



## مطالعه عددی فواره گاز برخورداردی به یک صفحه تخت

علی نصیری طوسی<sup>۱</sup>، علیرضا حاجی علی محمدی<sup>۲</sup>، اردلان حیدری<sup>۱</sup><sup>۱</sup>دانشکده مهندسی خودرو، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران<sup>۲</sup>دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

## تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۱ خرداد ۱۳۹۴

بازنگری: ۹ آبان ۱۳۹۴

پذیرش: ۴ بهمن ۱۳۹۴

ارائه آنلاین: ۱۸ آبان ۱۳۹۵

## کلمات کلیدی:

افشانه  
فواره  
عمق نفوذ  
توزیع سوخت

**چکیده:** از آنجا که در موتورهای تزریق مستقیم گازسوز، در حالت احتراق همگن، شکل‌گیری مخلوط در اثر برخورد فواره با سطح پیستون متحرک انجام می‌شود، مطالعه شکل‌گیری مخلوط در اثر برخورد با دیواره متحرک اهمیت زیادی در توسعه این گونه موتورها دارد. در تحقیق حاضر با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت رفتار فواره گاز برخورداردی با صفحه تخت در هوای اتمسفر شبیه‌سازی شده و با استفاده از نتایج تجربی موجود، صحنه‌گذاری شد. در ادامه با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام‌گرفته تأثیر پارامترهایی چون نسبت فشار، دور موتور و زمان شروع تزریق روی شکل‌گیری مخلوط سوخت و هوا در محفظه بسته و شرایطی مشابه کورس تراکم موتور ملی ای.اف. ۷ مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج نشان دادند که افزایش نسبت فشار باعث افزایش عمق نفوذ سوخت تزریق می‌شود، اما افزایش دور موتور برخلاف تزریق در محیط باز، در محیط بسته و کورس تراکم سبب کاهش عمق نفوذ گاز می‌شود. همچنین زمان انجام تزریق در یک موتور، بسته به شرایط دیگر از جمله دور موتور، فشار پاشش و مدت زمانی که پاشش صورت می‌گیرد، می‌تواند سبب کاهش یا افزایش عمق نفوذ شود.

## ۱- مقدمه

مهمترین موضوعی که در موتورهای تزریق مستقیم حجم وسیعی از تحقیقات را به خود اختصاص داده است، بحث چگونگی شکل‌گیری مخلوط سوخت و هوا در این گونه موتورها است. در موتور اشتعال جرقه‌ای گازسوز، از نوع تزریق مستقیم، تزریق گاز طبیعی پرفشار در مدت زمان کوتاهی در چرخه‌ی کاری موتور انجام می‌شود و مانند موتور تزریق مستقیم بنزینی، احتراق لایه‌ای<sup>۱</sup> در بارهای جزئی و احتراق مخلوط همگن<sup>۲</sup> در تمام بار<sup>۳</sup> وجود خواهد داشت. از آنجا که در موتورهای تزریق مستقیم گازسوز، سوخت مستقیماً داخل محفظه احتراق تزریق می‌شود، مخلوط سوخت و هوای تشکیل شده در محفظه احتراق، پیش از زمان جرقه باید توزیع مناسبی داشته باشد تا احتراق کاملی صورت پذیرد و در نتیجه آن، آلاینده‌های مونواکسیدکربن و هیدروکربن نسوخته کمتری تولید شود [۱]. این مسئله به‌خصوص در عملکرد موتور در حالت احتراق لایه‌ای اهمیت ویژه‌ای دارد. روش‌های مختلفی برای شکل‌گیری مخلوط مناسب می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد از جمله هدایت دیواره<sup>۴</sup>، هدایت جریان<sup>۵</sup> و هدایت فواره<sup>۶</sup>. از میان این سه روش، روش هدایت فواره بیشترین قابلیت را برای ایجاد احتراق لایه‌ای دارد. در این روش با توجه به زمان کوتاهی که برای تهیه مخلوط سوخت و هوا در دسترس است،

موتورهای احتراق داخلی را می‌توان در دسته‌بندی‌های متعدد از نگاه‌های مختلف تقسیم کرد. از نظر سوخت‌رسانی و محل تزریق سوخت، می‌توان آن‌ها را به دو دسته کلی موتورهای تزریق مستقیم و غیر مستقیم تقسیم کرد. در موتورهای تزریق غیر مستقیم که قدیمی‌تر و رایج‌تر هستند، سوخت به درون مینیولده هوا یا پشت سوپاپ هوا تزریق می‌شود. درحالی‌که در موتورهای تزریق مستقیم سوخت به درون اتاق احتراق و روی پیستون تزریق می‌شود، البته زمان تزریق سوخت نیز در انواع مختلف موتورها متفاوت است. با توجه به فشار بالای سیلندر در هنگام پاشش سوخت به داخل سیلندر، سیستم پاشش باید دارای فشار بالاتری نسبت به انژکتورهای تزریق غیر مستقیم باشد و از طرفی دیگر، زمان کوتاه‌تری برای فراهم شدن یک مخلوط مناسب سوخت و هوا در دسترس خواهد بود. بنابراین تزریق مستقیم سوخت به درون سیلندر کار آسانی نبوده و باید مزایای قابل‌توجهی نسبت به تزریق غیر مستقیم داشته باشد که شرکت‌های خودروسازی را مجاب به پذیرش هزینه‌های هنگفت تحقیقات در این زمینه کرده است. عمده برتری یک موتور تزریق مستقیم، افزایش توان به دلیل افزایش بازده احتراق در اثر افزایش بازده تنفسی می‌باشد. از دیگر مزایای آن، دستیابی به کنترل دقیق مقدار سوخت تزریقی و زمان‌بندی پاشش می‌باشد که با شرایط مختلف بار موتور متغیر است.

- 1 Stratified combustion
- 2 Homogeneous combustion
- 3 Full load
- 4 Wall-guided
- 5 Flow-guided
- 6 Spray-guided

مستقیم استفاده شده و تأثیر پارامترهای دور موتور، فشار ورودی و زمان شروع پاشش بر روی عمق نفوذ بررسی می‌شود. دلیل استفاده از گاز هلیوم در آزمایشگاه، محدودیت‌های ایمنی لازم و مزیت خنثی بودن این گاز (در شرایط آزمایشگاه) می‌باشد.

## ۲- محاسبه افت فشار گاز در تزریق گذرا

افت فشار گاز به هنگام تزریق، که در تزریق گذرا اتفاق می‌افتد، باعث می‌شود تا نسبت فشار واقعی قسمت پرفشار (خط تزریق) به قسمت کم‌فشار (محیط تزریق) کمتر از نسبت فشار تنظیم شده در ابتدای آزمایش و قبل از تزریق باشد. در این بخش الگویی تحلیلی بر مبنای وقایعی که در لوله موج ضربه اتفاق می‌افتد، برای مدل‌سازی تزریق مستقیم گاز ارائه می‌شود. همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است، اگر قسمت بالادست و پایین دست سوزن افشانه به ترتیب با بخش‌های پرفشار و کم‌فشار لوله موج ضربه مدل‌سازی شوند، می‌توان نسبت فشار واقعی و افت فشار در هنگام تزریق را محاسبه نمود. لوله موج ضربه از یک بخش پرفشار و یک بخش کم‌فشار که توسط دیافراگمی از هم جدا شده‌اند، تشکیل شده است. پارگی دیافراگم باعث می‌شود تا یک موج تراکمی در داخل لوله و یک موج انبساطی در داخل استوانه به حرکت درآیند. سطح تماس دو قسمت (خط  $X$  در شکل ۱) نیز در داخل لوله حرکت می‌کند. فشار فضای بین دو موج ( $P_e$ ) کمتر از فشار اولیه قسمت پرفشار ( $P_0$ ) و بیشتر از فشار اولیه قسمت کم‌فشار ( $P_0$ ) خواهد بود.

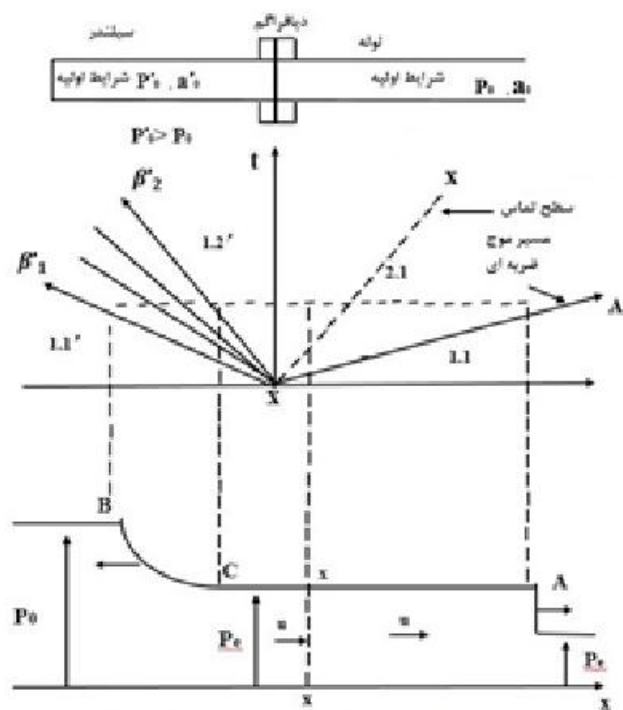


Fig. 1. Different sections of a shock wave tube [8]

شکل ۱: قسمت‌های مختلف یک لوله موج ضربه [۸]

ویژگی‌های افشانه تأثیر بسزایی در تهیه مخلوط سوخت و هوا دارند. بنابراین شناخت دقیق متغیرهای مختلف بر روی فواره خروجی از افشانه می‌تواند کاملاً مهمی در راه توسعه این گونه موتورها باشد.

چیتو و همکاران [۲] تزریق گذرای گاز متان در هوای اتمسفر را به روش عددی شبیه‌سازی کردند. آن‌ها در تحقیق خود قطر افشانه را ۱ میلی‌متر در نظر گرفته و گاز سرد متان را که با عدد ماخ ۱ به‌طور ناگهانی در هوای ساکن تزریق می‌شد، با استفاده از مدل آشفتگی دو معادله‌ای  $k-\epsilon$  مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها توزیع سرعت، دما و غلظت متان را در بخش پایانی فواره مطالعه کردند. آن‌ها همچنین عمق نفوذ فواره را پیش‌بینی کردند که با نتایج تجربی مطابقت خوبی را نشان می‌داد.

کرافت و همکاران [۳] روش‌های عددی را برای حل جت‌های برخوردی آشفتگی به‌کاربرد کردند. آن‌ها بر اساس نتایج تجربی کوپر [۴] و باغن و شیمیزو [۵]، چهار مدل توربولانسی را با هم مقایسه کردند. در این مطالعه مشاهده شد که مدل لزجت ادی توافقی بسیار کمی با نتایج تجربی به‌خاطر نقطه ضعف پایه‌ای که این مدل در رابطه تنش-کرنش دارد، از خود نشان می‌دهد.

