

## مطالعه اثر نسبت هم‌ارزی دو نوع سوخت در یک جریان واکنشی دارای سرعت و فشار متغیر

محمد صالح عبدالله پور<sup>۱\*</sup>، وحید رضایی<sup>۲</sup>، امیر مردانی<sup>۳</sup>

تهران، خیابان آزادی، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا

(\* نویسنده مخاطب: sa\_abdollahpour@yahoo.com)

### چکیده

در این پژوهش به شبیه‌سازی عددی یک موتور سوخت مایع در شرایط پروازی معلوم، برای دو نوع سوخت متفاوت کروسین و هیدروژن با اکسیدکننده اکسیژن در نسبت‌های هم‌ارزی مختلف پرداخته شده است. حل عددی با استفاده از مدل آشفتنگی  $k-\nu$ ، مدل احتراقی EDC و انتخاب مقادیر مشخص دبی و دمای جریان ورودی به محفظه احتراق به عنوان شرایط مرزی در نرم‌افزار فلونت (Fluent) انجام گردید. برای شبیه‌سازی واکنش‌های شیمیایی کروسین از مکانیزم کاهش یافته ۹ مرحله‌ای و برای هیدروژن مکانیزم کاهش یافته ۱۴ مرحله‌ای استفاده شده است. به منظور صحت سنجی نتایج روش عددی با داده‌های تجربی موجود مقایسه شده و تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و حل عددی مشاهده شد. هدف از این مطالعه تأثیر تغییر نوع سوخت و نسبت هم‌ارزی بر روی پارامترهای مختلف جریان می‌باشد. از نتایج مهم این بررسی می‌توان به تفاوت در محدوده‌ی مکانی انجام واکنش‌های شیمیایی در احتراق دو سوخت ذکر شده با اکسیژن نام برد. در سوخت کروسین غالب واکنش‌ها درون محفظه احتراق رخ می‌دهند، ولی در سوخت هیدروژن انجام واکنش‌ها تا بعد از گلوگاه ادامه می‌یابند. از دیگر نتایج می‌توان به رابطه مستقیم بین محدوده مکانی انجام واکنش‌های شیمیایی و شدت آشفتنگی و اختلاف کم حل تعادلی و نرخ محدود برای سوخت هیدروژن نام برد.

واژه‌های کلیدی: احتراق - نسبت سوخت به هوا - دینامیک سیالات محاسباتی - کروسین - هیدروژن

### ۱- مقدمه

فرایند احتراق و تحلیل و بررسی آن از مسائل پیچیده‌ای است که همواره توجه محققان را به خود معطوف داشته است. در زمینه احتراق، شبیه‌سازی و کارهای عددی بسیاری در سامانه‌های با سرعت پایین مثل بویلر نیروگاه‌ها انجام شده است، ولی در جریان‌های واکنشی مافوق صوتی که فشار و دما بالا می‌باشد، بررسی اثر متقابل واکنش شیمیایی و دینامیک جریان کمتر مورد توجه قرار گرفته است. بیشترین کاربرد این‌گونه جریان‌ها در نازل موشک‌ها می‌باشد که سرعت و فشار خروجی از نازل نقش مهمی در تولید نیروی پیشران بازی می‌کنند. روش‌های کلی تحلیل این‌گونه جریان‌ها عبارت‌اند از: ۱- روش تجربی ۲- روش تحلیلی ۳- روش عددی. در روش تجربی بیشترین دقت به دست می‌آید، ولی به دلیل هزینه بالا و صرف زمان زیاد داده برداری، کمتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش تحلیلی برای حل معادلات حاکم بر جریان نیاز به در نظر گرفتن فرضیات بسیار می‌باشد که این امر موجب می‌شود حل انجام‌شده در شرایط خاصی دارای جواب مناسب باشد. مشکل دیگر این روش غیرقابل استفاده بودن برای جریان‌ها و هندسه‌ها پیچیده می‌باشد. با پیشرفت علم مکانیک سیالات محاسباتی، کارهای تجربی و تحلیلی با توجه به مشکلات گفته‌شده، کم‌کم جای خود را به روش‌های عددی دادند. امروزه روش‌های عددی به عنوان یک ابزار

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف

۳- استادیار، دانشگاه صنعتی شریف

توانمند برای تحلیل سیستم‌ها با هندسه و جریان پیچیده شناخته می‌شوند. از مزایای این روش، می‌توان به قابلیت شبیه‌سازی مسائل با فیزیک واقعی و کم‌هزینه بودن آن اشاره کرد [۲۰].

در روش عددی برای حل جریان واکنشی، فرایند احتراق همراه با پدیده‌های دیگر (آشفتگی، تزیق سوخت و...) مدل می‌گردد. شجاعی‌فرد و همکارانش [۳] بدون در نظر گرفتن احتراق، رفتار گذرا بین محدوده فرو صوت و فراصوت نازل را به صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها با رسم کانتورهای چگالی و سرعت در دو نسبت فشار نازل، محل ایجاد موج‌های ضربه‌ای و جدایش جریان را به دست آوردند. ردی (Reddy) و همکارانش [۴] به منظور شبیه‌سازی جریان محفظه احتراق راکت با نازل زنگوله‌ای، مدل‌های مختلف آشفتگی را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که معادلات  $k-\epsilon$  حجم محاسباتی کمتری نسبت به روش‌های دیگر دارد. پسندیده‌فرد و همکارانش [۵] به مطالعه‌ی عددی احتراق در یک جریان مادون‌صوت تراکم‌پذیر آشفته پرداختند. در این مطالعه از مدل آشفتگی  $k-\epsilon$  و مدل احتراقی اتلاف ادی (Eddy Dissipation) استفاده کردند. آن‌ها جریان‌های سوخت و هوای موازی و عمود برهم را در محفظه‌های مختلف احتراقی مورد مطالعه قرار دادند. دش (Dash) یکی از کسانی است که تحقیقات خود را بر جریان پلوم متمرکز کرد. وی در مرجع [۶] برای مدل‌سازی پلوم دو روش عددی مختلف را با یکدیگر مقایسه کرد. در سال ۱۹۸۱ دش [۷] به معرفی روش عددی اسکپی (SCIPY) برای جریان‌های تک یا چند فازی پلوم پرداخت. او در تحقیقی دیگر [۸] به بررسی بیشتر کد استفاده‌شده در مرجع [۷] پرداخت. دش در دو تحقیق دیگر توجه خود را به تلاطم جریان در پلوم معطوف کرد [۹ و ۱۰]. احمدی کیا و طالبی [۱۱] به بررسی جریان آشفته‌ی سطح بیرونی موشک و پلوم پرداختند؛ در این تحقیق از روش تجزیه‌ی شار و نلیر با دقت مرتبه دوم ضمنی در گسسته‌سازی استفاده‌شده است. نتایج آن‌ها نشان داد که عدد ماخ و فشار پلوم تأثیر زیادی در آرایش جریان پشت موشک به‌خصوص در تشکیل و انعکاس امواج فشاری و انبساطی دارد.

