

تحلیل عددی ترمودینامیک و سینتیک احتراق پیشرانه مایع بر پایه هیدروژن و متان

رضا شاکرمی، علی اکبر جمالی*

گروه مهندسی شیمی، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

چکیده: درک کافی از سوزش پایدار و کنترل عملکرد در موتورهای پیشرانه مایع، مستلزم شناخت کافی از شرایط محفظه احتراق، سلسله واکنش‌های شیمیایی (سینتیک احتراق پیشرانه) و متغیرهای ترموفیزیکی متگی بر آن است. بدین منظور پس از بررسی معادله‌های حاکم و شبیه‌سازی محفظه احتراق بر پایه دینامیک سیالات، محاسبه‌هایی در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون، چگونگی توزیع دما، سرعت واکنش شیمیایی و کسر جرمی گونه‌های شیمیایی، به عنوان شالوده کار و نمایان‌گر چالش‌های طراحی محفظه احتراق و سامانه‌های مرتبط با آن مطرح می‌شود. نتیجه‌های شبیه‌سازی به خوبی بسیاری از ویژگی‌های پیشرانه مایع هیدروژن-اکسیژن و متان-اکسیژن را پیش‌بینی و توجیه می‌نماید. برای پیشرانه متان-اکسیژن به دلیل تولید کربن مونوکسید در نسبت‌های بالای سوخت به اکسیدکننده و بالا بودن آنتالپی تشکیل آن، افت تکانه ویژه، دما و سرعت واکنش شیمیایی پیشرانه در محفظه احتراق مشاهده می‌شود. دما در محفظه احتراق و ناحیه‌های نزدیک پاشنده‌ها برای این پیشرانه در نسبت هم‌ارزی یک، بسیار بیش‌تر از پیشرانه هیدروژن-اکسیژن است که دمای زیادتر منجر به آسیب جدی به دیواره محفظه احتراق، سامانه انتقال پیشرانه و پاشنده‌ها می‌شود. همچنین با بهبود طراحی نازل می‌توان انرژی گرمایی گازهای محفظه احتراق را به انرژی جنبشی و سرعت تبدیل نمود و تکانه ویژه تولیدی را افزایش داد.

واژه های کلیدی: محفظه احتراق، سینتیک احتراق متان و هیدروژن، پیشرانه مایع، نسبت هم‌ارزی، دینامیک سیالات محاسبه‌ای

KEYWORDS: Combustion chamber, combustion kinetic of methane and hydrogen, Liquid propellant, Computational fluid dynamics.

مقدمه

احتراق و نازل خروجی است. در نخست پیشرانه توسط سامانه انتقال به پاشنده‌ها ارسال و سپس ریزافشانی^۳ بهبودیافته موجب تسهیل در تبخیر و احتراق آن می‌شود. با عمل احتراق پیشرانه در محفظه، دما و فشار به گونه‌ای افزایش می‌یابد که نیاز به خنک‌سازی محفظه احتراق و بخش پایین‌دست آن (نازل همگرا-واگرا) جدی می‌شود.

موتورهای پیشران مایع وسایلی به نسبت ساده هستند و مهم‌ترین مشکل در طراحی آن‌ها فشار و دمای بسیار بالایی است که به دلیل احتراق پیشرانه در محفظه احتراق به دست آمده می‌شود [۱]. موتور پیشران مایع شامل مخزن ذخیره سازی سوخت و اکسیدکننده، سامانه تغذیه و پمپاژ پیشرانه، پاشنده‌ها، محفظه

* عهده‌دار مکاتبات

+Email: ajamali@ihu.ac.ir

(۱) Injector

(۲) Atomization

از آن‌ها برای پایه طراحی سایر موارد متنوع استفاده کرد. برای این منظور می‌توان از نرم‌افزارهایی مانند انسیس فلونت^۷ بهره برد که با حل معادله‌های حاکم به شبیه‌سازی سامانه به روش دینامیک سیالات محاسبه‌های می‌پردازند و نتیجه‌های شبیه‌سازی مانند توزیع دما، فشار، سرعت سیال و ... را ارائه می‌دهند. با داشتن چگونگی توزیع این پارامترها در سامانه می‌توان گامی رو به جلو در برای طراحی دقیق‌تر و افزایش مقیاس محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرای موتورهای پیشران مایع برداشت.

از مهم‌ترین کارهای انجام شده برای مدل‌سازی ریاضی و شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور پیشران مایع، شبیه‌سازی محفظه احتراق بر پایه پیشران مایع دو جزئی هیدروژن-اکسیژن به همراه نازل همگرا-واگرا است که توسط فیصل خان^۸ و همکاران [۸] انجام شده است. کاترون^۹ و همکاران [۹] به تحلیل عددی محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرا مخروطی برای پیشران متان-اکسیژن پرداخته‌اند که در کار آن‌ها به پاشش و پاشنده توجه خاصی شده است به طوری که پاشش پیشران به طور کامل جدا نیز مورد بررسی قرار گرفته است. سانگ و سان^{۱۰} [۱۰] در شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور پیشران مایع متان-اکسیژن، شرایط حضور سامانه خنک‌سازی و دمای متغیر دیواره محفظه احتراق را لحاظ کرده‌اند. در کار شبیه‌سازی پاندی و یاداو^{۱۱} [۱۱] محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرا موتور پیشران مایع در مقیاس کوچک برای پیشران پنتان-هوا شبیه‌سازی شده است. برای کار آن‌ها سوخت و اکسیدکننده به صورت گازی وارد سامانه می‌شوند و فشار محفظه احتراق ۱۰۱۳۲۵ pa است. شعبانیان و همکاران [۱۲] به شبیه‌سازی محفظه احتراق بدون در نظر گرفتن نازل برای پیشران هیدروژن-هوا پرداخته‌اند. تمرکز کار مطالعه‌های این پژوهشگران بر بررسی دمای شعله و تأثیر شدت جریان‌های گوناگون پیشران بر احتراق و دمای شعله است. گوپتا^{۱۲} و همکاران [۱۳] اثر نیروی گرانش را نیز بر محفظه احتراق موتور پیشران مایع و نازل خروجی در نظر گرفته‌اند. نتیجه‌های شبیه‌سازی آن‌ها نشان می‌دهد که نیروی وزن سبب تغییر ناچیزی در توزیع فشار و دما در محفظه احتراق خواهد شد و تأثیر آن قابل اغماض است.

نازل گاز با فشار و دمای بالا را به گازی با سرعت بسیار زیاد و فشاری به تقریب برابر با محیط تبدیل می‌کند. نتیجه آن افزایش شدید سرعت گاز و مومنتوم آن خواهد بود که سبب تولید نیروی پیشران کافی توسط موتور می‌شود [۳،۲]. به دلیل نیروی پیشران بالا و سمی نبودن، برای پیشران اغلب از اکسیژن و هیدروژن مایع به عنوان اکسیدکننده و سوخت استفاده می‌شود. اما هیدروژن دارای نقطه جوش بسیار پایینی بوده و هزینه‌های تبرید، نگهداری و عایق کاری آن بسیار بالاست و نیاز به مخزن بسیار بزرگی برای ذخیره‌سازی آن وجود دارد زیرا به دلیل دانسیته پایین حجم زیادی را اشغال کرده و قطر موشک را نیز افزایش می‌دهد. کروسین نیز با دانسیته بالا و هزینه‌های پایین نگهداری به عنوان یک سوخت پرکاربرد در مرحله‌های گوناگون پرواز موتورهای پیشران مایع مطرح می‌باشد. در مقابل متان حدوداً شش برابر از هیدروژن مترکم‌تر بوده و به دلیل هزینه‌های پایین‌تر نگهداری و استخراج آن از گاز طبیعی، به عنوان سوختی ارزان‌تر شناخته می‌شود. همچنین این سوخت به نسبت کروسین دارای نیروی پیشران بیش‌تری بوده و گک و دوده تولید نمی‌کند و میزان سمی بودن آن نیز کم‌تر است [۴]. با توجه به دلیل‌های که ذکر شد استفاده از این پیشران در سال‌های اخیر افزایش یافته و شرکت‌های روسی [۵] و آمریکایی [۶] به این پیشران توجه زیادی نموده‌اند. به طوری که فضاییمای روسی سایوز-۷ در موتور مرحله اول و دوم خود از پیشران متان-اکسیژن استفاده می‌کند و شرکت اسپیس ایکس^۲ در حال توسعه موتور رپتور^۳ بر پایه این پیشران برای فضاییمای خود یعنی استارشپ^۴ می‌باشد. همچنین شرکت فرانسوی ایرباس^۵ نیز در حال کار بر روی موتور ای سی ای-۴۲^۶ بر پایه پیشران متان-اکسیژن است [۷].

آزمایش‌ها و داده‌های تجربی با صرف زیاد هزینه و زمان بر بودن فرایند آزمون و خطا به تنهایی جواب‌گوی نیاز متنوع طراحی تراسترها و محفظه‌های احتراق نخواهد بود. برای تکمیل زنجیره پژوهش‌های، توسعه مدل‌های ریاضی کمک شایانی در مسیر طراحی‌های متنوع، رفع پیچیدگی‌ها و ابهامات در مسئله می‌کند. با به‌کارگیری این مدل‌ها و ارزیابی نتیجه‌های شبیه‌سازی، می‌توان از صحت برخی تخمین‌ها و پیش‌بینی‌ها اطمینان به‌دست آمده نمود و

(۱) soyuz-7

(۳) Raptor

(۵) Airbus

(۷) Ansys fluent

(۹) Kutrone

(۱۱) Pandey and Yadav

(۲) Space X

(۴) Star ship

(۶) ACE-42R

(۸) Fasal Khan

(۱۰) Song and Sun

(۱۲) Gupta

پیوسته گاز هستند، برخورد کرد و معادله‌های بقاء را برای آن‌ها به صورت معادله‌های صریح دیفرانسیل به کار برد. فاز گاز به صورت فازی پیوسته در نظر گرفته می‌شود که برای بررسی آن‌ها از دیدگاه اولرین (حجم کنترل) استفاده می‌شود [۱۶]. معادله پیوستگی برای فاز پیوسته در مختصات استوانه‌ای برای هر جزء K به صورت زیر بیان می‌شود که ترم‌های طرف راست معادله به ترتیب مربوط به نفوذ، واکنش شیمیایی و تبخیر قطره‌های مایع پیشرانه است.

$$\frac{\partial \rho_k}{\partial t} + \frac{1}{r} \nabla \cdot (r \rho_k u) = \frac{1}{r} \nabla \cdot [r \rho D \nabla (\rho_k / \rho)] + \dot{\rho}_k^c + \dot{\rho}_s \delta_{k1} \quad (1)$$

$$\rho = \sum_k \rho_k \quad (2)$$

در این معادله‌ها u سرعت، ρ دانسیته، D ضریب نفوذ و $\dot{\rho}$ مربوط به تولید یا مصرف ماده k در فاز پیوسته است. معادله موازنه مومنتوم نیز برای فاز پیوسته به صورت زیر قابل بیان است. ترم‌های طرف راست معادله به ترتیب مربوط به نیروهای فشاری، تنش برشی ویسکوز، برهم‌کنش قطره‌ها و نیروی وزن می‌باشند. در این معادله P فشار و G نیروی حجمی است و $\bar{\rho}$ مربوط به دانسیته میانگین برای سامانه‌های چند فازی (روش حجم سیال) است. σ تانسور مرتبه دوم تنش است که توسط معادله (۴) محاسبه می‌شود.

$$\frac{\partial (\bar{\rho} u)}{\partial t} + \frac{1}{r} \nabla \cdot (r \bar{\rho} u u) = -\nabla P + \frac{1}{r} \nabla \cdot (r \sigma) + s + \bar{\rho} G \quad (3)$$

$$\sigma = \mu (\nabla u + (\nabla u)^T) + (\lambda / r) \nabla \cdot (r u) I \quad (4)$$

معادله موازنه انرژی برای فاز پیوسته به صورت معادله (۵) ارائه می‌شود. ترم‌های طرف راست معادله به ترتیب مربوط به کار نیرو فشار، اتلاف ویسکوز، نفوذ گرمایی، گرمای واکنش و آنتالپی تبخیر قطره‌های پیشرانه است.

$$\frac{\partial (\rho I)}{\partial t} + \frac{1}{r} \nabla \cdot (r \rho I u) = -\frac{P}{r} \nabla \cdot (r u) + \sigma : \nabla u - \frac{1}{r} \nabla \cdot (r J) + \dot{Q}_c + \dot{Q}_s \quad (5)$$

$$J = K \nabla T - \rho D \sum_k h_k \nabla (\rho_k / \rho) \quad (6)$$

\dot{Q} تولید یا مصرف گرما به علت انجام واکنش شیمیایی یا تبخیر است. J مربوط به نفوذ گرما بوده و توسط معادله (۶) قابل محاسبه است. زمانی که دمای سطح قطره به دمای جوش می‌رسد؛ تبخیر از سطح قطره آغاز شده و به لحاظ اختلاف غلظت بخار روی سطح قطره و توده سیال (دور از مرز گازی قطره)، جرم از گونه مایع به

در این پژوهش، محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرای موتور پیشران مایع برای دو پیشرانه اکسیژن-هیدروژن و اکسیژن-متان به صورت دوبعدی و با شرایط دمای ثابت دیواره محفظه احتراق و نازل، شبیه‌سازی شده است. نتیجه‌های به دست آمده از شبیه‌سازی برای پیشرانه اکسیژن-هیدروژن مایع با کار پژوهش‌هایی فیصل‌خان و همکاران [۸] و برای پیشرانه اکسیژن مایع-متان با شبیه‌سازی لویجی‌کاترون و همکاران [۹] اعتبارسنجی و ارزیابی شده است. قیاس نتیجه‌های به دست آمده از هر دو پیشرانه در نسبت‌های گوناگون سوخت به اکسیدکننده، زمینه‌ساز و مؤید استفاده از متان در فشار بالا و فوق بحرانی (به موجب بهره‌مندی از برتری‌های پیشرانه اکسیژن - متان) به جای هیدروژن مایع می‌باشد.

