

مطالعه عددی مشخصه‌های احتراقی مخلوط استوکیومتری هیدروژن-هوا در محفظه موج تراک چرخشی (RDE)

علیرضا علی‌پور^{۱*}، محمد فرشچی^۲ و حسینعلی پاکروان^۳

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، a.alipoor@shirazu.ac.ir

۲- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، farshchi@sharif.edu

۳- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، pakravan@shirazu.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۱۰/۲۸، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۰/۰۱/۲۶، پذیرش: ۱۴۰۰/۰۱/۲۸)

چکیده: به‌علت بازده بالاتر موج تراک در مقایسه با موج دفلگريشن، در سال‌های اخیر، توجه به استفاده از امواج تراک در موتورهای جلب شده است. به این منظور، موتورهای مختلفی نظیر موتورهای تراک پالسی و موتور تراک چرخشی پیشنهاد می‌شود. با توجه به عملکرد بهتر موتورهای تراک چرخشی، هدف از کار حاضر بررسی انتشار موج تراک درون محفظه تراک چرخشی (RDE) به‌صورت عددی و با رویکرد سه‌بعدی است. برای این منظور از معادلات ناویراستوکس به‌همراه معادله انرژی و معادله بقای گونه برای جریان واکنشی استفاده خواهد شد. با توجه به حجم بالای محاسبات، در پژوهش حاضر از واکنش شیمیایی یک‌مرحله‌ای استفاده می‌شود. نتایج پژوهش حاضر با نتایج مربوط به موج تراک چپمن-ژوگیت مقایسه شد. نتایج نشان می‌دهد که تطابق خوبی بین نتایج مربوط به دما و سرعت موج در شبیه‌سازی حاضر با داده‌های مربوط به تراک [C] وجود دارد. همچنین، با توجه به نتایج شبیه‌سازی ساختار موج تراک به‌خوبی استخراج شد، به‌طوری که بعد از ایجاد جرقه اولیه، موج تراک ایجاد شده و با سرعت مشخص شروع به حرکت می‌کند. در ادامه پارامترهای عملکردی محفظه حاضر، به‌منظور به‌کارگیری در موتورهای توربینی، با استفاده از پارامترهای مختلف بررسی می‌شود که نشان از عملکرد قابل توجه این نوع محفظه‌ها در مقایسه با سایر تجهیزات دارد.

کلیدواژگان: محفظه احتراق تراک چرخشی، شبیه‌سازی عددی، مخلوط هیدروژن-هوا، تراک CJ

مقدمه

یکی از ویژگی‌های شاخص رژیم تراک، در مقایسه با رژیم دفلگريشن^۱، نرخ بسیار بالای آزادشدن انرژی است. زلدویچ [۱] نشان داد که در شرایط اولیه یکسان، رژیم تراک در مقایسه با رژیم شعله‌وری از نظر ترمودینامیکی بسیار کارآمدتر است [۲]. همین ویژگی باعث شده توجه بسیاری از دانشمندان و مهندسان به کاربرد عملی این پدیده جلب شود تا بتوان دستگاه‌هایی مبتنی بر پدیده تراک توسعه داد که در نهایت بتواند منجر به طراحی موتورهای مقرون‌به‌صرفه‌تر، فشرده‌تر و با عملکرد بالاتر برای فضاپیماها و سایر وسایل نقلیه پرسرعت شود [۲].

در سال‌های اخیر، تلاش‌های چشمگیری در راستای توسعه موتورهای بر پایه رژیم تراک انجام شده است. یکی از انواع این موتورهای موتورهای تراک پالسی (PDE)^۲ است که در آن، با سوزاندن سوخت در یک محفظه احتراق، یک موج تراک آغاز شده و در امتداد محفظه احتراق منتشر می‌شود و این رفتار به‌صورت دوره‌ای تکرار می‌شود و پیشرانس مورد نیاز را تولید می‌کند [۳]. اما، تحقیقات بعدی نشان داد که با توجه به وجود مشکلاتی نظیر خروج سریع محصولات احتراق و نیاز به شارژ مجدد و سریع

1. Deflagration
2. Pulse Detonation Engine

محفظه احتراق با مخلوط قابل احتراق تازه، موتورهای فعلی PDE برای به‌کارگیری در فرکانس‌های بالا از لحاظ کاربردی رضایت‌بخش نیستند [۳]. از این رو، مفاهیم جایگزین دیگری برای موتورهای مبتنی بر تراک ارائه شد. یک ایده امیدوارکننده، که توسط ویتسوخوسکی [۴] ارائه شد، استفاده از یک یا چند موج تراک در حال چرخش در یک لوله حلقوی بود که دائماً توسط یک مخلوط قابل احتراق شارژ می‌شد که موتور با موج تراک پیوسته (CDWE)^۱ یا موتور تراک چرخشی (RDE)^۲ نام‌گذاری شد. مهم‌ترین مزیت موتورهای RDE عملکرد مداوم و نرخ واکنش بالا برای احتراق و به‌کارگیری در فرکانس‌های بالاست. طرحواره یک محفظه احتراق RDE در شکل ۱ نشان داده شده است. محفظه احتراق RDE شامل یک لوله استوانه‌ای حلقوی است که از یک سمت بسته (۲) و سمت دیگر باز (۶) است. مخلوط سوخت و اکسیدکننده (۱) از انتهای بسته (۲) از طریق شکاف حلقه‌ای یا دروازه از طریق تعداد زیادی انژکتور که در سطح (۲) قرار دارد به‌صورت پیوسته به داخل محفظه احتراق تزریق می‌شود. بسته به شرایط آغازش، موج تراک (۳) در جهت عقربه‌های ساعت و یا در خلاف جهت عقربه‌های ساعت درون محفظه احتراق شروع به حرکت می‌کند و لایه‌ای از گاز قابل احتراق (۴) را که از انتهای بسته (۲) وارد می‌شود می‌سوزاند و در طول محفظه حرکت می‌کند. بعد از عبور موج تراک، مخلوط تازه مجدد وارد محفظه احتراق می‌شود و حرکت دوره‌ای موج تراک شکل می‌گیرد و این فرایند به‌صورت دوره‌ای تکرار می‌شود. بایکوسکی و همکاران [۵] نشان دادند که برای ایجاد و انتشار یک موج تراک پایدار به لایه‌ای از مخلوط تازه (h) به ضخامت در حدود ۱۰-۲۰ میلی‌متر نیاز است و دوره مکانی (l) بین جبهه‌های متوالی به‌طور معمول $h(7 \pm 2)$ است که بسته به شرایط تزریق می‌تواند تاحدودی متغیر باشد. انتشار موج تراک در محفظه باعث ایجاد امواج شاک مایل (۵) در محصولات احتراق می‌شود. محصولات احتراق به‌سمت انتهای باز محفظه (۶) جریان می‌یابند و از طریق نازل به خارج محفظه تخلیه می‌شوند و می‌تواند پیشران‌ش مورد نیاز را ایجاد کند.

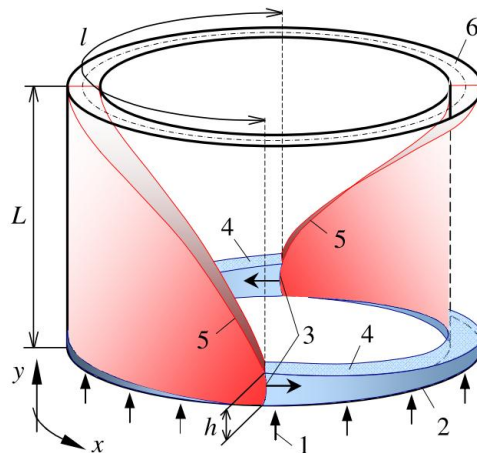


Figure 1- Schematic of RDE combustor [2]

شکل ۱- طرحواره محفظه احتراق RDE [۲]

بعد از ارائه ایده اولیه محفظه احتراق RDE توسط ویتسوخوسکی [۴]، در سال ۱۹۵۹، مطالعات و تحقیقات فراوانی برای درک پدیده حاکم بر رژیم‌های احتراق در این نوع از محفظه‌ها انجام شد. در تحلیل‌های اولیه توسط ژان و همکاران [۶]، رژیم احتراقی تراک در یک محفظه RDE به‌صورت تئوری با در نظر گرفتن فرضیاتی نظیر مخلوط همگن، جریان صوتی در راستای محوری و خروج محصولات تراک از محفظه بررسی شد. پارامترهای خروجی جریان تحت تاثیر هندسه محفظه احتراق و

1. Continuous Detonation Wave Engine
2. Rotating Detonation Engine

ثابت‌های ترموشیمیایی و دینامیک گاز محاسبه شد، به طوری که به مکانیزم‌های احتراق وابستگی نداشت. در این کار مشاهده شد که یک ویژگی مهم ترمودینامیکی تراک در مقایسه با دفلگ‌ریشن این است که در پدیده تراک، افزایش آنتروپی با تولید گرمای یکسان از رژیم دفلگ‌ریشن کمتر است. به همین دلیل، می‌توان بخش بزرگی از انرژی شیمیایی سوخت را برای انجام کارهای مکانیکی به کار برد. بایکوفسکی و همکاران [۴]، به صورت آزمایشگاهی، یک موج تراک پیوسته چرخشی را برای ترکیبی از سوخت‌های هیدروژن، متان و سوخت‌های مایع شامل کروسن^۱ و سوخت دیزل با هوا در یک محفظه دیسکی شکل ایجاد کردند که تا قبل از آن تنها برای ترکیب سوخت و اکسیژن قابل مشاهده بود. در سال ۲۰۰۶، بایکوفسکی و همکاران [۵] نتایج آزمایشگاهی و تحلیلی مربوط به موج تراک چرخشی برای سوخت‌های مختلف در موتورهای راکت و رم‌جت را گزارش کردند. همچنین، محدوده حضور موج تراک چرخشی برای مخلوط‌های سوخت-هوا را به صورت تابعی از پارامترهای هندسی گزارش کردند. با توجه به نتایج ایشان، مشاهده شد که تقریباً برای تمامی سوخت‌های هیدروکربنی گازی و مایع، که با اکسیژن در محفظه حلقه‌ای سوخته می‌شوند، موج تراک چرخشی مشاهده می‌شود. تست‌های انجام‌شده با هوا نیز رضایت‌بخش گزارش شد.

به موازات پیشرفت‌های انجام‌شده در زمینه کارهای آزمایشگاهی، استراتژی‌های تحلیلی و عددی به منظور درک و پیش‌بینی پدیده‌های رخ داده در حین پدیده تراک چرخشی در محفظه‌های احتراق حلقوی توسعه داده شد. داویدنکو و همکاران [۲] به شبیه‌سازی عددی موج تراک چرخشی برای مخلوط هیدروژن-اکسیژن استوکیومتری در یک محفظه احتراق حلقوی پرداختند. در این پژوهش، از معادلات اوپلر دوبعدی و سینتیک شیمیایی کاهش‌یافته شامل ۶ گونه و ۷ واکنش استفاده شد و ساختار جریان در محفظه احتراق و وابستگی عملکرد محفظه احتراق به فشار کل تزریق، طول محفظه و دوره چرخش مورد بررسی قرار گرفت. میلانوفسکی و همکاران [۷] به شبیه‌سازی دوبعدی پدیده تراک در محفظه‌های احتراق RDE برای مخلوط استیلن-اکسیژن پرداختند و تاثیر ترکیب‌های مختلف سوخت و اکسیدکننده، مکان جرقه، ابعاد محفظه احتراق و سرعت‌های ورودی برای مخلوط واکنشی را مورد بررسی قرار دادند. فالمپین [۸] به امکان‌سنجی استفاده از موتورهای تراک چرخشی در راکت‌ها پرداختند. ایشان بیان کردند که محفظه‌های RDE در مقایسه با موتورهای PDE، قابلیت‌های عملیاتی بالاتر، امکان استفاده از نرخ جرمی بیشتر و تولید نسبت پیشران به وزن بالاتری دارند. بر همین اساس، ایشان به طراحی اولیه برای موتورهای RDE پرداختند و تاثیر موضوعات کلیدی نظیر نوین تولیدی در موتورهای تراک چرخشی، گرمای تولیدی در محفظه و استراتژی‌های خنک‌کاری مرتبط با آن، ترکیب مواد برای محفظه موتور (کربن/سیلیکون کرباید) و سازگاری و توانایی جهت‌دهی پیشران در این موتورها را مورد بررسی قرار دادند. شاو و همکاران [۹] مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌های دوبعدی و سه‌بعدی برای موتورهای تراک چرخشی (RDE) با در نظر گرفتن سینتیک یک‌مرحله‌ای را انجام دادند. ایشان نشان دادند که با افزایش فشار سکون تزریق، شار جرمی به صورت خطی افزایش و ضربه ویژه به مقدار کمی کاهش می‌یابد. همچنین، ایشان نشان دادند که برای محفظه‌های با طول بزرگ‌تر از یک مقدار مشخص، ضربه ویژه و شار جرمی مقدار ثابتی می‌شود و تغییرات اندکی خواهد داشت. شوور و کالاسانت [۱۰]، با استفاده از الگوریتم‌هایی که قبلاً با موفقیت برای شبیه‌سازی PDE مورد استفاده قرار گرفته بود، مدلی را برای انجام محاسبات زمانی دقیق برای موتورهای RDE در دو و سه بعد ارائه دادند و نتایج را برای مخلوط هیدروژن-هوا استوکیومتری اعتبارسنجی کردند و همچنین در محاسبات بیشتر نقش فشار سکون ورودی را بر عملکرد محفظه مورد بررسی قرار دادند.