یکی از پرکاربردترین وسایل مورد استفاده در صنعت هوافضا نازل همگرا-واگرا می‌باشد که در طول آن فشار و سرعت جریان تغییر زیادی می‌کند، به همین منظور در مطالعه حاضر به شبیه‌سازی جریان واکنشی در داخل محفظه احتراق، نازل و پلوم یک موتور سوخت مایع پرداخته می‌شود. در این سیستم جریان واکنشی می‌باشد و نسبت سوخت به هوا تأثیر بسیار زیادی بر عملکرد این سیستم دارد. با تغییر این پارامتر مقدار فشار، سرعت گازها و سرعت واکنش‌ها (مقیاس زمانی واکنش) به شدت تغییر می‌یابند، تنها در یک نقطه کاری، فشار و سرعت بهینه می‌باشد و سیستم طبق این نقطه طراحی می‌شود. در این تحقیق اثر پارامتر نسبت هم‌ارزی بر واکنش‌های شیمیایی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. به منظور انجام صحت‌سنجی از داده‌های تجربی موجود استفاده‌شده است.

## ۲- روش حل عددی

معادلات جریان، گونه‌ها، انرژی و آشفتگی به‌صورت همزمان در نرم‌افزار فلوئنت حل می‌شوند. برای برقراری رابطه بین سرعت و فشار از روش کوپل (Couple) استفاده‌شده و تمامی معادلات به‌صورت مرتبه دوم پیشرو (Second Order Upwind) حل شده است. مدل آشفتگی استفاده‌شده برای این شبیه‌سازی  $k-\epsilon$  (RNG) می‌باشد. در این مدل، دو معادله انتقال برای محاسبه انرژی جنبشی و اتلاف آشفتگی به‌صورت زیر حل می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\dots k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\dots k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_{k \sim \text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \dots Y - Y_M \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\dots \nu) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\dots \nu u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_{\nu \sim \text{eff}} \frac{\partial \nu}{\partial x_j} \right] + C_{1\nu} \frac{\nu}{k} (G_k + C_{3\nu} G_b) - C_{2\nu} \dots \frac{\nu^2}{k} \quad (2)$$

که  $G_k$  انرژی آشفتگی تولیدی در اثر تغییرات سرعت متوسط،  $G_b$  انرژی آشفتگی تولیدشده در اثر نیروی بویانسی،  $Y_m$  سهم نوسانات انبساط در آشفتگی تراکم‌پذیر به نرخ کلی اتلاف آشفتگی را نمایش می‌دهند. در این معادلات ضرایب ثابت  $C_{2\nu} = 1.68$  و  $C_{1\nu} = 1.42$ ،  $C_{\nu} = 0.0845$  می‌باشند.



وقتی گونه‌ها به صورت گازی می‌باشند مدل Species Transport یک معادله ترانسپورت را برای هر گونه به صورت زیر

حل می‌کند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\dots Y_i) + \nabla \cdot (\dots \bar{Y}_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i + R_i \quad (3)$$

که  $Y_i$  کسر جرمی گونه  $i$ ام،  $Z_i$  دیفیوژن گونه  $i$ ام و  $R_i$  نرخ خالص تولید یا مصرف گونه  $i$ ام است. به منظور کاهش حجم محاسبات از مکانیزم کاهش یافته چوی [۱۲] برای سوخت کروسین و مکانیزم هیتچ و سنسر [۱۳] برای هیدروژن استفاده می‌شود.

