



## بررسی تأثیر مشخصه‌های هندسی بر جریان داخل کانال در شرایط جریان مافوق صوت غیرواکنشی با حضور حفره

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

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

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۱۱/۱۹  
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۱/۲۹  
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۲/۲۳  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۴/۲۳

### کلمات کلیدی:

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

**خلاصه:** در کار حاضر، به بررسی جریان داخل یک کانال دارای حفره به عنوان محفظه احتراق یک موتور اسکرمجت پرداخته شده است. تحلیل‌های انجام شده در این تحقیق در خصوص تأثیر مشخصه‌های 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 تحلیل عددی، از معادلات دو بعدی ناویر استوکس به منظور حل جریان پایا و روش چگالی مینا استفاده شده و مدل اغتشاشی مورد استفاده، روش  $k-\epsilon$  استاندارد بوده است. به منظور شبیه سازی عددی از نرم افزار آنسیس فلونت نت نسخه ۱۸/۲ 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 لایه مرزی و در نتیجه اختلاط افزایش می‌یابد. هندسه‌های دارای  $H/D$  بزرگ‌تر، عملکرد بهتری را نسبت به سایر هندسه‌های مورد بررسی 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 بیشتری نسبت به حالات دیگر دارد اما به دلیل بقای شوک مایل در برخی شرایط و ایجاد افت فشار کل قابل توجه، استفاده از آن در همه ماخ‌های مافوق صوت مطمئن نخواهد بود.

### ۱- مقدمه

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 می‌کند. میدان جریان حفره به ویژگی‌های قابل توجهی از قبیل جدایش لایه مرزی، عدد ماخ جریان، تعامل بین شوک و لایه مرزی، 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 حفره 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

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 می‌شود. 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 می‌شود. 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، پسای و وسیله پرند را تحت تأثیر قرار می‌دهد. این مشکل انگیزه بسیاری از مطالعات تجربی و محاسباتی

### 1 Drag

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: seaid\_kheradmand@yahoo.com



جدول ۱. خلاصه مرور منابع

Table 1. Summarized results of some references mentioned

روش حل	نویسنده	سال	غ و / و <sup>۲</sup>	بعد کاری	هندسه	ماخ	سوخت
عددی	زینگ و همکاران [۱۵]	۲۰۱۲	غ و + و	۲ بعدی	حفره	۲	-
	ژنگ و همکاران [۱۶]	۲۰۱۲	و	-	حفره	۲	هیدروژن
	خان و همکاران [۱۷]	۲۰۱۷	و	۲ بعدی	حفره	۲/۵	هیدروژن
	لیو و همکاران [۱۸]	۲۰۱۷	غ و	۳ بعدی	حفره	۲/۲	کروژن
	یانگ و همکاران [۱۹]	۲۰۱۸	غ و	۳ بعدی	حفره	۲	اتان
	کای و همکاران [۲۰]	۲۰۱۸	غ و + و	۳ بعدی	حفره	۲/۹۲	اتان
تجربی	سونیتا و همکاران [۲۱]	۲۰۱۹	غ و + و	۲ بعدی	حفره + گوه	۲/۵ و ۳ و ۳/۵	اتان و هیدروژن
	جیاکومار و همکاران [۲۲]	۲۰۱۶	غ و	-	حفره	۱/۸	-
	جیاکومار و همکاران [۲۳]	۲۰۱۶	غ و	-	حفره	۱/۳	-
	اتریج و همکاران [۲۴]	۲۰۱۷	-	-	حفره	۳	اکسید نیتروژن
تجربی و عددی	کای و همکاران [۲۵]	۲۰۱۸	غ و	۳ بعدی	حفره	۲/۹۲	اتان
	ونگ و همکاران [۲۶]	۲۰۱۹	و	۲ بعدی	حفره	۲/۵۲	هیدروژن

<sup>۱</sup> غیر واکنشی

<sup>۲</sup> واکنشی

جدا شدن از لبه جلویی حفره، به دیواره اصلی مقابل حفره متصل می‌شود. 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 می‌شوند که ویژگی‌های هر دو دسته قبل را کمابیش از خود نشان می‌دهند [۵]. گروهی از مراجع نیز این تقسیم‌بندی 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  $L/D$  بیشتر از ۱۰ را به عنوان حفره‌های بسته مشخص نموده‌اند [۴ و ۶]. به هر ترتیب، معمولاً از حفره‌های باز به عنوان نگه‌دارنده شعله و از حفره‌های بسته به عنوان بهبود دهنده اختلاط جریان استفاده می‌شود [۷]. استفاده از حفره، علاوه بر افزایش افت فشار کل، سبب بهبود اختلاط و در نتیجه احتراق نیز می‌شود. در واقع نسبت هندسی مناسبی برای حفره وجود دارد که می‌تواند نسبت بهینه‌ای بین افت فشار کل و اختلاط به وجود آورد. برای بهینه‌سازی عملکرد کلی احتراق با حضور حفره، باید افت

فشار کلی حداقل و بازده اختلاط و احتراق حداکثر باشد [۶]. در سال ۲۰۰۱، بن‌یاکار 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 مافوق صوت را ارائه نمودند. آن‌ها بیان کردند که حفره‌هایی با زاویه دیواره عقبی بین ۱۶ تا ۴۵ درجه، کمترین میزان پسا را تولید می‌نمایند. 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 می‌کند 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 منظور بهبود احتراق با استفاده از حفره انجام دادند و تاثیرات مشخصه‌های طول، عمق و زاویه دیواره عقبی حفره را بر روی راندمان احتراق و افت فشار

جدول ۲. ابعاد و زاویه هندسه‌های مورد بررسی در کار حاضر

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

شماره	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰	۱۱	۱۲	۱۳	۱۴	۱۵	۱۶	۱۷	۱۸
$L/D$	۱	۱	۱	۱	۱	۱	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳	۳
$H/D$	۱	۱	۲	۲	۳	۳	۱	۱	۲	۲	۳	۳	۱	۱	۲	۲	۳	۳
$\theta(\text{deg})$	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰	۴۵	۹۰
$H(\text{mm})$	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰	۶۰
$D(\text{mm})$	۶۰	۶۰	۳۰	۳۰	۶۰	۶۰	۲۰	۲۰	۳۰	۳۰	۶۰	۶۰	۲۰	۲۰	۳۰	۳۰	۴۵	۶۰
$L(\text{mm})$	۹۰	۶۰	۴۵	۳۰	۳۰	۲۰	۲۱۰	۱۸۰	۱۰۵	۹۰	۷۰	۶۰	۳۳۰	۳۰۰	۱۶۵	۱۵۰	۱۱۰	۱۰۰

