

# تعیین نوع و ویژگی‌های جریان‌های جت گاز و محل صفحه‌ماخ با شبیه‌سازی عددی

علی میرمحمدی<sup>۱</sup>، امیرعطا ورعی<sup>۲</sup>

۱ استادیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، a.mirmohammadi@srttu.edu

۲ دانشجوی کارشناسی ارشد نیرو محرکه، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۸/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۲/۰۳

## چکیده

جریان گاز فشار قوی در خروجی نازل موتورهای جت و راکت‌ها و در داخل اتاق احتراق موتورهای گازسوز یکی از عوامل مؤثر بر نیروی پیشران، مصرف سوخت، میزان آلاینده‌گی و بازده موتورهاست. از اینرو مطالعه آن حائز اهمیت بسیاری است. خروج فشار قوی گاز از نازل و فرایند اختلاط با هوای محیط، به ویژگی‌های جریان تراکم‌پذیر مانند موج‌های تراکمی و بشکه‌ای شکل، ایجاد موج‌های متوقف‌کننده و شاک وابسته است. هدف این پژوهش، مطالعه عددی این ویژگی‌هاست. نتایج نمودارهای صفحه‌ماخ، پروفایل سرعت و فشار - که از عوامل مؤثر در تشکیل مرز جریان گاز خروجی از نازل می‌باشند - در این مقاله ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی جریان جت گاز نشان می‌دهد که اگر نسبت فشار قوی‌تر از ۸۱/۴:۱ باشد، شکل‌گیری مرز جت گاز به‌علت زیادبودن انرژی جنبشی مستقل از لزجت یا آشفتگی بودن جریان در جت گاز است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که اگر نسبت فشار از ۱۸/۶:۱ بالاتر باشد، مشخصه‌های جریان مانند عدد ماخ محلی و فشار بی‌بعدشده  $P/P_n$  مستقل از نسبت فشار بین نازل و محیط بوده و تنها به مسافت بی‌بعدشده  $x/d$  بستگی خواهد داشت.

## واژگان کلیدی

جریان فشار قوی گاز، پروفایل سرعت، تشکیل مخلوط، صفحه‌ماخ

### ۱. مقدمه

پدیده خفگی یا چوک<sup>۱</sup> در جریان و ایجاد جت گاز انبساطی<sup>۲</sup> در پایین‌دست می‌شود و شامل امواج جریان به‌صورت مورب و عمود است. برای مدل‌کردن این پدیده به محاسبات عددی دقیق و شبکه‌بندی محاسباتی بسیار عالی نیاز است. بدین منظور، در این پژوهش پاشش جت گاز در یک محفظه به‌صورت چندبعدی

در این مقاله پاشش گاز خروجی از نازل به‌کمک شبیه‌سازی عددی توسط نرم‌افزار فلوئنت مطالعه شده است. شبیه‌سازی عددی جریان گاز به‌علت پیچیدگی زیاد در مدل‌کردن صفحه‌ماخ و عواملی که نقش چشمگیری در سرعت خروجی جت گاز دارند، به‌صورت محدود انجام شده است. فشار بسیار زیاد پاشش سبب

شبیه‌سازی شده است تا فرایند جریان خروجی نازل بررسی شود. شبیه‌سازی‌های انجام‌شده در این مقاله شامل سه مورد جت گاز با فشار قوی و نسبت‌های فشار نازل به فشار داخل محیط ۱/۴:۸۱ و ۱/۵:۴۶ و ۱/۶:۱۸ است. شبیه‌سازی جریان گاز خروجی نازل فشار ضعیف، با نسبت فشار ۱:۳ نیز انجام می‌شود. در تمامی موارد، نتایج شبیه‌سازی تطابق و سازگاری خوبی با نتایج تجربی و نتایج مقالات مشابه دارد.

این پدیده ابتدا براساس یک شبکه‌بندی درشت مدل می‌شود و سپس با استفاده از قابلیت اصلاح شبکه در نرم‌افزار فلونت، شبکه‌بندی بهبود داده می‌شود تا در نواحی مهم ساختار قابل اطمینان و دقیقی از جت گاز را نتیجه دهد. از این مدل می‌توان برای شبیه‌سازی پاشش فشار قوی سوخت گاز درون موتور و تحقیق اثر عوامل متنوع در پاشش سوخت گاز در داخل محفظه و مشخصه‌های مخلوط درون آن نیز استفاده کرد.

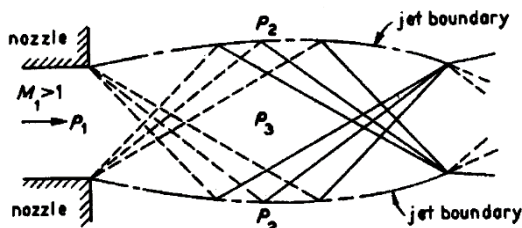
هدف این تحقیق، ارزیابی عوامل مؤثر بر تشکیل مرز جریان جت گاز و تحلیل مشخصه‌های مؤثر بر اختلاط سیال جت و هوای داخل محفظه توسط حل عددی برای محاسبهٔ پروفایل سرعت و فشار در جریان گاز با فشار قوی از یک نازل صوتی است. نازل صوتی اصطلاحاً به نازل همگرا یا مستقیمی گفته می‌شود که عدد ماخ خروجی آن ۱ باشد. از حل عددی این موارد توسط نرم‌افزار فلونت این نتیجه حاصل می‌شود که در نسبت فشارهای قوی‌تر از ۱/۴:۸۱ شکل‌گیری مرز جت گاز به‌علت زیادبودن انرژی جنبشی مستقل از لزجت یا آشفته‌بودن جریان در جت گاز است که این حل در تمامی موارد تطابق خوبی با نتایج تجربی و مقالات مشابه دارد. همچنین اگر نسبت فشار از ۱/۶:۱۸ بالاتر باشد، مشخصه‌های جریان مانند عدد ماخ محلی و فشار بی‌بعد شده  $P/P_n$  مستقل از نسبت فشار بین نازل و محیط می‌شوند و تنها به مسافت بی‌بعد شده  $x/d$  بستگی دارد.

