

شبیه‌سازی ائرو‌دینامیک و نویز جریان گاز فراصوت تراکم‌پذیر حین خروج از لوله

سپیده رشدی^۱، رحمان مهدیانی^۲، علیرضا مصطفوی^۳، مرتضی رزاقی^۴، حسین اشرفی^۵
۱ دانشجوی دکتری، مهندسی فرایند، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، sepidehroshdi@iust.ac.ir

۲ دانشجوی دکتری، مدیریت تکنولوژی، سازمان صنایع دفاع، تهران

۳ کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، تبدیل انرژی، سازمان صنایع دفاع، تهران

۴ کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، تبدیل انرژی، سازمان صنایع دفاع، تهران

۵ استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۸/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۲/۱۱

چکیده

در این مقاله جریان گاز فراصوت تراکم‌پذیر حین خروج از لوله‌ای به قطر ۷/۶۲ میلی‌متر در هندسه تقارن محوری شبیه‌سازی شده است. برای این منظور از روش دانسیته پایه و شبکه تطبیقی دینامیک با معیار فشار استاتیک در شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است. مسئله در دو حالت گاز غیر ویسکوز و مدل توربولنسی $k-\epsilon$ حل شد. مقایسه نتایج سایه‌نگاری تجربی شیلرین با کانتورهای دانسیته و مقایسه نتایج فشار استاتیک روی امواج شوک با داده‌های موجود در مقالات، همخوانی بسیار خوبی نشان می‌دهند. همچنین زمان وقوع شوک اول و دوم و امواج انفجاری و نحوه پیشروی آنها در دامنه شبیه‌سازی شده بررسی شد. پس از اعتبارسنجی مسئله، نتایج شبیه‌سازی در استخراج داده‌های سطح فشار صوتی با استفاده از معادلات فاکس ویلیامز و هاو‌کینگز استفاده شد. برای این منظور دریافت‌کننده‌های نویز در پنج فواصل ۱، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۵ متری قرار گرفت و مقدار سطح فشار صوتی در این فواصل به دست آمد و در سه زمان مختلف با هم مقایسه شد. نتایج سطح فشار صوتی حاصل با نتایج تجربی مراجع موجود تطابق خوبی نشان داد. بیشترین سطح فشار صوتی در زمان وقوع امواج شوک انفجاری برابر با ۱۱۹ دسی‌بل به دست آمد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد تأثیر تغییر مدل از غیر ویسکوز به مدل توربولنسی $k-\epsilon$ در مقادیر سطح فشار صوتی ناچیز است.

واژگان کلیدی

گاز ایده‌آل، اکوستیک، فشار صوتی، موج شوک اول، موج شوک دوم

۱. مقدمه

خروج گازهای پرفشار از دهانه لوله حین انفجار مهمترین منبع برای ایجاد صدا و آسیب‌های شنیداری برای دریافت‌کننده‌ها در فواصل دور و نزدیک است. این پدیده با اینکه در کسری از ثانیه رخ می‌دهد، سبب آسیب‌های شنیداری می‌شود. مدل‌سازی و شبیه‌سازی حرکت گاز حین خروج از لوله از این نظر حائز اهمیت است که با اعتبارسنجی دقیق می‌توان مدل دقیقی از ائرو‌دینامیک جریان به‌دست آورده و از آن برای محاسبه نویز جریان و صدای ایجادشده استفاده کرد. بدیهی است با دستیابی بر مدل کامپیوتری دقیق می‌توان طراحی‌های متفاوت از کاهنده‌های صدا^۱ را جهت نصب در دهانه لوله سلاح جهت کاهش آسیب‌های شنیداری پیشنهاد و تولید کرد. این مقاله به شبیه‌سازی ائرو‌دینامیکی و تولید نویز حین تخلیه گاز پرفشار از لوله پرداخته است.

در مدل‌سازی الگوی جریان گاز پرفشار حین خروج از لوله سلاح^۲ (از دسته مهمات کالیبر کوچک) یا تانک‌ها (از دسته مهمات کالیبر بزرگ)، دو دیدگاه مطرح وجود دارد: در دیدگاه نخست از مدل‌سازی پرتابه صرف‌نظر می‌شود تا زمان محاسباتی حل کاهش یابد. در این حالت مدل‌سازی خروج گاز پرفشار بدون حضور پرتابه انجام می‌شود. به‌دلیل گرادیان‌های زیاد فشاری موجود حین خروج گاز از لوله، در صورت استفاده از شبکه بسیار ریز از ابتدای حل زمان محاسباتی افزایش می‌یابد. از طرفی به‌دلیل نامعلوم‌بودن مکان وقوع گرادیان‌های فشاری بالا از روش شبکه تطبیقی دینامیک استفاده می‌شود که با پیشروی حل هر جا نیاز باشد ساختار شبکه ریز و درشت شود [۹-۱]. در دیدگاه دوم اما، خروج گاز پرفشار از دهانه لوله همراه پرتابه متحرک (برهمکنش سیال - جامد) و حل معادلات شش درجه آزادی همگام با معادلات ناویر استوکس انجام می‌شود [۱۰-۱۳].

دیدگاه دوم نیازمند زمان محاسباتی بسیار بیشتری نسبت به دیدگاه اول است، بنابراین دیدگاه اول به‌دلیل دقت مناسب و زمان محاسباتی کمتر، بیشتر مورد توجه محققان در شبیه‌سازی خروج جریان از سلاح واقع‌شده است. پس از اینکه الگوی جریان گاز به‌طور دقیق شبیه‌سازی شد، از نتیجه هر دو دیدگاه‌ها در استخراج کمیت‌های صوت (جهت طراحی کاهنده‌های صدا)، نیرو (جهت طراحی کاهنده‌های نیروی پس‌زنی^۳) و دما (جهت طراحی شعله‌پوش^۴) استفاده می‌شود. چواگن و همکاران (۲۰۰۵) در سه مطالعه^۵ موردی^۵ به بررسی چگونگی برهمکنش امواج شوک حین

خروج جریان از لوله توسط معادلات اولر در سه هندسه متفاوت پرداختند [۱۴]. زیباروو و همکاران (۲۰۰۱) به بررسی پیشروی و تولید امواج شوک توسط نرم‌افزار توسعه داده‌شده توسط آنها^۶ پرداختند [۱]. مدل آنها برای جریان خروجی از سلاح و بررسی الگوی جریان حین عبور از موانع استفاده شد. برای اعتبارسنجی، نتایج مدل با نتایج سایه‌نگاری تجربی مقایسه و تطابق بسیار خوبی گزارش شد. پس از این مرحله، مدل آنها برای شبیه‌سازی الگوی جریان حین خروج پرتابه از سلاح همراه و بدون ترمز دهانه مورد استفاده قرار گرفت. دایان و همکاران (۲۰۰۶) به بررسی خروج جریان از سلاح پرداخته و اعتبارسنجی حل را با مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج سایه‌نگاری گزارش‌شده در تحقیق کلر و همکاران [۳-۴] انجام دادند [۲]. تطابق خوب نتایج شبیه‌سازی آنها با نتایج تجربی گزارش شد. گوو و همکاران (۲۰۱۳) به بررسی خروج جریان از سلاح همراه ترمز دهانه پرداختند و کاهش فشار در حضور ترمز دهانه از نتایج مدل‌سازی آنها بود [۵]. کلرو و همکاران (۲۰۰۳) به بررسی الگوی جریان حین خروج از لوله با قطر ۷/۶۲ میلی‌متر پرداختند [۳-۴]. شرایط اولیه جریان در نزدیکی انتهای خروجی لوله از داده‌های تجربی و خروج جریان از لوله از نتایج عددی آنها به‌دست آمد، همچنین از مدل‌سازی دوبعدی استفاده شد. کانتورهای دانسیته با سایه‌نگاری تجربی مقایسه و تطابق بسیار خوبی مشاهده شد. مطالعه آنها با هدف اعتبارسنجی الگوی جریان حین خروج از لوله سلاح با قطر (کالیبر) ۷/۶۲ میلی‌متر انجام شد. رحمان و همکاران (۲۰۱۱) به بررسی تغییرات فشار حین خروج جریان گاز از لوله با قطر بزرگتر در مهمات کالیبر بزرگ (تانک) پرداختند [۶-۷]. شرایط اولیه جریان گاز در نزدیک انتهای خروجی لوله از داده‌های تجربی و شرایط جریان پس از خروج از لوله از نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمد. برای اعتبارسنجی، الگوی جریان شبیه‌سازی‌شده با نتایج سایه‌نگاری تجربی گزارش‌شده توسط کلر و همکاران [۳-۴] مقایسه و تطابق بسیار خوبی گزارش شد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد با نصب تجهیزات دهانه، فشار استاتیک و سطح فشار صوتی^۷ کاهش می‌یابد و در نتیجه صدای کمتری ایجاد می‌شود. بین و همکاران [۸-۹] در سلاح با کالیبر ۷/۶۲ میلی‌متر به بررسی الگوی جریان حین خروج از لوله و اعتبارسنجی با نتایج سایه‌نگاری گزارش‌شده توسط کلر و همکاران [۳-۴] پرداختند.

