

تحلیل گرین‌های خاص و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد

محمد رضا حیدری^{۱*} و امیر حسین آدمی^۲

۱- دانشگاه آزاد اسلامی، واحد پرند

۲- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کیلومتر ۳۰ اتوبان ساوه

heidarimr@piu.ac.ir

این مقاله با رویکردی جدید به تدوین نرم‌افزار تحلیل برخی گرین‌های خاص موتور سوخت جامد، مانند گرین چرخ واگن و گرین شیاردار، می‌پردازد. این روش سریع‌تر و عمومی‌تر از روش‌های موجود، که بر اساس تقسیم‌بندی هندسی و تشخیص شروط مرزی عمل می‌نمایند، می‌باشد. در این روش با معرفی نقاط تعریف هندسه و تشکیل گرین، با استفاده از حل تحلیلی، به محاسبه سطح سوزش و عقب‌نشینی هندسی سطح پرداخته شده است. برتری این روش تشخیص تداخل سطوح و نقاط برخورد بدون نیاز به تشخیص ناحیه‌بندی و یا نوع گرین و نیز استخراج مستقیم عقب‌نشینی سطح با استفاده از حل معادلات دکارتی می‌باشد. این تکنیک امکان مدل‌سازی انواع گرین را فراهم می‌سازد. با استفاده از این روش می‌توان به ترکیبات جدید هندسی دست یافت که در قالب هیچ یک از مدل‌های هندسی قرار نمی‌گیرند، لذا در مقایسه با نرم‌افزارهای موجود حجم برنامه کاهش یافته و سرعت پردازش و تحلیل، بالا رفته است. برای توضیح بهتر، گرین استوانه‌ای نیز در این پژوهش مدل‌سازی گردیده است. نرم‌افزار نوشته شده به زبان ویژوال فرترن، علاوه بر امکان تعیین نحوه عقب‌نشینی سطح نسبت به جان سوخته شده، حل صفر بعدی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد با انواع گرین را نیز میسر می‌سازد. در این مدل‌سازی، سرعت سوزش فرسایشی و تغییرات دمایی نیز مدل شده است. نحوه تغییر سطح سوزش نسبت به زمان، تغییرات پیش‌رانش موتور در حالت استاندارد، تغییرات دما و تغییرات فشار محفظه احتراق موتور در طول مدت سوزش نمونه‌ای از خروجی‌های این نرم‌افزار است. نتایج نرم‌افزار با سایر نتایج مهندسی و تجربی مقایسه شده و به خوبی مطابقت یافته است.

واژه‌های کلیدی: تحلیل گرین، بالستیک داخلی، موتور سوخت جامد، گرین استوانه‌ای، گرین چرخ واگن، گرین شیاردار

علائم و اختصارات

R	شعاع پوسته موتور		
W	ضخامت گرین		
L_S	طول شیار	Δr	تغییرات شعاع
b و a	پارامترهای فشاری مربوط به سوخت	$\Delta \theta$	تغییرات زاویه کمان
κ	ضریب سوزش فرسایشی محفظه	$\Delta \hat{k}$	تغییرات طول کمان
L	طول گرین	ΔS_{port}	تغییرات سطح عبوری جریان نسبت به حالت اولیه
N	مختصات مرکز دایره، تعداد پره‌های گرین	r_{in}	شعاع داخلی گرین
r	شعاع کمان، ضخامت شیار	r_{out}	شعاع خارجی گرین
θ	زاویه کمان		
L_G	طول گرین		

