



مطالعه عددی ساختار موج دتوئیشن در محفظه‌ای حلقوی

محمد فراهانی^{1*}، محمد بدرگل‌تپه²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
* تهران، صندوق پستی 11155-1639، mfarahani@sharif.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 18 فروردین 1395
پذیرش: 05 تیر 1395
ارائه در سایت: 16 مرداد 1395

کلید واژگان:

موتور دتوئیشن چرخشی
مدل‌سازی احتراق دتوئیشن چرخشی
طراحی هندسه موتور دتوئیشن چرخشی
شبیه‌سازی دوبعدی موتور دتوئیشن چرخشی

چکیده

انتظار می‌رود در آینده موتورهای دتوئیشن در دسته پیشرفته‌های هوافضایی قرار گیرند. انواع مختلفی از موتورهای دتوئیشن در حال حاضر تحت بررسی هستند، از جمله موتور دتوئیشن چرخشی، که در این پژوهش طراحی یک نمونه آزمایشگاهی آن با هندسه حلقوی به قطر 76 میلی‌متر و طول 101 میلی‌متر امکان‌سنجی شد. در این مدل هیدروژن و هوای استاندارد به‌صورت جداگانه به داخل محفظه احتراق دتوئیشن تزریق می‌شوند. جریان سوخت به‌صورت محوری و جریان هوا شعاعی می‌باشد. ابتدا اعتبارسنجی روش عددی با حل میدان جریان درون یک هندسه مشابه و مقایسه با نتایج تجربی انجام شده است. سپس به مطالعه پارامتریک از نظر هندسی و نسبت هم‌ارزی مخلوط تزریقی پرداخته شد. با توجه به تغییرات ناچیز پارامترهای ترمودینامیکی در راستای شعاعی میدان جریان محفظه و کاهش هزینه‌های محاسباتی، از مدل دوبعدی هندسه طراحی شده، جهت شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. با بررسی سه نسبت هم‌ارزی مختلف، مشاهده شد که سرعت دتوئیشن، فشار و دمای پشت موج دتوئیشن در نسب هم‌ارزی 1.2، بیش‌تر از حالت 0.8 می‌باشد. همچنین بیشینه سرعت دتوئیشن و فشار پشت دتوئیشن در حالت استوکیومتریک مشاهده شد. جهت بررسی اثرات طول محفظه، از ضریب 0.5 و 2 برابر مقدار محفظه اصلی استفاده شد. از آن‌جا که بخشی از جریان خروجی محفظه مادون صوت است، تغییرات طول اثر قابل توجهی بر عملکرد موتور و ساختار جریان دارد. نتایج حاکی از آن است که افزایش طول محفظه، در فشار تزریق پایین موجب افزایش ارتفاع جبهه دتوئیشن و در فشار تزریق بالا، موجب کاهش ارتفاع جبهه دتوئیشن می‌شود.

Numerical study of a detonation wave structure in annular chamber

Mohammad Farahani*, Mohammad Badrgoltapeh

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 11155-1639 Tehran, Iran, mfarahani@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 06 April 2016
Accepted 25 June 2016
Available Online 06 August 2016

Keywords:

Rotating Detonation Engine
Rotating Detonation Combustion Modeling
Geometry Design of RDE
2D simulation of RDE

ABSTRACT

Detonation engines are expected to be used as propulsion system in aerospace applications in the future. Several types of detonation engines are currently under examination, including the rotating detonation engine (RDE). In this work, the feasibility study for design of a laboratory sample RDE which has an annular geometry with diameter of 76 mm has been performed. In this sample, hydrogen and standard air are separately injected into the combustion chamber of detonation engine. First, numerical studies are validated comparing the FLUENT results with the experimental ones. Then, the geometry and equivalence ratio of injection mixture are investigated parametrically. Considering the negligible variations of thermodynamics parameters in the radial direction of flow field to reduce the computational costs, also a 2D model is used for numerical simulations. Three different equivalence ratios were employed. Results show for the case with the equivalence ratio of 1.2, detonation speed, pressure, and temperature behind detonation front is more than the equivalence ratio of 0.8. Also, maximum detonation speed and pressure behind detonation take place in stoichiometric conditions. The parametric study of the chamber length effects was also conducted using a length 0.5 and 2 times of the main chamber. Because the chamber outflow is subsonic at some regions, chamber length change has a significant effect on the engine performance and flow field. The results point out that increasing the chamber length in low injection pressure and high injection pressure leads to increasing and decreasing the height of detonation front, respectively.

1- مقدمه

راه‌های غیرمعمرفی استفاده شود مانند تغییر چرخه ترمودینامیکی موتور، این هدف با استفاده از احتراق دتوئیشن به جای دفلگیشن قابل دسترسی است. انگیزه استفاده از انفجار (دتوئیشن) به عنوان یک فرآیند احتراق، با انتظار بهبود عملکرد پیشران‌ش جت، ایجاد شده است. چرخه دتوئیشن، از نظر

موتورهای جت و راکت مدرن به حدی رسیده‌اندکه افزایش کارایی آن‌ها به وسیله اصلاحات جزئی و یا بهبود پارامترهای مواد بسیار دشوار است. برای رسیدن به یک افزایش قابل ملاحظه در بازده حرارتی چنین موتورهایی باید از

Please cite this article using:

M. Farahani, M. Badrgoltapeh, Numerical study of a detonation wave structure in annular chamber, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 343-352, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Farahani, M. Badrgoltapeh, Numerical study of a detonation wave structure in annular chamber, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 7, pp. 343-352, 2016 (in Persian)

دانشمندان روسی برای اولین بار ماهیت دتونیشن چرخشی را مشخص کردند [5,4]. با توجه به عکس‌های گرفته شده از میدان درخشندگی و گرادیان چگالی، اثبات شده است که دتونیشن در یک مسیر مارپیچ حرکت می‌کند.

از آن‌جا که پیشرفت روس‌ها در درک تجربی دتونیشن‌های مستمر یا چرخشی، توصیف کاملی از میدان جریان درون محفظه احتراق ارائه نمی‌دهد. بنابراین اخیراً تحقیقات عددی برای پر کردن جای خالی در تحقیقات دتونیشن مستمر، انجام شده است [6-8]. محققان ژاپنی، تحقیقات اولیه دینامیک سیالات محاسباتی را در زمینه موتورهای دتونیشن چرخشی انجام داده‌اند [7].

در شبیه‌سازی آن‌ها، یک موتور دتونیشن چرخشی با سوخت و اکسید کننده پیش آمیخته، که به صورت محوری به کانال دتونیشن تزریق می‌شود، مورد استفاده قرار گرفته است. با استفاده از یک مدل شیمی ساده، آن‌ها قادر به تثبیت عددی دتونیشن شدند که با سرعت چاپمن-ژوگت⁶ حرکت می‌کرد. این نشان داد که دتونیشنی که با سرعت چاپمن-ژوگت حرکت می‌کند، می‌تواند در یک محفظه احتراق حلقوی پایدار شود.

در ادامه، کارهای تجربی توسط دانشمندان چینی انجام شد که به ساخت و آزمایش یک موتور دتونیشن چرخشی با قطر 95 میلی‌متر منجر شد [9].

مسئله مورد بررسی در این پژوهش شناسایی تجربی و عددی میدان جریان موتورهای دتونیشن چرخشی و ساختار پدیده دتونیشن چرخشی می‌باشد.

امروزه مطالعات زیادی در راستای دتونیشن چرخشی صورت می‌گیرد که هدف نهایی این مطالعات ترکیب موتورهای دتونیشن چرخشی با توربین گاز می‌باشد به‌گونه‌ای که بتوان موتوری کارآمدتر از نظر مصرف سوخت ویژه، ابعاد، آلایندگی‌های تولیدی و هزینه‌های تمام شده به‌دست آورد. به عبارت دیگر، کمپرسور پرفشار، محفظه احتراق و توربین پرفشار، با موتورهای دتونیشن چرخشی جایگزین می‌شود.

بنابراین در این راستا ابتدا به طراحی محفظه احتراق دتونیشن چرخشی، سیستم داده‌برداری-کنترل و سیستم تغذیه مناسب پرداخته شد. در ادامه به کمک نرم‌افزار فلونت، مطالعات پارامتریک در راستای شبیه‌سازی میدان جریان محفظه دتونیشن چرخشی انجام شد تا شناختی نسبت به پدیده دتونیشن چرخشی به‌دست آید.

در پژوهش انجام شده، برای اولین بار در کشور پدیده دتونیشن چرخشی مورد بررسی قرار گرفته و هندسه‌ای متناسب با امکانات موجود و قابلیت بررسی تغییرات هندسی از قبیل تغییر عرض کانال دتونیشن و سیستم تزریق سوخت و اکسیدکننده، ایجاد شده است. همچنین شبیه‌سازی میدان جریان احتراقی همراه با افزایش فشار در پدیده دتونیشن چرخشی، به کمک نرم‌افزار فلونت انجام شده است که با توجه به مطالعات نگارنده، قبلاً گزارش نشده و کاملاً جدید می‌باشد. تحقیقات قبلی صورت گرفته در این زمینه، اکثراً به وسیله کدهای عددی و نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی مخصوص⁷ انجام شده است.

2- روش عددی و معادلات حاکم

در مطالعات تحلیلی و عددی انجام شده با موضوع احتراق دتونیشن چرخشی،

ترمودینامیکی کارآمدتر هستند. در دتونیشن، آزادسازی انرژی شیمیایی، در یک زمان بسیار کوتاه و در یک فضای کوچک در مقایسه با حالت دفلگرشین رخ می‌دهد.