کالیبر $7/62$ میلی‌متر مورد توجه محققان مختلف با روش‌های مدل‌سازی مختلف قرار گرفته است [۲-۴، ۸-۹]، در این پژوهش، برای نخستین‌بار به مدل‌سازی نویز ایجاد شده از جریان گاز پرفشار حین خروج جریان از لوله در زمان موج شوک اول، دوم و امواج انفجاری پرداخته شد. همچنین تأثیر مدل توربولنسی و مدل غیر ویسکوز در محاسبات نویز مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به گرادیان‌های فشاری زیاد ایجاد شده حین خروج جریان گاز از لوله، از روش شبکه تطبیقی دینامیک بر مبنای فشار استاتیک استفاده شد. نتایج شلیرین موجود در مقالات با نتایج کانتورهای دانسیته گاز از شبیه‌سازی مقایسه و تطابق بسیار خوبی با مشاهدات تجربی به دست آمد. پس از اطمینان از نتایج اثرودینامیکی، به شبیه‌سازی اکوستیکی پرداخته شد. نتایج سطح فشار صوتی در پنج فاصله و در سه زمان متفاوت گزارش و با هم مقایسه شد.

۲. روش تحقیق

در این بخش، به روش مدل‌سازی اعم از معادلات حاکم بر اثرودینامیک و اکوستیک، هندسه و شرایط مرزی و نحوه شبیه‌سازی اکوستیک پرداخته خواهد شد.

۲-۱. معادلات حاکم

جریان ناپایای گاز تراکم‌پذیر فراصوت حین خروج از لوله در مطالعه حاضر، توسط پیشروی امواج شوک، برهمکنش امواج شوک و آشفتگی‌های نزدیک دهانه ایجاد می‌شوند. اگرچه زمان بروز این پدیده‌ها بسیار کوتاه است، در همان زمان کوتاه آثار بسیار زیادی را در افزایش سطح فشار صوتی و تولید صدا ایجاد می‌کنند. به منظور بررسی دقیق اکوستیک و ارزیابی سطح فشار صوتی، تحلیل دقیق از الگوی جریان در میدان حل ضروری است. برای این منظور در ابتدا به حل معادله پیوستگی، ممتنم و انرژی توسط روش دانسیته پایه پرداخته و از حل میدان‌های سرعت و فشاری در ارزیابی اکوستیک به روش معادلات فاکس ویلیامز و هاوکنینگز^۸ استفاده شد. بر این اساس معادلات اثرودینامیکی در این مسئله، به صورت سه معادله پیوستگی، ممتنم و انرژی می‌باشند [۱۶-۱۹].

۲-۱-۱. معادلات حاکم بر اثرودینامیک

معادلات پیوستگی، ممتنم و انرژی به ترتیب به صورت روابط ۱ تا ۳ خواهند بود.

مطالعه آنها با هدف بررسی کیفی تولید و پیشروی نویز انجام شد. معادله حالت گاز ایده‌آل در حالت غیر ویسکوز در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شد. ترم‌های چشمه تولید نویز و پیشروی نویز در کانتورها مورد بررسی قرار گرفت. در مورد مقدار دقیق سطح فشار صوتی در فواصل و در زمان‌های مختلف گزارشی ارائه نشد. نتایج شبیه‌سازی شامل بررسی امواج انفجاری، حرکت‌های جت، گردابه‌ها و تولید نویز حاصل از برهمکنش آنها بود. نتایج تحقیق آنها نشان داد که روش‌های اثرواکوستیکی نه تنها روشی مطمئن برای دینامیک امواج انفجاری است، که روشی برای مطالعه فیزیک مسئله و جزئیات تولید و پیشروی نویز به وجود آمده در حالت پیچیده خروج سیال از داخل لوله است. در زمینه مدل‌سازی جریان خروجی از سلاح همراه پرتابه، یو و همکاران (۲۰۱۰) به بررسی اثرودینامیک جریان حین خروج پرتابه از سلاح با قطر ۳ سانتی‌متر پرداختند [۱۰]. به منظور کاهش زمان محاسباتی، شرایط جریان تا زمان قبل از بیشینه سرعت پرتابه در داخل لوله از بالستیک داخلی به دست آمد و الگوی جریان بعد از آن از شبیه‌سازی حاصل شد. تغییرات سرعت و فشار پرتابه با زمان از نتایج شبیه‌سازی بود. نتایج شبیه‌سازی با نتایج سایه‌نگاری تجربی مقایسه و تطابق بسیار خوبی مشاهده شد. زیادهای و همکاران (۲۰۰۸) به مدل‌سازی اثرودینامیک جریان حین حرکت پرتابه مستطیل‌شکل به روش اولری - لاگرانژی در یک حجم کنترل متغیر با زمان پرداختند [۱۱]. برهمکنش امواج شوک، برهمکنش امواج شوک - پرتابه و تغییرات امواج شوک با زمان از نتایج آنها بود. در مطالعات بعدی یو و همکاران، اثرودینامیک جریان در یک سلاح با لوله چرخان همراه با دو پرتابه مدل‌سازی و شرایط جریان شامل کانتورهای سرعت، فشار و سرعت پرتابه اول و دوم گزارش شد [۱۲]. شای ویلو و همکاران (۲۰۱۱) به شبیه‌سازی میدان جریان حین حرکت پرتابه همراه با حل معادلات صوت برای شبیه‌سازی سیگنال‌های صوت پرداختند [۱۵]. از معادله توربولنسی LES در شبیه‌سازی‌ها استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی آنها برای کاهش آسیب‌های شنیداری شوک استفاده شد. همچنان که در تحقیقات پیشین گزارش شد، با توجه به محدود بودن مطالعات در زمینه اکوستیک، سابقه‌ای از تحقیق در زمینه پیش‌بینی نویز، حین تخلیه گاز پرفشار از لوله سلاح $7/62$ میلی‌متر و برآورد کمی آن به صورت سطح فشار صوتی برحسب دسی‌بل مشاهده نشد. با توجه به اینکه اثرودینامیک جریان در

یا حجم به داخل سیال است و تحت عنوان منبع تک‌قطبی است و به‌عنوان چشمه اصلی در تحقیق حاضر است. جمله دوم، ترم اعمال نیرو به داخل سیال است (منبع دوقطبی) و جمله سوم تنش لایت هیل است (منبع چهار قطبی) که در جریان توربولنس مطرح است و توسط لایت هیل محاسبه می‌شود [۱۹].

$$\dot{q} + \nabla \cdot f + \frac{\partial^2 \tau_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} = \frac{1}{c^2} \ddot{p} - \nabla^2 p \quad (5)$$

یکی از حل‌های ساده تحلیلی ارائه‌شده برای رابطه لایت هیل رابطه انتگرالی است. حالت کلی این روابط برای نخستین‌بار توسط ویلیامز و هاوکینگز ارائه شد. کاربرد روابط برای پیش‌بینی میدان اکوستیک، برای مناطق دور از جسم است که در روش حجم محدود از معادلات فاکس ویلیامز و هاوکینگز جهت استخراج سطح طیف صوت در میدان دور استفاده می‌شود و میدان حل بینهایت در نظر گرفته می‌شود [۱۶-۱۹].