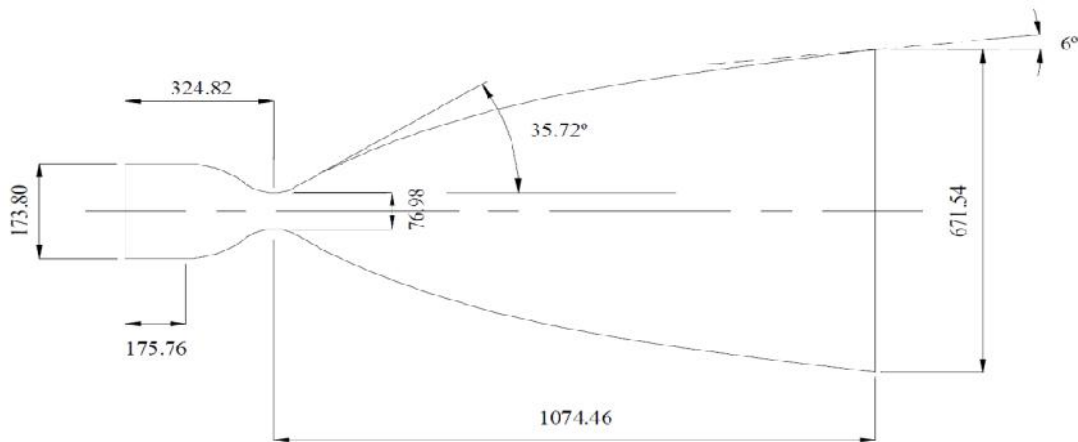
به طور کلی برای مدل‌سازی احتراق، در مدل اتلاف ادی (Eddy Dissipation) آشفتگی کنترل‌کننده نرخ واکنش می‌باشد، در حالی که در مدل نرخ محدود (Finite Rate) نرخ واکنش به وسیله رابطه آرنیوس (Arrhenius) محاسبه و تأثیر آشفتگی در تبدیل گونه‌ها نادیده گرفته می‌شود. در مدل اتلاف ادی/نرخ محدود (Eddy Dissipation/Finite Rate) نرخ واکنش از تلفیق دو روش ذکر شده و در نظر گرفتن کمترین نرخ واکنش به دست آمده از دو مدل به عنوان نرخ واکنش در نظر گرفته می‌شود. حال آنکه مدل اتلاف ادی/نرخ محدود فقط می‌تواند برای یک یا دو واکنش در مکانیزم شیمیایی در نظر گرفته شده، به خوبی عمل کند. مدل مفهومی اتلاف ادی (Eddy Dissipation Concept (EDC)) گسترش یافته مدل اتلاف ادی می‌باشد که اثرات واکنش‌های شیمیایی را در آشفتگی در نظر می‌گیرد. با توجه به وجود ۹ واکنش برای مکانیزم انتخاب شده برای کروسین-اکسیژن [۱۲] و ۱۴ واکنش برای مکانیزم هیدروژن-اکسیژن [۱۳]، مدل حل احتراق برای مسئله حاضر مدل مفهومی اتلاف ادی است.

از آنجایی که خواص مخلوط مانند گرمای ویژه در فشار ثابت، پخش مولکولی و خواص دیگر وابستگی شدیدی به نوع ترکیب مخلوط، دما و فشار دارند، گرمای ویژه مخلوط از طریق قانون مخلوط، چگالی مخلوط با استفاده از گاز ایده‌آل و ویسکوزیته و رسانایی حرارتی از روش میانگین وزنی قانون مخلوط محاسبه می‌شوند.

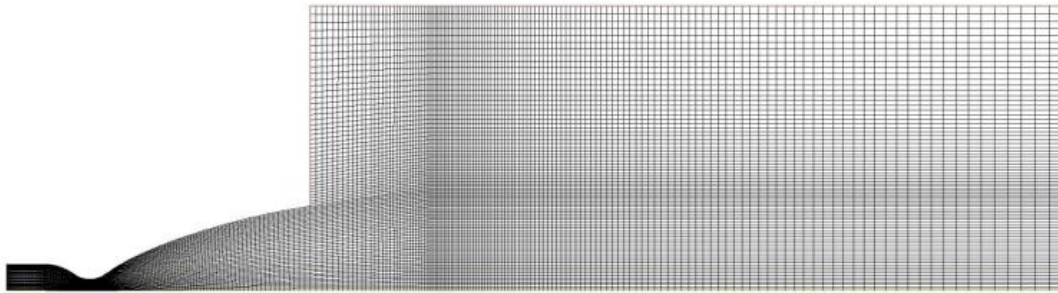
### ۳- شبکه حل و شرایط مرزی

#### ۳-۱- شبکه حل

نازل همگرا - واگرا استفاده شده در این مطالعه، بر گرفته از کار سانتاناجونیور و سندووال [۱۴] است. این نازل دارای نسبت مساحت ۷۶/۲۳، مساحت گلوگاه ۰/۰۴۶۴ مترمربع و به صورت زنگوله‌ای می‌باشد. جزییات نازل در شکل ۱ آورده شده است. به منظور کم کردن حجم محاسبات و به دلیل تقارن در هندسه و جریان، میدان به صورت تقارن محوری حل شده است. برای شبیه‌سازی از یک مش دو بعدی با سازمان، بدون در نظر گرفتن صفحه انژکتور استفاده شده است (شکل ۲)؛ در واقع تحلیل انجام شده بر روی ناحیه بعد از پاشش انجام شده است. به منظور دستیابی به جواب مناسب، از شبکه تطبیق یافته در نزدیکی دیوارها استفاده شده است.



شکل ۱- هندسه مورد استفاده (ابعاد به میلیمتر)



شکل ۲- شبکه حل مورد استفاده

### ۳-۲- شرایط مرزی

ترکیب شیمیایی جریان ورودی به محفظه احتراق به وسیله نرم افزار CEA بر اساس داده های فشار و ترکیب واکنش-دهنده های محفظه احتراق به عنوان تابعی از نسبت هم ارزی مشخص شده است. سوخت و اکسیدکننده مورد استفاده در این مطالعه کروسین-اکسیژن و هیدروژن-اکسیژن است که کسر مولی مواد حاصل از احتراق برای حالت های مورد بررسی برای سوخت کروسین ( $C_{10}H_{21}$ ) در جدول ۱ و برای سوخت هیدروژن در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۱ کسر مولی هر گونه در نسبت هم ارزی های مختلف برای سوخت  $C_{10}H_{21}$

گونه	= 1.0	= 1.4	= 1.8
CO	2.18E-01	3.34E-01	4.17E-01
CO <sub>2</sub>	1.75E-01	1.13E-01	5.72E-02
H	2.67E-02	4.06E-02	3.20E-02
H <sub>2</sub>	4.33E-02	1.06E-01	2.22E-01
H <sub>2</sub> O	3.02E-01	3.10E-01	2.52E-01
O	3.51E-02	1.39E-02	1.41E-03
OH	1.07E-01	6.79E-02	1.80E-02
O <sub>2</sub>	9.29E-02	1.54E-02	6.15E-04

