

مطالعه اثرات نسبت همارزی و نوع سوخت بر روی یک جریان واکنشی با فشار و دمای متغیر و زمان اقامت کوتاه

امیر مردانی'، محمدصالح عبداله پور' و وحید رضائی^۳

mardani@sharif.edu ا - استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، sa_abdollahpour@yahoo.com ۲- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران (نویسنده مخاطب)، vahidrezaei@alum.sharif.edu ۳- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، vahidrezaei@alum.sharif.edu (تاریخ دریافت: ۹۳/۱۷/۱۷، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۲/۱۰/۲۰، پذیرش: ۹۳/۱۱/۴)

آیروترمودینامیک گاز در واقع مطالعه ترمودینامیک گازها در سرعت بالاست که همراه با تبادل حرارت و انرژی مکانیکی است. ازجمله سیستمهایی که دارای این ویژگیاند میتوان به سیستمهای پیشرانش راکتی اشاره کرد. در سیستمهای پیشرانش راکتی، که دارای نازل همگرا-واگراست، در طول نازل مقدار فشار و دما تغییر کرده و سرعت بالای این نوع سیستمها موجب کاهش زمان اقامت میشود. به همین منظور، در این مطالعه، به بررسی موتور سوخت مایع و اثرات تغییر نوع سوخت و نسبت همارزی بر روی احتراق و پارامترهای عملکردی موتور پرداخته شده است. حل عددی با استفاده از مدل آشفتگی 3 - k و مدل احتراقی EDC و فرض دبی ثابت در جریان ورودی برای دو سوخت هیدروژن و کاهشیافته ۹ مرحلهای و هیدروژن ۱۴ مرحلهای استفاده شده است. به منظور صحتسنجی نتایج حل عددی از دادههای کاهشیافته ۹ مرحلهای و هیدروژن ۱۴ مرحلهای استفاده شده است. به منظور صحتسنجی نتایج حل عددی از دادههای نسبتاً مشابه حل حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود در تمامی نسبتهای همارزی در محفظه احتراق اشاره کرد. نسبتاً مشابه حل حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود در تمامی نسبتهای همارزی در محفظه احتراق اشاره کرد. حر حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود در تمامی نسبتهای همارزی در محفظه احتراق اشاره کرد. حل حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود در تمامی نسبتهای همارزی در محفظه احتراق اشاره کرد. حل حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود در تمامی نسبتهای همارزی در محفظه احتراق اشاره کرد. موجودین، با افزایش نسبت همارزی، در محدوده مکانی وسیعتری از موتور (محفظه و قسمتی از نازل همگرا)، میتوان موحدود در قسمت واگرای نازل برای سوخت کروسین و یکسانبودن مکان بیشینه عدد دامکوهلر برای دو سوخت اشاره کرد.

کلیدواژگان: احتراق، نسبت همارزی، دینامیک سیالات محاسباتی، کروسین، هیدروژن

مقدمه

فرایند احتراق و تحلیل آن از مسائل پیچیدهای است که همواره توجه محققان را به خود معطوف کرده است. در زمینه احتراق، شبیهسازی و کارهای عددی بسیاری در سامانههای با سرعت پایین مثل دیگ بخار نیروگاهها انجام شده است، ولی در جریانهای واکنشی فراصوتی، که فشار و دما بالاست، بررسی اثر متقابل واکنش شیمیایی و دینامیک جریان همچنان با پیچیدگیهای زیادی روبروست. بیشترین کاربرد اینگونه جریانها در نازل موشکهاست که سرعت و فشار خروجی نازل نقش مهمی در تولید نیروی پیشران ایفا میکنند. امروزه روشهای عددی بهعنوان یک ابزار توانمند برای تحلیل سیستمها با هندسه آن اشاره کرد[۲،۱].

در روش عددی، بهمنظور مدلسازی جریان واکنشی، فرایند احتراق همراه با پدیدههای دیگر (آشفتگی، تزریق سوخت و غیره) مدل میشود. شجاعیفرد و همکارانش[۳] بدون درنظر گرفتن احتراق، رفتار گذرا بین محدوده فروصوت و فراصوت نازل را بهصورت تجربی و عددی بررسی کردند. آنها با رسم کانتورهای چگالی و سرعت در دو نسبت فشار نازل، محل ایجاد موجهای ضربهای و جدایش جریان را بهدست آوردند. ردی و همکارانش[۴]، بهمنظور شبیهسازی جریان محفظه احتراق راکت با نازل زنگولهای^۱، مدلهای مختلف آشفتگی را بررسی کردند. آنها به این نتیجه رسیدند که معادلات k – E حجم محاسباتی کمتری نسبت به روشهای دیگر دارد. پسندیده فرد و همکارانش[۵] به مطالعه عددی احتراق در یک جریان مادون صوت تراکمپذیر آشفته پرداختند. در این مطالعه از مدل آشفتگی k-arepsilon و مدل احتراقی اتلاف گردابهای آ استفاده کردند. آنها جریانهای سوخت و هوای موازی و عمود برهم را در محفظههای مختلف احتراقی مطالعه کردند. دش ازجمله 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 اسکیپی^۳ برای جریانهای تک یا چندفازی پلوم پرداخت. او در تحقیقی دیگر[۸] به بررسی بیشتر کد استفادهشده در مرجع [۷] پرداخت و یک مدل رایانهای جدید بهنام سیپوس ً را بهمنظور پیش بینی ساختار موج ضربه ای فرا انبساط و فروانبساط ارائه داد. دش در دو تحقیق دیگر توجه خود را به تلاطم جریان در پلوم معطوف کرد[۹،۱۰]. احمدیکیا و طالبی[۱۱] به بررسی جریان آشفته سطح بیرونی موشک و پلوم پرداختند؛ در این تحقیق از روش تجزیه شار ونلیر با دقت مرتبه دوم ضمنی در گسستهسازی استفاده شده 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. در سال ۲۰۱۴، کنگ و سان[۱۲] به شبیهسازی عددی خنککاری بازیابی محفظه موتور سوخت مایع با پیشران هیدروژن- اکسیژن پرداختند. با توجه به این مرجع، استفاده از روش شبیهسازی بههمراه نرخ محدود شیمیایی، پیش بینی مناسبی از انتقال حرارت موتور سوخت مایع دارد. کیم و همکارانش[۱۳] احتراق آشفته و جریان داخل نازل محفظه احتراق با خنککاری بازیابی را شبیهسازی کردند. آنها از معادلات RANS برای شبیهسازی میدان جریان آشفته و از مدل فلیملت[°] جهت ارتباط احتراق و آشفتگی استفاده کردند. نتایج شبیهسازی آنها با نتایج آزمایشهای تجربی تطابق مناسبی داشته است. چن و همکارانش[۱۴]، بهمنظور شبیهسازی احتراق موتور راکتی هیبریدی، کدی را گسترش دادند که در این کد با استفاده از جداول جستجو هزینه محاسباتی را بهشدت کاهش دادند. نتایج این کد با دادههای تجربی مقایسه شده و دارای انطباق مناسبی است. ماسکلت و همکارانش[۱۵] احتراق ناپایا موتور راکتی با پیشران اکسیژن مایع و هیدروژن گازی را شبیهسازی کردند. هدف اصلی آنها ارزیایی دقت و صحت روش پیشنهاد شده است که در این روش از مدل LES² به صورت دوبعدی استفاده شده است. نتایج ارائهشده در این مقاله با دادههای تجربی همخوانی دارد.

همان طور که مشاهده شد، مطالعه جریان واکنشی در داخل موتور راکتی از منظر احتراقی کمتر مورد توجه قرار گرفته و هنوز نیازمند مطالعات عمیقتر و دقیقتر است. در این مطالعه، به شبیه سازی جریان واکنشی در داخل محفظه احتراق و نازل یک موتور سوخت مایع و تأثیرات تغییر نوع سوخت (هیدروژن و کروسین) و نسبت همارزی بر روی احتراق (سرعت واکنشهای شیمیایی) و پارامترهای عملکردی موتور (فشار محفظه، ضربه ویژه) پرداخته میشود و یک نقطه بهینه بهمنظور طراحی با ساختار ثابت موتور ارائه میشود. از طرفی دیگر، در تحلیل و طراحی احتراقی این موتورها، آگاهی از مقیاس زمانی واکنشهای شیمیایی و عدد بیبعد دامکوهلر (نسبت مقیاس زمانی میدان جریان به مقیاس زمانی واکنش های شیمیایی) مهم است. لذا، در این مطالعه، این عدد بیبعد بررسی میشود. جهت صحتسنجی حل عددی از دادههای تجربی موجود استفاده شده است.