جدول ۳. مشخصات ابعادی و شرایط اولیه در کار حاضر

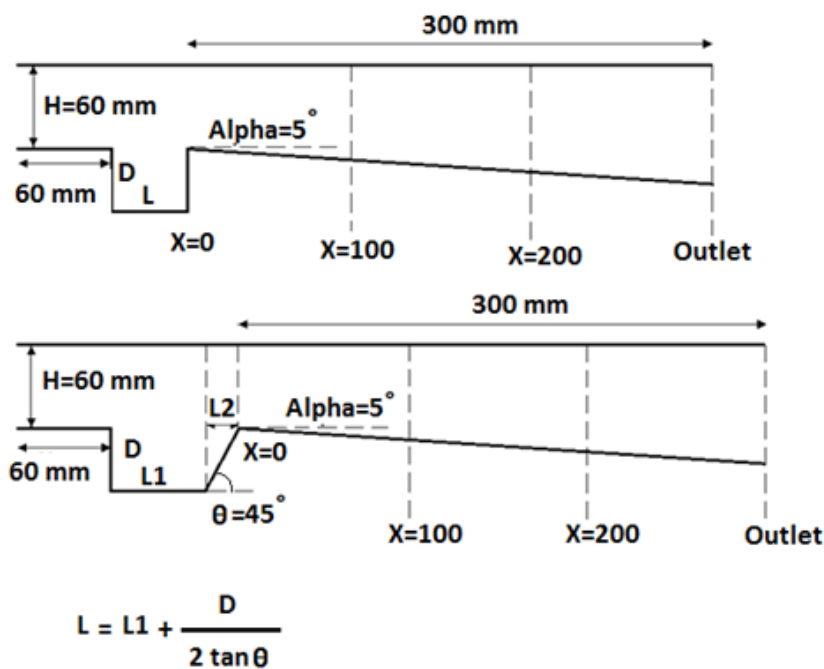
Table 3. Geometrical Dimensions and initial conditions in present work

ابعاد	مشخصه‌ها
۶۰ میلی متر	ارتفاع کانال محفظه احتراق
۱ و ۳ و ۵	نسبت $L/D$
۱ و ۲ و ۳	نسبت $H/D$
۲ و ۳ و ۴	عدد ماخ
۵ درجه	زاویه واگرایی 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 می‌دهد که با کاهش قطر ورودی سوخت، مکان پایداری شعله به محل تزریق سوخت نزدیک می‌شود. 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 دادند و نتایج آنها نشان می‌دهد که ارتفاع دیسک ماخ انژکتور دوم بیشتر از انژکتور اول بوده که دلیل آن افت فشار سکون ناشی از انژکتور اول است. در سال ۱۳۹۹ لاهیجانی و امامی کوپایی [۱۴] تعداد حفره را بر روی احتراق موتور اسکرمجت مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش تعداد حفره‌ها از یک تا چهار، بازده احتراقی افزایش یافته اما ضریب بازیافت فشار سکون کاهش می‌یابد. در ادامه خلاصه‌ای از کارهای معتبر انجام شده در سطح جهان و در سال‌های اخیر در جدول ۱ ارائه شده است. همچنین ابعاد هندسه‌های مورد بررسی و شرایط حاکم بر جریان به ترتیب در جدول ۲ و جدول ۳ ارائه شده است. برای عمومیت نتایج 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  $L/D$  یکسان، حفره‌های مستطیلی کمترین پسای اضافی<sup>۱</sup> 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 در پژوهشی دیگر [۱۱]، تأثیر مشخصه‌های هندسی بر روی نیروی پسای جریان گرم شده حول یک حفره را به صورت عددی بررسی کردند و دریافتند که نسبت  $L/D$  و  $D_{II}/D_e$  (در صورت اختلاف ارتفاع دیواره‌های حفره) مهم‌ترین مشخصه‌های طراحی یک حفره به عنوان شعله نگه‌دار است.

1 Additional drag



شکل ۱. هندسه مورد استفاده در کار حاضر

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

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<sup>۱</sup> برای شبیه‌سازی جریان مافوق صوت در محفظه احتراق اسکرمجت استفاده شده است [۲۷ و ۲۸]. استفاده از معادلات متوسط گیری شده ناویر استوکس<sup>۲</sup>، به دلیل امکان استفاده از مش بندی درشت تر نسبت به روش‌هایی نظیر روش شبیه سازی گردابه های بزرگ<sup>۳</sup> و شبیه سازی عددی مستقیم<sup>۴</sup>، روش آسان تری برای حل جریان‌های احتراقی و مافوق صوت در حالت دائمی<sup>۵</sup> می‌باشد 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]:

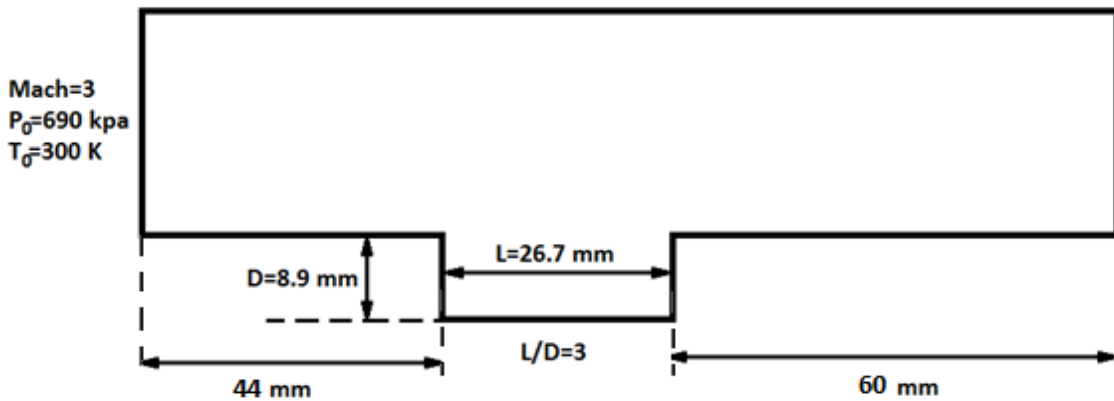
- 1 k-ε Standard
- 2 RANS
- 3 Large Eddy Simulation (LES)
- 4 Direct Numerical Simulation (DNS)
- 5 Steady state

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، مقطعی 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



شکل ۲. هندسه، مشخصات جریانی مورد استفاده از مرجع [۴] جهت اعتبارسنجی

Fig. 2. Schematic Geometry of validation case from Gruber et al. [4]

معادله اغتشاشی کا- اسیلون استاندارد [۲۹]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \quad (۴)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] +$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon$$

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

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

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (۱)$$

معادله مومنتوم [۲۹]:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} =$$

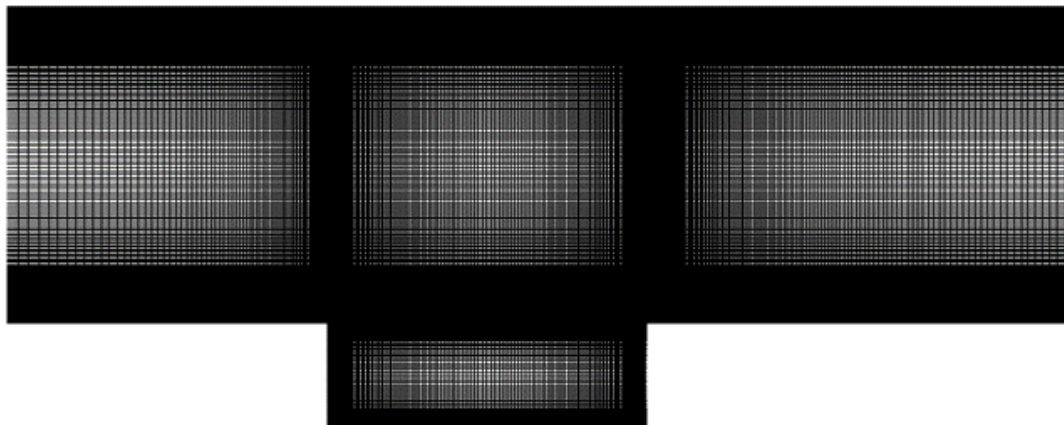
$$\frac{-\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2\delta_{ij}}{3} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \quad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j})$$

معادله انرژی [۲۹]:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial[u_i(\rho E + p)]}{\partial x_i} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right] + S_h \quad (۳)$$



