

تأثیر دمای شعله و گرادیان دما بر نرخ سوزش موتور سوخت جامد با ورودی هوا

غلامرضا هاشم‌زاده اهرنجانیⁱ؛ ابوالقاسم مسگرپور طوسیⁱⁱ؛ سید محمد حسین کریمیانⁱⁱⁱ

چکیده

در این تحقیق، معادلات انتقال حرارت با در نظر گرفتن اثرات تجزیه شیمیایی در سطح سوخت جامد و همچنین در محفظه موتور، معادلات ناویراستوکس گذرای متقارن محوری به همراه مدل‌سازی توربولانس و واکنش‌های شیمیایی نرخ محدود با استفاده از نرم افزار فلوئنت حل شده است. در نتیجه این تحلیل‌ها، دما، گرادیان دما، فشار، عدد ماخ و کسر مولی مواد تشکیل دهنده گازهای داخل میدان جریان محفظه احتراق به دست آمده است. نتایج نشان می‌دهند که نرخ سوزش سوخت جامد تا حدی به دمای شعله و نرخ دما در ناحیه سوزش بستگی دارد. نتایج حاصله از شبیه‌سازی و از آزمایش‌های تجربی با هم مقایسه شده‌اند که تطابق رضایت بخشی بین این نتایج حاصل شده است.

کلمات کلیدی

موتور سوخت جامد، نرخ سوزش

Effects of Flame Temperature and Temperature Gradient on the Burning Rate of Solid Fuel Motors with Air Inlet

Gholam Reza Hashemzadeh; Abolghasem Mesgarpour Tousi; Seyed Mohammad Hossien Karimian

ABSTRACT

In this paper, the equations of heat transfer with considering the effects of chemical pyrolysis are solved at burning surface. Navier Stock's equations with chemical reactions and turbulent flow in the combustion chamber are solved by using FLUENT software. With respect to these solutions, temperature, temperature gradient, pressure, Mach number and species mole fractions of the gaseous flow field are obtained in the combustion chamber. The results show that the variation of solid fuel burning rate mainly depends on flame temperature and temperature gradient next to the burning surface. Simulation results are compared with experimental and good agreements between them are achieved.

KEYWORDS

Solid fuel motor, burning rate.

ⁱ دکترای هوافضا؛ دانشگاه امیر کبیر، دانشکده هوافضا؛ ghrhashemzadeh@yahoo.com؛ مسؤول تمامی قسمت‌های این مقاله

ⁱⁱ استادیار دانشکده هوافضا، دانشگاه امیر کبیر

ⁱⁱⁱ استاد دانشکده هوافضا، دانشگاه امیر کبیر



باید ذکر شود که جریان در موتور سوخت جامد کاملاً آشفته می‌باشد.

لنگل [۸] حل انتگرالی لایه مرزی آشفته به همراه نظریه پخش شعله را برای پیشرفت مدل خود در نظر گرفت. بدینی [۱] مدل چند معادله‌ای آشفته را برای حل مسأله لایه مرزی استفاده کرد. او احتراق سوخت‌های جامد همگن دوپایه را در نظر گرفت. گرچه تأکید فراوانی بر صحت انواع روش‌های مختلف در حل سوخت سوخت جامد شده است؛ اما واقع بینانه‌ترین تحلیل، واکنش‌های متقابل بین ناحیه شعله و میدان جریان است.

در مدل‌سازی مبنی بر آنالیز انتگرالی لایه مرزی، انتقال حرارت به سوخت از به دست آوردن خواص جابجایی در لایه مرزی در هم به دست می‌آید. لایه مرزی به روش انتگرالی حل می‌شود. در این روش، فرض بر آن است که اعداد بی بعد پرانتل و اشمیت برابر با یک می‌باشد [۶]. البته در تعدادی از روش‌ها فرضیه‌های طول اختلاط پرانتل، جریان کوئیت در لایه مرزی و یا مدل‌سازی به شکل توانی سرعت در لایه مرزی را فرض کرده‌اند. با توجه به این فرضیات از معادلات بقایی جرم، مومنتم، انرژی و اجزای مولی انتگرال گرفته می‌شود.

برای موتور رم جت سوخت جامد (SFRJ)، مدل‌های مختلفی را ناتزر [۲]، زولونی [۲۲]، نتزر [۱۳]، متوچیاناکیس [۱۰] و الاندز [۳] توسعه دادند که خلاصه‌ای از این مدل‌ها در جدول (۱) قابل مشاهده است.

جدول (۱): برخی از مدل‌های ارائه شده برای محاسبه نرخ سوخت موتور رم جت سوخت جامد

ارایه دهنده	نوع سوخت	مدل ارایه شده
Natzer	Poly-butadiene	$\dot{r} = G^{0.9-1.0} \tau^{0.95} (A_p / A_{in})^{0.5}$
Zvuloni	PMMA, Plexiglass	$\dot{r} = 0.052G$
Netzer	Plexiglass	$\dot{r} \propto G^{0.4}$
Metochianakis	HTPB	$\dot{r} \propto P^{0.06}$, $\dot{r} \propto G^{0.23-0.28}$
Elands	Poly-ethylene	$\dot{r} = 0.015 \dot{m}_{air}^{0.47}$; for $P = 5.5 \text{ atm}$, $T_{in} = 500 \text{ K}$
Elands	Poly-ethylene	$\dot{r} = 0.014 \dot{m}_{air}^{0.55}$; for $P = 12 \text{ atm}$, $T_{in} = 900 \text{ K}$
Elands	Poly-ethylene	$\dot{r} = 0.02 \dot{m}_{air}^{0.47}$; for $P = 25 \text{ atm}$, $T_{in} = 1100 \text{ K}$