4. SCIPVIS

^{1.} Bell Shaped

^{2.} EddyDissipation

^{3.} SCIPPY

^{5.} Flamelet

معادلات حاكم

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

$$(1)$$

که در این معادلات، k انرژی جنبشی آشفتگی، \mathcal{F} نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی، G_k انرژی آشفتگی تولیدی در اثر تغییرات سرعت متوسط، G_b انرژی آشفتگی تراکمپذیر به نرخ \mathcal{G}_k می متوسط، \mathcal{G}_b انرژی آشفتگی تراکمپذیر به نرخ کلی اتلاف آشفتگی را نمایش میدهند. در این معادلات ضرایب ثابت \mathcal{G}_m سهم نوسانات انبساط در آشفتگی تراکمپذیر به نرخ کلی اتلاف آشفتگی را نمایش میدهند. در این معادلات ضرایب ثابت \mathcal{G}_m می \mathcal{G}_μ = 1.68 می انرژی آشفتگی تراکمپذیر به نرخ کلی اتلاف آشفتگی را نمایش می دهند. در این معادلات ضرایب ثابت \mathcal{G}_μ

معادله گونهها جهت پیشبینی کسر جرمی گونههای موجود در احتراق استفاده میشود. وقتی گونهها به صورت گازیاند مدل انتقال گونهها^۳ یک معادله انتقال را برای هر گونه بهصورت زیر حل میکند:

 $\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla . \left(\rho \vec{\nu} Y_i\right) = -\nabla . \vec{j}_i + R_i \tag{(7)}$

که _i ۲ کسر جرمی گونه ilم، *ji* پخش گونه ilم و R_i نرخ خالص تولید یا مصرف گونه ilم است. بهمنظور کاهش حجم محاسبات از مکانیزم کاهشیافته چوی[۱۶] برای سوخت کروسین و مکانیزم هیتچ و سنسر[۱۷] برای هیدروژن استفاده میشود. این دو مکانیزم بهترتیب در جداول ۱ و۲ آمده است.

به طور کلی برای مدلسازی کوپلینگ آشفتگی-احتراق چندین مدل در نرمافزار فلوئنت دردسترس است. در مدل اتلاف گردابهای، آشفتگی کنترل کننده نرخ واکنش است، در حالی که در مدل نرخ محدود ⁴ نرخ واکنش بهوسیله رابطه آرنیوس⁶ محاسبه و تأثیر آشفتگی در تبدیل گونهها نادیده گرفته میشود. در مدل اتلاف گردابه/ نرخ محدود نرخ واکنش از تلفیق دو روش ذکرشده بهدست میآید که در آن کمترین نرخ واکنش بهدست آمده از دو مدل بهعنوان نرخ واکنش درنظر گرفته میشود. حال آنکه مدل اتلاف گردابه/ نرخ محدود فقط میتواند برای یک یا دو واکنش در مکانیزم شیمیایی بهخوبی عمل کند. مدل مفهومی اتلاف گردابه² گسترشیافته مدل اتلاف گردابه است که اثرات واکنشهای شیمیایی بهخوبی عمل کند. میگیرد. با توجه به وجود ۹ واکنش برای مکانیزم انتخابشده برای کروسین-اکسیژن[۲۰] و ۱۴ واکنش برای مکانیزم هیدروژن-اکسیژن[۱۷]، مدل کوپلینگ آشفتگی-احتراق برای مسئله حاضر مدل مفهومی اتلاف گردابه 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 ایدئال و گرانروی و رسانایی حرارتی از روش میانگین وزنی قانون مخلوط محاسبه میشوند.

1. Couple

^{2.} Second Order Upwind

^{3.} Species Transport 4. Finite Rate

Finite Rate
 Arrhenius

^{6.} Eddy Dissipation Concept (EDC)

انرژی فعالسازی ^۳ (<i>E</i>)	توان دما ^۲ (<i>n</i>)	فاكتور ثابت ['] (A)	واكنش	شماره		
-404.	•	$\Delta/T \times 1 \cdot 1^{r}$	$CO + O + M \Leftrightarrow CO_2 + M$	** 1		
-74.	۱/۵	$f/f \times 1.^{\circ}$	$CO + OH \Leftrightarrow CO_2 + H$	*۲		
۴۸۰۰۰	•	$1/Y \times 1 \cdot 1^{r}$	$H_2 + O_2 \Leftrightarrow OH + OH$	*٣		
۱۶۸۰۰	•	$r/r \times 1 \cdot r$	$H + O_2 \Leftrightarrow OH + O$	*۴		
۵۱۵۰	•	$7/7 \times 1 \cdot 1^{77}$	$OH + H_2 \Leftrightarrow H_2O + H$	۵*		
٨٩٠٠	١	$1/\Lambda \times 1 \cdot 1$	$O + H_2 \Leftrightarrow OH + H$	*9		
١٠٩٠	•	$\mathcal{P}/\mathcal{T} \times 1 \cdot \mathcal{T}$	$OH + OH \Leftrightarrow H_2O + O$	*γ		
•	- 1	$\mathcal{F}/\mathcal{F} \times 1 \cdot \mathcal{W}$	$H + H + M \Leftrightarrow H_2 + M$	**A		
•	-۲	$r/r \times 1 \cdot r$	$H + OH + M \Leftrightarrow H_2O + M$	**q		
نرخ واکنش ها با استفاده از فرمول آرنیوس ((K (T) = AT" exp(-E / R_T)) محاسبه می شود.						
R ثابت جهانی گازها بوده و واحد آن (gmol.K) را Cal و برابر با ۱/۹۸۷۳۳ است.						
E انرژی فعالسازی بوده که واحد آن Cal / gmol است.						
واحد ضریب A برای واکنش.های *، (gmol.s) / Cm ³ و برای واکنش.های **، (mol².s) / Cm ³ است.						

جدول ۱ - مکانیزم کاهشیافته چوی[۱۶] برای احتراق کروسین

انرژی فعالسازی (E)	توان دما (n)	فاكتور ثابت (A)	واكنش	شماره	
•	- 1/٣	$\Delta/$ $FF \times 1 \cdot 1^{\Lambda}$	$H + H + M \Leftrightarrow H_2 + M$	۱**	
•	-۲	$r/r r \times r$	$H + OH + M \Leftrightarrow H_2O + M$	۲**	
•	-1/87	$r/\cdot \lambda \times 1 \cdot r$	$H + O_2 + M \Leftrightarrow HO_2 + M$	۳**	
84	-•/۴۳	$\mathcal{F}/\Lambda \times 10^{19}$	$HO_2 + M \Leftrightarrow O + OH + M$	**F	
۲۹۵۹	٢	۶/۳۸ × ۱۰۶	$H_2 + OH \Leftrightarrow H_2O + H$	۵*	
17280	-•/٩	۱/۶۹ × ۱۰ ^{۱۷}	$H+O_2 \Leftrightarrow OH+O$	*۶	
6918	۲/۸	$1/\cdot \lambda \times 1 \cdot \epsilon$	$O + H_2 \Leftrightarrow OH + H$	*۲	
۲۱۲۵		۶/۶۲ × ۱۰ ^{۱۳}	$\mathrm{H} + \mathrm{HO}_2 \Leftrightarrow \mathrm{H}_2 + \mathrm{O}_2$	۸*	
۸۷۳/۸		$1/89 \times 1 \cdot 1^{16}$	$H + HO_2 \Leftrightarrow OH + OH$	*٩	
-۳۹V/۲	•	$1/V\Delta \times 1.$	$O + HO_2 \Leftrightarrow OH + O_2$	*1.	
·	- 1	۱/۴۵ × ۱۰ ^{۱۶}	$OH + HO_2 \Leftrightarrow O_2 + H_2O$	*11	
۵۳۲۱۰	-۴/۸۶	$1/79 \times 1.77$	$H_2O_2 + M \Leftrightarrow OH + OH + M$	**17	
۷۹۴۳	•	$f/\Lambda T \times 1 \cdot 1^{r}$	$\mathrm{H_2O_2} + \mathrm{H} \Longleftrightarrow \mathrm{HO_2} + \mathrm{H_2}$	*1٣	
•	•	$1/\Lambda 1 \times 1 \cdot 1^{17}$	$\mathrm{HO}_{2} + \mathrm{HO}_{2} \Leftrightarrow \mathrm{H}_{2}\mathrm{O}_{2} + \mathrm{O}_{2}$	*14	
نرخ واكنش،ها با استفاده از فرمول أرنيوس ((K(T)=AT" exp(-E / R_uT)) محاسبه میشود.					