جدول ۲ کسر مولی هر گونه در نسبت هم ارزی های مختلف برای سوخت H<sub>2</sub>

گونه	= 1.0	= 2.0	= 3.0
H	4.12E-02	2.81E-02	6.13E-03
HO <sub>2</sub>	2.71E-04	2.02E-06	1.42E-08
H <sub>2</sub>	1.31E-01	4.82E-01	6.62E-01
H <sub>2</sub> O	6.56E-01	4.77E-01	3.31E-01
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	4.92E-05	1.37E-06	3.35E-08
O	1.94E-02	3.91E-04	4.79E-06
OH	1.15E-01	1.22E-02	8.96E-04
O <sub>2</sub>	3.69E-02	1.50E-04	9.65E-07

شرایط مرزی دمایی دیوار ثابت و برابر با ۷۰۰ کلوین و شرایط مرزی سرعت دیوار عدم لغزش (No Slip) فرض شده است. در این مطالعه از شبیه سازی پاشش صرف نظر شده است، که این امر موجب سادگی و کاهش قسمتی از پیچیدگی های مسئله می شود. دبی پیشران ورودی به محفظه احتراق در همه نسبت های هم ارزی برابر با ۲۱/۲۳۴ کیلوگرم بر ثانیه است که مطابق با دبی پیشران راکت بررسی شده برای صحت سنجی حل می باشد.

### ۳-۳- صحت سنجی

صحت سنجی حل عددی انجام شده توسط داده تجربی گروه تحقیقاتی سانتانا جونیور و سندووال [۱۴] انجام شده است. داده های تجربی سوخت کروسین در نسبت هم ارزی ۱/۳۸۸۶ موجود است. مشاهده شد که داده های عددی و تجربی باهم انطباق خوبی دارند، به عنوان مثال فشار محفظه در حالت نسبت هم ارزی ۱/۳۸۸۶، در مطالعات تجربی ۸ مگا پاسکال است که در حالت حل عددی جریان منجمد حدود ۸/۳ به دست آمد که خطای آن ۳/۷٪ می باشد. مقایسه داده های عددی و تجربی در جدول ۱ آورده شده است. در کل حل نرخ محدود جواب نزدیک تری به داده های تجربی نسبت به حل منجمد نشان می دهد.

جدول ۱ مقایسه داده های عددی و تجربی

پارامتر مورد نظر	داده تجربی	حالت منجمد سوخت کروسین	خطا	حالت نرخ محدود سوخت کروسین	خطا
تراست (N)	۷۳۲۷۰	۶۳۹۳۵	۱۲/۷٪	۶۹۷۶۰	۴/۸٪
ضربه ویژه (Sec)	۳۶۵/۹	۳۰۶/۸	۱۶/۱٪	۳۳۴/۹	۸/۵٪
فشار محفظه (Mpa)	۸/۰	۸/۳	۳/۷٪	۸/۴	۵/۰٪
دمای محفظه (K)	۳۶۷۲	۳۷۹۸	۳/۴٪	۳۸۱۷	۳/۹٪

### ۴- نتایج حل عددی

در این مطالعه، ابتدا با دو فرض نرخ محدود و منجمد به شبیه سازی جریان داخل یک موتور با سوخت های کروسین و هیدروژن در سه نسبت هم ارزی مختلف پرداخته شد، سپس داده های به دست آمده از حل عددی این دو روش روی محور تقارن بررسی گردید. پس از بررسی واکنش ها، تأثیرات تغییر سوخت بر روی عملکرد در هندسه و دبی ثابت مشخص گردید.

#### ۴-۱- کروسین

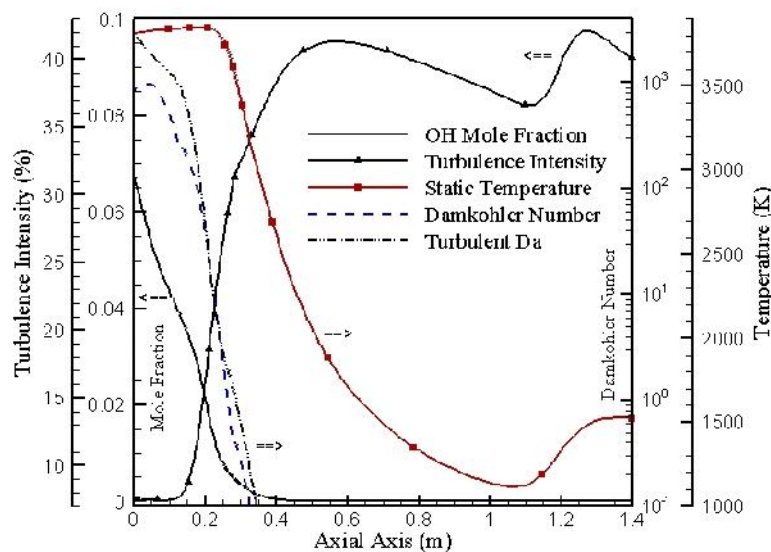
فرض حالت نرخ محدود سوخت کروسین نسبت به حالت منجمد برای حل عددی مناسب تر است. لازم به ذکر است که در موتورهای سوخت مایع بیشینه ضربه ویژه و تراست در فشار بیشینه محفظه احتراق رخ می دهد. در حالت نرخ محدود

پارامترهای مختلفی بر روی واکنش‌ها تأثیر می‌گذارند، از جمله این پارامترها می‌توان به دما و شدت آشفستگی اشاره کرد. هیدروکسید (OH) یکی از گونه‌های مهم در احتراق می‌باشد که وجود این گونه نشان‌دهنده انجام واکنش‌های شیمیایی می‌باشد. از اعداد بی‌بعد مهم می‌توان به عدد دامکهلر اشاره کرد که نسبت مقیاس زمانی انتقالی ( $\tau_c$ ) به شیمی ( $\tau_k$ ) می‌باشد. در این بررسی از دو روش برای بیان عدد دامکهلر استفاده شد. در روش اول این عدد بی‌بعد، نسبت مقیاس زمانی کلی همرفت به واکنش شیمیایی است که به آن عدد دامکهلر (Damkohler Number) می‌گویند. در روش دوم عدد دامکهلر با توجه به کوچک‌ترین ادی‌ها (کلموگروف) تعریف می‌شود که به آن عدد دامکهلر آشفستگی (Turbulent Da) می‌گویند.