شکل ۳. شبکه مش‌بندی در کار حاضر

Fig. 3. Schematic of grid generation in present work

برخوردار است. در کار حاضر، مش‌بندی به کار رفته به صورت دو بعدی و منظم بوده و مش‌بندی در سه مقیاس مش درشت، متوسط و ریز انجام شده است که مش‌بندی با سایز متوسط، نتایج مشابهی با مش‌بندی با سایز ریز نشان داده است. بنابراین از مش‌بندی متوسط در این کار استفاده شده است. نمایی از شبکه مش‌بندی 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 شبیه‌سازی جریان مافوق صوت در محفظه احتراق اسکرمجت، مراجع زیادی از مدل‌های اغتشاشی مختلف متوسط گیری شده ناویر استوکس از جمله  $k-\epsilon$  و  $k-\omega$  استفاده نموده‌اند. در کار حاضر به دلیل عدم قطعیت درباره مدل اغتشاشی مناسب برای شبیه‌سازی عددی، روش‌های اغتشاشی متعددی مورد بررسی قرار گرفت و برای هر یک از آنها شبیه‌سازی انجام شد. نتیجه مربوط به این شبیه‌سازی در شکل ۵ ارائه شده است. نتایج به دست آمده و همچنین محاسبه خطا به صورت نقطه به نقطه در مکان‌های دارای داده تجربی، نشان می‌دهد که مدل اغتشاشی کا-اپسیلون استاندارد کمترین مقدار خطا را در بین خطاها داراست و بنابراین به عنوان مدل اغتشاشی در شبیه‌سازی‌های دو بعدی مورد استفاده قرار گرفته

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

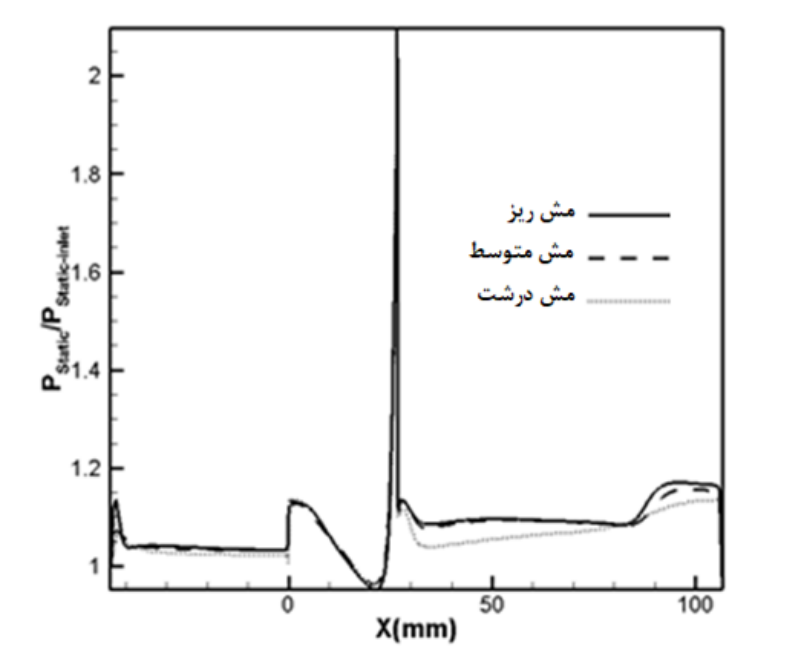
جریان مورد بررسی، یک جریان غیر واکنشی است که هوا با شرایط گاز ایده‌آل و تراکم‌پذیر در هندسه مورد نظر جریان دارد و در نرم‌افزار تجاری انسیس فلوئنت از روش چگالی‌منا استفاده شده است. معادلات حاکم بر اساس روش تجزیه بالادست جابجایی جداسازی شده<sup>۱</sup> و توابع دیواره استاندارد برای ناحیه نزدیک دیواره لحاظ شده است. عدد کنترلی کورانت<sup>۲</sup> در محدوده ۰/۵ 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 می‌یابد که خطای باقی مانده به کمتر از ۰/۰۰۰۱ و اختلاف دبی جریان ورودی و خروجی به کمتر از ۰/۰۰۰۱ کیلوگرم بر ثانیه برسد.

در استفاده از مدل اغتشاشی کا-اپسیلون 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

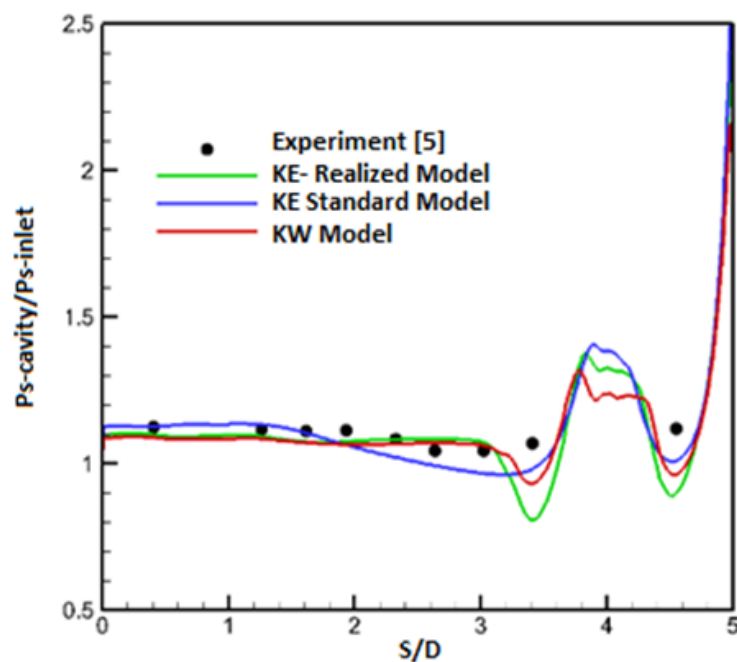
به دلیل نیاز به شبکه چگال و تعداد زیاد معادلات لازم برای حل، شبکه بندی مورد استفاده در محاسبات مربوط به اسکرمجت از اهمیت زیادی

- 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 بندی های 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 داده های تجربی [۴]

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



جدول ۴. بیشترین میزان خطا در روش‌های اغتشاشی مختلف

Table 4. Maximum error for different turbulence models

میزان خطا (%)	مدل‌های اغتشاشی
۱۷/۱	کا- امگا
۶/۹	کا- اپسیلون استاندارد
۱۵/۷۷	کا- اپسیلون واقعی

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 اسمی خود 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 ۶ ماخ خروجی در حفره‌های با زاویه دیواره عقبی ۹۰ درجه بیشتر از حفره‌های با 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 ۴۵ 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 هندسه‌های 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

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.

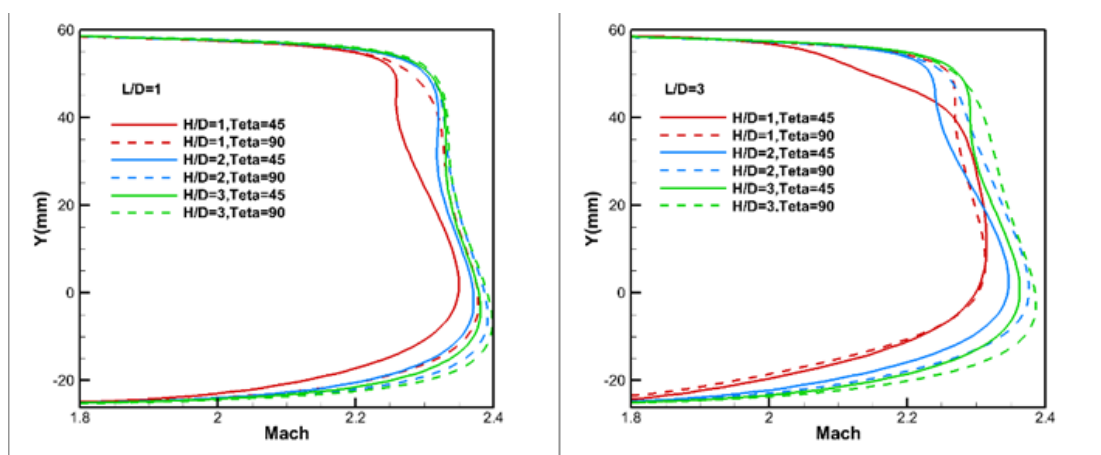
شرایط مرزی ورودی و خروجی کانال به ترتیب به صورت ورودی فشار<sup>۱</sup> و خروجی فشار<sup>۲</sup> انتخاب شده و سایر مرزها، دیواره با شرط بدون لغزش<sup>۳</sup> هستند.