معادله‌های حاکم

در مدل‌سازی ریاضی هر مسئله نخست فیزیک و شرایط واقعی آن به صورت کیفی به عنوان صورت مسئله مطرح می‌شود. ریزافشانی جت سیال به معنای تبدیل توده سیال به قطره‌های ریزی است که در اثر پیشی گرفتن نیروهای مخرب آیرودینامیکی از کشش سطحی سیال ایجاد می‌شود. اتمیزه شدن اولیه قطره‌هایی با اندازه بزرگی را تولید خواهد نمود که به نسبت ناپایداری که در اتمیزه شدن ثانویه این قطره‌ها بازم شکسته شده و ذره‌های ریزتر و پایدارتری را تولید می‌کنند [۱۴]. با وجود آشفتگی جریان و وقوع پدیده تصادم، گاهی ممکن است که قطره‌های پیشرانه به هم برخورد کرده و روی دیواره محفظه احتراق با یکدیگر انباشتی داشته باشند. در این شرایط قطره‌ها در معرض دما زیادی قرار می‌گیرند و پس از تبخیر با هم ترکیب شده و سریعاً واکنش می‌دهند. پس از واکنش گازهای به دست آمده به علت تولید گرما زیاد به علت احتراق پیشرانه، انبساط می‌یابند و با سرعت زیادی از نازل همگرا-واگرا خارج می‌شوند [۱۵].

در مدل‌سازی با تکیه بر دیدگاه‌های گوناگون جریان چند فازی از قوانین کلی بقاء شامل جرم، مومنتوم (تکانه) و انرژی استفاده می‌شود. سه دیدگاه عمده در این زمینه شامل اولری-اولری، اولری-لاگرانژی و حجم سیال^۳ می‌باشند. در این پژوهش از دیدگاه اولری-لاگرانژی استفاده شده است که برای آن قطره‌های پیشرانه (فاز مایع) به صورت ذره‌های جدایی از فاز گاز در نظر گرفته می‌شوند و می‌توان با آن‌ها به عنوان سامانه‌هایی که در حال حرکت در فاز

(۱) Impinging

(۳) Volume of Fluid (VOF)

(۲) Coalescence

$$\dot{m}_{\text{evap}} = \left(1 - \frac{y_0}{y_0^*}\right) \left[\frac{Nu_m}{Nu_h} \right] \frac{q_k Le^*}{y_1 (h_1 - h_1^*) + y_0 (h_0 - h_0^*)} \quad (۸)$$

$$Nu_h = 2 + 0.6 \left(Re^* Pr^* \right)^{\frac{1}{2}} \quad (۹)$$

$$Nu_m = 2 + 0.6 \left(Re^* S c^* \right)^{\frac{1}{2}} \quad (۱۰)$$

$$q_k = 2\pi r_k K^* (T - T_k) \left[2 + 0.6 \left(Re^{\frac{1}{2}} Pr^{\frac{1}{3}} \right)^* \right] \left[\frac{(1 - y_1^*)}{(1 - y_1)} \right] \quad (۱۱)$$

در معادله‌ها بیان شده زیروند 1 مربوط به اکسیژن و 0 مربوط به مخلوط گازی عاری از اکسیژن است و بالاوند-ویژگی‌ها در سطح قطره را نمایش می‌دهد. h و y به ترتیب آنتالپی ویژه و جزء جرمی است. همچنین اعداد بدون بعد لوئیس، رینولدز، ناسلت گرمایی، ناسلت جرمی (شروود)، اشمیت و پرندل با نمادهای متداول خود در معادله‌های بالا ظاهر شده‌اند. در بیان اندازه حرکت قطره‌های مستقل، ترم‌های طرف راست معادله (۱۲) به ترتیب اشاره به نیروی پس‌کشی و شناوری دارند. معادله مزبور در جهت x نوشته شده که برای سایر برای‌ها نیز معادله‌ها همانندی در نظر گرفته می‌شود. در این معادله g_x و D_k به ترتیب شتاب گرانش و ضریب درگ است.

$$\frac{dU_k}{dt} = D_k (u - U_k) + \frac{g_x (\rho - \rho_k)}{\rho_k} \quad (۱۲)$$

موازنه انرژی نیز به تفکیک قطره‌های منفرد به صورت معادله (۱۳) بیان می‌شود. ترم‌های طرف راست معادله مربوط به گرمای نهان تبخیر و انتقال گرما از سطح قطره‌ها است که پیش‌تر معادله‌های تجربی برای محاسبه آن ذکر شد.

$$m_k \frac{dH_k}{dt} = L(T_k) \frac{dm_k}{dt} + q_k \quad (۱۳)$$

برای بررسی آشفستگی و اختلاط پیش‌رانه و همچنین برآورد مقدار آن از مدل $k - \varepsilon$ استفاده شده‌است. در این مدل دو معادله‌ای از دو معادله برای محاسبه انرژی جنبشی گردابه‌ای (k) و نرخ تبدیل انرژی گردابه‌ای به درونی (ε)، استفاده می‌شود. با حل این معادله‌ها و دانستن چگونگی توزیع مقدار آشفستگی و اندازه چرخانه‌ها می‌توان به مقدار گرانیوی گردابه‌ای و تأثیر آن بر اختلاط در محفظه احتراق پی برد [۱۸].

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k U_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + R_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon \quad (۱۴)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon U_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} R_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (۱۵)$$

توده گاز منتقل می‌شود. نرخ تبخیر قطره با در نظر گرفتن گرادیان غلظت بخار میان سطح بیرونی قطره و توده مرز گازی در مجاورت گونه مایع محاسبه می‌شود. با معادل قراردادن فشار جزئی بخار روی سطح مشترک و فشار بخار اشباع در دمای قطره، غلظت بخار در سطح تعیین می‌شود. ضریب انتقال جرم، نیز به کمک معادله تعمیم‌یافته فراسلینگ [۱۷] به کمک قطر قطره و ضریب نفوذ مولکولی گونه مایع به دست می‌آید. با تعیین کمیّت عددهای رینولدز و اشمیت، ضریب انتقال جرم به دست آمده می‌شود. به دلیل همانندی اعداد بدون بعد شروود و نوسلت؛ می‌توان به روشی همانند، از معادله رانز-مارشال [۱۷] برای یافتن ضریب انتقال گرمای جابه‌جایی در موضع تبخیر گونه مایع برای محاسبه زمان تبخیر استفاده کرد.

علاوه بر سلسله‌ای از شبیه‌سازی‌هایی بر پایه دینامیک سیالات محاسبه‌ای، نگارنده با طرح یک مدل، روند تبخیر ناهمگن یک قطره منفرد^۳ پاشش شده در یک محفظه را با تعبیر انتزاعی "پوست-اندازی" (متناظر فرض لایه‌ای شدن در تبخیر سطحی قطره) نام‌گذاری کرده است. با توسعه مدل مزبور [۱۷] رفتار گونه مایع برای شرایطی که صرفاً یک قطره در حال تبخیر لایه‌ای است؛ با تأکید بر تخمین عمق نفوذ جت تبخیرشونده و اندازه قطر قطره‌های مایع توصیف شده است. از آن جا که انتقال جرم و گرما در لایه بیرونی قطره رخ می‌دهد، به لحاظ خلوص ماده و همگنی سطح، تبخیر روند یکنواختی دارد. مقدار خالص انتقال جرم از لایه بیرونی قطره به فاز گاز (واکنش‌گرها) با محاسبه تک تک جرم‌های منتقل شده در فاصله‌های زمانی عمر قطره بیان می‌شود. از آن جا که در محفظه احتراق، سهم تبادل یک سویه جرم صرفاً متعلق به انتقال از فاز مایع به فاز گاز است، بنابراین؛ طبق اصل پایستگی جرم، تغییرهای جرم نسبت به زمان برای یک قطره منفرد به صورت معادله (۷) نوشته می‌شود. قطره‌های مایع فاز پراکنده هستند که هر کدام از آن‌ها به صورت جداگانه و منفرد (روش لاگرانژی) ارزیابی می‌شوند و نمی‌توان ویژگی‌های آن را به صورت محلی و نقطه‌ای ارزیابی کرد. معادله موازنه جرم برای هر قطره k از پیش‌رانه به صورت زیر است.

$$\dot{m}_k = \frac{dm_k}{dt} = \frac{d(\rho_l V_d)}{dt}, \quad \dot{m}(r) = 4\pi r^2 \dot{m} \quad (۷)$$

متغیر ρ_l دانسیته قطره در دما و فشار مایع \dot{m} ، شار جرمی و $\dot{m}(r)$ نشان‌دهنده نرخ تغییر جرم قطره مایع است. در معادله (۷) ترم $\dot{m}_k = \dot{m}_{\text{evap}}$ نمایانگر نرخ جریان جرم منتقل شده از فاز مایع به فاز گاز به شرح زیر است.

(۱) Froessling's equation

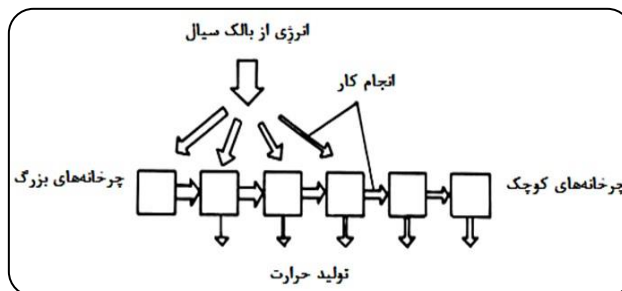
(۲) Ranz-Marshall

(۳) Single Heterogeneous Evaporating Droplet (SHED)

واکنش دهنده‌ها و ν گرانیوی سینماتیکی می‌باشد. C_ξ و C_τ به ترتیب ثابت جزء حجمی و ثابت مقیاس زمانی بوده و مقدار آن‌ها نیز به ترتیب $2/1377$ و $0/4082$ می‌باشد. سرعت واکنش شیمیایی از معادله زیر بنابر محاسبه نرخ انتقال جرم بین چرخانه و محیط اطراف آن محاسبه می‌شود [۲۱].

$$R_i = \frac{\rho(\xi^*)^2}{\tau^* [1 - (\xi^*)^3]} (Y_i^* - Y_i) \quad (18)$$

Y_i و Y_i^* در معادله بالا جزء جرمی ماده i در چرخانه و محیط اطراف آن است. واکنش دهنده پس از انتقال به چرخانه که یک راکتور مخلوط شونده کامل است در زمان ماند معین واکنش می‌دهد و به فرآورده‌ها تبدیل می‌شود. برای واکنش احتراق دو پیشرانه هیدروژن-اکسیژن و متان-اکسیژن سازوکارهای گوناگونی که هر کدام دارای تعداد زیادی واکنش شیمیایی بین گونه‌های گوناگون واکنش دهنده‌ها و واسطه‌هاست، پیش‌بینی می‌شود. در هر کدام از واکنش‌های شیمیایی باید پارامترهای معادله آرنیوس معین شود. در معادله سرعت باید مرتبه سرعت هر کدام از واکنش دهنده‌ها و فرآورده‌ها و برگشت‌پذیر بودن یا نبودن واکنش‌ها تعیین شود. برای شبیه‌سازی واکنش‌های شیمیایی از نرم‌افزار انسیس‌کمکین^۳ استفاده شده است که همه موارد یاد شده برای واکنش شیمیایی برای آن به صورت یک سازوکار تعریف خواهد شد. همچنین باید داده‌های ترمودینامیکی و ضریب‌های نفوذ نیز به عنوان داده‌های اولیه برای تعریف واکنش شیمیایی و شبیه‌سازی آن معرفی شود. فشار محفظه احتراق بر سازوکار واکنش شیمیایی اثر گذار است و بیش‌تر سازوکارهای ارایه شده برای احتراق اکسیژن و هیدروژن در فشارهای پایین معتبرند و برای تحلیل احتراق هیدروژن در شرایط فشار جو مورد استفاده قرار می‌گیرند. از این دست سازوکارها که دست کم در فشارهای بالا قادر به پیش‌بینی دقیق دمای شعله و زمان تاخیر احتراق نخواهند بود، می‌توان سازوکار ارایه شده توسط هانگ^۴ و همکاران را نام برد [۲۲]. با افزایش فشار به بیش از ۳ Mpa سازوکارهای ارایه شده در نرم‌افزارهای کمکین و فلونتت به دلیل اختصار و سادگی زیاد قادر به پیش‌بینی دقیق مسیر و سرعت انجام واکنش نخواهند بود. از این رو سازوکار ارایه شده توسط بورک^۵ و همکاران [۲۲] انتخاب و در جدول ۱ جزئیات آن نمایش داده شده است.



شکل ۱ - انتقال انرژی جنبشی گردابه‌ای در فرایند آبشاری [۲۰].

با توجه به زیاد بودن آشفتگی و همچنین سرعت زیاد واکنش‌های شیمیایی، کنترل کننده احتراق پیشرانه در محفظه، آشفتگی و اختلاط پیشرانه است و پیشرانه پس از اختلاط با سرعت زیادی واکنش می‌دهد. برای مواردی که نتوان سینتیک واکنش‌های شیمیایی را نادیده گرفت باید از مدل پیچیده‌تری استفاده نمود که سرعت واکنش‌های شیمیایی را نیز به حساب آورد. برای این منظور از مدل مفهوم اتلاف گردابه‌ای^۱ استفاده می‌شود که سامانه را به دو قسمت شامل گردابه‌ها و محیط اطراف آن تقسیم می‌نماید. در این مدل چرخانه‌ها به صورت راکتورهای مخلوط شونده در نظر گرفته می‌شوند و واکنش شیمیایی در آن‌ها به وقوع می‌پیوندد. سرعت واکنش شیمیایی عبارت است از نرخ انتقال جرم از محیط اطراف چرخانه‌ها به درون آن‌ها که این نرخ وابسته به اختلاف کسر جرمی واکنش دهنده‌ها در چرخانه‌ها و محیط اطراف آن‌ها است.