موتورهای دتونیشنی را می‌توان به سه گروه تقسیم کرد: نوع اول، موتور دتونیشن ایستاده¹ نامیده می‌شود [1]، که در آن تزریق مخلوط مستمر است و نیروی تراست ثابتی را تضمین می‌کند. سرعت تزریق مخلوط تازه به شدت محدود است، زیرا موج دتونیشن نمی‌تواند در امتداد موتور حرکت کند. تعادل بین سرعت تزریق و سرعت انتشار می‌تواند به راحتی توسط یک تغییر کوچک در ترکیب مخلوط و یا با یک عامل دیگر، به هم بخورد. بنابراین موتور می‌تواند تنها در یک محدوده خاص از سرعت (ماخ پروازی)، کار کند.

گروه دوم از موتورهای دتونیش، موتور دتونیشن پالسی² نامیده می‌شود و طراحی آن بسیار ساده است [1,2]. این نوع موتور می‌تواند در طیف گسترده‌ای از عدد ماخ پروازی (در محدوده 0-5)، کار کند. اما تغییرات نیروی تراست آن در طول چرخه عملکردی، به‌صورت دوره‌ای افزایش و کاهش می‌یابد. علاوه بر این، به‌علت نیاز به پاکسازی (تخلیه) و دوباره پرکردن محفظه در هر چرخه، سیستم تغذیه پیچیده‌ای دارند. مشکل دیگر در مورد این موتور، سیستم راه‌انداز است، چرا که در هر چرخه به آن نیاز دارد که انرژی لازم جهت راه‌اندازی را از منابع خارجی به‌دست می‌آورد. در موتور دتونیشن پالسی برای کاهش زمان انتقال (تبدیل سریع) دفلگرشین به دتونیشن³، باید از مخلوط استوکیومتری استفاده کند، که به تولید درجه حرارت بالا و انتشار ناکس بالا منجر می‌شود. از مزایای موتور دتونیشن پالسی می‌توان به طراحی نسبتاً ساده و بازدهی بالا و از معایب این موتورها می‌توان به فرکانس پایین، لزوم راه‌اندازی هر چرخه، طول زیاد و فاصله راه‌اندازی زیاد، تراست متغییر با زمان، سر و صدای زیاد و ارتعاشات شدید اشاره کرد.

گروه سوم از موتورهای دتونیشن، موتور دتونیشن چرخشی⁴ نامیده می‌شود همچنین به‌عنوان موتور دتونیشن پیوسته⁵، شناخته می‌شوند. موتور دتونیشن چرخشی می‌تواند در هر سرعت پروازی عمل کند و نیروی تراست پایداری تولید کند، چرا که موتور دارای فرکانس بسیار بالایی از تکرار چرخه‌هاست (هزاران چرخه در ثانیه که فقط به مخلوط و هندسه موتور بستگی دارد). یک مزیت مهم این موتورها این است که، فرایند راه‌اندازی فقط یک بار انجام شود و سپس پروسه انتشار به طور پیوسته در محفظه استوانه‌ای ادامه می‌یابد و می‌تواند با مخلوط غنی و رقیق کار کند که باعث می‌شود دمای حداکثر و تولید ناکس را کنترل و کاهش داد. یکی از مزیت‌های نهایی این نوع موتورها، اندازه و وزن کم آن است. یکی از دلایل، عدم وجود قطعات متحرک می‌باشد. با این حال، دلیل اصلی، کانال دتونیشن است. در موتور دتونیشن پالسی، دتونیشن به صورت محوری اتفاق می‌افتد و لوله‌ای با طول مشخص، منحصراً جهت انتقال دفلگرشین به دتونیشن، اختصاص داده شده است. در موتور دتونیشن چرخشی، هیچ نیازی به چنین بخشی نیست، چون که کانال دتونیشن به صورت محیطی می‌باشد و موج دتونیشن از میان همان فضای محیطی، که انتقال دفلگرشین به دتونیشن در آن رخ می‌دهد، عبور می‌کند [3]. اخیراً توجه محققان به موتور دتونیشن چرخشی معطوف شده است زیرا باعث افزایش قابل ملاحظه‌ای در بازده حرارتی و سادگی طراحی می‌شود.

¹ Standing Detonation Engine (SDE)

² Pulse detonation engine (PDE)

³ Deflagration To Detonation Transition (DDT)

⁴ Rotating Detonation Engine (RDE)

⁵ Continuous Detonation Engine (CDE)

⁶ Chapman-Jougeaut Velocity (V_c)

⁷ Computational Fluid Dynamics (CFD++)

معمولاً تأثیر دیفیوژن و ویسکوزیته صرف‌نظر شده است [10]، که سبب می‌شود معادلات حاکم از معادله ناویر-استوکس به معادله اوپلر تقلیل یابند. پدیده‌های غالب جریان با حل غیرلزج قابل مشاهده هستند یعنی ترم لزجت موجود در معادلات ناویراستوکس، تأثیر زیادی به فیزیک پدیده ندارد زیرا سه ترم زمانی، جابه‌جایی و فشاری در معادلات ناویراستوکس به دلیل فیزیک پدیده دتونیشن، مهم هستند و مقادیرشان بزرگ‌تر از دیفیوژن می‌باشد بنابراین می‌توان گفت که ترم دیفیوژن قابل صرف‌نظر کردن است. به عبارت دیگر از آن‌جا که در فرآیند انتشار دتونیشن، اثر پدیده انتقالی در مقایسه با ترم‌های جابه‌جایی معمولاً کوچک است، بنابراین خواص انتقالی مانند ویسکوزیته، هدایت حرارتی و نفوذ جرمی می‌تواند نادیده گرفته شود، و معادلات حاکم، معادلات اوپلر واکنشی می‌باشند [9].

معادلات ناویراستوکس دوبعدی واکنش‌پذیر با سینتیک آرنیوس یک مرحله‌ای، به صورت عددی در کار مظاهری و همکاران [11] حل شده است تا نقش پدیده نفوذ در ساختار دتونیشن، بررسی شود. اثر نفوذ بر روی گردابه‌های تولید شده توسط ناپایداری‌های هیدرودینامیکی (شامل ناپایداری ریچمایر-مشکو¹ و کلونین-هلمهولتز² [12]) بررسی شده است. مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی پایین و بالا، که به ترتیب منجر به ساختار دتونیشن منظم و نامنظم می‌شوند، در نظر گرفته شده‌اند و محاسبات عددی با وضوح شبکه مختلف 25-1000 سلول در هر طول ناحیه نیم-واکنش³ انجام شده است. بررسی وضوح شبکه از طریق حل ناویراستوکس برای دتونیشن‌های نامنظم در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی در حد متوسط نشان می‌دهد که برای مشاهده یک ساختار مناسب، با حداقل همخوانی کیفی با نتایج تجربی، شبکه‌ای با بیش از 300 سلول در هر طول ناحیه نیم-واکنش مورد نیاز است. با این حال، در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی کم، شبکه‌ای با 25 سلول در طول ناحیه نیم-واکنش، یک ساختار فیزیکی مناسب از دتونیشن را ارائه می‌دهد. نتایج ارائه شده توسط شبکه‌ای با وضوح بسیار بالا برای دتونیشن‌هایی با ساختار نامنظم نشان می‌دهد که اثر عمده نفوذ، در لایه‌های برشی و مرزهای پاکت‌های نسوخته مطرح می‌شود. نفوذ، گردابه‌هایی با مقیاس کوچک را که توسط ناپایداری کلونین-هلمهولتز تولید شده‌اند، مضمحل می‌کند و نرخ اختلاط آشفته گازهای سوخته و نیمه سوخته را در لایه‌های برشی، کاهش می‌دهد. با این حال، در پشت جبهه دتونیشن، که در آن غلظت کمتری از گردابه‌های مقیاس-کوچک وجود دارد، نفوذ جرم و حرارت از مجاورت مناطق گرم مواد سوخته به گازهای واکنش‌ناده، سرعت سوزش پاکت واکنش‌ناده را افزایش می‌دهد. با توجه به عدم وجود ناپایداری‌های هیدرودینامیکی در پشت جبهه اصلی دتونیشن‌هایی با ساختار منظم، نتایج به دست آمده از حل معادلات اوپلر و ناویراستوکس، حتی در شبیه‌سازی‌های با وضوح شبکه بالا، مشابه هستند. در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی بالا، گردابه‌های مقیاس-کوچک که در امتداد لایه برشی هستند به دلیل نفوذ تحت تأثیر قرار می‌گیرند. از سوی دیگر، نفوذ منجر به مصرف سریع‌تر گازهای حبس شده در جریان‌های پیچشی و گردابه‌ای و همچنین ناپدید شدن پاکت گازهای نسوخته می‌شود. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که نفوذ هم اثر کاهش و هم اثر افزایش نرخ مخلوط شدن را در قسمت‌های مختلف میدان جریان دارد. به عبارت دیگر، نفوذ دو اثر متضاد دارد. افزایش نفوذ، از طرفی اختلاط آرام و لایه‌ای مرتبط با مقیاس‌های بزرگ جریان را

افزایش می‌دهد و از طرفی اختلاط مغشوش مرتبط با ناپایداری‌های مقیاس-کوچک را مضمحل می‌کند.