۲-۲. هندسه حاکم بر حل مسئله و شرایط مرزی

برای اعتبارسنجی از یک لوله با قطر ۷/۶۲ میلی‌متر با شرایط هندسه تقارن محوری استفاده شد. شرایط دمایی، فشار و سرعت در نزدیکی انتهای لوله و در فاصله ۱۲/۵ میلی‌متری انتهای لوله از داده‌های تجربی موجود در مقالات به‌دست آمد [۳-۴]. بنابراین طول لوله برابر ۱۲/۵ میلی‌متر در نظر گرفته شد. طول واقعی لوله سلاح برابر ۴۰۰ میلی‌متر بود. با توجه به نبود داده‌های تجربی در قسمت بالادست جریان، فقط ۱۲/۵ میلی‌متر از طول لوله مدلسازی شده است که داده‌های تجربی برای این طول در دسترس است. این شرایط در مدل کلر همکاران نیز در نظر گرفته شد [۳-۴]. سرعت، دما و فشار متغیر با زمان از نتایج تجربی موجود در تحقیق کلر و همکاران [۳-۴] به‌عنوان شرط مرزی ورودی در تحقیق حاضر در نظر گرفته شد. این شرایط در جدول ۱ نشان داده شده است. شرایط مرزی اشاره‌شده در تحقیقات بین و همکاران نیز مورد استفاده قرار گرفت (جدول ۲؛ مرجع [۹]). شماتیک هندسه تقارن محوری^{۱۳} به‌کار برده شده برای شبیه‌سازی همراه با ساختار شبکه در شکل ۱ نمایش داده شده است. شرایط نقاط ابتدایی لوله به‌صورت سرعت ورودی^{۱۴} در نرم‌افزار فلونت فرض شد که شرایط جدول ۱ را دربر می‌گیرد. این شرایط، همان‌طور که در بالا اشاره شد، طبق داده‌های تجربی موجود در تحقیق کلر و همکاران به‌دست آمدند و به‌صورت UDF به نرم‌افزار

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \nabla \cdot \vec{u} (\rho E + p) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{u})) \quad (3)$$

عبارت‌های اول، دوم و سوم سمت راست معادله ۳ به‌ترتیب نمایانگر انتقال انرژی به‌دلیل هدایت حرارتی، انتقال انرژی به‌دلیل نفوذ اجزا و انتقال انرژی به دلیل اتلاف ویسکوز^{۱۵} می‌باشند. همچنین k_{eff} هدایت مؤثر، به‌عنوان ضریب هدایت ترکیبی جریان آرام و اغتشاشی می‌باشد. عبارت \vec{J}_j فلاکس انتقال آنتالپی به‌دلیل نفوذ اجزا، در مسئله حاضر صرف نظر شده است. عبارت $\bar{\tau}_{eff}$ در معادله انرژی از معادله ۴ به‌دست می‌آید [۱۶]:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \delta \quad (4)$$

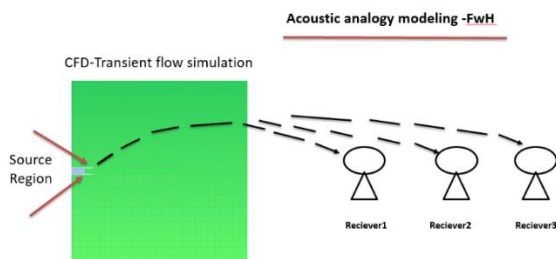
۲-۱-۲. معادله نویز به روش فاکس-ویلیامز و هاوکینگز

منابع اکوستیکی به حالت‌های تک‌قطبی^{۱۶}، دو قطبی^{۱۱} و چهار قطبی^{۱۲} تقسیم می‌شوند [۱۷]. منبع اکوستیکی تک‌قطبی از جریان ناپایای جرم نظیر جریان سیال از یک محدوده به‌دست می‌آید. منابع دو قطبی از نویز ایجادشده از برهمکنش سیال-دیواره یا نیروهای خارجی به‌دست می‌آیند. منابع چهار قطبی از تنش‌های ناپایا و جریان اغتشاشی به‌وجود می‌آیند. وقتی چشمه‌های تک‌قطبی و دوقطبی وجود داشته باشند، منابع چهار قطبی در تحلیل اکوستیکی می‌توانند صرف‌نظر شوند. بنابراین منابع غالب برای تولید نویز منابع تک‌قطبی (خارج‌شدن ناگهانی جریان) و دوقطبی (برهمکنش دیواره و سیال) می‌باشند [۱۷]. در مطالعه حاضر به‌دلیل خروج ناگهانی جریان از دهانه لوله، منبع تک‌قطبی به‌عنوان قوی‌ترین منبع نویز می‌باشد. آشفتگی‌های جریان نزدیک دهانه لوله به‌عنوان منابع اصلی اکوستیک در دریافت‌کننده‌های دوردست می‌باشند. در محاسبات فرض شده است که نویز ایجادشده توسط شوک‌های ایجادشده حین خروج جریان از دهانه ایجادشده است. معادله اصلی جهت بررسی انتشار صوت معادله لایت هیل می‌باشد که از تلفیق معادله پیوستگی و ممنتوم حاصل می‌شود [۱۸]. معادله لایت هیل مطابق معادله ۵ معرفی می‌شود. جملات سمت چپ، منابع تولید صوت و جملات سمت راست مربوط به انتشار صوت باشند. اولین جمله سمت چپ مربوط به تزیق جرم و

استاتیک در روش حاضر به‌عنوان معیاری برای ریزتر شدن شبکه در نواحی با گرادیان‌های فشار بالا به‌کار رفت [۱۶]:

$$e_{i1} = (A_{Cell})^{\frac{r}{2}} |\nabla f| \quad (6)$$

در معادله ۶ A_{Cell} سطح سلول محاسباتی و r گرادیان حجمی^{۱۸} و جمله دوم سمت راست بیانگر گرادیان کمیت مورد نظر است که در مسئله مورد نظر بیانگر گرادیان فشار استاتیک است. جمله سمت چپ بیانگر مشخصه خطا^{۱۹} می‌باشد. مسئله همچنان که در بخش ۳-۱ به آن اشاره می‌شود، در سطوح ریزتر کردن مختلف^{۲۰} حل شده است تا به حالت استقلال از شبکه برسد. همچنین ریزتر کردن شبکه فقط محدود به خارج لوله در نظر گرفته شد. برای کنترل روند حل مسئله از عدد کورانت 0.221 استفاده شد. به‌منظور رسیدن به همگرایی بهتر، معیار همگرایی برای معادله ممتنم و پیوستگی برابر 10^{-6} قرار داده شد. همچنین آثار ابعاد دامنه محاسباتی و بزرگتر کردن آن نیز بررسی شد. در نهایت، دامنه محاسباتی 100 برابر قطر لوله برای این منظور انتخاب شد تا جریان خروجی بتواند به توسعه‌یافتگی کامل برسد. بررسی نتایج حل با زمان در شکل‌های ۴ و ۵ در بخش ۳-۱ نشان می‌دهد که امواج شوک به‌خوبی در زمان حل پیش‌بینی شده‌اند. همچنین نوسان اضافی دال بر همگرایی نامناسب مسئله در نمودارها مشاهده نمی‌شود.