$$Da = \frac{\tau_c}{\tau_k} \text{ (Damkohler Number)} \quad (4)$$

$$\text{Turbulent Da} = R.R. \times \left(\frac{\epsilon}{v}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

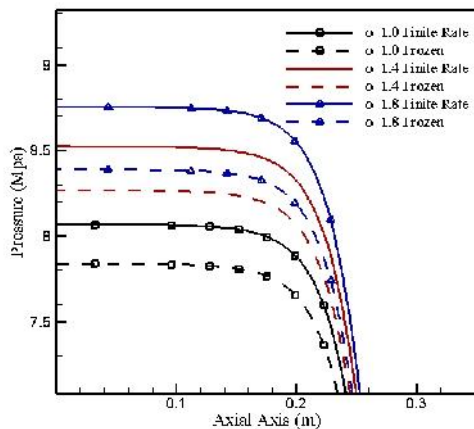
در معادله (۵)،  $R.R.$  نرخ واکنش‌های شیمیایی بی‌بعد شده بر اساس وزن مولکولی و چگالی مخلوط،  $\epsilon$  ویسکوزیته سینماتیکی و  $v$  نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفستگی می‌باشد. برای اعداد دامکهلر کوچک‌تر از یک نرخ واکنش‌ها به وسیله سرعت انجام واکنش‌های شیمیایی محدود می‌گردند و نه اختلاط، به بیان دیگر با مشخص کردن عدد دامکهلر می‌توان ارزیابی انجام واکنش‌های شیمیایی با توجه به زمان اقامت در جریان سیال واکنشی را انجام داد. تغییرات این پارامترها در طول محور محفظه و نازل در نسبت هم‌ارزی  $1/4$  در شکل ۳ مشاهده می‌شود. عدد دامکهلر به دست آمده تا  $x = 0.27$  بیشتر از یک و بعد از آن کمتر از یک می‌باشد. در واقع همان‌گونه که گفته شد این منحنی نشان می‌دهد که تا  $x = 0.27$  کنترل‌کننده نرخ واکنش‌ها، آشفستگی و بعد از آن کنترل‌کننده نرخ واکنش‌ها، سرعت انجام واکنش‌های شیمیایی می‌باشد. از ابتدای محفظه تا گلوگاه ( $x = 0.324$ ) بیشترین تغییرات در پارامترهای مذکور وجود دارد. تغییرات شدت آشفستگی و عدد دامکهلر در نزدیکی گلوگاه نمایانگر انتهای ناحیه واکنش شیمیایی می‌باشد [۱۵]، همچنین روند مصرف گونه OH در این محدوده درستی این نتیجه‌گیری را تأیید می‌کند. در انتهای ناحیه واکنش (گلوگاه)، بیشینه دما وجود دارد. در محدوده  $x = 1/1$  شدت آشفستگی و دما افزایش پیدا می‌کند که نمایش‌دهنده پدیده شاک در این مکان می‌باشد.



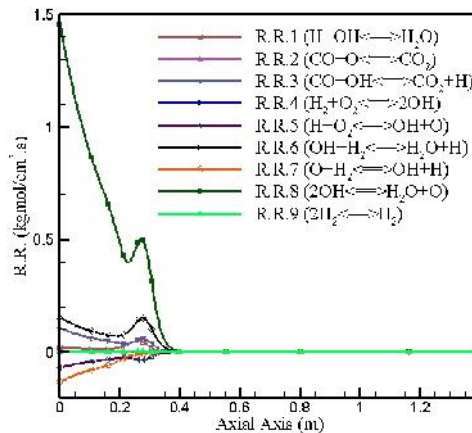
شکل ۳- نمودار تغییرات نسبت مولی گونه OH، دمای استاتیک، شدت آشفستگی و عدد دامکهلر در طول محفظه احتراق و نازل برای سوخت کروسین در نسبت هم‌ارزی  $1/4$  روی محور تقارن

نرخ ۹ واکنش روی محور تقارن برای سوخت کروسین در نسبت هم‌ارزی ۱/۴ در شکل ۴ مشاهده می‌شود. در نسبت‌های فشار و دما بالا واکنش ۸ ( $OH + OH \rightleftharpoons H_2O + O$ ) دارای بیشترین نرخ واکنش می‌باشد، به صورت کلی دو واکنش  $OH + OH \rightleftharpoons H_2O + O$  و  $OH + H_2 \rightleftharpoons H_2O + H$  بیشترین نرخ واکنش را در طول نازل دارا می‌باشند. در شکل ۵ روند تغییرات فشار استاتیکی در طول محفظه احتراق برای سه نسبت هم‌ارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و منجمد مشاهده می‌شود. واضح است که در همه حالت‌ها فشار به دست آمده در حالت نرخ محدود از منجمد بیشتر است ( $x = 0.324$  گلوگاه). شکل ۶ تغییرات نسبت مولی هیدروژن و آب در طول محفظه و قسمتی از نازل را نشان می‌دهد. در نسبت‌های هم‌ارزی ۱/۰ و ۱/۴ مشاهده می‌شود که آب روند افزایشی و هیدروژن روند کاهشی دارد. این امر به دلیل تولید مولکول آب و مصرف مولکول هیدروژن در دمای بالای احتراق می‌باشد. در حالت غنی از سوخت (نسبت هم‌ارزی ۱/۸) تغییرات محصولات اصلی احتراق کم می‌باشد که به دلیل نرخ پایین انجام واکنش‌های شیمیایی است. علت پایین آمدن نرخ واکنش‌های شیمیایی عدم وجود مولکول اکسیژن کافی برای انجام احتراق می‌باشد. البته در نسبت‌های هم‌ارزی ۱/۰ و ۱/۴ بعد از گلوگاه مشاهده می‌شود غلظت مولکول هیدروژن افزایش می‌یابد که به دلیل کاهش رادیکال هیدروژن در دمای پایین‌تر نازل و تبدیل آن به مولکول هیدروژن است (شکل ۷).