افروز و شریف [۶] به مطالعه عددی انتقال حرارت در اثر برخورد فواره دوگلولی مورب آشفتگی با صفحه تخت دما ثابت پرداختند. آن‌ها از نرم‌افزار فلونت و مدل‌های آشفتگی  $k-\epsilon$  و  $SST k-\omega$  در شبیه‌سازی خود استفاده کردند. مقایسه عدد نوسلت موضعی با نتایج تجربی نشان داد که مدل  $SST k-\omega$  پیش‌بینی بهتری انجام می‌دهد. آن‌ها همچنین اثرات فاصله از صفحه، زاویه صفحه و عدد رینولدز را روی عدد نوسلت بررسی کردند.

جانسون و همکاران [۷] با استفاده از کد کیوا-۳ به شبیه‌سازی تزریق گاز هیدروژن در محفظه احتراق با حجم ثابت پرداختند. سپس نتایج را با داده‌های تجربی به‌دست‌آمده در آزمایشگاه بین‌المللی ساندا در کالیفرنیا مقایسه کردند. مقایسه نتایج شبیه‌سازی تزریق گاز به سختی با نتایج تزریق سوخت مایع در موتورهای دیزل امکان‌پذیر بود. یکی از تفاوت‌های اصلی، تغییر مقیاس بزرگ از دهانه افشانه به داخل محفظه برای سوخت گازی یافت شد. در نتایج عددی آن‌ها این تغییر مقیاس به ۴۰۰۰ برابر می‌رسید. مقایسه نتایج با داده‌های آزمایشگاهی توافقی خوبی را در عمق نفوذ و افزایش فشار محفظه نشان داد. همچنین آن‌ها نتیجه گرفتند که شبیه‌سازی تزریق گاز هیدروژن در محفظه احتراق بسیار پیچیده‌تر از شبیه‌سازی گاز متان است.

در تحقیق حاضر، با استفاده از روابط دینامیک گاز الگویی تحلیلی برای محاسبه افت فشار در هنگام تزریق گذرای گاز متان ارائه می‌شود تا در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گیرد. سپس با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت به شبیه‌سازی تزریق مستقیم فواره گازی هلیوم پرداخته می‌شود و پس از اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی، از همان مدل برای شبیه‌سازی تزریق مستقیم سوخت متان در یک موتور واقعی از نوع تزریق

1 Twin oblique jet

2 KIVA-3V

$$1 + \left( \frac{a_0}{a_0} \right) \left( \frac{k_a - 1}{k_h - 1} \right) - \left[ \left( \frac{a_0}{a_0} \right) \left( \frac{k_a - 1}{k_h - 1} \right) \right] \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_h - 1}{2k_h}} \left( \frac{P_o}{P_o} \right)^{\frac{k_h - 1}{2k_h}} - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_a - 1}{2k_a}} = 0 \quad (8)$$

مقادیر  $a_0$  و  $\dot{a}_0$  با توجه به اندازه‌گیری شده ۲۰ درجه سانتی‌گراد برای هلیوم و ۲۳ درجه سانتی‌گراد برای هوای محیط در آزمون‌های انجام‌شده به ترتیب مساوی ۳۴۴/۹۲ و ۱۰۰۵/۴۶ متر بر ثانیه به دست می‌آیند.

اگر مقادیر نسبت فشار مورد استفاده در آزمون‌های این تحقیق  $(\dot{P}_o/P_o)$  در معادله قرار داده شود، با حل آن می‌توان مقادیر نسبت فشار واقعی در هنگام تزریق  $(P_e/P_o)$  را برای نسبت فشار مورد استفاده، محاسبه نمود. در جدول ۱ مقادیر محاسبه شده  $P_e/P_o$  نشان داده شده‌اند. با توجه به آنچه که گفته شد، می‌توان نتیجه گرفت که در اثر باز شدن ناگهانی سوزن افشانه، یک موج فشاری به سمت گاز داخل محفظه مورد تزریق و یک موج انبساطی به سمت بالادست افشانه حرکت می‌کند و چون فاصله لوله‌های بالادست افشانه تا مخزن گاز در آزمون‌های تجربی ۴ متر بود، تا پایان عکسبرداری (حداکثر ۳ میلی‌ثانیه بعد از شروع پاشش) و با در نظر داشتن سرعت انتشار ۱۰۰۵ متر بر ثانیه برای موج انبساطی، امکان رسیدن موج انعکاسی تا سوراخ دماغه وجود نداشته، بنابراین نسبت فشار تا پایان تزریق همان مقدار  $(P_e/P_o)$  باقی می‌ماند. البته در فاصله زمانی باز شدن افشانه هم به دلیل آنی نبودن بلند شدن سوزن، نسبت فشار به صورت آنی به مقدار  $(P_e)$  نمی‌رسد و مدت زمانی (حدود ۱ میلی‌ثانیه) طول می‌کشد تا این فرآیند اتفاق بیفتد [۸].

همانطور که در جدول ۱ نشان داده شده است، انتشار امواج فشاری در اثر باز شدن ناگهانی افشانه باعث می‌شود تا نسبت فشار کمتر از نسبت فشار تنظیم شده باشد و این امر حتماً باید در شبیه‌سازی عددی افشانه برای تعیین شرط مرزی فشار ورودی به دهانه سوراخ افشانه مورد توجه قرار گیرد.

جدول ۱: مقادیر نسبت فشار به دست آمده از مدلسازی و نسبت فشار تنظیم شده در ابتدای آزمون‌ها برای تزریق هلیوم در هوای اتمسفر [۸]

Table 1. Calculated pressure ratios and applied initial pressure ratios for Helium gas injection into the atmospheric air [8]

$P_e/P_o$	$P_e/P_o$
۲	۱/۴۴
۳	۲/۰۱
۴	۲/۳۸
۵	۲/۸۸

اگر حرکت سوزن در افشانه و باز شدن آن معادل با پاره شدن دیافراگم در لوله موج ضربه فرض شود، با فرض گاز کامل برای هوا و هلیوم و جریان هم‌انرژی می‌توان از روش مشخصه‌ها برای حل این مساله انتشار امواج استفاده نمود. با توجه به شکل ۱ اندازه سرعت سیال در مناطق ۲.۱  $(u_{2.1})$  و ۱.۲  $(u_{1.2})$  با در نظر گرفتن گازهای هلیوم در قسمت پرفشار و هوا در قسمت کم‌فشار به صورت معادله‌های (۱) و (۲) نوشته می‌شود [۸].

$$u_{2.1} = \frac{2a_0}{k_a - 1} \left[ \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_a - 1}{2k_a}} - 1 \right] \quad (1)$$

$$u_{1.2} = \frac{2a_0}{k_h - 1} \left[ \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_h - 1}{2k_h}} - 1 \right] \quad (2)$$

در معادله‌های (۱) و (۲)،  $k_a$  و  $k_h$  گرمای ویژه برای هوا و هلیوم،  $P_e$  فشار در منطقه میانی،  $P_o$  فشار اولیه در منطقه کم‌فشار و  $\dot{P}_o$  فشار اولیه در منطقه پرفشار،  $\dot{a}_0$  سرعت صوت در گاز پرفشار و  $a_0$  سرعت صوت در گاز کم‌فشار است. سرعت‌ها را می‌توان با توجه به روش مشخصه‌ها به صورت زیر نیز نوشت [۸]:

$$\frac{u_{2.1}}{a_0} = \frac{\lambda_2 - 1}{k_a - 1} \quad (3)$$

$$\frac{u_{1.2}}{a_0} = \frac{1 - \beta_2}{k_h - 1} \quad (4)$$

در معادلات بالا  $\lambda_2$  و  $\beta_2$  ثابت ریمان هستند که از حل معادله‌های سازگاری زیر برای معادله‌های مشخصه به دست می‌آیند [۸]:

$$\beta_2 = 2 \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_h - 1}{2k_h}} - 1 \quad (5)$$

$$\lambda_2 = 2 \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k_a - 1}{2k_a}} - 1 \quad (6)$$

از طرفی با توجه به برابر بودن سرعت‌ها در دو طرف سطح تماس می‌توان نوشت [۸]:

$$\frac{a_0(\lambda_2 - 1)}{k_a - 1} = \frac{a_0(1 - \beta_2)}{k_h - 1} \quad (7)$$

با جایگذاری معادله‌های (۵) و (۶) در معادله (۷) و مرتب کردن آن رابطه (۸) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \left( \overline{\rho Y_j h_j} - P + \overline{\rho} \frac{u_i^2}{2} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \overline{u_i} \left( \overline{\rho Y_j h_j} + \overline{\rho} \frac{u_i^2}{2} \right) \right] \\ & = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left( K \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} - \overline{\rho} u_i T \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \overline{h_j} \left( \overline{\rho} D_{j,k} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \overline{Y_j}}{\partial x_i} \right] \end{aligned} \quad (12)$$

در این معادله  $\overline{Y_j}$  میانگین نسبت جرمی جزء  $j$ ،  $\overline{h_j}$  انتالی جزء  $j$ ،  $\bar{T}$  و  $T$  به ترتیب مقادیر میانگین و نوسانی دما،  $K$  ضریب هدایت حرارتی،  $D_{j,k}$  ضریب نفوذ جرم،  $\mu_t$  لزجت جریان آشفته و  $Sc_t$  عدد اشمیت جریان آشفته می‌باشند. معادله اجزای مخلوط گاز بدین صورت بیان می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho Y_i}) + \frac{\partial (\overline{\rho u_j Y_i})}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \overline{\rho} D_{j,k} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \overline{Y_i}}{\partial x_j} \right] \quad (13)$$

در معادلات بقای ذکر شده در بالا، در اثر وجود عبارات نوسانی، استفاده از الگوهای جریان آشفته ضرورت می‌یابد. الگوهای جریان آشفته دومعادله‌ای  $k-\varepsilon$  استاندارد و RNG و چهارمعادله‌ای SST گذار<sup>۳</sup> قبلاً برای مدلسازی فواره آشفته گذرای پر فشار گاز مورد استفاده قرار گرفته‌اند و نتایج قابل قبولی از جهت تطابق نتایج با نتایج تجربی حاصل شده است. البته مدل SST گذار نسبت به مدل  $k-\varepsilon$  در اطراف دیواره نتایج بهتری داشته است و مدل  $k-\varepsilon$  عمدتاً برای فواره‌های آزاد مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این تحقیق، هدف از انجام شبیه‌سازی عددی ارائه الگوی جدید و دقیق برای حل مساله فواره تزریق مستقیم گاز نمی‌باشد و شبیه‌سازی انجام شده فقط برای سنجش میزان تطابق نتایج تجربی با الگوهای موجود است. در این مطالعه از الگوی جریان آشفته چهار معادله‌ای SST گذار استفاده شده است که علاوه بر داشتن دقت مناسب در پیش‌بینی نرخ پخش گاز تزریق شده در گاز دیگر برای جریان‌های برشی مانند فواره، در اطراف دیواره نیز نتایج قابل قبولی داشته و به تبع آن برای فواره‌های برخوردی نیز مناسب می‌باشد. مدل SST گذار براساس ترکیب معادلات انتقال<sup>۴</sup> مدل  $k-\omega$  SST و دو معادله انتقال دیگر ساخته شده است. یک معادله برای تناوب<sup>۵</sup> و معادله دیگر، برای معیار شروع گذار<sup>۶</sup> از منظر عدد رینولدز ضخامت مومنتوم<sup>۷</sup>. معادلات انتقال مدل  $k-\omega$  SST به شکل زیر می‌باشند:

از آنجا که در شرایط واقعی و در موتورهای گازسوز از گاز هلیوم استفاده نمی‌شود، بنابراین پس از صحه‌گذاری مدل عددی با نتایج تجربی، در مرحله‌ی بعد به روشی مشابه با حل معادله (۸)، برای گاز متان و هوا فشارهایی که باید در شبیه‌سازی به‌عنوان شرط مرزی به‌کار گرفته شود، محاسبه و مورد استفاده قرار می‌گیرند.