در این مدل انرژی مکانیکی سیال به گردابه‌های بزرگ‌تر و از گردابه‌های بزرگ‌تر به گردابه‌های کوچک‌تر منتقل شده و سرانجام به انرژی درونی سیال تبدیل و باعث تشدید واکنش‌های شیمیایی می‌شود و به عنوان انرژی فعال‌سازی اولیه واکنش سبب شروع واکنش شیمیایی می‌شود. شکل ۱ فرایند انتقال انرژی جنبشی از توده سیال به گردابه‌ها، یعنی فرایند آبشاری^۲ را به صورت شمایی نمایش می‌دهد [۲۰، ۱۹].

$$\xi^* = C_\xi \left(\frac{vE}{k} \right)^{1/4} \quad (16)$$

$$\tau^* = C_\tau \left(\frac{v}{E} \right)^{1/2} \quad (17)$$

در معادله‌های بالا ξ^* جزء طولی چرخانه‌هاست که در این سازه‌های کوچک واکنش شیمیایی انجام می‌شود، τ^* زمان ماند

(۱) Eddy dissipation concept

(۳) Ansys Chemkin

(۵) Burke

(۲) Cascade process

(۴) Hong

جدول ۱ - سازوکار واکنش شیمیایی احتراق پیشرانه هیدروژن-اکسیژن ارایه شده توسط بورک و همکاران [۲۲]

ردیف	واکنش	ضریب برخورد	توان دما	انرژی فعال‌سازی (j/mol)
۱	$H_2O + O \rightleftharpoons H_2 + O_2$	$1/0.4 \times 10^{-14}$	۰	$6/430 \times 10^{-4}$
۲	$O + H_2 \rightleftharpoons H + OH$	$3/82 \times 10^{-12}$	۰	$3/3813 \times 10^{-4}$
۳*	$O + H_2 \rightleftharpoons H + OH$	$8/79 \times 10^{-14}$	۰	$8/0.51 \times 10^{-4}$
۳	$H_2 + OH \rightleftharpoons H_2O + H$	$2/16 \times 10^{-8}$	۱/۵۱	$1/440 \times 10^{-4}$
۴	$OH + OH \rightleftharpoons H_2O + O$	$3/34 \times 10^{-4}$	۲/۴۲	$-8/106 \times 10^{-2}$
۵	$H_2 + M \rightleftharpoons H + H + M$	$4/58 \times 10^{-19}$	-۱/۴	$4/368 \times 10^{-5}$
۶	$O + O + M \rightleftharpoons O_2 + M$	$6/16 \times 10^{-15}$	-۰/۵	۰
۷	$O + H + M \rightleftharpoons OH + M$	$4/71 \times 10^{-18}$	-۱/۰	۰
۸	$H_2O + M \rightleftharpoons H + OH + M$	$6/06 \times 10^{-27}$	-۳/۳۲	$5/073 \times 10^{-5}$
۹	$H + O_2 + M \rightleftharpoons HO_2 + M$	$4/65 \times 10^{-12}$	۰/۴۴	۰
۱۰	$HO_2 + H \rightleftharpoons O_2 + H_2$	$2/75 \times 10^{-6}$	۲/۰۹	$-6/094 \times 10^{-2}$
۱۱	$HO_2 + H \rightleftharpoons OH + OH$	$7/08 \times 10^{-13}$	۰	$1/239 \times 10^{-2}$
۱۲	$HO_2 + O \rightleftharpoons O_2 + OH$	$2/85 \times 10^{-10}$	۱/۰	$-7/239 \times 10^{-2}$
۱۳	$HO_2 + OH \rightleftharpoons H_2O + O_2$	$2/89 \times 10^{-13}$	۰	$-2/087 \times 10^{-2}$
۱۴	$HO_2 + HO_2 \rightleftharpoons H_2O_2 + O_2$	$4/2 \times 10^{-14}$	۰	$5/040 \times 10^{-4}$
۱۴*	$HO_2 + HO_2 \rightleftharpoons H_2O_2 + O_2$	$1/30 \times 10^{-11}$	۰	$-6/846 \times 10^{-2}$
۱۵	$H_2O_2 + M \rightleftharpoons OH + OH + M$	$2/00 \times 10^{-12}$	۰/۹	$2/047 \times 10^{-5}$
۱۶	$H_2O_2 + H \rightleftharpoons H_2O + OH$	$2/41 \times 10^{-13}$	۰	$1/667 \times 10^{-4}$
۱۷	$H_2O_2 + H \rightleftharpoons HO_2 + H_2$	$4/82 \times 10^{-13}$	۰	$3/339 \times 10^{-4}$
۱۸	$H_2O_2 + O \rightleftharpoons OH + HO_2$	$9/55 \times 10^{-6}$	۲/۰	$1/667 \times 10^{-4}$
۱۹	$H_2O_2 + OH \rightleftharpoons H_2O + HO_2$	$1/74 \times 10^{-12}$	۰	$1/335 \times 10^{-2}$
۲۰	$HO_2 + H \rightleftharpoons H_2O + O$	$2/90 \times 10^{-8}$	۱/۵۵	$-6/724 \times 10^{-2}$
۲۱	$OH + OH \rightleftharpoons H_2 + O_2$	$2/00 \times 10^{-11}$	۰/۵۱	$2/121 \times 10^{-5}$
۲۲	$H_2O + O \rightleftharpoons H_2 + O_2$	$1/07 \times 10^{-10}$	۰/۹۷	$2/885 \times 10^{-5}$
۲۳	$H_2O_2 + O \rightleftharpoons H_2O + O_2$	$8/43 \times 10^{-11}$	۰	$1/667 \times 10^{-4}$
۲۴	$O + OH + M \rightleftharpoons HO_2 + M$	$1/00 \times 10^{-15}$	۰	$4/200$

* تکرار واکنش

کمک شبیه‌سازی بر پایه دینامیک سیالات محاسبه‌های، اندرسن^۲ و همکاران [۲۳] به بررسی سازوکارهای جونز و لیندستد [۲۴] اصلاح شده و وستبروک و درایر^۳ [۲۵] پرداختند و سازوکار جونز و لیندستد را از لحاظ پیش‌بینی تولید کربن مونواکسید بهتر از سازوکار وستبروک و درایر معرفی کردند. جیورجی^۴ و همکاران [۲۶]، با شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور پیشران مایع و بررسی جنبه‌های گوناگون اثرگذار بر آن، به تحلیل سازوکار جونز و لیندستد پرداختند. نتیجه‌های کار آن‌ها نشان می‌دهد که سازوکار جونز و لیندستد^۵ [۲۴] می‌تواند با دقت قابل قبولی مورد استفاده قرار گیرد.

متداول‌ترین سازوکار در تبیین واکنش احتراق واقع میان زوج پیشرانه متان-اکسیژن، سازوکار جی‌آرای^۱ است که علاوه بر متان، شامل اجزاء دیگری مانند اتان و برخی واسطه‌های دیگر است که در آن به تناظر هر کدام از واسطه‌های ناپایدار معرفی یک معادله مستقل پیوستگی لازم است. به دلیل تعدد واکنش‌های شیمیایی و معادله‌های سرعت واکنش، از سازوکارهای ساده‌تر نیز می‌توان استفاده نمود به طوری که دارای تعداد معادله‌ها (شیمیایی) و اجزاء واسطه کم‌تری باشند و شبیه‌سازی سامانه واکنشی و تحلیل معادله‌ها، از احتیاجات رایانه‌ای و زمان کم‌تری برخوردار شود. به

(۱) Gas Research Institute – Mechanism (GRI-Mech.)

(۲) Andersen

(۳) Westbrook and Dryer

(۴) Giorgi

(۵) Jones and Lindstedt

جدول ۲ - آنتالپی تشکیل برای گونه‌های واکنش‌دهنده و فراورده‌ها [۸].

CH ₄	CO	CO ₂	H	O	OH	H ₂	O ₂	H ₂ O	HO ₂	H ₂ O ₂	N ₂	گونه‌های شیمیایی آنتالپی تشکیل (j/mol)
-۷۴۸۰۲	-۱۱۱۰۴۸	-۳۹۴۸۰۰	۲۱۸۸۲۰	۴۰۵۵۵۲	۳۷۴۲۲	۰	۰	-۲۴۲۷۶۰	۱۲۶۰۰	-۱۳۶۶۲۶	۰	

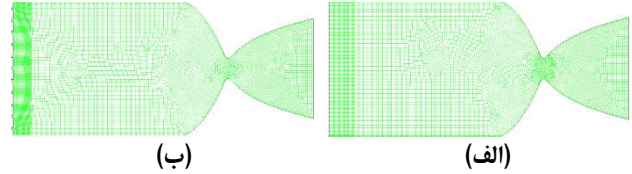
به‌دست آمده می‌شود. با معرفی مجموعه داده‌های مزبور می‌توان ادعا نمود که همه جنبه‌های فیزیکی و شیمیایی مسئله مدل‌سازی شده‌است و برای همه پدیده‌های موجود در محفظه احتراق مانند تبخیر، انتقال جرم و گرما و ... مدلی مناسب ارائه شده است.

شبیه‌سازی

برای ترسیم هندسه و ایجاد شبکه از نرم‌افزار گمیت استفاده شده است. هندسه محفظه احتراق، همانند با کار فیصل‌خان و همکاران [۸] است و شکل انحنای قسمت همگرا و واگرای نازل سهموی از معادله زیر تبعیت می‌کند.

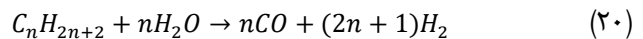
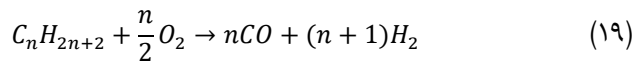
$$X = aY^2 + h \quad (۲۳)$$

در شکل ۲ هندسه و شبکه مش استفاده شده در مطالعه حاضر برای دو زوج پیشرانه هیدروژن-اکسیژن و متان-اکسیژن ارائه شده است. برای مش‌بندی سامانه پیشرانه هیدروژن-اکسیژن از سلول‌های چهار وجهی و با آرایش سنگ فرشی^۲ استفاده شده و شبکه مش شبیه‌سازی شده دارای ۲۷۰۵۰ گره و ۱۲۷۸۰ سلول است. در نقطه‌های نزدیک گلوگاه نازل و همچنین نزدیک دیواره به علت زیاد بودن گرادیان دما، سرعت و ... باید با استفاده از روش بهبود دهنده مش^۳ در نرم‌افزار فلوئنت به افزایش تعداد سلول‌های آن ناحیه‌ها پرداخت. شبکه مش مربوط به سامانه احتراقی متان-اکسیژن از ۱۶۸۵۷ سلول چهار وجهی و ۳۵۴۸۴ گره تشکیل شده است. متان با دمای ۳۰۰ K و فشار ۸۱۰۶۰۰۰ pa به صورت فوق بحرانی از یازده نقطه وارد محفظه احتراق می‌شود. هر ورودی متان استوانه‌ای به طول ۰/۱ m و قطر ۰/۰۵ m است که به ازای آن دو مسیر جریان پاشش از اکسیژن مایع تعبیه شده است که به صورت موازی با متان به درون محفظه احتراق پاشیده می‌شوند. جدول ۳ شامل ویژگی‌های متان و اکسیژن ورودی به محفظه احتراق است. در این پژوهش به شبیه‌سازی احتراق حالت پایایی دو پیشرانه متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن در نسبت‌های گوناگون سوخت و اکسیدکننده پرداخته می‌شود. دمای دیواره محفظه احتراق و نازل در ۳۰۰۰ K ثابت فرض شده است که دمایی متداول برای



شکل ۲ - هندسه و شبکه مش برای دو پیشرانه، الف) هیدروژن-اکسیژن، ب) متان-اکسیژن

لویجی‌کاترون و همکاران [۹] ضمن بررسی سازوکارهای متداول مانند جی آر آی و سایر سازوکارهایی که بر پایه سازوکار مزبور ارائه شده‌اند به برخی معایب این دسته از سازوکارها به لحاظ افزایش تعداد معادله‌ها و همچنین ضعف در پیش‌بینی صحیح دما و زمان تأخیر اشتعال^۱ در فشار و دماهای بالا اشاره کرده‌اند. در کار آن‌ها سازوکار اصلاح شده جونز و لیندستدت برای گستره گسترده‌ای از دماها و فشارها معرفی و برای کار شبیه‌سازی بر پایه دینامیک سیالات محاسبه‌های پیشنهاد شده است. از این رو سازوکار کاهش یافته جونز و لیندستدت [۲۴] برای همه‌ی آلکان‌ها از جمله متان مطابق شرح واکنشی زیر بهترین پیشنهاد است.



در این کار برای شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور پیشرانه مایع متان-اکسیژن از سازوکار جونز و لیندستدت استفاده شده است و داده‌های ترمودینامیکی و ضریب‌های نفوذ جی آر آی که شامل ویژگی‌های ترمودینامیکی و ضریب‌های نفوذ همه گونه‌های شیمیایی موجود در سازوکار شیمیایی جی آر آی است به صورت معادله‌های پلی‌نومینال با ضریب‌های معین معرفی شده‌اند. جدول ۲ شامل آنتالپی تشکیل گونه‌های شیمیایی گوناگون است.

در مقایسه با گاز ایده‌آل، با گزینش معادله‌ی حالت پنگ-راینسون نتیجه‌ها دلخواه و دقیق‌تری در تحلیل‌های ترمودینامیکی

(۱) Ignition delay time

(۳) Adaption

(۲) Pave

جدول ۳ - ویژگی‌های جریان‌های ورودی به سامانه متان - اکسیژن در نسبت هم‌ارزی یک (استوکیومتریک).

سوخت	شدت جریان (kg/s)	فشار بحرانی (pa)	دمای بحرانی (K)	فشار (pa)	دما (K)	حالت
متان	۳۱۲	۴۶۶۰۱۳۹	۱۹۰/۵۶۴	۸۱۰۶۰۰۰	۳۰۰	فوق بحرانی
اکسیژن	۱۲۴۸	۵۱۰۹۸۱۹	۱۵۴/۵۸۱	۷۰۹۲۷۵۰	۱۰۰	مایع

جدول ۴ - ویژگی‌های جریان‌های پاشش به محفظه احتراق

ویژگی‌ها	هیدروژن مایع (LH ₂)	اکسیژن مایع (LO _x)
دما (K)	۱۰۰	۱۰۰
سرعت (m/s)	۳۰۰	۱۲۰
قطر ذره‌ها (m)	۰/۰۰۰۱	۰/۰۰۰۱

نتیجه‌های شبیه‌سازی از مش برای شبکه‌هایی با تعداد سلول بیش‌تر از ۱۲۰۰۰ در شکل ۳ به طور کامل نمایان می‌باشد. در این شکل با افزایش تعداد سلول‌های شبکه و ازدیاد حجم محاسبه‌ها برای نرم‌افزار فلونت، زمان محاسبه‌ها و شبیه‌سازی نیز افزایش می‌یابد. احتیاجات رایانه‌ای و کاهش هزینه و زمان حل، استفاده از شبکه‌هایی با تعداد سلول کم‌تر را توجیه می‌نماید. از این رو برای پیش‌رانه هیدروژن - اکسیژن از شبکه‌ای با تعداد سلول ۱۲۷۸۰ استفاده شده است که زمان حل برای آن با یک پردازنده اینتل چهار هسته‌ای^۴ ۳۲ ساعت می‌باشد. برای متان استقلال نتیجه‌ها از مش همانند با هیدروژن بوده و تنها تفاوت مربوط به ناحیه پاشش و ورود متان فوق بحرانی به محفظه احتراق است که گرادیان شدید دما و سایر پارامترها را در این ناحیه موجب می‌شود. از این رو برای متان به دلیل ناپایداری محاسبه‌ها لازم است که در ناحیه پاشش شبکه مش ریزتر شده و از تعداد سلول‌های بیش‌تری استفاده شود و نتیجه‌ها برای این سوخت برای شبکه‌ای با تعداد سلول ۱۶۸۵۷ به پایداری و استقلال می‌رسد.