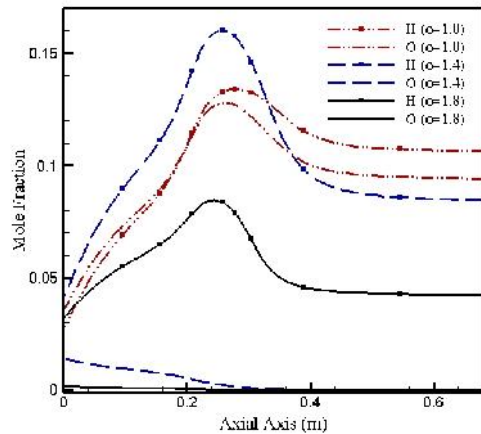
در ادامه به روند تغییرات رادیکال هیدروژن و اکسیژن پرداخته شده است. در شکل ۷ نسبت مولی رادیکال هیدروژن و رادیکال اکسیژن در سه نسبت هم‌ارزی مشاهده می‌شود. در ابتدای محفظه احتراق به دلیل بالا بودن دمای استاتیکی در همه حالات رادیکال هیدروژن تولید می‌شود و بعد از گذشتن از گلوگاه به دلیل افت شدید دما غالباً تبدیل به مولکول هیدروژن می‌شود. ولی رادیکال اکسیژن فقط در حالت استوکیومتری (نسبت هم‌ارزی یک) در محفظه افزایش می‌یابد. مشاهده می‌شود که در نسبت هم‌ارزی ۱/۴ رادیکال اکسیژن روند نزولی دارد. در نسبت هم‌ارزی ۱/۸ نیز این گونه روند نزولی دارد ولی به علت مقدار کم آن دیده نمی‌شود. این پدیده به علت افت دمای محفظه احتراق در نسبت‌های هم‌ارزی غنی تر است؛ زیرا با افت دما رادیکال‌ها تمایل بیشتری برای تبدیل شدن به مولکول‌های پایدار دارند.



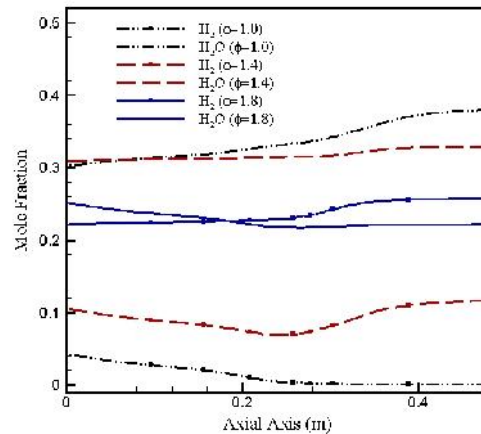
شکل ۵- نمودار فشار استاتیک بر روی محور تقارن برای نسبت‌های هم‌ارزی مختلف برای سوخت کروسین روی محور تقارن



شکل ۴- نمودار تغییرات نرخ واکنش برای سوخت کروسین در نسبت هم‌ارزی ۱/۴ روی محور تقارن



شکل ۷- نمودار تغییرات نسبت مولی رادیکال هیدروژن و رادیکال اکسیژن برای سوخت کروسین در سه نسبت هم‌ارزی مختلف روی محور تقارن

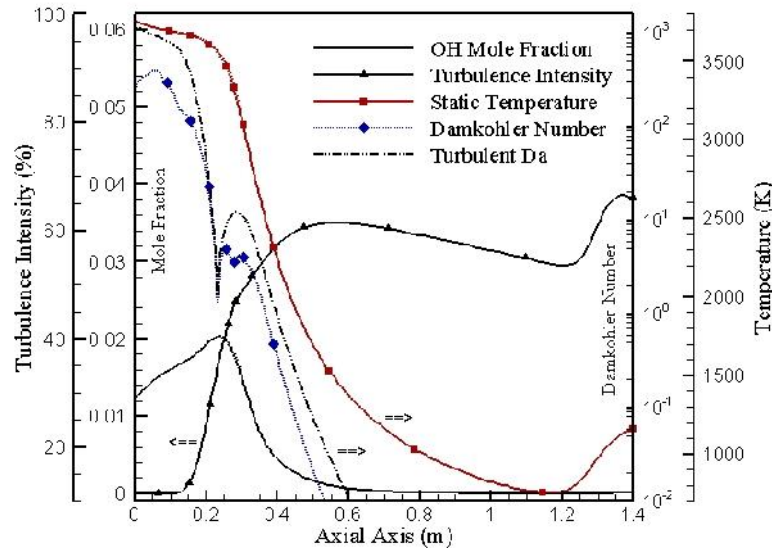


شکل ۶- نمودار تغییرات نسبت مولی مولکول هیدروژن و آب برای سوخت کروسین در سه نسبت هم‌ارزی مختلف روی محور تقارن