لیو و همکاران [۱۱] به بررسی آزمایشگاهی و عددی پدیده تراک چرخشی برای مخلوط هیدروژن-هوا پرداختند. ایشان از جت مماسی هیدروژن-هوا برای آغاز موتور استفاده کردند و نتایج زمانی اندازه‌گیری‌شده با استفاده از روش‌های مختلف را مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند. نتایج ایشان نشان داد که موج تراک پایدار در طول آزمایش با فرکانس بین ۵/۳۵ تا ۵/۸۵ کیلوهرتز منتشر می‌شود، به طوری که متوسط سرعت انتشار در حدود ۱۶۷۴/۳ m/s بود که در حدود ۸۵ درصد مقدار تئوری بود. در کار عددی ایشان، که به صورت سه‌بعدی انجام شد، ساختار میدان جریان مورد بررسی قرار گرفت. فرکانس انتشار موج

1. Kerosene

تراک در شبیه‌سازی عددی در محدوده $6/27$ تا $6/26$ کیلوهرتز و میانگین سرعت انتشار $1870/1$ m/s محاسبه شد که بزرگ‌تر از مقادیر گزارش شده در کار آزمایشگاهی بود. با بررسی نتایج مربوط به توزیع فشار میانگین احتراق مشاهده کردند که در منطقه آزادشدن حرارت، متوسط فشار به مقدار زیادی کاهش می‌یابد. اسکوبار و همکاران [۱۲] به بررسی عددی پدیده احتراق در موتورهای تراک چرخشی در یک محفظه حلقوی برای پیش‌بینی پدیده‌های غالب در حال وقوع در این نوع از محفظه‌ها پرداختند. شبیه‌سازی‌های ایشان برای احتراق هیدروژن-هوا استوکیومتری با استفاده از دو مکانیزم شیمیایی تک‌مرحله‌ای و کاهش‌یافته انجام شد و میدان فشار، دما و سرعت موج تراک برای دو مکانیزم شیمیایی مقایسه شد. همچنین، تاثیر لزجت با حل معادلات نوپراستوکس و مقایسه آن با معادله اوپلر بررسی شد. نتایج ایشان نشان داد که اگرچه در نظر گرفتن تاثیرات نفوذی می‌تواند دقت نتایج را بهبود دهد، اما اختلاف قابل توجهی مشاهده نشد. همچنین، اشاره شد که اگرچه استفاده از سینتیک کاهش‌یافته دقت نتایج را بهبود می‌دهد، اما منجر به افزایش $2/5$ برابری زمان انجام محاسبات خواهد شد. علاوه بر تفاوت در زمان محاسبات، پیش‌بینی‌ها با استفاده از مکانیزم‌های مختلف منجر به ایجاد تغییرات در مشخصه‌های جبهه تراک خواهد شد، به طوری که استفاده از سینتیک شیمیایی تک‌مرحله‌ای منجر به پیش‌بینی بالاتر برای دما و همچنین ارتفاع بیشتر مخلوط تازه در محفظه احتراق نسبت به سینتیک کاهش یافته شد. ایشان همچنین تاکید کردند که حتی با وجود چنین اختلافاتی، نتایج حاصل از سینتیک شیمیایی تک‌مرحله‌ای می‌تواند به طور قابل توجهی قابل قبول باشد. در این کار، تاثیر عرض محفظه حلقوی با تغییر قطر استوانه داخلی نیز بررسی شد، به طوری که محفظه حلقوی با عرض کمتر، منجر به ایجاد نوسانات بیشتر برای جبهه احتراق در پشت جبهه تراک خواهد شد. همچنین، مشاهده شد که ارتفاع جبهه تراک و هم ارتفاع ناحیه مخلوط تازه با کاهش عرض محفظه حلقوی افزایش می‌یابد.

وو و همکاران [۱۳]، براساس شبیه‌سازی‌های عددی سه‌بعدی، پایدارسازی مجدد موتورهای تراک چرخشی پس از تغییر شرایط عملیاتی و انتقال از یک حالت پایدار به حالت پایدار دیگر را انجام دادند. پس از ایجاد تغییر ناگهانی در فشار سکون تزریق، زمان انتقال مورد نیاز برای تثبیت در یک حالت پایدار جدید را محاسبه کردند. نتایج ایشان نشان داد که تغییر ناگهانی در فشار سکون تأثیر فوری بر سرعت محوری متوسط در خروجی RDE دارد که با افزایش ناگهانی فشار سکون، مقدار سرعت محوری به طور ناگهانی و فوری افزایش می‌یابد. سپس، متوسط سرعت محوری کاهش می‌یابد و فشار متوسط در انتهای خروجی به تدریج تا رسیدن به یک حالت پایدار جدید افزایش می‌یابد. رندل و همکاران [۱۴] در یک مطالعه تجربی و عددی به ارزیابی انتقال گرما در موتورهای RDE پرداختند. ایشان با نصب ترموکوپل‌ها در عمق‌های مختلف در بدنه بیرونی موتور تراک چرخشی (RDE) به بررسی دما در طیف وسیعی از نسبت‌های هم‌ارزی و نرخ جریان پرداختند. نتایج ایشان نشان داد که دمای دیواره داخلی به طور قابل توجهی در معرض دمای بالاتری نسبت به دمای دیواره بیرونی خواهد بود و به همین دلیل باعث می‌شود که محفظه‌های با عرض کمتر برای مدیریت حرارتی در طول تست‌های طولانی مطلوب‌تر است. وانگ و وانگ [۱۵]، به بررسی تجربی و عددی امواج تراک چرخشی پرداختند. نتایج ایشان نشان می‌داد که با افزایش نسبت هم‌ارزی، سرعت موج تراک چرخشی ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. یوسی و همکاران [۱۶]، به منظور دریافت درک عمیق‌تری از پدیده تراک چرخشی، به بررسی آزمایشگاهی این پدیده پرداختند. براساس نتایج ایشان، هنگامی که فشار ورودی سوخت و اکسیدکننده بالاتر از $0/5$ MPa باشد امواج پایدار تراک در محفظه مشاهده خواهد شد. وانگ [۱۷] هندسه جدیدی برای محفظه‌های احتراق تراک چرخشی پیشنهاد داد، به طوری که سطح مقطه محفظه به صورت یک دوزنقه در نظر گرفته شد. مشخصه‌های احتراقی در محفظه جدید به صورت عددی و آزمایشگاهی بررسی شد. در کار عددی ایشان، از حلگر گذرا مبتنی بر چگالی، سینتیک شیمیایی یک‌مرحله‌ای و مدل آشفتگی k-epsilon با در نظر گرفتن توابع دیواره استاندارد استفاده شد. نتایج عددی ایشان نشان می‌داد که امواج شاک انعکاسی و موج تراک در نزدیکی گوشه‌های دوزنقه اتفاق می‌افتاد، اما انتشار متناوب موج تراک چرخشی را متوقف نمی‌کند. همچنین، در کار عددی، در ناحیه بدون دیواره داخلی و خارجی، حرکت‌های روبه‌جلو و روبه‌عقب برای امواج عرضی مشاهده شد که دلیل آن آزادشدن گرمای ناپایا در امتداد جبهه موج تراک بیان شد که عمدتاً به علت برخورد میان موج

تراک و گوشه‌ها ایجاد می‌شد. از آنجا که موج تراک می‌تواند گوشه‌هایی با زوایای بیشتر و کمتر از ۹۰ درجه را پشت سر بگذارد، می‌توان نتیجه گرفت که حرکت یک موج تراک از بخش‌های چند ضلعی محدب امکان‌پذیر است. بنابراین، این مطالعه می‌تواند به طراحی‌های بسیاری متنوعی از ساختارهای جدید برای موتورهای تراک چرخشی، نظیر سطح مقطع‌های مستطیلی، متوازی‌الاضلاع یا دوزنقه‌ای، کمک کند.

آناند و همکاران [۱۸] به بررسی محدوده عملیاتی و عملکرد سرعت موج در یک محفظه تراک چرخشی برای مخلوط‌های هیدروژن-هوا در سه طرح تزریق سوخت و دو طرح تزریق هوا پرداختند. طرح تزریق سوخت با تغییر در تعداد اریفیس‌های^۱ تزریق سوخت و مساحت گلوگاه اریفیس‌ها تغییر می‌کرد، در حالی که مقدار دبی سوخت برای هر سه طرح یکسان در نظر گرفته شده بود. نتایج ایشان نشان می‌داد که محدوده عملیاتی به مقدار زیادی تحت تأثیر تغییر در نسبت طول به قطر اریفیس سوخت نیست. ژانگ و همکاران [۱۹] به بررسی آزمایشگاهی رابطه بین تراک چرخشی و ناپایداری مماسی در محفظه‌های تراک چرخشی برای مخلوط هیدروژن-هوا پرداختند. نتایج ایشان نشان داد که انتشار موج تراک تکی یک حالت پایدار در محفظه است. براون و همکاران [۲۰] به بررسی عددی پدیده احتراق در محفظه‌های تراک چرخشی با استفاده از کد متن‌باز OpenFOAM پرداختند. ایشان از این ابزار برای بررسی تأثیر شرایط خروجی در پنج هندسه نازل انژکتور در سه فشار متفاوت از ۰/۴ تا ۰/۸ مگاپاسکال برای مخلوط هیدروژن-هوا پرداختند. نتایج به‌دست‌آمده از این کار مطابقت مناسبی با نتایج آزمایشگاهی داشت. روی و همکاران [۲۱] به شبیه‌سازی عددی ویژگی‌های انتقال حرارت گذرا در احتراق تراک چرخشی پرداختند. هدف از شبیه‌سازی ایشان پیش‌بینی گذرای شار گرما و دمای سطح دیواره داخلی از زمان شروع تا زمان ده ثانیه بود که منجر به توسعه یک مدل هدایت گذرای سه‌بعدی برای مطالعه تغییرات دمای محفظه شد. مدل ایجاد شده به‌صورت دوره‌ای، سه‌بعدی و متغیر با زمان بود که امکان استفاده برای شبیه‌سازی انتقال حرارت در محفظه‌های تراک چرخشی با فرکانس در حدود ۳۰۰۰ Hz وجود داشت. نتایج این شبیه‌سازی منجر به تخمینی از بار گرمایی محفظه و مکان نقاط داغ در محفظه می‌شد که برای طراحی استراتژی‌های مربوط به سیستم خنک‌کاری بسیار ارزشمند بود.

اتو و همکاران [۲۲] به بررسی تأثیر یک نازل همگرا-واگرا بر عملکرد موتورهای تراک چرخشی با استفاده از شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی و سینتیک شیمیایی جزئی پرداختند. نتایج ایشان نشان داد که نوسانات دوره‌ای جریان خروجی از محفظه که به‌دلیل امواج تراک چرخشی ایجاد می‌شود با تغییر در طراحی نازل می‌تواند کاهش یابد. یائو و همکاران [۲۳] به بررسی پدیده آغازش مجدد موج تراک در موتورهای تراک چرخشی پرداختند. این فرایند با استفاده از شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی با استفاده از معادلات اوپلر و برای مخلوط هیدروژن-هوا انجام شد. نتایج این شبیه‌سازی نشان داد که برخورد شدید بین دو جبهه موج تراک منجر به خاموشی موج تراک خواهد شد که در نتیجه کارایی موتور را کاهش خواهد داد تا اینکه مجدد آغازش موج تراک اتفاق بیفتد که با افزایش سریع و شدید فشار در نزدیکی دیواره محفظه، مجدداً تقویت می‌شود. گیلارد و همکاران [۲۴] به بررسی عددی موج تراک چرخشی در مخلوط هیدروژن-هوا پرداختند. شبیه‌سازی به‌صورت سه‌بعدی با رویکرد گردابه‌های بزرگ در یک هندسه صفحه‌ای به‌منظور حذف اثرات انحنای محفظه انجام شد. این تجزیه و تحلیل تأثیر دو فاکتور اصلی را بررسی می‌کرد که شامل تزریق از طریق سوراخ‌های گسسته در حالت غیرپیش‌آمیخته و پیش‌آمیخته بود.

