

Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 53(11) (2022) 1365-1368 DOI: 10.22060/mej.2021.19574.7062

Investigation of Geometric Characteristics on the Non-Reaction Supersonic Flow inside the Channel with the Presence of Cavities

V. Dashti Rahmat Abadi, M. Agha Seyed Mirzabozorg, S. Kheradmand*

Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: In the present work, the flow inside a channel with a cavity is investigated as a Scramjet

combustion chamber. For this aim, the parameters such as L/D (cavity length to cavity depth), H/D

(channel height to cavity depth), and varied Mach numbers are studied in the supersonic flow to

investigate the effect of geometric parameters on channel flow in non-reacting conditions. In this work,

vorticity is used as a mixing parameter. Two-dimensional Navier-Stokes equations are used to solve the steady-state flow. The density based method and standard k- ε Model are employed for numerical simulation. The results show that vorticity of boundary layer and thus mixing in flow is increased with

growing of L/D, Mach number and having sweep angle for the cavity. Geometries with larger H/D

performed better than other geometries in terms of generating vorticity and reducing Total pressure

loss. Although the H/D = 1 ratio has a higher recirculation than others, it will not be reliable for all

supersonic flow because of its considerable total pressure loss and the survival of the oblique shock in

Review History:

Received: Feb. 07, 2021 Revised: Apr. 18, 2021 Accepted: May, 13, 2021 Available Online: Jul. 14, 2021

Keywords:

Supersonic flow Cavity Non- reaction Aft angle of cavity L/D and H/D ratio.

1-Introduction

some conditions.

Supersonic flow over cavities has been widely studied for many years because of their significance to aerodynamic configurations. A cavity, exposed to a flow, experiences self-sustained oscillations, which can induce fluctuating pressures, densities, and velocities in and around the cavity, resulting in drag penalties. This problem interested many experimental and computational studies, which have been directed toward improving the understanding of the physics of cavity flows and the means to control their nature [1]. It generally does open cavities (L/D < 10) could be used for flame-holding while the mixing enhancement could be achieved through the closed cavities [2]. It is noted that there exists an appropriate length of cavity regarding the combustion efficiency and total pressure loss [3]. The most important references used in this work are presented in Table 1.

2- Methodology

The geometry and dimensions of the model combustor considered in the present study are depicted in Fig. 1. The Geometrical Dimensions and flow conditions of various cavities are presented in Table 2.

These cases are analyzed using steady two dimensional density based Navier-Stokes equations and a k- ε turbulence model. Fig. 2. indicates that k- ε Standard can be considered the best option for modeling the case in question.

*Corresponding author's email: saeid_kheradmand@yahoo.com

Table 1. Summarized	l results	of some	references	mentioned
---------------------	-----------	---------	------------	-----------

Author	Year	Mach
Ben Yakar et al. [1]	2001	-
Kim et al. [3]	2004	2.5
Huang et al. [4]	2010	3.2
Luo et al. [5]	2011	3
Lahijani et al. [6]	2020	2.05
Jeyakumar et al. [7]	2016	1.8
Jeyakumar et al. [8]	2016	1.3
Gruber et al. [9]	2001	3
Wang et al. [10]	2019	2.52

Table 2.	Geometrical	Dimensions	and	initial	conditions	in
		present wo	rk			

r	
Parameter	Value
Height of Combustion Chamber	60 mm
L/D	1, 3, 5
H/D	1, 2, 3
Aft Angle of Cavity	45, 90 deg
Mach	2, 3, 4
P_{0}	690 kPa
T_{0}	300 K

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.



Fig. 1. Schematic representation of geometrical dimensions of combustors in present work



Fig. 3. Profile of wall y+ in present geometry

In all Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations performed in this work, the conditions of Pressure inlet, Pressure outlet, and Wall are used for the input of the combustion chamber, the output of the combustion chamber, and the walls, respectively. Fig. 3 showed the wall y+ is less than 5 at most positions and the difference between the computed inflow and the outflow mass flux drop below 0.0001 kg/s.

3- Results and Discussion

The vorticity parameter is the component of the local spinning motion flow near the wall and if not excessive, can enhance the mixing. Also, one of the important parameters in expressing the efficiency of the cavity is the total pressure



Fig. 2. Comparing non-dimensional static pressure (versus inlet static pressure) for various methods of Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS) with experimental data[9]



numbers at outlet

loss. A minimum total pressure loss, as well as maximum efficiencies of mixing and combustion, should be considered for the optimization of an overall combustor performance with the cavity configuration [3]. Higher vorticity and lower total pressure loss indicate better performance for every cavity configuration. Fig. 4 showed the scaled total vorticity versus various H/D, L/D, and Mach numbers at the outlet. According to this figure, total vorticity is approximately constant with various H/D parameter at the outlet. Fig. 5 indicated total pressure loss is decreased by increasing of H/D ratio. Total pressure loss at the aft angle of 45 degrees is greater than the rectangle cavity, because of higher pressures acting over the aft wall area.



Fig. 5. Total pressure loss for various H/D, L/D, and Mach numbers at the outlet

4- Conclusions

By increasing Mach numbers and L/D ratio, and decreasing of H/D ratio, the total pressure loss of cavity case is increased. Also, total pressure loss at aft angle of 45 deg is greater than no angle case.

References

- [1] A. Ben Yakar, R.K. Hanson, Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview, Journal of Propulsion and Power, 17(4) (2001) 869-877.
- [2] M. Dharavath, P. Manna, D. Chakraborty, Numerical

Investigation of Hydrogen-fuelled Scramjet combustor with cavity Flame Holder, Defence Science Journal, 64(5) (2014) 417-425.

- [3] K.M. Kim, S.W. Baek, C.Y. Han, Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection, International Journal of Heat and Mass Transfer, 47 (2004) 271-286.
- [4] W. Huang, Z.g. Wang, M. Pourkashanian, L. Ma, D.B. Ingham, S.B. Luo, J. Liu, Hydrogen fuelled scramjet combustor—the impact of fuel injection, in: Fuel Injection, Sciyo, 2010.
- [5] S.B. Luo, W. Huang, J. Liu, Z.G. Wang, Drag force investigation of cavities with different geometric configurations in supersonic flow, Science China Technological Science, 54(5) (2011) 1345-1350.
- [6] M. Lahijani, S. Emami Koopaei, Effect of the number of cavity flame-holders on combustion efficiency and pressure recovery factor in a supersonic combustion chamber, Fuel and Combustion, 13(1) (2020) 98-117 (in persian).
- [7] S. Jeyakumar, S.M. Assis, K. Jayaraman, Experimental study on the characteristics of axisymmetric cavity actuated supersonic flow, Journal Aerospace Engineering,SAGE, 0(0) (2016) 1-8.
- [8] S. Jeyakumar, S.M. Assis, K. Jayaraman, Effect of Axisymmetric Aft Wall Angle Cavity in Supersonic Flow Field, International Journal of Turbo and Jet Engines, 35(1) (2016).
- [9] M.R. Gruber, R.A. Baurle, T. Mathur, K.Y. Hsu, Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors, Journal of Propulsion and Power, 17(1) (2001) 146-153.
- [10] Y. Wang, Z. Wang, M. Sun, H. Wang, Z. Cai, Effects of fueling distance on combustion stabilization modes in a cavity- based scramjet combustor, Acta Astronautica, 155 (2019) 23-32.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

V. Dashti Rahmat Abadi, M. Agha Seyed Mirzabozorg, S. Kheradmand , Investigation of Geometric Characteristics on the Non-Reaction Supersonic Flow inside the Channel with the Presence of Cavities , Amirkabir J. Mech. Eng., 53(11) (2022) 1365-1368.