در این پژوهش نازل متقارن محوری سه‌بعدی بررسی شده است. عامل اصلی تعیین‌کنندهٔ نوع جریان خروجی از نازل، نسبت فشار نازل به فشار ایستایی داخل محفظه و هندسهٔ نازل است. وقتی فشار پاشش افزایش یابد، این نسبت فشار به مقدار بحرانی خود، و سرعت در خروجی نازل به سرعت صوت می‌رسد. برای گاز ایده‌آل با نسبت گرمای ویژه ۱/۳۵، نسبت فشار بحرانی برابر با مقدار ۱/۸۶ می‌باشد. در نسبت فشارهای بالاتر عدد ماخ در خروجی نازل مقدار ۱ باقی می‌ماند، اما فشار خروجی نازل از فشار

داخل محفظه بیشتر خواهد شد و سبب می‌شود مقدار قابل توجهی گاز در پایین‌دست خروجی نازل منبسط شود تا به فشار داخل محفظه برسد. هنگام تشکیل جت انبساطی، خروجی از نازل در گوشه‌های خروجی نازل امواج انبساطی<sup>۳</sup> به‌وجود می‌آید.

## ۲. تاریخچه

پژوهش‌های انجام‌شده توسط پای (۱۹۵۴) روی جت‌های تحت انبساط نشان می‌دهد که موج‌های انبساطی جت گاز به‌طور پیوسته با برخورد به مرز جت برگشت داده می‌شوند و همچون یک موج تراکمی عمل می‌کنند، لذا فشار در مرز جت گاز با فشار داخل محفظه برابر است که در شکل ۱ نمایش داده شده است [۱].



شکل ۱. جریان فراصوت خروجی از اوریفیس در نسبت فشار کم [۱]

در نسبت‌های فشار قوی‌تر، مطابق شکل ۲، موج‌های تراکمی در خط مرکزی نازل به هم می‌رسند و سبب ایجاد پدیدهٔ شک می‌شوند. شک‌های متوقف‌کننده ساختاری الماسی شکل را در جت به‌وجود می‌آورند. اگر باز هم نسبت فشار افزایش یابد، شک‌های متوقف‌کننده دیگر از خط مرکزی منعکس نمی‌شوند و در عوض توسط یک شک عمودی تشکیل شده در جت مطابق شکل ۲، که توسط آدامسون و نیکولز ارائه شده است، به هم متصل می‌شوند [۲]. محاسبات انجام‌شده روی یک نازل صوتی، که توسط اون و تورنیهل انجام شده است، نشان می‌دهد که در طول خط مرکزی پایین‌دست جریان نازل فشار بی‌بعد محلی  $P/P_n$  و عدد ماخ محلی تنها به مسافت محوری بی‌بعد شده  $x/d$  بستگی دارد و تا زمانی که نسبت فشار به مقدار زیادی بالا باشد، از نسبت فشار نازل به فشار ایستایی داخل محفظه مستقل است [۳]. آدامسون و نیکولز برای نسبت فشار به‌قدر کافی بالا، مطالعات تجربی را برای تعیین محل تشکیل صفحهٔ ماخ انجام داده‌اند که اساس کار این مقاله است و نتایج شبیه‌سازی‌ها با آن مقایسه شده است [۲]. چون سرعت متوسط جریان بسیار زیاد است و به مشخصات سرعت نفوذ بستگی دارد، ساختار جریان مانند مکان تشکیل نخستین صفحهٔ

روی خط مرکزی  $U_{cl}(z)$  نرمالیزه می‌شود تنها تابع فاصله بدون بعد  $\eta = r/R$  می‌باشد، که در آن  $z$  فاصله محوری از خروجی نازل و  $r$  موقعیت شعاعی و  $R$  شعاع خروجی نازل است. معادله ۲ این ارتباط را نشان می‌دهد.

$$\frac{U(r, z)}{U_{cl}(z)} = f(\eta) \quad (2)$$

سرعت روی خط مرکزی جت را می‌توان توسط تابعی از فاصله تا نازل به دست آورد. برای مثال سرعت خط مرکزی را می‌توان توسط رابطه ۳ نشان داد.

$$\frac{U_{cl}}{U_n} = \frac{k_d}{\left(\frac{z}{d_n}\right)} \quad (3)$$

به طوری که در این رابطه  $U_n$  سرعت جریان در خروجی نازل و  $k_d$  ثابتی است که به طور تجربی به دست می‌آید و تقریباً برابر ۵ است [۸]. همان گونه که در رابطه ۳ دیده می‌شود، سرعت خط مرکزی با معکوس فاصله تا صفحه خروجی از نازل رابطه دارد. پروفایل سرعت جریان جت پایا را می‌توان از معادلات پیوستگی و بقای ممنتوم با استفاده از ساده‌سازی شرایط مرزی به دست آورد [۹]. دبی حجمی جریان در فاصله  $z$  از نازل را می‌توان به صورت رابطه ۴ از پروفایل سرعت محاسبه کرد.

$$Q = 0.404\sqrt{K}z \quad (4)$$

که در آن  $K$  ممنتوم جنبشی است و به صورت رابطه ۵ داده می‌شود.

$$\sqrt{K} = 1.59\delta_{1/2}U_{cl} \quad (5)$$

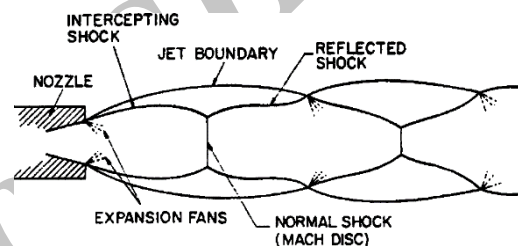
به طوری که  $\delta_{1/2}$  فاصله شعاعی در نقطه سرعت نیمه است. معادلات اخیر بیان واضح و روشنی از پروفایل سرعت را در ناحیه گذرای جت توربولانسی ارائه می‌دهند. ایوان و مودی همچنین رابطه‌ای میان طول ناحیه بشکه‌ای شکل  $l_{barrel}$  شعاع خروجی  $d_n$  و نسبت فشار خروجی نازل به فشار محیط  $N_p$  به دست آوردند که به صورت رابطه ۶ می‌باشد.

$$l_{barrel} = 0.77d_n + d_n^{1.35}N_p \quad (6)$$

### ۳-۲. مدل توربولانس در جت گاز

کا. اسیلون رایج‌ترین مدل دو معادله‌ای است؛ درک آن آسان‌تر و استفاده از آن در برنامه‌نویسی ساده‌تر است. در مدل‌های ویسکوزیته‌ای کا. اسیلون، میدان جریان برحسب دو متغیر بیان می‌شود.