محمودی و همکاران نیز فعالیت‌های عددی متعددی در این زمینه انجام داده‌اند [13-15] و ساختار به‌دست آمده از معادلات ناویراستوکس و اوپلر را در دتونیشن‌هایی با ساختار منظم و نامنظم، مقایسه کردند. نتایج کار آن‌ها نشان داد که با توجه به عدم وجود ناپایداری هیدرودینامیکی و پاکت‌گازی نسوخته در دتونیشن‌هایی با ساختار منظم، ساختارهای مشاهده شده توسط حل معادلات ناویراستوکس و اوپلر در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی کم، خیلی مشابه هستند. در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی بالا، نفوذ، هر دوی گردابه‌های مقیاس-کوچک و مقیاس-بزرگ تولید شده توسط ناپایداری‌های کلونین-هلمهولتز و ریچمایر-مشکو را مضمحل می‌کند. با این حال، حل معادلات اوپلر و ناویراستوکس از نظر کیفی مشابه هستند. علاوه بر این، تحقیقات قبلی [16] با استفاده از شبیه‌سازی یک‌بعدی نشان داد که تأثیر نفوذ در لایه‌های برشی، به انرژی فعال‌سازی بستگی دارد البته این موضوع برای دتونیشن‌هایی با ساختار منظم قابل اغماض است. علاوه بر این، سینگ و همکاران [17] با شبیه‌سازی دوبعدی در مخلوط‌هایی با انرژی فعال‌سازی بالا، نشان دادند که نفوذ فیزیکی در شبکه‌هایی با وضوح بالا، که نفوذ عددی ناچیز است، مهم است. از این رو، برای حل‌های دقیق موج دتونیشن، حل معادلات کامل واکنشی ناویراستوکس لازم است. با این حال، نتایج آن‌ها نشان داد که ساختار به‌دست آمده با حل معادلات اوپلر و ناویراستوکس از نظر کیفی مشابه هستند.

لازم به ذکر است که بخش دیگری از فعالیت‌های مهم محمودی و همکاران مقایسه نتایج حاصل از حل معادلات اوپلر، ناویراستوکس و رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ⁴، بوده است تا بتوانند ساختار گذرا یک موج دتونیشن ناپایدار را در دو بعد و همچنین سیر تکامل ناپایداری‌های ذاتی هیدرودینامیکی را در ساختار موج دتونیشن، مورد بررسی قرار دهند [18]. در کار ایشان وابستگی ساختار دتونیشن به تعداد سلول و وضوح شبکه بررسی شده و ساختارهای به‌دست آمده توسط شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، با پیش‌بینی‌های حاصل از حل معادلات اوپلر و ناویراستوکس، مقایسه شده است. نتایج نشان داد که در دتونیشن‌هایی با ساختار نامنظم، برای مطابقت ساختار به‌دست آمده با نتایج تجربی، باید تولید چرخش⁵ و اضمحلال⁶ در ساختارهای مقیاس-کوچک⁷ در نظر گرفته شوند. به عبارت دیگر ناپایداری‌های هیدرودینامیکی که توسط معادلات اوپلر و ناویراستوکس توصیف می‌شوند به تنهایی نمی‌توانند منجر به مصرف گازهای نسوخته در پشت جبهه اصلی دتونیشن شوند. از این رو، تولید چرخش و اضمحلال انرژی در ساختارهای زیر مقیاسی⁸، نقش اساسی در سوزاندن گازهای نسوخته در این منطقه ایفا می‌کنند. در کار ایشان شبیه‌سازی با وضوح شبکه پایین نیز انجام شده است که در این حالت نفوذ عددی غالب است و ساختارهای به دست آمده با حل معادلات اوپلر، ناویراستوکس و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، از نظر کیفی مشابه هستند. وقتی شبکه‌ای با دقت بالا استفاده شده است، ساختار دتونیشن به‌دست آمده با حل معادلات اوپلر یا ناویر استوکس تقریباً شبیه هم هستند ولی با نتایج تجربی همخوانی و شباهت ندارند. در شبکه‌ای با دقت کم، راه‌حل گردابه‌های بزرگ، پاکت نسوخته درازی را در پشت جبهه اصلی نشان می‌دهد

⁴ Large-Eddy Simulation (LES)

⁵ Vorticity

⁶ Dissipation

⁷ Small-Scale Structures

⁸ Sub-Grid Scales (SGSs)

¹ Richtmyer-Meshkov Instabilities (RMI)

² Kelvin-Helmholtz Instabilities (KHI)

³ Half-Reaction Zone Length (HRL)

که ρ_k از رابطه (6) به دست می آید.

$$\rho_k = \rho Y_k \quad (6)$$

رابطه انرژی کل نیز به صورت رابطه (7) خواهد بود:

$$E = \int_{T_{ref}}^T C_{p,mix} dT + \sum_{k=1}^{N_g} Y_k h_f^o(T_{ref}) + \frac{|\vec{v}|^2}{2} - \frac{P}{\rho} \quad (7)$$

نرخ واکنش از معادله آرنیوس (8) به دست می آید:

$$\dot{\omega}_k = -K \rho Y_k \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) \quad (8)$$

در این معادله K ، ضریب پیش نمای، Y_k ، نسبت جرمی گونه k ام واکنش دهنده ها و E_a ، انرژی فعال سازی واکنش می باشد. پارامترهای ترمودینامیکی و شیمیایی مدل واکنشی یک مرحله ای را می توان از کار ما و همکاران به دست آورد [19]. $\gamma = 1.29$ ، $R = 368.9 \text{ [J/kg.K]}$ ، $E_a = 4.794 \times 10^6 \text{ [J/kg]}$ و $K = 7.5 \times 10^9 \text{ [s}^{-1}\text{]}$ حلگر نوع چگالی مینا و ناپایا، جهت شبیه سازی انتخاب شده است. همچنین از فرمول بندی صریح استفاده شده است و معادلات جریان با تقریب مرتبه دوم گسسته سازی شده است.

3- میدان حل محاسباتی

هندسه محفظه احتراق انتخابی جهت اعتبارسنجی شبیه سازی عددی، شامل یک استوانه حلقوی می باشد که قطر خارجی آن 100 میلی متر، قطر داخلی آن 90 میلی متر و طول آن 75 میلی متر می باشد. واکنش دهنده ها به صورت مجزا وارد محفظه می شوند، هیدروژن از 90 اوریفیس به قطر 0.8 میلی متر با زاویه 60 درجه وارد محفظه می شود. هوا از طریق شکاف حلقوی به ضخامت 0.4 میلی متر، به داخل محفظه تزریق می شود. شماتیک و جزئیات هندسه مربوطه در "شکل 1" آورده شده است. دبی جرمی متوسط برای هیدروژن و هوا در شرایط کارکرد پایدار، به ترتیب 7.7 و 265 گرم بر ثانیه گزارش شده است [9].

میدان محاسباتی توسط یک شبکه متعامد با عناصر چهارگوش گسسته شد. اندازه سلول ها 0.5 و 0.25 میلی متر به ترتیب در جهت طولی (هم راستا با چرخش دتونیشن) و عرضی (هم راستا با طول محفظه) می باشد.

برای مقایسه نتایج حل عددی با تجربی باید دقت و استقلال شبکه از مدل واکنشی ساده شده، اعتبارسنجی شود. برای بررسی استقلال شبکه، خواص یک بعدی دتونیشن در مقیاس های مختلف شبکه، محاسبه شده و مقایسه این نتایج در جدول 1 نشان داده شده است.

با توجه به نتایج به دست آمده برای پارامترهای دتونیشن و زمان همگرایی حل عددی، اندازه 0.25×0.5 میلی متر برای سلول ها انتخاب شد.

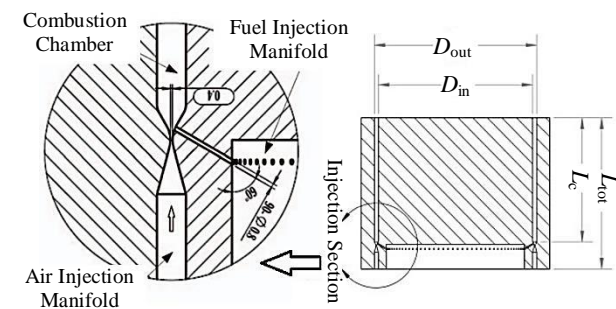


Fig. 1 Injection schematic and detailed geometry[9]

شکل 1 شماتیک و جزئیات هندسه تزریق [9]

که در شبکه ای با وضوح بالا، پاکت نسوخته ناپدید شده است. این نشان می دهد که در شبکه ای با دقت کم، نفوذ عددی بیش تر است اما به اندازه ای کافی نمی باشد که منجر به مصرف پاکت گازی نسوخته شود. بنابراین، حل معادلات ناویراستوکس با ضریب نفوذ لایه ای منجر به ساختار دتونیشن غیر فیزیکی می شود. روش گردابه های بزرگ با وضوح شبکه بسیار بالا، حداقل 600 سلول در هر طول ناحیه نیم-واکنش، جهت مدل سازی مناسب آشفتگی مورد نیاز است تا بتوان اثر اضمحلال را در ساختارهای مقیاس-کوچک بررسی کرد.

بنابراین می توان نتیجه گرفت که مستقل از اندازه شبکه، پیش بینی معادلات اوپلر اختلاف قابل ملاحظه ای با معادلات ناویراستوکس نداشت. با توجه به اینکه هدف در پژوهش حاضر، بررسی ساختار سلولی موج دتونیشن نیست، بلکه هدف اصلی بررسی حرکت پیوسته و خودنگه دار موج دتونیشن چرخشی در یک کانال حلقوی که از یک انتهای خود توسط واکنش دهنده ها تغذیه می شود، می باشد. بنابراین حل ناویراستوکس امتیازی به حل معادلات اوپلر ندارد و از حل اوپلر استفاده شده است. هر چند روش گردابه های بزرگ با استفاده از وضوح شبکه بالا، جزئیات بیشتری از ساختار دتونیشن را نشان می دهد.

