجت در زاویه (الف) ۱۵ درجه و (ب) ۴۵ درجه

تحلیل هم‌زمان کانتورهای دما و خطوط جریان نشان می‌دهد که افزایش یا کاهش بازده احتراق مستقیماً با ساختار میدان جریان درون حفره مرتبط است. نواحی با دمای بالاتر منطبق بر نواحی بازچرخشی قوی‌تر هستند که بیان‌گر حضور پایدارتر شعله و بازگشت مؤثر گازهای داغ به ناحیه تزریق سوخت است. از سوی دیگر، تغییر شکل گردابه‌ها با تغییر زاویه یا ابعاد حفره باعث جابه‌جایی محل تمرکز شعله شده و در برخی شرایط منجر به سرریز سوخت و افت بازده احتراق می‌شود. نمودار بازده احتراق مطابق شکل ۱۶ نشان می‌دهد که حفره با زاویه ۱۵ درجه ابتدا به دلیل سرریز سوخت از حفره بازده پایین‌تری را تجربه می‌کند، اما در انتها به حالت طراحی نزدیک می‌شود. حفره با زاویه ۴۵ درجه نیز که در ابتدا به دلیل اختلاط بهتر در حفره بازده بهتری دارد، در انتها با کمی کاهش بازده مواجه شده است.

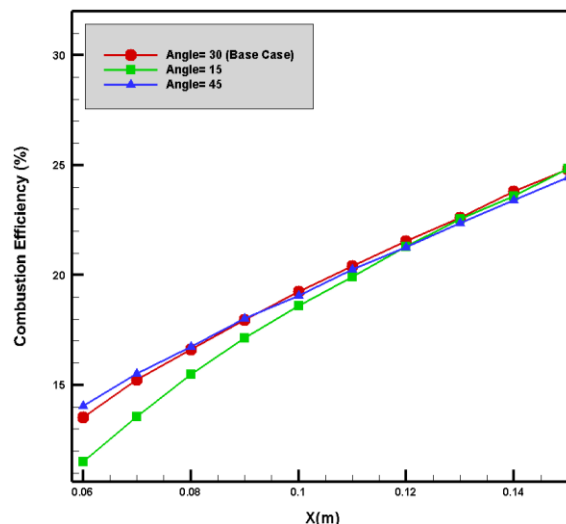


Figure 16 – Combustion efficiency diagram for different cavity angles in the ramjet

شکل ۱۶- نمودار بازده احتراق برای زاویه‌های مختلف حفره در موتور رمجت

نمودار بازده احتراق موتور اسکرمجت مطابق شکل ۱۷ نشان‌دهنده این است که حفره با زاویه ۴۵ درجه بازده احتراق یکسانی با حالت طراحی دارد، اما حفره با زاویه ۱۵ درجه کمی با کاهش بازده مواجه شده است که می‌تواند به دلیل سرریز سوخت از حفره باشد.

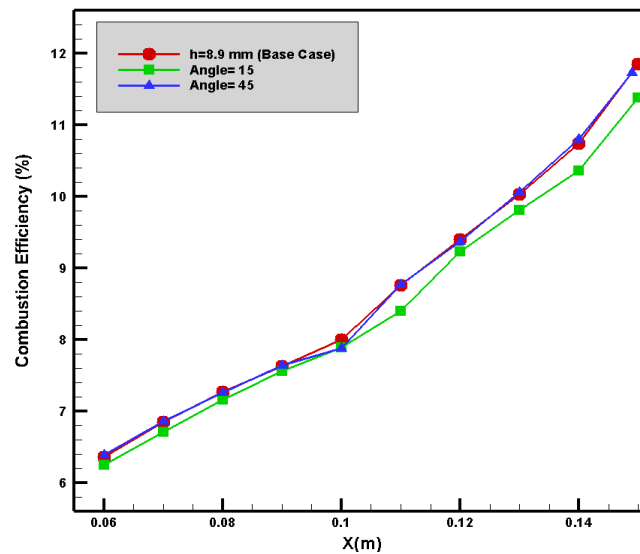


Figure 17 – Combustion efficiency diagram for different cavity angles in the scramjet