۱. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

هستند. در سال ۱۹۸۶، کوبوتا و همکارانش ساختارهای موج احتراق سوخت‌های کامپوزیت پرکلرات آمونیوم را بررسی کردند [۲]. گریتریکس و گاتلیب [۳] در سال ۱۹۸۷ یک مدل سوزش فرسایشی برای سوخت‌های کامپوزیت با نسبت طول به قطر زیاد ارائه کردند که این مدل و کارهای بعدی این دو نفر مبنای تحقیقات گسترده‌تری در مورد سوزش فرسایشی شده است. در سال ۱۹۸۸، باگز و همکارانش [۴] احتراق پرکلرات آمونیوم و تغییرات افزودنی‌های غیرآلی (معدنی) را بررسی کردند. در سال ۱۹۸۹ نیشی و همکارانش [۵] بر روی موتورهای سوخت جامد دو رژیمه آزمایش‌هایی انجام دادند. گریتریکس و گاتلیب [۶] در سال ۱۹۹۲ در یک مطالعه عددی اثر شتاب طولی روی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد را بررسی کردند. در سال ۱۹۹۳ داوینز [۷] در کتاب تکنولوژی موتورهای موشکی سوخت جامد به‌طور گسترده‌ای مباحث مرتبط با موتورهای سوخت جامد و زیرسیستم‌های آن را بررسی کرد و در زمینه گرین‌های موتور سوخت جامد و مباحث عملکردی، مطالب بسیار ارزشمندی ارائه کرد. مک دونالد [۸] در سال ۲۰۰۴، یک مدل برای سوزش فرسایشی ارائه کرده و بالستیک داخلی موتور سوخت جامد را با استفاده از روش‌های عددی در حالت یک بعدی شبیه‌سازی کرده است. حسین‌پور [۹] در پایان‌نامه خود دو نوع مسئله را بررسی کرد. وی در رابطه با موشک سوخت جامد، معادلات دینامیک گاز را بدون واکنش‌های شیمیایی با ترم‌های منبع برای ورود جرم و انرژی از دیواره گرین به درون میدان، در نظر گرفته است. او فرض کرده که کل واکنش‌های شیمیایی بین گازهای آزاد شده از سوخت در ناحیه بسیار نزدیک به دیواره گرین انجام گرفته است. او به عنوان مثال، تجزیه اکسیژن و نیتروژن را به اتم‌های تشکیل‌دهنده در دمای بالا مورد بررسی قرار داده است. کریمی و اسماعیلی [۱۰] در ۱۳۷۹ تحقیقی در مورد شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک سیستم راه‌انداز سوخت جامد انجام دادند. مرادی در سال ۱۳۸۳، تحقیقی در مورد انواع آتشزنه، نحوه قرارگیری آتشزنه در موتور، جنس آتشزنه و سایر مباحث مربوط به راه‌اندازی موتور انجام داد [۱۱]. وی در سال ۱۳۸۵ شبیه‌سازی صفر بعدی بالستیک داخلی برای گرین‌های سه بعدی را انجام داد. همچنین، تحلیل پس‌روی سطح سوزش برای هندسه‌های گرین سه-بعدی را مورد بررسی قرار داده و یک روش جدید برای مدل‌سازی هندسی و محاسبه سطح سوزش گرین‌های سوخت جامد با پروفیل‌های کاملاً پیچیده بر حسب زمان سوزش پیشنهاد کرده است. با توجه به نرخ سوزش سوخت جامد ارائه کرده است [۱۲].

بنابراین برای دستیابی به یک طرح بهینه موتور سوخت جامد، طراحی و تحلیل گرین‌ها براساس تأمین بهترین سطح سوزش و نحوه عقب‌نشینی آن، اجتناب‌ناپذیر است. نرم‌افزار این تحقیق براساس تغییر نقاط معرف هندسه، مدت زمان لازم برای محاسبات را کاهش داده و برای انواع گرین‌های متقارن توسعه یافته است.

S_{burn}	سطح سوزش
S_{port}	سطح عبوری جریان
T_{nom}	دمای نامی گرین
T_0	دمای سکون محفظه احتراق
P_0	سکون محفظه احتراق
K_{thr}	آستانه سوزش فرسایشی
K_{κ}	ضریب مربوط به سوخت
k_T	پارامتر دمایی مربوط به سوخت

مقدمه

موشک‌های سوخت جامد به دلیل ضریب اطمینان بالا و سرعت تسلیح و همچنین کاهش هزینه نگهداری به شدت در حال توسعه بوده و با افزایش کیفیت سوخت‌های مرکب، در حال رقابت با موشک‌های سوخت مایع هستند. در طراحی موشک‌های بالستیکی، همواره افزایش برد یکی از اساسی‌ترین پارامترهای بهینه‌سازی و طراحی است. در موشک‌های سوخت جامد، تأثیر موتور بر کارایی موشک بسیار زیاد است تا حدی که برخلاف فرایندهای معمول طراحی موشک‌های سوخت مایع، طراحی موتور از طراحی موشک جدا نیست و همگام با هم صورت می‌گیرد.

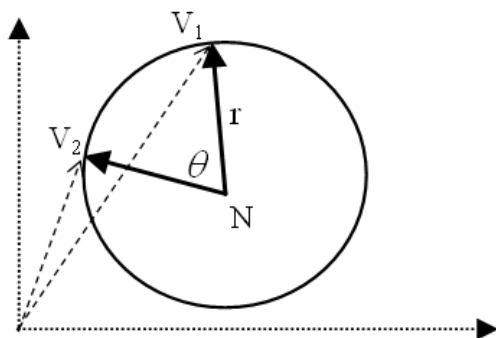
آنچه برای طراح یک موتور سوخت جامد یا طراح موشک مهم است میزان پیش‌رانش و مدت زمان سوزش موتور است. پیش‌رانش موتور که می‌تواند نسبت به زمان ثابت یا متغیر باشد از طریق حل بالستیک داخلی موتور به دست می‌آید. برای حل بالستیک داخلی موتور تغییرات شکل هندسی گرین نسبت به زمان، نقشی اساسی ایفا می‌کند. تغییرات سطح سوزش گرین بر روی دبی تولیدی درون محفظه احتراق تأثیر مستقیم دارد. سطح عبوری جریان در هر لحظه به عنوان پارامتر کنترل‌کننده سرعت سوزش فرسایشی و همچنین در بیشتر گرین‌ها با تأثیر مستقیم بر روی حجم داخلی گرین فشار داخل محفظه احتراق و کلیه پارامترهای وابسته نظیر سرعت سوزش را متأثر از خود می‌کند. بنابراین برای حل بالستیک داخلی، سطح سوزش و سطح عبوری (حجم داخلی گرین) در هر لحظه به عنوان ورودی باید معلوم باشد. با معلوم شدن ورودی‌های مورد نیاز مسئله تغییرات پارامترهای مختلف نسبت به زمان مشخص می‌گردد. در این راستا به بخشی از فعالیت‌های صورت گرفته اشاره می‌شود.