از سوخت‌هایی همچون پلکسی گلاس، پلی اتیلن و یا مواد دیگری می‌توان به عنوان سوخت رم جت جامد استفاده کرد. سوخت تحقیقاتی مورد استفاده متوچیاناکیس [۱۰] و همچنین میل‌اشتین [۱۱] سوخت هیدروکسیل ترمینتد پلی بوتادین (HTPB) می‌باشد. اکسیدایزر این سوخت‌ها هوا است.

در موتورهای سوخت جامد معمولی، لازم است

در مجموع، روش‌های نظری ارائه شده برای پیش بینی و تخمین سوخت سوخت جامد، به سه گروه کلی تقسیم بندی می‌شوند. این طبقه‌بندی بر اساس نظریه‌های مختلف انجام شده است [۱۶] که عبارتند از: (۱) نظریه انتقال حرارت؛ که در آن واکنش شیمیایی و ساختار شعله را مد نظر قرار نمی‌دهد. (۲) نظریه شعله؛ که بر اساس مکانیزم احتراق یا ساختار شعله بیان می‌شود. (۳) بررسی هم زمان حرارتی و ایرودینامیکی در لایه مرزی با وجود واکنش‌های شیمیایی.

بارزترین نظریه در شاخه انتقال حرارت تئوری لنیر-روبیلارد [۹] است. به صورت خلاصه می‌توان این نظریه را به این شکل بیان کرد که سوخت بر روی سطح سوخت جامد با ضریب انتقال حرارت جابجایی به سطح سوخت متناسب است. شایان ذکر است که نظریه انتقال حرارت بسته به منبع حرارتی به دو شکل انجام می‌گیرد: اول اینکه منبع حرارتی، دمای بالای گازهای گذر کننده از سطح سوخت فرض می‌شوند، دوم اینکه حرارت انتقالی به سطح سوخت ناشی از واکنش‌های شیمیایی درون ناحیه سوخت یا دمای شعله سوخت فرض می‌شود. طبق تئوری لنیر - روبیلارد بنا بر اثر دمای گازهای جانبی بر سوخت، تخمین‌های درستی ارائه نمی‌شود.

اولین کارهایی را که بر اساس نظریه شعله پایه گذرای شده است واندنکرکوو [۲۰] انجام داده است. این محقق ساختار شعله و مکانیزم تجزیه فاز جامد سوخت‌های دوپایه را مد نظر قرار داده است. کینگ [۷] مدلی را برای سوخت فرسایشی سوخت‌های مرکب ارائه داد. نظریه او بر اساس کج شدن شعله به وسیله جریان‌های جانبی پایه‌گذرای شده است و بر اساس این نظریه، گازهای جانبی ناحیه آزادسازی گرما را به سطح سوخت نزدیک‌تر می‌کند. کم شدن فاصله بین سطح سوخت و ناحیه آزادسازی، گرمای بازگشتی به سطح را افزایش می‌دهد و نرخ سوخت را بالا می‌برد. البته کج شدن شعله، مخصوص سوخت‌های مرکب است و در خصوص سوخت‌های دوپایه، لایه واکنشی در جریان‌های جانبی کوچک‌تر می‌شود.

دمای خود اشتعالی برای سوخت جامد پلی بوتادین (PB) حدود ۶۹۳ کلوین [۱۴] و برای سوخت هیدروکسیل ترمینتد پلی بوتادین (HTPB)، ۸۱۵ کلوین [۵] می‌باشد.

سوخت روی سطح سوخت جامد بر اساس روش لایه مرزی را اولین بار کرنر [۲] ارائه کرد. در این روش از نظریه پرانتل-کارمن برای بیان میدان جریان استفاده شده است. تسوجی [۱۹]، رازدان [۱۷]، شویلر و تورودا [۱۸] مسأله را با فرض جریان لایه‌ای روی سطح سوخت تحلیل کرده‌اند؛ گرچه

$$\lambda_{fuel} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) - \rho_{fuel} \dot{c}_{fuel} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) = 0$$

$$\begin{cases} T=T_0 & \text{at } y=-\infty \\ T=T_s & \text{at } y=0 \end{cases} \quad (2)$$

با انتگرال از معادله فوق می‌توان به رابطه زیر رسید:

$$\lambda_{fuel} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_s = \rho_{fuel} \dot{c}_{fuel} (T_s - T_0) \quad (3)$$

با ترکیب روابط فوق رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\lambda_f \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_f = \rho_{fuel} \dot{c}_{fuel} \times$$

$$\left[c_{pyr} T_{pyr} - c_{fuel} T_s \right] + \left[c_f T_f - c_{pyr} T_{pyr} \right] - c_{fuel} (T_s - T_0)$$

$$= \rho_{fuel} \dot{c}_{fuel} \left[c_f T_f - c_{fuel} T_s - c_{fuel} (T_s - T_0) \right] \quad (4)$$