DOI: 10.22060/mej.2021.19574.7062

This page intentionally left blank

نشريه مهندسي مكانيك اميركبير



نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۳، شماره ۱۱، سال ۱۴۰۰، صفحات ۵۴۰۹ تا ۵۴۲۸ DOI: 10.22060/mej.2021.19574.7062

بررسی تأثیر مشخصههای هندسی بر جریان داخل کانال در شرایط جریان مافوقصوت غیرواکنشی با حضور حفره

وحیده دشتی رحمت آبادی، محسن آقا سید میرزابزرگ، سعید خردمند*

مجتمع دانشگاهی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

خلاصه: در کار حاضر، به بررسی جریان داخل یک کانال دارای حفره به عنوان محفظه احتراق یک موتور اسکرمجت پرداخته شده است. تحلیل های انجام شده در این تحقیق در خصوص تأثیر مشخصه های هندسی وابسته به حفره نظیر L/D (طول به عمق حفره)، H/D (ارتفاع کانال به عمق حفره) و عددهای ماخ متفاوت در محدوده مافوق صوت بر روی کیفیت جریان داخل کانال محفظه احتراق است. در جریان غیرواکنشی مورد بررسی در این مقاله، مشخصه گردش به عنوان مشخصه وابسته به اختلاط تحلیل شده است. در است. در جریان غیرواکنشی مورد بررسی در این مقاله، مشخصه گردش به عنوان مشخصه وابسته به اختلاط تحلیل شده است. در تحلیل عددی، از معادلات دو بعدی ناویر استوکس به منظور حل جریان پایا و روش چگالی مبنا استفاده شده و مدل اغتشاشی مورد استفاده، روش 3- K استاندارد بوده است. به منظور شبیه سازی عددی از نرم افزار انسیس فلوئنت نسخه ۲/۸ استفاده شده است. نتایج به دست آمده نشان میدهد که با افزایش نسبت L/D، افزایش عدد ماخ و وجود زاویه در دیواره عقبی حفره، میزان گردش در برسی در مورد میزان تولید گردش و کاهش افت فشار کل از خود نشان دادند. همچنین با وجود اینکه نسبت H/D برابر با ۱، گردش برسی در مورد میزان تولید گردش و کاهش افت فشار کل از خود نشان دادند. همچنین با وجود اینکه نسبت H/D برابر با ۱، گردش موره ماخهای مافوق صوت مطمئن نخواهد بود.

تاریخچه داوری: دریافت: ۱۳۹۹/۱۱/۱۹ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۲/۲۹ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۲/۲۳ ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۴/۲۳

کلمات کلیدی: جریان مافوق صوت غیر واکنشی زاویه دیواره عقبی حفره نسبت H/D و L/D

۱ – مقدمه

در موتورهای اسکرمجت پدیدههایی نظیر تزریق، اختلاط مناسب سوخت با هوا و ایجاد اشتعال کامل در بازه زمانی بسیار کوتاه (در حد چند میلی ثانیه)، از بزرگترین مشکلات طراحی محسوب می شود. هدف اصلی در طراحی محفظه احتراق یک موتور اسکرمجت، انجام اختلاط مناسب سوخت و هوا، کاهش افت فشار کل و بالابردن راندمان احتراق است. حفره، یک وسیله کنترل غیرفعال اختلاط و یک شعله نگهدار مناسب در محفظههای احتراق موتور اسکرمجت امروزی است که سبب بهبود اختلاط و در نتیجه افزایش راندمان احتراق در آن می شود. به دلیل ماهیت سرعت بالای جریان داخل محفظه احتراق، پدیده خاموشی شعله در این موتورها، یک پدیده شایع است و تأثیر آن بر روی چگالی و سرعت داخل حفره، پسا^۲ ی وسیله پرنده را تحت

1 Drag

دوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

است تا درک فیزیک جریانهای حفره و وسایل کنترلی آن بهبود یابد [۱]. استفاده از حفره در دیواره محفظه احتراق، سبب ایجاد جریان چرخشی بیشتر در جریان اصلی شده و زمان بیشتری را برای انجام احتراق فراهم می کند. میدان جریان حفره به ویژگیهای قابل توجهی از قبیل جدایش لایهمرزی، عدد ماخ جریان، تعامل بین شوک و لایهمرزی، ناپایداری لایه برشی و نسبت طول به عمق آن بستگی دارد [۲].

حفرهها بر اساس نسبت طول به عمق آنها (L/D)، به سه دسته اصلی تقسیم میشوند. حفرههایی که نسبت L/D در آنها کمتر از ۱۰ باشد، حفرههای باز نامیده میشوند [۱] (در برخی از مراجع این حد، عدد ۷ و در برخی دیگر، ۱۰ بیان شده است). زیرا در آنها یک لایه برشی از لبه بالادست مفره جدا شده و در پایین دست، به آن متصل میگردد. در حفرههای باز، پدیده نوسان پدیده غالب در جریان است[۳]. حفرههایی را که نسبت L/D در آنها بیشتر از ۱۳ است، حفرههای بسته مینامند [۱] (این حد نیز در مراجع مختلف، متفاوت بیان شده است). زیرا در آنها لایه برشی جریان آزاد بعد از

^{*} نویسنده عهدهدار مکاتبات: saeid_kheradmand@yahoo.com

جدول ۱. خلاصه مرور منابع

Table 1. Summarized results of some references men
--

روش حل	نویسنده سال غ و ^۱ / و ^۲ بعد ک		بعد کاری	هندسه	ماخ	سوخت	
	زينگ و همکاران [۱۵]	2012	غ و+ و	۲ بعدی	حفره	٢	_
	ژنگ و همکاران [۱۶]	2.12	و	-	حفره	٢	هيدروژن
	خان و همکاران [۱۷]	7.14	و	۲ بعدی	حفره	r/Δ	هيدروژن
عددى	ليو و همكاران [۱۸]	7.14	غ و	۳ بعدی	حفره	۲/۲	كروزن
-	یانگ و همکاران [۱۹]	۲۰۱۸	غ و	۳ بعدی	حفره	٢	اتان
	کای و همکاران [۲۰]	۲۰۱۸	غ و+ و	۳ بعدی	حفره	۲/۹۲	اتان
	سونيتا و همكاران [٢١]	7.19	غ و+ و	۲ بعدی	حفره+ گوه	۲/۵ و ۳و ۳/۵	اتان و هیدروژن
	جیاکومار و همکاران [۲۲]	5.18	غ و	-	حفره	١/٨	-
تحرين	جیاکومار و همکاران [۲۳]	2.18	غ و	-	حفره	١/٣	-
	اتريج و همكاران [۲۴]	7.14	-	-	حفره	٣	اكسيد نيتروژن
	کای و همکاران [۲۵]	۲۰۱۸	غ و	۳ بعدی	حفره	۲/۹۲	اتان
تجربی و عددی	ونگ و همکاران [۲۶]	2019	و	۲ بعدی	حفره	۲/۵۲	هيدروژن
غبر واكنشي							

ً واكنشى

فشار كلى حداقل و بازده اختلاط و احتراق حداكثر باشد [8].