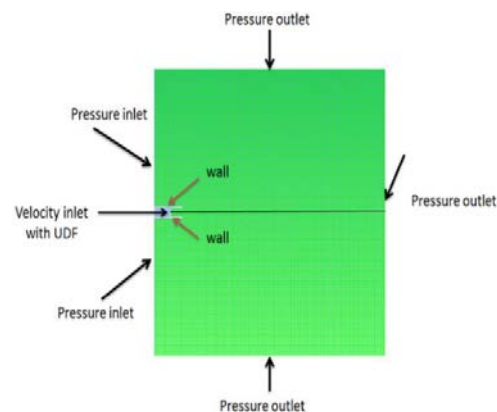


شکل ۲. نمایی شماتیک از قرارگیری دریافت‌کننده‌ها حول دامنه جریان

فلوئنت اضافه شدند. در اطراف دامنه محاسباتی از شرایط مرزی فشار خروجی با شرایط اتمسفریک استفاده شده است. به‌منظور رسیدن به این شرط مرزی، دامنه محاسباتی صد برابر قطر لوله در نظر گرفته شد. برای محاسبه سطح فشار صوتی، پنج دریافت‌کننده در فواصل ۱، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۵ متری قرار داده و مقدار سطح فشار صوتی در این نقاط محاسبه شد. در شکل ۲ نمایی شماتیک از نحوه قرارگیری دریافت‌کننده‌ها^{۱۵} در دامنه محاسباتی نمایش داده شده است.

۳-۲. الگوریتم حل مسئله و روش عددی

در مسئله حاضر به‌دلیل تراکم‌پذیری و فراصوت بودن جریان گاز، از روش دانسیته پایه^{۱۶} استفاده شده است. برای حل عددی مسئله از فرمولاسیون صریح^{۱۷} و برای فرمولاسیون جریان ناپایا از روش صریح استفاده شده است. این شرایط مشابه شرایط به‌کار رفته محققان پیشین در جریان‌های تراکم‌پذیر فراصوت می‌باشد [۳-۴، ۲۰]. برای محاسبه فلاکس جابه‌جایی غیر ویسکوز از روش Roe-FDS استفاده شد که دارای قابلیت مناسب در ردیابی امواج شوک می‌باشد [۱۳]. برای گسسته‌سازی ترم‌های جابه‌جایی معادله ممتنم از روش آپویند درجه دوم و برای محاسبه گرادیان‌ها از روش lease square cell based استفاده شده است. گرادیان فشار



شکل ۱. نمایی شماتیک از دامنه محاسباتی به‌کار رفته در شرایط تقارن محوری همراه با شرایط مرزی

جدول ۱. شرایط عملیاتی مسئله اعمال‌شده در فلوئنت به‌صورت UDF

زمان (میلی ثانیه)	فشار (اتمسفر)	دما (کلوین)	سرعت (متر بر ثانیه)
$t < 0.342$	۶	۶۳۱/۶۲۶	۵۴۸/۱
$0.342 < t < 0.399$	۱۵	۸۲۸/۸	۹۰۵/۱۴۶
$t > 0.399$	$659.369 \exp(-1484.8 \times (t-0.0004))$	۱۷۰۰	۹۰۵/۱۴۶

شوک اول، موج شوک دوم و امواج انفجاری با پیک‌های فشار استاتیکی قابل مشاهده است. در شکل ۴ بین موج شوک اول و موج شوک دوم و امواج انفجاری اختلاف زمانی قابل مشاهده است. به‌منظور ارزیابی عدم وابستگی نتایج حل به اندازه شبکه، سه نوع شبکه با سه اندازه متفاوت در نظر گرفته شد. شبکه اولیه، شبکه از نوع منظم^{۲۲} با اندازه ۱ میلی‌متر است. با توجه به اینکه روند حل در مسئله حاضر شبکه تطبیقی دینامیک است، به ساختار اولیه شبکه اجازه ریزتر شدن در سطوح مختلفی^{۲۳} داده شد. همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، شبکه ۱ با یک سطح ریز شدن می‌تواند در نقاط ریز به اندازه ۰/۲۵ میلی‌متر برسد. همچنین شبکه‌های ۲ و ۳ نیز به ترتیب قابلیت تقسیم شدن با نسبت یک‌شانزدهم و یک‌شصت و چهارم اندازه اولیه را دارند. اندازه شبکه در کمترین اندازه برای سطوح ریزی مختلف، در ستون سوم جدول ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با ریزتر شدن شبکه از شبکه ۲ به ۳، نتایج سطوح فشار صوتی در فاصله ۱ متر در زمان ۰/۵۸ میلی‌ثانیه تغییر چندانی نکرده است، بنابراین حل به عدم وابستگی از شبکه رسیده است. بنابراین از منظر سطح فشار صوتی، شبکه ۲ مناسب برای گزارش نتایج شبیه‌سازی است.

جدول ۲. ساختار شبکه و تأثیر اندازه شبکه در سطح فشار صوتی

شماره شبکه	سطح تقسیم‌بندی شبکه تطبیقی	اندازه شبکه (میلی‌متر)	سطح فشار صوتی (دسی‌بل)
۱	سطح ۱	۰/۲۵	۱۱۰
۲	سطح ۲	۰/۰۶۲۵	۱۱۹
۳	سطح ۳	۰/۰۱۵۶۲۵	۱۲۲

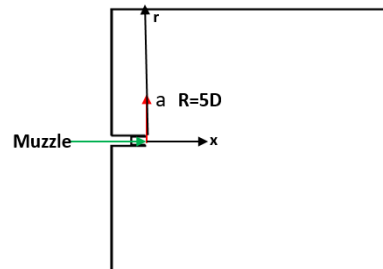
تأثیر اندازه شبکه محاسباتی در چگونگی پیشروی امواج شوک در شکل ۴ نمایش داده شده است. با تغییرات اندازه شبکه از شبکه ۲ (با سطح ریزی Level1 در شکل ۴) به شبکه ۳ (با سطح ریزی Level2 در شکل ۴) تغییر قابل ملاحظه‌ای در نتایج مشهود نیست؛ بنابراین با توجه به نتایج جدول ۲ و شکل ۴ شبکه ۲ به‌عنوان شبکه مناسب برای حل مسئله انتخاب شده است.

۲-۳. پیشروی امواج شوک و مقایسه با سایه‌نگاری تجربی
در شکل ۵ نتایج تجربی سایه‌نگاری با نتایج شبیه‌سازی مقایسه شده است. با استفاده از شبکه تطبیقی دینامیک متناسب با

نتایج اعتبارسنجی در بخش ۳-۲ نیز درستی روند حل مسئله را تأیید می‌نماید. بنابراین همگرایی منطقی در زمان حل با توجه به شرایط سخت مسئله (عدد ماخ بالای ۶ تغییر شرایط مرزی حین حل با فاصله زمانی کم و انبساط شدید جت خروجی از لوله) به‌دست آمده است. شرایط حل دشوار بالستیک میانی، که مسئله حاضر نیز نمونه‌ای از آن است، قبلاً توسط محققان مختلف نیز اشاره شده است [۱۰، ۱۲، ۱۳].

۳. نتایج و بحث

۳-۱. اعتبارسنجی و بررسی عدم وابستگی حل به اندازه
برای اعتبارسنجی کمی مسئله، از مقایسه نحوه پیشروی امواج شوک استفاده شد. برای این منظور موقعیت نقطه a در قسمت بیرونی لوله مانند شکل ۳ در فاصله ۵ برابر قطر لوله در نظر گرفته و تغییرات فشار استاتیکی با زمان در این نقطه ارزیابی شد. بین و همکاران برای بررسی امواج شوک از فشار و زمان بی‌بعد به‌صورت معادلات ۷ و ۸ استفاده کردند [۹]. در معادلات ۷ و ۸، ρ_{∞} ، v_{∞} و D به ترتیب نمایانگر سرعت صوت، دانسیته هوا و قطر لوله می‌باشند. به‌منظور مقایسه نتایج حل عددی تحقیق حاضر با نتایج بین و همکاران از روش مشابه استفاده شده است و نتایج حل به‌صورت پارامترهای بی‌بعد گزارش شدند.