اعتبارسنجی

برای پیش‌رانه هیدروژن - اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۱/۲۴ و با استفاده از حل گر بر پایه دانسیته و مدل گاز ایده‌آل که منطبق با فرضیه‌های آرایه شده توسط فیصل خان و همکاران [۸] است، نتیجه‌ها به طور دقیق و کامل اعتبارسنجی شده است. در شکل ۴ پس از ناحیه پاشش انطباق و دقت نتیجه‌ها برای دما که پارامتری کلیدی است، به روشنی آشکار است. در ناحیه پاشش به دلیل تفاوت در روش پاشش پیش‌رانه و تعداد پاشنده‌ها و همچنین استفاده از مدل پیمایش گسسته تصادفی^۵ برخورد، تبخیر و احتراق قطره‌های پیش‌رانه به طور کامل ناهمگون است و حتی در صورت انجام مکرر محاسبه‌ها و همگرایی نتیجه‌ها برای یک مورد، توزیع دما و سایر پارامترها در این ناحیه به طور کامل متفاوت است. برای پیش‌رانه متان - اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۲ نتیجه‌ها با شبیه‌سازی کاترون و همکاران [۹] مقایسه شده است. در شبیه‌سازی انجام شده توسط

دیواره محفظه احتراق موتورهای پیش‌ران مایع می‌باشد. فشار محفظه احتراق با تنظیم شدت جریان پیش‌رانه برای همه موارد در ۷۰۹۲۷۵۰ pa تثبیت شده و فشار خروجی نازل به تقریب برابر با فشار محیط است. نسبت هم‌ارزی (ϕ) توسط معادله (۲۰) تعریف می‌شود که F و O به ترتیب مربوط به شدت جریان سوخت و اکسیدکننده می‌باشند و زیروند a و st نیز به ترتیب به شرایط واقعی و استکیومتری اشاره دارند.

$$\phi = \frac{\left(\frac{F}{O}\right)_a}{\left(\frac{F}{O}\right)_{st}} \quad (24)$$

برای شبیه‌سازی جریان چند فاز از روش اولری - لاگرانژی و مدل فاز گسسته^۱ و برای جریان ورودی پیش‌رانه مایع به محفظه احتراق از مدل پاشش^۲ استفاده شده است. حل گر بر پایه فشار و روش مرتبه دوم دقت برای همه معادله‌ها به کار گرفته شده است.

استقلال نتیجه‌ها از مش

در شکل ۳ برای پیش‌رانه هیدروژن - اکسیژن مقدار دما در خروجی نازل و جزء جرمی آب در مرکز محفظه احتراق برای شبکه‌هایی با تعداد سلول متفاوت رسم شده است. برای تعداد سلول کم‌تر از ۱۶۷۲ حل مسئله با مشکل روبه‌رو می‌شود و محاسبه‌ها در نرم‌افزار فلونت با خطای شناور شدن نتیجه‌ها^۳ روبه‌رو خواهد شد. با افزایش تعداد سلول‌های شبکه مقدارهای دما و جزء جرمی آب در شکل ۳ روندی روبه رشد دارد و این روند با افزایش تعداد سلول‌های شبکه تا حدوداً ۱۲۰۰۰ ادامه می‌یابد. با افزایش بیش‌تر تعداد سلول‌ها و ریزتر شدن شبکه مش نتیجه‌های تغییر ثابت و محسوسی ندارد. ثبات و استقلال

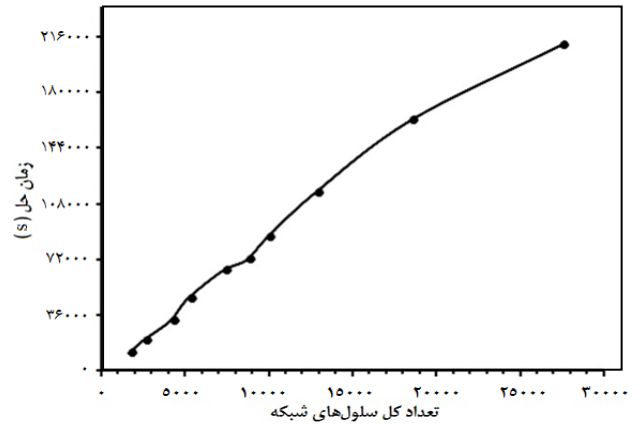
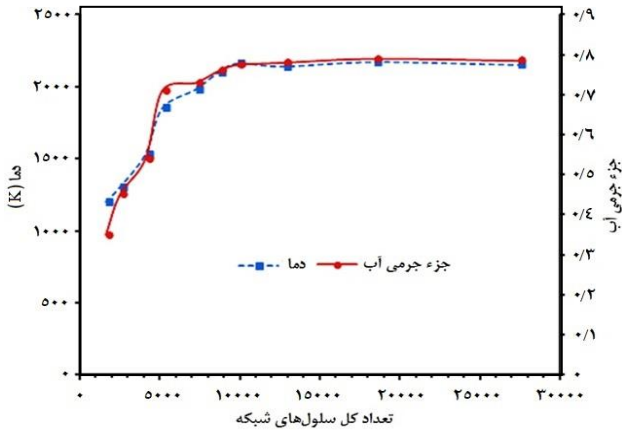
(۱) Discrete phase

(۲) Floating point exception

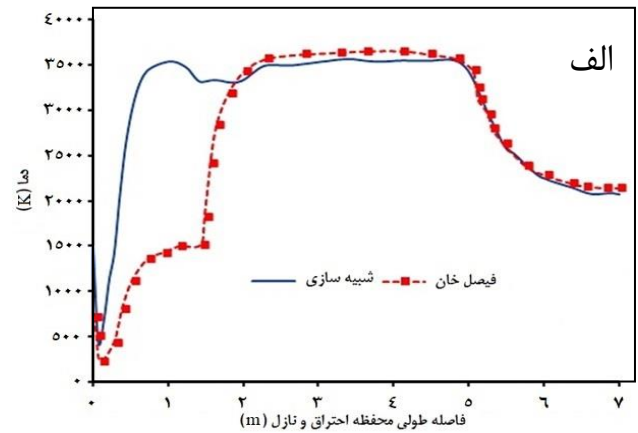
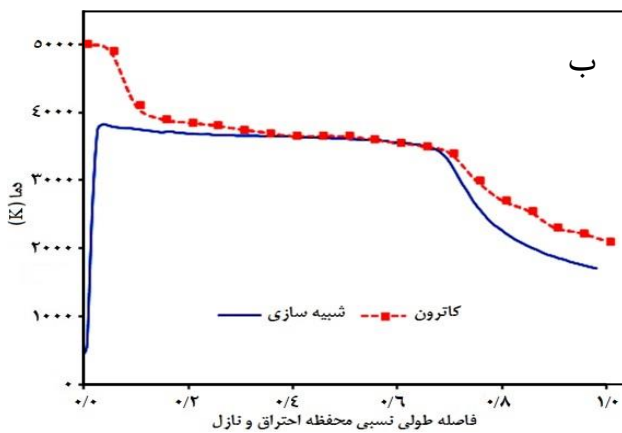
(۳) Discrete random walk

(۲) Injection

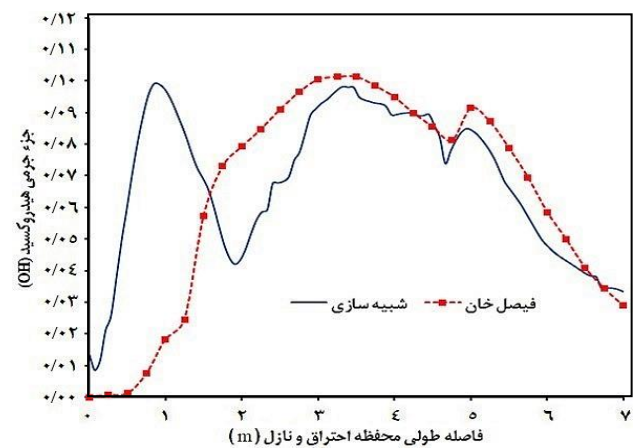
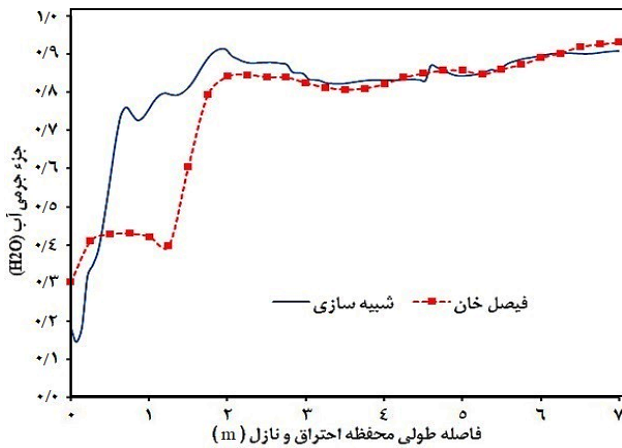
(۴) Core I.5



شکل ۳ - استقلال نتیجه‌ها از مش و زمان حل برای پیشرانه هیدروژن اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۱/۲۴



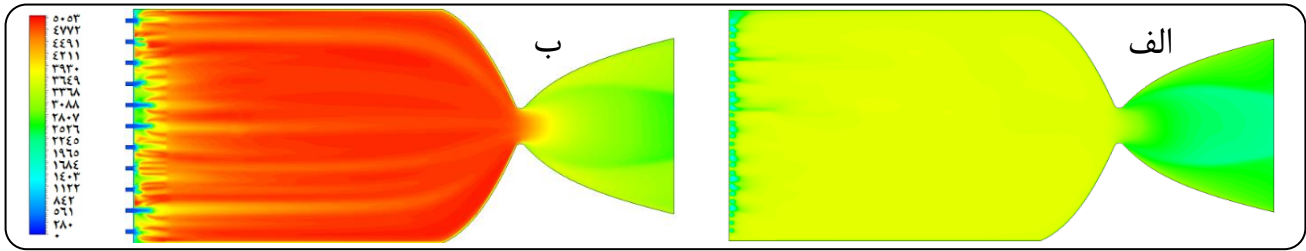
شکل ۴ - اعتبارسنجی نتیجه‌های شبیه‌سازی برای دما و برای (الف) پیشرانه هیدروژن-اکسیژن و (ب) متان-اکسیژن



شکل ۵ - اعتبارسنجی نتیجه‌های شبیه‌سازی به روش بررسی جزء جرمی آب و هیدروکسید برای پیشرانه هیدروژن-اکسیژن

شده است. در مدل شبیه‌سازی شده توسط کاترون نازل همگرا- واگرا به صورت مخروطی در نظر گرفته شده است که اختلاف نتیجه‌ها در ناحیه نازل و پس از محفظه احتراق را توجیه می‌نماید.

کاترون مدل هندسی محفظه احتراق و نازل در مقایسه با این کار دارای تفاوت‌های بسیار زیادی است و برای مقایسه نتیجه‌ها در طول محفظه احتراق از نسبت فاصله طولی به طول کل سامانه (x/L) استفاده



شکل ۶ - توزیع دما برای الف) سوخت هیدروژن، ب) سوخت متان برای نسبت هم‌ارزی ۱.

صورت بی‌توجهی به شرایط عایق و لاینر و تمهیدات فنی خنک‌سازی دیواره، سبب تغییر شکل و انفجار محفظه احتراق شود. همچنین به موجب دمای صافی گازهای خروجی از محفظه احتراق ضرورت تجدید نظر در طراحی نازل در روند تبدیل انرژی گرمای به انرژی جنبشی و سرعت (برای افزایش نیروی پیشران تولیدی) جدی است. دمای محفظه احتراق در کنار نیروی پیشران موتور پارامتری مهم و تعیین‌کننده بوده و به عنوان یک قید در طراحی محفظه احتراق موتورهای پیشران مایع مطرح است.