سان و همکاران [۲۵] به بررسی عددی پدیده احتراق هیدروژن-هوا در موتورهای تراک چرخشی پرداختند تا جزئیات میدان جریان را در محفظه احتراق تراک چرخشی و توزیع فشار را بر روی دیواره‌های داخلی و بیرونی محفظه بررسی کنند. ایشان مشاهده کردند که با افزایش سرعت جریان، پیشران ایجاد شده توسط موتور بسیار پایدارتر خواهد شد. همچنین، بیان کردند که در شرایط فشار پایین برای محیط، تراست تولیدی برای موتور بسیار پایدار خواهد بود و از نوسان آن می‌توان صرف‌نظر کرد. ژیا و همکاران [۲۶] به بررسی آزمایشگاهی مشخصه‌های احتراق و نمودارهای عملیاتی تحت شرایط سوخت رقیق در یک محفظه تراک چرخشی برای مخلوط هیدروژن-هوا پرداختند. سیگنال‌های فشار در موقعیت‌های مختلف محیطی

1. Orifice

و محوری روی RDC به دست آمد که براساس آن نمودارهای عملیاتی ترسیم شد. نمودار عملیاتی شامل دفلگیشن سریع، تراک ناپایدار، تراک شبه پایدار و تراک پایدار بود. نتایج حاکی از آن بود که وقوع دفلگیشن سریع عمدتاً به شرایط تزریق سوخت و خصوصیات صوتی احتراق حلقوی بستگی دارد. وقوع دفلگیشن سریع و تراک معمولاً در ناحیه تراک ناپایدار مشاهده می‌شد. بنابراین، نوسان سرعت انتشار موج بسیار زیاد بود که معمولاً در حدود ۶۵ تا ۷۵ درصد سرعت میانگین تغییر می‌کرد. در منطقه تراک شبه پایدار، دفلگیشن سریع کاملاً ناپدید می‌شود. در منطقه تراک پایدار، موج تراک پایدار تشکیل شده و به‌طور پایدار منتشر می‌شد. نوسانات سرعت و فشار در موج تراک پایدار کمتر از ۱۵ درصد میانگین مشاهده شد. سان و همکاران [۲۷] به بررسی شرایط غیرپیش‌آمیخته برای سوخت و هوا در موتورهای تراک چرخشی پرداختند. عرض گلوگاه اریفیس تزریق هوا به‌عنوان یک پارامتر مهم برای موتور تراک چرخشی در حالت غیرپیش‌آمیخته معرفی شد. مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌های عددی سه‌بعدی برای موتور تراک چرخشی با سه عرض گلوگاه شامل ۰/۴ میلی‌متر، ۱ میلی‌متر و ۲ میلی‌متر انجام شد. موج تراک در دامنه‌های شعاعی مختلف برای عرض‌های مختلف گلوگاه تزریق هوا اتفاق می‌افتاد. زمانی که عرض گلوگاه یک میلی‌متر در نظر گرفته شد، در حالتی که دبی جرمی مقدار $272/3 \text{ g/s}$ یا 500 g/s داشت، تنها یک موج تراک چرخشی در محفظه احتراق مشاهده شد و هنگامی که دبی جرمی کل به مقدار بیشتر به 1000 g/s افزایش یافت، دو موج تراک چرخشی همزمان در محفظه احتراق به‌وجود آمد. زمانی که قطر گلوگاه هوا ۰/۴ میلی‌متر در نظر گرفته شد، انتقال به حالت دو موج در دبی‌های جرمی کمتر از 500 g/s اتفاق افتاد. در ادامه کارهای همین گروه پژوهشی، سان و همکاران [۲۹،۲۸] به بررسی عددی دو عامل انتشار موج تراک و اختلاط واکنش‌دهنده‌ها پرداختند. ایشان نشان دادند که در حالت اختلاط سرد، با افزایش فشار پشت^۱ در خروجی محفظه، سرعت محوری کاهش می‌یابد و میانگین زمان اقامت واکنش‌دهنده در محفظه افزایش می‌یابد. بنابراین، سوخت زمان بیشتری برای مخلوط‌شدن با هوا در محفظه احتراق خواهد داشت تا کیفیت اختلاط بهتری اتفاق بیفتد. سرعت موج تراک در طول زمان کار بسیار پایدار بود که میانگین آن در حدود 1895 m/s محاسبه شد. پس از شروع موج تراک، فشار در درون محفظه احتراق به‌دلیل فرایند تراک افزایش می‌یابد که باعث کاهش سرعت حرکت مواد واکنش‌دهنده خواهد شد. بنابراین، میانگین زمان اقامت واکنش‌دهنده در محفظه افزایش می‌یابد که منجر به ایجاد کیفیت اختلاط بهتر می‌شود. افزایش کیفیت اختلاط واکنش‌دهنده باعث ایجاد موج تراک قوی‌تر می‌شود. در یکی از کارهای اخیر توسط دهقان نژاد و همکاران [۳۰] به بررسی مودهای عملیاتی تحت شرایط مخلوط ورودی مختلف پرداختند. این مودها شامل تراک تک‌موج، تراک تک‌جهته با موج دوگانه، تراک با دو موج برخوردی، تراک با خاموشی و روشنی مجدد و دفلگیشن بود. با توجه به مقالات بررسی‌شده، مشاهده می‌شود که محفظه‌های احتراقی RDE توانایی بالایی برای به‌کارگیری در کاربردهای مختلف دارند. از این رو، هدف کار حاضر بررسی پارامترهای عملکردی موتورهای RDE نظیر شار جرمی خروجی، فشار وارده بر جداره‌های محفظه احتراق، ایمپالس ویژه و غیره است. برای دستیابی به این منظور، انتشار موج تراک درون محفظه تراک چرخشی (RDE) به‌صورت عددی و رویکرد سه‌بعدی مطالعه خواهد شد. برای این منظور از معادلات نویراستوکس به‌همراه معادله انرژی و معادله بقای گونه برای جریان واکنشی استفاده خواهد شد. با توجه به حجم بالای محاسبات ناشی از تعداد بالا نقاط محاسباتی و همچنین مدت زمان فیزیکی نسبتاً طولانی برای دستیابی به شرایط مشابه در طول سیکل‌های مختلف کاری، در پژوهش حاضر از واکنش شیمیایی کلی استفاده می‌شود تا بتوان به ساختار موج تراک درون محفظه تراک چرخشی دست یافت. با این فرایند می‌توان هم به بررسی تاثیر واکنش شیمیایی بر رفتار موج تراک پرداخت و هم اینکه می‌توان از حل حاضر به‌عنوان شرایط اولیه مناسب برای انجام شبیه‌سازی‌های دقیق‌تر و با جزئیات بیشتر استفاده کرد. نتایج مربوط به کار حاضر با استفاده از نتایج مربوط به تراک چپمن-ژوگیت^۲ (CJ) مقایسه خواهد شد و در ادامه پارامترهای عملکردی محفظه نیز با استفاده از پارامترهای مختلف بررسی خواهد شد.

1. Back Pressure
2. Chapman-Jouguet

معادلات حاکم

بخشی از پژوهش‌های تحلیلی و عددی [۳۲، ۳۱، ۱۱، ۲] در زمینه موتورهای تراک چرخشی با صرف نظر کردن از اثرات لزجت انجام شده است که در این حالت معادلات به معادلات اویلر کاهش می‌یابد، اما با توجه به نتایج ارائه شده توسط برخی از پژوهش‌ها [۲۷-۲۹، ۳۳]، در نظر گرفتن اثرات لزجت در افزایش دقت نتایج می‌تواند تاثیرگذار باشد. از این رو، در کار حاضر، معادلات سه‌بعدی نویراستوکس به همراه معادله بقای انرژی و معادله بقای گونه برای شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود که در شکل برداری انتگرالی به شرح زیر ارائه می‌شود.

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

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

برای تمامی گونه‌ها و مخلوط گازی رفتار گاز ایدئال در نظر گرفته شد. بنابراین، معادلات چگالی و فشار به شکل زیر محاسبه می‌شود.

$$\rho = \sum_{k=1}^{Ns} \rho_k, \quad \rho_k = \rho Y_k \quad (2)$$

$$P = \sum_{k=1}^{Ns} \rho_k \left(\frac{R}{MW_k} \right) T \quad (3)$$

مقدار انرژی کل از رابطه (۴) محاسبه می‌شود.

$$E = \int_{T_{ref}}^T C_{p,mix} dT + \sum_{k=1}^{Ns} Y_k h_f^0(T_{ref}) + \frac{|\vec{v}|^2}{2} - \frac{p}{\rho} \quad (4)$$

با توجه به مراجع مختلف، دو رویکرد برای مدل‌سازی واکنش شیمیایی برای احتراق استوکیومتری هیدروژن-هوا در نظر گرفته می‌شود. رویکرد اول شامل مدل‌سازی واکنش شیمیایی با استفاده از مکانیزم واکنشی یک‌مرحله‌ای با نرخ واکنش آرنیوس (رابطه (۵)) است. در این رویکرد، مطابق مرجع [۳۴]، مقادیر مربوط ضریب پیش‌نمایی (A_r) و انرژی فعال‌سازی (E_r) در رابطه نرخ واکنش به گونه‌ای کالیبره می‌شوند که مطابق با خواص مربوط به موج C-J باشد. از این رویکرد در مراجع مختلف نظیر [۱۱]، [۱۲] و [۳۴] استفاده شده است. در رویکرد دوم، سینتیک جزئی برای مدل‌سازی واکنش شیمیایی در نظر گرفته می‌شود که با هزینه محاسباتی بسیار بالاتر همراه است. در کار حاضر، از رویکرد اول استفاده شده است و ضرایب مربوطه مطابق با مرجع [۳۴] در نظر گرفته شده است.

$$\dot{\omega}_{reac} = MW_{mix} A_r \exp\left(-\frac{E_r}{RT}\right) [C_{reac}] \quad (5)$$

در کار حاضر، از مدل آرنیوسی برای محاسبه نرخ واکنش استفاده شده است. علت به کارگیری این مدل با ذکر چند دلیل، که از مراجع مختلف استخراج شده است، بررسی می‌شود. با توجه به نتایج ارائه شده در مراجع [۳۵] و [۳۶]، در شبیه‌سازی پدیده انتقال جریان از دفلگیشن به تراک نیاز است که آشفتگی با دقت مناسب در نظر گرفته شود، اما در کار حاضر، آغاز به صورت مستقیم و با استفاده از موج تراک انجام شده است و پدیده انتقال جریان از دفلگیشن به تراک شبیه‌سازی نمی‌شود.

دلیل دیگر این است که با استفاده از نتایج روش شبیه‌سازی مستقیم گزارش شده توسط مسا و همکاران [۳۷]، تاثیرات آشفستگی در بالادست جبهه تراک می‌تواند بر جبهه تراک تاثیرگذار باشد. با توجه به مرجع [۱۲]، استدلال می‌شود که تاثیرات آشفستگی تا مقدار معینی، توسط نفوذ عددی ذاتی در گسسته‌سازی‌های عددی و همچنین شبکه‌بندی‌های استفاده‌شده، ایجاد می‌شود و می‌تواند نقش آشفستگی‌های موجود در کار تجربی را داشته باشد. البته، همان‌طور که اشاره شد، در کارهای عددی بسیاری از معادله اولر استفاده شده است که به معنی ناچیزبودن تاثیرات لزجت و آشفستگی است. با توجه به این استدلال‌ها و همچنین کاهش حجم محاسبات، به‌منظور محاسبه ضریب نرخ واکنش‌ها از مدل آرنیوسی استفاده شده است.