ماخ در نواحی نزدیک نازل، در ابتدا تابعی از نسبت فشار نازل و فشار داخل محفظه است و به مقدار اندکی به لزجت سیال و میزان توربولانس آن وابسته می‌باشد [۴]. مطالعات آدامسون و نیکولز روی جت با سیال هوا از نسبت فشار ۲ تا ۱۰۰ بوده است. محاسبه دقیق جریان خروجی اولیه از نازل بسیار با اهمیت است؛ زیرا اختلاط بعدی به وجود آمده در محفظه تحت تأثیر آن قرار دارد. ماتر و ریتر نشان دادند که شیوه کاربردی دیگر برای مدل کردن، استفاده از نازل مجازی است [۵]. با این روش محاسبات از جریان پایین دست صفحه ماخ شروع می‌شود. با فرض اینکه جت کاملاً منبسط شده و دبی جریان عبوری همان دبی در نازل می‌باشد. این روش نیاز به شبکه‌بندی کوچک را در اطراف نازل کاهش می‌دهد، اما نیازمند اطلاعات دقیقی از اندازه و محل صفحه ماخ می‌باشد.



شکل ۲. جریان فراصوت خروجی از اوریفیس واگرا در نسبت فشار قوی [۲]

### ۳. معادلات حاکم بر جت تراکم‌پذیر

#### ۳-۱. مدل پروفایل سرعت

چنانچه عدد ماخ ماکزیمم در جریان جت گاز کمتر از ۰.۳ باشد، می‌توان از تراکم‌پذیری آن چشم‌پوشی کرد. جریان جت‌های غیرقابل تراکم به طور گسترده‌ای در گذشته بررسی شده است [۶-۷]. اگر یک سیال با فشار ثابت در سیالی دیگر پاشیده شود، لایه اختلاط بین دو سیال شکل می‌گیرد و جرم سیال محیط به دنبال سیال پاشیده‌شده به آرامی کشیده می‌شود و آن را دنبال می‌کند. تحقیقات تجربی که توسط ریکو و اسپالدینگ<sup>۴</sup> انجام شده، بیانگر آن است که نرخ سیال کشیده‌شده توسط سیال پاشیده‌شده با فاصله از نازل و دبی جرمی سیال پاشیده‌شده متناسب است [۶]. دبی جرمی در هر مقطع جت از رابطه ۱ به دست می‌آید:

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_n} = 0.32 \frac{z}{d_n} \quad (1)$$

به طوری که در این رابطه  $\dot{m}_n$  دبی جرمی در دهانه نازل،  $z$  فاصله از دهانه نازل و  $d_n$  شعاع نازل است. افزایش خطی ضخامت جت را می‌توان به صورت تئوری نیز به دست آورد. در ناحیه گذرای جت، پروفایل سرعت شعاعی  $U(r, z)$  که با سرعت

الف) انرژی جنبشی جریان  $K$

$$K = \frac{1}{2} \overline{u_i u_i'} \quad (7)$$

ب) نرخ اضمحلال ویسکوز انرژی جنبشی آشفته  $\varepsilon$

$$\varepsilon = \left( \frac{\mu}{\rho} \right) \overline{u_i' u_i' u_i'} \quad (8)$$

می‌توان به کمک آنالیز ابعادی نشان داد که ویسکوزیته آشفته

$\mu_i$  به طول مقیاس ادی‌های بزرگ جریان آشفته مرتبط است.

$$\mu_i \propto \rho u_i \delta_i \quad (9)$$

که در آن  $u_i$  و  $\delta_i$  به ترتیب سرعت مقیاس و طول مقیاس

بزرگترین ادی‌ها در میدان جریان آشفته می‌باشند. همچنین

می‌توان نشان داد که:

$$u_i \propto \sqrt{K} \quad (10)$$

$$\delta_i \propto \frac{\sqrt{K^3}}{\varepsilon} \quad (11)$$

$$\mu_i = C_\mu \rho \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (12)$$

که در آن  $C_\mu$  ضریبی تجربی است و معمولاً مقدار آن را

۰٫۰۹ در نظر می‌گیرند. در مدل استاندارد کا. اِپسِلون مقادیر  $k$  و

$\varepsilon$  توسط معادله‌های نیمه‌تجربی ۱۳ به دست می‌آیند.

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j k_j = \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} k_j \right) + G + B - \rho \varepsilon$$

$$+ \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u_j \varepsilon_j = \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \varepsilon_j \right) + \quad (13)$$

$$+ C_1 \frac{\varepsilon}{k} G + C_1 (1 - C_3) \frac{\varepsilon}{k} B - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

که در آن  $C_1$  و  $C_2$  و  $C_3$  ضرایبی تجربی‌اند و  $\sigma_k$  و  $\sigma_\varepsilon$

به ترتیب اعداد پرانتل و اشمیت می‌باشند. عبارت‌های  $C_1(\varepsilon/k)G$

و  $C_2 \rho \varepsilon^2/k$  نیز بیانگر فرایندهای تولید برشی  $\varepsilon$  و فرایندهای

اضمحلال ویسکوز  $\varepsilon$  می‌باشند. عبارت  $C_1(1-C_3)(\varepsilon/k)B$  بیانگر

آثار بویانسی است. در معادله ۱۳ عبارت  $G$  بیانگر میزان تولید

انرژی جنبشی آشفته ناشی از اندرکنش بین جریان متوسط<sup>۴</sup> و

میدان جریان است و به آن عبارت تولید برشی گفته می‌شود. عبارت

$B$  نیز بیانگر تولید اتلاف بویانسی ناشی از میدان چگالی نوسان‌کننده

جریان<sup>۵</sup> است. روابط صریح برای  $G$  و  $B$  عبارت است از:

$$G = -\rho \overline{u_i' u_i'} u_{i,j} \quad (14)$$

$$B = \overline{\rho' u_i'} g_i \quad (15)$$

با استفاده از رابطه اساسی بوزینسک:

$$G \approx \mu_i (u_{i,j} + u_{j,i}) u_{i,j} \quad (16)$$

پارامتر  $B$  را می‌توان با استفاده از تقریب ویسکوزیته ادی، که در آن شار چگالی نوسان‌کننده برحسب گرادیان‌های چگالی متوسط به دست می‌آید، مدل نمود.

$$B \approx -\frac{\mu_i}{\rho \sigma_p} \rho_i g_i \quad (17)$$

که در آن  $\sigma_p$  عدد اشمیت و پرانتل جریان چگالی می‌باشند.