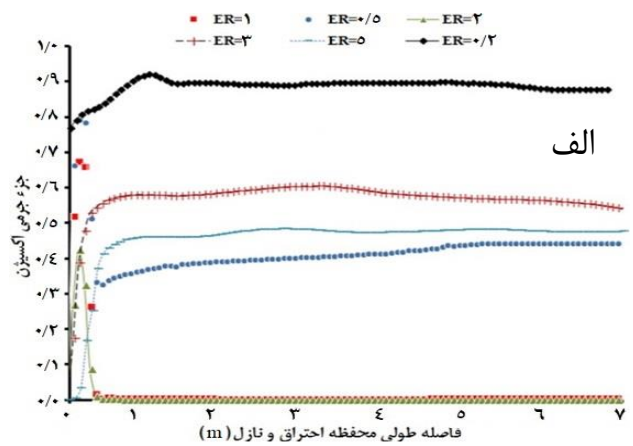
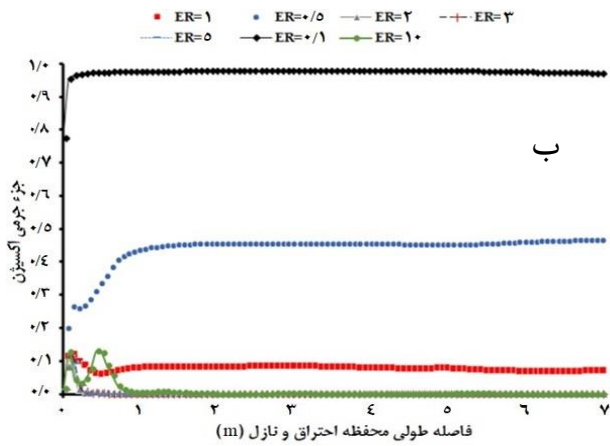
با افزایش نسبت هم‌ارزی و شدت جریان سوخت ورودی به محفظه احتراق به دلیل عدم تکمیل واکنش شیمیایی پیشرانه در محفظه، مقدار زیادی از سوخت بدون واکنش شیمیایی از نازل خروجی خارج می‌شود. در این شرایط جزء جرمی اکسیدکننده در محفظه تا صفر کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۷ نیز مشاهده می‌شود که برای پیشران هیدروژن-اکسیژن با افزایش نسبت هم‌ارزی غلظت اکسیژن در محفظه احتراق کاهش می‌یابد. کاهش جزء جرمی اکسیژن در محفظه احتراق تا صفر در مقدارهای بالا از نسبت هم‌ارزی نشان دهنده واکنش کامل اکسیدکننده در محفظه احتراق است. اما برای پیشرانه متان-اکسیژن با افزایش نسبت هم‌ارزی به دلیل عدم تکمیل واکنش شیمیایی و مصرف اکسیژن، جزء جرمی این ماده کاهش نمی‌یابد. در شکل ۷ مشاهده می‌شود که برای پیشرانه متان-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۰/۲ به دلیل زیاد بودن شدت جریان اکسیدکننده ورودی به محفظه، جزء جرمی اکسیژن تا ۹۰٪ افزایش می‌یابد. با افزایش نسبت هم‌ارزی تا ۲، مقدار جزء جرمی اکسیژن در نخست به دلیل تبخیر اکسیدکننده مایع افزایش یافته و پس به علت مصرف آن در واکنش شیمیایی کاهش می‌یابد. در نسبت‌های هم‌ارزی بیش‌تر از دو به دلیل کامل نشدن احتراق پیشرانه، جزء جرمی اکسیژن در محفظه احتراق پس از تبخیر آن کاهش نمی‌یابد و با افزایش نسبت هم‌ارزی به پنج و افزایش شدت جریان سوخت ورودی (متان)، جزء جرمی اکسیژن کاهش می‌یابد. جزء جرمی اکسیژن در محفظه احتراق ملاک خوبی

برای پیشرانه متان-اکسیژن نیز در ناحیه‌های نزدیک پاشنده‌ها به دلیل‌های ذکر شده، اختلاف نتیجه‌های بین دو شبیه‌سازی مانند پیشران هیدروژن-اکسیژن به طور کامل دیده می‌شود. اما در محفظه احتراق با توجه به اختلاف در مدل‌ها و فرضیه‌ها در نظر گرفته شده در دو شبیه‌سازی، دقت نتیجه‌ها قابل قبول می‌باشد. در شکل ۵ نیز همانند دما مشاهده می‌شود که در ناحیه‌های نزدیک به پاشنده‌ها جزء جرمی آب و هیدروکسید برای دو شبیه‌سازی به طور کامل متفاوت است. در ناحیه‌های دورتر از پاشنده‌ها و با تبخیر کامل هیدروژن مایع و پیشرفت واکنش (در ناحیه تک‌فازی) اختلاف نتیجه‌های بین دو شبیه‌سازی کاهش می‌یابد. برای هیدروکسید به عنوان یک فراورده واسطه نخست جزء جرمی آن افزایش یافته و به دلیل مصرف شدن و تبدیل آن به آب، جزء جرمی آن در نازل کاهش می‌یابد. اما برای آب به عنوان فراورده نهایی واکنش جزء جرمی آن پس از ناحیه پاشش و تبخیر هیدروژن مایع (در ناحیه تک‌فازی در محفظه احتراق) افزایش می‌یابد و در نازل نیز تغییرهای محسوسی را تجربه نمی‌کند. اما برای پیشرانه متان-اکسیژن به دلیل عدم آرایه نتیجه‌ها برای توزیع جزء جرمی گونه‌های شیمیایی گوناگون مانند آب و کربن دی‌اکسید تنها متغیر قابل مقایسه دما است.

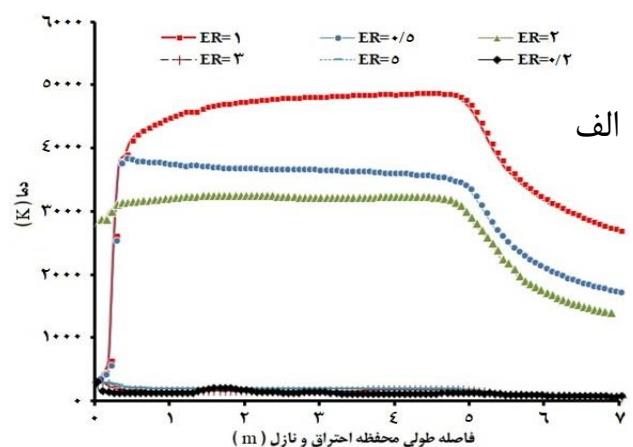
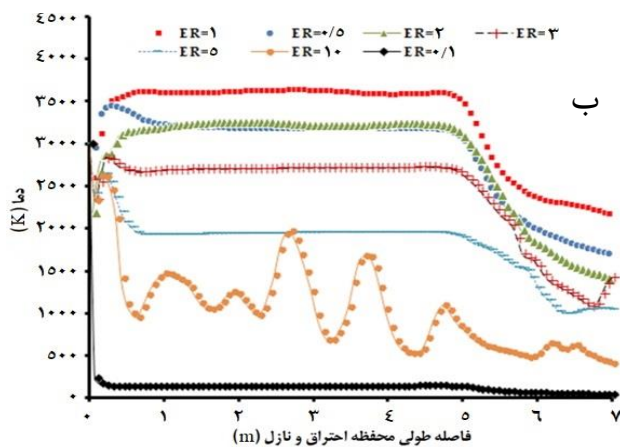
بررسی و تحلیل نتیجه‌ها

مقایسه پراکندگی دما در محفظه احتراق برای دو زوج پیشرانه متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن می‌تواند تفاوت‌ها و ناهمسانی نتیجه‌های شبیه‌سازی برای این دو سامانه پیشرانه‌ای را بهتر آشکار سازد. دانستن این اختلاف‌ها می‌تواند درک بهتری را از احتراق این دو پیشرانه در محفظه احتراق موتورهای پیشرانه مایع ایجاد کند. شکل ۶ نمایانگر توزیع دما برای دو پیشرانه متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی یک است.

برای زوج پیشرانه متان-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی یک، دما در محفظه احتراق حدود 1500K بیش‌تر است که این مقدار دما می‌تواند بر دمای دیواره محفظه احتراق اثرگذار باشد و گاهی در



شکل ۷ - جزء جرمی اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون برای پیشرانه، (الف متان - اکسیژن، ب) هیدروژن - اکسیژن

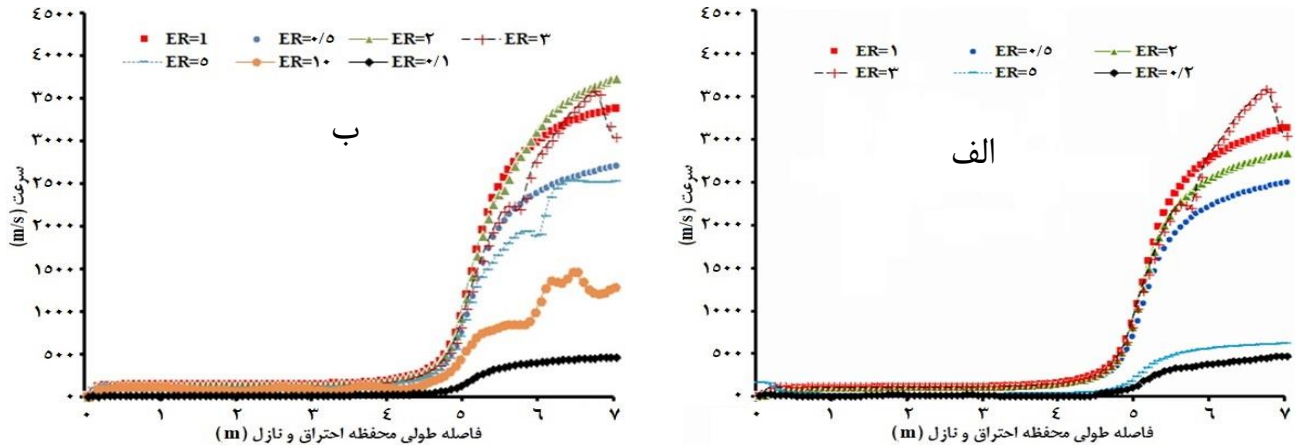


شکل ۸ - توزیع دما در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون برای پیشرانه، (الف متان - اکسیژن، ب) هیدروژن - اکسیژن

تبخیر سوخت و اکسیدکننده مایع تا حدود 700 K کاهش یافته که با پیشرفت واکنش در محفظه احتراق دما تا حدود 3100 K افزایش می‌یابد. در احتراق برای دو پیشرانه متان - اکسیژن و هیدروژن - اکسیژن سرعت در خروجی نازل را نیز کاهش داده است. در ناحیه‌های نزدیک انژکتورها دما به مقدار زیادی افزایش می‌یابد که نتیجه اختلاط نقطه‌ای سوخت و اکسیدکننده در نقطه‌های در این ناحیه می‌باشد. برای ناحیه‌های دورتر گرمای تولیدی در واکنش شیمیایی احتراق سبب افزایش دما و تبخیر اکسیدکننده مایع شده و دما در حدود 1000 K کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۸ بیش‌ترین مقدار دما در محفظه احتراق برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن مربوط به نسبت هم‌ارزی یک است و با افزایش یا کاهش نسبت هم‌ارزی و تغییر نسبت سوخت به اکسیدکننده مقدار دما در محفظه احتراق و نازل همگرا - واگرا کاهش می‌یابد. برای پیشرانه متان - اکسیژن نیز بیش‌ترین مقدار دما در محفظه احتراق مربوط به نسبت

برای بررسی تکمیل واکنش شیمیایی است. همچنین کم یا زیاد بودن فشار جزئی اکسیژن در محفظه احتراق بر سازوکار واکنش شیمیایی و تولید فراورده‌ها اثر گذار است. نتیجه‌ها نشان می‌دهد که افزایش یا کاهش فشار جزئی اکسیژن در محفظه احتراق می‌تواند سبب تولید فراورده‌های گوناگونی برای هر دو پیشرانه شود که این فراورده‌ها دارای آنتالپی تشکیل متفاوتی هستند. تفاوت در آنتالپی تشکیل فراورده‌ها، گرمای واکنش و دمای محفظه احتراق را تغییر می‌دهد و سرانجام منجر به تغییر در مقدار تکانه ویژه تولیدی برای پیشرانه خواهد شد.

در نسبت هم‌ارزی $0/5$ مقدار دما برای هر دو پیشرانه در مقایسه با نسبت هم‌ارزی ۱، کاهش می‌یابد زیرا واکنش پیشرانه تزریق شونده به درون سامانه کامل نیست و وجود اکسیدکننده بیش‌تر از مقدار استکیومتری سبب عدم واکنش کامل آن در محفظه احتراق و نازل می‌شود. برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن نخست دما با



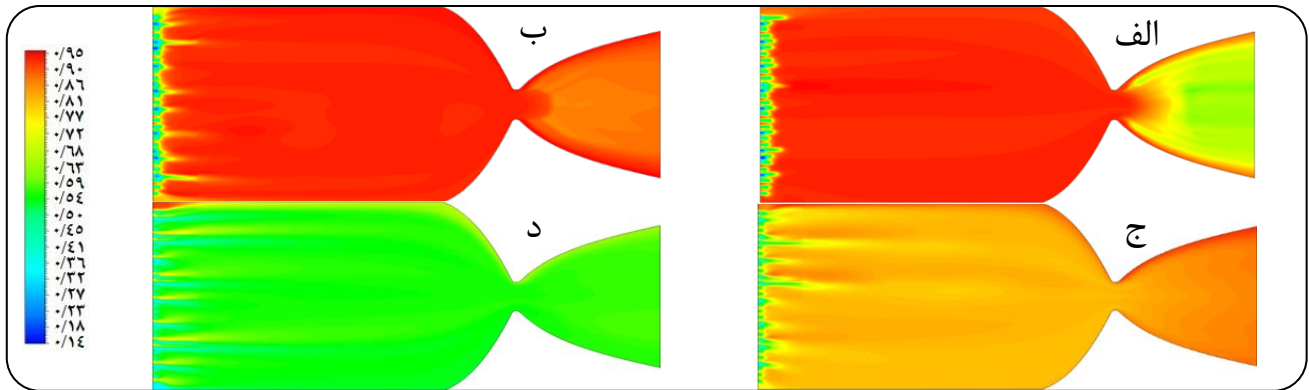
شکل ۹ - توزیع سرعت در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون برای پیش‌رانه، الف) متان-اکسیژن، ب) هیدروژن-اکسیژن

سازگار نیست زیرا در نازل همگرا-واگرا و به ویژه در ناحیه‌های پس از گلوگاه نازل مقدار سرعت پیوسته افزایش می‌یابد و مقدار دما و فشار با کاهش رو به رو است. برای توجیه این تغییرهای دما و سرعت در محفظه احتراق و نازل باید به سازوکار واکنش شیمیایی رجوع شود. در ناحیه‌های پس از گلوگاه نازل به دلیل افت فشار کل، فشار جزئی گازهای به‌دست آمده از احتراق نیز افت می‌نماید. در نسبت‌های هم‌ارزی بالا که جزء جرمی اکسیژن در محفظه احتراق و نازل پایین است در واکنش تعادلی تولید آب، سرعت واکنش رفت و تولید آب که از مرتبه بالاتری (نسبت به واکنش برگشت) برخوردار است به مقدار بیشتری افت کرده و تعادل به سمت تولید واکنش‌دهنده‌ها (هیدروژن و اکسیژن) منحرف می‌شود. نتیجه افزایش جزء جرمی هیدروژن و اتم‌های گازی ساده‌تری است که از تجزیه مولکول‌های بزرگ‌تر (مانند هیدروژن دی اکسید و آب) به‌دست آمده می‌شوند. شکسته شدن مولکول‌های بزرگ‌تر منجر به تولید تعداد مول‌های بیشتری از اتم‌های گازی ساده‌تر شده و فشار کل در نازل را افزایش می‌دهد و از افت فشار در نازل به مقدار زیادی جلوگیری می‌نماید. در نتیجه سرعت در ناحیه‌های نزدیک به خروجی نازل و پس از گلوگاه شروع به افت کرده و انرژی فشاری گاز به سرعت تبدیل نمی‌شود و سرانجام مقدار نیروی پیش‌ران تولیدی را کاهش می‌دهد.