در سال ۲۰۰۱، بن یاکار و هانسون [۱]، مشخصه جریان داخل حفره را به صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند. آنها حفرهها را در سرعتهای کم و زیاد بررسی نمودند و تاثیرات حفره به عنوان یک شعله نگهدار در محفظههای احتراق مافوقصوت را ارائه نمودند. آنها بیان کردند که حفرههایی با زاویه دیواره عقبی بین ۱۶ تا ۴۵ درجه، کمترین میزان پسا را تولید می نمایند. در همان سال گروبر و همکاران [۴] با استفاده از روشهای تجربی و عددی چندین حفره را به عنوان شعله نگهدار و در جریان غیر واکنشی مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که زاویه دیواره عقبی، نقش مهمی را در لایه برشی عبوری از حفره ایفا می کند و کاهش زاویه دیواره عقبی از ۹۰ درجه، سبب کاهش فشار در دیواره جلویی حفره در یک میدان جریان پایدار میشود. در سال ۲۰۰۴، کیم و همکاران [۶] بررسیهای عددی خود را به میشود. در سال ۲۰۰۴، کیم و همکاران [۶] بررسیهای عددی خود را به جدا شدن از لبه جلویی حفره، به دیواره اصلی مقابل حفره متصل می شود. بنابراین در این نوع حفرهها، مانند حفرههای باز نوسان غالب نخواهد بود [۳] و دارای ضریب پسای بالاتری نسبت به حفرههای باز هستند [۴]. حفرههایی که دارای نسبت L/D بین ۱۰ تا ۱۳ هستند نیز، حفرههای انتقالی نامیده می شوند که ویژگیهای هر دو دسته قبل را کمابیش از خود نشان می دهند [۵]. گروهی از مراجع نیز این تقسیم بندی را به دو دسته حفرههای باز و بسته خلاصه کردهاند و حفرههای با نسبت L/D کمتر از ۱۰ را به عنوان حفرههای باز و Z/D بیشتر از ۱۰ را به عنوان حفرههای باز به عنوان نمودهاند [۴ و ۶]. به هر ترتیب، معمولاً از حفرههای باز به عنوان نگهدارنده شعله و از حفرههای بسته به عنوان به بود دهنده اختلاط جریان استفاده می شود [۷]. استفاده از حفره، علاوه بر افزایش افت فشار کل، سبب بهبود اختلاط و در نتیجه احتراق نیز می شود. در واقع نسبت هندسی مناسبی برای حفره وجود دارد که می تواند نسبت بهینهای بین افت فشار کل و اختلاط به وجود آورد. برای بهینه سازی عملکرد کلی احتراق با حضور حفره، باید افت جدول ۲. ابعاد و زاویه هندسههای مورد بررسی در کار حاضر

۱۸	۱۷	18	۱۵	14	۱۳	١٢	11	۱٠	٩	٨	۷	۶	۵	۴	٣	۲	۱	شماره
۵	۵	۵	۵	۵	۵	٣	٣	٣	٣	٣	٣	١	١	١	١	١	١	L/D
٣	٣	۲	٢	١	١	٣	٣	٢	٢	١	١	٣	٣	٢	٢	١	١	H/D
٩٠	40	٩٠	۴۵	٩٠	40	٩٠	۴۵	٩٠	۴۵	٩٠	40	٩٠	۴۵	٩٠	۴۵	٩٠	۴۵	θ (deg)
۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	۶.	H(mm)
۲۰	۲۰	۳۰	۳۰	۶.	۶.	۲۰	۲۰	۳۰	۳۰	۶.	۶.	۲۰	۲۰	۳۰	۳۰	۶.	۶.	D(mm)
۱۰۰	۱۱۰	۱۵۰	180	٣٠٠	۳۳۰	۶.	٧٠	٩٠	۱۰۵	۱۸۰	۲۱۰	۲۰	۳۰	٣٠	40	۶.	٩٠	<i>L(</i> mm)

Table 2. Dimensions and angles of the geometries studied in the present work

جدول ۳. مشخصات ابعادی و شرایط اولیه در کار حاضر

Table 3. Geometrical Dimensions and	l initial conditions in pr	esent worl
-------------------------------------	----------------------------	------------

ابعاد	مشخصهها
۶۰ میلی متر	ارتفاع كانال محفظه احتراق
۱و ۳و ۵	نسبت L/D
۱و ۲و ۳	نسبت <i>H/D</i>
۲و ۳و ۴	عدد ماخ
۵ درجه	زاويه واگرايي محفظه احتراق
۴۵ و ۹۰	زاویه دیواره عقبی حفره

در سال ۱۳۹۳ هاشمی و همکاران [۱۲] ساختارهای گردابهای را در احتراق جت جریان متقاطع در ورودی یک نازل مافوق صوت مورد ارزیابی قرار دادند و نتایج آنها نشان می دهد که با کاهش قطر ورودی سوخت، مکان پایداری شعله به محل تزریق سوخت نزدیک می شود. همچنین زاهدزاده و امی [۱۳] در سال ۱۳۹۸، به صورت عددی پاشش مقاطع جتهای صوتی دو مرحلهای را در جریان عرضی مافوق صوت بعد از یک پله مورد بررسی قرار انژکتور اول بوده که دلیل آن افت فشار سکون ناشی از انژکتور دوم بیشتر از در سال ۱۳۹۹ لاهیجانی و امامی کوپایی [۱۴] تعداد حفره را بر روی احتراق افزایش تعداد حفرهها از یک تا چهار، بازده احتراقی افزایش یافته اما ضریب بازیافت فشار سکون کاهش می یابد. در ادامه خلاصهای از کارهای معتبر انجام شده در سطح جهان و در سال های اخیر در جدول ۱ ارائه شده است. موجنین ابعاد هندسههای مورد بررسی و شرایط حاکم بر جریان به ترتیب در جدول ۲ و جدول ۳ ارائه شده است. برای عمومیت نتایچ استخراج شده،

کل ارائه نمودند. در سال ۲۰۱۰ هوانگ و همکاران [۸] در کار عددی خود، برای بهبود راندمان موتور اسکرمجت ترکیب چند حفره را نیز مورد آزمایش قرار دادند و تأثیر محل تزریق سوخت را نیز به صورت عددی بیان نمودند. در سال ۲۰۱۱ لو و همکاران [۹] به صورت عددی نیروی پسا را در چند هندسه مختلف حفره مستطیلی، مثلثی و نیم دایرهای در جریان مافوق صوت بررسی کردند. نتایج به دست آمده از کار آنها بیان میکند که با نسبت L/Dیکسان، حفرههای مستطیلی کمترین پسای اضافی^۲ را تولید مینمایند؛ اما کمترین تأثیر را هم بر بهبود احتراق در محفظه دارند. در سال ۲۰۱۲ هوانگ و همکاران [۱۰] تأثیر نسبت L/D و فشار پشت محفظه احتراق را به صورت عددی و جریان غیر واکنشی شبیهسازی کردند. هوانگ و همکاران مورت عددی و جریان غیر واکنشی شبیهسازی کردند. هوانگ و همکاران جریان گرم شده حول یک حفره را به صورت عددی بررسی کردند و دریافتند که نسبت D/L و مرات عددی بررسی کردند و دریافتند موران مشخصههای هندسی بر روی نیروی پسای

¹ Additional drag



شکل ۱. هندسه مورد استفاده در کار حاضر

Fig. 1. Schematic representation of geometrical dimensions of combustors in present work

شرایط مورد بررسی در ماخهای ۲، ۳ و ۴ توسعه یافتهاند.