در سال ۱۹۸۴، کو و سامرفیلد [۱] عمده تحقیقات تئوری و تجربی انجام شده در زمینه احتراق پیش‌رانه‌های جامد را در مجموعه‌ای جمع‌آوری کردند. مباحث تئوری و تجربی مربوط به سوزش پیش‌رانه‌ها و سوزش فرسایشی، راه‌اندازی موتور، خاموشی موتور، ناپایداری احتراق و انواع مدل‌سازی‌های انجام شده برای تحلیل جریان درون موتور، از جمله موارد ارائه شده در این مرجع

تشکیل شده‌اند. بنابراین، برای رسم هر نوع گرین کافی است که این دو دسته خطوط تعریف شوند. با توجه به تقارن محوری بخش‌های گرین‌ها، معمولاً تحلیل کوچک‌ترین سطح تکرار شونده کافی است. از طرفی با دقت در نحوه تعامل این خطوط در می‌یابیم که بر نقاط اتصال شرایط خاصی حاکم است. لذا می‌توان با معرفی پارامترهای مورد نیاز تشکیل خطوط و منحنی‌های دایروی، هندسه را تعریف کرد.

به عنوان مثال برای گرین ستاره مقعر، تعیین سه مبدأ دایره و سه شعاع متناظر هریک از آنها و شیب خطوط متصل‌کننده کافی است. البته دایره محاطی، که در اصل پوسته داخلی موتور است، معلوم فرض شده است. بنابراین با مشخص شدن این ۱۰ مجهول، هندسه به سادگی قابل رسم است. این روش نه تنها پارامترهای مخصوص تعریف هندسه گرین را کاهش نداده است، بلکه در مواردی افزایش هم می‌دهد. جای سؤال است که چرا با استفاده از این روش سرعت تحلیل افزایش می‌یابد. پاسخ، به نحوه عقب‌نشینی سطح مرتبط می‌شود. اگرچه تعداد متغیرهای تعریف هندسه افزایش می‌یابد اما اولاً هندسه‌های بسیاری قابل تعریف خواهند بود و نیاز به دانش تخصصی برای هر نوع نیست و ثانیاً محاسبه نحوه عقب‌نشینی سطح بسیار ساده و سریع می‌شود.

همچنین برای یک المان دایروی باید مرکز شعاع دایره و همچنین مقدار زاویه کمان آن را محاسبه کرد. برای این منظور به مختصات سه نقطه نیازمندیم: ۱- مختصات مرکز دایره (N) ۲- مختصات شروع کمان (V_1) و ۳- مختصات انتهای کمان (V_2) . پارامترها در شکل (۱) معرفی شده‌اند [۱۵].



شکل ۱- معرفی پارامترهای مورد نیاز تحلیل المان دایروی

با استفاده از مختصات این سه نقطه، می‌توان بردارهای متناظر را با استفاده از رابطه (۱) تشکیل داد:

$$\vec{N} = (x_0, y_0)$$

$$\vec{R}_1 = (x_1, y_1) \rightarrow \vec{V}_1 = \vec{R}_1 - \vec{N} \quad (1)$$

$$\vec{R}_2 = (x_2, y_2) \rightarrow \vec{V}_2 = \vec{R}_2 - \vec{N}$$

امکان شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور با انواع گرین‌ها از دیگر مزایای این نرم‌افزار است. گرین‌های مورد استفاده در موتورهای سوخت جامد انواع گوناگونی دارند به حدی که در برخی از موارد، طراحی یک هندسه جدید تنها راه حل ممکن است. این نوع هندسه‌های جدید معمولاً سه بعدی و نامتقارن است یا آنکه عقب‌نشینی نامتقارن دارند. اما گرین‌های متقارن برای بیشتر موارد جوابگو هستند. این موضوع در طراحی بوسترهای عظیم سوخت جامد موشک‌های حامل، که اغلب از گرین‌های متقارن در طراحی مدرن خود بهره می‌گیرند، قابل مشاهده است. گرین‌های متقارن را (که توسط نگارندگان مورد تحلیل قرار گرفته‌اند) می‌توان به صورت زیر معرفی کرد [۱۳، ۱۴]:

۱. گرین‌های استوانه‌ای (درون‌سوز - برون‌سوز)
۲. گرین‌های چندضلعی
۳. گرین‌های ستاره‌ای (ستاره مقعر - ستاره محدب)
۴. گرین‌های چرخ واگن^۳
۵. گرین‌های شیاردار

عقب‌نشینی هندسی سطح می‌تواند مستقل از زمان مورد بررسی قرار گیرد، بنابراین معمولاً در بیشتر موارد، عقب‌نشینی سطح نسبت به جان سوخته‌شده محاسبه می‌شود. برای انجام این کار در این تحقیق براساس یک الگوریتم ساده، نقاط برخورد (پاره‌خطها و شعاع‌ها و کمان‌های هندسه سطح سوخت)، سطح عبوری جریان و سطح سوزش گرین با استفاده از روابط برداری به صورت عمومی مدل‌سازی می‌شوند. سپس، در برنامه‌های شبیه‌ساز جریان، به سادگی با استفاده از نرخ سوزش^۴، جان سوخته‌شده به زمان وابسته می‌گردد. این مقاله به تحلیل گرین‌های استوانه‌ای، گرین‌های چرخ‌واگن و گرین‌های یک‌سر شیاردار پرداخته است. برای بالا بردن دقت و افزایش سرعت محاسبات، زبان برنامه‌نویسی فرتن برگزیده شده است.

الگوریتم تحلیل هندسی گرین

هر هندسه از انواع گرین، با پارامترهای هندسی خاصی تعریف می‌شود. این پارامترها، از نظر کارایی و تعداد برای هر هندسه متفاوتند. از این رو برای تحلیل نحوه عقب‌نشینی سطح سوزش و همچنین سطح مقطع عبوری جریان، معلوم بودن نوع هندسه الزامی است [۱۴]. اما در نرم‌افزار این تحقیق از یک ایده جدید برای تحلیل گرین استفاده شده است که وابستگی به نوع هندسه را تا حد زیادی کاهش می‌دهد.

همان‌طور که در برخی شکل‌های (۱) تا (۸) دیده می‌شود، تمامی مقاطع گرین‌های مورد بررسی، از خطوط مستقیم و منحنی‌های دایروی

3. Wagon wheel
4. Burning rate

بالانویس $n+1$ مربوط به حالت جدید و بالانویس n مربوط به حالت قدیم است و زیرنویس‌ها مربوط به هر نقطه تقاطع است. با استفاده از روابط برداری، تغییر زاویه‌ی المان نسبت به حالت قبل به صورت رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} \vec{N} &= (x_n, y_n) \\ \vec{V}_i^n &= \vec{R}_i^n - \vec{N} \\ \vec{V}_i^{n+1} &= \vec{R}_i^{n+1} - \vec{N} \\ \Delta\theta &= \cos^{-1} \left(\frac{\vec{V}_i^n \cdot \vec{V}_i^{n+1}}{|\vec{V}_i^n| |\vec{V}_i^{n+1}|} \right) \end{aligned} \quad (7)$$

\vec{N} مختصات مرکز دواپر و \vec{V}_i بردار شعاعی تغییر یافته است. واضح است که برای یک المان دایروی دو بار این محاسبات لازم است زیرا دو نقطه تداخل وجود دارد.

تغییرات شعاع (Δr) برابر با تغییرات جان سوخته شده است، بنابراین می‌توان سطح عبوری و سطح سوزش را به فرم دیفرانسیلی نیز ارائه کرد، اگرچه در این مقاله مستقیماً مقدار سطح عبوری و سطح سوزش متناسب با جان سوخته شده محاسبه می‌شود. شیب خطوط در حین عقب‌نشینی ثابت باقی می‌ماند و طول خطوط نیز اگر با دیگر کمان‌ها و پاره‌خطها تقاطع نیابد، ثابت خواهد ماند. نقاط برخورد، محدودکننده طول پاره‌خط هستند که به سادگی با حل معادلات هندسی محاسبه می‌شوند. برای شرط توقف برنامه از حداقل مقدار سطح سوزش ($S_{burn} = 0$) یا حداکثر سطح مقطع عبوری جریان ($S_{port} = \pi r_{max}^2$) استفاده شده است. این الگوریتم در مرجع [۱۵] برای گرین‌های ستاره‌مقعر و ستاره‌محدب مورد استفاده قرار گرفته و عملکرد خود را به اثبات رسانده است.