از آن جا که فقط خواص دینامیک گازی در محفظه احتراق در نظر گرفته شده، به منظور صرفه جویی در هزینه های شبیه سازی، یک سینتیک آرنیوس تک مرحله ای و برگشت ناپذیر برای مخلوط هیدروژن-هوا در این مطالعه در نظر گرفته شده است [19]. این مدل به طور ویژه برای شبیه سازی موتورهای دتونیشن چرخشی پیوسته مناسب بوده که توسط هیونگ یی و همکاران [20]، شائو و همکاران [21] و لیو و همکاران [22]، به طور موفقیت آمیز جهت بررسی ساختار میدان جریان موتورهای دتونیشن چرخشی پیوسته استفاده شده است.

فرم برداری معادله ناویراستوکس به صورت رابطه (1) است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int W dV + \oint [F - G] dA = \int S dV \quad (1)$$

بردارهای W ، F ، G و S به صورت رابطه (2) است:

$$W = \begin{bmatrix} \rho Y_1 \\ \dots \\ \rho Y_k \\ \dots \\ \rho Y_{Ns} \\ \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho Y_1 \vec{v} \\ \dots \\ \rho Y_k \vec{v} \\ \dots \\ \rho Y_{Ns} \vec{v} \\ \rho \vec{v} \\ \rho \vec{v} u \\ \rho \vec{v} v \\ \rho \vec{v} w \\ \rho \vec{v} E \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} D_1 \nabla(\rho Y_1) \\ \dots \\ D_1 \nabla(\rho Y_k) \\ \dots \\ D_1 \nabla(\rho Y_{Ns}) \\ 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_k \\ \dots \\ \dot{\omega}_{Ns} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

با صرف نظر از اثرات دیفیوژن و ویسکوزیته ($G=0$)، معادله اوپلر به صورت رابطه (3) به دست می آید:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int W dV + \oint F dA = \int S dV \quad (3)$$

فرض گاز ایده آل برای تمام گونه ها و مخلوط آن ها منطقی به نظر می رسد، بنابراین چگالی و فشار از معادلات (4) و (5) قابل محاسبه است:

$$\rho = \sum_{k=1}^{Ns} \rho_k \quad (4)$$

$$P = \sum_{k=1}^{Ns} \frac{\rho_k R T}{M W_k} \quad (5)$$

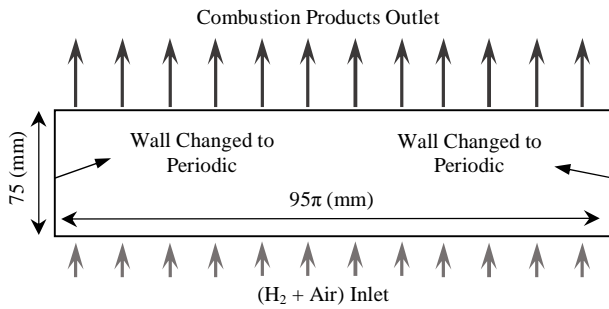


Fig. 3 Computational domain boundary conditions

شکل 3 شرایط مرزی میدان محاسباتی

1-5- حالت مسدود ($P_{(x,0,t)} \geq P_0$)

زمانی که فشار مرز ورودی بیشتر از فشار کل تزریق باشد، مخلوط سوخت و هوا نمی تواند به داخل محفظه تزریق شود و یک مرز دیواره، به صورت محلی ایجاد می شود. بنابراین سرعت تزریق صفر می شود.

$$u_{inj} = 0 \quad (9)$$

2-5- تزریق مادون صوت ($P_{cr} \leq P_{(x,0,t)} \leq P_0$)

زمانی که فشار مرز ورودی کمتر از فشار کل تزریق، اما بیشتر از فشار بحرانی باشد، جریان عبوری از نازل ها هنوز خفه نشده اند؛ بنابراین $P_{inj} = P_{(x,0,t)}$ و سرعت تزریق از رابطه (10) به دست می آید.

$$u_{inj} = \sqrt{\frac{2\gamma_R}{\gamma_R - 1} R_R T_0 \left[1 - \left(\frac{P_{inj}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_R - 1}{\gamma_R}} \right]} \quad (10)$$

3-5- تزریق صوتی ($P_{(x,0,t)} \leq P_{cr}$)

زمانی که فشار مرز ورودی کمتر از فشار بحرانی باشد، سرعت تزریق متاثر از فشار مرز ورودی نمی باشد و نازل ها خفه شده اند؛ بنابراین $P_{inj} = P_{cr}$ و سرعت تزریق از رابطه (11) بدست می آید.

$$u_{inj} = \sqrt{\frac{2\gamma_R}{\gamma_R + 1} R_R T_0} \quad (11)$$

قابل ذکر می باشد که فشار بحرانی با توجه به فشار سکون و نسبت گرمای ویژه مخلوط استوکیومتری و واکنش دهنده ها، توسط رابطه (12)، محاسبه می شود.

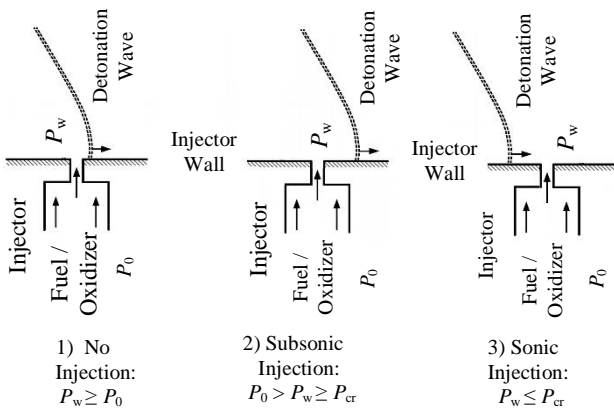


Fig. 4 Different injection conditions based on the local combustion chamber pressure on inlet boundary

شکل 4 شرایط تزریق مختلف براساس فشار دیواره مرز ورودی

جدول 1 مقایسه خواص یک بعدی دتونیشن برای سایزهای مختلف سلول

Table 1 Comparison of one-dimensional detonation properties at different grid scales

P_{Static} (bar)	T_{Static} (K)	U_{det} (m/s)	اندازه سلول (mm)
18.01	2904	1110	0.5×1
20.29	3271	1250	0.25×0.5
20.32	3276	1252	0.125×0.25
20.37	3284	1255	0.0625×0.125

4- ایجاد هندسه دوبعدی

جهت ایجاد هندسه دوبعدی، محفظه حلقوی سه بعدی به یک مکعب مستطیل تبدیل می شود. مطابق "شکل 2" طول مستطیل برابر محیط کانال با احتساب قطر میانی و عرض مستطیل برابر طول محفظه است.

5- شرایط مرزی

خروجی محفظه احتراق با استفاده از شرط مرزی فشار خروجی¹ مدل شده است. فشار استاتیک ثابت 11 کیلو پاسکال برای خروجی محفظه تنظیم شده است تا با شرایط آزمایشات تجربی مرجع [9] که برای اعتبارسنجی شبیه سازی عددی انتخاب شده است، همخوانی داشته باشد. مرزهای طولی (کناری) نیز به صورت تناوبی انتقالی انتخاب شده اند.

شرط مرزی صحیحی از ورودی موتور نیاز است تا بتواند به دقت، فیزیک سیستم تزریق را طی ساده سازی هندسه واقعی به دوبعدی، مدل کند. در هندسه اصلی، ورودی سوخت و هوا به صورت یک سری سوراخ های ریز می باشد که شرایط تزریق آن ها با توجه به حرکت موج دتونیشن، متفاوت می باشد و سوراخ های موجود در پشت موج دتونیشن با توجه به افزایش فشار، مسدود می شوند و بقیه سوراخ ها با توجه به فشار میدان، می توانند شرایط تزریق صوتی و یا مادون صوت داشته باشند.

در شبیه سازی عددی، شرایط مرزی میدان محاسباتی با استفاده از حلگر فلوننت تحمیل شده که در "شکل 3" نشان داده شده است. استفاده از پروفیل سرعت به عنوان شرط ورودی، یک جایگزین مجاز برای شبیه سازی جریان تراکم پذیر، با استفاده از فلوننت نمی باشد. به منظور حفظ خواص سکون ثابت در طول شبیه سازی ناپایا، از یک تابع تعریف شده توسط کاربر² استفاده شده که سرعت ورودی را با توجه به فشار سلول های چسبیده به دیواره پایینی که ورودی محفضه احتراق می باشد، تنظیم می کند. با توجه به این که مرز پایینی به عنوان گلوگاه در نظر گرفته می شود، مرز ورودی می تواند با سه شرایط مختلف مدل شود که به فشار محلی مرز ورودی وابسته است. شرایط مختلف تزریق سوخت و هوا با توجه به موقعیت موج دتونیشن، به سه صورت مسدود، مادون صوت و صوتی می باشد که در "شکل 4" قابل مشاهده می باشد.