در شکل ۱، هندسه مورد استفاده در کار حاضر نشان داده شده است و مشخصههای هندسی از قبیل H، L و D معرفی شده است. همچنین مقاطع X برابر با صفر، ۱۰۰، ۲۰۰ و خروجی، مقاطعی هستند که دادههای جریان در آنها ارائه شده است. حالتهای مورد بررسی شامل هندسههایی با نسبتهای L/D برابر با ۱، ۳ و ۵ و همچنین H/D برابر با ۱، ۲ و ۳ میباشد. در همه هندسهها، از یک قسمت واگرا با زاویه واگرایی ۵ درجه و طول ثابت ۳۰۰ میلیمتر به عنوان ادامه محفظه احتراق استفاده شده است. همچنین در تمام هندسهها، عمق حفره در دیواره عقبی و جلویی ثابت و برابر با یکدیگر است.

۲- مدل فیزیکی

به منظور اعتبارسنجی روش حل حاضر، از مرجع [۴] استفاده گردیده است. مشخصات هندسه و شرایط جریانی این مرجع در شکل ۲ نشان داده شده است. در آن کار، جریان با ماخ ۳ و فشار کل ۶۹۰ کیلوپاسکال و دمای ۳۰۰ کلوین در کانال با هندسه شکل ۲ وارد میشود. کانال دارای یک حفره بدون زاویه دیواره عقبی میباشد و شرایط جریانی تا فاصله ۶۰ میلیمتری

بعد از حفره مورد بررسی قرار گرفته است. لازم به ذکر است که نتایج تجربی مورد استفاده مربوط به چند نقطه بر روی سطوح دیوارهها و کف حفره است.

۳- روش حل عددی

در کار حاضر، از معادلات دوبعدی ناویر استوکس و مدل اغتشاشی کا– اپسیلون استاندارد^۱ برای شبیهسازی جریان مافوق صوت در محفظه احتراق اسکرمجت استفاده شده است[۲۷ و ۲۸]. استفاده از معادلات متوسط گیری شده ناویر استوکس^۲، به دلیل امکان استفاده از مش بندی در شت تر نسبت به روش هایی نظیر روش شبیه سازی گردابه های بزرگ^۳ و شبیه سازی عددی مستقیم^۳، روش آسان تری برای حل جریان های احتراقی و مافوق صوت در حالت دایمی⁶می باشد و بنابراین از آن استفاده شده است.

معادلات ناویر استوکس دوبعدی و مدل اغتشاشی کا- اپسیلون استاندارد به صورت زیر بیان شده است: معادله پیوستگی [۲۹]:

- 3 Large Eddy Simulation (LES)
- 4 Direct Numerical Simulation (DNS)
- 5 Steady state

¹ k-ε Standard

² RANS





معادله اغتشاشی کا– اپسیلون استاندارد [۲۹]:
$$ho k \ + rac{\partial}{2} (
ho k u_i \) = rac{\partial
ho}{\partial t} +$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_{i}} (\rho k u_{i}) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\left(\mu + \frac{\mu_{i}}{\sigma_{k}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_{j}} \right] + G_{k} + G_{b} - \rho \varepsilon - Y_{M} + S_{k}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_{i}}(\rho\varepsilon u_{i}) = \qquad (f)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}}\left[\left(\mu + \frac{\mu_{i}}{\sigma_{\varepsilon}}\right)\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_{j}}\right] + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_{k} + C_{3\varepsilon}G_{b}) - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^{2}}{k} + S_{\varepsilon}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

١

$$\frac{\partial(\rho u_{i})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_{i} u_{j})}{\partial x_{j}} = \frac{-\partial p}{\partial x_{i}} + \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\mu \left(\frac{\partial u_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial u_{j}}{\partial x_{i}} - \frac{2\delta_{ij}}{3} \frac{\partial u_{l}}{\partial x_{l}} \right) \right] + \qquad (r)$$
$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} \left(-\rho \overline{u_{i}' u_{j}'} \right)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial \left[u_i \left(\rho E + p \right) \right]}{\partial x_i} = \frac{\partial \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i \left(\tau_{ij} \right)_{eff} \right] + S_h$$
(°)

$$\mu_t = \rho C_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon}$$

این مدل اغتشاشی، یک رابطه محکم و مقرون به صرفه و بر پایه مقایسات نیمه تجربی است که برای محاسبات جریانی و انتقال حرارت، کارامد میباشد. برای دستیابی به معادلات بالا و همچنین معادلات اغتشاشی



شکل ۳. شبکه مشبندی در کار حاضر

Fig. 3. Schematic of grid generation in present work

سایر روشها، میتوان به مرجع ویلکوکس [۲۹] و سایر مراجع معتبر در این زمینه مراجعه نمود.

جریان مورد بررسی، یک جریان غیر واکنشی است که هوا با شرایط گاز ایده آل و تراکمپذیر در هندسه مورد نظر جریان دارد و در نرمافزار تجاری انسیس فلوئنت از روش چگالی مبنا استفاده شده است. معادلات حاکم بر اساس روش تجزیه بالادست جابجایی جداسازی شده و توابع دیواره اساس روش تجزیه بالادست جابجایی جداسازی شده و توابع دیواره استاندارد برای ناحیه نزدیک دیواره لحاظ شده است. عدد کنترلی کورانت^۲ در محدوده ۸/۰ تا ۵ نگه داشته شده است. همچنین از رابطه ساترلند به صورت سه ضریبی برای محاسبه لزجت استفاده شده است. انجام محاسبات در نرمافزار فلوئنت تا زمانی ادامه می یابد که خطای باقی مانده به کمتر از ۲۰۰۰/۰ و اختلاف دبی جریان ورودی و خروجی به کمتر از ۲۰۰۰/۰

در استفاده از مدل اغتشاشی کا - ایسیلون استاندارد ، تاثیرات تراکم پذیری لحاظ شده و ضرایب عدد پراندتل دیواره و انرژی به ترتیب ۰/۸۵ و ۰/۸۵ انتخاب شده است.

۴- تولید شبکه و بررسی استقلال شبکه

به دلیل نیاز به شبکه چگال و تعداد زیاد معادلات لازم برای حل، شبکه بندی مورد استفاده در محاسبات مربوط به اسکرمجت از اهمیت زیادی

برخوردار است. در کار حاضر، مش بندی به کار رفته به صورت دو بعدی و منظم بوده و مش بندی در سه مقیاس مش درشت، متوسط و ریز انجام شده است که مش بندی با سایز متوسط، نتایج مشابهی با مش بندی با سایز ریز نشان داده است. بنابراین از مش بندی متوسط در این کار استفاده شده است. نمایی از شبکه مش بندی مورد استفاده در کار حاضر در شکل ۳ ارائه گردیده است.

در شکل ۴ توزیع فشار بر روی دیواره با استفاده از سه شبکه بندی درشت، متوسط و ریز نشان داده شده است. این شکل نشان میدهد که شبکه بندی متوسط توانایی حل دقیق و استخراج نتایج مناسب را دارد.