۳- معادلات واکنش‌های شیمیایی در سطح سوزش

دو دسته واکنش شیمیایی در نزدیکی سطح سوخت اتفاق می‌افتد. یک دسته واکنش‌های تجزیه سوخت جامد هیدروکسیل ترمینیتد پلی بوتادین (HTPB) است و دسته دیگر به واکنش‌های محصولات تجزیه شده با هوا مربوط است. شکل (۱) به صورت شماتیکی محدوده این واکنش‌ها را نشان می‌دهد. برای ناحیه تجزیه (pyrolysis zone)، معادلات واکنش شیمیایی تعادلی با استفاده از نرم افزار CEA^۴ می‌تواند حل شود. فرمول شیمیایی سوخت HTPB به صورت $C_{7.31} H_{10.81} O_{0.08}$ با انتالپی -۱۶۲۹ کالری بر مول می‌باشد. بعد از اجرای برنامه CEA برای فشار $۲/۵$ اتمسفر محصولات تجزیه شده به صورت جدول (۲) و دمای گازهای ایجاد شده برابر ۸۵۷ کلوین به دست می‌آیند.

۴- معادلات واکنش‌های شیمیایی در ناحیه شعله

معادلات واکنش‌های شیمیایی در ناحیه شعله با معادلات دینامیک گاز دوبعدی داخل محفظه احتراق باید به صورت هم‌زمان (coupled) حل شوند. برای این منظور در محفظه احتراق، معادلات ناویر استوکس دوبعدی متقارن محوری به همراه مدل توربولانت و واکنش‌های شیمیایی با استفاده از نرم افزار فلونت ویرایش ۶ حل شده‌اند. شکل (۲) میدان جریان در داخل موتور سوخت جامد همراه با ورودی هوا را به صورت شماتیکی نشان می‌دهد.

⁴ CEA: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications

اکسیدایزرهایی نظیر آمونیم پرکلرات (AP) با در صد بالا (مثلاً ۷۰٪) در ترکیب سوخت مرکب وجود داشته باشد؛ اما در موتور رم جت سوخت جامد، هوا به عنوان اکسیدایزر استفاده می‌شود؛ لذا این الزام وجود ندارد که اکسیدایزهای دیگری در ترکیب سوخت وجود داشته باشد. البته می‌توان برای بهبود عملکرد موتور از اضافه کردن مواد افزودنی (مثلاً پودرهای فلزی) به سوخت بهره جست [۱۵].

در این تحقیق نشان داده می‌شود که برای موتور سوخت جامد با ورودی هوا، نتایج حل دوبعدی جریان داخل محفظه احتراق موتور به همراه مدل‌سازی جریان توربولانت و اثرات شیمیایی بر محاسبه نرخ سوزش سوخت چه تأثیراتی دارد.

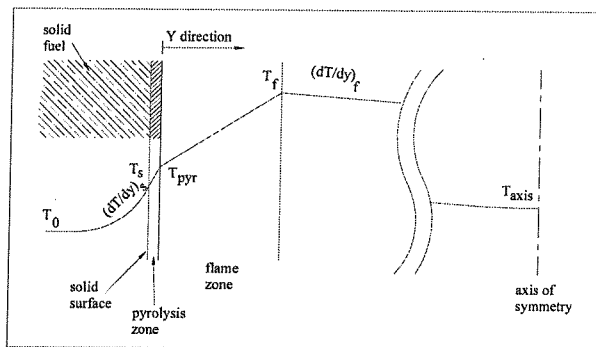
۲- معادلات انتقال حرارت در سطح سوخت جامد

معادله بالانس انرژی در روی سطح سوخت جامد به صورت رابطه زیر است [۶]:

$$\rho_{fuel} \dot{Q}_{reaction} = \lambda_{fuel} \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_s + \lambda_f \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_f \quad (1)$$

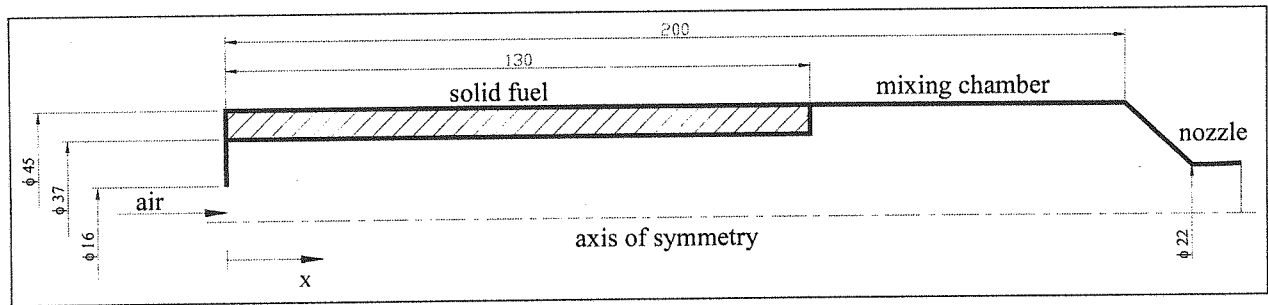
در این معادله، $\dot{Q}_{reaction}$ (با واحد J/kg) گرمایی است که در نتیجه واکنش شیمیایی تجزیه سوخت و واکنش شیمیایی محصولات تجزیه شده با هوا، تولید می‌شود. این واکنش‌ها در ناحیه بسیار نازک (کمتر از ۱۰۰ میکرومتر) از سطح سوخت صورت می‌گیرد.