برای جریان‌های چگالی ثابت، عبارت بویانسی با استفاده از تقریب

بوزینسک به صورت رابطه ۱۸ به دست می‌آیند:

$$B = g \left( \frac{\mu_i}{\sigma_i} \beta_T T_i + \frac{\mu_i}{S_i} \beta_C C_i \right) \quad (18)$$

### ۳-۳. روش محاسباتی

روش‌های محاسباتی متعددی برای حل جریان سیال تراکم‌پذیر

ارائه شده است. برای مثال محاسبات انجام‌شده روی ساختار

پیچیده موج در جت‌های انبساطی توسط کامبر و همکاران [۱۰] و

همچنین لیو و ژو [۱۱] روی تجهیزات مورد استفاده در هوافضا

انجام شده است. تحقیقات انجام‌شده روی روش‌های مختلف

گسسته‌سازی و مدل‌کردن جریان‌های تراکم‌پذیر نیز توسط لینلی

[۱۲] و کرکپاتریک و فرگوسن [۱۳] انجام شده است. در این مقاله

یک حل‌کننده CFD برای محاسبات دینامیک سیالات استفاده

شده است که با استفاده از روش حجم محدود<sup>۶</sup> معادلات حاکم را

گسسته‌سازی و حل می‌کند. محاسباتی که در این مقاله ارائه شده

است، بخشی از تلاش‌های گسترده در زمینه مدل‌کردن جریان

خروجی نازل است. در مدل سه‌بعدی متقارن محوری این پژوهش،

شبکه‌بندی چهاروجهی برای گسسته‌سازی میدان حل استفاده شده

است. برای به دست آوردن محل دقیق صفحه ماخ نیز از روش

اصلاح شبکه<sup>۷</sup>، که در نرم‌افزار فلونتت تعریف شده، استفاده شده

است. به منظور دستیابی نتایج دقیق‌تر در حل معادلات ناویر

استوکس کیفیت شبکه‌بندی انجام‌شده در مدل باید به اندازه کافی

خوب باشد، با این‌وجود شبکه‌بندی بسیار ریز در سرتاسر میدان

جریان به دلیل آنکه زمان حل مسئله طولانی می‌شود، مناسب

نمی‌باشد. شبکه‌بندی خوب و کوچک‌تر باید در نواحی از میدان

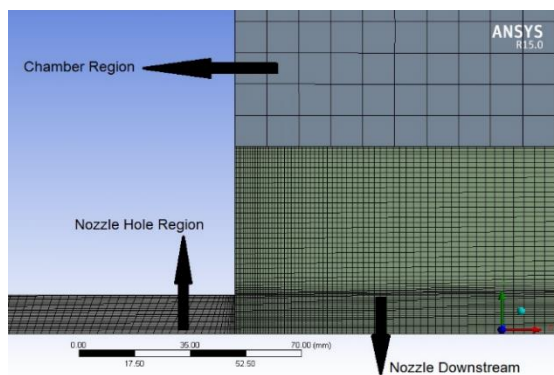
جریان که تغییرات خصوصیات جریان زیاد است استفاده شود، اما

این روش تنها برای مسائل ساده مناسب است و برای مسائل

پیچیده مهندسی اغلب نمی‌توان از آن استفاده کرد؛ زیرا بسیاری از

جزئیات و خصوصیات جریان قبل از انجام شبیه‌سازی شناخته شده

جریان هوای خروجی از یک نازل سه‌بعدی انجام شده است. جت گاز هوا در نظر گرفته شده و به‌صورت گاز کامل مدل شده است. چون جت متقارن است، برای صرفه‌جویی در محاسبات تنها قسمت بالایی آن شبیه‌سازی می‌شود و تشکیل منحنی شاک که توسط برخورد موج‌های تراکمی به هم و همگرایی آنها به‌وجود می‌آیند به‌وضوح نمایش داده شده است. فضای فیزیکی محاسباتی شامل نازل با طول ۱۲۷ میلی‌متر و قطر ۲۵ میلی‌متر که به محفظه‌ای با طول ۱۵۲۴ میلی‌متر و قطر ۷۶۲ میلی‌متر متصل است. نمای نزدیکی از شبکه‌بندی اطراف خروجی نازل در شکل ۳ نمایش داده شده است.



شکل ۳. شبکه‌بندی اطراف نازل در نمای نزدیک

برای این مدل نسبت فشار قوی به‌ترتیب ۱:۴/۱ و ۱:۵/۴۶ و ۱:۶/۱۸ در نظر گرفته شده است که در آنها به‌ترتیب فشار نازل ۳۵، ۲۰ و ۸ بار می‌باشد و فشار داخل محفظه ۰/۴۳ بار است. این نسبت به اندازه کافی برای تشکیل صفحه‌ماخ بزرگ است. تأثیر نسبت فشار بر پروفایل فشار خط مرکزی و پروفایل عدد ماخ و مکان صفحه‌ماخ محاسبه شده و نمودارهای مربوطه به‌دست آمده است. جریان در این سه مدل به‌صورت مدل توربولانسی کا. اپسین برای اثر چسبندگی و آشفتگی در جت‌های گازی حل شده است. برای مورد اول با نسبت فشار ۱:۴/۱ نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی با نتایج موجود در مقالات که به‌صورت ایده‌آل شبیه‌سازی شده بود مقایسه شده است. به‌علاوه یک جریان جت توربولانسی با نسبت فشار نازل، به‌داخل محفظه ۱:۳ که نسبت فشار پایینی می‌باشد شبیه‌سازی شده است. فضای محاسباتی برای مورد نسبت فشار پایین شامل نازل با طول ۱۲۷ میلی‌متر و قطر ۲۵ میلی‌متر که بر محفظه استوانه‌ای با طول ۷۶۲ و قطر ۲۵۴ میلی‌متر متصل است که در شبیه‌سازی آن از مدل تک‌معدله‌ای