شکل ۳. موقعیت فشاری مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها

$$P_{dimensionless} = \frac{P}{\rho_{\infty} v_{\infty}^2} \quad (7)$$

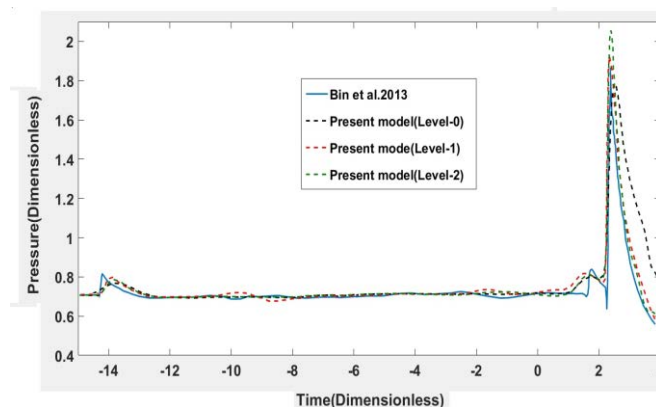
$$t_{dimensionless} = \frac{t v_{\infty}}{D} \quad (8)$$

مقایسه نتیجه حل عددی حاضر با نتیجه بین و همکاران در شکل ۴ نمایش داده شده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، تطابق خوبی بین نتایج تحقیق حاضر و نتایج بین و همکاران ملاحظه می‌شود. تفاوت بسیار اندک مشاهده‌شده به دلیل تفاوت روش حل عددی حال حاضر با روش بین و همکاران می‌باشد. همان‌طور که در شکل ۴ نیز ملاحظه می‌شود، زمان وقوع موج

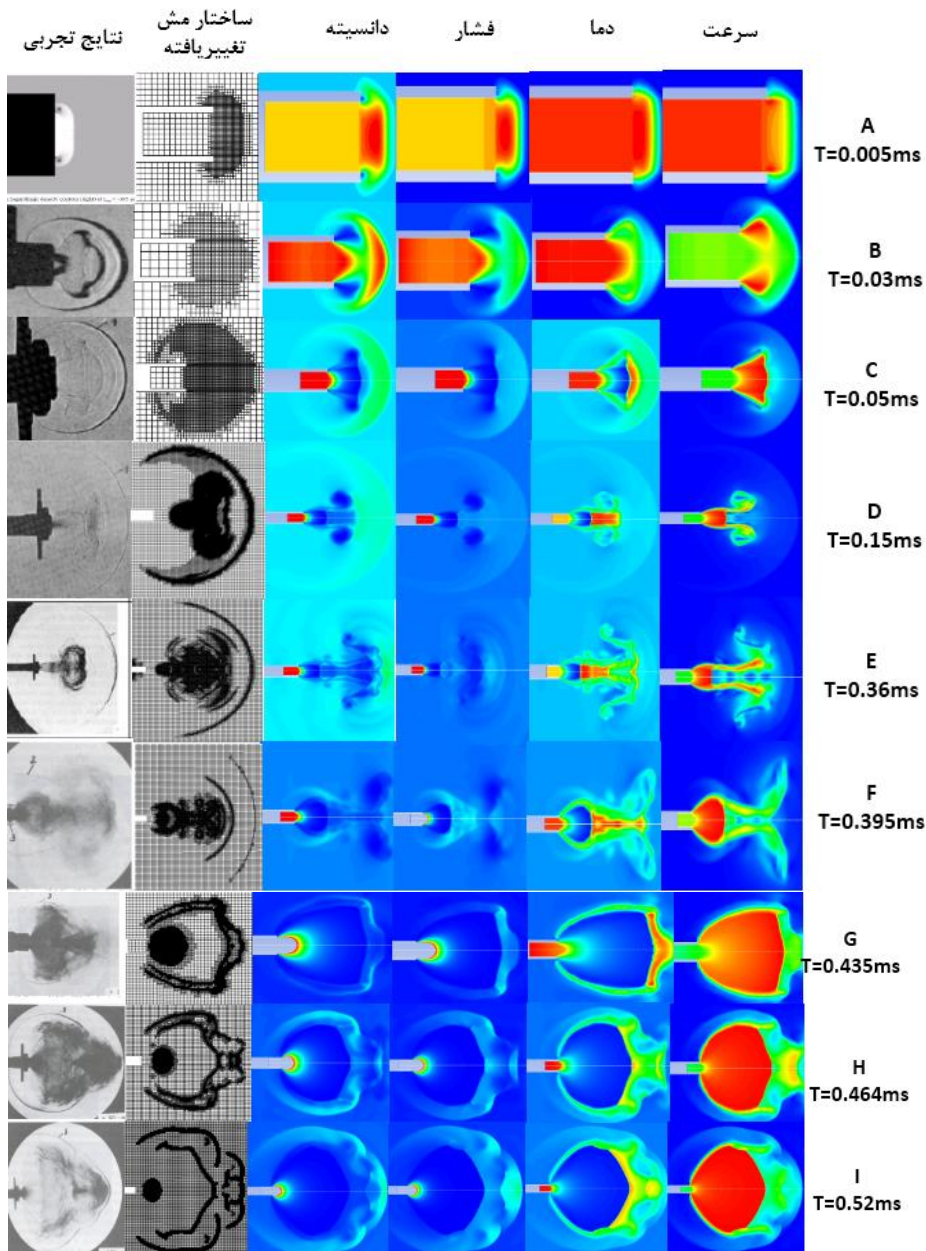
پیش‌رونده است. با گذشت زمان و گستردگی بیشتر دامنه امواج شوک و برخورد جریان گاز بیشتر، نواحی ب جریان برگشتی مساحت بیشتری را به خود اختصاص می‌دهند. در قسمت C و D شکل ۶ مشاهده می‌شود که مساحتی که ناحیه برگشتی به خود اختصاص داده است با گذر زمان بزرگتر شده است. نتایج بردارهای سرعت گزارش شده مشابه نتایج بین و همکاران [۹] است.

کانتورهای دما، سرعت و فشار نیز همزمان با کانتورهای دانسیته و کانتورهای تغییر شبکه در شکل ۵ نشان داده شده است. کانتورهای سرعت در شکل ۵ تا F نشان می‌دهند که جریان گاز با سرعت زیاد با برخورد به موج شوک به عقب برگشته و باعث ظهور جریان برگشتی می‌شود. مشابه این نتایج در بردارهای شکل ۶ نیز قابل مشاهده است. مقایسه کانتورهای دانسیته، دما و فشار در شکل ۶ در زمان‌های مختلف نشان می‌دهد که تشابه کیفی بین مقادیر این کمیت‌ها وجود دارد. در حالی که شکل کانتورهای سرعت متفاوت است، بر روی موج شوک، دما، فشار و دانسیته گاز بیشتر است. در شکل ۷ کانتورهای عدد آمده، همخوانی خوب کانتورهای متناظر سرعت در شکل ۵ و کانتور عدد ماخ در شکل ۷ وجود دارد. در زمان‌های اولیه جریان شکل ۷ (A) و در زمان 0.05 میلی‌ثانیه، بیشینه عدد ماخ $3/2$ می‌باشد. در زمان‌های 0.435 و 0.52 میلی‌ثانیه، همگام با سرعت بیشتر جریان در ورودی لوله (جدول ۱)، بیشینه عدد ماخ بیشتر می‌شود. به طوری که در قسمت B و C از شکل ۷، بیشینه عدد ماخ به ترتیب برابر با $5/93$ و $6/34$ می‌باشد. عدد رینولدز حاکم بر شرایط جریان در زمان 0.31 میلی‌ثانیه برابر $10^5 \times 8/71$ در زمان بعد از وقوع شوک دوم و در زمان 0.37 میلی‌ثانیه برابر $10^5 \times 25/6$ و بعد از وقوع امواج انفجاری و در زمان 0.4 میلی‌ثانیه برابر $10^5 \times 193/13$ است.