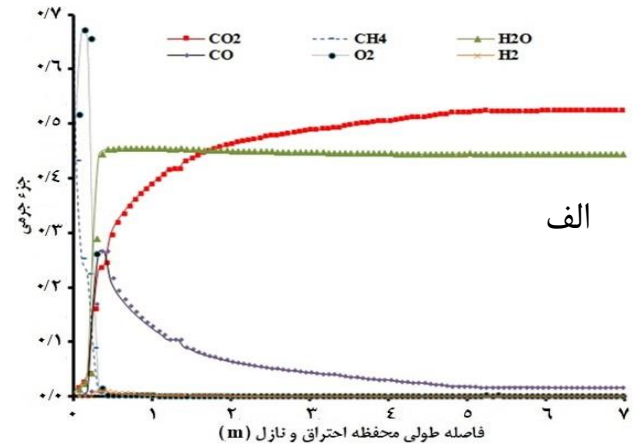
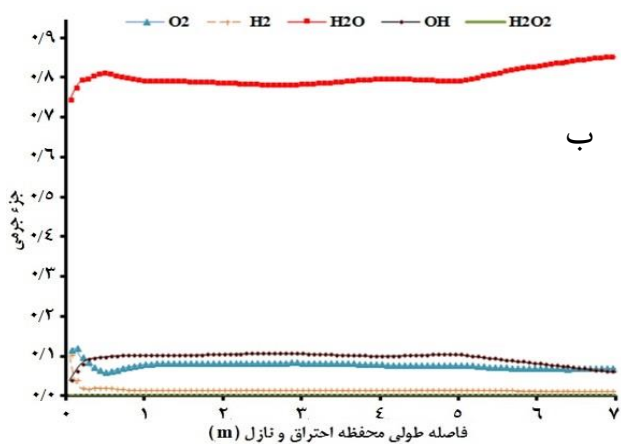
طبق اصل لوشاتلیه به دلیل افت فشار در نازل، تعادل برای جبران آن، سرعت واکنش برگشت و شکسته شدن مولکول‌های آب را افزایش می‌دهد. این در حالی است که در نسبت‌های هم‌ارزی بالاتر به دلیل کاهش غلظت اکسیژن سرعت واکنش تولید آب یعنی واکنش رفت افت کرده و نتیجه آن کاهش جزء جرمی آب در نازل

استوکیومتریک سوخت و اکسیدکننده است و با افزایش یا کاهش این نسبت، دما با شدت بیشتری افت می‌نماید. با توجه به شکل ۸ بیش‌ترین مقدار دما در محفظه احتراق و خروجی نازل برای این پیش‌رانه به ترتیب در حدود 5000K و 2700K است. برای پیش‌رانه هیدروژن-اکسیژن بیش‌ترین دما در محفظه احتراق و خروجی نازل به ترتیب در حدود 3600K و 2400K است. برای این پیش‌رانه مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت هم‌ارزی مقدار دما در محفظه احتراق و نازل تغییرهای شدیدی نداشته و تا نسبت‌های هم‌ارزی بالایی همچنان مقدار دما در محفظه احتراق زیاد است. اما برای پیش‌رانه متان-اکسیژن برای نسبت‌های هم‌ارزی بیش‌تر از دو دما در محفظه احتراق و نازل افت بسیار زیادی داشته و واکنش شیمیایی احتراق در محفظه متوقف می‌شود. با افت دما در محفظه احتراق سرعت گازها در نازل خروجی نیز کاهش چشم‌گیری می‌یابد و سرانجام سبب کاهش مقدار تکانه ویژه تولیدی می‌شود. با توجه به شکل ۹ بیش‌ترین مقدار سرعت در خروجی نازل برای پیش‌رانه هیدروژن-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۲ اتفاق می‌افتد. این در حالی است که دما در نسبت هم‌ارزی ۲ از نسبت هم‌ارزی ۱ کم‌تر است. دلیل این افزایش سرعت، کاهش دانسیته فرآورده‌های احتراق است که سبب افزایش سرعت در نازل خروجی می‌شود.

برای پیش‌رانه متان-اکسیژن بیش‌ترین سرعت در خروجی نازل در نسبت هم‌ارزی ۱ است. نتیجه‌ها برای هر دو پیش‌رانه نشان می‌دهد که در نسبت‌های هم‌ارزی بالا تبدیل انرژی گرمایی و فشاری گاز به انرژی جنبشی و سرعت در نازل در مقایسه با نسبت‌های هم‌ارزی پایین‌تر، کم‌تر است که می‌تواند سبب کاهش نیروی پیش‌ران تولیدی شود. این مورد با شرایط فیزیکی مسئله



شکل ۱۰ - توزیع جزء جرمی آب برای پیشرانه هیدروژن- اکسیژن در نسبت هم‌ارزی، (الف) ۵، (ب) ۲، (ج) ۱، (د) ۰/۵



شکل ۱۱ - جزء جرمی گونه‌های گوناگون در نسبت هم‌ارزی ۱ برای پیشرانه، (الف) متان- اکسیژن، (ب) هیدروژن- اکسیژن

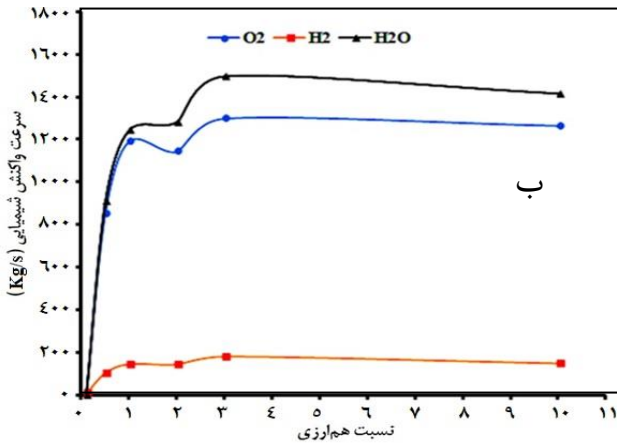
داشته و هیدروکسید موجود در محفظه احتراق با واکنش با اتم هیدروژن به آب تبدیل می‌شود. به دلیل زیاد بودن مقدار شدت جریان اکسیدکننده در نسبت هم‌ارزی ۰/۵ و افزایش غلظت اکسیژن گازی و اتم اکسیژن، هیدروکسید موجود در محفظه احتراق با اتم اکسیژن واکنش می‌دهد و جزء جرمی هیدروژن دی‌اکسید افزایش می‌یابد. واکنش تعادلی هیدروکسید با اتم اکسیژن و هیدروژن در محفظه احتراق یا به تولید آب یا هیدروژن دی‌اکسید منجر می‌شود. ثابت تعادلی واکنش و آنتالپی تشکیل مواد و همچنین غلظت اتم هیدروژن و اکسیژن (به عنوان واسطه‌های فعال)، تولید بیش‌تر آب یا هیدروژن دی‌اکسید در محفظه احتراق را تعیین می‌کند.

برای پیشرانه متان- اکسیژن افزایش موازی غلظت هیدروژن و کربن مونواکسید به عنوان فراورده‌های واکنش اول و دوم سازوکار جونز و لینستدت [۲۴] در نمودار غلظت اجزاء شکل ۱۱ نمایان است. افزایش و کاهش جزء جرمی این دو ماده به صورت به طور کامل موازی صورت گرفته و کاهش غلظت این دو ماده با افزایش غلظت

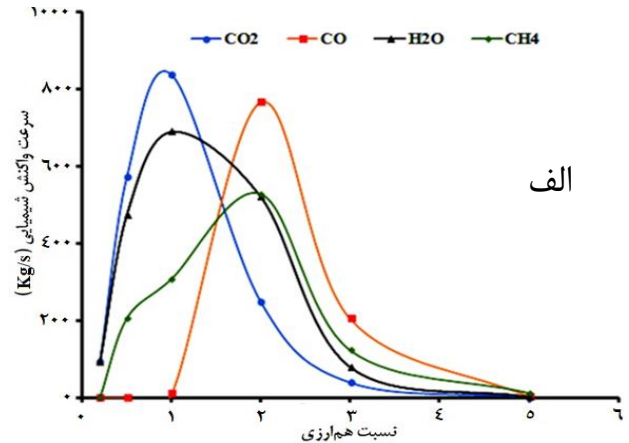
در نسبت‌های هم‌ارزی بالاست که در شکل ۱۰ نیز مشاهده می‌شود. تولید آب مطابق با واکنش برگشت‌پذیر زیر انجام می‌شود که در آن واکنش رفت دارای درجه کلی بیش‌تری نسبت به واکنش برگشت (برابر) است. همان‌گونه که پیش‌تر نیز اشاره شد افت فشار در نازل سرعت واکنش رفت را بیش‌تر کاهش داده و تعادل را به سمت تولید بیش‌تر واکنش‌دهنده‌ها و کاهش مقدار آب سوق می‌دهد. اما در نسبت‌های هم‌ارزی پایین‌تر به دلیل زیاد بودن غلظت اکسیژن سرعت واکنش رفت و تولید آب در نازل زیاد است و افت فشار و تبعات آن نمی‌تواند بر آن چیره شود.



با بررسی توزیع جزء جرمی آب برای پیشرانه هیدروژن- اکسیژن در شکل ۱۰ مشخص می‌شود که با کاهش شدت جریان اکسیدکننده جزء جرمی آب افزایش می‌یابد. در نسبت هم‌ارزی ۲ به علت وجود مقدار زیادی هیدروژن گازی و اتم هیدروژن در محفظه احتراق واکنش تولید آب در محفظه احتراق پیشرفت بیش‌تری



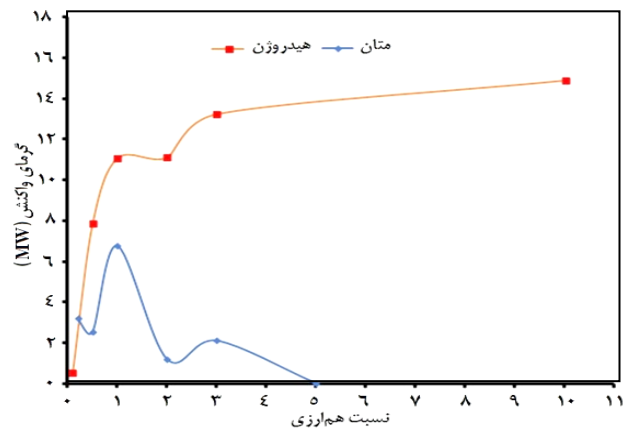
شکل ۱۲ - سرعت واکنش در محفظه احتراق و نازل برای پیشرانه، (الف) متان - اکسیژن، (ب) هیدروژن - اکسیژن



الف

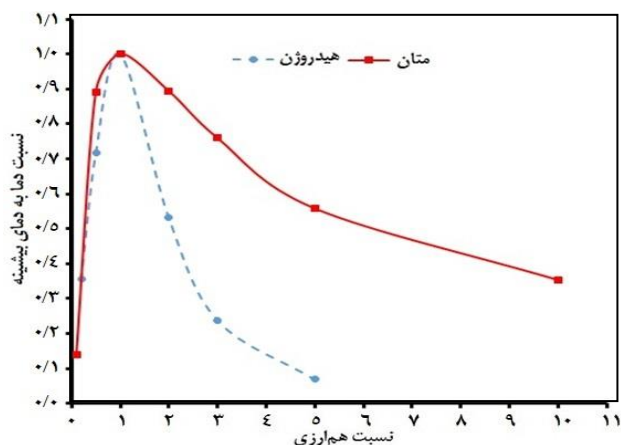
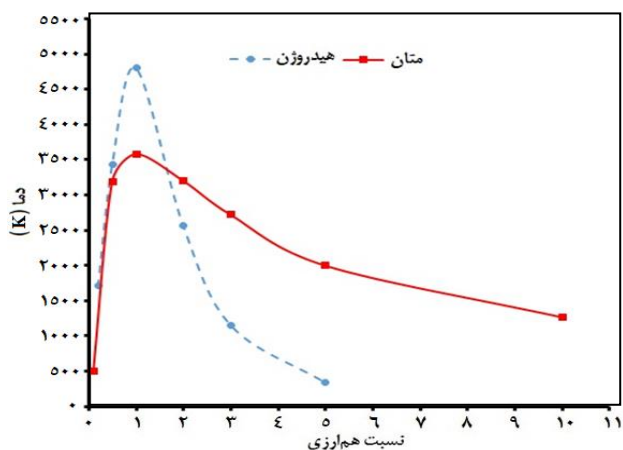
تکانه ویژه برای نسبت‌های گوناگون هم‌ارزی را برای هر دو پیشرانه پیش‌بینی و توجیه نمود. در سازوکار جونز و لیندستدت افزایش غلظت متان در سامانه و مصرف آن در واکنش یک طرفه اول و دوم سبب کاهش غلظت آب و افزایش غلظت کربن مونواکسید در سامانه می‌شود. افزایش جزء جرمی کربن مونوکسید و واکنش ناقص پیشرانه، دما و فشار محفظه احتراق و سرعت گازهای خروجی از نازل را کاهش می‌دهد که نتیجه آن افت مقدار تکانه ویژه برای این پیشرانه در نسبت‌های هم‌ارزی بیش‌تر از دو خواهد بود. با افزایش تولید کربن مونواکسید در نسبت‌های هم‌ارزی بالا که دارای آنتالپی تشکیل بالایی است، گرمای واکنش و دمای محفظه احتراق کاهش می‌یابد. شکل ۱۲ نمایانگر سرعت کلی واکنش در محفظه احتراق و نازل برای هر دو زوج پیشرانه متان - اکسیژن و هیدروژن - اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون است. در این شکل کاهش تولید کربن دی‌اکسید و افزایش تولید کربن مونواکسید در نسبت‌های هم‌ارزی بالا برای پیشرانه متان - اکسیژن به روشنی نمایان است. همچنین مشاهده می‌شود که برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی بالا تولید آب به عنوان تنها فرآورده اصلی واکنش همچنان ادامه دارد. با توجه به پایین بودن آنتالپی تشکیل آب و گرمای واکنش بالای آن که در شکل ۱۳ نمایان است زیاد بودن دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی بالا توجیه می‌شود.