جدول ۲ – مکانیزم کاهشیافته هیتچ و سنسر [۱۷] برای احتراق هیدروژن

شابت جهانی گازها بوده و واحد آن $(\operatorname{gmol.K})$ و برابر با ۱/۹۸۷۳۳ است. R_u

E انرژی فعالسازی بوده که واحد آن Cal/gmol است.

واحد ضریب A برای واکنشهای *، (gmol.s) / Cm³ و برای واکنشهای **، (gmol².s) / Cm³ است.

1. Pre-exponential Factor 2. Temperature Exponent

3. Activation Energy

شبکه حل و شرایط مرزی

نازل همگرا-واگرا استفادهشده در این مطالعه، برگرفته از کار سانتاناجونیور و سندووال [۱۸] است. این نازل دارای نسبت انبساط ۷۶/۲۳، مساحت گلوگاه ۲۰۰۴۶۴ مترمربع و بهصورت زنگولهای است که جزئیات نازل در شکل ۱-الف آورده شده است. به منظور کم کردن حجم محاسبات و بهدلیل تقارن در هندسه و جریان، میدان بهصورت متقارن محوری و با استفاده از یک شبکه حل دوبعدی با سازمان تطبیقیافته، بدون درنظر گرفتن صفحه انژکتور شبیهسازی شده است (شکل ۱-ب). در واقع تحلیل انجام شده بر روی ناحیه بعد از پاشش انجام شده است. جهت اطمینان استقلال حل از شبکه محاسباتی از سه شبکه محاسباتی با تعداد سلول محاسباتی ۵۰۴۹، ۱۹۷۶ و ۲۰۱۹۶ استفاده شده است و شبکه محاسباتی ۲۰۱۹۶ انتخاب شده است. تطبیق شبکه حل در نزدیکی دیواره و گلوگاه، بعد از دستیابی به مش مناسب، انجام پذیرفته است.



شکل ۱-الف) هندسه مورد استفاده (ابعاد به میلیمتر)، ب) شبکه حل و شرایط مرزی

ترکیب شیمیایی جریان ورودی به نازل بهوسیله نرمافزار CEA^۱ براساس ماژول ^۲HP مشخص شده است. سوخت و اکسیدکننده مورد استفاده در این مطالعه کروسین⊣کسیژن و هیدروژن⊣کسیژن است که کسر مولی مواد حاصل از احتراق برای حالتهای مورد بررسی برای سوخت کروسین (C10H21) در جدول ۳ و برای سوخت هیدروژن در جدول ۴ بیان شده است. نسبت همارزی متداول در موتورهای با پیشران کروسین⊣کسیژن حدود ۱/۴ و در موتورهای با پیشران هیدروژن⊣کسیژن در حدود ۲/۱ است. برای مطالعه اثر نسبت همارزی در نتایج تحقیق جاری، نسبتهای همارزی ۱/۰، ۱/۴ و ۱/۸ برای پیشران کروسین⊣کسیژن و نسبتهای همارزی ۱/۰، ۲۰۰ و ۲۰۰ برای پیشران هیدروژن⊣کسیژن درنظر گرفته شده است.

^{1.} Chemical Equilibrium Compositions and Applications

۲. نرمافزار CEA دارای ۹ ماژول است که یکی از آنها ماژول HP است. در این ماژول ورودی فشار، نسبت همارزی و نوع سوخت و اکسنده است و خروجی آن ترکیب گونههای شیمیایی حاصل از احتراق است.

امیر مردانی، محمدصالح عبداله پور و وحید رضائی

$\Phi = 1/\lambda$	$\Phi=1/\mathbf{k}$	$\Phi={\bf N}/{\bf \cdot}$	گونه
$f/10 \times 10^{-1}$	$\pi/\pi\epsilon \times 1 \cdot 1$	$\gamma/1\lambda \times 10^{-1}$	СО
$\Delta/VT \times 1.^{-T}$	$1/17 \times 1 \cdot^{-1}$	$1/V\Delta \times 1 \cdot^{-1}$	CO_2
$r/r \cdot \times 1 \cdot r$	$f/\cdot f \times 1 \cdot r$	$r/r \times 1.7$	Н
$T/TT \times 1 \cdot^{-1}$	$1/.9 \times 1.^{-1}$	$r/r imes 1 \cdot r$	H_2
$\tau/\Delta \tau \times 1 \cdot^{-1}$	$r/1 \cdot \times 1 \cdot 1$	$r/r \times 1 r^{-1}$	H ₂ O
1/41 × 1"	$1/29 \times 1.1^{-1}$	$r/21 \times 1.$	0
$1/\lambda \cdot \times 1 \cdot r$	$P/V9 \times 1 \cdot r$	$1/\cdot Y \times 1 \cdot V$	OH
$\mathfrak{F}/1\Delta \times 1 \cdot^{-\mathfrak{F}}$	$1/2^{4} \times 1^{-1}$	$9/79 imes 1 \cdot -7$	O_2

جدول ۳ - کسر مولی گونههای ناشی از احتراق سوخت C10H21 خروجی کد CEA در نسبت هم ارزیهای مختلف

جدول ۴ - کسر مولی گونههای ناشی از احتراق سوخت H₂ خروجی کد CEA در نسبت هم ارزیهای مختلف

$\Phi = \mathcal{T} / \mathbf{\cdot}$	$\Phi = 7 \cdot 7$	$\Phi = 1/.$	گونه
$\mathfrak{S}/\mathfrak{l}\mathfrak{T} imes\mathfrak{l}\cdot$	$\gamma/\lambda 1 \times 1 \cdot r$	$4/17 \times 10^{-7}$	Н
$1/$ ft $\times 1 \cdot - $	$r/\cdot r imes 1 \cdot -r$	$r/r \to r/r imes$	HO ₂
$8/87 \times 10^{-1}$	$f/\Lambda T \times 1 \cdot^{-1}$	$1/71 \times 1^{-1}$	H ₂
$\pi/\pi 1 \times 1 \cdot 1$	$f/VV \times 1 \cdot^{-1}$	$9/09 \times 10^{-1}$	H ₂ O
$\pi/\pi \Delta \times 1 \cdot^{-\lambda}$	$1/27 \times 10^{-9}$	4/97 × 1+-0	H_2O_2
$f/Vq \times 1 \cdot - $	$\pi/61 \times 1 \cdot_{-k}$	1/94×1r	0
$\lambda/99 imes 1 \cdot^{-1}$	$1/77 \times 1.^{-7}$	$1/1\Delta \times 10^{-1}$	ОН
$9/80 imes 1 \cdot^{-1}$	$1/2 \cdot \times 1 \cdot \overline{}^{-r}$	$r/89 \times 1.^{-r}$	O_2

در حل عددی درنظر گرفتن شرایط مرزی یکی از مهمترین پارامترهاست. در مسئله حاضر شرایط مرزی دمایی دیوار، ثابت و برابر با ۲۰۰ کلوین مطابق با کار تجربی سانتاناجونیور و سندووال[۱۸] و شرایط مرزی سرعت دیوار، عدم لغزش^۱ فرض شده است. در این مطالعه، از شبیهسازی پاشش صرفنظر شده است، که این امر موجب سادگی و کاهش قسمتی از پیچیدگیهای مسئله میشود. دبی پیشران ورودی به محفظه احتراق در همه نسبتهای همارزی برابر با ۲۱/۲۳۴ کیلوگرم بر ثانیه است که مطابق با دبی پیشران راکت بررسی شده برای صحتسنجی حل است. برای هر نسبت همارزی دو حالت حل عددی گونههای تثبیتشده^۲ و نرخ محدود انجام گرفته است. منظور از گونههای تثبیتشده عبارت است از این که ترکیب شیمیایی ورودی به نازل تا خارج شدن از نازل ثابت است و با همان نسبت مولی ورودی از نازل خارج می شوند.