نیست. روش اصلاح خودکار شبکه‌بندی<sup>۱۰</sup> کمک زیادی در این موارد خواهد کرد. این روش ابتدا حل را با شبکه‌بندی درشت آغاز و با تشخیص خصوصیات جریان به صورت دینامیکی شبکه‌بندی را در مراحل بعدی حل اصلاح می‌کند و در مناطقی که تغییرات برخی از خصوصیات جریان زیاد است شبکه‌بندی را اصلاح می‌نماید. در این روش بعد از گذشت تعداد مشخصی از مراحل حل<sup>۱۱</sup> شبکه‌بندی اصلاح می‌شود و در نواحی که تغییرات مشخصه‌های جریان<sup>۱۲</sup> زیاد است، اندازه شبکه‌ها کوچک‌تر خواهد شد. مشخصه‌های مورد نظر را می‌توان در نرم‌افزار فلوئنت تعریف کرد. مثلاً در مناطقی که تغییرات سرعت در میدان جریان زیاد است، نرم‌افزار به‌طور خودکار شبکه‌بندی را کوچک‌تر می‌کند تا حل دقیق‌تر شود. محاسبات مربوط به استقلال از شبکه حاکی است که حداقل ۱۰ نقطه از شبکه اطراف نازل نیاز است تا در نقطه خروجی نازل استقلال از شبکه به‌دست آید و ۲۵ نقطه شبکه‌بندی در اطراف دهانه نازل سه‌بعدی به‌منظور به‌دست آوردن سریع‌تر موج‌های انبساطی<sup>۱۳</sup> در جت ایجاد شده است. این میزان از تعداد نقاط استفاده‌شده در شبکه‌بندی بنا به توصیه شبکه‌بندی دهانه در مرجع [۱۴] که توسط آبراهام آمده در نظر گرفته شده است. جریان خروجی از نازل به‌صورت توربولانس در نظر گرفته شده و معادلات مونتوم، انرژی، بقای جرم و جز این‌ها نوع روش حل Upwind از مرتبه دوم در نظر گرفته شده است. شرط مرزی ورودی فشار در ورودی نازل اعمال شده است و فشار داخل محفظه ثابت فرض شده است. شرط مرزی خط متقارن<sup>۱۴</sup> در امتداد خط مرکزی خروجی نازل و همچنین شرط مرزی خروجی فشار<sup>۱۵</sup> در دیواره‌های جانبی و پایین محفظه اعمال شده است. محاسبات آشفتگی جریان با نتایج حاصل از شبیه‌سازی ایده‌آل<sup>۱۶</sup> در دیگر مقالات مقایسه شده است. مدل آشفتگی کا. اپسین به‌دلیل توانایی این مدل در پیش‌بینی جریان جت استفاده شده است. براساس تحقیقات گذشته، پاست و همکاران (۲۰۰۰) اعلام داشتند که مدل کا. اپسین عملکرد مناسبی در محاسبات جت گاز دارد [۱۵].

#### ۴. حل جت انبساطی متقارن محوری سه‌بعدی

چون شکل عمومی نازل مستقیم و محفظه استوانه‌ای شکل است، فرایند جریان فشار قوی جت گاز به‌صورت جریان متقارن محوری تحت انبساط از یک نازل در نظر گرفته شده و محاسبه میدان

استقلال از شبکه را برحسب تعداد نقاط در خروجی نازل با معیار عدد ماخ در همان محل را نشان می‌دهد. همان‌طور که در مراجع بیان شده است با دقیق‌تر شدن شبکه‌بندی، عدد ماخ در گلوگاه به ۱ می‌رسد؛ لذا ۲۵ نقطه برای دستیابی به آن مناسب است [۱۴].

توربولانسی شامل چسبندگی و پخش و گسترش توربولانس در سیال استفاده شده است. مشخصات کامل مسئله جت فشار قوی در جدول ۱ و مسئله جت فشار ضعیف در جدول ۲ و شرایط اولیه برای حل هر دو مسئله در جدول ۳ آمده است. شکل ۴ نمودار

جدول ۱. مشخصات هندسی جت با فشار قوی

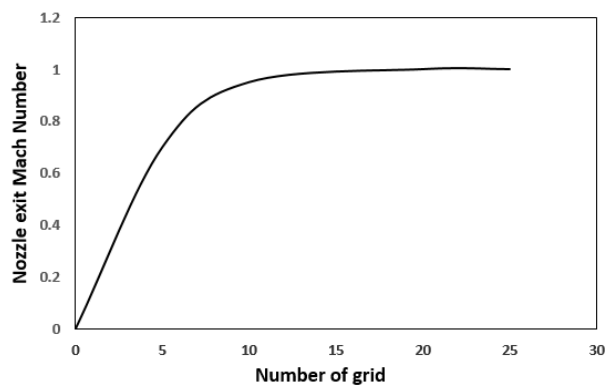
مقدار (میلی‌متر)	مشخصه
۷۶۲	قطر محفظه احتراق
۱۵۲۴	طول محفظه احتراق
۲۵	قطر نازل جت
۱۲۷	طول نازل جت

جدول ۲. مشخصات هندسی جت با فشار کم

مقدار (میلی‌متر)	مشخصه
۲۵۴	قطر محفظه احتراق
۷۶۹	طول محفظه احتراق
۲۵	قطر نازل جت
۱۲۷	طول نازل جت

جدول ۳. شرایط اولیه در شبیه‌سازی جت گاز

مقدار		ماده
بار	کلوین	
-	۲۹۸	دمای اولیه محفظه احتراق
-	۳۰۰	دمای اولیه پاشش
۰٫۴۳	-	فشار اولیه محفظه احتراق



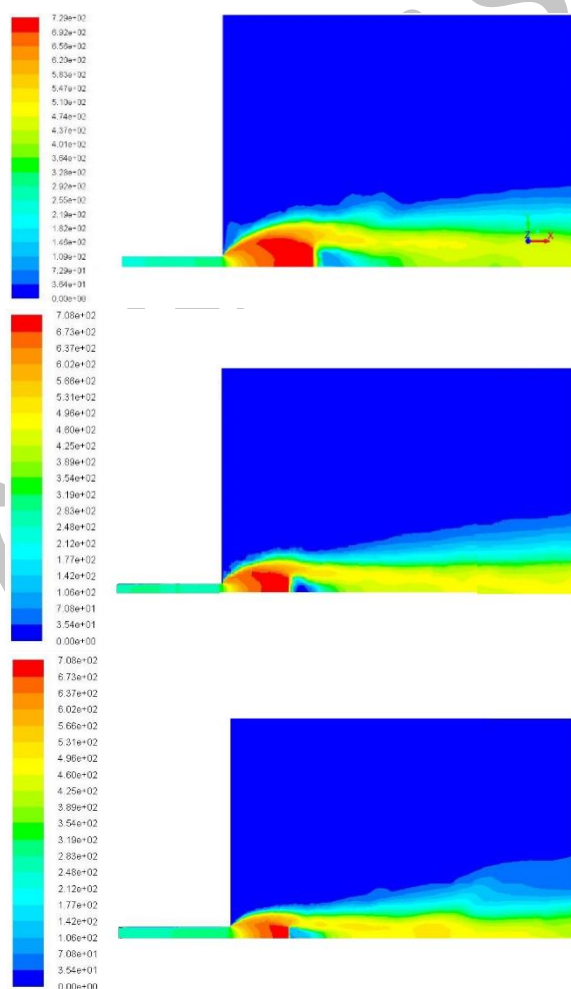
شکل ۴. نمودار استقلال از شبکه برحسب عدد ماخ خروجی نازل