## ۴-۲- هیدروژن

پارامترهای مختلفی بر روی واکنش‌ها تأثیر می‌گذارند که تأثیرات این پارامترها در شکل ۸ مشاهده می‌شود. عدد دامکهر به‌دست آمده تا  $x = 0.4$  بیشتر از یک است و بعد از آن کمتر از یک می‌شود. این منحنی نشان می‌دهد که تا  $x = 0.4$  (بعد از گلوگاه) اختلاط و آشفتنگی، کنترل‌کننده واکنش‌ها و بعد از آن سرعت انجام واکنش‌های شیمیایی کنترل‌کننده احتراق است. از ابتدای محفظه تا بعد از گلوگاه ( $x = 0.5$ ) بیشترین تغییرات در همه پارامترها وجود دارد. تفاوت سوخت هیدروژن با کروسین در شکل ۳ و ۸ مشخص است. در سوخت کروسین غالب (بیشتر از ۹۹٪) واکنش‌ها درون محفظه احتراق رخ می‌دهند، ولی در مورد سوخت هیدروژن این مسئله تفاوت چشمگیری پیدا می‌کند و انجام واکنش‌ها تا بعد از گلوگاه ادامه می‌یابند. در این حالت عموماً درون محفظه احتراق رادیکال‌ها تولید می‌شوند که گرماگیر هستند و این رادیکال‌ها بعد از گلوگاه به مولکول‌ها تبدیل می‌شوند که واکنش‌هایی گرماده هستند. از این خاصیت سوخت هیدروژن می‌توان برای کاستن دمای گلوگاه بدون کاهش ضربه ویژه استفاده کرد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود برای سوخت هیدروژن در  $x = 1/2$  افت شدت آشفتنگی و دمایی وجود دارد، این بدان معناست که شاک به وجود آمده نسبت به سوخت کروسین به پایین‌دست جریان حرکت کرده است.

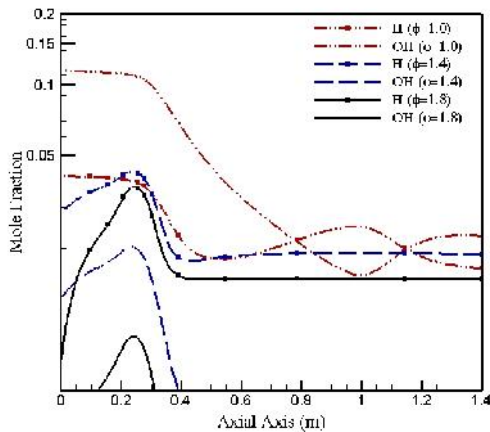




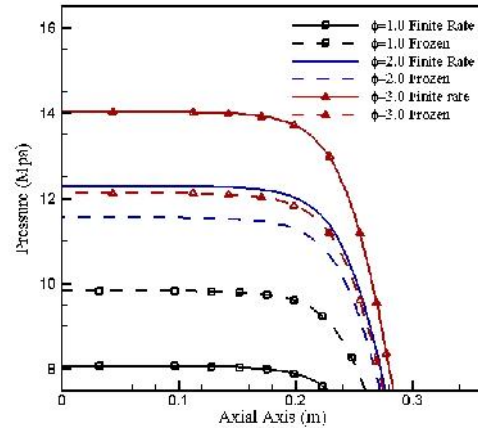
شکل ۸- نمودار تغییرات نسبت مولی گونه OH، دمای استاتیک، شدت آشفته‌گی و عدد دامکهلر در طول محفظه احتراق و نازل برای سوخت هیدروژن در نسبت هم‌ارزی ۲ روی محور تقارن

در شکل ۹ روند تغییرات فشار استاتیکی در طول محفظه احتراق برای سه نسبت هم‌ارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و منجمد برای سوخت هیدروژن مشاهده می‌شود. واضح است که برای نسبت هم‌ارزی ۱/۰ فشار محفظه احتراق به‌دست آمده از حل نرخ محدود بر خلاف نسبت‌های هم‌ارزی ۲/۰ و ۳/۰ از فشار به‌دست آمده از حل منجمد کمتر است. واضح است که به دلیل پایین بودن وزن مولکولی هیدروژن با بالا رفتن نسبت هم‌ارزی فشار محفظه احتراق بالا می‌رود. در ادامه به روند تغییرات رادیکال هیدروژن و اکسیژن پرداخته می‌شود. در شکل ۱۰ نسبت مولی رادیکال هیدروژن و رادیکال اکسیژن در سه نسبت هم‌ارزی ۳، ۲، ۱ نمایش داده شده است. در ابتدای محفظه احتراق به دلیل بالا بودن دمای استاتیکی در حالات نسبت هم‌ارزی ۳ و ۲ رادیکال هیدروژن تولید می‌شود که به دلیل بالا بودن هیدروژن اضافی است و بعد از گذشتن از گلوگاه به دلیل افت شدید دما غالباً تبدیل به مولکول هیدروژن می‌شوند. رادیکال اکسیژن رفتاری تقریباً مشابه با رادیکال هیدروژن دارد. نکته قابل ذکر این است که در حالت استوکیومتری (نسبت هم‌ارزی ۱) تغییرات رادیکال‌های هیدروژن و اکسیژن در نازل بسیار مشهود است. این دو رادیکال در محفظه احتراق رفتاری مشابه دارند ولی در نازل به‌صورت متضاد عمل می‌کنند.

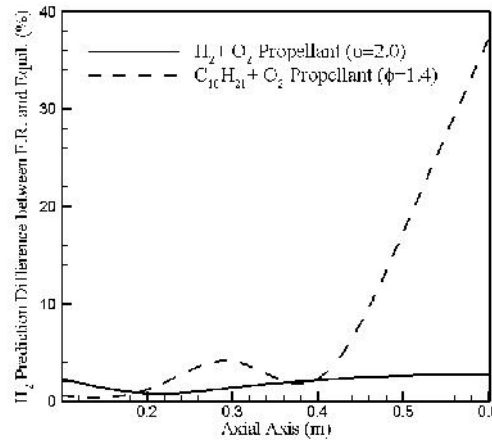
در پایان به بررسی اختلاف بین حل تعادلی و نرخ محدود برای سوخت کروسین و هیدروژن به ترتیب در نسبت هم‌ارزی ۱/۴ و ۲ پرداخته می‌شود. برای محاسبه مقدار تعادلی از نرم‌افزار CEA استفاده شده و نرخ محدود به‌وسیله حل عددی به‌دست آمده است. درصد اختلاف حل تعادلی با نرخ محدود برای پیش‌بینی گونه هیدروژن در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود. از شکل ۱۱ می‌توان نتیجه گرفت که اختلاف بین حل تعادلی و نرخ محدود برای سوخت هیدروژن بسیار کم (کمتر از ۲ درصد) می‌باشد.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات نسبت مولی رادیکال هیدروژن و رادیکال اکسیژن برای سوخت هیدروژن در سه نسبت هم‌ارزی مختلف روی محور تقارن