### ۳- معادلات حاکم بر جریان سیال و الگوی جریان آشفته

معادلات حاکم بر جریان سیال در شبیه‌سازی تزریق گذرای گاز، معادلات بقای جرم (پیوستگی)، اندازه حرکت، انرژی و مقدار ماده هستند که برای دستیابی به مجهولات مسأله از قبیل فشار، دما، چگالی، سرعت و نسبت جرمی موضعی گاز تزریقی به مخلوط در نقاط مختلف میدان سیال باید حل شوند. در محاسبات جریان‌های آشفته، محاسبه متوسط زمانی یا دسته‌جمعی<sup>۱</sup> بسیار رایج است که این امر با جایگزینی مقادیر لحظه‌ای متغیرهای وابسته (که با  $\varphi$  نشان داده می‌شوند) با مجموع مقدار متوسط ( $\overline{\varphi}$ ) و مقدار نوسانی ( $\varphi'$ ) آن کمیت به شکل معادله (۹) ممکن می‌شود.

$$\varphi = \overline{\varphi} + \varphi' \quad (9)$$

جایگزینی مقادیر لحظه‌ای در معادلات بقای جرم، اندازه حرکت، انرژی و مقدار ماده با مجموع مقادیر لحظه‌ای و نوسانی باعث ایجاد معادلات جدیدی بر حسب عبارات میانگین و نوسانی می‌شود. معادله پیوستگی برای جریان تراکم‌پذیر آشفته به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial \overline{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{\rho u_i}}{\partial x_i} = 0 \quad (10)$$

که در این معادله  $\overline{\rho}$  میانگین چگالی،  $\overline{u_i}$  میانگین مولفه سرعت در راستای محور مختصات  $x_i$  و  $t$  زمان است. بقای اندازه حرکت برای جریان تراکم‌پذیر آشفته به‌صورت معادله (۱۱) نوشته می‌شود.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \overline{\rho u_i}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{\rho u_i u_j}}{\partial x_j} = - \frac{\partial P}{\partial x_i} \\ & + \left[ \mu \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} - \frac{2}{3 \delta_{ij}} \frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_k} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \overline{\rho u_i u_j} \right) \end{aligned} \quad (11)$$

در این معادله  $\mu$  لزجت،  $\delta_{ij}$  تابع دلتای کرونکر<sup>۲</sup> و  $P$  فشار است. به عبارت دیگر  $\overline{\rho u_i u_j}$  تانسور تنش رینولدز گفته می‌شود و بیانگر انتقال اندازه حرکت  $x_i$  در راستای  $x_j$  و بالعکس می‌باشد. این تانسور به‌عنوان یک تنش بر روی سیال عمل کرده و مشخص‌کننده اثر رفتار گردابه‌های آشفتگی بر روی میدان جریان متوسط می‌باشد. بقای انرژی مطابق معادله (۱۲) بیان می‌شود.

3 Transition SST

4 Transport equations

5 Intermittency

6 Transition onset criteria

7 Momentum-thickness Reynolds number

1 Assembled average

2 Kronecker delta function

$$P_{\gamma 1} = C_{a1} F_{length} \rho S [\gamma F_{onset}]^{c_{\gamma 3}} \quad (18)$$

$$E_{\gamma 1} = C_{e1} P_{\gamma 1} \gamma \quad (19)$$

در این روابط نیز  $C_{a1}$ ،  $C_{e1}$  و  $c_{\gamma 3}$  ثوابتی با مقادیر به ترتیب ۱، ۲ و ۵/۰ هستند.  $S$  نرخ بزرگی کشش<sup>۵</sup> و  $F_{length}$  مقداری تجربی است که طول ناحیه‌ی گذار را کنترل می‌کند [۹].

#### ۴- استخراج داده‌های تجربی

صحنه‌گذاری مدل عددی در این تحقیق با استفاده نتایج تجربی عکسبرداری پرسرعت به روش شیلرین (با سرعت عکسبرداری ۱۶۰۰۰ عکس در هر ثانیه) که از تزریق گاز هلیوم به وسیله افشانه تک سوراخ استوانه به قطر ۰/۸ میلی‌متر در هوای اتمسفر و با نسبت فشارهای ۳ و ۵ و فواصل برخورد از صفحه ۲۰ و ۸ میلی‌متر گرفته شده است، انجام می‌شود. روش شیلرین برای مشاهده و اندازه‌گیری خصوصیات سیالات تراکم‌پذیر، انتقال حرارت جابجایی، اختلاط و انتقال جرم، احتراق و جریان‌های با چگالی طبقه‌ای (لایه‌ای) به کار می‌رود. اساس عملکرد روش شیلرین بر مبنای تغییر ضریب شکست پرتوهای موازی نور عبوری از منطقه آزمون (در این جا محل فواره) در اثر تغییر چگالی گاز در نقاط مختلف، استوار است. آزمون‌ها در آزمایشگاه توربولانس دانشگاه موناش استرالیا انجام گرفته است. جزییات آزمون شیلرین و تجهیزات مورد استفاده مشابه مراجع [۸ و ۹] می‌باشند. از هر آزمون ۱۰۰ عکس گرفته شده و در حافظه رایانه ذخیره شده است. البته تعدادی عکس به دلایل مختلف مثل خارج شدن فواره از محدوده عکسبرداری قابل تحلیل نبوده و در پردازش تصاویر لحاظ نشده‌اند. دلیل استفاده از گاز هلیوم در این آزمایش‌ها، خنثی بودن این گاز و محدود بودن وسایل ایمنی مورد نیاز در صورت استفاده از گازی چون متان است. پیش از تحلیل تصاویر گرفته شده، میانگین شدت عکس زمینه (بدون وجود فواره در آن) از تک تک عکس‌های فواره در زمان‌های مختلف تفریق شدند. این عمل که به آن تفریق عکس زمینه<sup>۶</sup> گفته می‌شود باعث می‌شود تا اجزای ثابت تصاویر مانند ذرات غبار روی آینه‌ها، عدسی یا حسگر دوربین که در همه عکس‌ها وجود دارند حذف شوند و عکس باقیمانده تنها حاوی فواره و هوای اطراف آن باشد. روشی که برای یافتن لبه‌های فواره از عکس‌ها استفاده شده است روش کنتی<sup>۷</sup> است. در این روش مشتق تابع گوس به عکس اعمال می‌شود و نقاط بیشینه محلی حاصل شده، با توجه به حد آستانه<sup>۸</sup> که تعریف می‌شود، به‌عنوان لبه در نظر گرفته می‌شوند. اصول عملکرد این روش بدین شکل است که تابع گوس دو بعدی به‌صورت معادله زیر در نظر گرفته می‌شود [۸]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \quad (14)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \tilde{A}_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) \quad (15)$$

$$= \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \tilde{A}_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + D_\omega$$

در این روابط  $u$  سرعت سیال بر حسب متر بر ثانیه،  $k$  انرژی جنبشی بر واحد جرم جریان آشفته بر حسب مترمربع بر مجذور ثانیه،  $\omega$  نرخ ویژه‌ی اتلاف<sup>۱</sup> بر حسب معکوس ثانیه،  $\rho$  چگالی بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب،  $x_j$  و  $x_i$  مختصات مادی بر حسب متر،  $u_i$  سرعت در راستای محور مختصات  $x_i$ ،  $G_k$  بر حسب کیلوگرم بر متر بر مکعب ثانیه و  $G_\omega$  بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب بر مربع ثانیه؛ به‌ترتیب بیانگر نرخ تولید انرژی جنبشی جریان آشفته بر واحد حجم در اثر تغییرات سرعت میانگین و تولید  $\Gamma_k$  و  $\omega$  بر حسب نیوتون ثانیه بر مترمربع بیانگر نفوذ مؤثر<sup>۲</sup>  $k$  و  $\omega$  بر حسب کیلوگرم بر متر بر مکعب ثانیه و  $Y_k$  بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب بر مربع ثانیه بیانگر اتلاف  $k$  و  $\omega$  در اثر آشفستگی،  $S_k$  و  $S_\omega$  عبارت‌های ثابت دلخواه<sup>۳</sup>، و  $D_\omega$  بیانگر نفوذ عرضی<sup>۴</sup> می‌باشند.

معادلات انتقال تناوب و عدد رینولدز ضخامت مومنتوم نیز به شکل زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} \quad (16)$$

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

$$\frac{\partial(\rho R \tilde{e}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j R \tilde{e}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} \quad (17)$$

$$+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial R \tilde{e}_{\theta t}}{\partial x_j} \right]$$

در این روابط  $\gamma$  و  $R \tilde{e}_{\theta t}$  بیانگر تناوب و عدد رینولدز ضخامت مومنتوم هستند. همچنین  $\mu$  و  $\mu_t$  به‌ترتیب لزجت دینامیکی و لزجت آشفته سیال،  $\sigma_{\theta t}$  ثابتی با مقدار ۲، و باقی عبارت‌ها نیز از روابط زیر محاسبه می‌شوند:

5 Strain rate magnitude  
6 Background Subtraction  
7 Canny  
8 Threshold

1 Specific dissipation rate  
2 Effective diffusivity  
3 User-defined source terms  
4 Cross-diffusion term

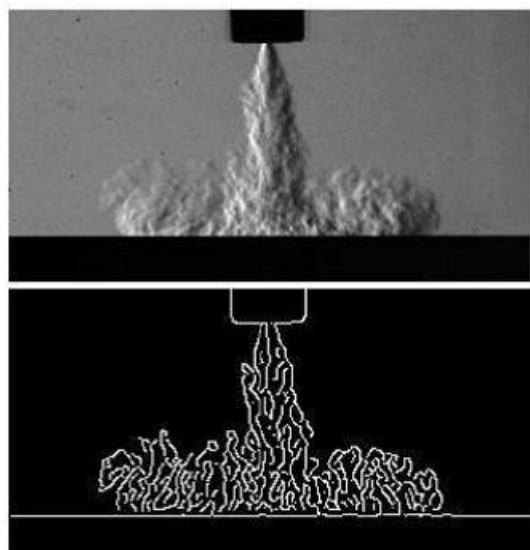


Fig. 2. sample image of Helium gas wall-impinged jet (a) before image processing, (b) after processing