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 ۶، 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 ۱ و  $L/D$  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 می‌کند زیرا قدرت امواج نوسانی نیز کاهش یافته و حرکت جریان کف کانال کمتر می‌شود. در قسمت (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

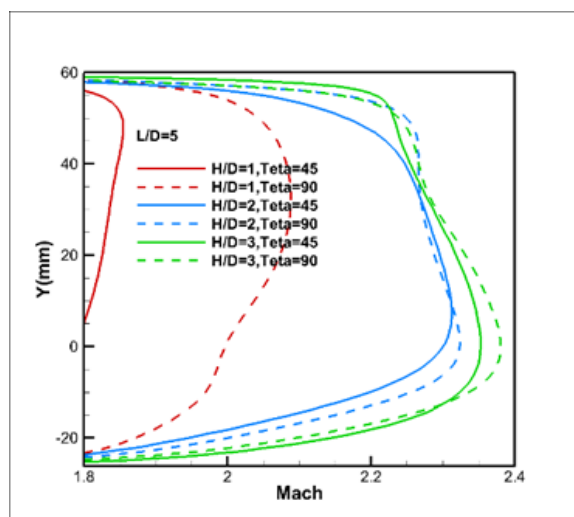
- 1 Pressure inlet
- 2 Pressure outlet
- 3 No slip condition





(ب)

(الف)



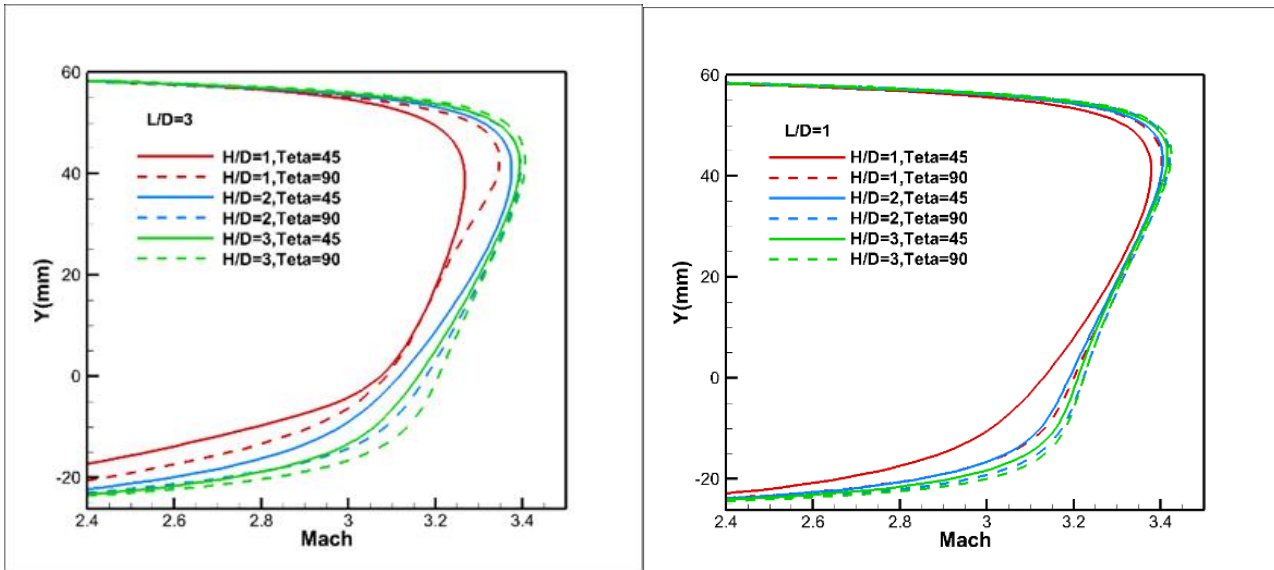
(ج)

شکل ۶. پروفیل ماخ در خروجی هندسه‌های کار حاضر در ماخ ورودی ۲، فشار کل و استاتیک به ترتیب ۶۹۰ و ۸۸/۱۸۵ کیلوپاسکال و دمای کل ۳۰۰ کلوین در نسبت  $L/D$  و  $H/D$  های مختلف

Fig. 6. Outlet Mach number for various  $L/D$  and  $H/D$  and  $Minlet=2$  ( $P_0=690$  kPa,  $P_s=88.185$  kPa,  $T_0=300$  K)

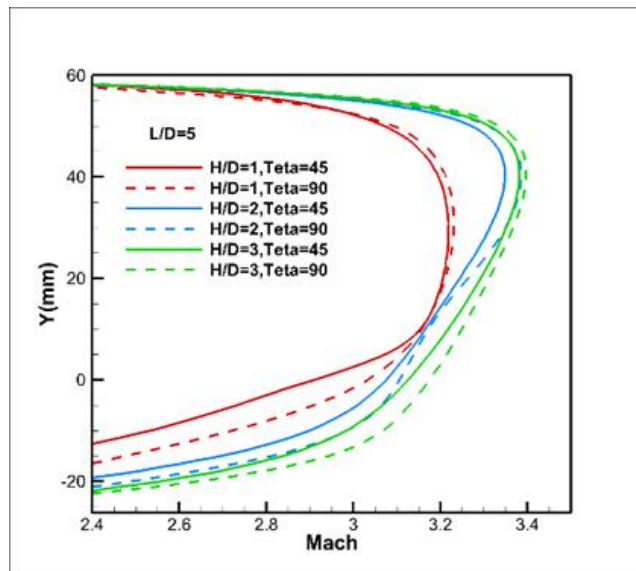
ترکیب  $H/D$  و  $L/D$  به ترتیب ۱ و ۵، شرایط نامناسبی را برای جریان داخل کانال به وجود آورده و انتخاب مناسبی برای طراحی یک حفره در جریان مافوق صوت نخواهد بود. البته با افزایش عدد ماخ، تأثیر نامطلوب این هندسه کاهش می‌یابد و ممکن است در ماخ‌های ابرصوتی، یک هندسه قابل بررسی تلقی شود اما در کار حاضر به دلیل اینکه تنها محدوده مافوق صوت مورد بررسی قرار می‌گیرد، 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 می‌شود و از آنجا که حفره‌های بدون زاویه دیواره عقبی ذاتاً ناپایدار هستند، این ویژگی سبب تشدید این موضوع در حفره‌های مذکور می‌گردد. بنابراین انتظار می‌رود سایر مشخصه‌های مورد بررسی در حالت  $H/D$  و  $L/D$  به ترتیب ۱ و ۵ نیز، روند مناسبی را ارائه نمایند. لازم به ذکر است که این پدیده، تنها در حفره‌های با  $H/D$  و  $L/D$  به ترتیب ۱ و ۵ دیده شده و در سایر هندسه‌ها، این اتفاق رخ نداده است. به بیان دیگر