گردان‌های فشاری، ساختار شبکه نیز تغییر یافت و در نواحی با گردان فشار بالا ساختار شبکه نیز ریزتر شد. زمان شکل‌گیری موج شوک اول، دوم و انفجاری در کانتورهای دانسیته شکل ۵ مشاهده می‌شود. روند کلی تشکیل و پیشروی موج شوک اول در شکل ۵ تا A تا E آمده است. شکل ۵ نشان می‌دهد که جریان خروجی از دهانه لوله در آستانه خارج شدن می‌باشد، خروج اولین شوک از دهانه در فاصله و ضخامت یکسان در قسمت شبیه‌سازی و تجربی قرار گرفته است. در زمان 0.36 میلی‌ثانیه (شکل ۵ E)، شکل موج شوک اول تا حد زیادی به حالت توسعه یافته در آمده است. زاویه تشکیل شده در شبیه‌سازی و سایه‌نگاری تجربی با هم مشابه است. در زمان 0.395 میلی‌ثانیه (شکل ۵ F)، موج شوک اولیه تشکیل شده در حال خارج شدن از دامنه محاسباتی می‌باشد که در تغییر ساختارهای شبکه نیز قابل مشاهده است. در فاصله زمانی تا 0.39 میلی‌ثانیه، موج شوک دوم در قسمت‌های F و E شکل ۵ در حال توسعه است. در زمان‌های بزرگتر از 0.39 میلی‌ثانیه موج انفجاری اصلی از دهانه لوله شکل می‌گیرد و توسعه می‌یابد (شکل ۵ -G, H, I) که موج فشار با فشار بیشینه و تغییرات لگاریتمی با زمان است (جدول ۱). همان‌طور که شکل ۵ از قسمت‌های A تا I نشان می‌دهند مدل شبیه‌سازی شبکه تطبیقی دینامیک و گاز ایده‌آل با دقت بسیار خوب توانسته است با واقعیت‌های تجربی تطابق داشته باشد. نتایج شبیه‌سازی شده در تحقیق حاضر با نتایج مدل‌سازی مؤلفان پیشین دارای تطابق خوبی است [۱، ۳، ۴، ۶-۹]. نگاه دقیق‌تر به گوشه‌های شکل ۵ A، جریان‌های برگشتی را نشان می‌دهد که با گذشت زمان (قسمت ۵ E) بزرگتر می‌شوند. برای بررسی دقیق‌تر جریان‌های برگشتی، بردارهای سرعت در شکل ۶ آمده است. در لبه‌های کناری خروجی لوله، جریان‌های برگشتی شکل گرفته‌اند که به دلیل برخورد جریان به جریان شوک



شکل ۴. زمان موج شوک اول، دوم و امواج انفجاری در موقعیت a و مقایسه با نتایج بین و همکاران [۹] و تأثیر اندازه شبکه در نتایج



شکل ۵. مقایسه نتایج سایه‌نگاری تجربی [۳] و نتایج شبیه‌سازی در زمان‌های مختلف همراه با تغییرات زمانی شبکه محاسباتی

$$L_{sp} = 10 \left(\log \frac{PSD}{p_{ref}^2} \right) \quad (9)$$

در معادله ۷، PSD به‌عنوان دانشیه توزیع توان^{۲۴} برای باند فرکانسی مخصوص تعریف می‌شود و P_{ref} فشار اکوستیکی مرجع برابر با 2×10^{-5} تعریف شده است. نتایج شبیه‌سازی اکوستیکی در پنج فاصله ۱، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۵ متری در شکل ۸ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، میانگین سطح فشار صوتی با افزایش فاصله از مرجع اکوستیکی (لوله محتوای گاز)، کاهش یافته است و این بدین دلیل است که آزاد شدن موج شوک اول و دوم و امواج انفجاری و آثار آن در نواحی نزدیک به لوله، نوسانات فشار استاتیکی زیادی ایجاد می‌کند که با افزایش فاصله از دهانه

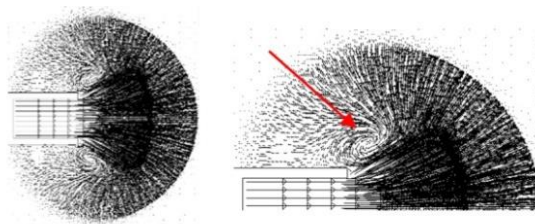
با گذر زمان و وقوع شوک دوم و امواج انفجاری سرعت جریان زیاد می‌شود و فشار جریان خروجی از لوله هم‌زمان افزایش می‌یابد (جدول ۱). لذا دانشیه گاز هم بیشتر می‌شود و سبب افزایش عدد رینولدز می‌شود. هنگام وقوع امواج انفجاری به دلیل افزایش ناگهانی فشار و افزایش ناگهانی دانشیه، عدد رینولدز هم به‌طور ناگهانی افزایش می‌یابد.

۳-۳. تحلیل اکوستیکی در فواصل مختلف از دهانه لوله

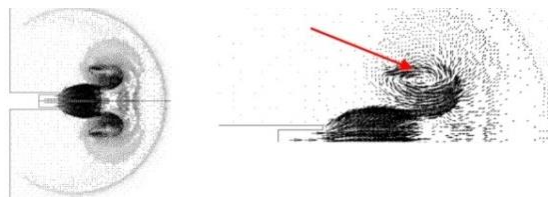
سطح فشار صوتی از رابطه زیر برحسب دسی‌بل محاسبه می‌شود که یکی از نتایج بسیار مهم در بررسی اکوستیکی است [۱۶]:

همان‌طور که در بخش ۲-۱-۲ نیز به آن اشاره شد، به دلیل حضور منبع اکوستیکی تک‌قطبی (تخلیه ناپای جریان) در مسئله، منابع اکوستیکی چهار قطبی (آثار اغتشاشی) از اهمیت کمتری برخوردار هستند. نتایج متوسط‌گیری شده سطح فشار صوتی شکل ۸ در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، مقدار متوسط سطح فشار صوتی از مقدار ۱۱۹ دسی‌بل در فاصله ۱ متری تا ۹۳ دسی‌بل در ۱۵ متری کاهش یافته است، که همخوانی خوبی را با مراجع موجود نشان داده است [۲۱].

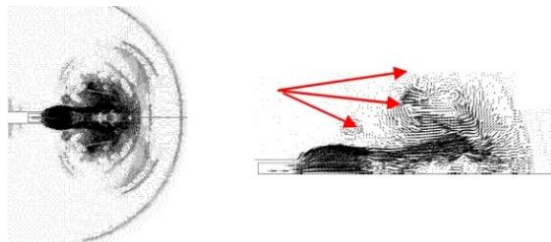
لوله میرا می‌شوند. تغییرات زمانی سطح فشار صوتی در فواصل ۶، ۱۰ و ۱۵ متری در شکل ۹ نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، تخلیه گازهای انفجاری تا زمان ۰/۵۸ میلی‌ثانیه سبب افزایش سطح فشار صوتی می‌شود. اما در زمان ۰/۲۵ میلی‌ثانیه مقادیر سطح فشار صوتی کمتر است. تأثیر مدل غیرویسکوز و مدل توربولنسی k-ε در مقادیر سطح فشار صوتی در فاصله ۶ و ۱۰ متری و در زمان‌های مختلف در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، مقادیر هردو مدل ویسکوز و توربولنسی بسیار به هم نزدیک هستند.