## ۵. تحلیل نتایج

### ۱-۵. تحلیل نتایج جت فشار قوی

در شکل ۵ کانتور سرعت برای سه مورد نسبت فشار قوی نمایش داده شده است که در آن می‌توان ساختار صفحه‌ماخ را به وضوح مشاهده کرد. با افزایش نسبت فشار اندازه صفحه‌ماخ بزرگتر و فاصله آن از خروجی نازل افزایش می‌یابد. شاک‌های متوقف‌کننده<sup>۱۷</sup> با ساختار بشکهای شکل نیز در تصاویر مربوط آشکار است. کانتورها نشان می‌دهد که همانند مدل دوبعدی بررسی شده در مرجع [۱۶] سرعت محوری در جهت عرضی افزایش می‌یابد. فشار بی‌بعد  $P/P_n$  و همچنین عدد ماخ در طول خط مرکزی جت که نتایج حل CFD می‌باشد، در شکل ۵ نمایش داده شده است. مختصات بی‌بعد مشخص شده در شکل ۶ فاصله  $x$  از خروجی نازل تقسیم بر  $d$  قطر نازل می‌باشد. در شکل ۶ مقایسه فشار بی‌بعد

استاتیکی برای مدل لزوج که در مرجع [۱] حل عددی آن انجام شده است و مدل توربولانسی کا. اِپسِلِن، که در این مقاله صورت گرفته در نسبت فشار ۸۱/۴:۱ نشان داده است. باتوجه به نزدیکی زیاد دو نوع مختلف حل نتایج نمودار حاکی از آن است که برای نسبت فشار زیاد نازل بر فشار داخل محفظه، تنش ویسکوزیته و میزان توربولانس به‌علت وجود انرژی جنبشی بالا در تشکیل هندسه جت اهمیت چندانی ندارد. در شکل ۷ نمودار مکان به‌وجود آمدن صفحه‌ماخ بر مبنای فاصله از خروجی نازل نشان داده شده است که برحسب سه نسبت فشار متفاوت می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج شبیه‌سازی تطابق قابل قبولی با نتایج تجربی نیکولز و آدامسون<sup>۱۸</sup> دارد و با افزایش نسبت فشار فاصله تشکیل صفحه‌ماخ از خروجی نازل و همچنین اندازه آن بیشتر می‌شود [۲].



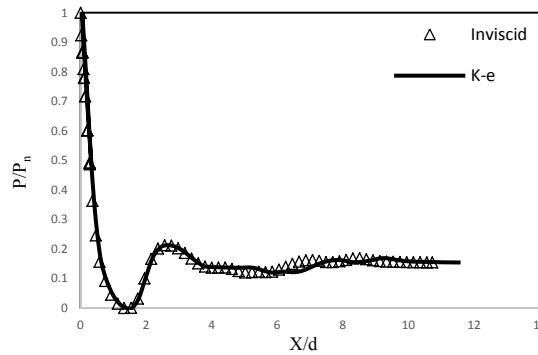
شکل ۵. کانتور سرعت در سه نسبت فشار قوی

صفحه‌ماخ به‌صورت کاهش ناگهانی در دمای سیال جت را نشان می‌دهد. در شکل ۹ پروفایل عدد ماخ تا هنگامی که در جت گازی

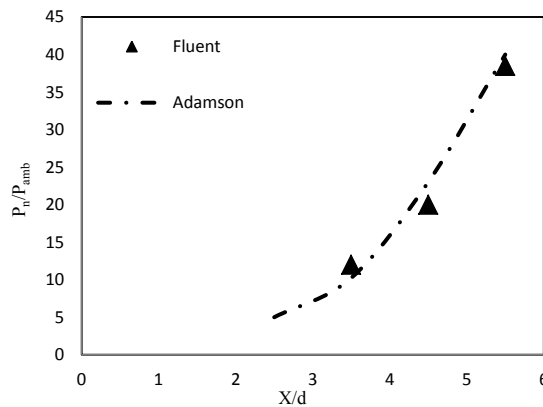
در شکل ۸ نمودار تغییرات دما در طول خط مرکزی نازل نمایش داده شده است. این شکل اثر موج متوقف‌کننده ناشی از

در مدل نیکولز و آدامسون پیروی می‌کند [۲]. عدد ماخ در گلوگاه نازل و همچنین در صفحه‌های ماخ مقدار ۱ را نشان می‌دهد و در پایین‌دست صفحه ماخ در جت عدد ماخ کوچکتر از ۱ می‌شود و جریان فروصوت خواهد شد. همچنین ساختار بشک‌های شکل ۱۹ در مرز جت و وجود موج‌های انبساطی در گوشه‌های نازل آشکار است.