(ب)

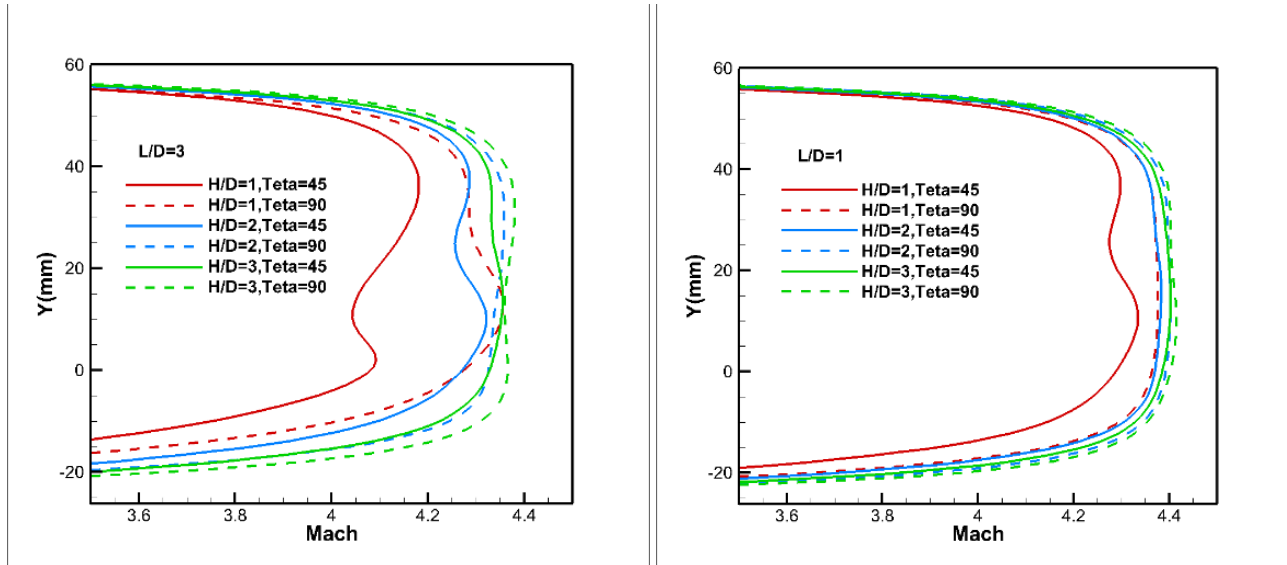
(الف)



(ج)

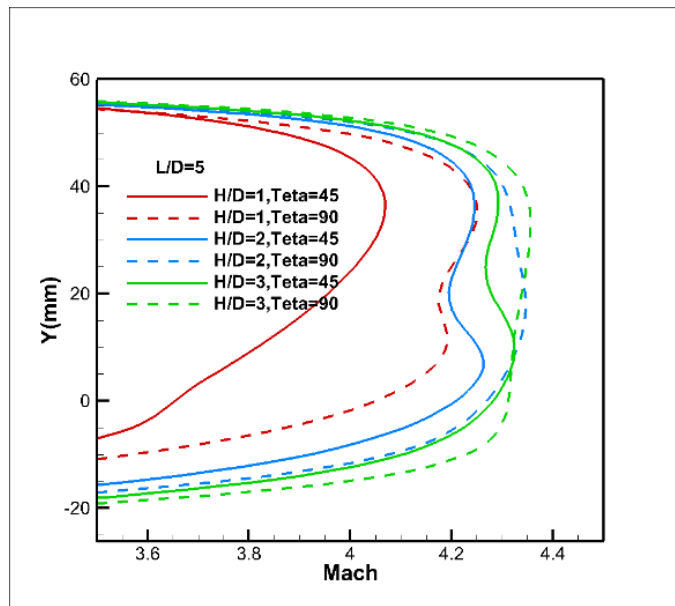
شکل ۷. پروفیل ماخ در خروجی هندسه‌های کار حاضر در ماخ ورودی ۳، فشار کل و استاتیک به ترتیب ۶۹۰ و ۱۸/۷۸۵ کیلوپاسکال و دمای کل ۳۰۰ کلوین در نسبت L/D و H/D های مختلف

Fig. 7. Outlet Mach number for various L/D and H/D and Minlet=2 (P0=690 kPa, Ps=18.785 kPa, T0=300 K)



(ب)

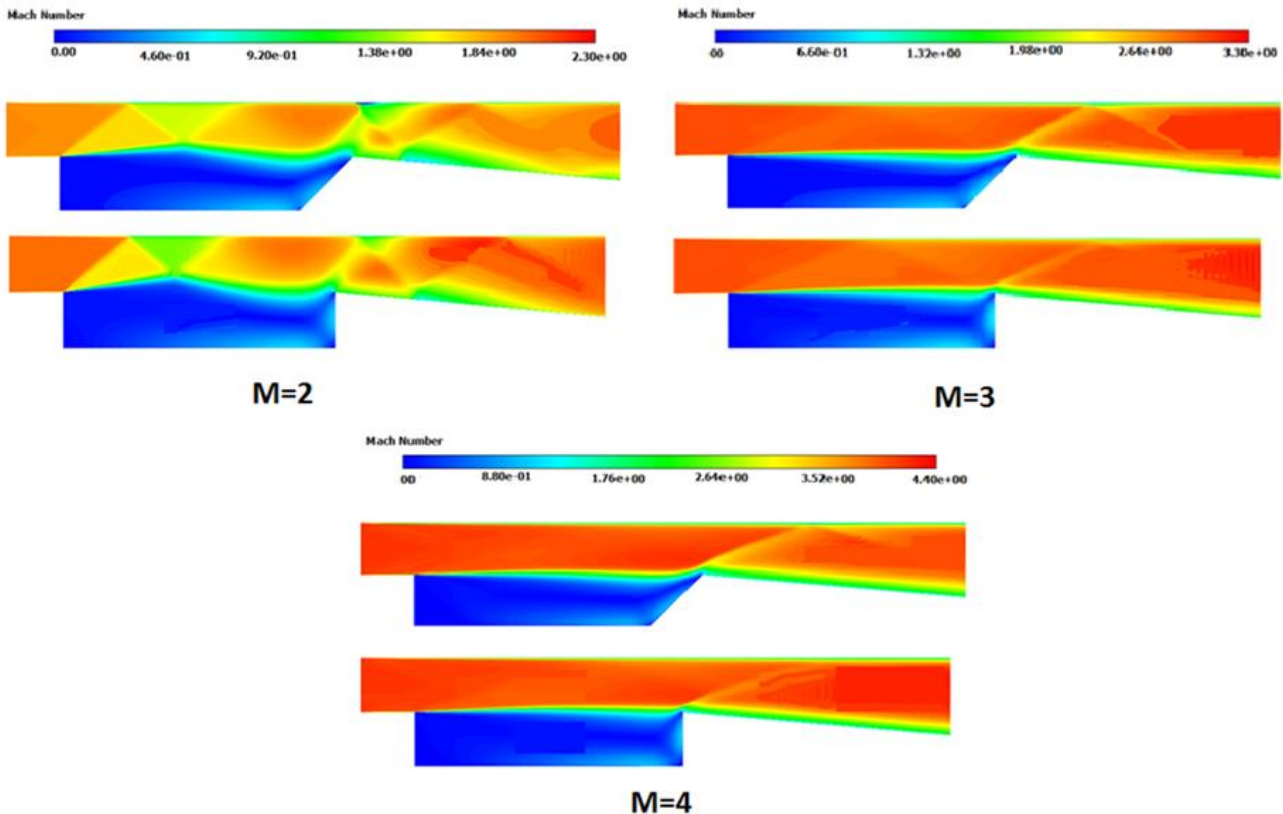
(الف)



(ج)

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

Fig. 8. Outlet Mach number for varius  $L/D$  and  $H/D$  and  $Minlet=2$  ( $P_0=690$  kPa,  $P_s=4$  kPa,  $T_0=300$  K)



شکل ۹. کانتور ماخ در هندسه  $H/D = 1$  و  $L/D = 5$  برای ماخ‌های مختلف

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

در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲، میزان گردش<sup>۱</sup> در بالای محور و افت فشار کل در پایین محور مختصات برای تمامی هندسه‌های 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.