شکل (۱) نمودار تغییر دما، $(\partial T / \partial y)_s$ و $(\partial T / \partial y)_f$ در سطح سوخت جامد را به صورت شماتیکی نشان می‌دهد:



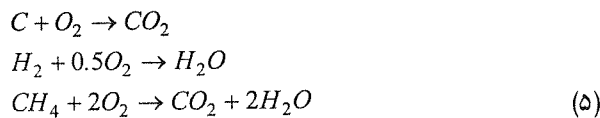
شکل (۱): نمای شماتیکی از نواحی سوزش و تغییرات دما در سطح سوزش سوخت جامد

گرمای منتقل شده از ناحیه شعله به محفظه احتراق و $\lambda_{fuel} (\partial T / \partial y)_s$ گرمای منتقل شده به سوخت جامد است. محور y عمود بر سطح سوخت است که در آن $y=0$ روی سطح متحرک جامد قرار گرفته است. معادله انتقال حرارت در فاز جامد به صورت زیر نوشته می‌شود:



شکل (۲): نمای شماتیکی از موتور سوخت جامد با ورودی هوا

استاندارد و واکنش‌های شیمیایی به صورت نرخ محدود مدل‌سازی شده است. واکنش‌های شیمیایی ایجاد شده مابین محصولات تجزیه شده (جدول (۲)) و هوا به صورت زیر تعریف شده‌اند. (از مواد CO و C_2H_6 به علت درصد خیلی کم آنها، صرفه نظر شده است.)



شرایط مرزی روی سطوح دیواره موتور و نازل به صورت سرعت صفر و آدیاباتیک در نظر گرفته شده است. برای مرز ورودی هوا با توجه به شرایط آزمایش انجام شده؛ که در بخش ۷ توضیح داده شده است، شرط دبی جرمی ثابت و برابر با ۹۵ گرم بر ثانیه با دمای ۳۰۰ کلوین و برای مرز خروجی نازل شرط سوپرسونیک با فشار پایین دست ۱ اتمسفر تعریف شده است.

در دمای بالاتر از دمای خود اشتعالی سوخت HTPB، سوخت به صورت جامد باقی نمی‌ماند و به محصولات گازی تجزیه می‌گردد. این محصولات با ترکیبی مطابق با جدول (۲) به صورت عمود بر سطح سوزش با سرعت 0.5888 متر بر ثانیه وارد میدان جریان می‌گردد. خواص سوخت مورد نظر بنا بر مرجع [۲۱] به صورت زیر است:

$$\begin{aligned}
 \rho_{fuel} &= 920 \frac{kg}{m^3} ; c_{fuel} = 1633 \frac{J}{kg-K} ; \\
 \lambda_{fuel} &= 0.150 \frac{W}{m-K} \quad (6)
 \end{aligned}$$

۶- نتایج عددی

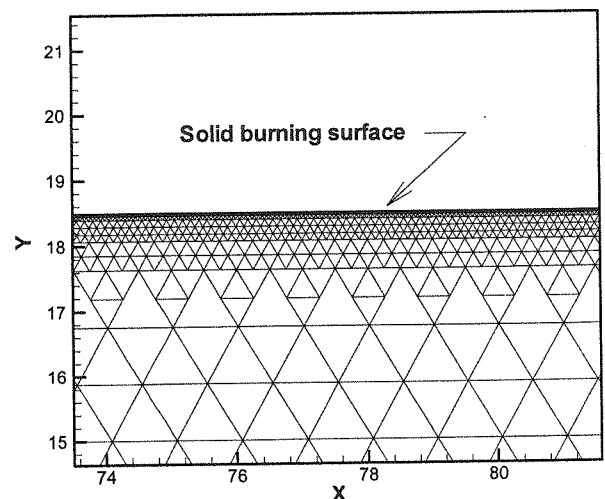
مدل‌سازی واکنش شیمیایی به روش انتقال اجزا (species transport) و حل معادلات به صورت هم‌زمان (couple) با روش عددی بالادست درجه اول ضمنی انجام گرفته است. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی در شکل (۴) تا (۱۰) به نمایش گذاشته شده است. شکل (۴)، (۵)، و (۶) نمودار تغییرات دما، فشار، عدد ماخ و کسر مولی گازهای O_2, H_2O, CO_2 در طول محور تقارن موتور سوخت جامد با ورودی هوا را نشان

جدول (۲): مواد حاصل از تجزیه شیمیایی سوخت جامد HTPB و کسر مولی آنها

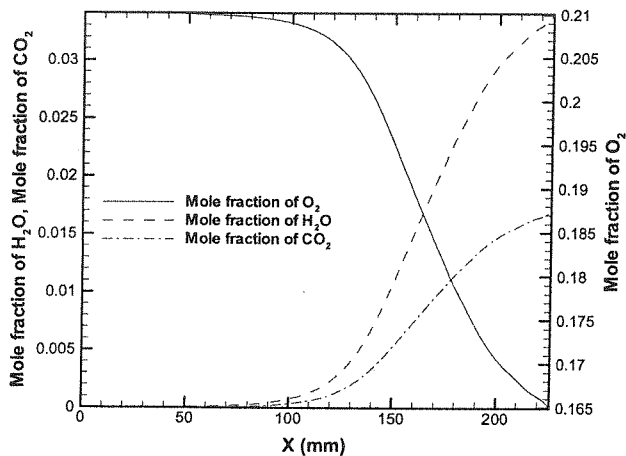
کسر مولی	مواد شیمیایی
۰/۱۷۱۵۵	CH_4
۰/۰۰۰۸۹	CO
۰/۰۰۰۰۹	CO_2
۰/۰۰۰۰۱	C_2H_6
۰/۲۲۰۹۱	H_2
۰/۰۰۷۳۸	H_2O
۰/۵۹۹۵۷	C