صحتسنجى

صحتسنجی حل عددی با دادههای تجربی سوخت کروسین در نسبت همارزی ۱/۳۸۸۶، که توسط گروه تحقیقاتی سانتاناجونیور و سندووال [۱۸] ارائه شده، صورت گرفته است. مقایسه دادههای تجربی و عددی در جدول ۵ آورده شده است. منظور از ضربه ویژه در جدول ۳ تقسیم تراست بر شتاب گرانش و دبی جرمی موتور است که در حقیقت ضربه ویژه لحظهای است. مشاهده شد که دادههای عددی و تجربی انطباق نسبتاً خوبی دارند. بهعنوان مثال، فشار محفظه در مطالعات تجربی برای نسبت همارزی ۱/۳۸۸۶، برابر با ۸ مگاپاسکال است که در حل عددی حالت گونههای تثبیتشده، فشار محفظه مرا مگاپاسکال (۳/۷ درصد خطا) و در حالت نرخ محدود برابر با ۵ ۸۸ مگاپاسکال (۵ درصد خطا) پیشبینی شده است. به طور کلی میتوان بیان کرد که حل حالت نرخ محدود دارای جوابهای نزدیکتری به دادههای تجربی نسبت به حل حالت گونههای تثبیتشده است.

^{1.} NO Slip

^{2.} Frozen Species

خطا	حالت نرخ محدود سوخت كروسين	خطا	حالت گونههای تثبیت شده سوخت کروسین	داده تجربی	پارامتر مورد نظر
۱%	V7454	۶/۸٬	۶۸۳۰۳	۷۳۲۷۰	تراست (N)
۵'⁄.	346/19	۱۰/۳٪.	۳۲۷/۹	366/9	ضربه ویژه (Sec)
۵'/.	λ/Δ	٣/٧'/.	٨/٣	٨/٠	فشار محفظه (Mpa)
٣/٣٪.	۳۷۹۵	٣/٣٠/.	٣٧٩۵	3787	دمای محفظه (K)

جدول ۵- مقایسه دادههای عددی و تجربی

نتایج حل عددی

در این مطالعه، با دو فرض نرخ محدود و گونههای تثبیتشده به شبیهسازی جریان داخل یک موتور با سوخت کروسین و هیدروژن در سه نسبت همارزی مختلف پرداخته میشود. سپس، تأثیرات تغییر نوع سوخت و نسبت همارزی بر روی واکنشهای شیمیایی و پارامترهای مهم موتور بررسی میشود. در نهایت نیز حل انجامشده با حالت تعادلی مقایسه میشود.

كروسين

در این قسمت، به مطالعه احتراق سوخت کروسین در داخل محفظه توصیفشده، پرداخته میشود و فشار، دمای سکون، غلظت گونهها، نرخ واکنش و پارامترهای دیگر در نسبتهای همارزی مختلف از دو روش نرخ محدود و گونههای تثبیت شده با یکدیگر مقایسه میشود. فشار محفظه، یکی از پارامترهای اصلی برای موتور است، که براساس نوع چرخه، مرحله کاری موتور و تغییرات ضربه ویژه تعیین میشود. به همین منظور، فشار استاتیک روی محور (=R) در نسبتهای همارزی مختلف در شکل ۲ ترسیم شده است. با افزایش نسبت همارزی، مقدار فشار محفظه افزایش مییابد و در تمامی نسبتها، فشار محفظه در حالت نرخ محدود بیشتر از فشار حالت گونههای تثبیت شده است. در نسبتهای همارزی مختلف فشار محفظه بین ۸/۶ مگاپاسکال تا ۸/۷ مگاپاسکال تغییر می کند.

تغییرات دمای سکون روی محور موتور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده در شکل ۳ آورده شده است. همانگونه که در شکل مشاهده میشود، نتایج مربوط به قسمت محفظه (۲۰≥ x) بیانگر آن است که حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده تفاوت چندانی ندارد، ولی در قسمت نازل واگرا نتایج دارای اختلاف اند که این اختلاف بهدلیل وجود واکنش در حالت نرخ محدود است. در توضیح این مطلب میتوان بیان کرد که با کاهش فشار، واکنشهای شیمیایی تمایل به پیشرفت در جهت تعداد مول بیشتر دارند و با توجه به ساختار واکنش کروسین، که در آن تعداد مول محصولات بیشتر از واکنش دهنده هاست، در صورت کاهش فشار، واکنش به سمت کامل شدن و آزادسازی انرژی پیش میرود که این امر موجب افزایش دمای سکون میشود. از آنجایی که در طول موتور تنها در حالت نرخ محدود واکنشها صورت میپذیرد و در حالت گونههای تثبیتشده واکنشی رخ نمیدهد، دمای سکون در حالت گونههای تثبیتشده تقریباً ثابت می ماند. افت ناچیزی که در دمای سکون میشود از آنجایی که در طول موتور تنها در حالت نرخ محدود واکنشها صورت می ماند. افت ناچیزی که در دمای سکون میشود از آنجایی که در طول موتور تنها در حالت نرخ محدود واکنشها صورت می ماند. افت ناچیزی که در دمای سکون برای حالت گونههای تثبیتشده رخ می همان در حالت ترخ محدود واکنش ها صورت می ماند. افت ناچیزی که در دمای سکون برای حالت گونههای تثبیتشده در می دهد، به دلیل انتقال حرارت بین گاز و دیواره ولی در قسمت نازل واگرا اختلاف دمای سکون بین حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده کاهش می یابد.

هیدروکسیل (OH) یکی از گونههای مهم در احتراق است که وجود این گونه نشاندهنده منطقهای است که واکنشهای شیمیایی در دمای بالا انجام میپذیرد. در شکل ۴ تغییرات شدت آشفتگی و کسر مولی هیدروکسیل روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در حالت نرخ محدود نمایش داده شده است. با افزایش نسبت همارزی، مقدار بیشینه شدت آشفتگی افزایش مییابد و بهسمت ابتدای محفظه حرکت میکند. از طرفی، مقدار هیدروکسیل نیز در فاصله کمتری از ابتدای محفظه تقریباً به صفر میرسد. تغییرات شدت آشفتگی نمایانگر انتهای ناحیه واکنش شیمیایی است[۱۹]. همچنین، روند مصرف گونه OH در این محدوده درستی این نتیجه گیری را تأیید میکند. پس، میتوان نتیجه گرفت با افزایش نسبت همارزی ناحیه واکنش کوچکتر می شود. تغییرات دمای استاتیک روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در شکل ۵ مشاهده میشود. در صورت فرض ثابت بودن آنتروپی میتوان نتیجه گرفت، با کاهش فشار در فرآیند انبساط، دما کاهش مییابد. در تمامی نسبتهای همارزی دمای استاتیک حالت نرخ محدود بیشتر از گونههای تثبیتشده است که این امر بهدلیل وجود واکنشهاست. افزایش دما در انتهای نازل بهعلت عبور از موج ضربهای مایل است و شکل ۴، که تغییرات شدت آشفتگی را نمایش میدهد، وجود موج ضربهای مایل را تأیید میکند. همچنین، در شکل ۵ مشاهده میشود که با افزایش نسبت همارزی اختلاف حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده جهت پیش بینی دمای استاتیک کاهش یافته است (در نسبت همارزی ۱/۸ اختلاف بین دما کمتر از ۲۰ درصد است).



شکل ۲- تغییرات فشار روی محور برای نسبتهای همارزی كروسين – اكسيژن



شکل ۴- تغییرات کسر مولی هیدروکسیل و شدت آشفتگی روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در حالت نرخ محدود با پیشران کروسین – اکسیژن



4600

شکل ۳- تغییرات دمای سکون روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده با پیشران مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده با پیشران كروسين – اكسيژن



شکل ۵- تغییرات دمای استاتیک روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیت شده با پیشران کروسین – اکسیژن

از اعداد بیبعد مهم در فرآیند احتراق، میتوان به عدد دامکوهلر اشاره کرد که نسبت مقیاس زمانی انتقالی(.(au_{conv}) به شیمی (au_{chem}) است. در این مطالعه از دو روش برای بیان عدد دامکوهلر استفاده میشود. در روش اول، این عدد بیبعد، نسبت مقیاس زمانی کلی همرفت به واکنش شیمیایی است که به آن عدد دامکوهلر اول میگویند. در روش دوم، عدد دامکوهلر با توجه به کوچکترین گردابهها (کولموگروف) تعریف میشود که به آن عدد دامکوهلر افل آشفتگی میگویند. در می اول، این عدد بیبعد، نسبت مقیاس زمانی انتقالی (au_{chem}

(f)
$$I = \frac{\tau_{Com.}}{\tau_{Chem.}} \qquad (f)$$

$$R.R. \times \left(\frac{\nu}{\varepsilon}\right)^{\frac{1}{2}} = s.c. closeque (b)$$