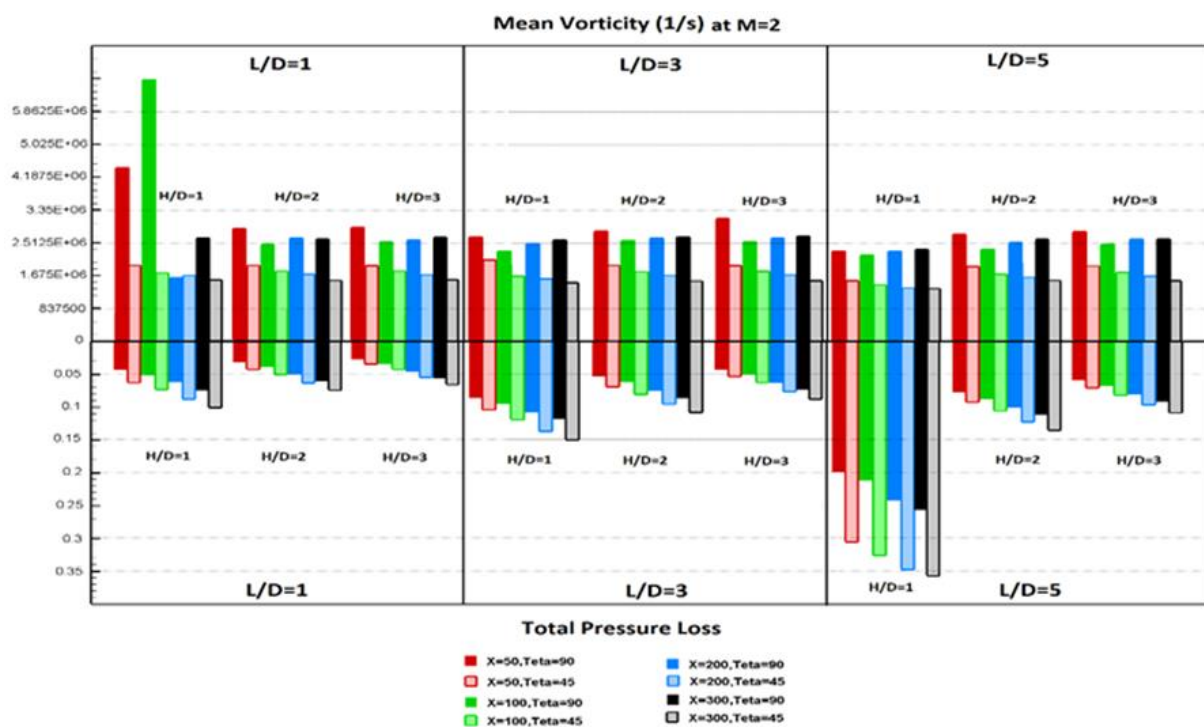
این شکل نشان می‌دهد در محدوده مافوق صوت (ماخ ۲ و ۳ و ۴)، با حرکت به سمت پایین دست میزان افت فشار کل افزایش می‌یابد که میزان آن در حالت دارای زاویه دیواره عقبی ۴۵ درجه بیشتر از حالت بدون

ادامه ارزیابی‌ها و مقایسه‌ها کنار گذاشته می‌شود ولی به منظور هماهنگی در شکل‌ها، پروفیل مشخصه‌های آن در شکل‌ها ارائه می‌گردد.

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:

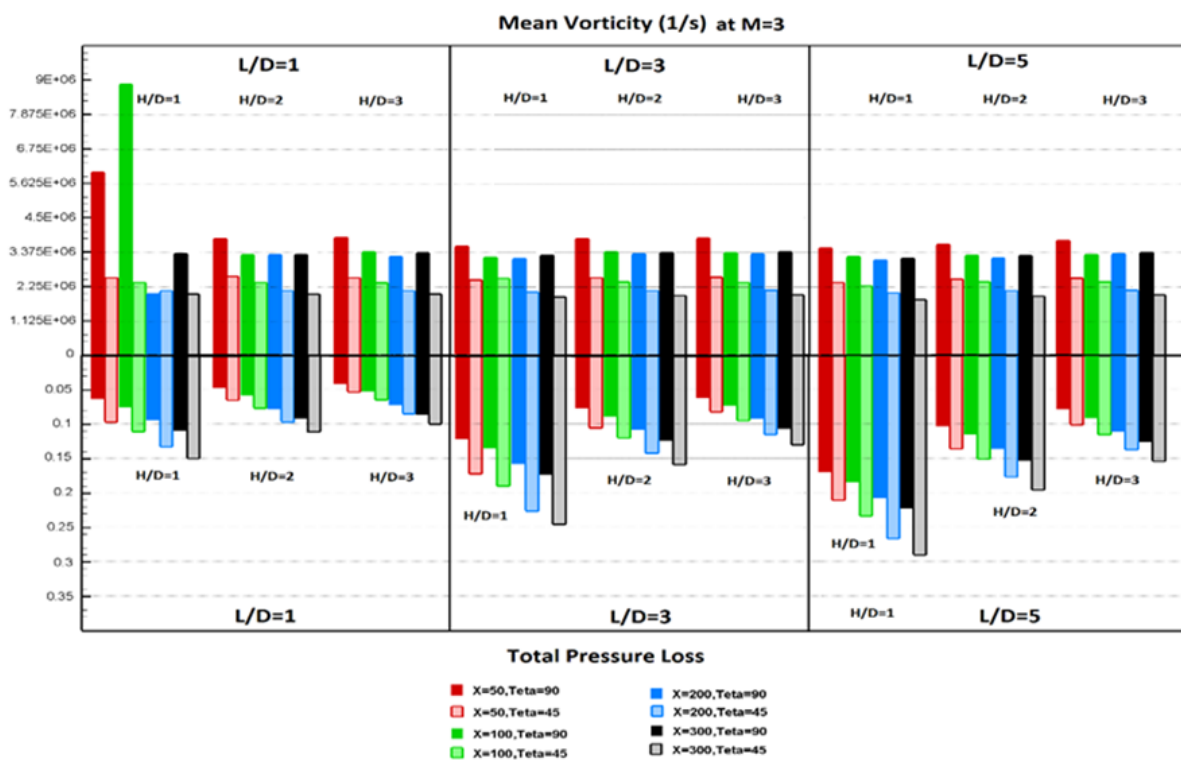
$$\eta_{Loss} = 1 - \frac{\int P_t \rho u dA}{\int P_{t,ref} \rho u dA} \quad (5)$$