۵- نتایج

برای انجام شبیه سازی جریان مافوق صوت در محفظه احتراق اسکرمجت، مراجع زیادی از مدل های اغتشاشی مختلف متوسط گیری شده ناویر استوکس از جمله 3-k و $\infty-k$ استفاده نمودهاند. در کار حاضر به دلیل عدم قطعیت درباره مدل اغتشاشی مناسب برای شبیه سازی عددی، روش های اغتشاشی متعددی مورد بررسی قرار گرفت و برای هر یک از آنها شبیه سازی انجام شد. نتیجه مربوط به این شبیه سازی در شکل ۵ ارائه شده است. نتایج به دست آمده و همچنین محاسبه خطا به صورت نقطه به نقطه در مکان های دارای داده تجربی، نشان می دهد که مدل اغتشاشی کا پسیلون استاندارد کمترین مقدار خطا را در بین خطاها داراست و بنابراین به عنوان مدل اغتشاشی در شیه سازی های دو بنابراین به معنوان مدل اغتشاشی دار می دهد که مدل اغتشاشی کا پسیلون استاندارد کمترین مقدار خطا را در بین خطاها داراست و بنابراین به عنوان مدل اغتشاشی در شیه سازی های دو به مرد می دو بعدی مورد استفاده مرد می در می منوان می دهد که مدل اغتشاشی کا پسیلون استاندارد کمترین مقدار خطا را در بین خطاها داراست و بنابراین به عنوان مدل اغتشاشی در شیه سازی های دو بعدی مورد استفاده قرار گرفته

¹ Advection Upstream Splitting Method (AUSM)

² Courant–Friedrichs–Lewy number (CFL)



شکل ۴. توزیع فشار روی دیواره به صورت بی بعد بر اساس فشار استاتیک ورودی بر حسب مش بندیهای مختلف

Fig. 4. Wall pressure distribution normalized by the inlet static pressure for different grid sizes



شکل ۵. تغییرات فشار بی بعد بر حسب فشار استاتیک ورودی در روش های مختلف اغتشاشی و مقایسه آن با دادههای تجربی[٤]

Fig. 5. Comparing non Dimensional static pressure (versus inlet static pressure) for various methods of RANS with experimental data[4]

مدل های اغتشاشی میزان خطا (٪) کا- امگا ۱۷/۱ کا- اپسیلون استاندارد ۶/۹ کا- اپسیلون واقعی ۱۵/۷۷

جدول ٤. بیشترین میزان خطا در روش های اغتشاشی مختلف

Table 4. Maximum error for different turbulence models

است. میزان خطاهای مربوط به هر یک از روشهای اغتشاشی در جدول ۴ ارائه شده است. همانطور که از جدول ۴ به دست میآید، میزان خطای مدل اغتشاشی کا– اپسیلون استاندارد در حدود ۷ درصد است.

شرایط مرزی ورودی و خروجی کانال بهترتیب به صورت ورودی فشار^۱ و خروجی فشار^۲ انتخاب شده و سایر مرزها، دیواره با شرط بدون لغزش^۳ هستند.

هدف اصلی از انجام شبیه سازیهای ارائه شده در کار حاضر، بررسی تاثیرات عمق حفره بر روی جریان داخل محفظه و حفره و یافتن نسبتی بهینه بین ارتفاع محفظه و عمق حفره برای بهبود اختلاط در جریان است.

شکل ۶۰ پروفیل عدد ماخ را در خروجی کانال در هندسههای مذکور و در حالتی که عمق حفره به ترتیب برابر، نصف و ثلث ارتفاع کانال است نشان میدهد. با توجه به مورد (الف) شکل ۶ که پروفیل ماخ خروجی با شرایط ماخ طراحی ورودی ۲ و نسبت L/D برابر با ۱ را نشان میدهد، مشاهده میشود که جریان مافوق صوت در H/D برابر با ۲ و ۳، همواره توانایی رسیدن به ماخ طراحی را دارد، اما در H/D برابر با ۲ و ۷ مل برابر با ۱ الگوی جریانی تغییر یافته و به ماخ اسمی نرسیده است. زیرا در این حالت عمق حفره نسبت به دهانه آن بزرگ است و جریان در کف حفره تقریباً ساکن میماند. این اتفاق در حالت با زاویه ۴۵ درجه بیشتر جلب توجه می کند زیرا قدرت امواج (ب) شکل ۶ (L/D برابر با ۳) با بازتر شدن دهانه حفره نسبت به قسمت (الف)، همه جریان در کف کانال وارد جریان اصلی شده و روند رسیدن به ماخ اسمی در خروجی بهتر انجام شده است. اما در قسمت (ج) شکل ۶ که نتایج مربوط به L/D برابر با ۵ را نشان میدهد، به دلیل حجم بزرگ حفره در

هندسه با H/D برابر با ۱ و L/D برابر با ۵ نسبت به کانال محفظه، جریان به هم ریخته و ماخ خروجی از کانال نمیتواند به مقدار اسمیخود برسد. در این حالت، لایه برشی ایجاد شده در جریان با امواج شوک حاصل از وجود حفره ترکیب شده و اجازه اتصال دوباره آن را به لبه عقبی حفره نمیدهد. این موج ترکیبی سبب ایجاد یک موج مایل بر روی حفره میشود و جریان اصلی را به شدت تحت تأثیر قرار میدهد. نکته جالب توجه در شکل ۶۰ ماخ زاویه ۴۵ درجه با شرایط یکسان است. دلیل این امر قدرت بیشتر شوک در لبه عقبی حفره است. به دلیل قدرت بیشتر شوک لبه دیواره عقبی حفره هره درجه، مشخصههای سرعت، فشار و دما دچار افت بیشتری شده و از آنجا که طول قسمت انبساطی در تمامی هندسهها یکسان است، هندسه دارای حفره بدون زاویه عقبی در نزدیکی خروجی مقدار بیشتری خواهد داشت.

شکل ۷، پروفیل ماخ خروجی در ماخ ورودی ۳ و شکل ۸، پروفیل ماخ خروجی را در شرایط ماخ ورودی ۴ نشان میدهد. هندسههای مورد نظر در ماخهای مختلف بررسی شدهاند تا در محدوده مافوق صوت، روند رفتار جریان را به صورت دقیقتری نشان دهد. در قسمت (الف) شکل ۷ برای ماخ ۳ و قسمت (الف) شکل ۸ برای ماخ ۴ که عدد ماخ خروجی را در L/D برابر با ۱ نشان میدهد، همچنان در هندسه دارای H/D برابر با ۱، جریان کل داخل حفره وجود دارد و به همین دلیل عدد ماخ خروجی در این هندسه کمتر از سایر هندسههای مورد بررسی است.