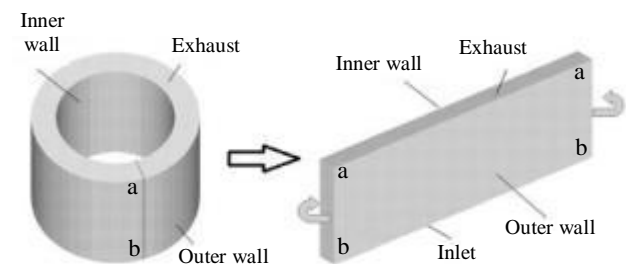


Fig. 2 Conversion of three-dimensional to two-dimensional geometry

شکل 2 تبدیل هندسه سه بعدی به دوبعدی

¹ pressure outlet
² User Defined Functions (UDF)

در تست‌های تجربی، دو نوع اندازه‌گیری فشار انجام شده است. نوع اول شامل تغییرات فشار برحسب زمان در محفظه، مانیفولد واکنش‌دهنده‌ها و مخزن سوخت و هوا، می‌باشد. علاوه بر این، دو عدد ترنسدیوسر فشاری پیزوالکتریک جهت اندازه‌گیری تغییرات فشار درون محفظه احتراق، استفاده شده است. ترنسدیوسر فشاری در موقعیت 15 میلی‌متری از قسمت گلوگاه‌های نازل‌های ورودی و با زاویه 30 درجه نسبت به هم، نصب شده‌اند.

با توجه به این‌که در موتور دتونیشن چرخشی، عملکرد موتور را می‌توان تابعی از تغییرات آنی فشار محفظه احتراق دانست، به‌گونه‌ای که مقدار این فشار، قدرت و سرعت موج را تعیین می‌کند و فاصله پیک‌های فشاری، فرکانس پدیده دتونیشن را مشخص می‌کند. بنابراین به منظور اعتبارسنجی حل عددی، کالیبراسیون، علاوه بر مقایسه کانتورهای دما و فشار، تغییرات زمانی فشار محفظه را در مدل تجربی و شبیه‌سازی، با هم مقایسه کنیم. "شکل 6"، مقایسه بین پیک‌های فشاری حاصل از شبیه‌سازی عددی را با مرجع [9] نشان می‌دهد.

با توجه به "شکل 6"، رفتار کلی موج دتونیشن در حال حرکت، توسط شبیه‌سازی عددی به‌دست آمده است. پیک‌های فشاری در بازه‌ای که نتایج تجربی موجود می‌باشد، کمی بیشتر از مقادیر تجربی می‌باشد، ولی با ادامه دادن حل عددی تا زمان 4.5 میلی‌ثانیه، حل محاسباتی همگرا تر می‌شود و پیک‌های فشاری به مقادیر تجربی می‌رسد. زمان بین دو پیک مجاور (t_{pp}) جهت به‌دست آوردن سرعت موج دتونیشن (U_{det}) استفاده می‌شود که با استفاده از رابطه (14) محاسبه می‌شود.

$$U_{det} = \frac{\text{Combustion Chamber Circumference}}{\text{Time Between Pressure Peaks}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{mean}}}{t_{pp}} \quad (14)$$

خطا سرعت دتونیشن با استفاده از رابطه (15) تخمین زده می‌شود:

$$\text{Error}_{v_{det}} = U_{det} \left[\frac{\Delta t}{t_{pp} \pm \Delta t} \right] \quad (15)$$

Δt ، تایم استپ، t_{pp} زمان بین دو پیک فشاری مجاور، U_{det} سرعت موج دتونیشن می‌باشد. میانگین خطا در سرعت موج انفجار محاسبه شده 0.3 الی 0.6 درصد می‌باشد. همان‌طور که در "شکل 6" مشاهده می‌شود، سرعت دتونیشن در مقایسه با داده‌های تجربی، بیشتر می‌باشد. که این امر به علت نادیده گرفتن اثرات لزجت در میدان محاسباتی قابل توجیه می‌باشد.

9- ساختار جریان

برای نشان دادن ساختار جریان، حرکت موج دتونیشن و پروسه احتراق، کانتورهای دما و فشار استاتیک در زمان‌های مختلف در "شکل 7" و "شکل 8"، آورده شده است. همه نتایج محاسباتی ارائه شده در این مطالعه، کارکرد احتراق دتونیشن چرخشی¹ پایدار را بعد از فرآیند گذرای مرتبط با راه‌اندازی و استارت، نشان می‌دهند.

با توجه به کانتورهای دما و فشار، می‌توان دریافت در موتور دتونیشن چرخشی، میدان جریان به 4 ناحیه تقسیم می‌شود. این 4 ناحیه عبارتند از: در ناحیه 1 مخلوط سوخت و اکسیدکننده وارد محفظه می‌شوند و به وسیله موج دتونیشن سوخته می‌شوند. منطقه مخلوط تازه به‌صورت گوه‌ای در کانتور دما مشخص شده است. مرز بالایی این منطقه، متشکل از یک جبهه احتراق دفلگريشنی می‌باشد که در آن، واکنش‌دهنده‌های ورودی با محصولات احتراقی و دما بالای ناشی از چرخه قبلی موج دتونیشن، برخورد می‌کنند. لبه کناری منطقه مخلوط تازه، جبهه موج دتونیشن می‌باشد.

$$P_{cr} = P_0 \left(\frac{2}{\gamma_R + 1} \right)^{\frac{\gamma_R}{\gamma_R - 1}} \quad (12)$$

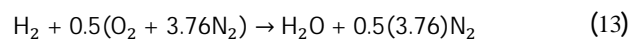
در شرایط تزریق مذکور، مخلوط پیش‌آمیخته استوکیومتریک هیدروژن-هوا با فشار کل ثابت 1.7 بار و دما کل ثابت 300 کلوین، به داخل محفظه تزریق می‌شود. u_{inj} سرعت تزریق محوری، P_{cr} فشار بحرانی برای شرایط خفگی و P_0 فشار کل تزریق می‌باشد. R_R و γ_R برای مخلوط استوکیومتریک هیدروژن و هوا، به‌ترتیب $R_{mix} = 1.4074918$ و $\gamma_{mix} = 397.6951729$ و γ_{mix} به‌دست می‌آید.

6- شرایط اولیه

برای راه‌اندازی دتونیشن چرخشی و مدل کردن جبهه موج دتونیشن خروجی از راه‌انداز که وارد محفظه دتونیشن حلقوی می‌شود، از یک ناحیه‌ای به ضخامت 1 میلی‌متر و ارتفاع 20 میلی‌متر، با فشار و دمای بالا استفاده شده است. شرایط اولیه در نواحی مشخص شده در "شکل 5"، در جدول 2 آورده شده است. جهت اطمینان از انتشار جبهه دتونیشن به یک سمت، ناحیه فشار و دما بالا، به دیواره سمت چپ چسبیده می‌شود و وقتی که جبهه دتونیشن راه‌اندازی شد و به انتهای میدان (دیوار سمت راست) رسید، دیوارهای کناری به مرز پرپودیک تغییر داده می‌شوند تا چرخه عملکردی دتونیشن چرخشی ادامه داشته باشد.

7- واکنش شیمیایی انتخابی

در شبیه‌سازی عددی، از واکنش شیمیایی تک مرحله‌ای مخلوط هیدروژن-هوا، رابطه (13)، استفاده شده است.



8- اعتبارسنجی روش عددی با استفاده از نتایج تجربی

به‌منظور اعتبارسنجی نتایج حل عددی از داده‌های تجربی حاصل از کار ليو و همکارانش [9]، استفاده شده است. دلیل این انتخاب، توضیح جزئیات تست‌های تجربی، هندسه موتور و شرایط کاری آن می‌باشد. در این قسمت مختصری از ابعاد محفظه و تجهیزات تست آورده شده و برای توضیح بیشتر به مرجع [9] مراجعه شود.

جدول 2 خصوصیات مناطق مختلف میدان محاسباتی برای اعمال شرایط اولیه

Table 2 Different region propertise for the initial conditions

ناحیه	دما (K)	فشار (bar)	ترکیب شیمیایی
1	3000	10	100% محصولات
2	300	1	100% واکنش‌دهنده‌ها
3	300	1	100% محصولات

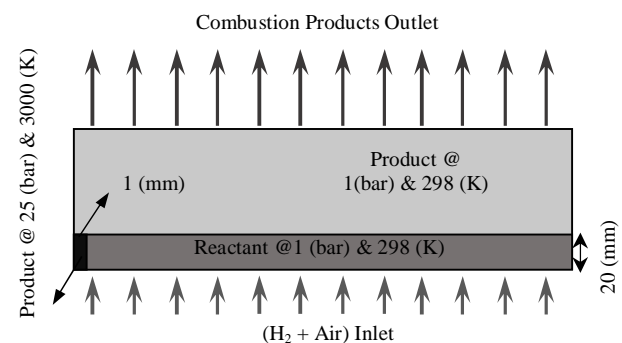


Fig. 5 Initiation strategy for 2D case

شکل 5 شرایط اولیه اعمال شده به میدان محاسباتی در هندسه دوبعدی

¹ Rotating Detonation Combustion (RDC)

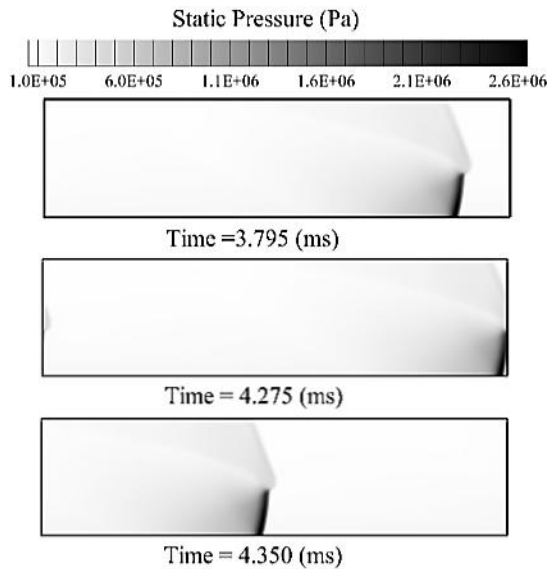


Fig. 8 Static pressure contour at different times

شکل 8 کانطور فشار استاتیکی در زمان‌های مختلف

ناحیه 2 نشان دهنده محصولات احتراقی، بلافاصله در پشت جبهه موج دتوئیشن می‌باشد.