۵- حل میدان جریان داخل محفظه احتراق

تولید شبکه میدان جریان با نرم افزار گمبیت (Gambit) ویرایش ۲ انجام شده است. شکل (۳) تولید شبکه در میدان جریان نزدیک سطح سوزش سوخت را نشان می‌دهد. محور مختصات y در این شکل‌ها بر اساس شکل (۴) است، به طوری که $y=0$ روی محور تقارن است. همان گونه که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، شبکه‌های تولید شده در نزدیکی سطح بسیار ریز شده‌اند.

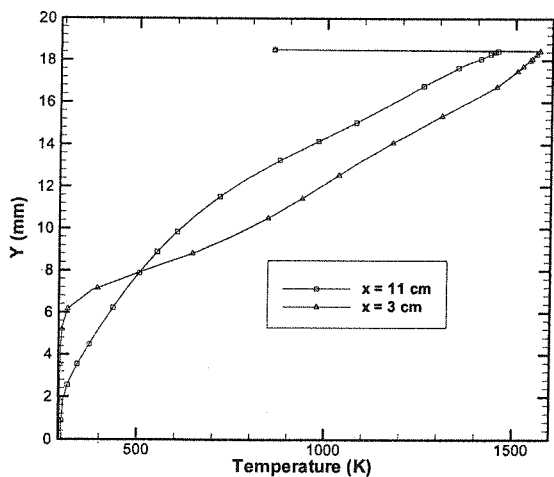


شکل (۳): تولید شبکه میدان جریان در نزدیکی سطح سوزش سوخت جامد مورد تحلیل به شکل استوانه است که سطح داخلی آن می‌سوزد. میدان جریان با مدل توربولانت $k-\epsilon$



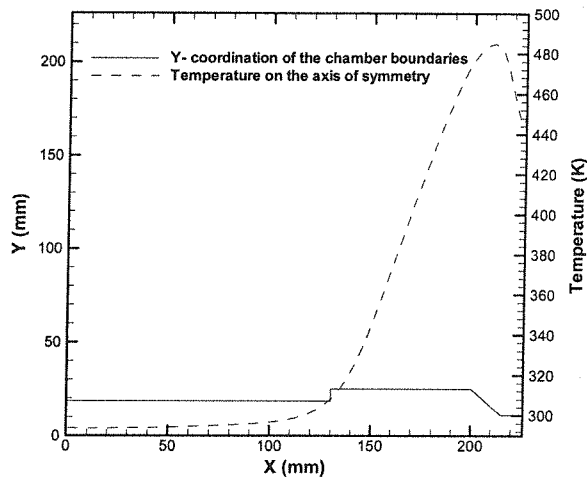
شکل (۶): منحنی تغییرات کسر مولی گازهای O_2, H_2O, CO_2 در راستای محور تقارن موتور

دمای نزدیک شعله واقع در سطح سوخت جامد، بسیار بالاتر از دما در روی خط تقارن موتور می‌باشد. شکل (۷) و (۸) دما و کسر مولی گازهای O_2, H_2O, CO_2 در جهت y را نشان می‌دهند. محور مختصات y در این شکل‌ها بر اساس شکل (۴) و روی محور تقارن است. در منطقه مابین محور تقارن و سطح سوخت جامد شعله دیفیوژن واقع شده است. با نزدیک شدن به سطح سوخت، دما و کسر مولی دی‌اکسید کربن (CO_2) افزایش پیدا می‌کند. در جهت x دیفیوژن حرارتی اتفاق می‌افتد. این واقعه با مشاهده منحنی دما در دو وضعیت $x=3$ و $x=11$ cm در شکل (۷) قابل تشخیص است.

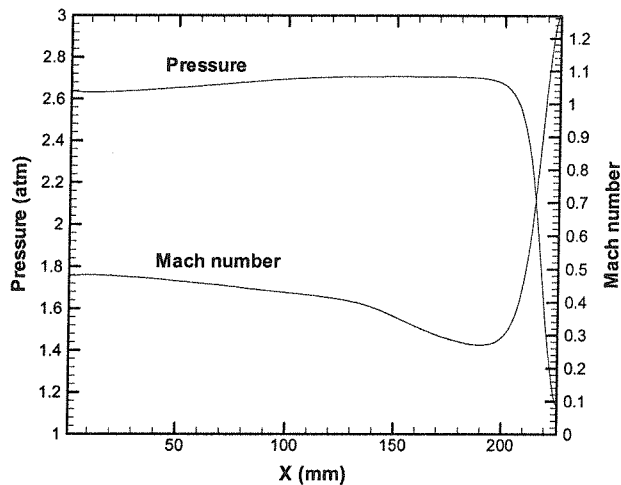


شکل (۷): تغییرات دما در جهت y در $x=11$ cm و $x=3$ cm

می‌دهند. این نمودارها به زمان آغاز موتور مربوط است که البته مرحله روشن شدن را پشت سر گذاشته است. کم شدن کسر مولی اکسیژن (O_2) و افزایش دما و کسر مولی دی‌اکسید کربن و بخار آب (H_2O, CO_2) در محفظه اختلاط، نشان دهنده آن است که احتراق در این منطقه کامل شده است. عدد ماخ در این منطقه به مینیمم خود رسیده و در خروجی نازل به مقدار $1/2$ (سوپرسونیک) افزایش یافته است. ماکزیمم فشار داخل محفظه احتراق $2/62$ اتمسفر است.