شکل ۱۷- نمودار بازده احتراق برای زاویه‌های مختلف در موتور اسکرمجت

### جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثر پارامترهای هندسی حفره شعله‌نگهدار شامل ارتفاع، طول و زاویه دیواره انتهایی آن بر بازده احتراق در محفظه احتراق موتورهای رمجت و اسکرمجت به صورت عددی بررسی شد. شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار ANSYS Fluent، مدل آشفتگی SST k- $\omega$  و مدل احتراق Finite-Rate/Eddy-Dissipation در شرایط گرم و با سوخت هیدروژن انجام گرفت. نتایج نشان داد که افزایش ارتفاع حفره در هر دو موتور باعث تقویت ناحیه بازچرخش و افزایش زمان ماند سوخت شده و در نهایت منجر به بهبود بازده احتراق می‌شود. این اثر در موتور رمجت محسوس‌تر است، زیرا زمان ماند جریان فروسوتی بیشتر بوده و فرصت اختلاط و واکنش کامل‌تر فراهم می‌شود. همچنین کاهش طول حفره موجب تمرکز بهتر ناحیه احتراق و کاهش سرریز سوخت از حفره شده و بازده احتراق را در هر دو موتور افزایش داده است، هرچند حساسیت این پارامتر نسبت به ارتفاع کمتر بوده است. از سوی دیگر، تغییر زاویه دیواره انتهایی حفره باعث جابه‌جایی ساختار گردابه‌ها و محل تمرکز شعله شده و در برخی شرایط می‌تواند منجر به کاهش بازده احتراق به دلیل سرریز سوخت شود. بنابراین زاویه بهینه باید به گونه‌ای انتخاب شود که ضمن تقویت بازچرخش، از خروج زود هنگام سوخت جلوگیری کند. در مجموع، یافته‌های این پژوهش می‌تواند به عنوان مبنایی برای طراحی و بهینه‌سازی هندسه شعله‌نگهدارها در موتورهای پرسرعت آینده مورد استفاده قرار گیرد. در پایان، لازم به ذکر است که در این مطالعه محدودیت‌هایی چون دوبعدی بودن شبیه‌سازی‌ها و بررسی نشدن اثر آرایش‌های چندحفره‌ای وجود دارد. پیشنهاد می‌شود در مطالعات آینده اثر تعداد حفره‌ها، تزریق چندنقطه‌ای و استفاده از مدل‌های سینتیکی دقیق‌تر برای تحلیل کامل‌تر احتراق فراصوتی مورد توجه قرار گیرد.

### منابع

- [1] A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview," *J. Propuls. Power*, vol. 17, pp. 869–877, 2001.



- [2] K. M. Kim, S. W. Baek, and C. Y. Han, "Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection," *Int. J. Heat Mass Transf.*, vol. 47, pp. 271–286, 2004.
- [3] M. R. Gruber, R. A. Baurle, T. Mathur, and K.-Y. Hsu, "Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors," *J. Propuls. Power*, vol. 17, pp. 146–153, 2001.
- [4] W. Huang, M. Pourkashanian, L. Ma, D. B. Ingham, S. Luo, and Z. Wang, "Effect of geometric parameters on the drag of the cavity flameholder based on the variance analysis method," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 21, pp. 24–30, 2012.
- [5] Z. Cai, M. Sun, Z. Wang, and X.-S. Bai, "Effect of cavity geometry on fuel transport and mixing processes in a scramjet combustor," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 80, pp. 309–314, 2018.
- [6] R. Moradi, A. Mahyari, M. B. Gerdroodbary, A. Abdollahi, and Y. Amini, "Shape effect of cavity flameholder on mixing zone of hydrogen jet at supersonic flow," *Int. J. Hydrogen Energy*, vol. 43, pp. 16364–16372, 2018.
- [7] G. Choubey, M. Solanki, T. Bhatt, G. Kshitij, D. Yuvarajan, and W. Huang, "Numerical investigation on a typical scramjet combustor using cavity floor H<sub>2</sub> fuel injection strategy," *Acta Astronaut.*, vol. 202, pp. 373–385, 2023.
- [8] Y. Wang, "Large-eddy simulation of flow separation in Savonius turbines," *Renew. Energy*, 2024. (in press, as per original citation)
- [9] M. B. Gerdroodbary, *Scramjets: fuel mixing and injection systems*. Butterworth-Heinemann, 2020. (in Persian)
- [10] S.-H. Lee, "Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, part 1: Mixing," *J. Propuls. Power*, vol. 22, pp. 1012–1019, 2006.
- [11] H. Wang, Z. Wang, M. Sun, and N. Qin, "Simulations of combustion with normal and angled hydrogen injection in a cavity-based supersonic combustor," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 228, pp. 530–541, 2014.
- [12] F. Gong, Y. Huang, and X. Huang, "Size effect on the flame base locations after V-gutters for premixed flames," *Int. J. Heat Mass Transf.*, vol. 82, pp. 406–418, 2015.
- [13] W. Xi, P. Liu, Q. Shao, W. Guo, and J. Liu, "Parametric study of flow and combustion characteristic in a cavitied scramjet with multi-position injection," *Fire*, vol. 7, p. 176, 2024.
- [14] J. Dai, L. Chen, and F. Kong, "Research on the mixing characteristics of a cavity based supersonic combustion chamber coupled with secondary recirculation jets," *Int. J. Hydrogen Energy*, vol. 92, pp. 516–526, 2024. doi: 10.1016/j.ijhydene.2024.10.303.
- [15] J. C. Small, L. Zhang, B. G. Crawford, and V. Viti, "Flow and Flame Stabilization in Scramjet Engine Combustor with Two Opposing Cavity Flameholders," *Aerospace*, vol. 12, p. 723, 2025.