

شبیه سازی احتراق سوخت های جامد و محاسبه سرعت سوزش بر مبنای نمودار فشار- زمان تست استاتیک موتور

سعید عباسی*^۱، محمود رضا محمودی نژاد^۲، مهران شیشه گر^۳، محمد کاظم واحدی^۴

دانشگاه صنعتی مالک اشتر - تهران - لویزان

چکیده

در این مقاله به ارائه یک روش جهت محاسبه منحنی سرعت سوزش^۵ سوخت های جامد بر حسب زمان و فشار عملکردی موتور با استفاده از داده های فشار- زمان حاصل از تست استاتیک موتور مقیاس کوچک و یا موتورهای اصلی پرداخته شده است. در این روش رژیم پیشروی سوزش هر نوع گرین با ابعاد متفاوت مدلسازی شده و نتایج حاصل از آن به همراه داده های فشار- زمان تست موتور استاتیک، در یک برنامه کامپیوتری منجر به محاسبه سرعت سوزش می شود. مزیت های مهم این روش نسبت به روش های کلاسیک نظیر بمب کرافورد، نوری و روش های قبلی استفاده از موتورهای مقیاس کوچک، شامل ۱- عدم محدودیت در انتخاب شکل گرین^۶ سوخت ۲- تعیین سرعت سوزش سوخت جامد در محدوده وسیعی از فشارها، با یک تست ۳- سرعت عمل بسیار بالا می باشد و برای هر نوع گرینی از سوخت جامد، نرخ سوزش با نتایج قابل قبولی محاسبه می شود. مقایسه نتایج حاصل از این روش با روش هایی نظیر بمب کرافورد^۷ بیانگر دقت بیشتر نتایج بدست آمده از این روش می باشد

کلمات کلیدی: سرعت سوزش، موتور مقیاس کوچک، موتور مقیاس اصلی، سوخت جامد، محفظه احتراق، بمب

کرافورد

۱- مقدمه

سرعت سوزش یک عامل تعیین کننده است که برای محاسبه خواص بالستیکی پیشرانه به کار می رود و وابسته به پارامترهایی نظیر فشار، دمای اولیه پیشرانه، نوع پیشرانه، نسبت سوخت به اکسید کننده و اندازه ذرات اکسید کننده می باشد. [7-11]

از روش های رایج محاسبه سرعت سوزش استفاده از بمب کرافورد و در برخی موارد روش های نوری می باشد. روش استفاده از بمب کرافورد شامل سوزش یک میله کوچک پیشرانه در یک محفظه تحت شرایط حالت پایدار می باشد. میزان "سرعت سوزش سوخت"^۸ در این روش فقط در چند فشار^۹ (معمولاً ۵ نقطه) اندازه گیری می شود سپس با ترسیم منحنی حاوی نقاط تعیین شده، مقادیر n و a مربوط به رابطه ($r = a * p^n$) محاسبه می شود. اما از معایب این روش تعدد مراحل، مدت زمان طولانی انجام کار، وجود خطای زیاد در تعیین مقادیر a و n و هزینه های بالای انجام تست می باشد. [14-17]

* E-mail : saaid_abbasi@yahoo.com

^۱- کارشناس ارشد

^۲- کارشناس ارشد

^۳- کارشناس

^۴- کارشناس

^۵ - Burning Rate

^۶ - Grain

^۷ - Crawford Bomb

^۸ -r

^۹ -p

FCCI2010-1114

اخیراً روشهای نوین اندازه‌گیری سرعت سوزش با استفاده از موتور مقیاس کوچک (استاندارد) برای تعیین سرعت سوزش لحظه‌ای سوخت‌های جامد ارائه شده است. این روش بر مبنای منحنی فشار- زمان به دست آمده از یک گرین ساده با سوزش خنثی^۱ در موتور می‌باشد. در حالت توسعه یافته این روش، از گرین‌های استوانه‌ای درون سوز با سطوح خارجی عایق کاری شده شده در یک موتور مقیاس کوچک استفاده شده است. در این روش نرخ سوزش سوخت جامد در موتور در محدوده وسیعی از فشارهای مختلف با انجام یک آزمایش مشخص می‌شود و در نتیجه تست‌های زیادی که در بمب کرافورد و یا روش‌های دیگر مورد نیاز است با استفاده از این روش حذف می‌شود. اما نکته قابل توجه در روش موتور مقیاس کوچک محدودیت استفاده از شکل گرین می‌باشد و تنها از یک نوع شکل گرین (به عنوان مثال استوانه درون سوز عایق کاری شده) استفاده می‌شود [1-6,12,13] که در روش ارائه شده در این مقاله این نقطه ضعف برطرف گردیده است.