در معادله (۲)، R.R، نرخ واکنش شیمیایی بیشینه در هر مکان است که براساس وزن مولکولی و چگالی مخلوط، Y (گرانروی سینماتیکی) و \mathcal{Z} (نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی) بیبعد شده است. برای اعداد دامکوهلر کوچکتر از یک، نرخ واکنشها بهوسیله سرعت انجام واکنشهای شیمیایی محدود میشوند و اختلاط عامل محدودکننده نیست. به بیان دیگر، با مخص کردن عدد دامکوهلر میتوان ارزیابی انجام واکنشهای شیمیایی با توجه به زمان اقامت در جریان سیال واکنشی را انجام داد. تغیر می او اکنشهای شیمیایی با توجه به زمان اقامت در جریان سیال واکنشی را انجام داد. تغییرات این پارامترها در طول محور محفظه و نازل در نسبتهای همارزی مختلف در شکل \mathcal{R} مشاهده میشود. آشفتگی کنترل کننده زیست. به بیان دیگر، با میتوان نتیجه گرفت که در داخل محفظه عدد دامکوهلر بسیار بزرگ است و به این معناست که در تمامی نسبتهای همارزی، میتوان نتیجه گرفت که در داخل محفظه عدد دامکوهلر بسیار بزرگ است و به این معناست که در تمامی نسبتهای همارزی، اشفتگی کنترل کننده واکنشها در محفظه است، اما داخل نازل با توجه به کوچکبودن عدد دامکوهلر (۲) سرعت انجام می واکنشها تأثیرگذارترین پارامتر است. بهمنظور بررسی جامعتر موتور، موتور به سه قسمت که در تمامی نسبتهای همارزی، واکنشها تأثیرگذارترین پارامتر است. بهمنظور بررسی جامعتر موتور، موتور به سه قسمت محفظه (بدون درنظر گرفتن قسمت اشفتگی کنترل کنده واکنشها در محفظه است، اما داخل نازل با توجه به کوچکبودن عدد دامکوهلر (۲) سرعت انجام همگرا کرا/۷ که یک کنترل کنده واکنش همگرای نازل (۲/۳۹ که که کرا/۷) و قسمت واگرای نازل (۲/۵ که که کرا/۷) و قسمت واگرای نازل کرا/۷ که که میشود. در شکلهای ۷ تا ۹ عدد دامکوهلر اول برای نسبتهای همارزی مختلف در این سه قسمت ترسیم شده است. در داخل محفظه در تمامی نسبتهای همارزی بند و اکنش همگرای نازل (۲/۵ که در این ست و با انزل و این و کنور گرای مولزی محفظه (بر داخل محفظه در تمامی نسبتهای همارزی بیشیم میشود. در تملی می بند و این از با ستیم همارزی بیشیا مید دامکوهلر کاهش در تمامی نسبتهای همارزی انته مرزی و اکنشها و در داخل محفظه در تمامی نسبتهای همارزی میشیا می در داخل محفظه در تمامی نسبتهای همارزی باستیا می میشیا در داخل محفظه در تمامی نسبتهای همارزی آممی از در داخل محفظه در تمامی نسبت همارزی می مونر و می مرد در مول ۶). در تتیجه در داخل محفظه

مکان مقدار کمینه (m)	مقدار کمینه	مکان مقدار بیشینه (m)	مقدار بيشينه	نسبت ه _م ارزی	مکان
В	۳۲۹	A	4940	١	$(x \le 0.175)$ محفظه
С	•/۲۲٨	В	۳۲۹	١	$(0.175 \le x \le 0.324)$ نازل ھم گرا
D	0/1 × 1.	С	۰/۲۲۸	١	$(0.324 \le x \le 1.4)$ نازل واگرا
В	174	А	١٨٩١	۱/۴	$(x \le 0.175)$ محفظه
С	۰/۲۱۵	В	174	۱/۴	$(0.175 \le x \le 0.324)$ نازل ھم گرا
D	٣/۴ × 1.	С	۰/۲۱۵	۱/۴	$(0.324 \le x \le 1.4)$ نازل واگرا
В	۵۴	А	41.	١/٨	محفظه (x ≤ 0.175)
С	•/•۵۲	В	۵۴	١/٨	$(0.175 \le x \le 0.324)$ نازل ھم $گرا$ (
D	1/T × 1.	С	۰/۰۵۳	١/٨	نازل واگرا (0.324 ≤ x ≤ 1.4)
$A = \cdot / \cdot \mathcal{F} \Delta B = \cdot / V \Delta C = \cdot / V \mathcal{F} D = V / \mathcal{F}$					

جدول ۶- مقدار عدد دامکوهلر اول در سه محدوده مختلف موتور با پیشران کروسین - اکسیژن

1. First Damkohler Number

2. Turbulent Da

در داخل محفظه برای تمامی نسبتهای همارزی، مقدار بیشینه عدد دامکوهلر در x = 1/06 و مقدار کمینه این عدد، در ورودی به نازل همگرا (x = 0/104) است. برای نسبتهای همارزی ۱، ۱/۴ و ۱/۴ و ۱/۸ عدد دامکوهلر بهترتیب در مکانهای ۲۶۹/۰، و 1/۶۵ و x مگرا (x = 0/104) واقعاند. همچنین، با 1/۶۵ و 1/۲۶۵ به مقدار ۱ می سد که این مکانها در قسمت نازل همگرا (۲۳۲۴ $x \le 0/100$) واقعاند. همچنین، با افزایش نسبت همارزی، مکانی که عدد دامکوهلر با یک می شود به سمت این معان (x = 0.100) واقعاند. همچنین با افزایش نسبت همارزی، مکانی که عدد دامکوهلر برابر با یک می شود به سمت ابتدای محفظه حرکت می کند. در قسمت نازل واگرا عدد دامکوهلر کوچکتر از یک است که می توان نتیجه گرفت که در جریان فراصوت برای سوخت کروسین می توان از مدل نرخ محدود استفاده کرد.



شکل ۸- تغییرات عدد دامکوهلر اول روی محور در داخل نازل همگرا شکل ۹- تغییرات عدد دامکوهلر اول روی محور در داخل نازل واگرا برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران کروسین-اکسیژن برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران کروسین-اکسیژن

یکی از عوامل تأثیرگذار بر روی تولید گونهها نرخ واکنش است که در نسبتهای همارزی و دماهای مختلف متفاوت است. در شکلهای ۱۰ تا ۱۲ نرخ انجام واکنشهای موثر بهترتیب برای نسبتهای همارزی ۱، ۱/۴ و ۱/۸ آورده شده است.



برای پیشران کروسین- اکسیژن

محل ۱۱ - نرح انجام واکنسها روی محور در نسبت هم رزی ۱۱۰ برای پیشران کروسین- اکسیژن

برای پیشران کروسین⊣کسیژن ۹ واکنش ابتدایی^۱ درنظر گرفته شده است که این واکنش ها در واقع یک سری واکنش های زنجیرهای^۲ هستند. مونوکسیدکربن با سرعت بسیار آهسته با هوا اکسید میشود، ولی در صورت وجود مقدار کمی عناصر حاوی هیدروژن مانند آب و هیدروکسیل، سرعت اکسیدشدن این عنصر به شدت افزایش می یابد [۲۰]. واکنش شماره ۸ باعث تولید آب و رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن ترکیب شده در واکنش ۷ (H+H) ⇔ (H+H) با هیدروژن ترکیب شده و موجب به و رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن تولید شده در واکنش ۷ (H+H) ⇔ (H+H) با هیدروژن ترکیب شده و موجب به و رادیکال اکسیژن میشود. رادیکال اکسیژن تولید شده در واکنش ۳ مورد استفاده قرارگرفته و باعث تولید دی اکسید کربن میشود. درواقع واکنش ۳ را میتوان به عنوان کلیدی ترین واکنش برای تولید دی اکسیدکربن درنظر گرفت که این واکنش به مربن میشود. درواقع واکنش ۳ را میتوان به عنوان کلیدی ترین واکنش برای تولید دی اکسیدکربن درنظر گرفت که این واکنش به سمت رکان میشود. در واکنش به سمت کربن میشود. درواقع واکنش ۳ را میتوان به عنوان کلیدی ترین واکنش برای تولید دی اکسیدکربن درنظر گرفت که این واکنش به محسود کربن میشود. درواقع واکنش ۴ را میتوان نتیجه گرفت در حالتی که نرخ واکنش ۸ بیشینه است، واکنش به سمت کربن میشود نیش می رود و محصولات احتراق دی اکسید کربن و آب است. در حالتی که واکنش ۶ بیشینه مقدار نرخ واکنش را کامل ترشدن پیش می رود و محصولات احتراق دی اکسید کربن و آب است. در حالتی که ورکنش ۶ میشینه میدروکسیل برای شرکت در را دارا باشد، هیدروکسیل تولیدشده در این واکنش نیز مورد استفاده قرار گرفته و مقدار کمتری هیدروکسیل برای شرکن در را دارا باشد.