محصولات احتراقی ناحیه 2 بعد از موج دتوئیشن به سمت خروجی انبساط می‌یابند و ناحیه 3 را به وجود می‌آورند، که در مرز مشترک ناحیه 1 و 3، واکنش دهنده‌های ورودی با محصولات احتراقی دما بالای ناشی از موج دتوئیشن چرخه قبل، ترکیب شده و به صورت دفلاگ‌ریشن محترق می‌گردد. این احتراق بخش عمده افت بازده در این نوع موتورها می‌باشد.

با توجه به نتایج تحقیق فوجیوارا [23]، یک موج ضربه‌ای مایل در بالای موج دتوئیشن ایجاد گردیده و ساختار دتوئیشن-موج ضربه‌ای را ایجاد می‌کند. این موج ضربه‌ای مایل با توجه به تعامل محصولات احتراق ناشی از چرخه قبلی موج دتوئیشن و جبهه دتوئیشن، ایجاد می‌شود. گازهای سوخته شده حاصل از چرخه قبل به وسیله موج ضربه‌ای متراکم گردیده و در پشت موج ضربه‌ای مایل، ناحیه 4 را ایجاد می‌کنند.

وقتی یک موج ضربه‌ای دتوئیشن به داخل یک مخلوط واکنش‌دهنده محصور با گاز بی‌اثر (محصولات چرخه قبلی)، منتشر می‌شود، یک موج ضربه‌ای مایل جهت هماهنگ کردن فشارهای پشت جبهه دتوئیشن و منطقه گاز بی‌اثر، تشکیل می‌شود. همچنین به علت وجود دو موج ضربه‌ای با قدرت متفاوت، یک خط لغزش در بین دو موج ضربه‌ای دتوئیشن و مایل تشکیل می‌شود که در "شکل 9" به وضوح دیده می‌شود. لازم به ذکر است زاویه موج ضربه‌ای متصل به موج دتوئیشن وابسته به نسبت فشار خروجی به ورودی می‌باشد. در صورتی که نسبت فشار خروجی به ورودی کم باشد موج قوی‌تر و در صورتی که این نسبت زیاد باشد موج ضعیف‌تر ایجاد می‌گردد. علت ایجاد ساختار دتوئیشن-موج ضربه‌ای هماهنگ کردن فشار ناحیه پشت موج دتوئیشن و فشار گازهای سوخته شده و منبسط شده حاصل از چرخه قبل است.

"شکل 10" و "شکل 11" منحنی‌های سرعت و خطوط جریان را در محفظه احتراق دتوئیشن پیوسته نشان می‌دهد. در پشت موج دتوئیشن ایجاد شده، جریان بدلیل سرعت القایی ناشی از موج دتوئیشن، در راستای عرضی محفظه حرکت کرده و در این ناحیه به‌علت انسداد ورودی‌های سوخت و هوا، مولفه سرعت عرضی بر مولفه سرعت محوری غالب است. در اثر امواج

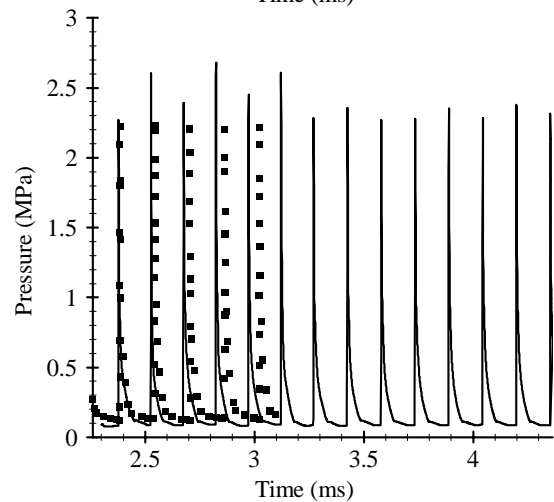
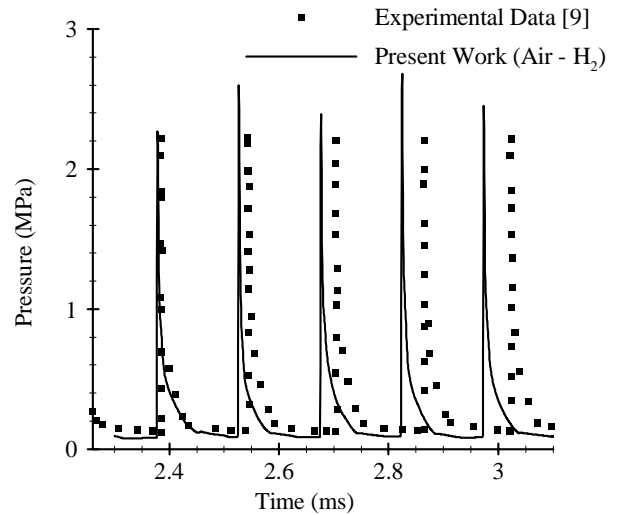


Fig. 6 Comparison of experimental [9] and numerical results for pressure variations at the outer side wall 15 mm from the inlet boundary

شکل 6 مقایسه پیک‌های فشاری حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مرجع [9]، در در موقعیت 15 میلی‌متری از مرز ورودی

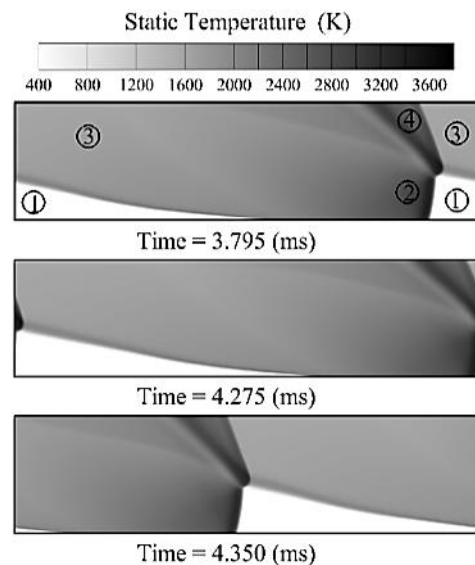


Fig. 7 Static temperature contour at different times

شکل 7 کانطور دمای استاتیکی در زمان‌های مختلف

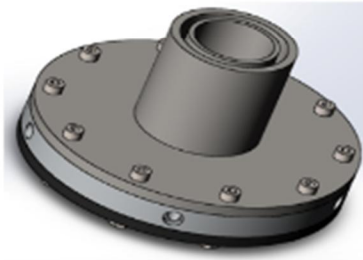
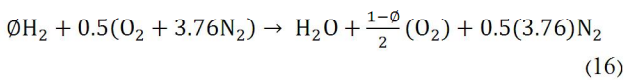


Fig. 12 Designed RDE geometry

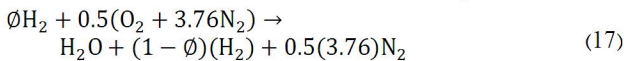
شکل 12 هندسه RDE طراحی شده

دبی جرمی‌های واقعی بدست آمده را به دبی جرمی‌های دوبعدی تبدیل کنیم.

11- واکنش شیمیایی برای مخلوط رقیق و غنی هیدروژن- هوا
برای حالت رقیق $\phi = 0.8$:



برای حالت غنی $\phi = 1.2$:



12- تبدیل دبی جرمی واقعی به دبی جرمی دوبعدی

با فرض این که دبی جرمی بر واحد طول، ثابت است، رابطه دبی جرمی در هندسه دوبعدی مدل شده در نرم‌افزار فلوئنت، از رابطه (18) به دست می‌آید.

$$\dot{m}_{2D} = \dot{m}_{act} \times \frac{\pi \cdot D_{mean} \times 1}{\frac{\pi}{4}(D_{out}^2 - D_{in}^2)} \quad (18)$$

که قطر متوسط از رابطه (19) به دست می‌آید.

$$D_{mean} = \frac{D_{out} + D_{in}}{2} \quad (19)$$

بنابراین با مشخص شدن دبی جرمی مخلوط پیش آمیخته هیدروژن و هوا برای حالت دوبعدی، می‌توان رابطه ساده شده (20) را برای دبی جرمی به دست آورد و در ادامه، فشار تزریق مناسب برای نسبت هم‌ارزی‌های مختلف، به دست می‌آید که در جدول 3 آورده شده است.

$$\dot{m}_{mix\text{stoichiometric}} = 0.03439892946 \frac{P_t A_{nozz\text{mix}}^*}{\sqrt{T_0}} \quad (20)$$

13- تغییر نسبت هم‌ارزی

برای بررسی آثار نسبت هم‌ارزی، سه نسبت هم‌ارزی 0.8، 1 و 1.2 بررسی شد. مشاهده شد که سرعت موج دتونیشن، فشار و دمای پشت دتونیشن، در

جدول 3 فشار تزریق و خصوصیات مخلوط تزریقی در شبیه‌سازی عددی برای نسبت هم‌ارزی مختلف

Table 3 Injection pressure and injected mixture properties in numerical simulation for various equivalence ratio

فشار تغذیه (bar)	R_{mix}	γ_{mix}	دبی جرمی دوبعدی (kg/s)	دبی جرمی واقعی (kg/s)	ϕ_{mix}
1.48143	397.69	1.4075			1
1.44105	376.29	1.4073	65.64	0.39	0.8
1.52029	418.85	1.4076			1.2

انبساطی ایجاد شده در پشت موج دتونیشن و انبساط گاز، ورودی‌های محفظه، شروع به تزریق سوخت و هوا و همچنین مولفه سرعت عرضی کاهش پیدا کرده و به سمت مخالف حرکت موج دتونیشن تغییر جهت پیدا می‌کند. در نهایت جریان به سمت خروجی محفظه انبساط می‌یابد. بنابراین در ناحیه نزدیک به ناحیه شروع تزریق سوخت و اکسید کننده، مولفه سرعت محوری بر مولفه سرعت عرضی غلبه کرده و جریان به سمت خروجی محفظه حرکت می‌کند.