در این مقاله محاسبه سرعت سوزش سوخت جامد با طراحی یک الگوریتم جدید در یک برنامه کامپیوتری انجام شده است. در این روش محاسبات نرخ سوزش با استفاده مستقیم از نمودارهای فشار- زمان حاصل از تست استاتیک انواع گرین‌های مختلف نظیر ستاره‌ای^۲، استوانه دون سوز، استوانه برون سوز، لنگری^۳ و ... در ابعاد مختلف امکان پذیر می‌شود. زمان انجام آزمایش در این روش بسیار کوتاه و هزینه‌هایی نظیر عایق کاری سوخت حذف می‌شود. مزایای مهم استفاده از این روش شامل موارد زیر است.

- اندازه‌گیری سرعت سوزش در شرایط واقعی درون محفظه موتور
- محاسبه سرعت سوزش سوخت در فشارهای بسیار بالا ($p > 200 \text{ bar}$)
- اندازه‌گیری ایمپالس ویژه^۴ سوخت
- انجام تست در دماهای سرد، محیط و گرم
- سرعت عمل بالا در مقایسه با روش‌های کلاسیک
- عدم محدودیت در انتخاب شکل گرین
- قابلیت استفاده از نتایج فشار - زمان احتراق سوخت در موتور مقیاس کوچک و یا موتورهای اصلی (مقیاس بزرگ) سامانه موشکی

۲- ابزار و روش انجام کار

۲-۱ بخش نرم افزاری

- فرضیات به کار رفته در این بخش شامل موارد زیر می‌باشد.
- الف) کلیه آزمایشات در یک موتور مقیاس کوچک (مدل) و یا موتورهای مقیاس اصلی صورت می‌گیرد.
 - ب) مساحت گلوگاه نازل موتور در طول کل زمان تست ثابت است.
 - ج) سوزش بصورت عمود بر سطح سوزش اتفاق می‌افتد و سوزش پیشراجه‌ها در لایه‌های موازی انجام می‌شود.
 - د) علیرغم تغییر فشار در طی عملکرد موتور، سرعت خروج گازها از نازل ثابت است.
 - ه) گرین در تمام سطوح سوزش به طور یکنواخت محترق می‌شود.
 - و) گرین سوخت بدون ترک، زبری سطح و حباب ساخته می‌شود.

¹ -Neutral Burning

² -Star

³ -Anchore

⁴ -Specific Impulse

۱-۱-۲ محاسبات

مبنای محاسبات، منحنی فشار- زمان ثبت شده از تست استاتیک موتور حاوی گرین سوخت می باشد. برای محاسبه I_{pn}^1 از سطح زیر منحنی فشار - زمان تست استاتیک موتور انتگرال گیری می شود. انتگرال گیری با استفاده از روش های عددی نظیر قاعده ذوزنقه^۲، با n تعداد زوج مرتب فشار و زمان $[p, t]$ بصورت رابطه ۱ انجام شده است.

$$I_{p_n} = \int_{t_1}^{t_n} p dt \quad (1)$$

$$t_a = t_n - t_1 \quad (2)$$

$$p_{t_n} = p_{t_1} = 0.1 \times p_{max} \quad (3)$$

t_a محدوده زمان عملکرد موتور^۳ می باشد (رابطه ۲). t_1 و t_n زمانی است که فشار محفظه موتور ۰.۱ برابر فشار ماکزیمم محفظه موتور باشد (رابطه ۳).

در رابطه (۴) پارامتر C^* که بیانگر سرعت مشخصه سوخت میباشد براساس مقادیر جرم اولیه سوخت (m_0)، I_{pn} و سطح مقطع گلوگاه نازل موتور (A_t) محاسبه شده و I_{pi}^4 مطابق رابطه (۵) محاسبه و بر اساس آن، در محدوده زمانی t_i^5 تا t_{i+1} (رابطه ۶)، نرخ جرم گاز خروجی نازل (m_i) از رابطه (۷) بدست می آید. [1]

$$C^* = \frac{I_{p_n} * A_t}{m_0} \quad (4)$$

$$I_{p_i} = \int_{t_i}^{t_{i+1}} p dt \quad i \in [1, n-1] \quad (5)$$

$$t_{i+1} - t_i = 0.001(\text{sec}) \quad (6)$$

$$m_i = \frac{I_{p_i} * A_t}{C^*} \quad (7)$$

پارامتر $M_{r,t}^6$ از رابطه (۸) محاسبه می شود.

$$M_{r,t} = m_0 - \sum_{i=1}^t m_i \quad t \leq n \quad (8)$$

در کد برنامه نویسی شده، با استفاده از مقادیر ثبت شده $[p, t]$ حاصل از تست استاتیک، مقادیر C^* و $M_{r,t}$ بر حسب t محاسبه می شود. در ادامه بعد از تهیه نمودار حاوی اطلاعات $[M_{r,t}, t]$ ، هندسه گرین سوخت در نرم افزار Solid work مدل شده و سپس با استفاده از تکنیک افست^۷، نحوه پیشروی سوزش گرین سوخت شبیه سازی می شود. در گام بعدی با استفاده از