به منظور تبیین بهتر نحوه ترکیب لایه برشی با امواج انبساطی و تراکمی اطراف حفره، از کانتور ماخ در هندسه های با H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵ کمک گرفته شده است. همانطور که در شکل ۹ نشان داده شده است، با تداخل امواج انبساطی و تراکمی در دهانه حفره، به دلیل بزرگ بودن عمق حفره و طول آن، این امواج ترکیبی توانایی عبور از بالای حفره را

l Pressure inlet

² Pressure outlet

³ No slip condition









(ج)

شکل ۶. پروفیل ماخ در خروجی هندسههای کار حاضر در ماخ ورودی ۲، فشار کل و استاتیک به ترتیب ۶۹۰ و ۸۸/۱۸۵ و ۸۸/۱۸۵ کیلوپاسکال و دمای کل ۳۰۰ کلوین در نسبت L/D و H/Dهای مختلف Fig. 6. Outlet Mach number for varius L/D and H/D and Minlet=2 (P0=690 kPa, Ps=88.185 kPa, T0=300 K)

ترکیب H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵، شرایط نامناسبی را برای جریان داخل کانال به وجود آورده و انتخاب مناسبی برای طراحی یک حفره در جریان مافوقصوت نخواهد بود. البته با افزایش عدد ماخ، تأثیر نامطلوب این هندسه کاهش مییابد و ممکن است در ماخهای ابرصوتی، یک هندسه قابل بررسی تلقی شود اما در کار حاضر به دلیل اینکه تنها محدوده مافوقصوت مورد بررسی قرار می گیرد، شرایط نامطلوبی را ایجاد مینماید. با توجه به این موضوع، هندسه با مشخصات هندسی H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵ از نداشته و این امواج در این ناحیه باقی میمانند. با افزایش عدد ماخ، این امواج به خروجی محفظه نزدیکتر می شود و از آنجا که حفره های بدون زاویه دیواره عقبی ذاتاً ناپایدار هستند، این ویژگی سبب تشدید این موضوع در حفره های مذکور می گردد. بنابراین انتظار می رود سایر مشخصه های مورد بررسی در حالت H/D و H/D به ترتیب ۱ و ۵ نیز، روند مناسبی را ارائه ننمایند. لازم به ذکر است که این پدیده، تنها در حفره های با H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵ دیده شده و در سایر هندسه ها، این اتفاق رخ نداده است. به بیان دیگر





(الف)



(ج)

شکل ۷. پروفیل ماخ در خروجی هندسههای کار حاضر در ماخ ورودی ۳، فشار کل و استاتیک به ترتیب ۶۹۰ و ۱۸/۷۸۵ کیلوپاسکال و دمای کل ۳۰۰ کلوین در نسبت L/D و H/D های مختلف







(الف)



(ج)

شکل ۸. پروفیل ماخ در خروجی هندسههای کار حاضر در ماخ ورودی ٤، فشار کل و استاتیک به ترتیب ۶۹۰ و ۴ کیلوپاسکال و دمای کل ۳۰۰ کلوین در نسبت L/D و L/Dهای مختلف







Fig. 9. Mach number contour for L/D=5 and H/D=1 and Minlet=2, 3, 4

ادامه ارزیابیها و مقایسهها کنار گذاشته می شود ولی به منظور هماهنگی در شکلها، پروفیل مشخصههای آن در شکلها ارائه می گردد.

یکی از مشخصههای مهم در جریانهای غیرواکنشی، محاسبه افت فشار کل در جریان است. بررسی مشخصه افت فشار کل از آن جهت دارای اهمیت است که میتواند سبب ایجاد تراست فشاری شود. افت فشار کل در محفظه احتراق دارای حفره، توسط نیروهای لزجت در لایه مرزی، جدایش جریان، موج شوک، اختلاط سوخت و هوا و آزاد شدن حرارت در طول احتراق به وجود میآید[۶ و ۳۰]. این مشخصه را میتوان به صورت رابطه زیر به دست آورد:

$$\eta_{Loss} = 1 - \frac{\int P_t \rho u \, dA}{\int P_{t,ref} \rho u \, dA} \tag{(a)}$$

در شکلهای ۱۰ تا ۱۲، میزان گردش در بالای محور و افت فشار کل در پایین محور مختصات برای تمامیهندسههای مورد بررسی و در مکانهای مختلف از پایین دست حفره نشان داده شده است. با توجه به این شکل میتوان گفت که میزان گردش و افت فشار کل رابطه معکوس با یکدیگر دارند. این جمله به این معنی است که گرچه عموماً با زاویهدار کردن دیواره عقبی حفره بازده جریان افزایش مییابد، اما لزوماً به معنی افزایش گردش در جریان نیست و ممکن است عوامل دیگری در آن نقش داشته باشند.

این شکل نشان میدهد در محدوده مافوق صوت (ماخ ۲ و ۳ و ۴)، با حرکت به سمت پایین دست میزان افت فشار کل افزایش مییابد که میزان آن در حالت دارای زاویه دیواره عقبی ۴۵ درجه بیشتر از حالت بدون

1 Vorticity



Mean Vorticity (1/s) at M=2

شکل ۱۰. میزان افت فشار کل و گردش تولید شده در x های مختلف در ماخ ۲

Fig. 10. The total pressure loss and vorticity at varius x for M=2



Mean Vorticity (1/s) at M=3

شکل ۱۱. میزان افت فشار کل و گردش تولید شده در x های مختلف در ماخ ۳

Fig. 11. The total pressure loss and vorticity at varius x for M=3



Mean Vorticity (1/s) at M=4





زاویه دیواره عقبی است. از لحاظ هندسی برای نسبت H/D بیشتر، عمق حفره کمتر از ارتفاع کانال بوده و این موضوع سبب گسترش جریان تزریقی میشود. در حفرههای با زاویه عقبی ۴۵ درجه، قدرت شوک لبه دیواره عقبی قویتر شده که منجر به افزایش افت فشار کلی میشود. با این حال به دلیل ناپایداری ذاتی جریان در حفرههای بدون زاویه دیواره عقبی حفره، با وجود میزان گردش بیشتر در جریان، انتخاب این حفرهها امکانپذیر نیست ولی میتوان از این شکلها نتیجه گرفت که بهترین زاویه برای بهبود عملکرد حفره در محدوده ۴۵ درجه تا ۹۰ درجه (حالت بدون حفره) قرار دارد. اینجاست که انتخاب حفره با افت فشار کل و میزان گردش مناسب، اهمیت خود را نشان میدهد.

در هر سه شکل ۱۰، شکل ۱۱ و شکل ۱۲، هندسه دارای L/D برابر با ۵ و H/D برابر با ۱، بیشترین میزان افت فشار کل و کاهش مجموع گردش محلی (مجموع گردش در y های مختلف و موقعیت x ثابت) را داراست. به بیان دیگر در این هندسه، میزان تولید مجموع گردش محلی

افزایش چندانی نسبت به سایر هندسهها و در ماخ مورد بررسی نداشته است در صورتی که فشار کل که از عوامل اصلی تولید تراست فشاری است، در پشت شوک دیواره عقبی کاهش مییابد. این موضوع تأیید دیگری بر عدم انتخاب هندسه H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵ در بررسی هندسههای مناسب برای محفظههای احتراق اسکرمجت است.

مطلب مهم دیگری که در این شکلها دیده می شود، تولید گردش خیلی بزرگ در هندسه H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۱ است. در این هندسه به دلیل سرعت بالای جریان و کوچک بودن دهانه حفره، جریان مافوق صوت امکان چرخش کامل در آن را ندارد و مقداری از جریان در حفره این هندسه به صورت راکد (مانند ماهیت حفرههای عمیق) باقی می ماند و عملاً جریان حفره را نسبت L/D بزرگتر از مقدار واقعی می بیند که با افزایش عدد ماخ، این نسبت بزرگتر می شود. بنابراین هندسه H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۱ را نیز می توان از موارد نامناسب تلقی نمود زیرا روند بررسی را بر اساس شرایط هندسی مختل می نماید.