(الف) ۰/۰۳۴ میلی‌ثانیه

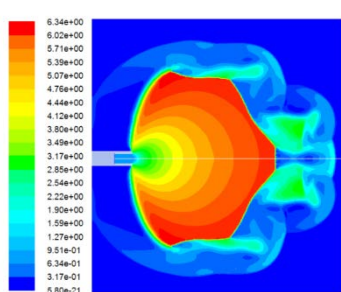


(ب) ۰/۱۵ میلی‌ثانیه

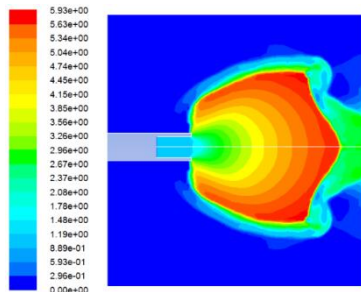


(ج) ۰/۳۲ میلی‌ثانیه

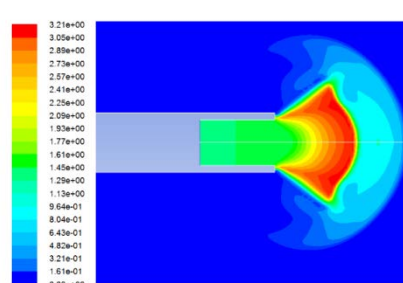
شکل ۶. بردارهای سرعت جریان برگشتی در زمان‌های مختلف، سمت چپ: الگوی کلی جریان، سمت راست: نمایش جریان‌های برگشتی



(ج) ۰/۵۲ میلی‌ثانیه

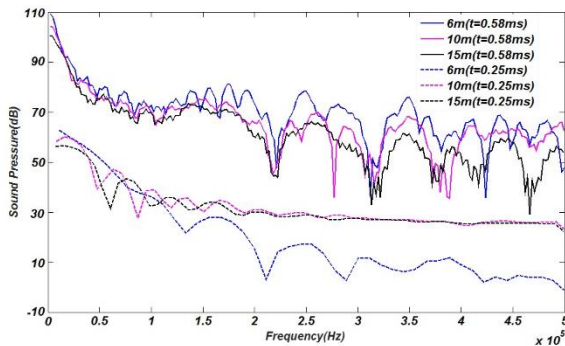


(ب) ۰/۴۳۵ میلی‌ثانیه

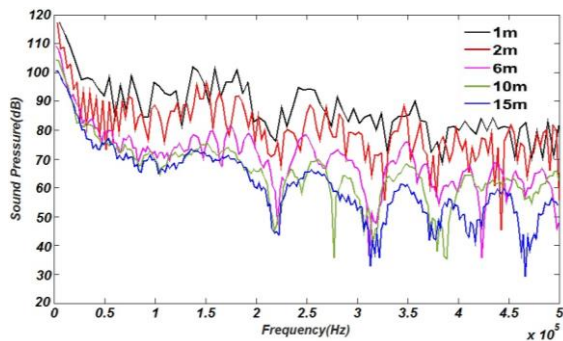


(الف) ۰/۰۵ میلی‌ثانیه

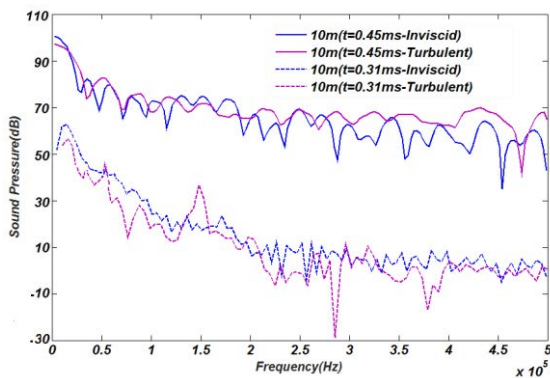
شکل ۷. توزیع عدد ماخ در سه زمان مختلف



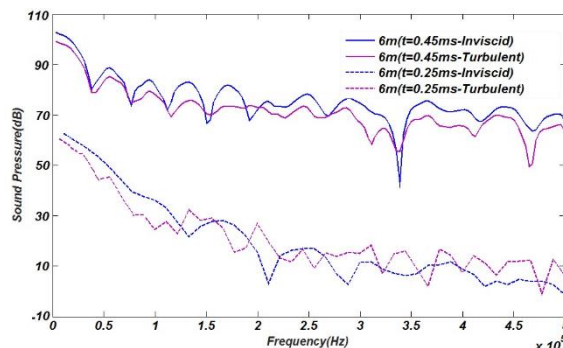
شکل ۹. بررسی سطح فشار صوتی در زمان‌های ۰/۲۵ و ۰/۵۸ میلی ثانیه در فواصل ۶، ۱۰ و ۱۵ متری



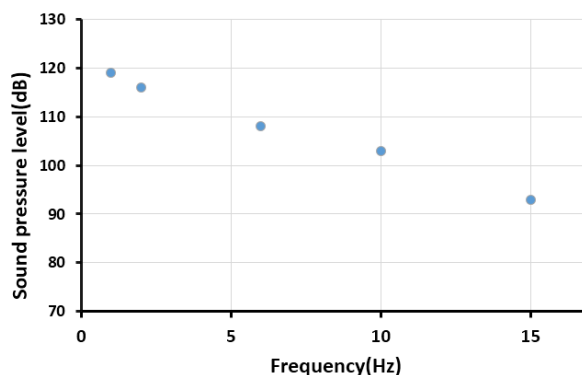
شکل ۸. سطح فشار صوتی در ۵ فاصله مختلف در زمان ۰/۵۸ میلی ثانیه با استفاده از مدل گاز ایده آل-غیرویسکوز



شکل ۱۱. مقادیر سطح فشار صوتی در فاصله ۱۰ متری در زمان ۰/۳۱ و ۰/۴۵ میلی ثانیه با مدل‌های غیر ویسکوز و مدل توربولنسی



شکل ۱۰. مقادیر سطح فشار صوتی در فاصله ۶ متری در زمان‌های ۰/۲۵ و ۰/۴۵ میلی ثانیه با مدل‌های غیر ویسکوز و مدل توربولنسی



شکل ۱۲. مقادیر سطح فشار صوتی در زمان ۰/۵۸ میلی ثانیه در فواصل مختلف از دهانه لوله

۴. نتیجه‌گیری

انتهای لوله با استفاده از داده‌های تجربی موجود در مقالات اعمال گردید. شرایط مرزی اعمال شده در ابتدای لوله شامل دما، سرعت و فشار متغیر با زمان می‌باشند که زمان وقوع شوک اول، شوک دوم و امواج انفجاری و نحوه پیشروی آنها را تحت کنترل خود قرار می‌دهند. بعد از اعتبارسنجی کمی (مقایسه داده‌های فشار استاتیک در زمان‌های امواج شوک با داده‌های موجود در مقالات)

در این مقاله به بررسی حرکت گاز تراکم‌پذیر فراصوت حین خروج از لوله با قطر ۷/۶۲ میلی‌متر در هندسه تقارن محوری پرداخته شد. برای این منظور از روش شبکه تطبیقی دینامیک و حلگر بر مبنای دانسیته در شرایط صریح استفاده شد. در ابتدا به منظور اعتبارسنجی مسئله، از لوله‌ای با قطر ۷/۶۲ میلی‌متر استفاده شد. شرایط ابتدایی لوله به صورت کد UDF در فاصله ۱۲/۵ میلی‌متر از

متری نشان داد که این به دلیل آزاد شدن امواج انفجاری در زمان‌های نهایی شبیه‌سازی است.