^۱ - سطح زیر منحنی فشار - زمان عملکرد موتور

^۲ - Trapezoid

^۳ - Action Time

^۴ - سطح زیر منحنی در محدوده زمانی معین

^۵ - i امین پله زمانی

^۶ - میزان جرم سوخت باقیمانده در موتور از زمان شروع سوزش تا پایان t امین پله زمانی

^۷ - Offset

FCCI2010-1114

از امکانات دیگر این نرم افزار نموداری از زوج تغییرات پارامتر $M_{r,x}^1$ بر حسب وب $(M_{r,x}, x)^2$ تهیه می شود. اندازه ضخامت وب در هر گام 0.01 میلیمتر در نظر گرفته شده است. ($\Delta x = 0.01mm$)

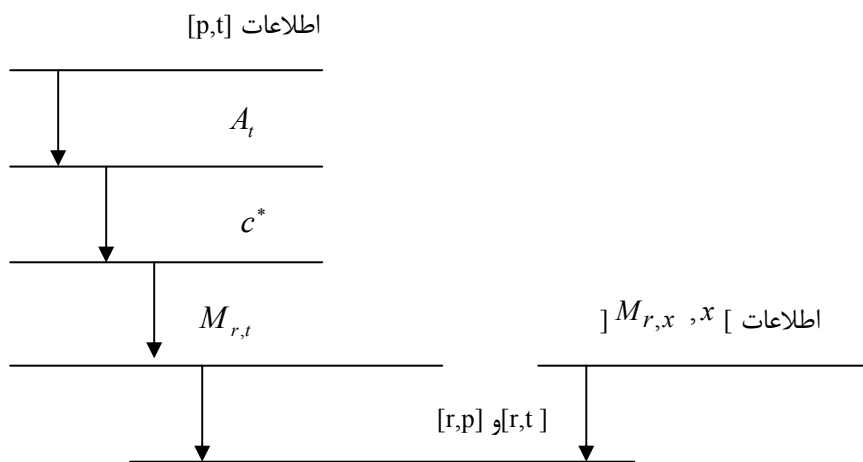
$$M_{r,x} = m_0 - \sum_{i=1}^w m_i \quad (9)$$

در صورت برقراری شرط $|M_{r,x} - M_{r,t}| < 0.01$ مقدار سرعت سوزش گرین در هر پله زمانی i با استفاده از حلقه های شرطی در برنامه کامپیوتری، مطابق رابطه (۱۰) محاسبه می شود.

$$r_i = \Delta x / \Delta t \quad (10)$$

۲-۱-۲- الگوریتم برنامه

برای شبیه سازی سرعت سوزش، الگوریتمی خاص در یک برنامه کامپیوتری طراحی شده است (شکل ۱). در این برنامه، ورودی ها شامل اطلاعات نمودار $p-t$ ، اطلاعات نمودار $x - m_p$ و A_t می باشد. خروجی برنامه شامل نمودارهای سرعت سوزش بر حسب فشار ($r-p$) و سرعت سوزش بر حسب زمان عملکرد موتور ($r-t$) می باشد. اطلاعات نمودار $p-t$ از ثبت نتایج ترانسدیوسر^۳ فشار در تست استاتیک موتور مدل^۴ و یا موتور مقیاس اصلی^۵ بدست می آید و اطلاعات نمودار $M_{r,x}, x$ از شبیه سازی سطح سوزش سوخت با امکانات نرم افزار Solid work محاسبه می شود.



شکل ۱- الگوریتم کد برنامه برای محاسبه سرعت سوزش

۲-۲ بخش سخت افزاری

در این بخش برای انجام تست های استاتیک و ثبت نتایج فشار محفظه احتراق، لوازم و دستگاه هایی مورد نیاز است که عبارتند از: موتور مدل، موتور مقیاس اصلی، ترانسدیوسرهای ثبت فشار، یک دستگاه کامپیوتر به همراه متعلقات مربوط به تبدیل اطلاعات آنالوگ به دیجیتال و سکوی انجام تست. [18,19]