دامنه محاسباتی

برای کار حاضر از هندسه مرجع [۱۱] استفاده شده است. طرحواره و تصویر آزمایش مرجع [۱۱] در شکل ۲ نشان داده شده است. هندسه شامل یک محفظه حلقوی با قطر داخلی ۹۰ mm و قطر خارجی ۱۰۰ mm و ارتفاع ۷۵ mm است. در کار آزمایشگاهی مربوط به مرجع [۱۱] هیدروژن از طریق ۹۰ نازل با فاصله‌های مساوی با قطر ۰/۸ mm به داخل محفظه احتراق تزریق می‌شود. هوا نیز از طریق یک شکاف حلقوی یا عرض ۰/۴ mm تزریق می‌شود.

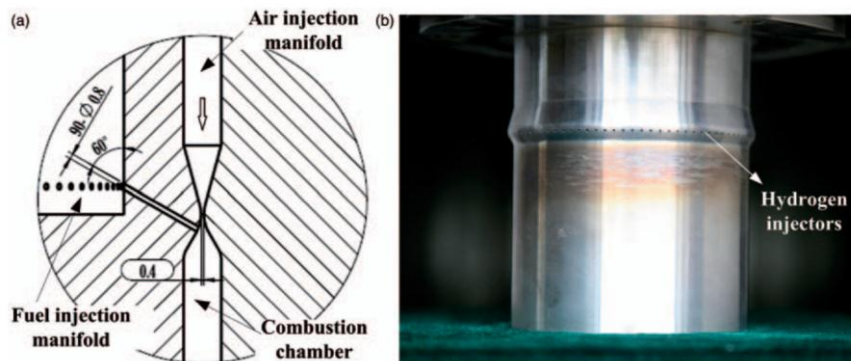


Figure 2- (a) Schematic, (b) and reference test setup[11]

شکل ۲- (a) طرحواره و (b) تصویر آزمایش مرجع [۱۱]

هندسه محفظه تراک چرخشی به‌منظور شبیه‌سازی محاسباتی با حذف بخش تزریق در شکل ۳ نشان داده شده است.

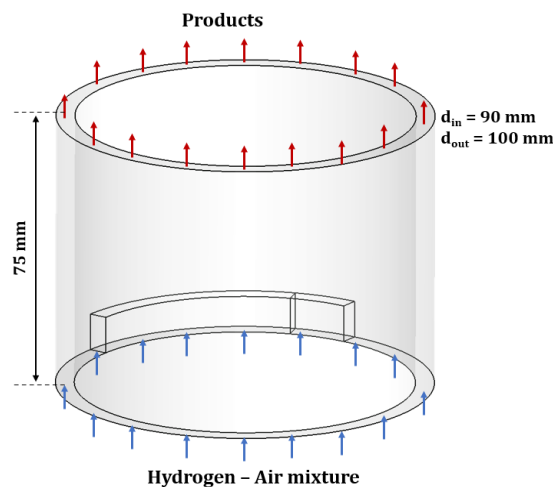


Figure 3- Geometry of a rotating detonation chamber for numerical simulation

شکل ۳- هندسه محفظه تراک چرخشی برای شبیه‌سازی عددی

برای فرایند تزریق فرض می‌شود که مخلوط سوخت و هوا از طریق مجموعه‌ای از نازل‌های در صفحه ورودی به درون محفظه وارد می‌شوند. نسبت سطح نازل‌ها برابر با $AR = W_e/W_t = 3$ است که W_e قطر خروجی نازل و W_t قطر گلوگاه نازل است. پارامترهای مربوط به خروجی هر نازل براساس اطلاعات فشاری درون محفظه، که با زمان و مکان به علت حرکت موج تراک تغییر می‌کند، محاسبه می‌شود. فشار کل تزریق p_0 و دمای کل تزریق T_0 ، به ترتیب در مقادیر ثابت 500 kPa و 300 K ثابت نگه داشته می‌شوند. شرایط تزریق در هر نقطه محاسباتی متناسب با مکان موج تراک چرخشی است که توسط رابطه بین فشار محلی ورودی p_w و فشار کل تزریق p_0 تخمین زده می‌شود. برای نازل در نظر گرفته شده، سه فشار بحرانی وجود دارد که شامل فشار خروجی مادون صوت p_{cr1} ، فشار خروجی مافوق صوت p_{cr2} و فشار پشت شاک نرمال p_{cr3} برای زمانی که شاک دقیقاً در مکان خروجی نازل قرار دارد، است.

دو فشار بحرانی اول از رابطه (۶) محاسبه می‌شوند:

$$\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]^{\frac{1}{2}} = \frac{W_t}{W_e} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (6)$$

در این رابطه، γ نسبت گرمای ویژه برای مخلوط پیش‌آمیخته است.

فشار پشت موج شاک نرمال p_{cr3} ، زمانی که موج شاک دقیقاً در خروجی نازل قرار داشته باشد از رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

$$p_{cr3} = p_{cr2} \left(1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma_2^2 - 1)\right) \quad (7)$$

که Ma_2 عدد ماخ مافوق صوت در نازل است که برای نسبت سطح مورد استفاده در کار حاضر $Ma_2 = 2.6374$ است.

براساس مقدار فشار محلی ورودی p_w ، شرایط مرزی ورودی می‌تواند در چهار حالت بیان شود.

(۱) هنگامی که $p_w \geq p_0$ باشد، گاز پیش‌آمیخته نمی‌تواند به درون محفظه تزریق شود و ورودی به صورت محلی به عنوان شرط مرزی دیوار در نظر گرفته می‌شود.

$$p = p_w, \quad T = T_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}, \quad v = 0 \quad (8)$$

(۲) هنگامی که $p_{cr1} \leq p_w \leq p_0$ باشد، جریان در کل نازل به صورت مادون صوت است و فشار خروجی از رابطه ایزنتروپیک زیر محاسبه می‌شود.

$$p = p_w, \quad T = T_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}, \quad v = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \bar{R} T_0 \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (9)$$

که \bar{R} میانگین جرمی ثابت گاز برای گاز پیش‌آمیخته است.

(۳) هنگامی که $p_{cr3} \leq p_w \leq p_{cr1}$ باشد، یک شاک نرمال در پایین دست گلوگاه نازل قرار دارد که منجر به ایجاد جریان مادون صوت خواهد شد. در این حالت پارامترهای خروجی نمی‌تواند از طریق روابط ایزنتروپیک محاسبه شوند و از روابط (۱۰) و (۱۱) برای محاسبه استفاده می‌شود.

$$p = p_w, \quad T = T_0 \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_c^2}, \quad v = Ma_c \sqrt{\gamma \bar{R} T} \quad (10)$$

که Ma_c از رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود:

$$\frac{pW_e}{pW_t} = \frac{1}{Ma_c} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_c^2}} \quad (11)$$

۴) هنگامی که $p_w < p_{cr3}$ باشد، جریان پایین دست گلوگاه نازل کاملاً مافوق صوت خواهد شد و پارامترهای خروجی تحت تاثیر فشار برگشتی^۱ نخواهد بود.

$$p = p_{cr2} \quad , \quad T = T_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad , \quad v = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \bar{R} T_0 \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (12)$$

خروجی محفظه به صورت شرط خروجی فشار^۲ در نظر گرفته می شود که فشار محیط برای آن در نظر گرفته می شود. هنگامی که جریان در خروجی مافوق صوت است، پارامترها از مقادیر درون محفظه برون یابی می شوند. در غیر این صورت، فشار در خروجی معادل با فشار محیط است و سایر پارامترها از درون محفظه برون یابی می شوند برای دیواره های داخلی و خارجی نیز از شرط مرزی دیوار استفاده شده است که شامل شرط عدم لغزش برای سرعت و شرط نیومن برای گونه های شیمیایی است. همچنین، شرط عایق بر روی دیواره ها اعمال شده است.

انتخاب روش صحیح برای آغازش پدیده تراک در محفظه های تراک چرخشی در کارهای آزمایشگاهی و عددی ضروری است. روش آغازش تضمینی بر ایجاد و انتشار موج تراک در طول محفظه است. در کارهای آزمایشگاهی معمولاً از دو روش برای آغازش موج تراک استفاده می شود. یک روش شامل قراردادن مانعی در امتداد طولی در طول محفظه احتراق حلقوی است. مخلوط با استفاده از یک ماده منفجره در یک طرف مانع مشتعل می شود. با نزدیک شدن موج تراک به اتمام دوره اول، مانع برداشته می شود و حرکت موج تراک در داخل محفظه احتراق ادامه می یابد. روش دوم، استفاده از یک لوله مماسی است که در نزدیکی بخش تزریق سوخت و هوا به محفظه احتراق متصل می شود. یک مخلوط واکنشی درون لوله مماسی محترق می شود و انتقال رژیم از دفلگريشن به تراک در داخل لوله مماسی اتفاق می افتد و باعث ایجاد یک جبهه موج تراک جهت دار در محفظه احتراق می شود. این روش در کارهای آزمایشگاهی مختلف نظیر [۴] و [۱۱] استفاده شده است.

روش آغازش مورد استفاده در شبیه سازی عددی حاضر براساس روش مورد استفاده در مرجع [۱۲] است. در این روش دامنه محاسباتی به سه منطقه اصلی تقسیم بندی می شود. منطقه بندی های انجام شده در شکل ۴ نشان داده شده است و مطابق جدول ۱ شرایط اولیه برای پارامترهای مختلف تنظیم می شود. خطوط سبز رنگ در شکل ۳ به منظور استخراج داده ها بر روی آن ها در نظر گرفته شده است که در ارتفاع های مختلف برای محفظه تعریف شده است.

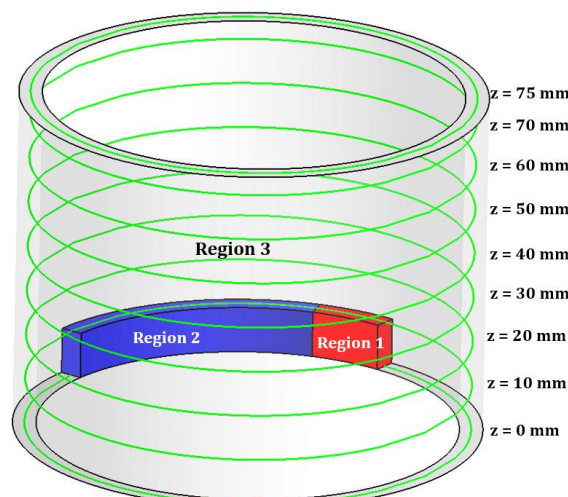


Figure 4- defining different zone in geometry in order to set initial condition in numerical simulation

شکل ۴- منطقه بندی هندسه برای ایجاد شرایط آغازش در شبیه سازی عددی

1. Back pressure
2. Pressure outlet pressure boundary

جدول ۱- شرایط اولیه برای پارامترهای مختلف برای آغازش در شبیه‌سازی عددی

Table 1- Initial condition for different parameters in numerical simulation

Region	T	P	Based on Ref. [29]	Based on Ref. [33]
			Composition	Composition
Region 1	300 K	1 atm	100 % products	2 H ₂ + N ₂
Region 2	300 K	1 atm	100 % reactants	2 H ₂ + (O ₂ + 3.76 N ₂)
Region 3	T _{C-J}	P _{C-J}	100 % products	C-J composition

برای انجام این شبیه‌سازی از نرم‌افزار Ansys Fluent 19.2 استفاده شده است که با توجه به کارهای قبلی انجام‌شده در این زمینه قابلیت کافی برای شبیه‌سازی این پدیده را دارد. برای این منظور از حلگر بر پایه چگالی استفاده شد. برای گسسته‌سازی ترم‌های زمانی از فرمول‌بندی ضمی مرتبه دو و برای گسسته‌سازی ترم‌های مکانی از طرح مرتبه دوم بادپادسو^۱ استفاده شد. همچنین، شارهای عددی با استفاده از روش Roe-FDS [۳۹] محاسبه شده است. با توجه به مقیاس‌های زمانی بسیار کوچک در این پدیده، به‌منظور استخراج پدیده‌های مختلف، گام زمانی $10^{-8} \times 0.5$ برای انجام شبیه‌سازی‌های در نظر گرفته شد. برای شبکه‌بندی کار حاضر، با توجه به گزارش‌های ارائه‌شده در مقالات مختلف، از سلول‌هایی با اندازه 0.5 mm استفاده شد که در مجموع برای هندسه حاضر تعداد ۹۰۰۰۰۰ المان محاسباتی در نظر گرفته شد. برای انجام این شبیه‌سازی از یک سیستم با دو CPU با مشخصات Intel Xeon Processor E5-2680 v2 (25M Cache, 2.80 GHz) که شامل ۱۰ Core و ۲۰ Thread است، استفاده شده است که مجموعاً این کار با ۴۰ Thread انجام شده است. رم مورد استفاده در این کار ۳۲ GB بوده است و برای انجام این شبیه‌سازی و به‌منظور تکمیل حداقل ده دور حرکت موج تراک درون محفظه احتراق در حدود ۴۰ روز زمان اجرا نیاز بوده است.