1. Elementry

^{2.} Chain

^{3.} Chain-Propagating

واکنش ۳ وجود دارد. در نتیجه مقدار مونوکسید کربن کمتری تبدیل به دی اکسید کربن می شود که این امر نشاندهنده انجام واکنشها بهصورت ناقص است. در نسبتهای همارزی ۱ و ۱/۴ (بین فشار ۸ الی ۸/۵ مگایاسکال و دمای ۳۸۰۰ کلوین) واکنش ۶ در نسبت همارزی ۱/۸ (دمای ۳۵۰۰ کلوین)، واکنش ۴ مالت، ولی در نسبت همارزی ۱/۸ (دمای ۳۵۰۰ کلوین)، واکنش $(20H \Leftrightarrow H_2O + O)$ ارای بیشینه نرخ واکنش است. نرخ واکنش ۸ در نسبت همارزی ۱ بسیار بیشتر از نسبت همارزی $(OH + H_2 \Leftrightarrow H_2O + H)$ ۱/۴ است که این امر نشاندهنده واکنش کاملتر در نسبت همارزی ۱ است. از طرفی، میتوان گفت در نسبت همارزی ۱/۴ واکنش ۶ بعد از واکنش ۸ دارای بیشینه نرخ واکنش است که این امر باعث مصرف هیدروکسیل و در نتیجه تولید کمتر دی اکسید کربن می شود و احتراق به سمت ناقص شدن پیش می رود. با مقایسه نرخ واکنش ها در نسبتهای همارزی مختلف می توان به این نتیجه رسید که با افزایش نسبت همارزی نرخ واکنشها بهشدت کاهش می یابد و در نسبت همارزی ۱/۸ تقریباً تمامی واکنشها دارای یک مرتبهاند. از نتایج مهم دیگر میتوان به محدوده انجام واکنشهای سوخت کروسین اشاره کرد که انجام واکنشها برای کروسین در نسبتهای همارزی متفاوت محدود به محفظه و قبل از گلوگاه (x ≤ 0/۳۲۴) است و تمامی واکنشها تا x=1/۳ انجام می پذیرند. روند تغییرات رادیکالهای هیدروژن و اکسیژن در نسبتهای همارزی مختلف بر روی محور در شکل ۱۳ نمایش داده شده است. در حالت استوکیومتری مقدار رادیکال اکسیژن تولیدی در محفظه افزایش می یابد و سپس در نازل مصرف می شود. تولید رادیکال اکسیژن در این حالت به دلیل دمای بالای محفظه است. با افزایش نسبت همارزی، حداکثر غلظت رادیکال اکسیژن در محفظه کاهش یافته و این روند بهدلیل کاهش دمای محفظه و تمایل تشکیل مولکول اکسیژن بهصورت پایدار است. بهنظر می رسد در اثر بالابودن دمای محفظه و انرژی فعالسازی کمتر برای شکستن پیوندهای هیدروژن نسبت به اکسیژن، در ابتدای محفظه و در تمامی نسبتهای همارزی امکان تولید رادیکال هیدروژن بیش از رادیکال اکسیژن وجود داشته و این امر موجب می شود روندی صعودی-نزولی برای هیدروژن در تمامی نسبتهای همارزی قابل مشاهده باشد. مقدار بیشینه رادیکال هیدروژن در نسبت استوکیومتری وجود دارد و با افزایش نسبت همارزی مقدار رادیکال هیدروژن خروجی کاهش می یابد. این امر نشان دهنده افزایش مونواکسید کربن در خروجی و عدم انجام واکنش ۳ است.

یکی از پارامترهای عملکردی مهم در موتور ضربه ویژه است. ضربه ویژه در واقع مقدار تراست نسبت به دبی جرمی تعریف می شود. در حالتی که دبی جرمی پیشران یکسان باشد، مقدار ضربه ویژه بیشتر، نمایش دهنده تراست تولیدی بالاتر است. در شکل ۱۴ مقدار تغییرات ضربه ویژه، دمای محفظه و جرم مولکولی خروجی در نسبتهای همارزی مختلف برای دو حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود مشاهده می شود.



شکل ۱۳ – تغییرات رادیکال هیدروژن و اکسیژن روی محور 🦳 شکل ۱۴ – تغییرات مشخصههای موتور در نسبتهای همارزی متفاوت در نسبتهای همارزی مختلف برای پیشران کروسین – اکسیژن

برای پیشران کروسین – اکسیژن

مقدار ضربه ویژه در حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده دارای یک نقطه بیشینه است که این نقطه بیشینه بهترتیب در نسبت همارزی ۱/۴ و ۱/۷ اتفاق میافتد. با افزایش نسبت همارزی، بهدلیل بهوجود آمدن مونواکسیدکربن بهجای دیاکسیدکربن، وزن مولکولی کاهش مییابد. لذا، افزایش ضربه ویژه احتمالاً بیشتر متأثر از کاهش جرم مولکولی گازهای خروجی از نازل است.

هيدروژن

در این قسمت اثرات تغییر سوخت بر روی یک موتور با پیکربندی ثابت بررسی می شود. ابتدا در شکل ۱۵ تغییرات فشار روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف برای دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیت شده در داخل محفظه مشاهده می شود. در این حالت نیز فشار محفظه در تمامی نسبتهای همارزی در حالت نرخ محدود بیشتر از حالت گونههای تثبیت شده است. فشار محفظه با سوخت هیدروژن بیشتر از سوخت کروسین است و برای سوخت هیدروژن، اختلاف فشار در محفظه در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیت شده بسیار کم است. در نتیجه برای تخمین فشار محفظه استفاده از فرض نرخ محدود یا گونههای تثبیت شده برای سوخت هیدروژن تفاوت چندانی ندارد و با درصد خطای تقریبی ۱۰، مقدار فشار محفظه را می توان پیش بینی کرد.

تغییرات دمای سکون روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. در این حالت، به دلیل انجام واکنشها در محفظه، مقدار دمای سکون در نازل افزایش می یابد. در حالت گونههای تثبیتشده تغییرات بسیار اندکی در دمای سکون مشاهده می شود و می توان جریان را به صورت آیزنتروپیک درنظر گرفت. این امر به دلیل سرعت بالای گازها و در نتیجه زمان کم به منظور تبادل حرارت است. مانند حالت استفاده از سوخت کروسین، در این حالت نیز با افزایش نسبت هم ارزی اختلاف حل حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود کاهش می یابد. در محفظه نیز هیچ تفاوتی بین حل حالت نرخ محدود و گونه های تثبیت شده برای دما مشاهده نمی شود.



شکل ۱۵- تغییرات فشار روی محور برای نسبتهای همارزی شکل ۱۶- تغییرات دمای سکون روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده با پیشران مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده با پیشران هیدروژن- اکسیژن

تغییرات دمای استاتیک روی محور در نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده در شکل ۱۷ ترسیم شده است. حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده دارای اختلاف کمی در پیشبینی دمای محفظه است. افزایش دما در خروجی، بهدلیل بهوجود آمدن موج ضربهای مایل در نازل است. با افزایش نسبت همارزی تفاوت پیشبینی دما برای حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده کمتر میشود. پس میتوان نتیجه گرفت که در نسبتهای همارزی بالا حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده بهمنظور محاسبه دما و فشار تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند. از طرفی، با وجود دمای یکسان محفظه برای سوختهای هیدروژن و کروسین، فشار محفظه با سوخت هیدروژن بیشتر از کروسین است که این موضوع بهدلیل جرم مولکولی کم محصولات هیدروژن نسبت به کروسین است، زیرا حجم محفظه و دبی جرمی ورودی برای هر دو پیشران یکسان است.