^۱ - جرم سوخت باقیمانده در موتور

^۲ - Web

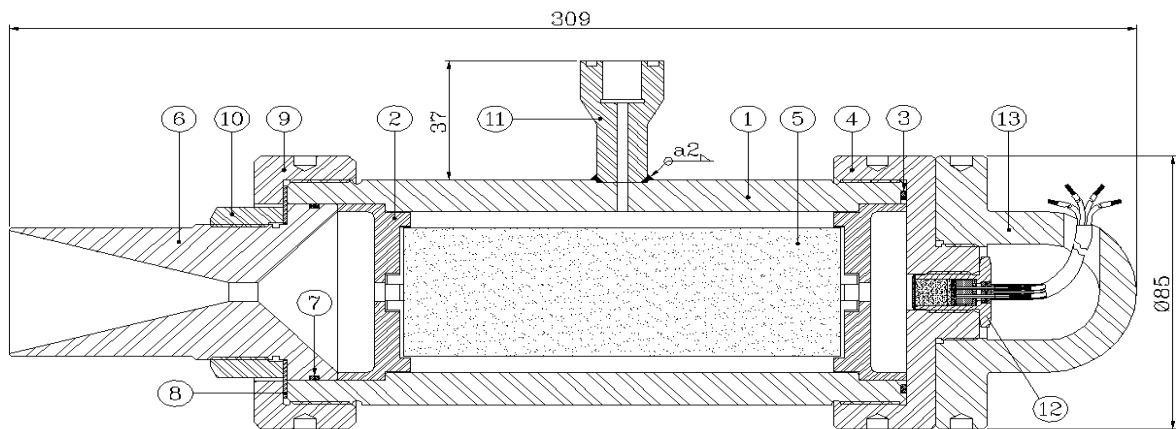
^۳ - Transducer

^۴ - Model motor

^۵ - Full scale motor

FCCI2010-1114

در طراحی و ساخت موتور مدل مطابق شکل (۲) از واشر اطمینان برای جلوگیری از انفجار بدنه موتور که ممکن است در اثر فشار بالا ایجاد شود، استفاده شده است. اگر فشار محفظه احتراق بیشتر از ۱۰۰۰ bar شود واشر اطمینان^۱ تخریب شده و نازل از موتور جدا می‌شود. همچنین برای ثبت نتایج فشار در محدوده‌های مختلف از تعدادی نازل^۲ با اندازه قطر گلوگاه^۳ مختلف (۶، ۷، ۸، ۹، ۱۰، ۱۱، ۱۲ میلیمتر) استفاده شده است و با این روش می‌توان نرخ سوزش سوخت جامد را در محدوده‌های فشاری مختلف (تا فشارهای بسیار بالا) شبیه سازی کرد. نازل‌های مورد استفاده شامل یک اینسرت^۴ گرافیتی در ناحیه گلوگاه می‌باشد. نیم زاویه بخش همگرای نازل با محور تقارن ۴۵ درجه و نیم زاویه بخش واگرای نازل ۱۷ درجه می‌باشد. قسمت‌های همگرا و واگرای نازل بصورت قابل تعویض طراحی شده‌اند. در این روش علاوه بر موتور مدل از موتور مقیاس اصلی برای تعیین سرعت سوزش تعدادی از گرین‌های سوخت استفاده شده است. مزیت مهم انجام این روش این است که با انجام یک تست استاتیک که به منظور دستیابی به نمودارهای تراست-زمان و فشار-زمان موتور مقیاس اصلی صورت می‌گیرد می‌توان همزمان اطلاعات مربوط به سرعت سوزش سوخت را نیز محاسبه کرد.



- | | |
|-------------------|--------------------------|
| ۱- محفظه احتراق | ۸- واشر اطمینان |
| ۲- نگهدارنده سوخت | ۹- درپوش انتهایی |
| ۳- اورینگ درپوش | ۱۰- مهره نگهدارنده |
| ۴- درپوش جلویی | ۱۱- رابط ترانسدیوسر فشار |
| ۵- گرین سوخت | ۱۲- مجموعه چاشنی |
| ۶- نازل | ۱۳- رابط ترانسدیوسر نیرو |
| ۷- اورینگ نازل | |

شکل ۲- شماتیکی از موتور مدل

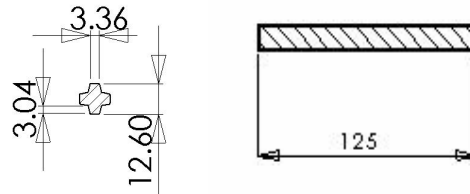
۳- بررسی نتایج

با استفاده از این روش، شبیه‌سازی سرعت سوزش انواع سوخت‌های جامد (دوپایه^۵، دوپایه بهبود یافته^۱ و کامپوزیت^۲) با فرمولاسیون‌ها و گرین‌های متنوع انجام شده است. در این مقاله برای محاسبه سرعت سوزش از موتور مدل و موتور های

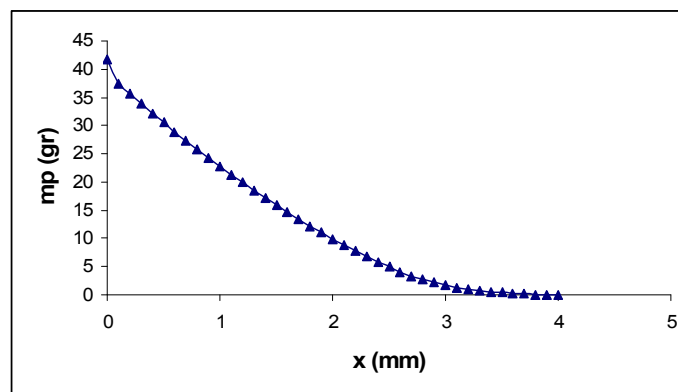
^۱-Safety Disk
^۲- Nozzle
^۳-Throat Diameter
^۴-Insert
^۵-Double base