تعریف گرین با استفاده از نقاط هندسی و ارائه نتایج مربوطه

در این قسمت به تعریف هندسی گرین‌های استوانه‌ای، چرخ‌واگن و شیاردار با استفاده از اجزای هندسی تشکیل‌دهنده آنها پرداخته می‌شود. در ادامه، نحوه عقب‌نشینی سطح برای هر گرین محاسبه شده و روابط مربوطه معرفی می‌شود. این دسته‌بندی تنها برای مقایسه بهتر نتایج با دیگر نرم‌افزارها ارائه می‌شود و همان‌طور که پیشتر اشاره شد، نیازی به تعیین مدل هندسه نیست.

گرین‌های استوانه‌ای (درون سوز، برون سوز و ترکیبی)

ساده‌ترین گرین مورد استفاده در موتورهای سوخت جامد گرین

برای محاسبات سطوح باید اندازه شعاع و مقدار زاویه بین نقاط شروع و پایان کمان مشخص باشد. لذا از روابط (۲) می‌توان استفاده نمود.

$$\begin{aligned} |\vec{V}_1| &= |\vec{V}_2| = r \\ \vec{V}_1 \cdot \vec{V}_2 &= (x_1 x_2 + y_1 y_2) \\ \theta &= \cos^{-1} \left(\frac{\vec{V}_1 \cdot \vec{V}_2}{r^2} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

با مشخص شدن اندازه شعاع (r) و زاویه کمان (θ)، سطح عبوری جریان و سطح سوزش برای این المان دایروی محدودشده به صورت روابط (۳) محاسبه می‌شود.

$$\begin{aligned} S_{burn} &= \widehat{k} \cdot L_G = r \theta L_G \\ S_{port} &= \frac{\theta}{2} r^2 \end{aligned} \quad (3)$$

L_G طول گرین؛ S_{burn} ، سطح سوزش و S_{port} ، سطح عبوری جریان است. برای یک پاره‌خط نیز به روش مشابه می‌توان عمل کرد. اگر A و B دو نقطه محدودکننده پاره‌خط باشند، طول پاره‌خط با استفاده از رابطه (۴) به سادگی محاسبه می‌شود.

$$|AB| = \sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2} \quad (4)$$

در این وضعیت سطح سوزش متناسب با طول پاره خط می‌باشد و سطح عبوری متناسب با دیگر نقاط محدودکننده، سطح یک چند ضلعی است.

بنابراین در این الگوریتم با استفاده از روابط برداری می‌توان نقاط برخورد، سطح عبوری و سطح سوزش را به صورت عمومی مدل نمود. برای محاسبه تغییرات سطح سوزش و سطح عبوری کافی است که در روابط نقاط برخورد تجدید گردد. واضح است که نقاط تعریف هندسه به غیر از اندازه شعاع‌ها، در طول سوزش ثابت می‌مانند. بنابراین با استفاده از روش تغییرات دیفرانسیل می‌توان تغییرات سطح سوزش و سطح عبوری در هر مقدار تغییرات شعاع را محاسبه نمود. به عنوان مثال برای محاسبه تغییرات کمان \widehat{k} و سطح منطبق بر این قطاع طبق رابطه زیر خواهیم داشت:

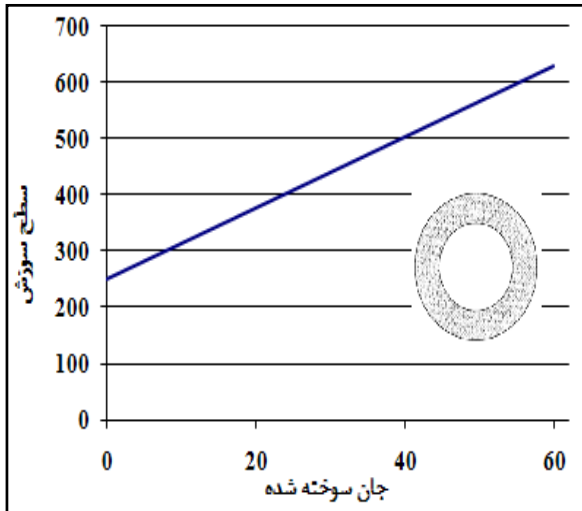
$$\begin{aligned} \Delta \widehat{k} &= \Delta r \cdot \theta + r \cdot \Delta \theta \\ \Delta S_{port} &= \frac{r}{2} (2 \Delta r \cdot \theta + r \cdot \Delta \theta) \end{aligned} \quad (5)$$

r شعاع کمان، θ زاویه کمان، Δr تغییرات شعاع، $\Delta \theta$ تغییرات زاویه کمان، $\Delta \widehat{k}$ تغییرات طول کمان و ΔS_{port} تغییرات سطح عبوری جریان نسبت به حالت اولیه است. تغییرات زاویه ($\Delta \theta$) ناشی از تغییرات شعاعی و نقاط برخورد است و به صورت عمومی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