شکل ۱۳. مقایسه مجموع گردش محلی در اعداد ماخ و موقعیتهای مختلف

Fig. 13. Total local vorticity for various x and Mach numbers

مشخصه تعریف شده گردش بر افت فشار کل، به مراتب بیشتر از هندسههای با H/D برابر با ۱ و۲ است و میتوان انتظار عملکرد بهتری را از هندسههای دارای H/D برابر با ۳ داشت. علاوه بر آن در هندسههای با L/D برابر با ۱ نیز، مشخصه تعریف شده مقادیر بهتری را نشان میدهد. دلایل این پدیدهها در شکلهای قبلی توضیح داده شده است. با استفاده از این دو روند میتوان نتیجه گیری کرد که هرچه حجم حفره نسبت به حجم کانال کوچکتر باشد، میزان مشخصه تعریف شده بهتر شده که نشان دهنده عملکرد بهتر حفره در تولید بیشتر گردش و کاهش افت فشار کل است. مانند نتایج به دست آمده با زاویه دیواره عقبی ۹۰ درجه در تمامیماخهای مورد بررسی، بهتر از حالت با زاویه دیواره عقبی ۹۰ درجه در تمامیماخهای مورد بررسی، بهتر از حالت توجه دیگر در شکل ۵۱، عملکرد بهتر هندسههای مورد بررسی در ماخ ۴ با زاویه دیواره عقبی ماه درجه در تمامیماخهای مورد بررسی در ماخ با تولید بیشتر میتوان گفت که با افزایش عدد ماخ عملکرد هندسههای مورد بررسی نیز بهبود مییابد. برای مقایسه بهتر هندسههای مورد بررسی، میزان مجموع گردش محلی و افت فشار کل در موقعیتهای متفاوت و برای هندسههای مختلف، به ترتیب در شکلهای ۱۳ و ۱۴ و نتیجه تقسیم آنها بر یکدیگر در شکل ۱۵ به دست آمده است. دادههای ارائه شده در شکل ۱۳ نشان میدهد گرچه بر اساس نتایج شکلهای ۱۱ تا ۱۳، میزان گردش در هندسههای دارای H/D اساس نتایج شکلهای ۱۱ تا ۱۳، میزان گردش در هندسههای دارای نا ناحیه انبساطی پشت حفره در رابطه مجموع گردش محلی، مشخص می شود که میزان مجموع گردش محلی، مشخص می هد هندسهها ندارد و مقدار آن در محدوده سایر هندسههای می باشد.

در شکل ۱۴ نیز افت فشار کل در تمامیهندسهها و اعداد ماخ مختلف نشان داده شده است. در نواحی پشت حفره، افت فشار کل در هندسههای دارای H/D برابر با ۱ بیشتر از سایر هندسهها میباشد و دلیل آن قبلاً در شکل ۱۰ تا شکل ۱۲ بیان شده است.

با توجه به شکل ۱۵، می توان گفت که در H/D برابر با ۳ میزان



Fig. 14. Total pressure loss for various x and Mach numbers



Fig. 15. Scaled total vorticity/ total pressure loss for various x and Mach numbers

۶- نتیجه گیری

در کار حاضر، به منظور رسیدن به طراحی مناسب محفظه احتراق دارای حفره، بر روی یافتن بهترین نسبت عمق حفره و ارتفاع محفظه احتراق در سرعتهای مافوقصوت و بررسی بهترین اختلاط به وجود آمده، تمرکز شده است. برای این منظور، از ۱۸ هندسه مختلف در زوایای دیواره عقبی ۴۵ و ۹۰ درجه و در ماخهای ۲، ۳ و ۴ استفاده گردیده است. نتایج به دست آمده به صورت زیر ارائه می شود:

با مقایسه مدلهای اغتشاشی دو معادله و مقایسه آنها با نتایج
 تجربی، مدل اغتشاشی کا - اپسیلون استاندارد کمترین خطا را دارد و لذا به
 عنوان مدل اغتشاشی در کار حاضر انتخاب شده است.

با افزایش نسبت L/D، مقدار گردش و مجموع گردش محلی
 تفاوت چندانی نمی کند اما روند آن صعودی است.

 با کاهش عمق حفره (افزایش H/D)، مقدار مجموع گردش محلی افزایش مییابد اما میزان گسترش گردش محلی به دلیل کوچکتر شدن ضخامت لایه مرزی کاهش مییابد. این جمله به معنای کاهش مقداری آن نیست.

در هندسههای مشابه، عدد ماخ خروجی در هندسه حفره ۹۰
 درجه، بزرگتر از عدد ماخ در هندسه حفره ۴۵ درجه است. دلیل این اتفاق
 قدرت بیشتر شوک لبه عقبی حفره در هندسه حفره ۴۵ درجه است

در هندسه های مشابه، مقدار گردش در هندسه حفره ۴۵ درجه،
 کوچکتر اما پایدارتر از حالت هندسه حفره ۹۰ درجه است.

در هندسه های مشابه، با افزایش عدد ماخ مقدار مجموع گردش
 محلی افزایش می یابد.

 هندسههای دارای حفره ۹۰ درجه، دارای افت فشار کل کمتر و مجموع گردش محلی بزرگتری هستند اما به دلیل ذات ناپایدار آنها، استفاده از آنها امکانپذیر نیست. با این حال میتوان هندسهای را انتخاب کرد که نسبت بهینهای از افت فشار کلی و مجموع گردش محلی را داشته باشد. با استفاده از نتایج ارائه شده در این تحقیق، حفره مناسب برای داشتن این نسبت در محدوده بین ۴۵ تا ۹۰ درجه قرار دارد. در این بین شوک لبه عقبی حفره نقش مهمی را ایفا مینماید.

بیشترین میزان افت فشار کلی مربوط به هندسههای دارای H/D و H/D به ترتیب ۱و ۵ است در حالی که میزان مجموع گردش محلی در آنها، رشد چندانی نیافته است. بنابراین میتوان این هندسه را به عنوان یک مورد نامناسب برای محفظههای احتراق اسکرمجت بیان نمود. همچنین هندسه دارای H/D و H/D به ترتیب ۳ و ۱ دارای عملکرد بهتری نسبت به سایر هندسهها در جریان غیر واکنشی مورد بررسی دارد.

۷- فهرست علائم

ثابتهای عددی	$C_{\scriptscriptstyle \mathrm{NE}},$	$C_{\mathbf{r}_{\mathcal{E}}}$,	$C_{\mathbf{r}_{\mathcal{E}}}$
عمق حفره			D
عمق دیوارہ عقبی حفرہ			D_{e}
عمق دیوارہ جلویی حفرہ			D_{u}
انرژی کل			Ε
انرژی جنبشی اغتشاشی تولید شده ناشی از			G_k
گرادیان سرعت میانگین			
انرژی جنبشی اغتشاشی تولید شده ناشی از			$G_{\!\scriptscriptstyle b}$
شناوری			
ارتفاع كانال			Н
انرژی جنبشی اغتشاشی			k
طول حفره			L
ماخ			M
فشار کل			P_{\cdot}
${\mathcal E}$ ترمهای مرجع مربوط به k و		S_k ,	S_{ε}
دمای کل			$T_{.}$
سرعت			u_i
سرعت میانگین			$\frac{1}{u}$
سرعت نوسانی			<i>u</i> ′
موقعيت			x.
توزيع نوسانات در نرخ اتلاف کلی			Y_{i}
			1 M S
نیس ناسی از ویسکورینه مولکولی			O_{ij}
نرخ اتلاف توربولانس م			Е
چگالی			ρ
تنشهای ناشی از رینولدز		ρ	$u_i'u_j'$
${m {\mathcal E}}$ عدد پرندتل اغتشاشی مربوط به k و		δ_k ,	δ_{ϵ}

validation and parametric investigation on the cold flow field of a typical cavity-based scramjet combustor, Journal of Acta Astrnautica, 80(1) (2012) 132-140.