FCCI2010-1114

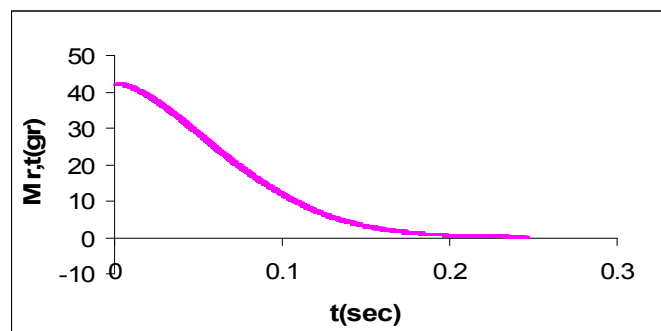
مقیاس اصلی استفاده می‌شود. برای نوعی سوخت دوپایه بهبود یافته با شکل گرین ستاره‌ای (شکل ۳) در مقیاس موتور مدل، نتایج حاصل از کد شبیه‌سازی بصورت نمودارهای $M_{r,x}, x$ ، $M_{r,t}, t$ و $r-p$ در شکل‌های ۴، ۵ و ۶ نمایش داده شده است.



شکل ۳- گرین ستاره‌ای موتور مدل



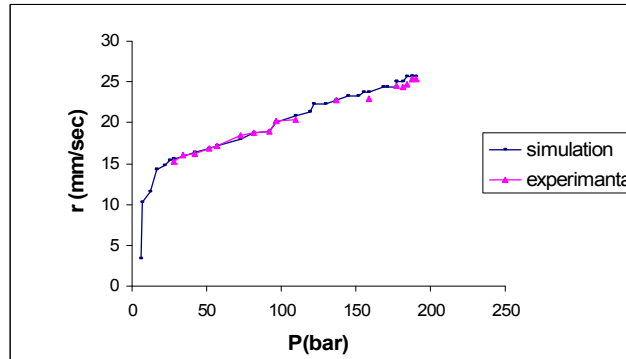
شکل ۴- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب وب



شکل ۵- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب زمان

¹- Modify Double base
²- Composite

FCCI2010-1114



شکل ۶- مقایسه نتایج شبیه‌سازی سرعت سوزش با نتایج تست بمب کرافورد (سوخت دوپایه بهبود یافته با گرین ستاره‌ای)

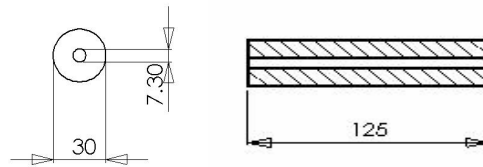
در گرین ستاره ای فوق الذکر ، سرعت سوزش در محدوده فشاری ۲ تا ۲۰ Mpa و در دمای ۲۹۳ K محاسبه شده‌است.

(شکل ۶)

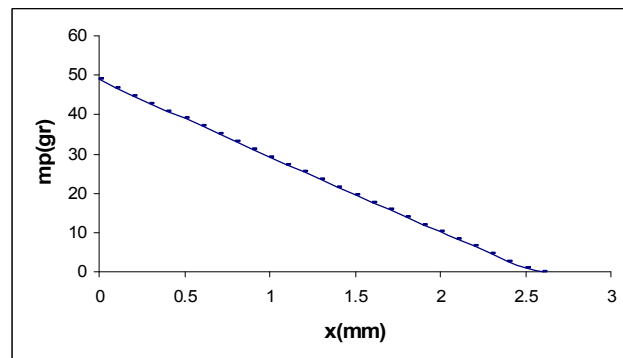
نتایج سرعت سوزش بدست آمده از این روش (شبیه‌سازی) با نتایج حاصل از تست بمب کرافورد مورد مقایسه قرار گرفته اند . نتایج حاصل از این دو روش بیانگر تعداد زوج نقاط بیشتر روش ارائه شده نسبت به زوج نقاط محدود در روش بمب کرافورد میباشد که بیانگر پیوستگی و دقت بالاتر در نتایج میباشد .

نتایج محاسبات مربوط به نمودارهای $M_{r,t}, t$ ، $M_{r,x}, x$ و $r-p$ برای نوعی سوخت دوپایه با گرین استوانه‌ای درون سوز-

برون سوز (شکل ۷) براساس روابط ارائه شده و خروجیهای کد شبیه سازی ، در شکل‌های ۸ ، ۹ و ۱۰ نمایش داده شده- است.