شکل (۴): مرز میدان جریان و منحنی دما در طول محور تقارن



شکل (۵): منحنی فشار و عدد ماخ در طول محور تقارن موتور

۷- نتایج تجربی

ابعاد و مشخصات موتور سوخت جامد آزمایش شده با ورودی هوا در جدول (۳) آورده شده است. محفظه موتور به صورت شماتیکی همانند شکل (۲) می‌باشد. بدنه موتور از جنس استیل است که می‌توان با آن تست‌های متعددی انجام داد. سوخت جامد به شکل استوانه‌ای و درون سوز است و سطح خارجی آن عایق‌بندی شده است. استفاده از نازل‌های قابل تعویض با قطر متفاوت، این امکان را ایجاد می‌کند که فشارهای مختلفی را بتوان به دست آورد. برای کنترل دبی جرمی هوای ورودی از یک سونیک نازل قبل از ورودی به موتور استفاده شده است.

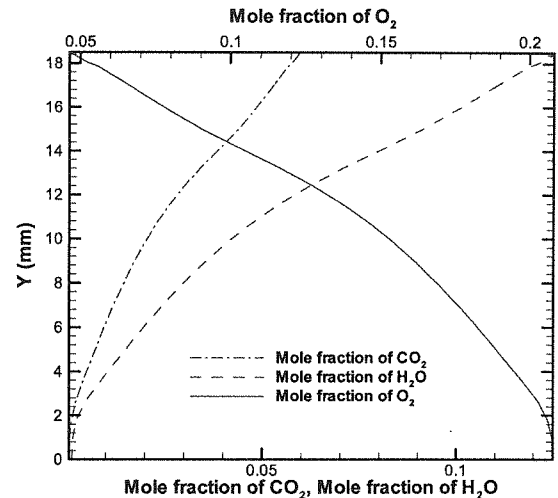
برای انجام آزمایش، گلوگاه سونیک نازل به قطر ۶/۶ میلی‌متر انتخاب شده است تا دبی هوای ورودی برابر با ۹۵ گرم بر ثانیه شود. دمای هوای ورودی به علت آنکه طول لوله بین مخازن هوا تا موتور طولانی است، با دمای محیط؛ یعنی ۳۰۰ کلوین برابر شده است. برای تأمین هوای ورودی در طول مدت آزمایش از ۸ مخزن ۸۰ لیتری استفاده شده است که هر یک دارای فشار ۲۰۰ اتمسفر می‌باشد. این فشار با یک رگولاتور کاهش یافته و قبل از سونیک نازل به ۱۱ اتمسفر و داخل محفظه احتراق به ۲/۷ اتمسفر می‌رسد.

آتشزنه با یک تحریک الکتریکی شروع به کار می‌کند. آتشزنه شامل یک چاشنی الکتریکی (دنتاتور)، یک سوخت کامپوزیتی به شکل واشر، یک مخزن و یک گلوگاه نازل به شکل رینگ هم محور با موتور می‌باشد. فشار داخل مخزن آتشزنه ۱۴ اتمسفر و زمان عملکرد آتشزنه ۰/۴۵ ثانیه است.

ترتیب آزمایش به این صورت است که بعد از وارد شدن هوا به مدت یک ثانیه، آتشزنه فعال می‌شود. بعد از ۱۰ ثانیه؛ که از عملکرد موتور گذشت، هوای ورودی به موتور قطع شده و باعث می‌شود که موتور خاموش گردد.

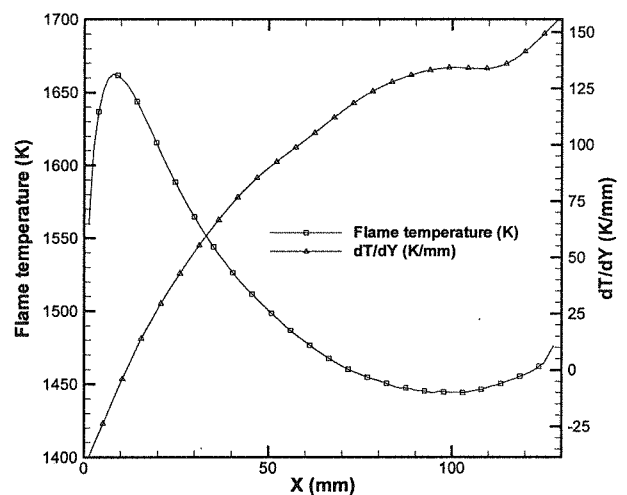
برای نخیره کردن داده‌های مربوط به فشار داخل محفظه موتور، محفظه آتشزنه، سونیک نازل و مقطع ورودی هوا، از یک سیستم داده برداری استفاده شده است. این سیستم شامل ۴ سنسور فشار؛ که هر یک می‌تواند تا فشار ۲ مگاپاسکال را اندازه‌گیری کند، آمپلی فایر و کامپیوتر مجهز به کارت داده برداری (Advantec PCI-1713) است که می‌تواند ۳۲ کانال را جمعاً با فرکانس ۱۰۰ کیلوهرتز داده‌برداری کند. قطع شیر هوای ورودی و شروع به کار آتشزنه به وسیله کامپیوتر قابل کنترل است.