شکل ۹- نمودار فشار استاتیک بر روی محور تقارن برای نسبت‌های هم‌ارزی مختلف برای سوخت هیدروژن روی محور تقارن



شکل ۱۱- درصد اختلاف پیش‌بینی گونه هیدروژن در دو حالت حل تعادلی و حل نرخ محدود برای سوخت هیدروژن در نسبت هم‌ارزی ۲ و کروسین در نسبت هم‌ارزی ۱/۴

## ۵- نتیجه‌گیری

در این مطالعه ابتدا به شبیه‌سازی جریان داخل یک محفظه و نازل همگرا- واگرا با سوخت کروسین در دو حالت نرخ محدود و منجمد پرداخته شد و نتایج به‌دست آمده با یکدیگر مقایسه شد، سپس تأثیرات تغییر نسبت هم‌ارزی بر روی پارامترهای مختلف بررسی شد. در ادامه تأثیرات تغییر سوخت مورد مطالعه قرار گرفت (سوخت هیدروژن) و اثرات نسبت هم-ارزی بر روی فشار و گونه‌ها بررسی شد. در انتها اثرات حل تعادلی و نرخ محدود برای دو سوخت بررسی گردید. از نتایج این مطالعه می‌توان به افزایش چشمگیر فشار هنگام استفاده از سوخت هیدروژن و اختلاف محدودی مکانی انجام واکنش‌های شیمیایی دو سوخت را اشاره کرد. در سوخت کروسین واکنش‌ها تا قبل از گلوگاه ولی برای سوخت هیدروژن برخی از واکنش‌ها



تا بعد از گلوگاه نیز انجام می‌شوند. از نتایج دیگر می‌توان اثرات تعامل بین آشفستگی و دما را نام برد که تغییرات این دو پارامتر به یکدیگر وابسته می‌باشند. از نتایج مهم این مطالعه می‌توان به اختلاف ناچیز حل حالت تعادلی و نرخ محدود برای سوخت هیدروژن اشاره کرد در حالی که برای سوخت کروسین این اختلاف مخصوصاً در قسمت واگرا نازل قابل توجه است.

## مراجع

- 1- K.A. Hoffmann and S.T. Chiang, Computational Fluid Dynamics Volume I, 4th Edition, Engineering Education System, 2000.
- 2- H.K. Versteeg and M. Malalasekera, An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method, Second Edition, Pearson Education Limited, 1960.
- 3- M.H. Shojaefard, A.R. Noorpoor, V. Keshtiarast, "Numerical Simulation of a Transonic Nozzle Flow," The Second International and Fifth National Conference of Iranian Aerospace Society, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran, 2004.
- 4- S. K.Reddy, K. M. Pandey, A. P. Singh, "Numerical Simulation with k- $\epsilon$  Turbulence Model for Combustion Chamber of Rocket Engines," The 11th Asian International Conference on Fluid Machinery and The 3rd Fluid Power Technology Exhibition, IIT Madras, Chennai, India November 21-23, 2011.
- محمود پسندیده فرد، مقداد ساعدی امیری، " تحلیل دو بعدی و سه بعدی جریان خروجی از شیپوره همگرا واگرا به همراه پلوم انتهایی آن در ورود به محیط لرح الاستیسیته بالا"، هفتمین همایش سالانه (بین‌المللی) انجمن هوا فضای ایران، تهران، دانشگاه صنعتی شریف، ۳۰ بهمن - ۲ اسفند ۱۳۸۶.
- 6- Dash, S.M., "Overlaid Viscous/Inviscid Model for the Prediction of Near Field Jet Entrainment", AIAA Journal, Vol. 17, pp. 950-958, 1979.
- 7- Dash, S.M., Thorpe, R.D., "Shock Capturing Model for One and Two Phase Supersonic Exhaust Flow", AIAA Journal, Vol. 19, pp. 842-851, 1981.
- 8- Dash, S.M., "Analysis of Turbulent Underexpanded Jets", AIAA Journal, Vol. 21, pp. 505-514, 1985.
- 9- Dash, S.M., "Observation on Practical Turbulent Modeling for High Speed Jet/Plume Flow Fields", AIAA paper 91-1789, 1991.
- 10- Dash, S.M., "Recent Advances in Jet Flowfield Simulation", AIAA paper 93-4390, 1993.
- ۱۱- حسین احمدی کیا، شهرام طالبی، " جریان متلاطم فراصوتی روی موشک به همراه پلوم خروجی از آن"، دهمین کنفرانس دینامیک شاره‌ها، دانشگاه یزد، آبان ۱۳۸۵.
- 12- J.Y, Choi "A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion Applications," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 31 July - 03 August 2011, San Diego, California.
- 13- B.D. Hitch, D.W. Senser, "Reduced H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> Mechanisms for use in Reacting Flow Simulation" AIAA 26<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, USA, January 11-14, 1988.
- 14- A. Santana Junior, L.C. Sandoval Góes, "Design and Dynamic Characteristics of a Liquid-Propellant Thrust Chamber," In: Fundamental Course in Engine Design. São José dos Campos, CTA/IAE, 2000.
- 15- A.Mardani, S.Tabejamaat, M.B.Mohammadi, "Numerical Study of Effect of Turbulence on Rate of Reaction in the MILD Combustion Regime", Journal of Combustion Theory and Modelling, 15:6, pp. 753-772, 2011.