برای پیشرانه متان - اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی بالا سرعت مصرف متان و تولید فرآورده‌های احتراق تا صفر کاهش می‌یابد. افت سرعت واکنش شیمیایی و گرمای واکنش سبب کاهش دمای محفظه احتراق شده و تکانه ویژه تولیدی را کاهش می‌دهد. اما برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن مصرف هیدروژن و اکسیژن به



شکل ۱۳ - گرمای کلی واکنش در محفظه احتراق و نازل برای نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون

کربن دی‌اکسید و آب در سامانه همراه است. در نزدیکی انژکتورها به علت افزایش جزء جرمی هیدروژن و کربن مونواکسید مقدار غلظت دی‌اکسید کربن کم است و در ناحیه‌های پسین با مصرف این مواد در واکنش‌های تعادلی سوم و چهارم سازوکار جونز و لیندستد، غلظت دی‌اکسید کربن و آب در محفظه احتراق افزایش یافته و غلظت هیدروژن و کربن مونواکسید کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۱۱ در نسبت هم‌ارزی یک، فرآورده عمده واکنش احتراق پیشرانه هیدروژن - اکسیژن آب است و حدود هشتاد درصد گازهای محفظه احتراق را شامل می‌شود. برای پیشرانه هیدروژن - اکسیژن با افزایش نسبت هم‌ارزی تولید آب و گرمای واکنش افزایش می‌یابد. به همین دلیل دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه برای این پیشرانه تا مقدارهای بالایی از نسبت هم‌ارزی زیاد بوده و کاهش نمی‌یابد. با بررسی توزیع گونه‌های شیمیایی گوناگون (از جمله آب و کربن دی‌اکسید) و گرمای واکنش آن‌ها (آنتالپی تشکیل) می‌توان دما و



شکل ۱۴ - دمای محفظه احتراق برای نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون

مشکل‌های استفاده از نمودار هموار شده و دقت نتیجه‌ها نیز افزایش می‌یابد. برای کاهش ضریب‌های معادله‌ها از نسبت دما به دمای بیشینه برای هر کدام از این پیشرانه‌ها استفاده شده است. برای دو پیشرانه متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن، T_{max} یا دمای بیشینه به ترتیب K ۴۸۰۰ و K ۳۶۰۰ است.

$$\frac{T}{T_{max}} = \frac{0.2286 + 0.3218\phi}{1 - 1.29\phi + 0.8329\phi^2} \quad (26)$$

$$\frac{T}{T_{max}} = \frac{-0.4698 + 6.62\phi}{1 + 3.612\phi + 1.528\phi^2} \quad (27)$$

شکل ۱۵ توزیع تکانه ویژه برای دو سامانه احتراقی متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون را نشان می‌دهد. برای جریان بدون اصطکاک و بدون انتقال گرما با دیواره نازل (آیزنتروپیک)، تکانه ویژه و سرعت در خروجی نازل تنها تابعی از دما و فشار محفظه احتراق و فشار محیط است [۲۷].

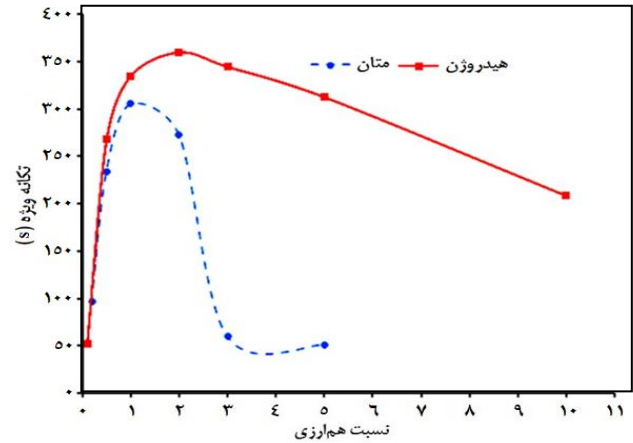
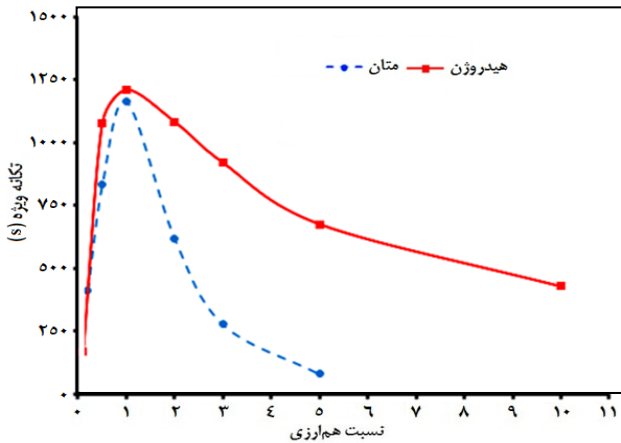
$$u_e = \left[\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (28)$$

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \left[\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M_g} T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{g} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{2}} \sqrt{\frac{RT_c}{M_g}} \left(\frac{P_e - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad (29)$$

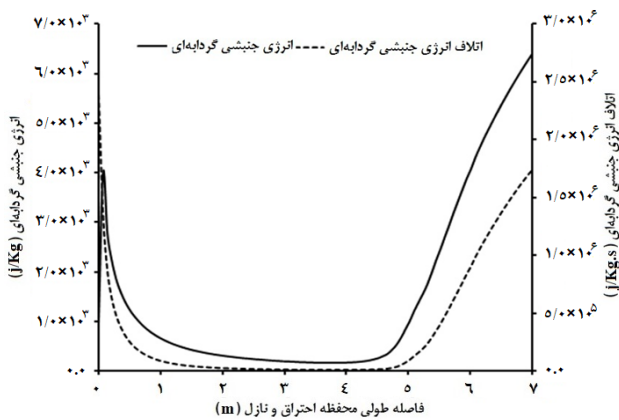
ترم دوم در معادله (۲۴) به دلیل کم بودن فشار خروجی نازل دارای مقادیرهای ناچیزی نسبت به ترم اول معادله بوده و از معادله‌ها حذف می‌شود. در معادله‌های (۲۳) و (۲۴) زیرنوع a, e, c و t, a, e به ترتیب مربوط به ویژگی‌هایی در محفظه احتراق، خروجی نازل، محیط، کلوگاه نازل و گازهای احتراقی است. در این معادله‌ها A سطح مقطع نازل، M جرم مولکولی، R ثابت جهانی گازها، γ نسبت ظرفیت

عنوان سوخت و اکسیدکننده و تولید آب به عنوان فرآورده اصلی واکنش تا مقادیرهای بالا از نسبت هم‌ارزی ادامه داشته و کاهش نمی‌یابد. شکل ۱۳ نشان می‌دهد که گرمای واکنش احتراق پیشرانه هیدروژن-اکسیژن با افزایش نسبت هم‌ارزی افزایش یافته و واکنش احتراق در محفظه همچنان ادامه می‌یابد. اما برای پیشرانه متان-اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی بیش‌تر از ۲ و ۳ مقدار گرمای واکنش تا صفر کاهش می‌یابد که گواهی توقف واکنش شیمیایی احتراق پیشرانه در محفظه است. هر چند برای پیشرانه هیدروژن-اکسیژن گرمای واکنش با افزایش نسبت هم‌ارزی افزایش یافته اما به دلیل افزایش شدت جریان پیشرانه ورودی به محفظه احتراق در نسبت‌های هم‌ارزی بالا، مقدار دمای محفظه احتراق تنزل پیدا کرده است.

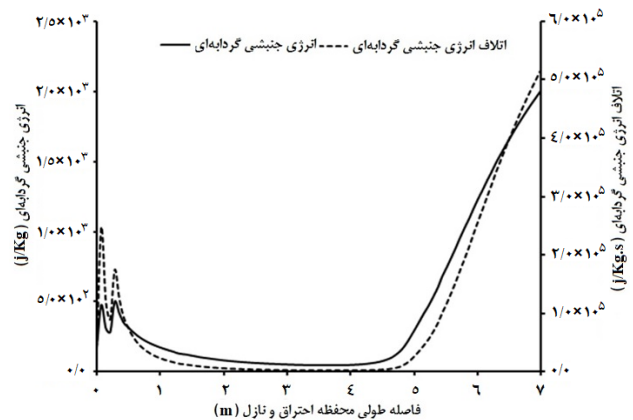
شکل ۱۴ توزیع دمای محفظه احتراق را در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون نشان می‌دهد. دما در پایانی محفظه احتراق و در فاصله چهار متری پس از پاشش، به طور میانگین در صد نقطه بین دو دیواره بالا و پایین محاسبه شده است. در نسبت‌های هم‌ارزی بالا برای سوخت متان دما به سرعت افت می‌کند اما برای هیدروژن بنا به دلیل‌های که پیش‌تر بیان شد دما تا مقادیرهای بالایی از نسبت هم‌ارزی کاهش زیادی ندارد. برای هر دو پیشرانه مشاهده می‌شود که بیشینه دما در نسبت هم‌ارزی یک است و با فاصله گرفتن از مقادیرهای استوکیومتری سوخت و اکسیدکننده مقادیرهای دما برای هر دو پیشرانه کاهش می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که بیشینه دما برای سوخت متان از هیدروژن حدود K ۱۲۰۰ بیش‌تر است و با افزایش یا کاهش نسبت هم‌ارزی با شیب بیش‌تری کاهش می‌یابد. برای برازش داده‌های دما-نسبت هم‌ارزی برای دو زوج پیشرانه متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن به ترتیب معادله‌های (۲۱) و (۲۲) دارای بهترین همستگی هستند. به کمک این معادله‌ها



شکل ۱۵- تکانه ویژه در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون برای، الف) جریان واقعی، ب) جریان آیزنتروپیک



شکل ۱۷- پارامترهای آشفستگی برای پیشرانه هیدروژن-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۱



شکل ۱۶- پارامترهای آشفستگی برای پیشرانه متان-اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۱

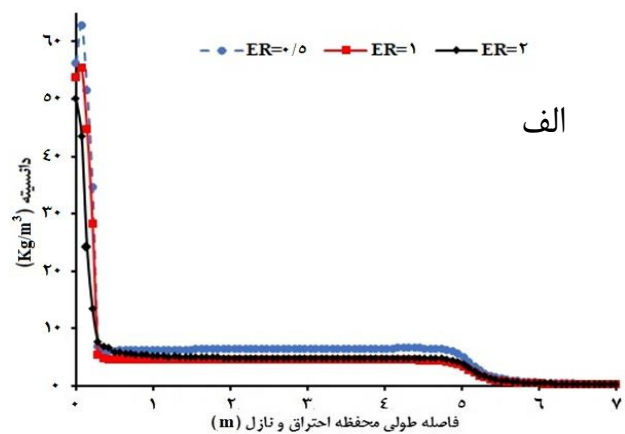
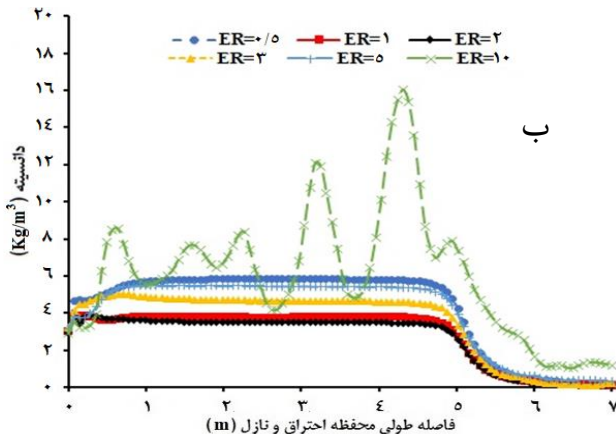
$$I_s = \frac{-70.16 + 1348.5\phi}{1 + 2.4\phi + 0.37\phi^2} \quad (31)$$

در محفظه احتراق در ناحیه‌های نزدیک انژکتورها به علت وجود فاز مایع و ذره‌های پیشرانه، مقدار آشفستگی و توربولنسی افزایش می‌یابد. پاشش پیشرانه و حرکت سریع قطره‌ها در فاز پیوسته گازی و تأثیر متقابل دو فاز بر یک دیگر مقدار آشفستگی در این ناحیه‌ها را افزایش می‌دهد. زیاد بودن آشفستگی بر شدت واکنش شیمیایی پیشرانه که در درون چرخانه‌ها و با پیروی از مدل مفهوم اتلاف گردابه‌ای به وقوع می‌پیوندد، اثر گذار است. شکل ۱۶ مقادیرهای انرژی جنبشی گردابه‌ای و اتلاف آن در طول محفظه احتراق و نازل همگرا-واگرا برای پیشرانه متان-اکسیژن را نمایش می‌دهد.