موتور ۱۰ ثانیه بعد از شروع کار آتشزنه خاموش می‌شود. اندازه‌گیری پس‌روی سطح سوخت جامد، بعد از خاموش شدن



شکل (۸): تغییرات کسر مولی گازهای O_2, H_2O, CO_2 در جهت y در $x=1 \text{ km}$

شکل (۹) نمودار دمای شعله (T_f) و گرادیان دما $(dT/dy)_f$ در ناحیه شعله را نشان می‌دهد. همان گونه که در این شکل دیده می‌شود، گرادیان دما در جهت x افزایش یافته و دمای شعله دارای یک ماکزیمم و یک مینیمم است. بر اساس رابطه (۴) نرخ سوزش سوخت جامد می‌بایست دارای یک ماکزیمم باشد. شکل (۱۰) نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی و آزمایش برای حصول نرخ سوزش را نشان می‌دهد. در نتایج شبیه‌سازی، نرخ سوزش نزدیک صفر برای ناحیه نزدیک به ورودی هوا حاصل شده است. این نتیجه به علت آن است که روش مدل‌سازی ارایه شده، مبتنی بر انتقال حرارت و نرخ تغییرات دما در نزدیکی سطح سوخت می‌باشد. البته این نتیجه با نتایج آزمایش در این ناحیه همخوانی مناسبی ندارد و می‌توان اظهار کرد که این روش مدل‌سازی در مورد این ناحیه سوزش سوخت جامد، دقت کمی برای شبیه‌سازی دارد.



شکل (۹): نمودار دمای شعله (T_f) و گرادیان دما $(dT/dy)_f$ در ناحیه شعله

محاسبه نرخ سوزش در موتور سوخت جامد با ورودی هوا، می‌بایست میدان جریان توربولانت همراه با واکنش شیمیایی حل شود. تأثیر دو بعدی بودن جریان بسیار مهم است، چرا که شبیه سازی یک بعدی نمی‌تواند تغییرات دما را در دو جهت x و y پیش‌بینی یا محاسبه کند.

۹- ضمایم

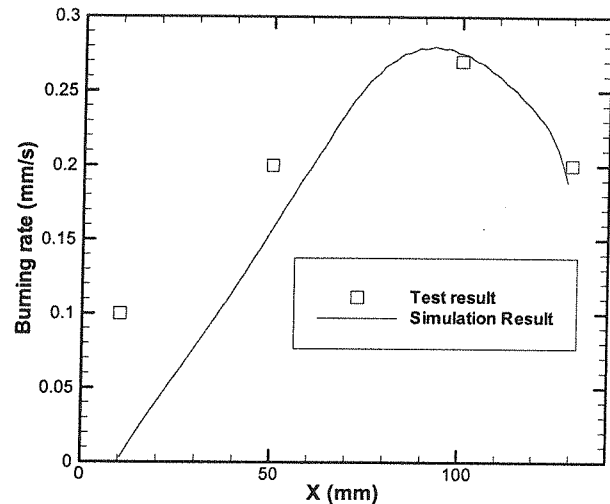
فهرست علائم:

A_{in}	: سطح ورودی
A_p	: سطح مقطع سوراخ سوخت
c	: ظرفیت حرارتی
G	: شار جرمی هوا
M	: عدد ماخ
\dot{m}	: شار جرمی
P	: فشار
$Q_{reaction}$: گرمای واکنش شیمیایی
\dot{r}	: نرخ سوزش سوخت جامد
T	: دما
T_0	: دمای اولیه سوخت
x, y	: بردار مختصات
λ	: ضریب انتقال حرارت هدایتی
ρ	: جرم حجمی

۱۰- مراجع

- [۱] Beddini, R.; "Reacting Turbulent Boundary-Layer Approach to Solid Propellant Erosive Burning", AIAA Journal, Vol. 16 pp. 898-905, 1978.
- [۲] Corner, J.; *Theory of Interior Ballistics of Guns*, John Wiley and Sons, New York, pp. 738-1950.
- [۳] Elands, P. J. M.; Dijkstra, F.; Zandbergen, B.T.C.; "Validation of the Flow and Combustion Processes in a Solid Fuel Ramjet", AIAA paper, 1991.
- [۴] Gordon, S.; Mc Bride, B. J.; "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", RP 1311 Vol. 2, 1996.
- [۵] Greatrix, D. R.; Gottlieb, J. J.; Constatinou, T.; "Numerical Model for Pellet-Dispersion Igniter System", Journal of Propulsion and Power, Vol. 4, No. 5, 1988
- [۶] Kenneth, K. K.; Summerfield, M.; *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 90, 1984
- [۷] King, M. K.; "Erosive Burning of Solid Propellants", Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 6, 1993

موتور صورت می‌پذیرد. فشار داخل محفظه موتور $2/7$ اتمسفر اندازه‌گیری شده است که در مدت ۱۰ ثانیه تقریباً ثابت مانده است. با توجه به نتایج شبیه سازی، فشار داخل موتور $2/62$ اتمسفر به دست آمده است (شکل ۵). مقایسه نرخ سوزش به دست آمده از روش شبیه‌سازی و آزمایش تجربی در شکل (۱۰) قابل مشاهده است. تطابق مابین این نتایج رضایت‌بخش است.