نتایج

رفتار دوره‌ای موج تراک

به‌منظور بررسی رفتار دوره‌ای موج تراک درون محفظه RDE، تغییرات زمانی فشار با زمان برای نقطه مشخصی درون محفظه احتراق در فاصله‌های $z = 10, 20, 30$ mm در شکل ۵ نشان داده شده است. شبیه‌سازی برای مدت زمان ۲ میلی‌ثانیه انجام شده است تا به‌خوبی رفتار دوره‌ای موج تراک درون محفظه احتراق ایجاد شود. با توجه به شکل، ۱۲ قله فشاری دیده می‌شود که نشان‌دهنده عبور موج تراک از مکان نقطه مورد نظر است. همچنین، مشاهده می‌شود که رفتار زمانی فشار غیریکنواخت است و مقدار بیشینه قله در دوره‌های مختلف تا حدودی اختلاف دارد. بعد از حرکت موج تراک از ناحیه آغازش (منطقه ۱ در شکل ۴) یک موج تراک قوی دیده می‌شود و سپس جریان به‌الگوی نسبتاً منظمی می‌رسد. با صرف‌نظر کردن از قله ابتدایی، دامنه تغییرات فشار در محدوده ۴/۹ MPa تا ۲/۶ MPa برای ارتفاع $z = 10$ mm و در محدوده ۴ MPa تا ۲/۱ MPa برای ارتفاع $z = 20$ mm و در محدوده ۰/۷ MPa تا ۰/۸ MPa برای ارتفاع $z = 30$ mm است. با توجه به اینکه ارتفاع موج تراک برابر با ۲۵/۸۵ mm است، مشاهده می‌شود در ارتفاع‌های بالاتر رفتار زمانی فشار یکنواخت‌تر شده و تغییرات دامنه فشار کاهش می‌یابد.

در شکل ۶، تغییرات بیشینه فشار برای دوره‌های مختلف درون محفظه در ارتفاع ۱۰ و ۲۰ میلی‌متری نشان داده شده است. با صرف‌نظر کردن از داده‌های مربوط به دوره‌های اولیه، که به‌خوبی نمایانگر رفتار موج تراک نیست، مقدار میانگین بیشینه فشار برای ارتفاع $z = 10$ mm برابر با ۲/۸۴۶ MPa و در ارتفاع $z = 20$ mm برابر با ۲/۰۷۲ MPa است.

1. Upwind

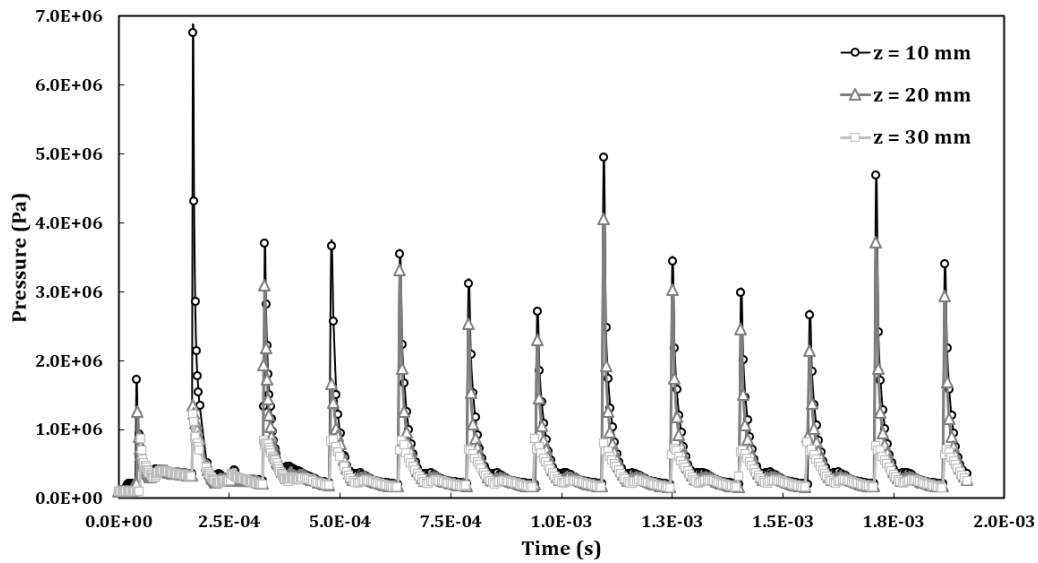


Figure 5- Temporal variation of pressure inside the chamber for a specific point at different heights

شکل ۵- تغییرات زمانی فشار درون محفظه برای یک نقطه مشخص در ارتفاع‌های مختلف

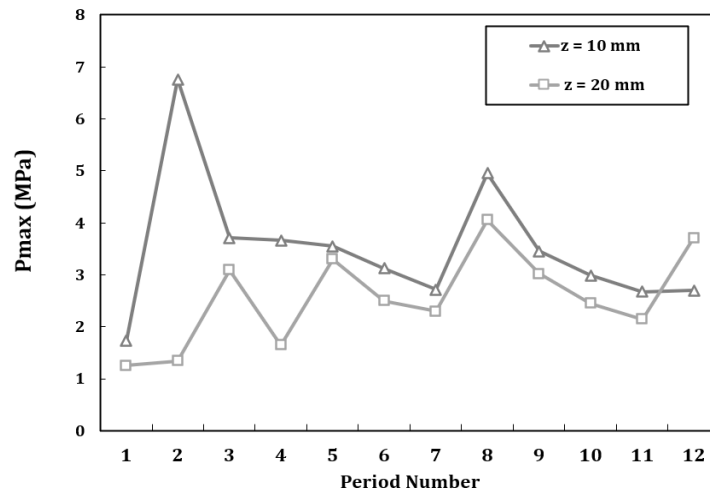


Figure 6- Maximum pressure variation for different periods inside the chamber at a height of 10 and 20 mm

شکل ۶- تغییرات بیشینه فشار برای دوره‌های مختلف درون محفظه در ارتفاع ۱۰ و ۲۰ میلی‌متری

در شکل ۷، فرکانس مربوط به پدیده تراک چرخشی درون محفظه برای دوره‌های مختلف نشان داده شده است. با توجه به نتایج ارائه شده و صرف نظر کردن از داده‌های اولیه، مقدار میانگین فرکانس حرکت موج درون محفظه برابر با ۶۴۸۴ Hz است، به طوری که موج تراک در مدت زمان میانگین ۰/۱۵۴ ms یک دور محفظه را می‌چرخد. با توجه به مسافت طی شده توسط موج، می‌توان سرعت موج را محاسبه کرد. شکل ۸ سرعت موج تراک را برای دوره‌های مختلف نشان می‌دهد. مقدار میانگین سرعت موج تراک درون محفظه برابر با ۱۹۳۵ m/s به دست خواهد آمد.

در شکل ۹، تغییرات زمانی دما درون محفظه برای نقطه مشخصی در $z = 10$ mm نشان داده شده است. با توجه به نتایج، رفتار نسبتاً یکسانی برای تمامی دوره‌ها مشاهده می‌شود که در شکل ۱۰ این موضوع بهتر نشان داده شده است. با میانگین‌گیری از داده‌های ارائه شده در شکل ۱۰ مقدار میانگین برای بیشینه دما برابر با ۳۰۱۲ K است.

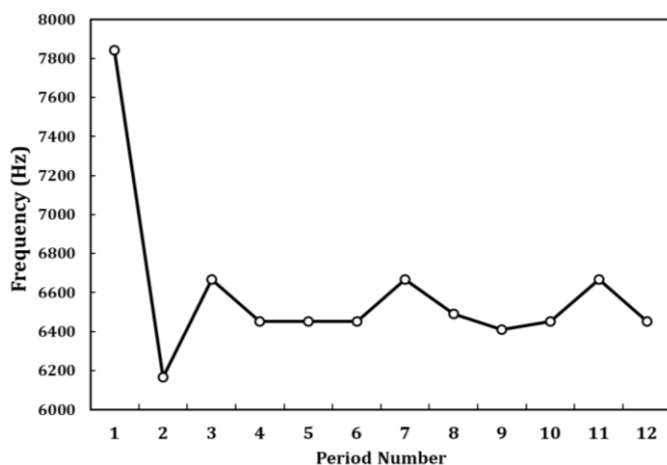


Figure 7- Frequency of rotating detonation phenomenon inside the chamber for different periods

شکل ۷ - فرکانس مربوط به پدیده تراک چرخشی درون محفظه برای دوره‌های مختلف

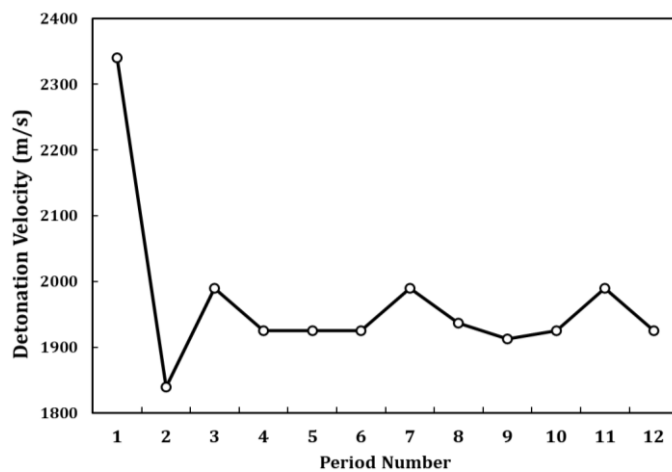


Figure 8- Detonation velocity for different periods

شکل ۸ - سرعت موج تراک برای دوره‌های مختلف

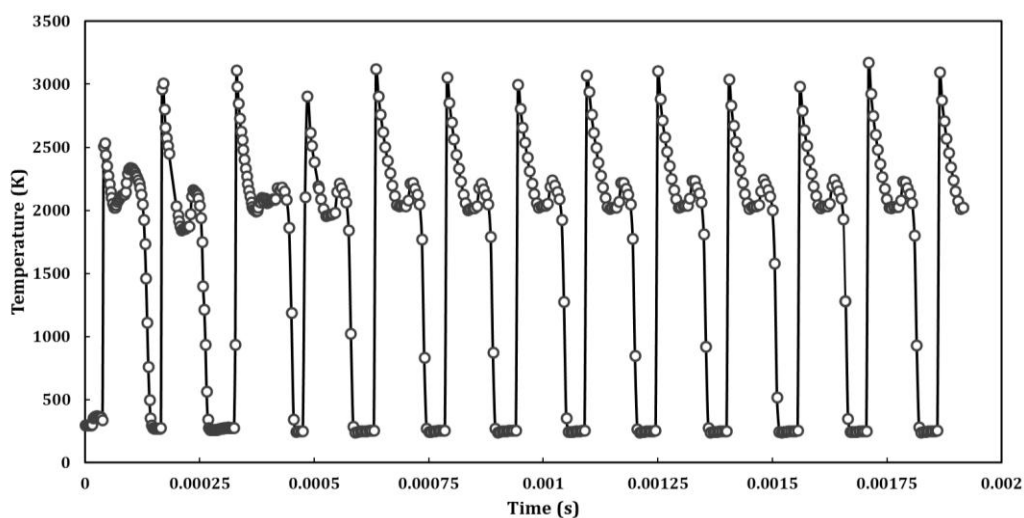


Figure 9- Temporal variations in temperature inside the chamber for a specific point at a height of 10 mm from the inlet of the chamber

شکل ۹ - تغییرات زمانی دما درون محفظه برای نقطه مشخصی در ارتفاع ۱۰ mm از ورودی محفظه

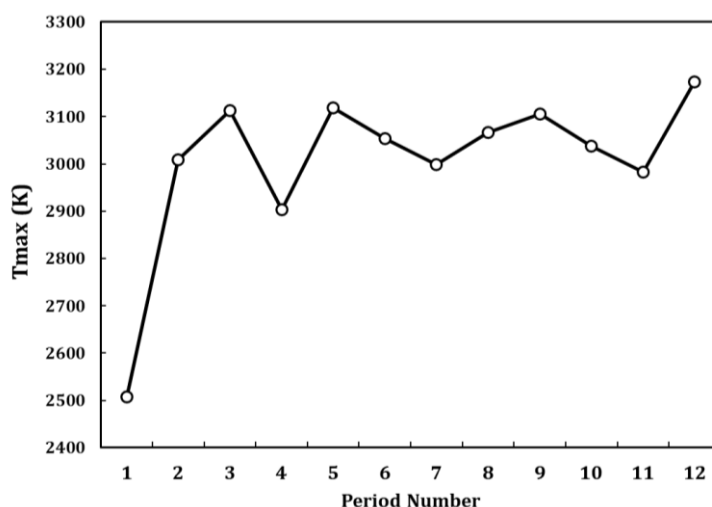


Figure 10- Maximum flow temperature for different periods

شکل ۱۰- بیشینه دمای جریان برای دوره‌های مختلف

یک روش متداول، به منظور ارزیابی نتایج به دست آمده، استفاده از داده‌های موج تراک ایدئال [C] است. به همین منظور، اطلاعات مربوط به موج تراک [C] برای مخلوط استوکیومتری هیدروژن-هوا با استفاده از کد تعادلی [۴۰] استخراج و در جدول ۲ ارائه شده است. نتایج مربوط به کد تعادلی با نتایج میانگین‌گیری کار حاضر مقایسه شده است و مقدار تقریبی خطا برای هر پارامتر محاسبه شده است.