10- شبیه‌سازی هندسه اصلی طراحی شده

با توجه به اعتبارسنجی روش عددی در بخش قبل، اکنون به مدل کردن هندسه واقعی طراحی شده در این پژوهش می‌پردازیم که در "شکل 12" نشان داده شده است. این مدل دارای هندسه حلقوی با قطر متوسط 76 میلی‌متر و طول 101 میلی‌متر است. برای مدل کردن دوبعدی محفظه باید

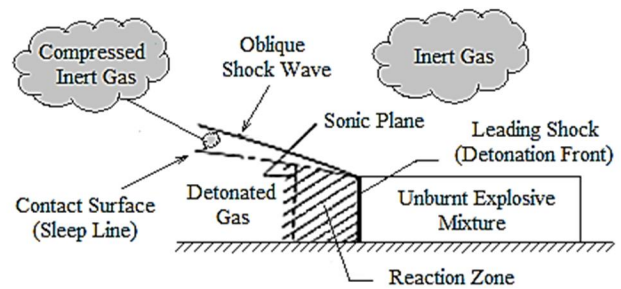


Fig. 9 Detonation-shock combined wave

شکل 9 ساختار دتونیشن - موج ضربه‌ای

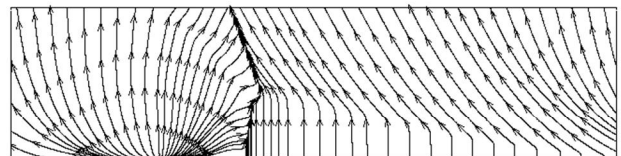


Fig. 10 Streamlines

شکل 10 خطوط جریان حاصل از حل عددی

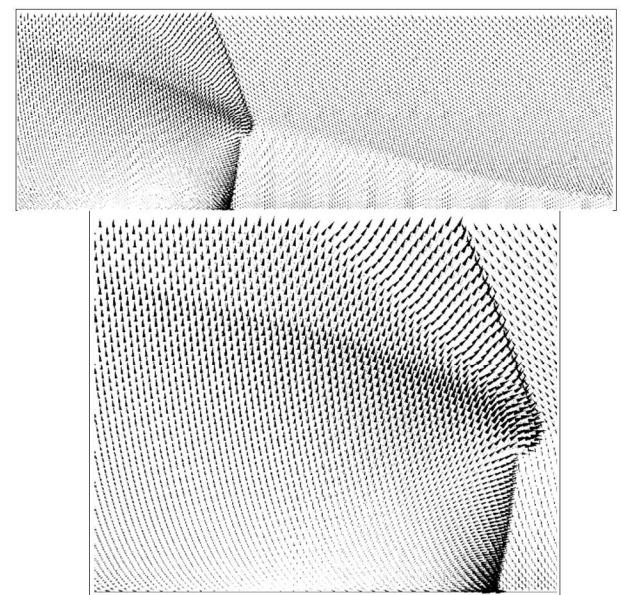


Fig. 11 Velocity Vector

شکل 11 بردار سرعت حاصل از حل عددی

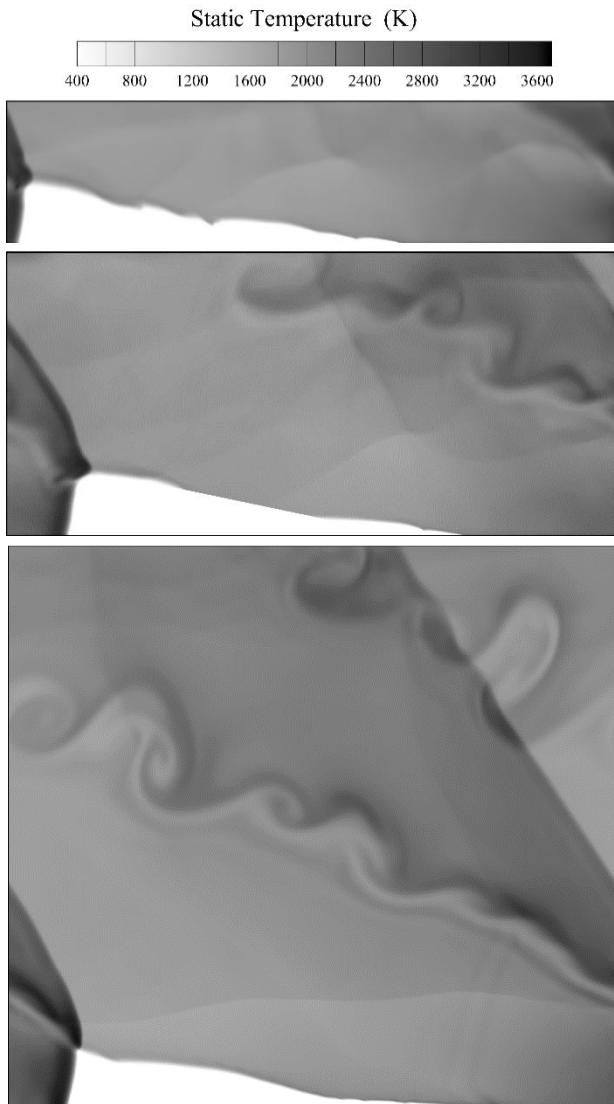


Fig. 13 Static temperature contour for different lengths of chamber
شکل 13 کانتور دمای استاتیکی برای طول های مختلف محفظه

جدول 5 پارامترهای موج دتونیشن به ازای طول محفظه مختلف

Table 5 Detonation parameters for different chamber length

P_{Static} (bar)	T_{Static} (K)	U_{det} (m/s)	ارتفاع دتونیشن (mm)	طول محفظه (mm)
19.62631	3185	1168	19.142	50.75
20.29044	3271	1250	19.741	101.5
21.58263	3465	1420	21.667	203

کردن فشار ناحیه پشت موج دتونیشن و فشار گازهای سوخته شده و منبسط شده حاصل از چرخه قبل است. برای بررسی آثار نسبت هم‌ارزی، سه نسبت هم‌ارزی 0.8، 1 و 1.2 مورد بررسی قرار گرفت. مشاهده شد که سرعت موج دتونیشن و فشار و دمای پشت دتونیشن، در حالت استوکیومتریکی بیش‌تر از حالات رقیق و غنی می‌باشد و در نسب هم‌ارزی 1.2، دما بالاتر از حالت 0.8 می‌باشد. همچنین بیشینه سرعت موج دتونیشن در حالت استوکیومتریکی مشاهده می‌شود. در نهایت با افزایش سرعت دتونیشن، فشار پشت موج دتونیشن نیز افزایش می‌یابد. جهت بررسی اثرات طول محفظه، از ضریب 0.5 و 2 برای طول محفظه استفاده شد. از آنجا که جریان خروجی محفظه نیمه مادون صوت است، بنابراین انتظار می‌رود که طول، اثر قابل توجهی بر روی عملکرد و میدان جریان داشته باشد. در این بخش از مطالعه، طول محوری

حالت استوکیومتریکی بیش‌تر از حالات رقیق و غنی می‌باشد. زیرا در حالت استوکیومتریکی با توجه به این‌که احتراق به‌صورت کامل انجام می‌شود و سوخت و اکسیدکننده اضافی در جریان وجود ندارد که باعث خنک شدن دمای شعله شود، بنابراین دمای شعله بیشینه می‌باشد. در نسب هم‌ارزی 1.2 از آنجا که سوخت اضافی وجود دارد، بنابراین احتراق به‌دلیل نبود اکسیدکننده کافی، کامل انجام نمی‌شود و دما بالاتر از حالت 0.8 می‌باشد. از آنجا که سرعت شعله تابعی از دمای شعله می‌باشد و چون در نسبت هم‌ارزی استوکیومتریکی، بیشترین دمای شعله را مشاهده می‌کنیم، بنابراین بیشینه سرعت موج دتونیشن در این نسبت هم‌ارزی مشاهده می‌شود. در نهایت با افزایش سرعت دتونیشن، فشار پشت موج دتونیشن نیز افزایش می‌یابد. نتایج حاصل از تغییرات نسبت هم‌ارزی در جدول 4 آمده است.

14- تغییر طول محفظه دتونیشن

جهت بررسی اثرات طول محفظه، از ضریب 0.5 و 2 برابر مقدار محفظه اصلی استفاده شد. از آنجا که بخشی از جریان خروجی محفظه مادون صوت است، تغییرات طول اثر قابل توجهی بر روی عملکرد و میدان جریان دارد. در این پژوهش، طول محوری محفظه از 50.75 میلی‌متر تا 203 میلی‌متر متفاوت است. نتایج حاکی از این می‌باشد که با افزایش طول محفظه، ارتفاع دتونیشن به مقدار کمی افزایش می‌یابد و این افزایش در ارتفاع دتونیشن، باعث افزایش دما، سرعت و فشار دتونیشن می‌شود. نتایج حاصل از تغییر طول محفظه در جدول 5 و همچنین "شکل 13"، ارائه شده است.