شکل ۲: تصویر برخورد گاز هلیوم به صفحه (الف) قبل از پردازش (ب) پس از پردازش

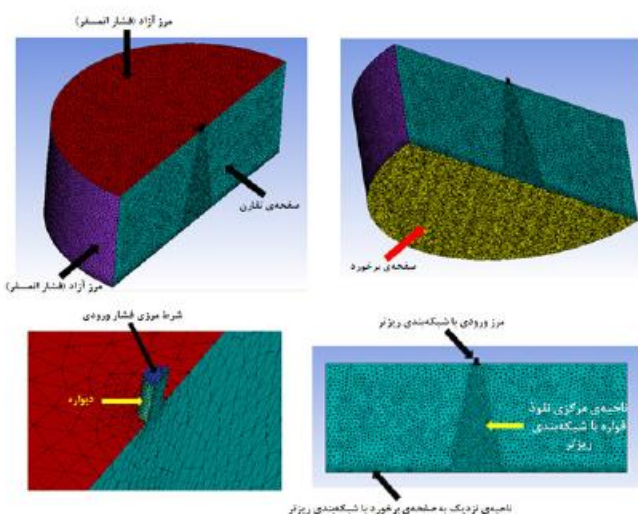


Fig. 3. Geometry specifications and boundary conditions of the simulation

شکل ۳: جزئیات هندسه استفاده شده در شبیه سازی و شرایط مرزی

شبکه بندی در شکل ۳ قسمت پایین سمت راست قابل مشاهده است. مش های مورد استفاده در شبیه سازی همانطور که در شکل نشان داده شده است، سه ضلعی انتخاب شده اند. در این تحقیق شرط مرزی ورودی، فشار تزریق برای ورودی سوخت به افشانه است. همچنین شرط مرزی دیواره های جانبی هندسه هم به صورت فشار محیط در نظر گرفته شده است. بقیه سطوح دیواره در نظر گرفته شده است.

بر اساس محاسبات انجام شده در مورد افت فشار تزریق که در بخش قبل ارائه شد، به منظور افزایش دقت محاسبات، فشار ورودی به دهانه افشانه به صورت منحنی شکل ۴ و به شکل کد یو.دی.اف<sup>۲</sup> وارد نرم افزار شد. با

$$G = \text{Exp}\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma^2}\right) \quad (20)$$

که در آن  $x$  و  $y$  مختصات و  $\sigma$  ثابت تعیین کننده شکل تابع گوس است. نقاط بیشینه محلی از حل معادله زیر حاصل می شوند:

$$\frac{\partial}{\partial n} = G_n * I \quad (21)$$

در معادله (۲۱)،  $*$  علامت کانولوشن<sup>۱</sup> ماتریس شدت نور عکس در پیکسل های مختلف،  $G_n$  مشتق تابع گوس در راستای  $n$  و  $n$  راستای عمود بر لبه است. اما یک چالش مهم در روش کنی، انتخاب حد آستانه مناسب است. در این تحقیق روشی بر مبنای الگوریتم اوتسو مورد استفاده قرار گرفت تا بتوان از آن برای انتخاب حد آستانه مناسب استفاده نمود [۱۱ و ۱۲]. یافتن حد آستانه مناسب در این روش بر این اصل استوار است که تصویر از دو بخش زمینه و فواره تشکیل شده است و بهترین حد آستانه، آن است که این دو بخش را از هم جدا کند. برای هر آستانه  $tr$ ، گروهی از شدت پیکسل ها ( $i$ ) هستند که  $i > tr$  و گروهی هم  $i < tr$  می باشد. روش اوتسو، حداقل مجموع وزنی انحراف معیار این دو گروه را می دهد. حد آستانه پیشنهادی این روش، وقتی که  $\sigma_w^2$  در معادله زیر حداقل شود به دست می آید [۱۱].

$$\sigma_w^2(tr) = q_1(tr)\sigma_1^2(tr) + q_2(tr)\sigma_2^2(tr) \quad (22)$$

که در آن  $q_1$  و  $q_2$  احتمال وقوع دو گروه شدت های بزرگتر و کوچکتر در عکس می باشند و  $\sigma_1^2(tr)$  و  $\sigma_2^2(tr)$  توان دوم انحراف معیارهای دو گروه یاد شده هستند. تحلیل تصاویر با استفاده از کدنویسی صورت گرفته در نرم افزار متلب انجام گرفته است و با استفاده از کد تهیه شده حد آستانه هر عکس بر اساس روش اوتسو تعیین و سپس به روش کنی لبه های فواره شناسایی شده است. در شکل ۲ نمونه عکس های واقعی از تزریق گاز هلیوم (الف) در کنار عکس به دست آمده پس از تحلیل آن توسط نرم افزار تهیه شده (ب) مشاهده می شوند.

## ۵- مراحل حل مدل عددی

هندسه سه بعدی که در این تحقیق برای شبیه سازی و اعتبارسنجی نتایج تزریق گاز مورد استفاده قرار گرفته است، استوانه ای به قطر ۵۵ میلی متر می باشد که برای تشابه با شرایط تست های آزمایشگاهی ارتفاع آن یکبار ۲۰ و بار دیگر ۸ میلی متر در نظر گرفته شده است. افشانه نیز به شکل استوانه و به قطر ۰/۸ میلی متر و ارتفاع ۱ میلی متر در مرکز استوانه اصلی تعبیه شده است. البته برای کاستن از زمان شبیه سازی با توجه به مقارن بودن مسأله، هندسه ذکر شده مطابق شکل ۳ به صورت نیم استوانه ساخته شده است. شرایط مرزی نیز در شکل ۳ بیان شده اند.

برای افزایش دقت در محاسبات، شبکه بندی ریزتری در سوراخ دماغه، پایین دست آن و نواحی نزدیک به صفحه برخورد به کار رفته است. این

2 User-Defined Function

1 Convolution

برای مشابه بودن شرایط شبیه‌سازی با وضعیت سیلندر در کورس تراکم، تمامی شرایط مرزی که در حالت اول ذکر شد به دیواره بدون لغزش تبدیل می‌شوند، به جز فشار ورودی و صفحه تقارن که همانند حالت اول هستند. همچنین مشابه آنچه در موتورهای معمول وجود دارد دمای سطح پیستون ثابت و ۳۰۰ درجه سانتی‌گراد و دمای جداره‌های سیلندر و سطح بالایی آن ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است.

برای اعمال سرعت به صفحه برخورد (پیستون) از معادله زیر استفاده می‌شود:

$$V = -\omega r (\sin \alpha t + r / 2l \sin 2\alpha t) \quad (23)$$

معادله (۲۳) از معادلات دینامیک ماشین به‌دست آمده است و در آن سرعت پیستون،  $r$  شعاع لنگ،  $l$  طول شاتون و  $\omega$  دور موتور است که باید بر حسب رادیان بر ثانیه اعمال شود. برای منظور کردن سرعت پیستون، رابطه (۲۳) به صورت یک کد یو.دی.اف وارد نرم‌افزار شد. برای  $r$  و  $l$  نیز به صورت پیشفرض به ترتیب مقادیر ۴۲/۵ و ۱۳۳/۵ میلی‌متر که متعلق به موتور ملی هستند اعمال شد که در صورت نیاز به مدلسازی موتوری دیگر، به راحتی می‌توان مقادیر ذکر شده را در کد تغییر داد. لازم به ذکر است که ارتفاع محفظه احتراق (حجم مرده) نیز ۷/۵ میلی‌متر می‌باشد. به این ترتیب با اعمال سرعت پیستون برای صفحه برخوردی، شبکه‌بندی فشرده و کورس تراکم مدل می‌شود.

## ۶- ارزیابی نتایج

### ۶-۱- اعتبارسنجی شبیه‌سازی عددی

برای بررسی استقلال نتایج از شبکه، نتایج شبیه‌سازی با اندازه‌های مختلف مش مورد بررسی قرار گرفتند. بدین منظور، پنج شبکه‌بندی با اندازه‌های مختلف مش ساخته و پس از انجام شبیه‌سازی در چندین زمان مختلف، عمق نفوذ برای هر حالت محاسبه و با یکدیگر مقایسه شد. علاوه بر این دو نقطه مختلف در شبکه‌بندی انتخاب شده و سرعت در سه زمان خاص در این نقاط محاسبه و با نتایج سایر اندازه‌های شبکه‌بندی مقایسه شد. زمانی که شبکه‌بندی به اندازه‌ای ریز گشت که اختلاف بین مقادیر ذکر شده بسیار کوچک و قابل صرف‌نظر کردن شد، آن تعداد مش به‌عنوان شبکه‌بندی بهینه انتخاب شد. به روش فوق، تعداد مش‌ها برای فاصله برخورد ۲۰ میلی‌متر ۴۱۰۶۰۹ و برای فاصله برخورد ۸ میلی‌متر ۱۹۲۹۷۵ مش به‌دست آمد. به روش مشابه برای مش متحرک نیز تعداد فوق ۸۴۷۰۵۸ مش به‌دست آمد. جزئیات ران‌های اجرا شده در جدول‌های ۳ و ۴ آمده است.

شبیه‌سازی تزریق گاز هلیوم در هوای اتمسفر به‌صورت گذرا با استفاده از مدل‌های آشفستگی  $k-\epsilon$  و  $k-\omega$  SST انجام شد. در شکل ۵ و ۶ نمودارهای مربوط به مقایسه حل عددی و نتایج تجربی عمق نفوذ محوری و شعاعی فواره قبل و بعد از برخورد به صفحه در نسبت فشار ورودی ۳ و فاصله از صفحه برخورد ۲۰ میلی‌متر رسم شده‌اند.

توجه به تغییرات فشار در بازه زمانی صفر تا ۱ میلی‌ثانیه و ثابت بودن فشار تا انتهای عکسبرداری، تغییرات فشار مطابق شکل ۴ با یک منحنی خطی از زمان صفر تا یک میلی‌ثانیه در نظر گرفته شده است، به‌صورتیکه فشار از فشار محفظه  $P_a$  در زمان صفر به مقدار  $P_e$  در زمانیک میلی‌ثانیه برسد و از این زمان به بعد تا پایان عکسبرداری ( $t=t_e$ ) ثابت باقی می‌ماند. اندازه  $P_e$  متناظر با هر نسبت فشار ( $P_{inj}/P_a$ ) آزمون‌های افشانه تک سوراخ تجاری در جدول ۱ آمده است.