جدول ۲- مقایسه نتایج پژوهش حاضر با نتایج استخراج شده از کد تعادلی [۴۰]

Table 2 - Comparison of the results of the present study with the results extracted from the equilibrium code [38]

	C-J parameters calculated by [35]	Present study	Difference (%)
P _{max} (MPa)	1.5085	2.072	27 %
		2.846	47 %
T _{max} (K)	2956.1	3012	1.85 %
V (m/s)	1979.33	1935	2.3 %

با توجه به نتایج ارائه شده در جدول ۲، مشاهده می‌شود که مقدار بیشینه دما و سرعت موج تراک برای کار حاضر تطابق خوبی با نتایج مربوط به موج تراک CJ استخراج شده از کد تعادلی دارد. اما، نتایج به دست آمده برای فشار خطای قابل توجهی را نشان می‌دهد که می‌تواند به دلایل مختلفی از جمله ایدئال بودن موج تراک CJ و البته ساختار سه بعدی موج تراک در کار حاضر باشد، به طوری که مقدار بیشینه فشار برای موج تراک در شبیه‌سازی حاضر در راستای شعاعی و محوری تغییر می‌کند و به همین دلیل امکان مقایسه دقیق بین نتایج وجود ندارد و همین موضوع ضرورت استفاده از داده‌های آزمایشگاهی را بیشتر نشان می‌دهد. به همین منظور، نتایج کار حاضر با نتایج کار آزمایشگاهی ارائه شده در مرجع [۱۲] و همچنین نتایج عددی مربوط به مراجع [۳۴] و [۴۱] مقایسه می‌شود.

با توجه به شکل ۱۱، مشاهده می‌شود که تطابق خوبی بین نتایج کار حاضر و نتایج عددی و آزمایشگاهی وجود دارد، به طوری که فرکانس حرکت موج (سرعت حرکت موج) به خوبی منطبق است و اختلاف‌هایی در مقدار بیشینه فشار دیده می‌شود. ذکر این نکته لازم است که در کارهایی که اشاره شد مکان دقیق استخراج داده‌ها بیان نشده است و تنها بیان شده است که در نزدیکی ورودی نتایج استخراج شده است. به همین منظور، دو ارتفاع برای مقایسه در نظر گرفته شد.

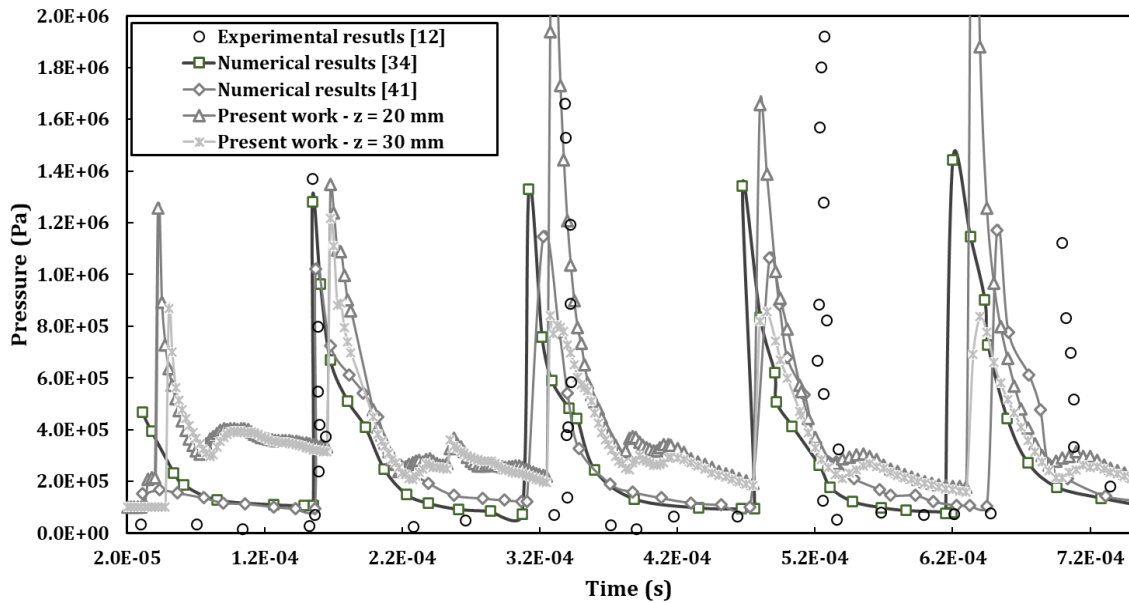


Figure 11 - Temporal variations of pressure inside the chamber for a specific point- Validation simulation with experimental work [12] and numerical works [34] and [41]

شکل ۱۱- تغییرات زمانی فشار درون محفظه-اعتبارسنجی نتایج کار حاضر با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱۲] و نتایج عددی مراجع [۳۴] و [۴۱]

ارزیابی عملکرد محفظه احتراق چرخشی

به منظور ارزیابی عملکرد موتورهای تراک چرخشی می توان از پارامترهایی به شرح زیر استفاده کرد [۲].

شار جرمی میانگین خروجی

$$\dot{m}'' = \frac{1}{A_{exit}} \int \rho u_z(r, \theta) ds_z(r, \theta) \quad (13)$$

دبی جرمی میانگین خروجی

$$\dot{m} = \int \rho u_z(r, \theta) ds_z(r, \theta) \quad (14)$$

فشار میانگین بر روی دیواره های داخلی و خارجی

$$\bar{P}_w = \frac{1}{A} \int P_w dA \quad (15)$$

ایمپالس ویژه محفظه احتراق

$$I_{sp} = \frac{\frac{1}{A_{exit}} \oint_{A_{exit}} (\rho u_z^2(r, \theta) + p(r, \theta)) ds_z(r, \theta)}{\frac{1}{A_{exit}} \oint_{A_{exit}} \rho u_z(r, \theta) ds_z(r, \theta)} \quad (16)$$

در این روابط، A_{exit} سطح خروجی محفظه و u_z جز نرمال بردار سرعت بر سطح خروجی محفظه است. برای محفظه پژوهش حاضر، پارامترهای عملکردی محفظه تراک چرخشی در جدول ۳ ارائه شده است.

با توجه به اعداد ارائه شده در مرجع [۴۲]، در رابطه با ایمپالس ویژه، مشاهده می شود که عملکرد محفظه تراک چرخشی در محدوده سیستم های پیشران سوخت جامد قرار می گیرد که عملکرد مناسبی را ارائه می دهد که البته می توان با تغییر پارامترهای مختلف عملکرد محفظه احتراق چرخشی را بهبود داد.

جدول ۳- پارامترهای عملکردی محفظه تراک چرخشی پژوهش حاضر

Table 3- Performance parameters of rotating detonation chamber for present study

Combustor area	0.001492 m ²
Mass flux at outlet	398.42 kg/m ² .s
Mass flow at outlet	0.5945 kg/s
specific impulse at outlet	1762 m/s
Average velocity at outlet	1185.83 m/s
Average velocity along z-cordinate at outlet	1115.68 m/s
Average velocity along x-cordinate at outlet	167.59 m/s
Average velocity along y-cordinate at outlet	86.8 m/s
Average angle of velocity at outlet along z-coordinate	19.94°
Average angle of velocity at outlet along x-coordinate	81.95 °
Average angle of velocity at outlet along y-coordinate	85.81 °
Average temperature at outlet	1920 K
Average pressure at inner surface	3.55 MPa
Average pressure at outer surface	3.62 MPa
Average temperature at inner surface	1872.85 K
Average temperature at outer surface	1900.87 K

ساختار جریان در محفظه تراک چرخشی

در زمان آغازش، محفظه توسط محصولات احتراق به جز منطقه ۲ (شکل ۳)، که شامل مخلوط تازه است، پر می‌شود، در منطقه ۱، که در مجاورت منطقه ۲ قرار دارد، دما و فشار بالا در نظر گرفته می‌شود تا منجر به احتراق مخلوط‌های تازه در منطقه ۲ شود. پس از آغاز موج تراک، برای رسیدن به رژیم پایدار، که به صورت منظم و دوره‌ای رفتار می‌کند، نیازمند گذشت حداقل ده دور از موج تراک است تا رفتار دوره‌ای موج تراک شکل بگیرد.

ساختار میدان جریان درون محفظه تراک چرخشی با استفاده از کانتورهای پارامترهای مختلف در صفحه حلقوی میانی در محفظه در شکل‌های ۱۲ تا ۱۵ نشان داده شده است. در کانتورهای نشان داده شده موج شاک در جهت پادساعت‌گرد (از چپ به راست در شکل‌ها) حرکت می‌کند. با توجه به کانتورهای ارائه شده، لایه‌ای از مخلوط هیدروژن-هوای استوکیومتری (۱) به‌طور پیوسته از مرز ورودی به درون محفظه وارد می‌شود. این موضوع در شکل ۱۲، که مربوط به کسر جرمی گونه H₂ است، بهتر نشان داده شده است. در نزدیکی موج تراک ضخامت لایه سوخت ورودی بیشتر و با فاصله گرفتن از موج تراک ضخامت آن کمتر می‌شود، به طوری که در پشت موج تراک تمام سوخت ورودی مصرف می‌شود. موج تراک (۲) در نزدیکی مرز ورودی شکل می‌گیرد.

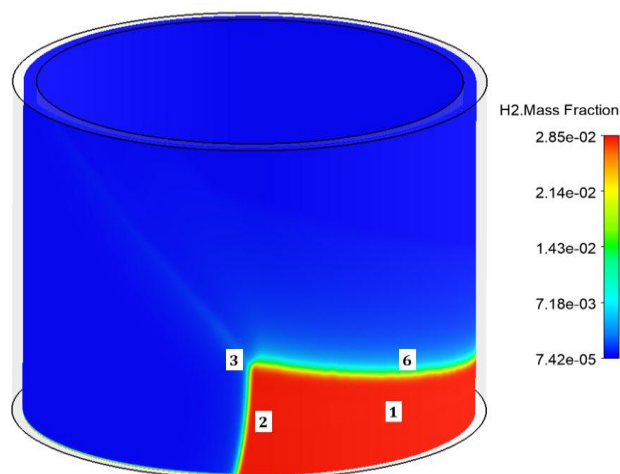


Figure 12- Contour of H₂ mass mass fraction on the middle surface of RDE chamber

شکل ۱۲- کانتور کسر جرمی گونه H₂ روی صفحه میانی محفظه RDE

در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵، به ترتیب، کانتورهای عدد ماخ، فشار و دما نشان داده شده است. ارتفاع موج تراک در شرایط شبیه‌سازی ۲۵/۸۵ mm است. در نقطه برخورد موج تراک با مواد واکنش‌دهنده (۳)، یک موج شاک مایل (۴) تشکیل می‌شود که در ناحیه محصولات قرار دارد و یک سطح تماسی (۶) بین مواد واکنش‌دهنده و محصولات ایجاد می‌شود.