15- نتیجه‌گیری

در این مطالعه به بهینه‌سازی یک محفظه احتراق دتونیشن چرخشی، با هدف انعطاف‌پذیری در تغییرات هندسی و کاهش هزینه در مطالعات تجربی و پارامتریکی، پرداخته شد. در ادامه برای صحت‌سنجی روش طراحی و آشنایی با پدیده‌های حاکم بر دتونیشن چرخشی و مطالعه میدان جریان احتراقی همراه با افزایش فشار در این نوع پدیده، به ایجاد یک روش عددی معتبر جهت مدل‌سازی میدان جریان موتور دتونیشن چرخشی و اعتبارسنجی روش عددی پرداخته شد. با توجه به این کانتورهای دما و فشار، مشاهده شد که میدان جریان در موتور دتونیشن چرخشی به 4 ناحیه تقسیم می‌شود و یک ساختار دتونیشن-موج ضربه‌ای را ایجاد می‌کند. به گونه‌ای که، وقتی یک موج ضربه‌ای دتونیشن به داخل یک مخلوط واکنش دهنده محصور با گاز بی‌اثر (محصولات احتراق چرخه قبلی)، منتشر می‌شود، یک موج ضربه‌ای مایل جهت هماهنگ کردن فشارهای پشت جبهه دتونیشن و منطقه گاز بی‌اثر، تشکیل می‌شود. همچنین به‌علت وجود دو موج ضربه‌ای با قدرت متفاوت، یک خط لغزش در بین دو موج ضربه‌ای دتونیشن و مایل تشکیل می‌شود.

لازم به ذکر است زاویه موج ضربه‌ای متصل به موج دتونیشن وابسته به نسبت فشار خروجی به ورودی می‌باشد. در صورتی که نسبت فشار خروجی به ورودی کم باشد موج قوی‌تر و در صورتی که این نسبت زیاد باشد موج ضعیف‌تر ایجاد می‌گردد. علت ایجاد ساختار دتونیشن-موج ضربه‌ای هماهنگ

جدول 4 پارامترهای موج دتونیشن به ازای نسبت هم‌ارزی مختلف

Table 4 Detonation wave parameters for different equivalence ratios

P_{Static} (bar)	T_{Static} (K)	U_{det} (m/s)	ϕ_{mix}
20.29044	3271	1250	1
18.93272	2960	1132	0.8
19.53543	3232	1210	1.2

گونه k ام	k
مخلوط	mix
واکنش دهنده‌ها	react
شرایط مرجع	ref
شرایط سکون، خصوصیات سکون	0

محفظه از 50.75 تا 203 میلی‌متر، متفاوت در نظر گرفته شد. نتایج حاکی از این می‌باشد که با افزایش طول محفظه، ارتفاع دتونیشن به مقدار کمی افزایش می‌یابد و این افزایش در ارتفاع دتونیشن، باعث افزایش دما، سرعت و فشار دتونیشن می‌شود.

16- فهرست علائم

A	سطح مقطع
C_p	گرمای ویژه در فشار ثابت
CDE	موتور دتونیشن پیوسته
D_k	ضریب نفوذ گونه k ام
D_{out}	قطر خارجی
D_{in}	قطر داخلی
D_{mean}	قطر متوسط محفظه احتراق حلقوی
DDT	تبدیل دفلگرتشین به دتونیشن
E	انرژی کل
E_a	انرژی فعال‌سازی واکنش
F	بردار شار غیرلزج
G	بردار ترم چشمه
h_f^0	آنتالپی تشکیل در شرایط استاندارد
h	آنتالپی در واحد جرم
K	ضریب پیش‌نمایی
L_{ch}	طول محفظه احتراق
N_s	تعداد گونه‌ها
P	فشار (bar)
PDE	موتور دتونیشن پالسی
R	ثابت گازها
RDC	احتراق دتونیشن چرخشی
RDE	موتور دتونیشن چرخشی
Δt	گام زمانی
T	دما (K)
t_{pp}	فاصله زمانی بین پیک‌های فشاری
u	مولفه سرعت در جهت x
U_{det}	سرعت موج دتونیشن
V	حجم
v	مولفه سرعت در جهت y
\vec{v}	بردار سرعت
Y_k	کسر جرمی گونه k
w	مولفه سرعت در جهت z
τ_{ij}	تانسور تنش‌های لزج
γ	نسبت گرمای ویژه
علائم یونانی	
ω_k	نرخ تولید گونه k
\emptyset	نسبت هم‌ارزی سوخت
μ	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
زیر نویس‌ها	
air	هوا
$(x, 0, t) = w$	مرز یا دیواره ورودی محفظه
C	محفظه احتراق

17- مراجع

- [1] K. Kailasanath, Review of propulsion applications of detonation waves, *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 9, pp. 1698-1708, 2000.
- [2] T. Chao, E. Winterberger, J. Shepherd, On the design of pulse detonation engines, GALCIT Report FM 00-7, 2001.
- [3] J. Kindracki, P. Wolański, Z. Gut, Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures, *Shock Waves*, Vol. 21, No. 2, pp. 75-84, 2011.
- [4] B. Voitsekhoovskii, V. Mitrofanov, M. Topchian, Investigation of the structure of detonation waves in gases, *Proceedings of The Combustion Institute*, Elsevier, Vol. 12, No. 1, pp. 829-837, 1969.
- [5] B. Voitsekhoovskii, V. V. Mitrofanov, M. Topchian, Structure of the detonation front in gases (survey), *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 5, No. 3, pp. 267-273, 1969.
- [6] D. M. Davidenko, I. Gokalp, A. N. Kudryavtsev, Numerical study of the continuous detonation wave rocket engine, *Proceedings of The 15th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Dayton, Ohio, 28 April - 1 May, 2008.
- [7] M. Hishida, T. Fujiwara, P. Wolanski, Fundamentals of rotating detonations, *Shock waves*, Vol. 19, No. 1, pp. 1-10, 2009.
- [8] D. A. Schwer, K. Kailasanath, Feedback into mixture plenums in rotating detonation engines, *Proceeding of The 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, January 9-12, 2012.
- [9] S.-J. Liu, Z.-Y. Lin, W.-D. Liu, W. Lin, M.-B. Sun, Experimental and three-dimensional numerical investigations on H₂/air continuous rotating detonation wave, *Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 227, No. 2, pp. 326-341, 2013.
- [10] S. Zhdan, F. Bykovskii, E. Vedernikov, Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture, *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 43, No. 4, pp. 449-459, 2007.
- [11] K. Mazaheri, Y. Mahmoudi, M. I. Radulescu, Diffusion and hydrodynamic instabilities in gaseous detonations, *Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 6, pp. 2138-2154, 2012.
- [12] Y. Mahmoudi, K. Mazaheri, S. Parvar, Hydrodynamic instabilities and transverse waves in propagation mechanism of gaseous detonations, *Acta Astronautica*, Vol. 91, pp. 263-282, 2013.
- [13] Y. Mahmoudi, K. Mazaheri, Triple point collision and hot spots in detonations with regular structure, *Combustion Science and Technology*, Vol. 184, Nos. 7-8, pp. 1135-1151, 2012.
- [14] K. Mazaheri, Y. Mahmoudi, M. Sabzpooshani, M. I. Radulescu, Experimental and numerical investigation of propagation mechanism of gaseous detonations in channels with porous walls, *Combustion and Flame*, Vol. 162, No. 6, pp. 2638-2659, 2015.
- [15] Y. Mahmoudi, K. Mazaheri, High resolution numerical simulation of triple point collision and origin of unburned gas pockets in turbulent detonations, *Acta Astronautica*, Vol. 115, pp. 40-51, 2015.
- [16] M. Arienti, J. E. Shepherd, The role of diffusion in irregular detonations, *Proceedings of The 4th Joint Meeting of The US Sections of The Combustion Institute*, Philadelphia, Pennsylvania, 2005.
- [17] S. Singh, J. M. Powers, S. Paolucci, Multidimensional Detonation Solutions from Reactive Navier-Stokes Equations, *Proceedings of The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, January 11-14, 1999.
- [18] Y. Mahmoudi, N. Karimi, R. Deiterding, S. Emami, Hydrodynamic instabilities in gaseous detonations: comparison of Euler, Navier-Stokes, and large-eddy simulation, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 2, pp. 384-396, 2014.
- [19] F. Ma, J.-Y. Choi, V. Yang, Thrust chamber dynamics and propulsive performance of single-tube pulse detonation engines, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, pp. 512-526, 2005.
- [20] T.-H. Yi, J. Lou, C. Turangan, B. C. Khoo, P. Wolanski, Effect of nozzle shapes on the performance of continuously rotating detonation engine, *Proceedings of The 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, January 4-7, 2010.
- [21] S. Ye-Tao, W. Jian-Ping, Change in continuous detonation wave propagation mode from rotating detonation to standing detonation, *Chinese Physics Letters*, Vol. 27, No. 3, p. 034705, 2010.
- [22] L. Shi-Jie, L. Zhi-Yong, S. Ming-Bo, L. Wei-Dong, Thrust vectoring of a continuous rotating detonation engine by changing the local injection pressure, *Chinese Physics Letters*, Vol. 28, No. 9, p. 094704, 2011.
- [23] T. Fujiwara, S.-i. Tsuge, Quasi-one-dimensional analysis of gaseous free detonations, *Journal of the Physical Society of Japan*, Vol. 33, No. 1, pp. 237-241, 1972.