عدد دامکوهلر نیز در این قسمت به دو روش ذکرشده محاسبه شده است و مقدار آن در نسبتهای همارزی مختلف در طول محور محفظه و نازل در شکل ۱۸ رسم شده است. برای سوخت هیدروژن نیز، در تمامی نسبتهای همارزی، آشفتگی کنترل کننده نرخ انجام واکنشها در داخل محفظه است. مانند قسمت قبل، بهمنظور بررسی دقیق تر، موتور به سه قسمت مجزا (محفظه، نازل هم گرا، نازل واگرا) تقسیم میشود. در شکلهای ۱۹ تا ۲۱ عدد دامکوهلر بر روی محور در سه قسمت مجزای اشاره شده ترسیم شده است. در تمامی نسبتهای همارزی عدد دامکوهلر در داخل محفظه بیشتر از ۱ است (جدول ۷). در نتیجه، برای سوخت هیدروژن نیز پیشنهاد میشود که در داخل محفظه از مدلهای واکنش سریع (نظیر مدل اتلاف گردابه) استفاده شود.

مکان مقدار کمینه (m)	مقدار كمينه	مکان مقدار بیشینه (m)	مقدار بيشينه	نسبت همارزی	مکان
В	٣٩	А	212		$(x \le 0.175)$ محفظه
С	٨/۵۵	В	۳۹		نازل هم گرا (0.174 ≤ x ≤ 0.324)
D	$I \times I \cdot I_{-k}$	С	٨/۵۵		نازل واگرا (0.324 ≤ x ≤ 1.4)
В	١٣	А	104	٢	محفظه (x ≤ 0.175)
С	۵/۰۴	В	١٣	٢	نازل همٍگرا (0.174 ≤ x ≤ 0.324)
D	$Y \times 1 \cdot^{-Y}$	С	۵/۰۴	٢	نازل واگرا (0.324 ≤ x ≤ 1.4)
В	١/٩	А	14	٣	$(x \le 0.175)$ محفظه
С	•/177	В	1/9	٣	نازل هم <i>گ</i> را (0.174 ≤ x ≤ 0.324)
D	$\lambda \times 1 \cdot ^{-\gamma}$	C	•/١٢٢	٣	نازل واگرا (0.324 ≤ x ≤ 1.4)
$A = \cdot / \cdot \mathcal{F} \Delta \cdot B = \cdot / 1 \forall \Delta \cdot C = \cdot / \forall \forall \Delta \cdot C = 1 / \mathcal{F}$					

جدول ۷ - مقدار عدد دامکوهلر اول در سه محدوده مختلف موتور با پیشران هیدروژن- اکسیژن



شکل ۱۷- تغییرات دمای استاتیک روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده با پیشران هیدروژن-اکسیژن



شکل ۱۸ – عدد دامکوهلر اول و آشفتگی روی محور برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران هیدروژن – اکسیژن

نشریه علمی- پژوهشی سوخت و احتراق، سال هفتم، شماره دوم، پاییز و زمستان ۱۳۹۳



شکل ۱۹– تغییرات عدد دامکوهلر اول روی محور در داخل محفظه شکل ۲۰– تغییرات عدد دامکوهلر اول روی محور در داخل نازل برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران هیدروژن–اکسیژن همگرا برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران هیدروژن–اکسیژن



شکل ۲۱- تغییرات عدد دامکوهلر اول روی محور در داخل نازل واگرا برای نسبتهای همارزی مختلف با پیشران هیدروژن - اکسیژن

نکته قابل توجه این است که مقدار عدد دامکوهلر در داخل محفظه در حالت سوخت هیدروژن به شدت کمتر از کروسین است. در قسمت هم گرا عدد دامکوهلر نسبت به محفظه کاهش یافته و در نسبت همارزی ۳، مقدار عدد دامکوهلر در نازل هم گرا (۲۰۵) - x) به یک می رسد، ولی در نسبتهای همارزی ۱ و ۲ عدد دامکوهلر در قسمت واگرای نازل به ترتیب در مکانهای ۲۹۱۸ و ۲۸۳/۰ به یک می رسد. می توان گفت که برای سوخت هیدروژن در محدوده خاصی از جریان فرا صوت حل حالت نرخ محدود پیشنهاد می شود. در واقع در این حالت مقیاس زمانی واکنشهای شیمیایی به اندازه ی نیست که قابل مقایسه با سرعت جریان باشد و این موضوع حاصل واکنش پذیری بالای هیدروژن است. از دیگر نکات مهم می توان به یکسانی مکان عدد دامکوهلر حداکثر برای دو سوخت اشاره کرد (۲۰۵) .

نرخ واکنشها بر روی محور در نسبت همارزی ۱، ۲ و ۳ بهترتیب در شکل ۲۲، ۲۳ و ۲۴ مشاهده میشود. برای پیشران هیدروژن-اکسیژن ۱۴ واکنش ابتدایی درنظر گرفته شده است. واکنش ۵ در این حالت باعث تولید رادیکال هیدروژن میشود و این رادیکال تولیدشده در واکنشهای اول، ششم و هشتم موجب تولید رادیکالهای هیدروکسیل و اکسیژن میشود. رادیکالهای تولیدی از این واکنشها موجب تولید رادیکال هیدروپروکسی (دHO) و هیدروژن پروکساید (H₂O₂) میشوند که تولید این دو رادیکال نمایشدهنده حرکت واکنش بهسمت کامل شدن است. در نتیجه هرچقدر نرخ انجام واکنش ۵ بیشتر باشد، مقدار تولید این دو رادیکال افزایش یافته و واکنش به صورت کامل تر انجام می شود. در تمامی نسبتهای همارزی، واکنش Λ (H₂ + OH \Leftrightarrow H₂O + H) دارای بیشینه نرخ واکنش است. نرخ انجام واکنش ها برای سوخت هیدروژن تا x=۰/۴ به صفر می رسد. این بدان معناست که انجام واکنش ها تا بعد از گلوگاه (x=۰/۳۲۴) ادامه دارد.

مقدار ضربه ویژه رابطه مستقیم با سرعت خروجی گازها دارد. سرعت خروجی گازها از موتور نیز تابعی از نوع سوخت و نسبت انبساط است. در شکل ۲۵ مقدار تغییرات ضربه ویژه، دمای محفظه و جرم مولکولی خروجی در نسبتهای همارزی مختلف برای دو حالت گونههای تثبیتشده و نرخ محدود مشاهده میشود. مقدار ضربه ویژه در حالت نرخ محدود در نسبت همارزی ۲ بیشینه است و با افزایش نسبت همارزی مقدار ضربه ویژه برای دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده به یکدیگر نزدیک میشوند. با افزایش نسبت همارزی، بهدلیل احتراق ناقص، دما افت کرده و وزن مولکولی نیز کاهش می ابد. مشاهده میشود که با افزایش نسبت همارزی اختلاف ضربه ویژه در حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده به



شکل ۲۲– نرخ انجام واکنشها روی محور در نسبت همارزی ۱ برای شکل ۲۳– نرخ انجام واکنشها روی محور در نسبت همارزی ۲ برای پیشران هیدروژن–اکسیژن



ص ۵۰۰ مییورد مساعیدایی موجود در مسبحاتای معرادر متفاوت برای پیشران هیدروژن- اکسیژن



در ادامه به بررسی اختلاف بین حل تعادلی و نرخ محدود برای سوخت کروسین و هیدروژن بهترتیب در نسبت هم ارزی ۱/۴ و ۲ پرداخته می شود. برای محاسبه مقدار تعادلی از نرم افزار CEA استفاده شده است؛ بدین صورت که در هر موقعیت مکانی با استفاده از مقادیر دما و فشار محلی (که از حل دو بعدی فلوئنت به دست آمده اند)، حل تعادلی انجام شده است. نتایج نرخ محدود به وسیله مدل سازی عددی (CFD) به دست آمده است. درصد اختلاف حل تعادلی با نرخ محدود برای پیش بینی گونه هیدروژن در شکل ۲۶ مشاهده می شود. از شکل ۲۶ می توان نتیجه گرفت که اختلاف بین حل تعادلی و نرخ محدود برای سوخت هیدروژن بسیار کم (کمتر از ۲ درصد) است، اگر چه در ناحیه نازل واگرا افزایش می یابد، اما این اختلاف در خصوص سوخت کروسین و مخصوصاً در ناحیه نازل واگرا قابل توجه بوده و در پایین دست گلوگاه به شدت افزایشی است. پس برای پیش بینی گونه ها به صورت تقریبی می توان در محدوده فشاری ۱ تا ۱۳۲۳ بار و محدوده دمایی ۱۴۰۰ تا کلوین برای



شکل ۲۶- 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

جمعبندى

در این مطالعه، ابتدا شبیهسازی موتور سوخت مایع با پیشران کروسین-کسیژن در نسبتهای همارزی مختلف در دو حالت نرخ محدود (با استفاده از مکانیزمهای شیمیایی کاهشیافته) و گونههای تثبیتشده انجام شد و نتایج آن باهم مقایسه شد. در ادامه اثرات تغییر سوخت (هیدروژن) در پیکربندی یکسان بررسی شد. در این حالت نیز حل برای نسبتهای همارزی متفاوت در دو حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده انجام شد. در انتها نیز حل نرخ محدود با حل حالت تعادلی مقایسه شد. از میان مشاهدات این تحقیق می وان موارد زیر را بیان کرد:

۱- نتایج این تحقیق موید این مطلب است که با استفاده از سوخت سبکتر می توان مقدار فشار محفظه را به شدت افزایش داد و به تبع آن مقدار سرعت خروجی را افزایش داد. در این حالت مقدار ضربه ویژه مو تور افزایش یافته و به ازای دبی جرمی یکسان مقدار تراست بیشتر می شود.