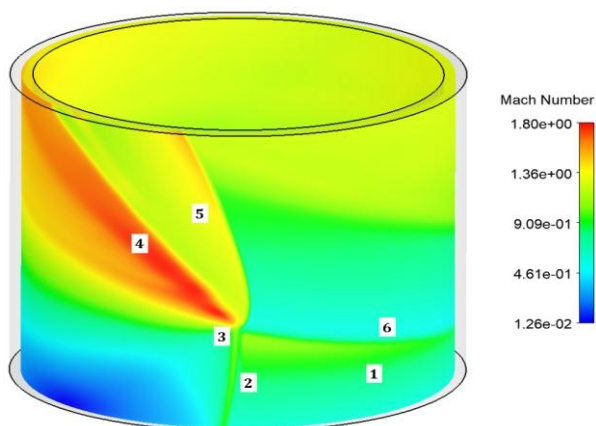


Figure 13- Contour of Mach number on the middle surface of RDE chamber
شکل ۱۳- کانتور عدد ماخ روی صفحه میانی محفظه RDE

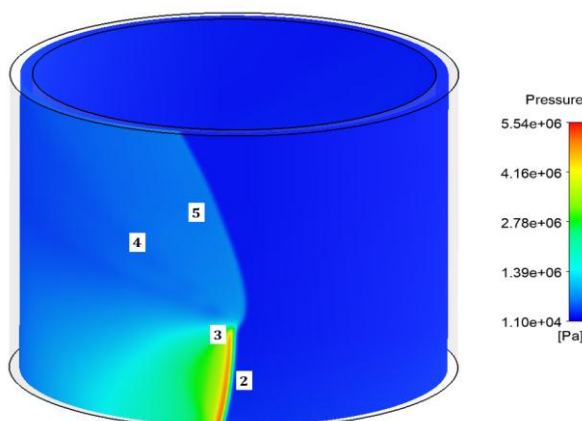


Figure 14- Contour of pressure on the middle surface of RDE chamber
شکل ۱۴- کانتور فشار روی صفحه میانی محفظه RDE

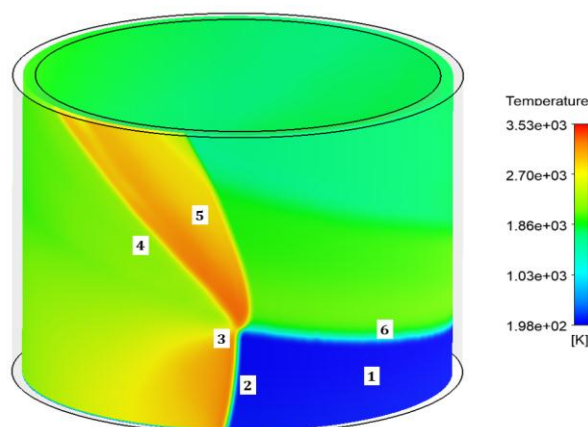


Figure 15- Contour of temperature on the middle surface of RDE chamber
شکل ۱۵- کانتور دما روی صفحه میانی محفظه RDE

نمای دیگری از ساختار جریان در شکل ۱۶ ارائه شده است که مربوط به گرادیان چگالی است و مشابه با کانتورهای شیلرین^۱ است و به خوبی ساختار جریان و موج‌های ایجادشده را نشان می‌دهد.

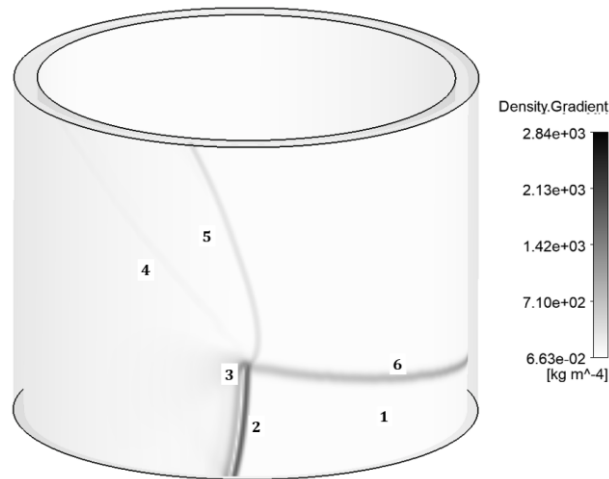


Figure 16- Contour of density gradient on the middle surface of RDE chamber
 شکل ۱۶- کانتور گرادیان چگالی روی صفحه میانی محفظه RDE

به منظور بررسی کمی پارامترهای ارائه شده، تغییرات پارامترهای مختلف در شکل‌های ۱۷ تا ۲۰ نشان داده شده است که مربوط به تغییرات عدد ماخ، فشار، کسر جرمی گونه H_2 ، دما و نرخ آزادشده حرارت است. نتایج برای ارتفاع‌های مختلف مطابق با شکل ۳ استخراج شده است. در شکل‌های ارائه شده، خط‌چین مکان تقریبی جبهه تراک را نشان می‌دهد. همچنین، جهت حرکت موج تراک نیز نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۷، مشاهده می‌شود که بیشینه عدد ماخ مقدار $1/8$ است که در ارتفاع ۳۰ میلی‌متری از مکان ورودی محفظه است که در امتداد موج تراک به مقدار $0/6$ کاهش می‌یابد. تغییرات منحنی عدد ماخ نشان از ساختار منحنی جبهه تراک است.

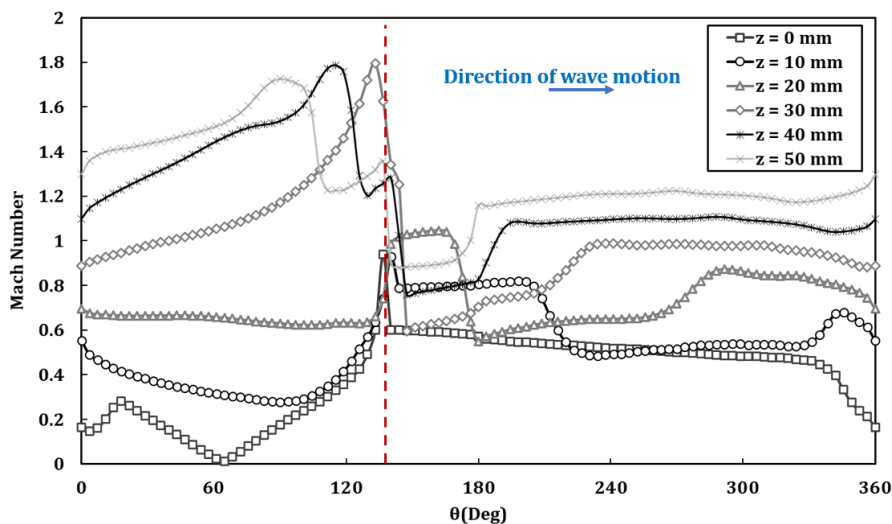


Figure 17 - Mach number variations on the annular line at different heights
 شکل ۱۷- تغییرات عدد ماخ روی خط حلقوی در ارتفاع‌های مختلف

در شکل ۱۸، تغییرات فشار در امتداد حرکت موج تراک نشان داده شده است، به طوری که بیشترین مقادیر فشار مربوط به سطح ورودی است و منطبق بر فشارهای خروجی از انژکتورهای سوخت-هواست. با افزایش ارتفاع نسبت به سطح ورودی محفظه، مقدار فشار کاهش می‌یابد. در شکل ۱۹، تغییرات کسر جرمی سوخت ورودی نشان داده شده است و مشاهده می‌شود که با عبور موج تراک، سوخت کاملاً مصرف می‌شود و بعد از عبور موج مجدد سوخت وارد محفظه می‌شود.

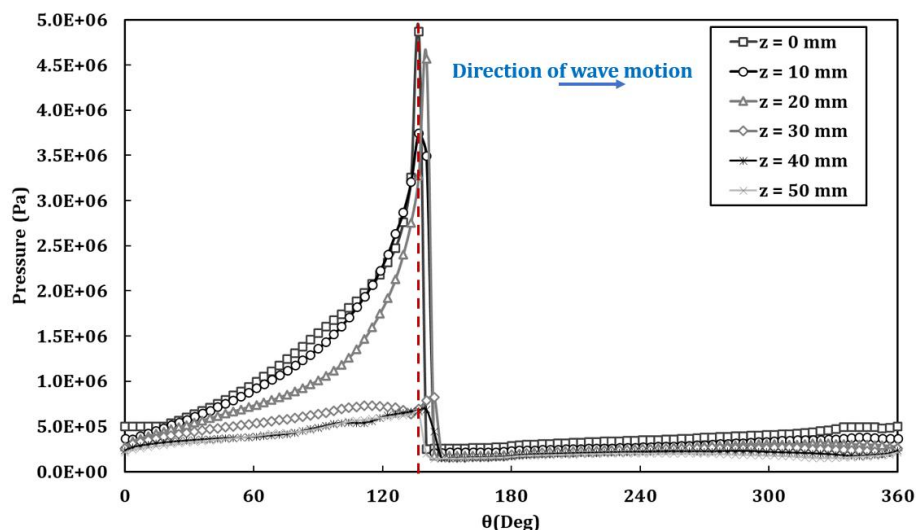


Figure 18 - Pressure variations on the annular line at different heights

شکل ۱۸ - تغییرات فشار روی خط حلقوی در ارتفاع‌های مختلف

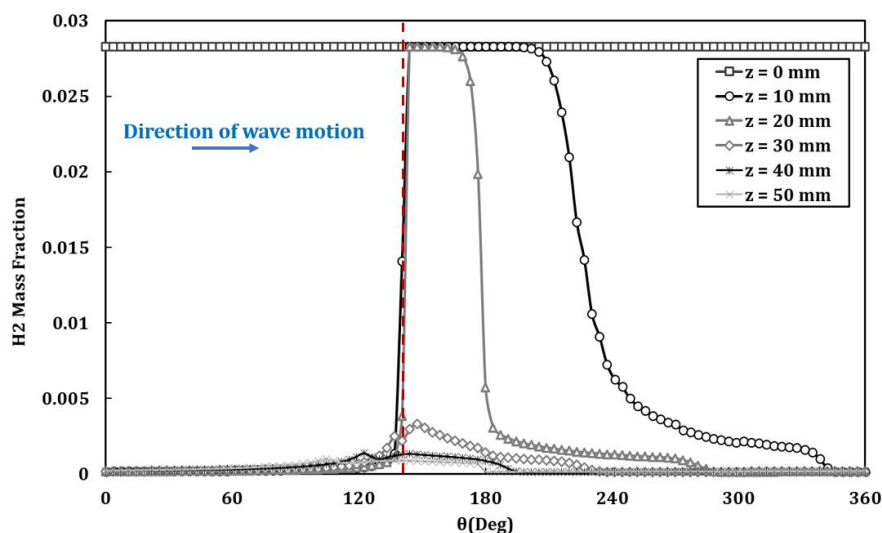


Figure 19 - Variations of H₂ mass fraction on the annular line at different heights

شکل ۱۹ - تغییرات گونه H₂ روی خط حلقوی در ارتفاع‌های مختلف

در شکل ۲۰، تغییرات دما در امتداد سطوح مختلف از ورودی ارائه شده است. در مکان جبهه تراک مقدار دما به مقدار بیشینه می‌رسد، به طوری که یک افت دمایی در جلو جبهه مشاهده می‌شود که مربوط به سوخت ورودی به محفظه است چراکه در جلوی جبهه بیشترین مقدار سوخت وجود دارد.

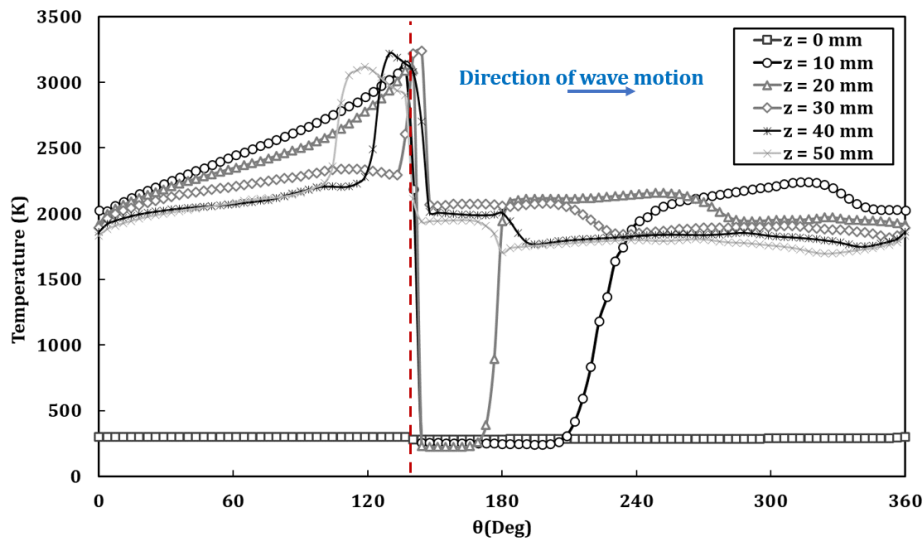


Figure 20 - Temperature variations on the annular line at different heights

شکل ۲۰- تغییرات دما روی خط حلقوی در ارتفاع های مختلف

نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، انتشار موج تراک درون محفظه تراک چرخشی (RDE) به صورت عددی و با رویکرد سه بعدی بررسی شد. برای انجام این شبیه سازی از معادلات نویراستوکس به همراه معادله انرژی و معادله بقای گونه برای جریان واکنشی استفاده شد. با توجه به حجم بالای محاسبات، از واکنش شیمیایی یک مرحله ای استفاده شد. نتایج به دست آمده از پژوهش حاضر برای پارامترهای فشار، دما و سرعت با نتایج مربوط به موج تراک CJ مقایسه شد و مشاهده شد که برای پارامترهای دما و سرعت تطابق خوبی وجود دارد و برای پارامتر فشار نیز تطابق نسبی مشاهده می شود که می تواند به دلایل مختلفی از جمله ایدنالی بودن موج تراک CJ و البته ساختار سه بعدی موج تراک در کار حاضر اشاره کرد. رفتار دوره ای موج تراک و پارامترهای عملکردی محفظه RDE از دیدگاه های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. با استفاده از کانتورهای مختلف شامل کانتور عدد ماخ، فشار، دما و کسر جرمی گونه H₂ ساختار موج تراک درون محفظه RDE بررسی شد و به خوبی ساختار موج تراک در محفظه مشاهده شد.