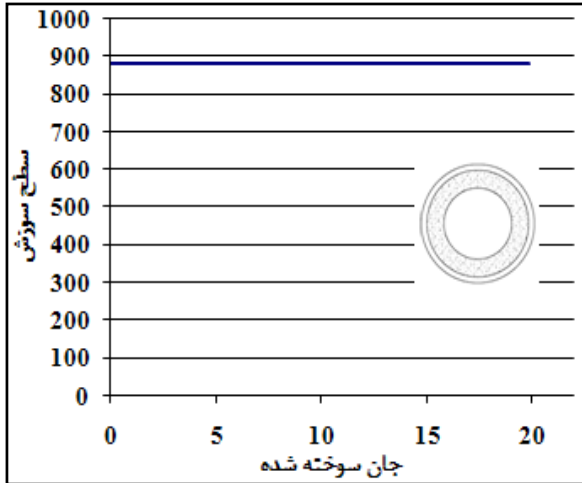
$$\begin{aligned} R_i^n &= (x_i^n, y_i^n) \\ R_i^{n+1} &= (x_i^{n+1}, y_i^{n+1}) \end{aligned} \quad (6)$$

جدول ۱- پارامترهای تعریف گرین استوانه‌ای.

نمونه	$r_{in}(cm)$	$r_{out}(cm)$	$R(cm)$
اول	۶۰	۹۰	۱۰۰
دوم	۵۰	۱۰۰	۱۰۰



(الف)



(ب)

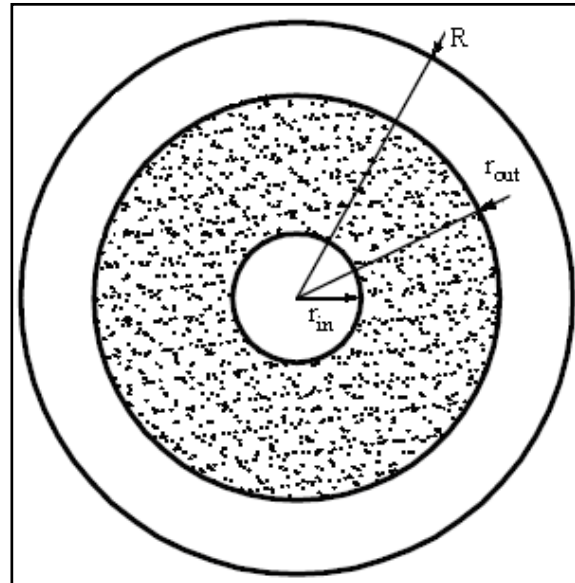
شکل ۳- الف) سطح سوزش گرین استوانه‌ای درون‌سوز، ب) سطح سوزش

گرین استوانه‌ای درون‌سوز- برون‌سوز [۱۵]

گرین‌های چرخ واگن

گرین‌های چرخ واگن به دلیل طبیعت شکل هندسی آنها، که دو وب دارد، می‌تواند در موتورهای سوخت جامد با مأموریت موتور شتاب‌دهنده یا موتور اصلی مورد استفاده قرار گیرد. این شکل هندسی گرین در بعضی موتورهای سوخت جامد زیر آبی نیز استفاده

استوانه‌ای است. این گرین با توجه به ابعاد خود سطح سوزش زیادی را نمی‌تواند تأمین کند و اغلب در موتورهای کوچک تحقیقاتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. مهم‌ترین مشخصه این نوع گرین (اگر گرین به‌صورت ترکیبی درون‌سوز- برون‌سوز مورد استفاده قرار گیرد) تأمین سطح سوزش ثابت در طول سوزش است. هر گرین استوانه‌ای مطابق شکل (۲) با سه پارامتر طراحی معرفی می‌گردد [۱۵].



شکل ۲- معرفی پارامترهای تشکیل گرین استوانه‌ای

r_{in} ، شعاع داخلی گرین؛ r_{out} ، شعاع خارجی گرین و R ، شعاع پوسته موتور است. سطح سوزش در هر لحظه از رابطه (۸) به‌دست می‌آید.

$$S = 2\pi r_{in} + 2\pi r_{out} = 2\pi (r_{in} + r_{out}) \quad (۸)$$

که r_{in} با سوزش افزایش و r_{out} با سوزش کاهش می‌یابد. سطح عبوری جریان با در نظر گرفتن این نکته که ارتباطی با هم ندارند به دو ناحیه داخلی و خارجی تقسیم می‌شود:

$$A_{Pin} = \pi r_{in}^2$$

$$A_{Pout} = \pi R^2 - \pi r_{out}^2 = \pi (R^2 - r_{out}^2) \quad (۹)$$

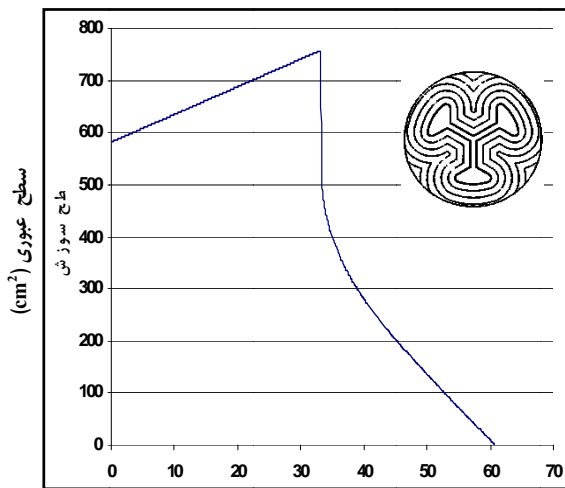
اگر همواره $R = r_{out}$ باشد، آنگاه گرین استوانه‌ای تنها درون‌سوز است. شکل (۳) نتایج حاصل از تحلیل عقب‌نشینی سطح دو نمونه گرین استوانه‌ای با مشخصات هندسی ارائه شده در جدول (۱) را نمایش می‌دهد.

$$\left. \begin{matrix} (x_E, y_E) \\ (x_N, y_N) \\ (x_C, y_C) \\ (x_N, y_N) \end{matrix} \right\} \Rightarrow \left. \begin{matrix} \vec{R}_{NE} \\ \vec{R}_{NC} \end{matrix} \right\} \Rightarrow \theta_{CNE} = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{R}_{NE} \cdot \vec{R}_{NC}}{|\vec{R}_{NE}| |\vec{R}_{NC}|} \right) \quad (13)$$

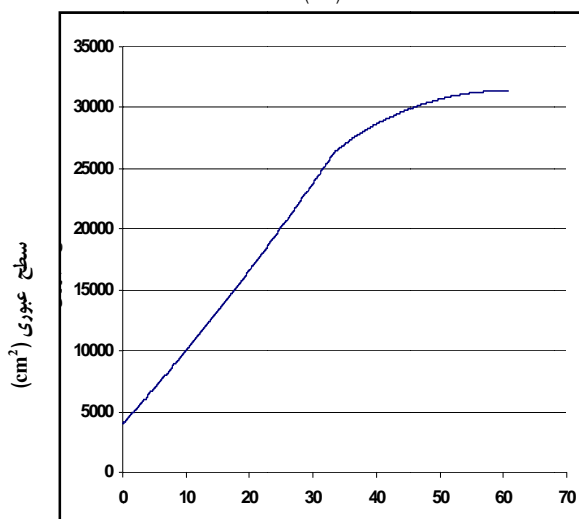
شکل‌های (۵) و (۶) نتایج حاصل از تحلیل هندسی عقب‌نشینی سطح را برای دو نمونه گرین چرخ واگن با مشخصات هندسی معرفی شده در جدول (۲) نمایش می‌دهد.

جدول ۲- پارامترهای تعریف گرین چرخ واگن

شماره مثال	N	R	W	R ₁	W _s	Z
مثال اول	۳	۱۰۰	۳۳/۳	۶/۱	۳۳/۳	۵
مثال دوم	۵	۱۰۰	۴۳/۳	۷/۲	۱۶/۷	۱۱/۱



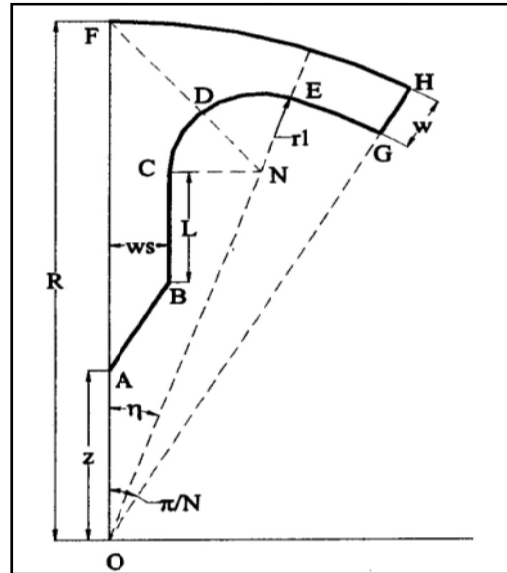
جان سوخته شده (cm)
(الف)



جان سوخته شده (cm)
(ب)

شکل ۵- الف) تغییرات سطح عبوری گرین چرخ واگن، ب- تغییرات سطح سوزش گرین چرخ واگن (مثال اول)

شده است. گرین‌های چرخ واگن با شش پارامتر نشان داده شده در شکل (۴) تعریف می‌شوند [۱۳، ۱۴].