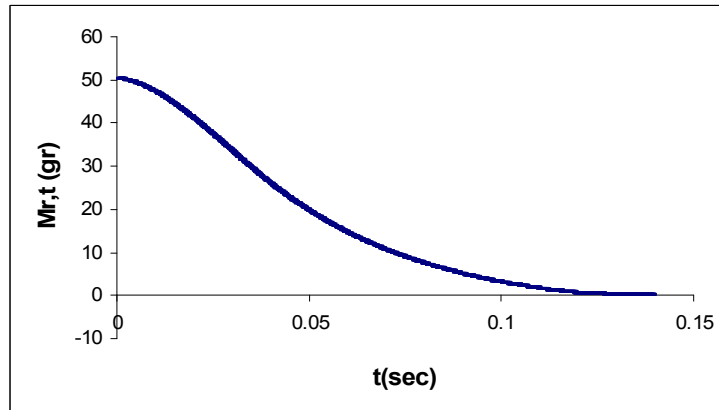


شکل ۷- گرین استوانه‌ای درون سوز- برون سوز موتور مدل

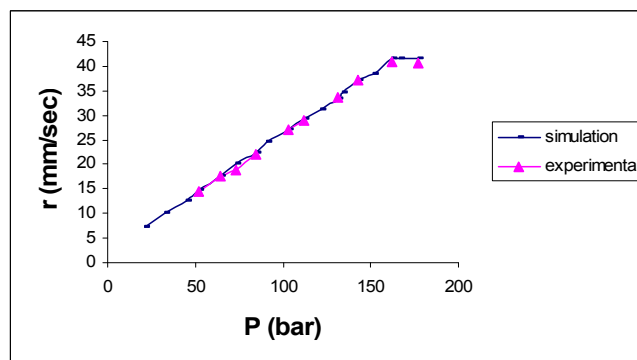


شکل ۸- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب وب

FCCI2010-1114

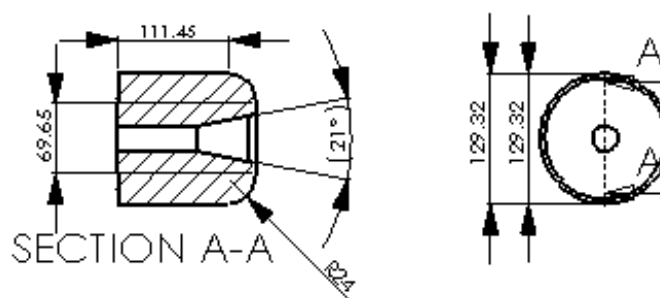


شکل ۹ - نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب زمان



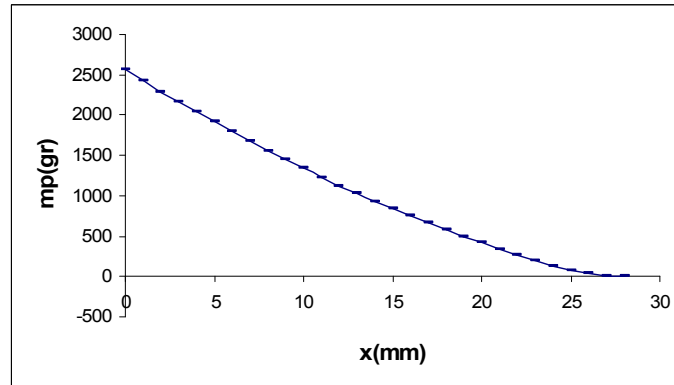
شکل ۱۰- مقایسه نتایج شبیه‌سازی سرعت سوزش با نتایج تست بمب کرافورد (سوخت دوپایه گرین استوانه‌ای درون‌سوز-برون‌سوز)

برای دو نوع سوخت با فرمولاسیون و گرین‌های متفاوت در موتور مقیاس اصلی، نمودارهای $M_{r,x}$ ، $M_{r,t}$ ، t و r -p با استفاده از کد شبیه‌ساز محاسبه و ترسیم شده‌است و نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی تست بمب کرافورد مقایسه شده‌است. (شکل‌های (۱۱ تا ۱۸))