- [11] W. Huang, M. Pourkashanian, L. Ma, D.B. Ingham, S.B. Luo, Z.g. Wang, Effect of geometric parameters on the drag of the cavity flameholder based on the variance analysis method, Aerospace Science and Technology, 21 (2012) 24-30.
- [12] P. Hashemi, M. Dahghan Manshadi, A. Mostofizadeh, Role of the vortical structures in combustion of jet in cross flow at inlet of supersonic nozzle, Aerospace propulsion, 1(2) (2014) 11-22 (in persian).
- [13] M. Zahedzadeh, F. Ommi, Numerical Study of Staged Transverse Injection of Sonic Jets into Supersonic Crossflows behind a Step, Journal of Modeling in Engineering, 17(56) (2019) 281-291 (in persian).
- [14] M. Lahijani, S. Emami Koopaei, Effect of the number of cavity flame-holders on combustion efficiency and pressure recovery factor in a supersonic combustion chamber, Fuel and Combustion, 13(1) (2020) 98-117 (in persian).
- [15] F. Xing, M.M. Zhao, S. Zhang, Simulations of a Cavity Based Two-Dimensional Scramjet Model, in: 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, Launceston, Australia, 2012.
- [16] D. Zhang, Q. Wang, Numerical Simulation of Supersonic Combustor with Innovative Cavity, International Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation, Procedia Engineering, 31 (2012) 708-712.
- [17] M.F. Khan, R. Yadav, Z.A. Quadri, S.F. Anwar, Numerical Study of the Cavity Geometry on Supersonic Combustion with Transverse Fuel Injection, in: Numerical study of cavity geometry on fluid Mechanics and Fluid power, 2017, pp. 1509-1518.
- [18] W.L. Lui, L. Zhu, Y.Y. Qi, J.R. Ge, F. Luo, H.R. Zou, M. Wei, T.C. Jen, Effects of injection pressure variation on mixing in a cold supersonic combustor with kerosene fuel, Acta Astronautica, 139 (2017) 67-76.

- A. Ben Yakar, R.K. Hanson, Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview, Journal of Propulsion and Power, 17(4) (2001) 869-877.
- [2] S. Jeyakumar, S.M. Assis, K. Jayaraman, effect of Axisymmetric aft wall angle cavity in supersonic flowfield, International Journal of Turbo and Jet Engines, 35(1) (2018) 29-34.
- [3] K.N. Jayachandran, N. Nithin, S. Dhinesh, A.M. Irfan, D.T. Murugan, Performance Analysis of Double Cavity Based Scramjet Combustion at Mach 2 using CFD, International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, 4(3) (2014) 110-119.
- [4] M.R. Gruber, R.A. Baurle, T. Mathur, K.Y. Hsu, Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors, Journal of Propulsion and Power, 17(1) (2001) 146-153.
- [5] V. Sridhar, S.L. Gai, H. Kleine, A Numerical Investigation of Supersonic Cavity Flow At Mach 2, in: 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, Launceston, Australia, 2012.
- [6] K.M. Kim, S.W. Baek, C.Y. Han, Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection, International Journal of Heat and Mass Transfer, 47 (2004) 271-286.
- [7] M. Dharavath, P. Manna, D. Chakraborty, Numerical Investigation of Hydrogen-fuelled Scramjet combustor with cavity Flame Holder, Defence Science Journal, 64(5) (2014) 417-425.
- [8] W. Huang, Z.g. Wang, M. Pourkashanian, L. Ma, D.B. Ingham, S.B. Luo, J. Liu, Hydrogen fuelled scramjet combustor—the impact of fuel injection, in: Fuel Injection, Sciyo, 2010.
- [9] S.B. Luo, W. Huang, J. Liu, Z.G. Wang, Drag force investigation of cavities with different geometric configurations in supersonic flow, Science China Technological Science, 54(5) (2011) 1345-1350.
- [10] W. Huang, Z.G. Wang, L. Yan, W.D. Liu, Numerical

منابع

Science, 88 (2017) 461-471.

- [25] Z. Cai, J. Zhu, M. Sun, Z. Wang, Effect of cavity fueling schemes on the laser-induced plasma ignition process in a scramjet combustor, Aerospace Science and Technology, 78 (2018) 197–204.
- [26] Y. Wang, Z. Wang, M. Sun, H. Wang, Z. Cai, Effects of fueling distance on combustion stabilization modes in a cavity- based scramjet combustor, Acta Astronautica, 155 (2019) 23-32.
- [27] G. Choubey, K. Pandey, Effect of variation of inlet boundary conditions on the combustion flow-field of a typical double cavity scramjet combustor, International Journal of Hydrogen Energy, 43 (2018/03/01).
- [28] O. Chakraborty, D. Sharma, K.O. Reddy, K.M. Pandey, CFD Analysis of Cavity Based Combustion of Hydrogen at Mach Number 1.4, Current Trends in Technology and Sciences, 1(3) (2012).
- [29] D.C. Wilcox, Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, 2002.
- [30] L. Abu-Farah, O. Haidn, H.P. Kau, Numerical simulations of single and multi-staged injection of H2 in a supersonic scramjet combustor, Propulsion and Power Research, 3(4) (2014) 175-186.

- [19] W. Yang, J. Fu, X. Ma, R. Xing, Numerical Study on Configuration of Scramjet Combustor, in: IOP Conf. Materials Science and Engineering, 2018.
- [20] Z. Cai, M. Sun, Z. Wang, X. Bai, Effect of cavity geometry on fuel transport and mixing processes inascramjet combustor, ournal of Aerospace Science and Technology, 80 (2018) 309-314.
- [21] L. Suneetha, P. Randive, K.M. Pandey, Numerical investigation on mixing behavior of fuels inreacting and non-reacting flow condition of a cavity-strut based scramjet combustor, International Journal of Hydrogen Energy, 44(31) (2019) 16718-16734.
- [22] S. Jeyakumar, S.M. Assis, K.N. Jayachandran, Experimental Study on the characteristics of axisymmetric cavity actuated supersonic flow, Journl of Aerospace Engineering, SAGE, 0(0) (2016) 1-8.
- [23] S. Jeyakumar, S.M. Assis, K. Jayaraman, Effect of Axisymmetric Aft Wall Angle Cavity in Supersonic Flow Field, International Journal of Turbo and Jet Engines, 35(1) (2016).
- [24] S. Etheridge, J.G. Lee, C. Carter, M. Hagenmaier, R. Milligan, Effect of flow distortion on fuel/air mixing and combustion in an upstream-fueled cavity flameholder for a supersonic combustor, Experimental Thermal and Fluid

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم V. Dashti Rahmat Abadi, M. Agha Seyed Mirzabozorg, S. Kheradmand, Investigation of Geometric Characteristics on the Non-Reaction Supersonic Flow inside the Channel with the Presence of Cavities, Amirkabir J. Mech Eng., 53(11) (2022) 5409-5428.



DOI: 10.22060/mej.2021.19574.7062

بی موجعه محمد ا