شکل (۱۰): مقایسه نرخ سوزش حاصل از شبیه‌سازی و آزمایش جدول (۳): ابعاد و مشخصات موتور سوخت جامد آزمایش شده

نام متغیر	مقدار	واحد
قطر خارجی استوانه گرین	۴۵	mm
قطر داخلی استوانه گرین	۳۷	mm
طول استوانه گرین	۱۳۰	mm
طول لوله موتور	۲۰۰	mm
قطر گلوگاه نازل	۲۲	mm
قطر خروجی نازل	۲۲/۴	mm
جرم حجمی سوخت	۹۲۰	kg / m ³
دبی جرمی هوا	۹۵	gram / s
قطر ورودی هوا	۱۶	mm
دمای هوای ورودی	۳۰۰	K

۸- جمع‌بندی

برای به دست آوردن نرخ سوزش، فقط داشتن فشار و سرعت گاز نزدیک به سطح سوزش کافی نیست؛ بلکه محاسبه انتقال حرارت به سطح سوزش با در نظر گرفتن اثرات واکنش‌های شیمیایی در فازهای مختلف مهم است. تغییرات نرخ سوزش به دمای شعله و گرادیان دما در ناحیه سطح سوزش بستگی دارد. سرعت جریان و واکنش‌های شیمیایی رخ داده، باعث تغییرات دما و گرادیان دما در جهت x و y می‌شود. برای

- Lengelle, G.; "Model Describing the Erosive Combustion and Velocity Response of Composite Propellants", AIAA Journal, Vol. 13 pp 315-322, 1975. [۸]
- Lenoir, J. M.; Robillard, G.; "A Mathematical Method To Predict the Effect of Erosive Burning in Solid-Propellant Rockets", Sixth Symposium (International) on Combustion, Reinhold, New York. 6, pp. 663-667, 1957. [۹]
- Metochianakis, M. E.; Netzer, D. W.; "Modeling Solid-Fuel Ramjet Combustion, Including Radiation to the Fuel Surface", J. Spacecraft, Vol. 20 No. 4 (Engineering Note), 1983 [۱۰]
- Milshtein, T.; Netzer, D. W.; "Three Dimensional, Primitive-Variable Model for Solid-Fuel Ramjet Combustion", J. Spacecraft, Vol. 23, No. 1, 1986 [۱۱]
- Natzer, A.; Gany, A.; "Burning and Flame-holding Characteristics of a Miniature Solid Fuel Ramjet Combustor", J. Propulsion, 1991 [۱۲]
- Netzer, D. W.; "Modeling Solid-Fuel Ramjet Combustion", J. Spacecraft, Vol. 14, No. 12 1977 [۱۳]
- Parker, K. H.; Most, W. J.; Summerfield, M.; "the Ignition Transient in Solid Propellant Rocket Motors", Astronautica ACTA, Vol. 12 No. 4, 1966. [۱۴]
- Pein, R.; Vinnemeier, F.; "Swirl and Fuel Composition Effects on Boron Combustion in Solid - Fuel Ramjets", J. of Propulsion and Power, Vol. 8, No. 3, 1992 [۱۵]
- Razdan, M. K.; Kuo, K. K.; "Erosive Burning Study of Composite Solid Propellants by Turbulent Boundary-Layer Approach", AIAA Journal, Vol. 17 No. 11 pp. 1225-1233, 1979 [۱۶]
- Razdan, M. K.; "Theoretical Studies on the Erosive Burning of Double-Base Solid Propellants", Master of Technology Thesis, Indian Institute of Technology, Kanpur, 1974 [۱۷]
- Schuyler, F. L.; Toroda, T. P.; "An Aerothermochemical Analysis of Solid Propellant Combustion", AIAA Journal, Vol. 4, pp 2174-2177, 1966. [۱۸]
- Tsuji, H.; "An Aerothermochemical Analysis of Erosive Burning of Solid Propellant", Ninth Symposium (International) on Combustion, Williams & Wilkins, Baltimore, Md. 6, pp 384-393, 1963 [۱۹]
- Vandenkerckhove, J. A.; "Erosive Burning of a Colloidal Solid Propellant", Jet Propulsion, Reinhold, Vol. 28 pp 599-603, 1958 [۲۰]
- Yang, V.; Brill, T. B.; *Solid Propellant Chemistry Combustion and Motor Interior Ballistics*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 185, 2000 [۲۱]
- Zvuloni, R.; Levy, Y.; Gany, A.; "Investigation of a Small Solid Fuel Ramjet Combustor", J. Propulsion, Vol. 5, No. 3, 1989 [۲۲]

۱۱- زیر نویس‌ها:

- f : ناحیه شعله
 fuel : سوخت جامد
 pyr : ناحیه تجزیه
 s : سطح سوخت جامد