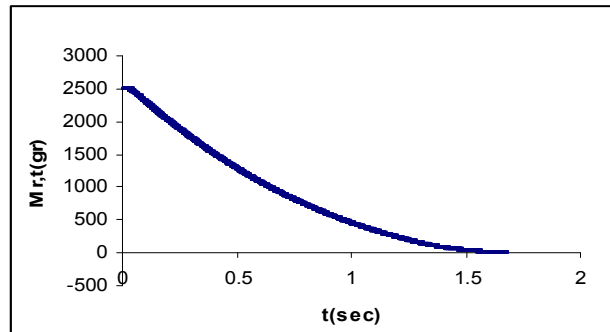


شکل ۱۱- گرین استوانه‌ای درون‌سوز- برون‌سوز موتور مقیاس اصلی

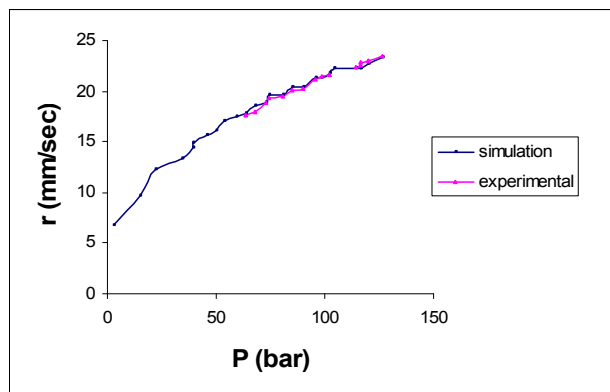
FCCI2010-1114



شکل ۱۲- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب وب

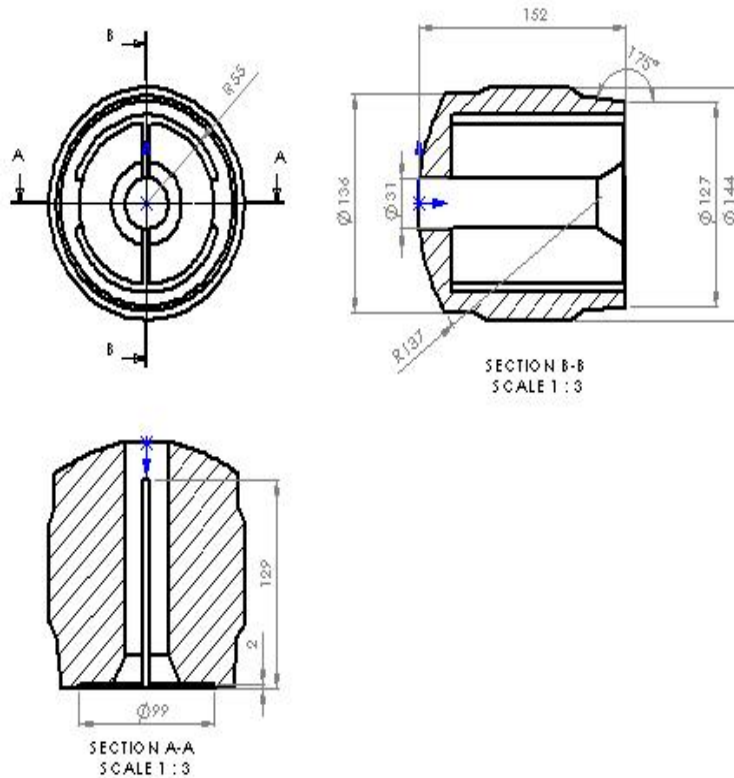


شکل ۱۳- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب زمان

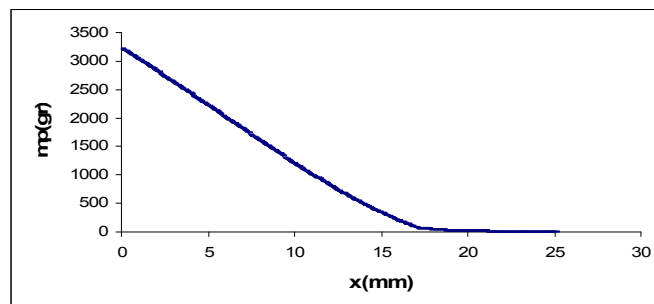


شکل ۱۴- مقایسه نتایج شبیه‌سازی سرعت سوزش با نتایج تست بمب کرافورد (سوخت دویا به با گرین استوانه‌ای درون سوز-برون سوز)

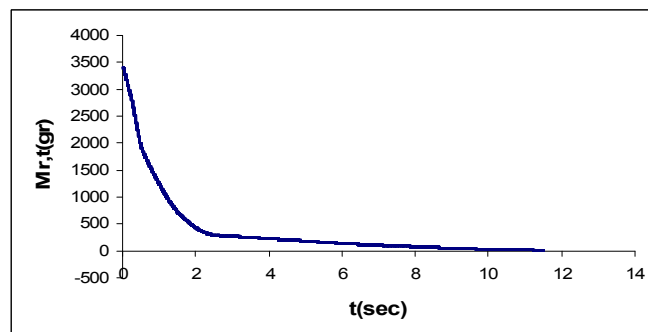
FCCI2010-1114



شکل ۱۵- گرین لنگری موتور مقیاس اصلی

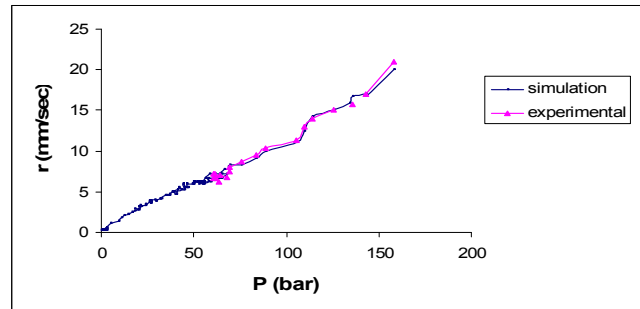


شکل ۱۶- نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب وب



شکل ۱۷ - نمودار تغییرات جرمی گرین سوخت بر حسب زمان

FCCI2010-1114



شکل ۱۸- مقایسه نتایج شبیه‌سازی سرعت سوزش با نتایج تست بمب کرافورد (سوخت کامپوزیت با گرین لنگری)

با استفاده از این روش ، نرخ سرعت سوزش برای ۵۰ نوع سوخت با گرین‌های متفاوت با ۳ مرتبه تکرار اندازه‌گیری و محاسبه شده و نتایج حاصل بیانگر اختلاف کمتر از ۰.۵٪ در آزمون گرین‌های مشابه می‌باشد .