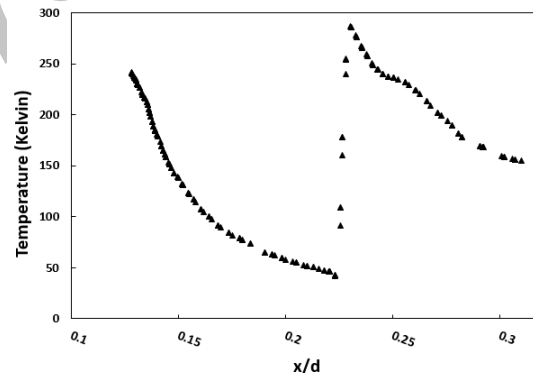
به دیسک ماخ نرسیده است در هر سه مورد یکسان است که در پی آن فشار در پشت قسمت شوک کاهش می‌یابد و بعد از این قسمت کاهش ناگهانی در عدد ماخ به وجود می‌آید که نشان‌دهنده وجود صفحه‌های ماخ است. شکل ۱۰ کانتور عدد ماخ در نسبت فشار ۴۶/۵:۱ را نشان می‌دهد. این شبیه‌سازی از ساختار جت فراصوت



شکل ۶. مقایسه نتایج شبیه‌سازی مدل کا. اسپیلن با نتایج مرجع [۱۶]



شکل ۷. مقایسه محل تشکیل صفحه‌های ماخ شبیه‌سازی با نتایج تجربی [۲]



شکل ۸. نمودار دما روی خط مرکزی خروجی نازل در نسبت فشار ۴۶/۵

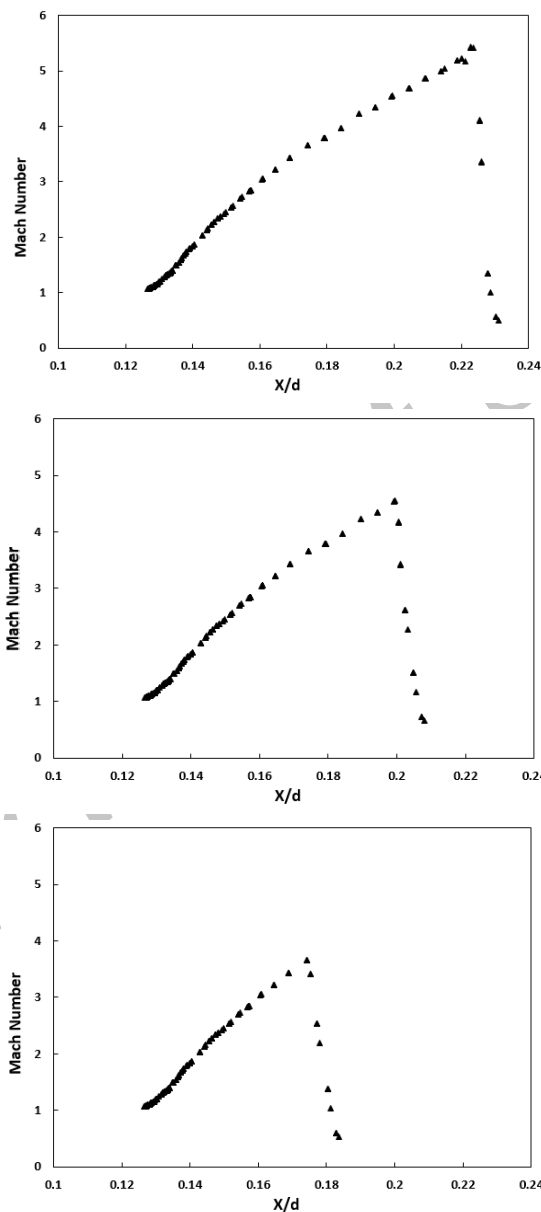
جت به اندازه‌های قوی نیستند که بتوانند صفحه‌های ماخ تشکیل دهند. این شاک‌های متوقف‌کننده در طول خط مرکزی نازل به هم می‌رسند و سلول الماسی‌شکلی<sup>۲۰</sup> را در جت گاز به‌طور مکرر ایجاد

۲-۵. تحلیل نتایج شبیه‌سازی جت گاز فشار ضعیف در مقدمه بیان شد که در جت‌های انبساطی حاصل از نسبت فشار کم بین نازل و داخل محفظه، موج‌های تراکمی برگشتی از مرز



طول جت گاز می‌باشد و محوشدن این نوسانات به علت پخش ویسکوزیته یا چسبندگی در فاصله‌ای حدود ۷ برابر قطر نازل از خروجی نازل می‌باشد که در آن جت گاز به‌طور کامل منبسط و تبدیل به جریان فروصوت می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود که سرعت در آن به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابد و محو می‌شود.

می‌کنند. شکل ۱۱ کانتور سرعت و تکرار شکل الماسی را در طول خط مرکزی جت در نسبت فشار ۳:۱ نشان می‌دهد. سرعت روی خط مرکزی و پروفایل فشار برای نسبت فشار ۳:۱ به‌ترتیب در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ آمده است که محور افقی مختصات فاصله بی‌بعد روی خط مرکزی نازل است. نوسانات موجود در نمودارهای سرعت و فشار در نتیجه تکرار موج‌های تراکمی و انبساطی در



شکل ۹. تأثیر نسبت فشار کل بر عدد ماخ در خط مرکزی خروجی از نازل

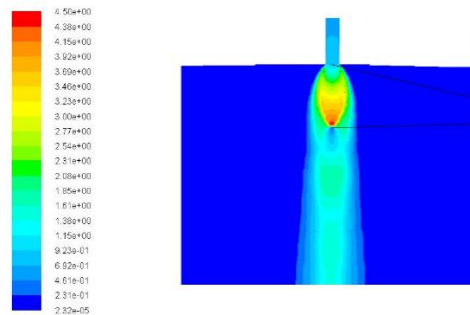
## ۶. نتیجه‌گیری

بسیار بااهمیت است این جریان یکی از عوامل مؤثر بر نیروی پیشران، مصرف سوخت، میزان آلاینده‌گی و بازده موتورها می‌باشد.

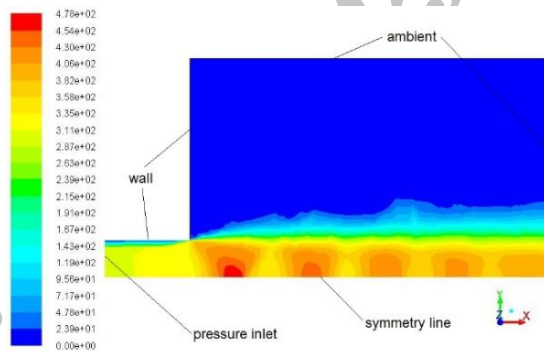
ساختار جریان جت سه‌بعدی خروجی از نازل و محاسبه CFD آن در این مقاله بررسی شد. محاسبه دقیق جریان خروجی از نازل

و آشفته نشان می‌دهد که در شکل‌گیری جت گازی به‌علت انرژی جنبشی بالا، چسبندگی و تنش آشفتگی از اهمیت کمتری برخوردار هستند. در آخرین شبیه‌سازی نیز مشاهده می‌شود که به‌علت نسبت فشار کمتر موج‌های متوقف‌کننده توانایی ایجاد صفحه‌های ماخ را در جت ندارند و به‌صورت ساختاری الماسی‌شکل در طول جت گاز تکرار می‌شوند تا جایی که در فاصله‌ای تقریباً ۷ برابر قطر نازل به‌علت گسترش کامل چسبندگی گاز محو<sup>۲۱</sup> و از بین می‌روند.