1 Vorticity



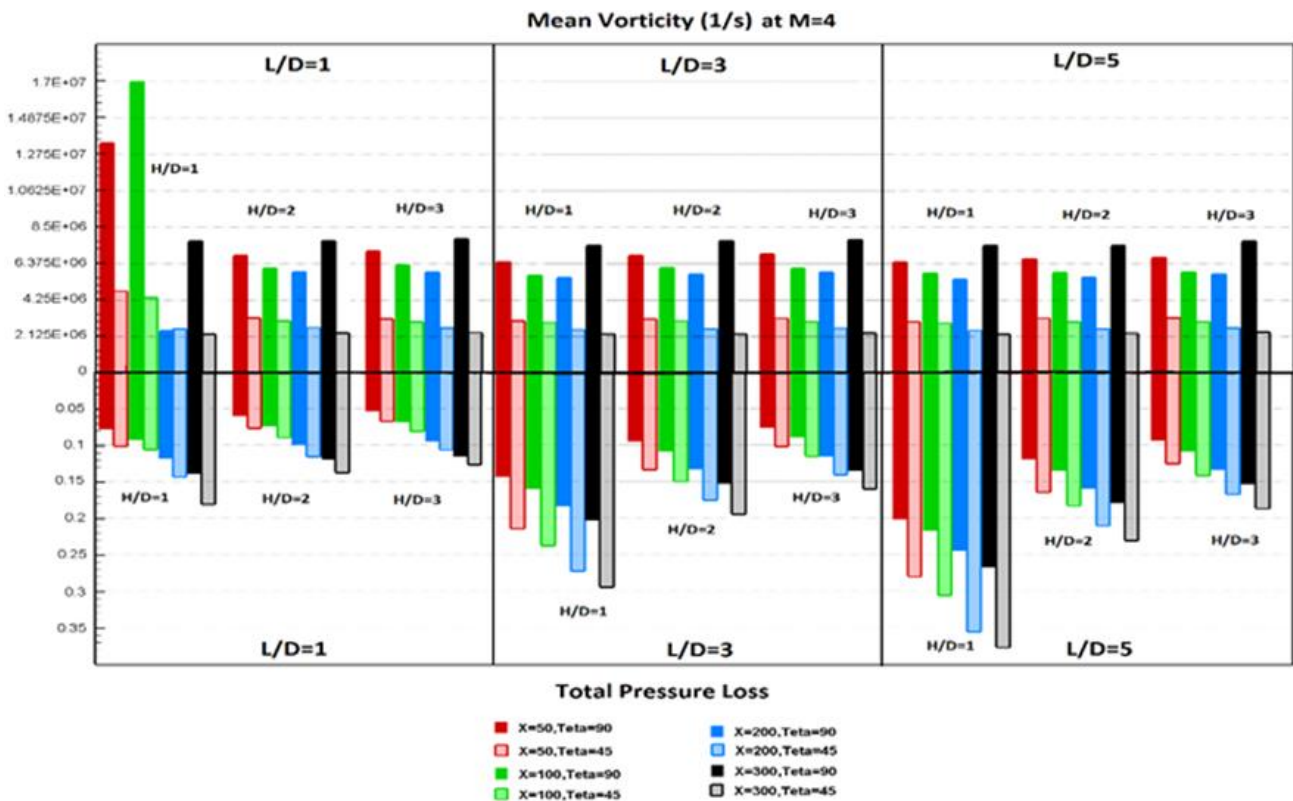
شکل ۱۰. میزان افت فشار کل و گردش تولید شده در  $x$  های مختلف در ماخ ۲

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



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  $M=3$



شکل ۱۲. میزان افت فشار کل و گردش تولید شده در X های مختلف در ماخ ۴

Fig. 12. The total pressure loss and vorticity at various x for M=4

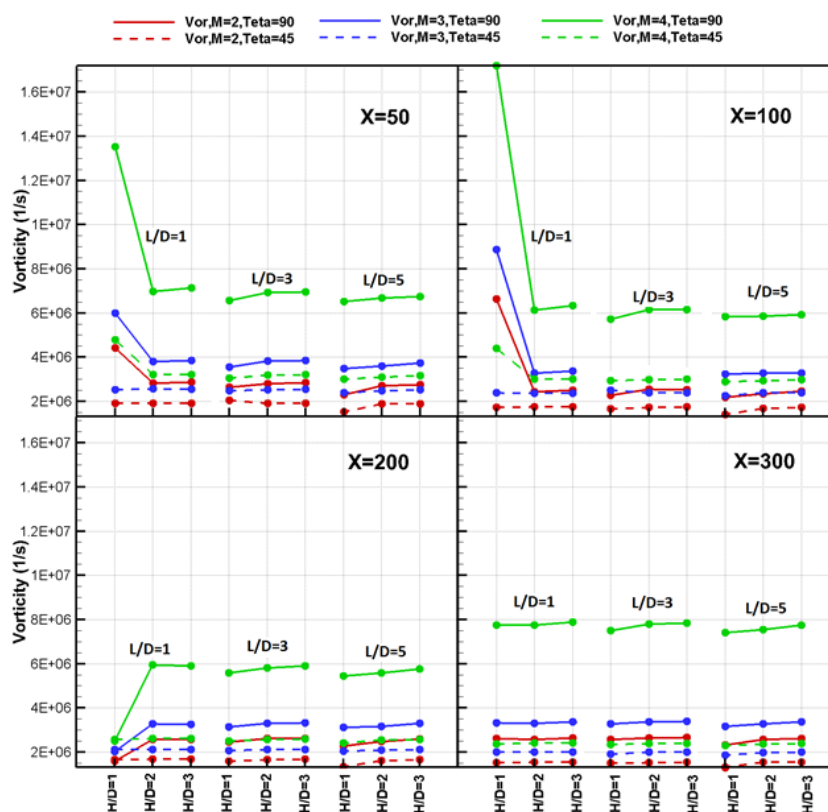
افزایش چندانی نسبت به سایر هندسه‌ها و در ماخ مورد بررسی نداشته است در صورتی که فشار کل که از عوامل اصلی تولید تراست فشاری است، در پشت شوک دیواره عقبی کاهش می‌یابد. این موضوع تأیید دیگری بر عدم انتخاب هندسه H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۵ در بررسی هندسه‌های مناسب برای محفظه‌های احتراق اسکرمجت است.

مطلب مهم دیگری که در این شکل‌ها دیده می‌شود، 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 می‌ماند و عملاً جریان حفره را نسبت L/D بزرگ‌تر از مقدار واقعی می‌بیند که با افزایش عدد ماخ، این نسبت بزرگ‌تر می‌شود. بنابراین هندسه H/D و L/D به ترتیب ۱ و ۱ را نیز می‌توان از موارد نامناسب تلقی نمود زیرا روند بررسی را بر اساس شرایط هندسی مختل می‌نماید.