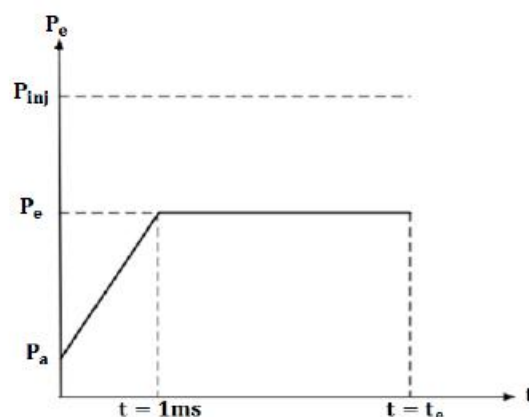


Fig. 4. Injector Inlet Pressure Variation VS. Time

شکل ۴: منحنی فشار برحسب زمان برای شرط مرزی فشار ورودی [۸]

در ادامه تحقیق و پس از صحنه‌گذاری نتایج شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی، تزریق گاز متان در شرایط کارکرد یک موتور واقعی شبیه‌سازی می‌شود. در این حالت با توجه به عدم شبیه‌سازی فرایند مکش در موتور مورد نظر، از جریان‌هایی که در طول کورس مکش در سیلندر به‌وجود می‌آیند صرف‌نظر شده است. موتور مورد نظر، موتور ملی ای.اف. ۷ می‌باشد که مشخصات آن در جدول ۲ آمده است.

جدول ۲: مشخصه‌های فنی موتور ملی ای.اف. ۷

Table 2. Basic specifications of the base engine (EF7)

مقدار (واحد)	نام مشخصه
۷/۸۶ cm	قطر پیستون
۸/۵ cm	طول کورس پیستون
۱۳/۳۵ cm	طول شاتون
۹/۵	نسبت تراکم
۴۵۷/۹ cm <sup>3</sup>	حجم جایجایی برای یک سیلندر
۴	تعداد سیلندر
بنزین/گاز	سوخت

جدول ۳: بررسی تأثیر اندازه شبکه بندی روی عمق نفوذ (میلیمتر)

Table 3. The effect of mesh size on penetration length

عمق نفوذ شعاعی	عمق نفوذ شعاعی	عمق نفوذ شعاعی	عمق نفوذ شعاعی	عمق نفوذ شعاعی	تعداد مش
۳/۰۰۸ میلی ثانیه	۲/۶۸۸ میلی ثانیه	۲/۵۶ میلی ثانیه	۱/۷۹۲ میلی ثانیه	۰/۴۴۸ میلی ثانیه	
۱۰/۱۲۵	۲۴/۲۳۷	۹/۱۵۲	۱۸/۵۸۹	۱۹/۲۳۵	۲۷۰۴۰۵
۹/۴۶۵	۱۹/۷۲۱	۸/۶۰۶	۱۵/۸۲۴	۱۷/۱۴۱	۴۱۰۶۰۹
۹/۵۱۷	۱۹/۹۸۲	۸/۴۰۷	۱۵/۹۸۹	۱۷/۲۳۸	۶۴۳۲۵۷
۹/۴۶۲	۱۹/۹۹۵	۸/۳۹۴	۱۶/۰۲۰	۱۷/۱۱۲	۹۵۰۴۷۱
۹/۳۰۹	۲۰/۷۵۸	۸/۷۲۰	۱۶/۸۴۶	۱۷/۳۲۰	۱۳۰۰۰۴۱

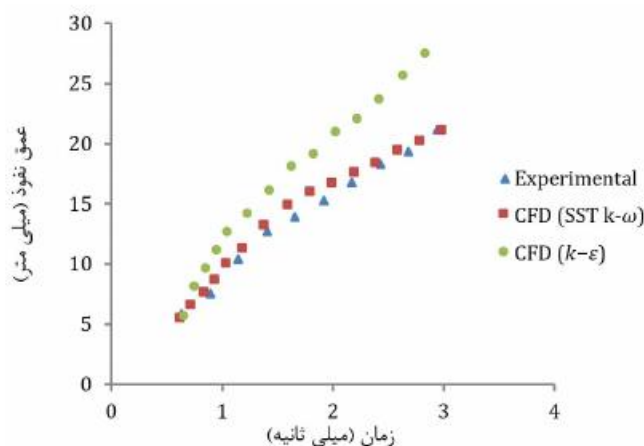


Fig. 6. Results of the numerical simulation and experimental data of radial jet penetration length after wall impinging with pressure ratio of 3 and 20 mm plate distance

شکل ۶: نتایج عددی و تجربی عمق نفوذ محوری فواره قبل از برخورد به صفحه در نسبت فشار ۳ و فاصله برخورد ۲۰ میلیمتر

تخت، اختلاف با نتایج تجربی و نتایج مدل SST k- $\omega$  مشهود می شود. پس می توان این گونه نتیجه گرفت که مدل k- $\epsilon$  در لحاظ کردن اثرات دیواره از مدل SST k- $\omega$  بسیار ضعیف تر عمل می نماید. بنابراین در ادامه کار، نتایج تنها با استفاده از مدل SST k- $\omega$  بیان شده اند.

در شکل ۷ نمودار عمق نفوذ شعاعی گاز هلیوم با نسبت فشار ورودی ۵ پس از برخورد به صفحه رسم شده است که تطابق خوبی را بین نتایج تجربی و حل عددی نشان می دهد.

مشابه حالتی که شبیه سازی برای فاصله برخورد گاز با صفحه تختی به فاصله ۲۰ میلیمتر انجام شد، فاصله ۸ میلیمتری بین افشانه و صفحه برخورد نیز برای نسبت فشارهای ۳ و ۵ مدلسازی شد که نتایج عددی و تجربی عمق نفوذ شعاعی پس از برخورد به صفحه برای دو نسبت فشار ذکر شده در شکل ۸ نشان داده شده اند.

در شکل ۹، کانتورهای غلظت مولی گاز هلیوم هنگام تزریق با نسبت فشار ۵ و فاصله برخورد ۸ میلیمتر برای مقایسه بصری در کنار عکس های واقعی از تزریق هلیوم در هوای اتمسفر نشان داده شده است.

جدول ۴: بررسی تأثیر اندازه شبکه بندی روی مقدار سرعت

Table 4. The effect of mesh size on velocity magnitude

تعداد مش	مقدار سرعت در نقطه ۱ متر بر ثانیه			مقدار سرعت در نقطه ۲ متر بر ثانیه		
	$t_3$	$t_2$	$t_1$	$t_3$	$t_2$	$t_1$
۲۷۰۴۰۵	۶۴۵/۷۲	۶۴۵/۰۱	۴۸۳/۵۸	۳۱/۹۱۲	۳۱/۹۶۷	۳/۸۷۵
۴۱۰۶۰۹	۵۸۵/۱۸	۵۸۶/۱۵	۴۴۰/۵۷	۲۷/۴۱۰	۲۸/۹۶۷	۲/۰۵۳
۶۴۳۲۵۷	۵۸۶/۸۵	۵۸۶/۲۴	۴۴۲/۹۴	۲۶/۲۰۸	۲۸/۵۷۶	۲/۱۷۸
۹۵۰۴۷۱	۵۸۷/۱۲	۵۸۵/۷۶	۴۴۲/۱۵	۲۶/۸۰۴	۲۹/۶۲۳	۱/۹۴۵
۱۳۰۰۰۴۱	۵۸۶/۰۲	۵۸۶/۰۱	۴۴۱/۷۸	۲۶/۹۰۱	۲۹/۷۶۴	۱/۹۷۳

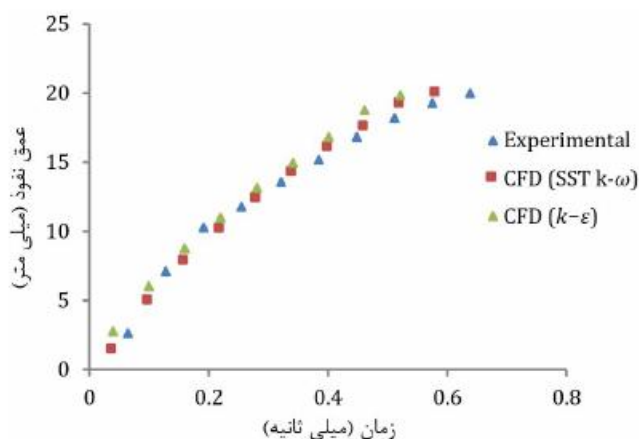


Fig. 5. Results of the numerical simulation and experimental data of axial jet penetration length before wall impinging with pressure ratio of 3 and 20 mm plate distance

شکل ۵: نتایج عددی و تجربی عمق نفوذ محوری فواره قبل از برخورد به صفحه در نسبت فشار ۳ و فاصله برخورد ۲۰ میلیمتر

همانگونه که در شکل های ۵ و ۶ مشاهده می شود، مدل k- $\epsilon$  تا قبل از برخورد گاز به صفحه، نتایج قابل قبول و نزدیک به نتایج تجربی و نتایج حاصل از مدل SST k- $\omega$  پیش بینی می کند، اما پس از برخورد گاز با صفحه



در شبیه‌سازی تزریق مستقیم گاز، شبکه مورد استفاده و چگونگی تعریف شرایط مرزی عواملی هستند که روی دقت نتایج عددی و تطابق آن با نتایج تجربی تأثیر می‌گذارند که در اینجا افت فشار به هنگام تزریق با در نظر گرفتن شرط مرزی فشار و با توجه به پدیده انتشار امواج در نظر گرفته شده است. عامل دیگری که ممکن است باعث ایجاد اختلاف بین نتایج عددی و تجربی شود تعریف لبهی فواره است. در عکس‌های فواره که به روش شیلرین به دست آمده و برای محاسبه عمق نفوذ تحلیل شده‌اند، لبه فواره نقطه‌ای تعریف شده است که پس از اعمال گرادیان تابع گوسی به عکس و ایجاد عکس دودویی (سیاه و سفید)، آخرین نقطه (پیکسل) سفید قبل از شروع شدن زمینه عکس باشد. به عبارت دیگر محل لبه ممکن است تابع دقت روش عکسبرداری و تنظیمات اپتیکی باشد و نمی‌توان آن را به خصوصیات کمی مانند نسبت جرمی گاز تزریق شده به گاز درون محفظه و چگالی در نقاط مختلف فواره که معیارهای قابل شناسایی در نرم‌افزارهای دینامیک سیالات محاسباتی هستند ربط داد. در این تحقیق، لبه در نتایج عددی نقطه‌ای در راستای محور فواره در نظر گرفته شد که نسبت مولی گاز تزریقی به هوا در آن کمتر از ۵ درصد شود. این تصمیم بر مبنای تکرار مقایسه صورت گرفته بین عکس‌های واقعی و کانتورهای غلظت مولی گاز در چند لحظه اولیه پس از شروع تزریق اتخاذ شده و ممکن است لازم باشد تا در صورت تغییرات در شیوه عکسبرداری مورد بازنگری قرار گیرد.

#### ۶-۲- شبیه‌سازی در محفظه احتراق

قبل از شبیه‌سازی تزریق در محفظه بسته احتراق، ابتدا بهتر است تأثیر حرکت صفحه روی عمق نفوذ در مقایسه با نتایج تزریق گاز در فشار اتمسفر بررسی شود. برای این منظور زمانی که پیستون به ۲۰ میلیمتری فواره رسید، تزریق گاز شروع می‌شود و در ادامه با توجه به دور موتور، صفحه (پیستون) به طرف بالا حرکت می‌کند. برای این منظور با استفاده از هندسه مربوط به فاصله برخورد ۲۰ میلیمتری سرعتی معادل ۳۰۰۰ دور بر دقیقه به صفحه برخورد اعمال شد. در شکل ۱۰ عمق نفوذ شعاعی فواره گاز هلیوم در نسبت فشارهای ۳ و ۵ در حالت صفحه ثابت و صفحه متحرک مقایسه شده‌اند.