۵. حضور منبع تک‌قطبی (تخلیه ناپای جریان از داخل لوله) سبب شد تأثیر منبع چهار قطبی (توربولنسی) در مقادیر سطح فشار صوتی قابل اغماض باشد.

۶. مقادیر سطح فشار صوتی با افزایش فاصله از ۱ متر تا ۱۵ متر کاهش از ۱۱۹ دسی‌بل تا ۹۳ دسی‌بل را در زمان ۰/۵ میلی‌ثانیه نشان داد که دارای همخوانی خوب با مراجع موجود است.

۷. نتایج تحقیق حاضر می‌تواند در طراحی تجهیزات دهانه لوله برای کاهش صدا مورد استفاده قرار بگیرد.

فهرست علائم و اختصارات

E	انرژی
\vec{g}	شتاب جاذبه
h_j	انتالی
\vec{J}_j	فلاکس نفوذ در معادله ۳
k_{eff}	ضریب هدایت حرارتی مؤثر در جریان اغتشاشی
p	فشار
t	زمان
T	دما
\vec{u}	سرعت
u	مقدار اسکالر سرعت
μ_{eff}	ویسکوزیته مؤثر در جریان اغتشاشی
ρ	دانسیته
i	مشخصه جهت x
j	مشخصه جهت y

و اعتبارسنجی کیفی (مقایسه کانتورهای دانسیته و تصاویر شلرین تجربی موجود در مقالات) و تطابق بسیار خوب، نتایج این بخش در برآورد سطوح فشار صوتی مورد استفاده قرار گرفت. نویز گاز تراکم‌پذیر در فواصل ۱، ۲، ۶ و ۱۰ و ۱۵ متری به دست آمد. برای این منظور از معادلات فاکس ویلیامز و هاوکینگز استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی به صورت زیر به دست آمد:

۱. مقایسه کانتورهای شبیه‌سازی با تصاویر شلرین تجربی و مقایسه مقادیر کمی فشار استاتیک روی امواج شوک با داده‌های موجود در مقالات نشان داد، معادله گاز ایده‌آل در حالت غیر ویسکوز با مدل شبکه تطبیقی دینامیک با معیار گرادیان فشار استاتیک می‌تواند در تحلیل جریان گاز تراکم‌پذیر فراصوت حین خروج از لوله با قطر کم با موفقیت می‌تواند به کار برده شود.

۲. نتایج شبیه‌سازی نشان داد در الگوی جریان شبیه‌سازی شده در مسئله حاضر، بین کانتورهای دانسیته، دما و فشار تشابه کیفی وجود دارد.

۳. تغییرات فشار استاتیک با زمان برای شکل‌گیری و ردیابی حرکت امواج شوک در موقعیت‌های مختلف به کار رفت. با استفاده از تغییرات فشار استاتیک با زمان، زمان تشکیل موج شوک اول، دوم و امواج انفجاری از حل مسئله به دست آمد.

۴. نتایج شبیه‌سازی افزایش سطح فشار صوتی را با گذشت زمان در دریافت‌کننده‌هایی نویز در فواصل ۱، ۲، ۶ و ۱۰ و ۱۵

۵. مأخذ

- dynamics application to gun muzzle blast-a validation case study, DTIC Document, 2003.
- [1] A. Zibarov, Numerical simulation of intermediate ballistics for gun and rocket systems, in: Proc. of 19th International Symposium of Ballistics, Interlaken, Switzerland, 2001, pp. 1-8.
- [2] Y. Dayan, D. Touati, Simulation of unsteady muzzle flow of a small-caliber gun, WIT Transactions on Engineering Sciences, Vol. 52, 2006.
- [3] D. L. Cler, N. Chevaugeron, M. S. Shephard, J. Remacle, CFD application to gun muzzle blast a validation case study, 41st AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, NV, 2003.
- [4] D. L. Cler, N. Chevaugeron, M. S. Shephard, J. E. Flaherty, J. -F. Remacle, Computational fluid dynamics application to gun muzzle blast-a validation case study, DTIC Document, 2003.
- [5] Z. Guo, Y. Pan, H. Zhang, B. Guo, Numerical simulation of muzzle blast overpressure in antiaircraft gun muzzle brake, *Journal of Information & Computational Science*, Vol.10, pp. 3013-3019, 2013.
- [6] H. Rehman, S. H. Hwang, B. Fajar, H. Chung, H. Jeong, Analysis and attenuation of impulsive sound pressure in large caliber weapon during muzzle blast, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 25, No.10, pp. 2601-2606, 2011.
- [7] H. Rehman, H. Chung, T. Joung, A. Suwono, H. Jeong, CFD analysis of sound pressure in tank gun muzzle silencer, *Journal of Central South*

- University of Technology, Vol. 18, No. 6, 2015-2020, 2011.
- [8] J. Bin, M. Kim, S. Lee, A numerical study on the generation of impulsive noise by complex flows discharging from a muzzle, *International journal for numerical methods in engineering*, Vol. 75, No. 8, pp. 964-991, 2008.
- [9] J. Bin, M. Y. Hussaini, Simulation and analysis of noise associated with muzzle flow, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 12, pp. 21-51, 2013.
- [10] W. Yu, X. Zhang, Aerodynamic Analysis of Projectile in Gun System Firing Process, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 77, No. 5, 051406, 2010.
- [11] X. -h. Jiang, B. -c. Fan, H. -z. Li, Numerical investigations on dynamic process of muzzle flow, *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 29, No. 3, pp. 351-360, 2008.
- [12] W. Yu, X. Zhang, Numerical Simulation and Analysis of the Muzzle Flow During the Revolving Barrel Gun Firing, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 80, No. 3, 031602, 2013.
- [13] H. Zhang, Z. Chen, X. Jiang, H. Li, Investigations on the exterior flow field and the efficiency of the muzzle brake, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 27, pp. 95-101, 2013.
- [14] N. Chevaugeron, J. Xin, P. Hu, X. Li, D. Cler, J. E. Flaherty, M. S. Shephard, Discontinuous Galerkin methods applied to shock and blast problems, *Journal of Scientific Computing*, Vol. 22, pp. 227-243, 2005.
- [15] S. -W. Lo, C. -H. Tai, J. -T. Teng, Axial-Symmetry Numerical Approaches for Noise Predicting and Attenuating of Rifle Shooting with Suppressors, *Journal of Applied Mathematics*, 2011.
- [16] Ansys Fluent 12.0 Theory Guide, Eneagrid: project website, 2016.
- [17] M. J. Lighthill, On sound generated aerodynamically. I. General theory, *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, The Royal Society, Vol. 211, No. 1107, pp. 564-587, 1952,
- [18] J. F. Williams, D. L. Hawkings, Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 264, Vol. 1151, pp. 321-342, 1969.
- [19] M. R. Bagheri, H. Mehdigholi, M. S. Seif, An analysis of hydrodynamics and noise behavior for submerged propeller in various conditions by experimental and numerical methods, Vol. 14, No. 5, pp. 15-25, 2014. (in persian فارسی)
- [20] M. Yadegari, M. H. Abdollahijahdi, Investigation of Effecting Parameters on Quality of the Shock Wave Capturing in a Bump, *American Journal of Fluid Dynamics*, Vol. 5, pp. 43-54, 2015.
- [21] Military specification cartridge, 7.62 mm, M973 ball; Short range training ammunition performance specification; mil-c-71167 (ar) 1-65, 1993.

پی نوشت

1. silencer
2. Muzzle flow
3. Muzzle brake
4. flash hider
5. case study
6. gas dynamic tool
7. sound pressure level (SPL)
8. Eforwcs-Williams and Hawkings
9. viscous dissipation
10. monopole
11. dipole
12. quadruple

13. axis symmetric
14. velocity inlet
15. receiver
16. density based
17. explicit
18. gradient volume weight
19. error indicator
20. adaptive levels
21. Courant
22. structured grid
23. adapt level
24. power spectral density