منابع

1. Y. B. Zeldovich, "To the question of energy use of detonation combustion," *J. of Technical Phys.*, 10, No. 17, 1940, pp. 1453-1461.
2. D. M. Davidenko, I. Gökalp and A. N. Kudryavtsev, "Numerical Simulation of the Continuous Rotating Hydrogen-Oxygen Detonation with a Detailed Chemical Mechanism," *West-East High Speed Flow F. Conf.*, No. November, Moscow, Russia, 2007.
3. G. D. Roy, S. M. Frolov, A. A. Borisov and D. W. Netzer, "Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective," *Prog. Energy Combust. Sci.*, 30, No. 6, 2004, pp. 545-672.
4. F. A. Bykovskii, V. V. Mitrofanov and E. F. Vedernikov, "Continuous detonation combustion of fuel-air mixtures," *Combust. Explos. Shock Waves*, 33, No. 3, 1997, pp. 344-353.
5. F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan and E. F. Vedernikov, "Continuous spin detonations," *J. Propuls. Power*, 22, No. 6, 2006, pp. 1204-1216.
6. S. A. Zhdan, A. M. Mardashev and V. V. Mitrofanov, "Calculation of the flow of spin detonation in an annular chamber," *Combust. Explos. Shock Waves*, 26, No. 2, 1990, pp. 210-214.
7. K. Milanowski, J. Kindracki, A. Kobiera and P. Wolanski, "Numerical Simulation of Rotating Detonation in Cylindrical Channel," *21st ICDERS*, Poitiers, France, 2007, pp. 21-24.
8. F. Falempin, "Continuous Detonation Wave Engine," *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, Educational Notes RTO-EN-AVT-150, Paper 8, pp. 1-16, 2008, Available from: <http://www.rto.nato.int>.

9. Y. T. Shao, M. Liu and J. P. Wang, "Numerical investigation of rotating detonation engine propulsive performance," *Combust. Sci. Technol.*, 182, No. 11–12, 2010, pp. 1586–1597.
10. S. A. Schumaker and V. Sankaran, "Numerical investigation of rotating detonation rocket engines," *AIAA Aerosp. Sci. Meet.* No. 210059, pp. 1–15, 2010.
11. S. J. Liu, Z. Y. Lin, W. D. Liu, W. Lin and M. B. Sun, "Experimental and three-dimensional numerical investigations on H₂/air continuous rotating detonation wave," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, 227, No. 2, 2012, pp. 326–341.
12. S. Escobar, S. R. Pakalapati, I. Celik, D. Ferguson and P. Strakey, "Numerical investigation of rotating detonation combustion in annular chamber," in *Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition*, Texas, USA, 2013, pp. 1–9.
13. D. Wu, Y. Liu, Y. Liu and J. Wang, "Numerical investigations of the restabilization of hydrogen-air rotating detonation engines," *Int. J. Hydrogen Energy*, 39, No. 28, 2014, pp. 15803–15809.
14. S. Randall, A. St George, R. Driscoll, V. Anand and E. J. Gutmark, "Numerical and experimental study of heat transfer in a rotating detonation engine," *53rd AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, No. January, Florida, USA, 2015, pp. 1–12.
15. Y. Wang and J. Wang, "Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation," *Int. J. Hydrogen Energy*, 40, No. 25, 2015, pp. 7949–7955.
16. Y. Liu, Y. Wang, Y. Li, Y. Li and J. Wang, "Spectral analysis and self-adjusting mechanism for oscillation phenomenon in hydrogen-oxygen continuously rotating detonation engine," *Chinese J. Aeronaut.*, 28, No. 3, 2015, pp. 669–675.
17. Y. Wang, "Rotating detonation in a combustor of trapezoidal cross section for the hydrogen-air mixture," *Int. J. Hydrogen Energy*, 41, No. 12, 2016, pp. 5605–5616.
18. V. Anand, A. St. George, R. Driscoll and E. Gutmark, "Investigation of rotating detonation combustor operation with H₂-Air mixtures," *Int. J. Hydrogen Energy*, 41, No. 2, 2016, pp. 1281–1292.
19. H. Zhang, W. Liu and S. Liu, "Effects of inner cylinder length on H₂/air rotating detonation," *Int. J. Hydrogen Energy*, 41, No. 30, 2016, pp. 13281–13293.
20. J. Braun, B. H. Saracoglu and G. Paniagua, "Unsteady performance of rotating detonation engines with different exhaust nozzles," *J. Propuls. Power*, 33, No. 1, 2016, pp. 121–130.
21. A. Roy and et al., "Development of a three-dimensional transient wall heat transfer model of a rotating detonation combustor," *54th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, No. January, Florida, USA, 2016.
22. S. Eto, N. Tsuboi, K. Takayuki and A. K. Hayashi, "Three-Dimensional Numerical Simulation of a Rotating Detonation Engine: Effects of the Throat of a Converging-Diverging Nozzle on Engine Performance," *Combust. Sci. Technol.*, 188, No. 11–12, 2016, pp. 2105–2116.
23. S. Yao, Z. Ma, S. Zhang, M. Luan and J. Wang, "Reinitiation phenomenon in hydrogen-air rotating detonation engine," *Int. J. Hydrogen Energy*, 42, No. 47, 2017, pp. 28588–28598.
24. T. Gaillard, D. Davidenko and F. Dupoirieux, "Numerical simulation of a Rotating Detonation with a realistic injector designed for separate supply of gaseous hydrogen and oxygen," *Acta Astronaut.*, 141, No. September, 2017, pp. 64–78.
25. J. Sun, J. Zhou, S. Liu, Z. Lin and W. Lin, "Plume flowfield and propulsive performance analysis of a rotating detonation engine," *Aerosp. Sci. Technol.*, 81, 2018 pp. 383–393.
26. Q. Xie, H. Wen, W. Li, Z. Ji, B. Wang and P. Wolanski, "Analysis of operating diagram for H₂/Air rotating detonation combustors under lean fuel condition," *Energy*, 151, 2018, pp. 408–419.
27. J. Sun, J. Zhou, S. Liu, Z. Lin and W. Lin, "Effects of air injection throat width on a non-premixed rotating detonation engine," *Acta Astronaut.*, 159, pp. 189–198, 2019.
28. J. Sun, J. Zhou, S. Liu and Z. Lin, "Interaction between rotating detonation wave propagation and reactant mixing," *Acta Astronaut.*, 164, No. July, 2019, pp. 197–203.
29. J. Sun, J. Zhou, S. Liu, Z. Lin and W. Lin, "Numerical investigation of a non-premixed hollow rotating detonation engine," *Int. J. Hydrogen Energy*, 44, No. 31, 2019, pp. 17084–17094.
30. S. Dehghan-Nezhad, M. Fahim and M. Farshchi, "Experimental Study of Continuous H₂/Air Rotating Detonations," *Combust. Sci. Technol.*, 01, 2020, pp. 1–15.
31. S. A. Zhdan, F. A. Bykovskii and E. F. Vedernikov, "Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture," *Combust. Explos. Shock Waves*, 43, No. 4, 2007, pp. 449–459.
32. J. Sun, J. Zhou, S. Liu, Z. Lin and J. Cai, "Effects of injection nozzle exit width on rotating detonation engine," *Acta Astronaut.*, 140, No. August, 2017, pp. 388–401.
33. J. Sun, J. Zhou, S. Liu and Z. Lin, "Numerical investigation of a rotating detonation engine under premixed/non-premixed conditions," *Acta Astronaut.*, 152, No. August, 2018, pp. 630–638.
34. F. Ma, J. Y. Choi and V. Yang, "Thrust chamber dynamics and propulsive performance of single-tube pulse detonation engines," *AIAA Pap.*, 21, No. 3, 2004, pp. 9677–9698.
35. D. Ingram, B. Jiang and D. Causon, "On the role of turbulence in detonation induced by Mach stem reflection," *Shock Waves*, 8, No. 6, 1998, pp. 327–336.
36. D. A. Kessler, V. N. Gamezo and E. S. Oran, "Simulations of flame acceleration and deflagration-to-detonation transitions in methane-air systems," *Combust. Flame*, 157, No. 11, 2010, pp. 2063–2077.
37. L. Massa, M. Chauhan and F. K. Lu, "Numerical study of detonation-turbulence interaction," *49th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, No. January, Florida, USA, 2011, pp. 1–27.
38. J. Li, Z. Zhao, A. Kazakov and F. L. Dryer, "An updated comprehensive kinetic model of hydrogen combustion," *Int. J.*

- Chem. Kinet.*, 36, No. 10, 2004, pp. 566–575.
39. J. M. Weiss, “Calculation of reacting flowfields involving stiff chemical kinetics,” *14th Comput. Fluid Dyn. Conf.*, No. C, Florida, USA, 1999, pp. 997–1004.
40. C. Morley, “A Chemical Equilibrium Program for Windows (Gaseq).” [Online]. Available: <http://www.gaseq.co.uk/>, Accessed 25 sep 2020.
41. J. Li, Z. Zhao, A. Kazakov and D. Frederick, “An Updated Comprehensive Kinetic Model for H₂ Combustion,” *Int. J. of Chemical Kinetics*, 36, 2004, pp. 566-575.
42. G. Genta, *Propulsion for Interstellar Space Exploration*, Vol. 11, No. C, Elsevier Masson SAS, Torino, Italy, 2001.

English Abstract

Numerical study of combustion characteristics for stoichiometric hydrogen-air mixture in rotating detonation engine (RDE)

Alireza Alipoor^{*1}, Mohammad Farshchi² and Hossein Ali Pakravan³

1- School of Mechanical Engineering, Shiraz University, Shiraz, Iran, a.alipoor@shirazu.ac.ir

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, farshchi@sharif.edu

3- School of Mechanical Engineering, Shiraz University, Shiraz, Iran, pakravan@shirazu.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2021.01.17, Received in revised form: 2021.03.15., Accepted: 2021.03.17)

Due to the higher efficiency of the detonation wave compared to the deflagration wave, in recent years, attention has been attracted to the use of detonation waves in engines. For this purpose, various engines such as pulse detonation engines and rotating detonation engines are proposed. Because of the better performance of rotating detonation engines, the purpose of this work is investigation of detonation propagation wave inside the rotating detonation engine (RDE) chamber numerically and with a three-dimensional approach. The purpose of the present work is investigation of the propagation of the detonation wave inside the rotating detonation engine (RDE) which has been done numerically by considering three-dimensional approach. For this purpose, Navier-Stokes equations is solved with taking into account energy and species conservation equation for the reacting flow. Because of high computational cost, a one-step global chemical reaction is used. The results of the present study are compared with the results of the Chapman-Jouguet detonation wave. The results show that there is a good agreement between the temperature and wave velocity. Also, according to the simulation results, the structure of the detonation wave was well extracted. After creating the initial condition, the detonation wave is created and starts moving at a certain speed. In the following, the performance parameters of the present chamber are examined in order to be used in turbine engines, which shows the remarkable performance of this type of chambers.

Keywords: Rotating Detonation Engine (RDE), Numerical simulation, Hydrogen-air mixture, CJ detonation