با توجه به شکل ۱۰ در حالتیکه صفحه به سمت افزایش حرکت می‌کند، شاهد افزایش عمق نفوذ هستیم و این افزایش در نسبت فشار ۳ کمی بیشتر از نسبت فشار ۵ نمود دارد. به‌طوریکه بیشینه افزایش در نسبت فشار ۳ حدود ۱۹ درصد و با نسبت فشار ۵ حدود ۱۶ درصد مشاهده می‌شود.

اما آنچه آشکار می‌باشد، این است که در شرایط واقعی کارکرد موتورهای تزریق مستقیم، علاوه بر متحرک بودن پیستون، تزریق در فشار اتمسفر انجام نمی‌شود، بلکه در محفظه بسته‌ای که فشار آن نیز دائماً در حال تغییر است انجام می‌شود. به‌منظور فراهم کردن شرایط هر چه شبیه‌تر به شرایط واقعی، پیستون در نقطه مرگ پایین قرار گرفته و با شروع شبیه‌سازی صفحه از این نقطه به سمت بالا حرکت می‌کند و در اثر تراکم فشار محفظه دائماً افزایش می‌یابد.

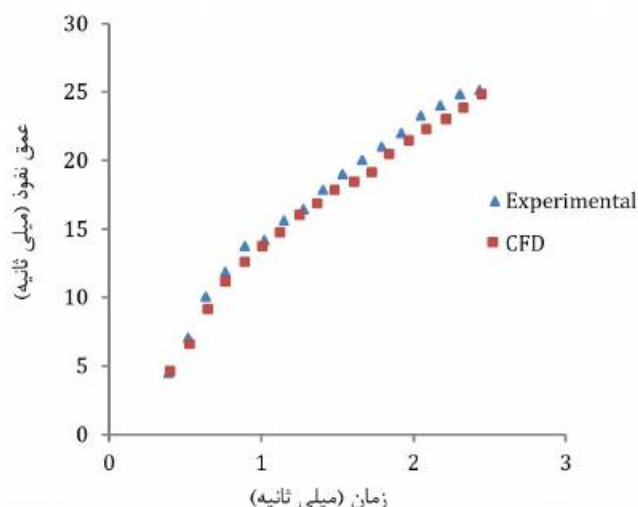


Fig. 7. Results of the numerical simulation and experimental data of radial jet penetration length after wall impinging with pressure ratio of 5

شکل ۷: نتایج عددی و تجربی عمق نفوذ محوری فواره قبل از برخورد به صفحه در نسبت فشار ۳ و فاصله برخورد ۲۰ میلیمتر

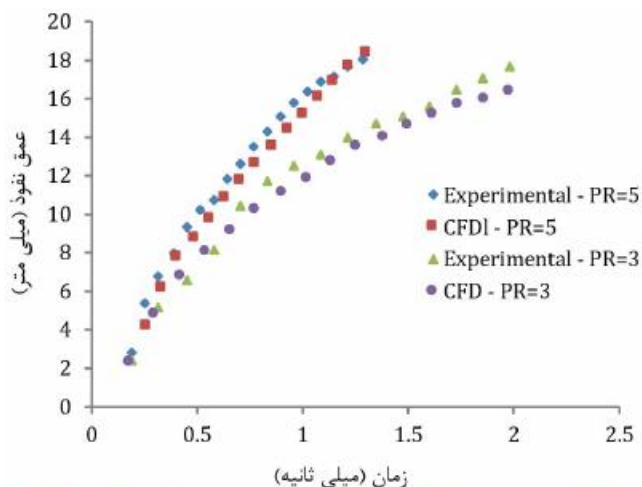


Fig. 8. Results of the numerical simulation and the experimental data of radial jet penetration length after wall impinging with pressure ratios of 3 and 5 and 8mm plate distance

شکل ۸: نتایج عددی و تجربی عمق نفوذ شعاعی فواره گاز بعد از برخورد به صفحه در نسبت فشارهای ۳ و ۵ و فاصله برخورد ۸ میلیمتر

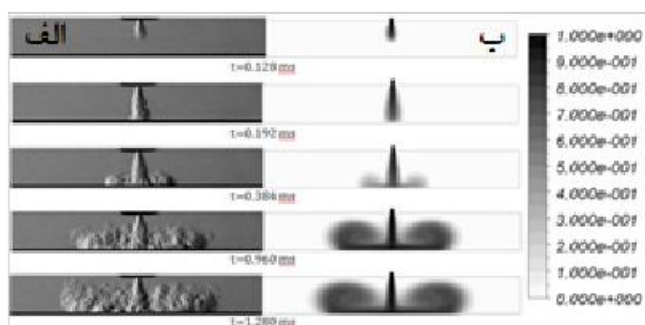


Fig. 9. Molar concentration distribution on a symmetrical plate in different times (a) experimental images (b) numerical analysis

شکل ۹: توزیع غلظت مولی هلیوم روی صفحه تقارن در زمان‌های مختلف (الف) تصاویر تجربی (ب) تحلیل عددی

جدول ۵: مقادیر دما و فشار سیلندر در زوایای مختلف میل‌لنگ قبل از نقطه مرگ بالا

Table 5. In-cylinder temperature and pressure in different crank angles before top dead center

$T$ [K]	$P$ [Pa]	$\theta$ (°)
۴۹۷	۳۱۷۵۱۹	۶۰
۵۴۸	۴۸۵۱۹۲	۵۰
۶۱۳	۷۶۵۲۱۲	۴۰
۶۷۸	۱۱۱۸۳۹۸	۳۲
۷۷۲	۱۸۰۱۲۰۱	۲۲
۸۲۷	۲۳۳۶۲۴۴	۱۶

از مقادیر فوق می‌باشند محاسبه گردد. بنابراین در هر وضعیتی از دور موتور، زمان شروع تزریق و فشار قسمت پر فشار، باید یک فشار خاص، جهت فشار واقعی ورودی به افشانه محاسبه گردد. در جدول ۶ فشارهایی که در فشار ۱۰۰ بار و شروع تزریق ۴۰ درجه قبل از نقطه مرگ بالا در دور موتورهای مختلف باید به افشانه اعمال گردند مشاهده می‌شوند. به روش مشابه می‌توان در هر شرایطی از شبیه‌سازی فشار مورد نیاز را محاسبه کرد.

جدول ۶: مقادیر فشار واقعی اعمال شده در دورهای مختلف موتور

Table 6. The actual applied pressure values in different engine speeds

$P$ [Pa]	$N$ [rpm]
۲۸۱۴۸۲۲	۱۰۰۰
۱۹۴۶۵۷۶	۲۰۰۰
۳۳۴۹۵۴۰	۳۰۰۰
۳۵۶۶۲۳۲	۴۰۰۰

برای بررسی تأثیر فشار ورودی، گاز متان با فشارهای ۵۰، ۷۵ و ۱۰۰ بار، در دور موتور ۳۰۰۰ دور بر دقیقه و زاویه شروع تزریق ۴۰ درجه قبل از نقطه مرگ بالا به داخل محفظه احتراق تزریق می‌شود و عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به صفحه برای هر حالت محاسبه می‌گردد. فشار واقعی که باید در شبیه‌سازی از آن استفاده شود، به روشی که توضیح داده شد برای هر حالت محاسبه شده است که مقدار آن برای فشار ۱۰۰ بار در جدول ۳ آورده شده است و برای فشارهای ۵۰ و ۷۵ بار نیز به ترتیب ۲۴۰۴۶۷۶ و ۲۸۶۱۵۷۱ پاسکال محاسبه شده است. در شکل ۱۱ عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون، برحسب زمان پس از شروع تزریق برای فشارهای ذکر شده نشان داده شده است.

در شکل ۱۱ تزریق به مدت ۱ میلی‌ثانیه با فشارهای ورودی یاد شده صورت گرفته و پس از آن قطع شده است. همانطور که در شکل مشخص

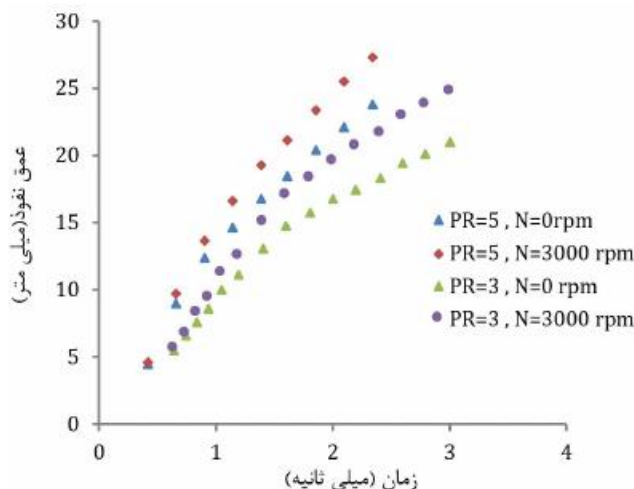


Fig. 10. Radial penetration length before and after wall impinging with pressure ratios of 3 and 5 for fixed and moving plate

شکل ۱۰: عمق نفوذ شعاعی گاز هلیوم بعد از برخورد به صفحه با نسبت فشارهای ۳ و ۵ در دو حالت صفحه ثابت و متحرک

مطابق آنچه برای تزریق گاز هلیوم در فشار اتمسفر توضیح داده شد؛ در اینجا نیز نسبت فشار واقعی قسمت پر فشار (خط تزریق) به قسمت کم فشار (داخل محفظه) کمتر از نسبت فشار تنظیم شده در ابتدای آزمایش و در شرایط سکون می‌باشد. بنابراین لازم است با استفاده از الگوی تحلیلی که در بخش قبلی ارائه شد، به تصحیح نسبت فشار اقدام شود. برای این منظور نیاز به فشار قسمت کم فشار یعنی محفظه احتراق و همچنین دمای محفظه برای محاسبه سرعت صوت می‌باشد. بنابراین، قبل از انجام شبیه‌سازی به همراه تزریق، یکبار تنها فرایند تراکم شبیه‌سازی شد تا هم از صحت عملکرد حرکت پیستون و فشرده‌سازی شبکه‌بندی صورت گرفته اطمینان حاصل کرد و هم اینکه فشار و دما در زوایای مختلف میل‌لنگ محاسبه شده و از آن برای محاسبه افت فشار استفاده شود.