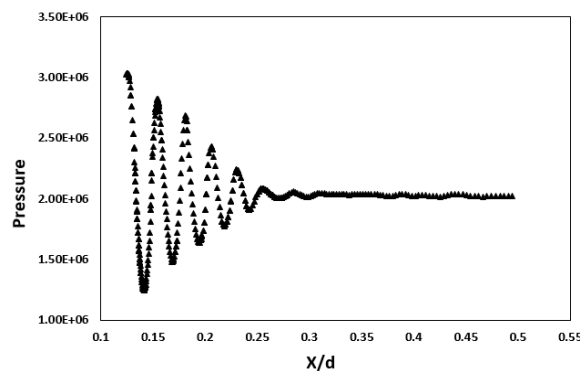
در این پژوهش ساختار صفحه‌های ماخ برای یک نازل سه‌بعدی با سه نسبت فشار مختلف به‌دست آمد. برای نسبت فشار کم شکل سلول الماسی‌شکل در جریان پایین‌دست خروجی نازل تکرار شد. در سه مورد اول ساختار صفحه‌های ماخ و مکان تشکیل آن روی خط مرکزی و تأثیر نسبت فشار روی آن بررسی و با نتایج تجربی مطابقت داده شد و نتیجه آن شد که فشار محلی بدون بعد و عدد ماخ محلی تا زمانی که نسبت فشار قوی باشد مستقل از نسبت فشار نازل به داخل محفظه است. همچنین شبیه‌سازی جریان لزج



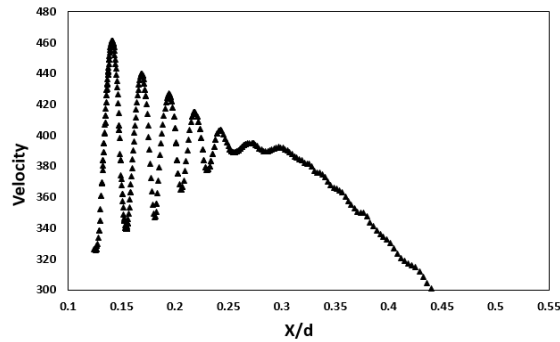
شکل ۱۰. کانتور عدد ماخ در نسبت فشار ۴۶/۵:۱



شکل ۱۱. کانتور سرعت در نسبت فشار ۳:۱



شکل ۱۲. نوسانات فشار روی خط مرکزی جت در نسبت فشار ۳:۱



شکل ۱۳. نوسانات سرعت روی خط مرکزی جت در نسبت فشار ۳:۱

## ۷. مأخذ

- [1] Pai, S. H., *Fluid Dynamics of Jets*, New York: D. Van Nostrand, 1954.
- [2] Adamson Jr, T. C. "On the structure of jets from highly underexpanded nozzles into still air." *Journal of the Aerospace sciences* (2012).
- [3] Owen, P. L., and C. K. Thornhill. *The flow in an axially symmetric supersonic jet from a nearly sonic orifice into a vacuum*. Ministry of Supply, Armament Research Establishment, Physical Research Division, 1948.
- [4] Love, Eugene S., Carl E. Grigsby, Louise P. Lee, and Mildred J. Woodling. "Experimental and theoretical studies of axisymmetric free jets." (1959).
- [5] Mather, Daniel K., and Rolf d Reitz. *Modeling the effects of auxiliary gas injection on diesel engine combustion and emissions*. No. 2000-01-0657. SAE Technical Paper, 2000.
- [6] Ricou, Francis Paul, and D. B. Spalding. "Measurements of entrainment by axisymmetrical turbulent jets." *Journal of fluid mechanics* 11, no. 01 (1961): 21-32.
- [7] Abramovich, G. N., and Leon Schindel. *General properties of turbulent jets*. MIT press, 1963.
- [8] Witze, Peter O. *impulsively started incompressible turbulent jet*. No. SAND-80-8617. Sandia Labs., Livermore, CA (USA), 1980.
- [9] Schlichting, H., *Boundary layer theory, fourth edition*, McGraw-Hill, 1960.
- [10] Cumber, P. S., M. Fairweather, S. A. E. G. Falle, and J. R. Giddings. "Predictions of the structure of turbulent, highly underexpanded jets." *Journal of fluids engineering* 117, no. 4 (1995): 599-604.
- [11] Hsu, Andrew T., and Meng-Sing Liou. "Computational analysis of underexpanded jets in the hypersonic regime." *Journal of Propulsion and Power* 7, no. 2 (1991): 297-299.
- [12] Laney, Culbert B. *Computational gasdynamics*. Cambridge university press, 1998.
- [13] Ferguson, Colin R., and Allan T. Kirkpatrick. *Internal combustion engines: applied thermosciences*. John Wiley & Sons, 2015.
- [14] Abraham, John. *What is adequate resolution in the numerical computations of transient jets?*. No. 970051. SAE Technical Paper, 1997.
- [15] Post, Scott, Venkatraman Iyer, and John Abraham. "A study of near-field entrainment in gas jets and sprays under diesel conditions." *Journal of fluids engineering* 122, no. 2 (2000): 385-395.
- [16] Li, Y., A. Kirkpatrick, C. Mitchell, and B. Willson. "Characteristic and computational fluid dynamics modeling of high-pressure gas jet injection." *Journal of engineering for gas turbines and power* 126, no. 1 (2004): 192-197.

1. Choked
2. under expanded jet
3. expansion waves
4. Ricou and Spalding
5. shear generation processes
6. mean flow
7. fluctuating density field
8. finite volume method (FVM)
9. grid adaption
10. dynamic adaptive mesh refinement
11. iteration
12. gradient
13. expansion fans
14. symmetry line
15. pressure outlet
16. Inviscid
17. intercepting shocks
18. Nichols and Adamson
19. barrel shape
20. diamond cell
21. decay

Archive of SID