با توجه به شکل ۱۷ برای پیشرانه هیدروژن-اکسیژن به دلیل حجم بالای پیشرانه مایع تزریق شونده به سامانه و مایع بودن سوخت و اکسیدکننده، مقدار آشفستگی بیش تر است. به همین دلیل

گرمای حجم ثابت به فشار ثابت و I_{sp} تکانه ویژه برای جریان آیزنتروپیک است. با توجه به شکل ۱۵ مقدار تکانه ویژه برای جریان ایده‌آل به دلیل در نظر نگرفتن اتلافات ویسکوز و تبدیل کامل انرژی سیال به سرعت، دارای مقادیرهای بسیار بالاتری است. در جریان واقعی به دلیل تبدیل بخش زیادی از هد فشار در محفظه احتراق به گرما و انرژی درونی، سرعت در خروجی نازل و تکانه ویژه کاهش می‌یابد. مقدار تکانه ویژه نیز در شرایطی بیشینه است که فشار خروجی نازل با فشار محیط برابر باشد و این سامانه را در این شرایط سامانه بهینه (از نظر تولید تکانه و عدم ایجاد شوک در نازل) گویند. برازش داده‌های تکانه ویژه-نسبت هم‌ارزی نشان می‌دهد که برای جریان واقعی (جریان ویسکوز) زوج پیشرانه‌های متان-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن معادله‌ها (۲۵) و (۲۶) به ترتیب دارای بهترین همبستگی می‌باشند.

$$I_s = 1250(0.26)\phi^{1.46} \quad (30)$$



شکل ۱۸ - توزیع دانسیته در محفظه احتراق و نازل برای پیشرانه الف) متان- اکسیژن، ب) هیدروژن- اکسیژن

سامانه بسیار زیاد است که در ناحیه‌های پسین به علت افزایش دما مقدار دانسیته کاهش می‌یابد. در ناحیه‌های نزدیک انژکتورها نیز اختلاف دانسیته دو سامانه به روشنی نمایان بوده و خود شاهدی بر زیاد بودن دانسیته متان نسبت به هیدروژن است. مقدار دانسیته محاسبه شده از معادله حالت پنگ- رابینسون و گاز ایده‌آل دارای خطای چشمگیری بوده و استفاده از معادله حالت گاز ایده‌آل در فشارهای بالا و دماهای پایین را ممنوع می‌سازد.

نتیجه‌گیری

با بررسی سازوکار واکنش شیمیایی و پراکندگی گونه‌های گوناگون مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت هم‌ارزی مقدار کربن مونواکسید تولیدی در واکنش احتراق پیشرانه متان- اکسیژن (سوخت‌های هیدروکربنی) افزایش چشم‌گیری یافته و مقدار کربن دی‌اکسید تولیدی کاهش می‌یابد. در این شرایط با توجه به بالا بودن آنتالپی تشکیل کربن مونواکسید و پایین بودن گرمای واکنش آن، دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه پیشرانه کاهش می‌یابد. این در حالی است که در نسبت‌های هم‌ارزی کم به دلیل تولید مقدار زیادی کربن دی‌اکسید (که دارای آنتالپی تشکیل پایین و گرمای واکنش بالایی است) گرمای واکنش و دمای محفظه احتراق زیاد است. بررسی نتیجه‌ها نشان می‌دهد که افزایش دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه، موازی و همراه با افزایش سرعت تولید کربن دی‌اکسید بوده و با کاهش آن کاهش می‌یابد. این نتیجه‌ها نمایان‌گر ارتباط سازوکار واکنش شیمیایی، دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه پیشرانه است. برای زوج پیشرانه هیدروژن- اکسیژن سرعت تولید آب در نسبت‌های هم‌ارزی بالا افزایش می‌یابد. این ماده دارای آنتالپی تشکیل پایینی بوده و گرمای واکنش آن زیاد است. در نسبت‌های

دردیکی انژکتورها به علت اختلاط کامل و زیاد بودن مقدار آشفته‌گی نقطه‌ها با دمای بسیار بالا کم‌تر قابل دیدن است و گرمای تولیدی در واکنش به صورت یکسان در این نقطه‌ها پخش می‌شود. با انبساط گازها در نازل همگرا- واگرا مقدار دانسیته سیال افت شدیدی داشته و سرعت گازها افزایش و دمای آن کاهش می‌یابد. مقدار دانسیته در محفظه احتراق برای پیشرانه متان- اکسیژن (برخلاف دمای بیش‌تر آن) بیش‌تر از پیشرانه هیدروژن- اکسیژن است و این مورد به علت دانسیته زیاد متان و فراورده‌ها احتراقی آن است.

شکل ۱۸ در بردارنده توزیع دانسیته در طول محفظه احتراق و نازل همگرا- واگرا، برای دو پیشرانه متان- اکسیژن و هیدروژن- اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون است. برای همه مواردی که در محفظه احتراق واکنش شیمیایی و مصرف سوخت و تولید فراورده‌ها واکنش مشاهده شده است، دانسیته سامانه ارایه شده و برای مواردی که سامانه شامل اختلاط فیزیکی سوخت و اکسیدکننده بوده و دانسیته سامانه دارای مقدارهای بسیار زیادی است از ارایه نتیجه‌ها برای روشنی بهتر نمودار خودداری شده است. برای هر دو پیشرانه مشاهده می‌شود که فشار و دمای محفظه احتراق تعیین‌کننده دانسیته بوده و ترکیب نسبی اجزاء در مرحله پس به مقدار کم‌تری اثر گذار است. برای پیشرانه هیدروژن- اکسیژن در نسبت هم‌ارزی ۱۰ به دلیل افت دما در محفظه احتراق در بعضی ناحیه‌ها (شکل ۸) مقدار دانسیته تا مقدارهای بالایی افزایش یافته است. در نسبت هم‌ارزی ۳ (و بیش‌تر) برای پیشرانه متان- اکسیژن به دلیل افت شدید دمای محفظه احتراق و عدم انجام واکنش شیمیایی احتراق پیشرانه، مقدار دانسیته بسیار زیاد است. در ناحیه‌های نزدیک انژکتورها برای پیشرانه متان- اکسیژن به علت فشار زیاد متان ورودی و همچنین دمای پایین آن، دانسیته

بودن جزء جرمی آب، کاهش مقدار آن و افزایش جزء جرمی هیدروژن ناچیز است. همچنین به دلیل یک طرفه بودن واکنش تولید کربن مونواکسید و عدم تجزیه آن، جزء جرمی این ماده به عنوان فرآورده عمده احتراق کاهش نمی‌یابد. علاوه بر گرمای واکنش و دمای محفظه احتراق که بر تکانه ویژه تولیدی اثر گذارند مقایسه نیروی پیشران تولیدی در نسبت‌های هم‌ارزی گوناگون و مقدارهای پیش‌بینی شده توسط معادله جریان آیزنتروپیک سیال ایده‌آل نشان می‌دهد که نیروی اصطکاک دیواره نازل و زبری آن می‌تواند بر مقدار نیروی پیشران تولیدی بسیار اثر گذار باشد و مقدار آن را حدوداً ۵۰ درصد کاهش دهد. دمای زیاد گازهای احتراقی برای پیشرانه متان- اکسیژن در نسبت هم‌ارزی یک، خطر تغییر شکل و انفجار محفظه احتراق را بالا می‌برد. برای جلوگیری از این مورد باید با در نظر گرفتن سامانه خنک کاری مؤثرتری دمای محفظه احتراق را تعدیل نمود. همچنین دمای بالای محفظه احتراق با تغییر طراحی نازل می‌تواند به افزایش سرعت گازهای خروجی و نیروی پیشران تولیدی منجر شود و کارایی پیشرانه و تکانه ویژه آن را افزایش دهد.

هم‌ارزی بالا، گرمای واکنش، دمای محفظه احتراق و تکانه ویژه برای این پیشرانه همچنان زیاد بوده و تا مقدارهای بالایی از نسبت سوخت به اکسیدکننده کاهش چندانی ندارد. برای این پیشرانه با کاهش شدت جریان اکسیدکننده و افزایش سوخت ورودی، به دلیل افت فشار در نازل همگرا- واگرا فرآورده‌ها واکنش احتراق (به ویژه آب) به واکنش‌دهنده‌های اولیه و اجزاء پیشرانه تجزیه می‌شوند. در این شرایط مشاهده می‌شود که روند تبدیل انرژی فشاری و گرمایی گاز به انرژی جنبشی و سرعت مختل شده و افت فشار و افزایش سرعت گازها در نازل همگرا- واگرا کاهش می‌یابد. افزایش فشار در نازل و کاهش سرعت گازهای خروجی کاهش مقدار تکانه ویژه برای این پیشرانه در نسبت‌های هم‌ارزی بالا را نتیجه می‌دهد. سازوکار واکنش شیمیایی دو زوج پیشرانه متان- اکسیژن و هیدروژن- اکسیژن دارای واکنش‌های تعادلی است که در آن‌ها فرآورده‌های واکنش از مول‌های گازی واکنش‌دهنده بیش‌تری ایجاد می‌شوند. با افت فشار در نازل بر طبق اصل لوشاتلیه و برای جبران افت فشار با توجه به درجه معادله سرعت واکنش‌های رفت و برگشت، تعادل به سمت تشکیل مول‌های بیش‌تر تمایل پیدا می‌کند و فرآورده‌ها به واکنش‌دهنده‌ها که دارای تعداد مول‌های بیش‌تری هستند، تجزیه می‌شوند. این مورد برای هر دو پیشرانه قابل دیدن است، به طوری که با کاهش غلظت اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی بالا تعادل به سمت تولید واکنش‌دهنده‌ها منحرف می‌شود و مقدار جزء جرمی هیدروژن در نازل افزایش می‌یابد و به همراه آن جزء جرمی آب حدوداً ۲۰٪ کاهش دارد. برای سوخت متان به دلیل کم

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۴/۳۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۳

مراجع

- [1] Krzycki L.J., "How to Design, Build and Test Small Liquid-Fuel Rocket Engines", Rocketry, United States of America, (1967).
- [2] Haidn O., "Advanced Rocket Engines, in Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft", RTO-EN-AVT, (2008).
- [3] Sqrnsen K.A., Lupemba S.K., Paludan J., Lippert E.H., "Designing a Thrust Chamber", DTU space, Denmark (2017).
- [4] Sharma K.A., Samy P.A., Kumar S.S., Parammasivam K.M., "Numerical Modeling of Supercritical Combustion in Lox/Methane Multielement Chamber", *International Astronautical Congress (IAC)*, Germany, (2018).
- [5] <https://en.samspace.ru/>
- [6] www.spacex.com

- [7] Kato T., Terakado D., Nanri H., Morito T., Masuda I., Asakawa H., sacaguchi H., Ishikawa Y., Inoue T., Ishihara S., Sasaki M., “Subscale Firing Test for Regenerative Cooling Lox/Methane Rocket Engine”, *7 th european conference for aeronautics and space sciences*, (2015).
- [8] Fasal Khan M., Quadri Z.A., Kulkarni P.S., Guven U., Bhat S.P., Sundarraj K., “CFD Simulation of a Liquid Rocket Propellant (LH2/Lox) Combustion Chamber”, *15th Annual CFD Sympos*, Bangalore, India, (2013).
- [9] Cutrone L., Battista F., Ranuzzi G., Bonifacio S., Steelant J., “A CFD Method for Simulation of Mixing and Combustion in High-Pressure Lox/Methane Rocket Engines”, *In 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, (2008).
- [10] Song J., Sun B., *Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in Lox/Methane Rocket Engines*, *Applied Thermal Engineering*, **106**: 762-773 (2016).
- [11] Pandey K.M., Yadav S.K., *CFD Analysis of a Rocket Nozzle with Four Inlets at Mach 2.1*, *International Journal of Chemical Engineering and Applications*, **1(4)**: 319-325 (2010).
- [12] Shabani S.R., Rahimi M., Khoshhal A., *CFD Study on Hydrogen-Air Premixed Combustion in a Micro Scale Chamber*, *Iranian Journal of Chemistry and Chemical Engineering (IJCCE)*, **29(4)**: 161-172 (2010).
- [13] Gupta P.K., Nayak V.S., Gupta A., *Numerical Investigation of a Liquid Propellant Rocket (LH2/Lox) Combustion Chamber with Various Operational Condition and Micro-Gravity Effect by CFD*, *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, **5(9)**: 1636-1642 (2018).
- [14] Pimental R.G., “*Measurement and Prediction of Droplet Size Distribution in Sprays*”, PhD thesis, Laval University, (2006).
- [15] Ajinkya V., Pandit A., Kumar, Srinivasa R.G., Kedarnath C., Srihari R., Vivek V.R., *Modeling of Liquid Propellant Combustion Chamber*, *Chemical engineering journal*, **207**: 151-166 (2012).
- [16] Liang P.Y., Fisher S., Mason Y.C., *Comprehensive Modeling of a Liquid Rocket Combustion Chamber*, *Journal of Propulsion and Power (JPP)*, **2(2)**: 97-104 (1986).
- [17] Jamali A.A., Shahhosseini S., Behjat Y., *Experimental Evaluation and Modeling of Liquid Jet Penetration to Estimate Droplet Size in a Three-Phase Riser Reactor*, *Chinese Journal of Chemical Engineering*, **24(2)**: 293–309 (2016).
- [18] Davidson L., “*An Introduction to Turbulence Models*”, AVANCEZ, Chalmers University of Technology, Sweden, (2018).
- [19] Bosenhofer M., Wartha E.M., Jordan C., Harasek M., *The Eddy Dissipation Concept-Analysis of Different Fine Structure Treatments for Classical Combustion*, *Energies*, **11(7)**: 1902 (2018).
- [20] Magnussen B.F., *The Eddy Dissipation Concept a Bridge between Science and Technology*, *Energies*, **11(7)**: 1902 (2005).
- [21] ANSYS FLUENT 15.0 Theory Guide-7.1.2 the Generalized Finite-Rate Formulation for Reaction Modeling.

- [22] Burke M. P., Chaos M., Yiguang J. U., Dryer F. L., Klippenstein S. J., [Comprehensive H₂/O₂ Kinetic Model for High-Pressure Combustion](#), *International Journal of Chemical Kinetics*, **44(7)**: 444-474 (2011).
- [23] Andersen J., Rasmussen C. L., Giselsson T., Glarborg P., [Global Combustion Mechanisms for Use in CFD Modeling Under Oxy-Fuel Conditions](#), *Energy & Fuels*, **23(3)**: 1379-1389 (2009).
- [24] Jones W.P., Lindstedt R.P., [Global Reaction Schemes for Hydrocarbon Combustion](#), *Combustion and Flame*, **73(3)**: 233-249 (1988).
- [25] Westbrook C.K., Dryer F.L., [Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames](#), *Combustion science and technology*, **27(1-2)**: 31-43 (1981).
- [26] De Giorgi M.G., Sciolti A., Ficarella A., [Application and Comparison of Different Combustion Models of High-Pressure Lox/CH₄ Jet Flames](#), *Energies*, **7(1)**: 477-497 (2014).
- [27] Kubota N., “[Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion](#)”, Second Edition, John Wiley & Sons, Germany, (2015).