نکته مهم دیگری که باید مد نظر قرار داد این است که در تزریق گاز به داخل محفظه، همانند تزریق در اتمسفر، فشار قسمت کم فشار ثابت باقی نمی‌ماند بلکه اگر تزریق به مدت ۱ میلی‌ثانیه به طول بیانجامد، فشار محفظه احتراق، یعنی قسمت کم فشار نیز در طول این زمان تغییر خواهد کرد. بنابراین اگر فشار محفظه احتراق تنها در لحظه شروع تزریق لحاظ شود، محاسبات با خطا همراه خواهد بود، مخصوصاً در دورهای بالای موتور که در زمان کم، پیستون حرکت و جابجایی بیشتری دارد و فشار محفظه نیز بیشتر افزایش پیدا می‌کند. برای رفع این مشکل دما و فشار در ابتدا و انتهای زمان تزریق به دست آمد و محاسبه افت فشار بر مبنای میانگین این دو مقدار انجام شد. بدین ترتیب، برای هر دور موتور و هر زمان شروع تزریق، یک دما و فشار خاص به دست آمده و برای محاسبه افت فشار به کار گرفته شد. بعضی از این مقادیر در جدول ۵ مشاهده می‌شوند.

در این بخش از فشارهای ۵۰، ۷۵ و ۱۰۰ بار به عنوان فشارهای تزریق افشانه استفاده می‌شود. بنابراین لازم است با استفاده از الگوی تحلیلی محاسبه افت فشار، فشاری که در واقعیت به افشانه اعمال می‌شود و کمتر

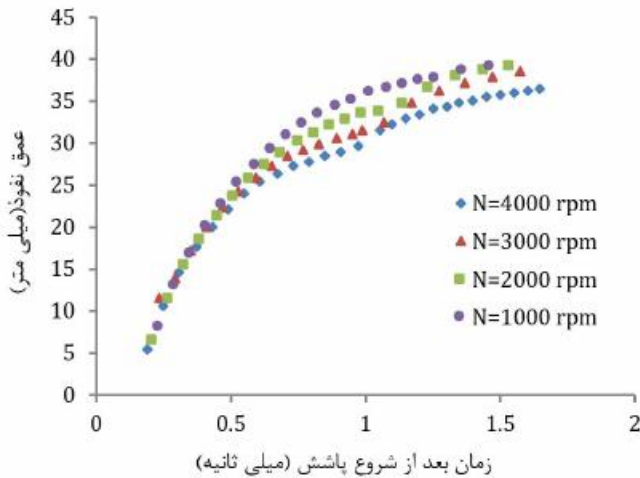


Fig. 12. Radial penetration depth jet after piston surface impinging for different engine speeds versus time

شکل ۱۲: عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون در دورهای مختلف موتور برحسب زمان

است، عمق نفوذ مطابق انتظار با افزایش نسبت فشار افزایش می‌یابد و البته اختلاف عمق نفوذ بین فشار ورودی ۵۰ و ۷۵ بار بیشتر از اختلاف بین عمق نفوذ فشار ورودی ۷۵ و ۱۰۰ بار است.

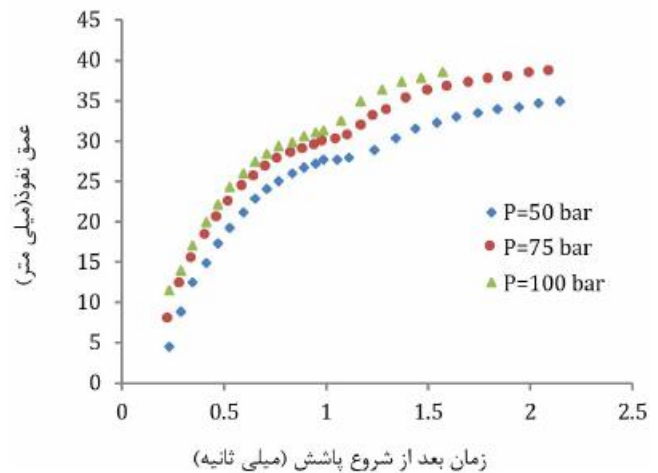


Fig. 11. Methane jet radial penetration depth after impinging wall in different pressures

شکل ۱۱: عمق نفوذ شعاعی فواره گاز متان پس از برخورد به پیستون در فشارهای ورودی مختلف

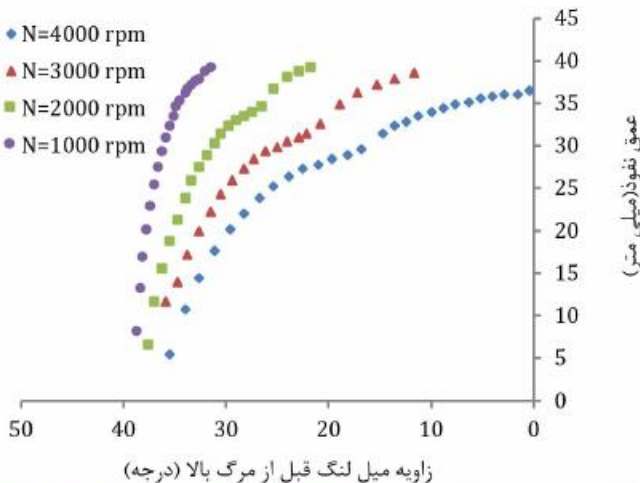


Fig. 13. Radial penetration depth jet after piston surface impinging for different engine speeds versus crank angle

شکل ۱۳: عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون در دورهای مختلف موتور برحسب زاویه میل‌لنگ

برای بررسی تأثیر دور موتور بر عملکرد فواره تزریقی، گاز متان با فشار ورودی ۱۰۰ بار و زاویه شروع تزریق ۴۰ درجه قبل از نقطه مرگ بالا در دور موتورهای ۱۰۰۰، ۲۰۰۰، ۳۰۰۰ و ۴۰۰۰ دور بر دقیقه به داخل محفظه احتراق تزریق می‌شود و عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون برای هر حالت محاسبه می‌گردد. فشار واقعی که باید در شبیه‌سازی این حالات استفاده شود، نیز در جدول ۳ آورده شده‌اند. در شکل ۱۲ عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون، برحسب زمان بعد از شروع تزریق برای دور موتورهای مختلف نشان داده شده است. در اینجا نیز تزریق برای ۱ میلی‌ثانیه ادامه یافته است. در شکل ۱۳ نیز عمق نفوذ شعاعی برحسب زاویه میل‌لنگ قبل از نقطه مرگ بالا رسم شده است.

با توجه به شکل‌های ۱۰ و ۱۱ دیده می‌شود که عمق نفوذ در زمان‌های ابتدایی تزریق چندان به دور موتور وابسته نیست، اما به تدریج تفاوت آشکار می‌شود و با افزایش دور موتور کاهش می‌یابد. این امر برخلاف نتیجه‌های است که برای تزریق در فشار اتمسفر به‌دست آمد و دلیل آن می‌تواند افزایش بیشتر فشار محفظه با بالا رفتن دور موتور می‌باشد، در حالی که هنگام تزریق در فشار اتمسفر، فشار قسمت کم‌فشار مستقل از سرعت صفحه است.

همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، در دور موتورهای پایین، فواره زودتر به دیواره سیلندر یعنی فاصله ۳۹ میلی‌متر می‌رسد، و در دور موتور ۴۰۰۰ حتی در نقطه مرگ بالا هم این اتفاق نمی‌افتد. بنابراین می‌توان این‌گونه نتیجه گرفت که هرچه دور موتور افزایش یابد، باید به‌نحوی عمق نفوذ را زیادتر کرد، این عمل می‌تواند با افزایش فشار ورودی یا تزریق زودهنگام انجام شود.

اما یکی از پارامترهای دیگری که روی چگونگی شکل‌گیری مخلوط سوخت و هوا در محفظه احتراق مؤثر می‌باشد، زمان شروع تزریق سوخت است. این پارامتر به خصوص در موتورهای تزریق مستقیم اهمیت زیادی دارد و بسته به شرایط کارکرد موتور باید تغییر کند. در این بخش با در نظر گرفتن فشار ورودی ۱۰۰ بار و دور موتور ۳۰۰۰ دور بر دقیقه، تزریق سوخت، باز هم به مدت ۱ میلی‌ثانیه در زوایای میل‌لنگ ۴۰، ۵۰ و ۶۰ درجه پیش از نقطه مرگ بالا، صورت می‌گیرد و برای هر حالت عمق نفوذ شعاعی سوخت پس از برخورد به سطح پیستون، مانند بخش قبل یک بار بر حسب زمان پس از تزریق و بار دیگر بر حسب زاویه میل‌لنگ قبل از نقطه مرگ بالا اندازه‌گیری می‌شود. در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نمودارهای مربوط به این مقادیر مشاهده می‌شوند.

دو حالت دیگر کمترین تماس را با دیواره سیلندر دارد. در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ کانتورهای غلظت مولی متان در دور موتور ۳۰۰۰ دور بر دقیقه و فشار ورودی ۱۰۰ بار برای شروع تزریق در ۴۰ و ۶۰ درجه قبل از مرگ بالا به‌عنوان مثالی از اختلاط نسبتاً مطلوب و نامطلوب نشان داده شده‌اند.

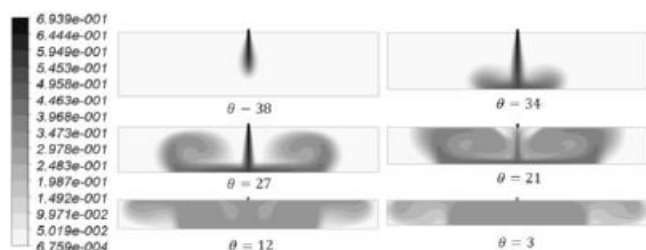


Fig. 16. Molar concentration contours of methane gas in different crank angles (BTDC) for 40° BTDC injection timing

شکل ۱۶: کانتورهای غلظت مولی هلیوم در زوایای مختلف میل‌لنگ قبل از نقطه مرگ بالا در شرایط شروع تزریق ۴۰ درجه قبل از مرگ بالا

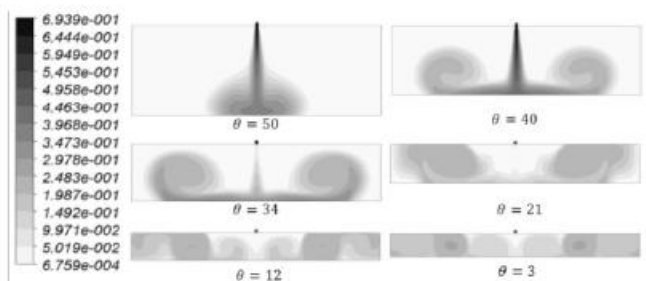


Fig. 17. Molar concentration contours of methane gas in different crank angles (BTDC) for 60° BTDC injection timing

شکل ۱۷: کانتورهای غلظت مولی هلیوم در زوایای مختلف میل‌لنگ قبل از نقطه مرگ بالا در شرایط شروع تزریق ۶۰ درجه قبل از مرگ بالا

با دقت در کانتورهای شکل ۱۶ و زوایای نزدیک نقطه مرگ بالا، مشاهده می‌شود که غلظت سوخت در مرکز سیلندر بیشتر است و به تدریج به سمت دیواره‌های سیلندر غلظت آن کاهش می‌یابد تا اینکه به هوای خالص در فاصله بسیار نزدیک به دیواره سیلندر می‌رسد. این حالت به اختلاط مورد نیاز در بارهای کم موتور که همان اختلاط لایه‌ای می‌باشد بسیار نزدیک است. از طرف دیگر کانتورهای شکل ۱۷ حکایت از افزایش غلظت سوخت در پیشروی از مرکز سیلندر به سمت دیواره‌ها دارد که می‌توان آن را نمونه‌ای از اختلاط نامطلوب در بارهای کم موتور دانست.

### ۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک رابطه تحلیلی برای محاسبه افت فشار گاز هنگام تزریق گذرا در یک افشانه ارائه گشته و بر مبنای آن فشار ورودی در هر حالت محاسبه شد. فواره گاز هلیوم برخوردی با صفحه تخت مدلسازی گشته و با نتایج تجربی صحنه‌گذاری شد. در ادامه تحقیق و پس از صحنه‌گذاری شبیه‌سازی‌های عددی با نتایج تجربی، تزریق گاز متان در شرایط کارکرد

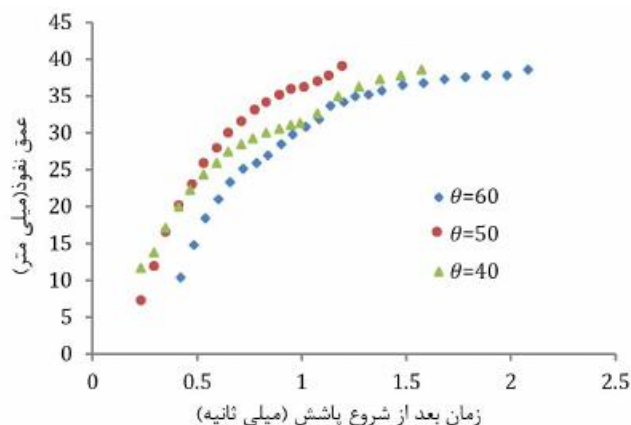


Fig. 14. Radial penetration depth jet after piston surface impinging for different engine speeds versus time

شکل ۱۴: عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون در زمان‌های مختلف شروع تزریق برحسب زمان

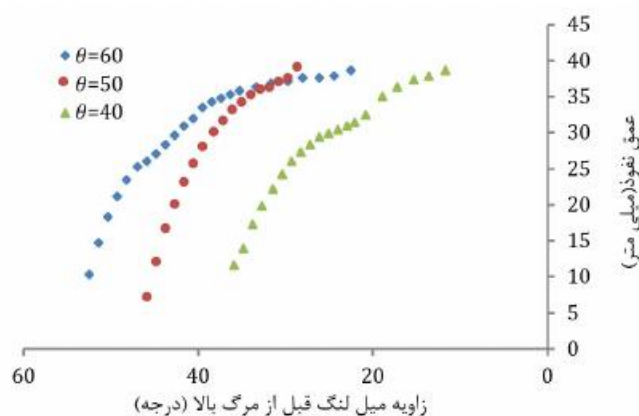


Fig. 15. Radial penetration depth jet after piston surface impinging for different engine speeds versus crank angle

شکل ۱۵: عمق نفوذ شعاعی فواره پس از برخورد به پیستون در زمان‌های مختلف شروع تزریق برحسب زاویه میل‌لنگ

در شکل‌های ۱۲ تا ۱۵ مشخص است که، جلو یا عقب انداختن زمان تزریق لزوماً به افزایش یا کاهش عمق نفوذ منجر نمی‌شود. بلکه آن بسته به شرایط دیگری است که می‌تواند مواردی مثل فشار ورودی یا دور موتور باشد. به‌عنوان مثال، همانطور که در شکل ۱۲ دیده می‌شود، هنگامی که تزریق در ۵۰ درجه پیش از نقطه مرگ بالا اتفاق می‌افتد، فواره زودتر از زمانی که تزریق در ۴۰ درجه پیش از نقطه مرگ بالا انجام می‌شود، به دیواره سیلندر یعنی فاصله ۳۹ میلی‌متری می‌رسد. اما از طرف دیگر وقتی تزریق در زاویه ۶۰ درجه آغاز می‌شود فواره دیرتر از هر دو مورد ذکر شده به دیواره سیلندر می‌رسد.

با توجه به موارد ذکر شده می‌توان نتیجه گرفت، برای هر وضعیتی از کارکرد موتور، یک زاویه تزریق بهینه وجود دارد که بسته به دور موتور، فشار ورودی و یا مدت زمانی که تزریق باید انجام شود می‌تواند تغییر کند. به‌عنوان مثال در شکل ۱۳، زاویه تزریق ۴۰ درجه می‌تواند بهترین باشد، چون در نزدیکی نقطه مرگ بالا فواره به جداره‌های سیلندر رسیده است، و نسبت به

ضریب هدایت حرارتی	$K$
انرژی سینتیک آشفته	$k$
گرمای ویژه هوا	$k_a$
گرمای ویژه هلیوم	$k_n$
انرژی جنبشی بر واحد جرم جریان آشفته	$k$
فشار	$P$
فشار ناحیه کم فشار	$P_o$
فشار ناحیه پر فشار	$\dot{P}_o$
عدد رینولدز ضخامت مومنتوم	$Re_{\theta}$
نرخ بزرگی کشش	$S$
عدد اشمیت جریان آشفته	$S_{ct}$
زمان	$t$
مقدار نوسانی دما	$\dot{T}$
مقدار میانگین دما	$\bar{T}$
سرعت سیال	$u$
میانگین مولفه سرعت در راستای محور مختصات $x_i$	$\bar{u}_i$
میانگین نسبت جرمی جزء $z$	$\bar{Y}_z$
اتلاف $k$ در اثر آشفستگی	$Y_k$
اتلاف $\omega$ در اثر آشفستگی	$Y_\omega$

### منابع

- [1] Zhao, F., D. L. Harrington and M. Ia, "Automotive Spark-Ignited Direct Injection Gasoline Engines", Warrendale: Society of Automobile Engineers Inc., USA, 2002.
- [2] Chinto, F. and E. Tomita, "Numerical Calculation of a Transient Methane Gas Jet Discharging into Quiescent Atmosphere at Mach One", Graduate School of Natural Science and Technology, Dept. of Mechanical Engineering, 1991.
- [3] Craft, T.J., L.J.W. Graham and B.E. Launder, "Impinging Jet Studies for Turbulence Model Assessment-II: An Examination of the Performance of Four Turbulence Models" *Int. J. Heat and Mass Transfer*, 36.10 (1993): 2685-2697.
- [4] Cooper, D., D.C. Jackson, B.E. Launder and G.X. Liao, "Impinging Jet Studies for Turbulence Model Assessment-I. Flow-Field Experiments", *Int. J. Heat and Mass Transfer*, 36.10 (1993): 2675-2684.
- [5] Baughn, J.W. and S. Shimizu, "Heat Transfer Measurements from a Surface with Uniform Heat flux and an Impinging Jet", *ASME J. Heat Transfer*, 111

یک موتور واقعی شبیه‌سازی شد نتایجی که از این تحقیق حاصل شد را می‌توان به صورت زیر خلاصه نمود:

- مدل آشفستگی SST  $k-\omega$  نسبت به مدل  $k-\epsilon$  در پیش‌بینی عمق نفوذ گاز بعد از برخورد به دیواره به‌طور قابل توجهی بهتر عمل می‌کند.
- هنگام تزریق در هوای اتمسفر حرکت صفحه به سمت افشانه عمق نفوذ را افزایش می‌دهد. اما نتایج شبیه‌سازی تزریق گاز در محفظه بسته حاکی از کاهش عمق نفوذ با افزایش دور موتور بودند.
- افزایش فشار ورودی در یک دور موتور و زمان شروع تزریق خاص عمق نفوذ را افزایش می‌دهد، اما بررسی تأثیر زمان شروع تزریق نشان داد که که زاویه میل‌لنگ هنگام شروع پاشش رابطه مستقیمی با عمق نفوذ ندارد، چون عمق نفوذ زاویه پاشش ۴۰ درجه کمتر از زاویه پاشش ۵۰ درجه و بیشتر از زاویه پاشش ۶۰ درجه مشاهده شد. در واقع هر کدام از زوایای پاشش بسته به شرایط کارکرد، اعم از دور موتور و فشار ورودی می‌توانند، عمق نفوذ متفاوتی را ارائه دهند که باید با توجه با همان شرایط زاویه پاشش بهینه‌ای انتخاب گردد.

### فهرست

$\epsilon$	نرخ استهلاک گردابه
$\omega$	نرخ ویژه اتلاف
$\varphi$	متغیر وابسته
$\bar{\varphi}$	مقدار متوسط متغیر وابسته
$\dot{\varphi}$	مقدار نوسانی متغیر وابسته
$\bar{\rho}$	میانگین چگالی
$\mu$	لزجت
$\mu_t$	لزجت سیال آشفته
$\mu_z$	لزجت جریان آشفته
$\delta_{\psi}$	تابع دلتای کروونکر
$\Gamma_k$	نفوذ مؤثر $k$
$\Gamma_\omega$	نفوذ مؤثر $\omega$
$a_0$	سرعت صوت در گاز کم فشار
$\dot{a}_0$	سرعت صوت در گاز پر فشار
$D_\omega$	نفوذ عرضی
$G_n$	مشتق تابع گوس
$G_k$	نرخ تولید انرژی جنبشی جریان آشفته بر واحد حجم در اثر تغییرات سرعت میانگین
$G_\omega$	نرخ تولید انرژی جنبشی جریان آشفته بر واحد حجم در اثر تولید $\omega$
$\bar{h}_z$	انتالپی جزء $z$

- [9] Ansys Fluent 14 theory guide, 2012.
- [10] Hajialimohammadi, A., D. Honnery, A. Abdullah, M. Agha Mirsalim "Time resolved characteristics of gaseous jet injected by a group-hole nozzle", *Fuel*, 113 (2013): 497–505.
- [11] Otsu, N., " A Threshold Selection Method From Gray-Level Histograms" *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, 9 (1979): 62-66.
- [12] Ghojel, JI. and X-T. Tran, "Ignition Characteristics of Diesel-Water Emulsion Sprays In a Constant-Volums Vessel: Effect of Injection Pressure and Water Content" *Energy Fuel*, 24 (2010): 60-66.
- (1989):1096–1098.
- [6] Afroz, F. and M. Sharif, "Numerical Study of Heat Transfer from an Isothermally Heated Flat Surface Due to Turbulent Twin Oblique Confined Slot-Jet Impingement", *International Journal of Thermal Sciences*, (2013).
- [7] Johnson, N. and A. Amsden, "Three-Dimensional Computer Modeling of Hydrogen Injection and Combustion", 95 *SMC Simulation Multi-conference*, Phoenix, Arizona, April 9–13, 1995.
- [8] Hajialimohammadi, A., "Numerical and Experimental Study of Different Parameters on Fuel Direct Injection Fuel Jet Formation In The cold Chamber", PHD Thesis, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, 2013. (in persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

A. Nassiri Toosi, A. HajiAliMohammadi, A. Heidary, "Numerical Study of a Wall-Impinging Gaseous Jet on a Flat Plate", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(1) (2017) 29-42.

DOI: 10.22060/mej.2016.729