۴- تحلیل و نتیجه‌گیری

نتایج بدست آمده از این روش در مقایسه با نتایج تست بمب کرافورد ، بیانگر دقت بیشتر نتایج حاصل از این روش میباشد . بنابراین می‌توان گفت که روش شبیه‌سازی ارائه شده جایگزین مناسبی برای روش‌های بمب کرافورد و روش نوری می‌باشد. نکته قابل توجه در این روش عدم محدودیت در انتخاب شکل گرین و ابعاد آن می‌باشد. با مشاهده نتایج ارائه شده در بخش ۳ می‌توان گفت بنا به ضرورت می‌توان از موتور مقیاس کوچک و یا مقیاس اصلی برای ثبت نتایج p-t و محاسبه سرعت سوزش استفاده کرد.

خطاهای احتمالی که منجر به کاهش دقت در این روش میشود شامل (۱) عدم سوزش یکباره سوخت (۲) تغییرات سطح مقطع گلوله نازل (۳) عدم تعیین زمان دقیق عملکرد موتور (۴) عدم دقت در تعیین سرعت خروجی گازها (۵) عدم دقت در تعیین وزن سوخت می‌باشند

۵- مراجع

- 1- M. Milos and V. Bozic, "Small Motor Measurement Method for Determining Burning Rate of Solid Rocket Propellant", AIAA-98-3390 (1998)
- 2- Crawford, B.L., Jr., Huggett, C., Daniels, F., and Wilfong, R.E., "Direct Determination of Burning Rates of Propellant Powders", Analytical Chemistry, Vol.19, No.9, pp 630-633, (1947)
- 3- Stewart, D.H., and Moon, E.L., "An Improved Method for the Measurement of Solid Propellant Strand Burning Rates in closed Bombs", NAVWEPS Report 8070, NOTStp3076,(1963)
- 4- Hermance, C.E., "Continuous Measurement of the Burning Rate of a Composite Solid Propellant", AIAA Paper 67-69, (1967)
- 5- Osborn, J.R., and Panella, R.F., "Review of Solid Propellant Burning Rate", Review of Scientific Instruments, Vol.37, No.1, pp 86-92, (1966)
- 6- Lilley, J.S., "Burning Rate Characterization from one Motor Firing: An Analytical Approach", AIAA Paper 83-1315, (1983)



FCCI2010-1114

- 7- Hsieh, W.H., Char, J.M., Zanotti, C., and Kuo, K.K., "Erosive and strand Burning of Stick Propellants, Part I: Measurements of Burning Rates and Thermal Waves Structures", Journal of propulsion and power (1990), Vol.6, No.4, pp 392-399
- 8- Brooks, W.T., "Workshop Report: Burn Rate Determination Methodology", CPIA Publications 174, (1968)
- 9- F. Volk., and H. Bathelt," Application of the Virial Equation of State in Calculating Interior Ballistic Quantities", Propellants Explos. Vol.1 pp.3-1 to 3-9, (1993)
- 10- Anthony T.Gibson., Robert P.Bush., Freddie M. "Method for burning rate characterization of solid propellants" , US Patent (4554823), 1985
- 11- R. O. Hessler and R. L. Glick, "Error analysis of burning-rate measurement procedures", Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol.36(1), (2000)
- 12- N. Yilmaz ., B. Donaldson., W. Gill. , W. Erikson., "Solid Propellant Burning Rate From Strand Burner Pressure Measurement", Fire Science and Technology, Vol.33 pp 109 – 117,(2008)
- 13- Jordan D. Olliges, Taylor C. Lilly, Thomas B. Joslyn, and Andrew D. Ketsdever, "Time accurate mass flow measurements of solid-fueled systems", Rev. Sci. Instrum. Vol.2 , (2008)
- 14- B.Larangot and al. "Solid rockets-Towards a new type of power mems". Nanotech, (2002)
- 15- NATO/RTO-AVT-WG 16 reports, December(2000)
- 16- NATO/RTO-TR-043," Evaluation of Methods for Solid Propellant Burning Rate Measurements", February, (2002)
- 17- David R. Greatrix, "Transient solid-propellant burning rate model: Comparisons to experimental data", Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference, vol. 2, pp. 1074 1083, (2006)
- 18- David RGreatrix , " Transient Burning Rate Model for Solid Rocket Motor Internal Ballistic Simulations",International Journal of Aerospace Engineering Volume 20 (2008)
- 19- Jenifer L.Small., Matthew. A., Sameer. D., Sudipta. S, "Burn rate sensitization of solid propellant using nano-titania additive", 20th International Colloquium on the dynamics and reactive systems,(2005)