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





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

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

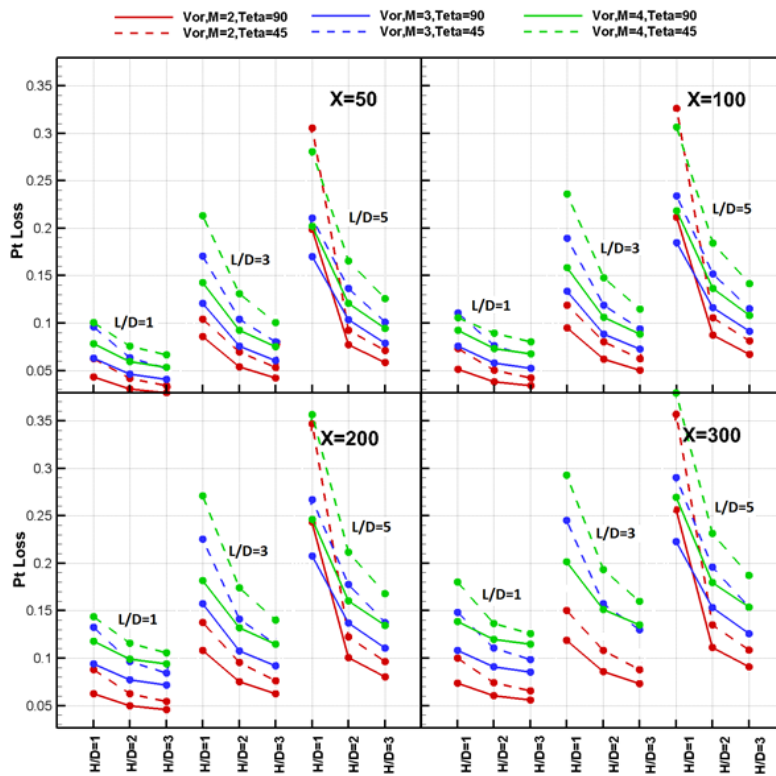
مشخصه تعریف شده گردش بر افت فشار کل، به مراتب بیشتر از هندسه‌های با  $H/D$  برابر با ۱ و ۲ است و می‌توان انتظار عملکرد بهتری را از هندسه‌های دارای  $H/D$  برابر با ۳ داشت. علاوه بر آن در هندسه‌های با  $L/D$  برابر با ۱ نیز، مشخصه تعریف شده مقادیر بهتری را نشان می‌دهد. دلایل این پدیده‌ها در شکل‌های قبلی توضیح داده شده است. با استفاده از این دو روند می‌توان نتیجه‌گیری 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 در شکل‌های قبلی، میزان مشخصه گردش بر افت فشار کل در حفره‌های با زاویه دیواره عقبی ۹۰ درجه در تمامی ماخ‌های مورد بررسی، بهتر از حالت با زاویه ۴۵ درجه است که دلیل آن قبلاً توضیح داده شده است. نکته قابل توجه دیگر در شکل ۱۵، عملکرد بهتر هندسه‌های مورد بررسی در ماخ ۴ است. همچنین 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  $H/D$  برابر با ۱، از سایر هندسه‌ها بیشتر است، اما با اعمال میزان گردش حاصل از ناحیه انبساطی پشت حفره در رابطه مجموع گردش محلی، مشخص می‌شود که میزان مجموع گردش محلی این هندسه برتری خاصی نسبت به سایر هندسه‌ها ندارد و مقدار آن در محدوده سایر هندسه‌های می‌باشد.

در شکل ۱۴ نیز افت فشار کل در تمامی هندسه‌ها 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.

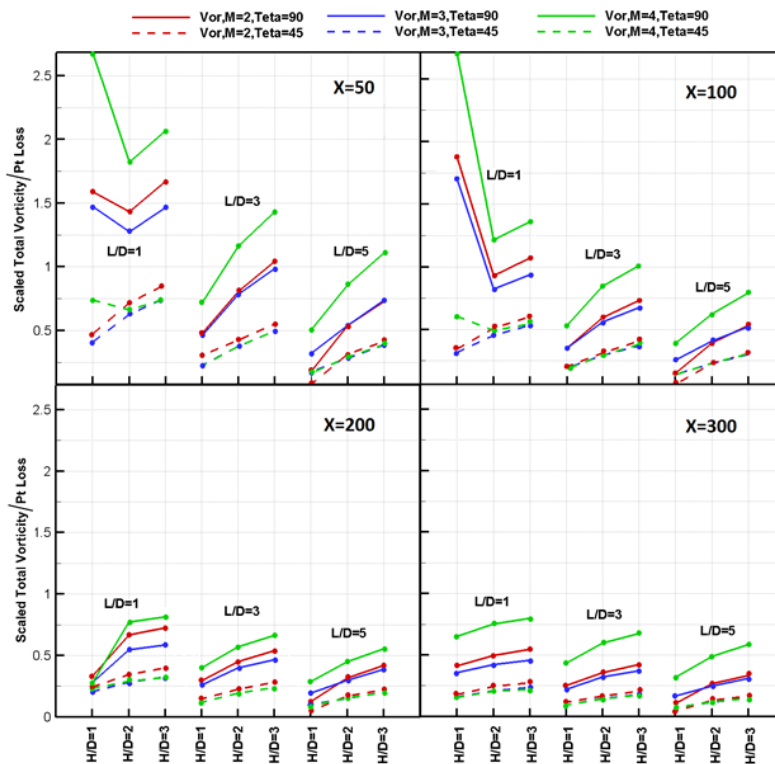
با توجه به شکل ۱۵، می‌توان گفت که در  $H/D$  برابر با ۳ میزان





شکل ۱۴. مقایسه افت فشار کل در اعداد ماخ و موقعیت‌های مختلف

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



شکل ۱۵. مقایسه گردش کل بر میزان افت فشار کل در اعداد ماخ و موقعیت‌های مختلف

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

## ۶- نتیجه گیری

• بیشترین میزان افت فشار کلی مربوط به هندسه‌های دارای  $H/D$  و  $L/D$  به ترتیب ۱ و 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  $L/D$  به ترتیب ۳ و ۱ دارای عملکرد بهتری نسبت به سایر هندسه‌ها در جریان غیر واکنشی مورد بررسی دارد.

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 مافوق صوت 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 می‌شود:

## ۷- فهرست علائم

ثابت‌های عددی	$C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_{3\varepsilon}$
عمق حفره	$D$
عمق دیواره عقبی حفره	$D_e$
عمق دیواره جلویی حفره	$D_u$
انرژی کل	$E$
انرژی جنبشی اغتشاشی تولید شده ناشی از گردادیان سرعت میانگین	$G_k$
انرژی جنبشی اغتشاشی تولید شده ناشی از شناوری	$G_b$
ارتفاع کانال	$H$
انرژی جنبشی اغتشاشی	$k$
طول حفره	$L$
ماخ	$M$
فشار کل	$P$
ترم‌های مرجع مربوط به $k$ و $\varepsilon$	$S_k, S_\varepsilon$
دمای کل	$T$
سرعت	$u_i$
سرعت میانگین	$\bar{u}$
سرعت نوسانی	$u'$
موقعیت	$x_i$
توزیع نوسانات در نرخ اتلاف کلی	$Y_M$
تنش ناشی از ویسکوزیته مولکولی	$\delta_{ij}$
نرخ اتلاف توربولانس	$\varepsilon$
چگالی	$\rho$
تنش‌های ناشی از رینولدز	$\overline{\rho u'_i u'_j}$
عدد پرندتل اغتشاشی مربوط به $k$ و $\varepsilon$	$\delta_k, \delta_\varepsilon$

• با مقایسه مدل‌های اغتشاشی دو معادله و مقایسه آنها با نتایج تجربی، مدل اغتشاشی کا-اِپسیلون 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 نمی‌کند 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 هندسه‌های مشابه، مقدار گردش در هندسه حفره ۴۵ درجه، کوچک‌تر اما پایدارتر از حالت هندسه حفره ۹۰ درجه است.

• در هندسه‌های مشابه، با افزایش عدد ماخ مقدار مجموع گردش محلی افزایش می‌یابد.

• 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.

- validation and parametric investigation on the cold flow field of a typical cavity-based scramjet combustor, *Journal of Acta Astronautica*, 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.
- [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] 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

- 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 H<sub>2</sub> 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 in a scramjet combustor, *Journal of Aerospace Science and Technology*, 80 (2018) 309-314.
- [21] L. Suneetha, P. Randive, K.M. Pandey, Numerical investigation on mixing behavior of fuels in reacting 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, *Journal 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