۲- برای سوخت کروسین⊣کسیژن حل حالت نرخ محدود مناسب تر و به حالت واقعی نزدیک تر است. در حالت نرخ محدود یک نقطه بهینه از نظر ضربه ویژه وجود دارد که برای این موتور نسبت همارزی ۱/۵ است. ۳- در داخل محفظه حل حالت نرخ محدود و گونههای تثبیتشده تفاوت چندانی در پیشبینی دما و فشار محفظه ندارد و با افزایش نسبت همارزی در محدوده مکانی بیشتری از نازل نیز این دو حل یکسان اند. اختلاف بین حل گونههای تثبیت شده و نرخ محدود برای سوخت کروسین بسیار بیشتر از سوخت هیدروژن است.

۴- در مدلسازی به روش گونههای تثبیتشده برای پیشران کروسین⊣کسیژن افت دمای سکون بیشتری نسبت به پیشران هیدروژن⊣کسیژن مشاهده شد که احتمالا بهعلت سرعت کمتر جریان گاز و فرصت زمانی بیشتر انتقال حرارت بین گاز و دیوارهها برای پیشران کروسین⊣کسیژن است. لذا محاسبات جریان آیزنتروپیک برای سوختهای هیدروکربنی احتمالا با خطای بالاتری همراه خواهد بود.

۵- محدوده انجام واکنشها در پیشران کروسین-اکسیژن محدود به داخل محفظه است، ولی در حالتی که پیشران هیدروژن-اکسیژن است، نرخ انجام واکنشها در محدوده بیشتری (قسمتی از نازل واگرا) قابل توجه است. با این وجود در این دو سوخت مکان بیشینه عدد دامکوهلر یکسان است.

۶- در محدوده داخل محفظه احتراق، کنترل کننده نرخ واکنش ها برای دو سوخت کروسین و هیدروژن آشفتگی است و میتوان به منظور مدل سازی از مدل های واکنش سریع استفاده کرد. برای سوخت کروسین در جریان فراصوت (قسمت واگرای نازل) بهتر است از مدل نرخ محدود استفاده کرد، ولی برای سوخت هیدروژن تنها در محدوده خاصی از جریان فرا صوت، لازم است که از این مدل ها استفاده کرد.

- 1. K. A. Hoffmann and S. T. Chiang, *Computational Fluid Dynamics*, Volume I, 4th Edition, Wichita, Kansas, Engineering Education System, 2000.
- 2. H. K. Versteeg and M. Malalasekera, An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method, Second Edition, Harlow, Pearson Education Limited, 1960.
- 3. M. H. Shojaeefard, 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.
- S. K.Reddy, K. M. Pandey, A. P. Singh, "Numerical Simulation with k-ε 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, Chennnai, India November 21-23, 2011.
- 5. M. Pasandideh Fard, M. Saedi Amiri, "2D and 3D Analysis of Outlet Flow of Convergent-Divergent Nozzle with its Plume Entering Elastic Viscous Environment," *7th Annular International Conference of Iranian Aerospace Society*, Sharif University of Technology, Tehran, Iran February 2008. (In Persian)
- S. M. Dash, "Overlaid Viscous/Inviscid Model for the Prediction of Near Field Jet Entrainment," AIAA Journal, Vol. 17, pp. 950-958, 1979.
- S. M. Dash and R. D. Thorpe, "Shock Capturing Model for One and Two Phase Supersonic Exhaust Flow," AIAA Journal, Vol. 19, pp. 842-851, 1981.
- 8. S. M. Dash, "Analysis of Turbulent Underexpanded Jets," AIAA Journal, Vol. 21, pp. 505-514, 1985.
- S. M. Dash, "Observation on Practical Turbulent Modeling for High Speed Jet/Plume Flow Fields," AIAA paper 91-1789, 1991.
- 10. S. M. Dash, "Recent Advances in Jet Flowfield Simulation," AIAA paper 93-4390, 1993.
- 11. H. Ahmadikia, Sh. Talebi, "Supersonic Turbulent Flow over a Rocket with its Plume," *10th Fluid Dynamics Conference*, Yazd University, Iran, November 2006. (In Persian)
- 12. Y. D. Kang and B. Sun, "Numerical Simulation of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Regenerative Cooling," J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 25, No. 1, January–March 2014.
- S. K. Kim, M. Joh, H. S. Choi and T. S. Park, "Multidisciplinary Simulation of a Regeneratively Cooled Thrust Chamber of Liquid Rocket Engine: Turbulent Combustion and Nozzle Flow," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 70, 2013, pp. 1066-1077.
- 14. Y. S. Chen, T. H. Chou, B. R. Gu, J. S. Wu, B. Wu, Y. Y. Lian and L. Yang, "Multiphysics Simulations of Rocket Engine Combustion," J. of Computers & Fluids, 45, 2011, pp. 29-36.

منابع

- 15. M. Masquelet, S. Menon, Y. Jin and R. Fredrich, "Simulation of Unsteady Combustion in a LOX-GH2 Fueled Rocket Engine," *J. of Aerospace Science and Technology*, 13, 2009, pp. 466-474.
- 16. J. Y, Choi "A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion Applications," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, California, 31 July 03 August 2011.
- B. D. Hitch and D. W. Senser, "Reduced H2 -02 Mechanisms for use in Reacting Flow Simulation," AlAA 26th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, USA, January 11-14, 1988.
- 18. A. Santana Junior and 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.
- 19. A. Mardani, S. Tabejamaat and 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, No. 6, 2011, pp. 753-772.
- 20. S. R. Turns and S. J. Mantel, An Introduction to Combustion, Third Edition, New York, McGraw Hill, 2012.
- 21. W. T. Olson, "Recombination and Condensation Processes in High Area Ratio Nozzles," J. Amer. Rocket Sco., 32, No. 5, May 1962, pp. 672-680.

English Abstract



Study of Equivalence Ratio and Propellant Effects on a Reactive Flow with Low Residence Time and Highly Variable Tempereture and Pressure

Mohammad Saleh Abdollahpour, Amir Mardani and Vahid Rezaei

Department of Aerospace Engineering, Sharif University, Tehran, Iran (Received: 2014/10/9, Received in revised form: 2015/2/9, Accepted: 2015/2/23)

Gas aerothermodynamics is the thermodynamics of a gas in high velocity associated with heat transfer. One of the devices which takes advantage of this field is a rocket system. High velocity flow filed with intensely varying pressure and temperature along the nozzle axis leads to reduction of residence time. This means the balance between chemical and flow time scales is changing in the flow stream. In this study, reacting flow composition variations in combustion chamber and nozzle of a liquid rocket engine is numerically investigated for hydrogen and kerosene fuels regarding combustion efficiency and performance of the engine. Numerical modeling has been conducted with the aid of commercial code FLUENT. $k - \varepsilon$ turbulence and EDC combustion models have been used to consider turbulence effects on the flow field. 9-step and 14-step skeletal mechanisms have been utilized to represent chemical oxidation of kerosene and hydrogen, respectively. Results show a reasonable accuracy in comparison with experimental measurements. As a result of this study, it can be concluded that in combustion chamber and convergent nozzle, the frozen and finite rate modeling have almost same results in all equivalence ratios. However, in divergent section of the nozzle some reactions proceed in finite rate regarding to fuel type. Finally, it can be noted that maximum Damkohler number occurs in the same axial position for both kerosene and hydrogen fuels.

Keywords: Combustion, Equivalence ratio, Computational fluid dynamics, Kerosene, Hydrogen.