شکل ۴- پارامترهای تشکیل گرین چرخ واگن

R: شعاع خارجی گرین، N: تعداد پره‌های گرین، W: ضخامت گرین، r₁: شعاع فیلت گرین، W_s: نیم‌ضخامت پره و Z: فاصله نوک پره تا مرکز گرین است. با رویکرد جدید، پارامترهای ورودی مسئله عبارتند از: سه مرکز دایره و شعاع‌های مربوطه، شیب و طول دو پاره‌خط باقیمانده:

$$(N, r_1), (O, R - w), (O, R), (L, m_1), m_2$$

m₁ شیب و L طول پاره‌خط BC است و m₂ شیب پاره‌خط AB است. دیگر مقادیر در شکل (۳) معرفی شده‌اند. برای تعیین مختصات نقاط تقاطع، روابط هندسی زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد:

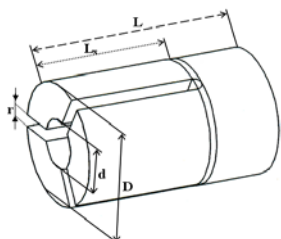
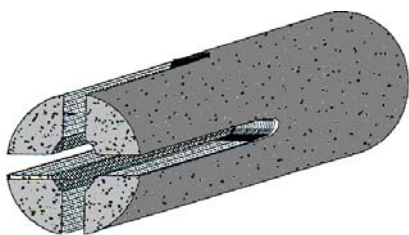
$$\left. \begin{matrix} (x - x_N)^2 + (y - y_N)^2 = r_1^2 \\ x^2 + y^2 = (R - w)^2 \end{matrix} \right\} \Rightarrow (x_E, y_E)$$

$$\left. \begin{matrix} (x - x_N)^2 + (y - y_N)^2 = r_1^2 \\ y'(x) = m_1 \end{matrix} \right\} \Rightarrow (x_C, y_C)$$

$$L = \sqrt{(x_C - x_B)^2 + (y_C - y_B)^2} \Rightarrow (x_B, y_B) \quad (12)$$

$$\left. \begin{matrix} m_2 = \frac{y_B - y_A}{x_B} \\ x_A = 0 \end{matrix} \right\} \Rightarrow (x_A, y_A)$$

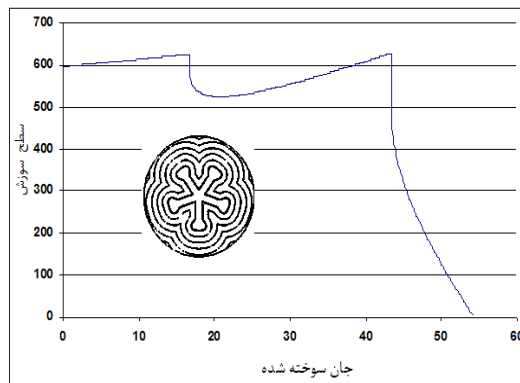
با استفاده از معادله (۲) زوایای مورد نیاز محاسبه می‌شوند. به‌عنوان مثال زاویه CNE به صورت رابطه (۱۳) قابل محاسبه است.



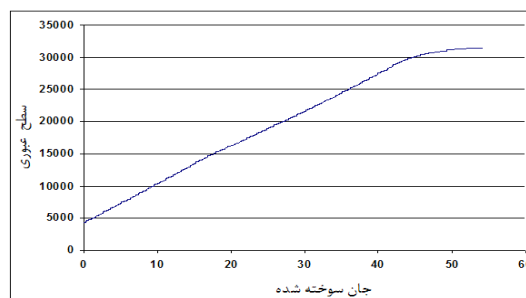
شکل ۷- نمایش گرین یک‌سر شیاردار

جدول ۳- پارامترهای تعریف گرین یک‌سر شیاردار

شماره مثال	تعداد شیار	طول شیار	ضخامت شیار	قطر داخلی گرین
مثال اول	۲	۴۰۰	۵۰	۱۰۰
مثال دوم	۴	۳۰۰	۱۰۰	۵۰



(الف)



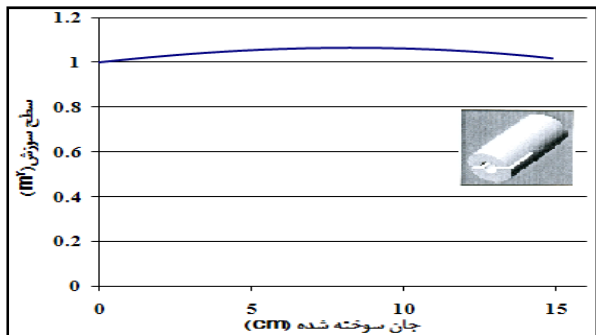
(ب)

شکل ۶- (الف) تغییرات سطح عبوری گرین چرخ واگن (ب) تغییرات سطح سوزش گرین چرخ واگن (مثال دوم)

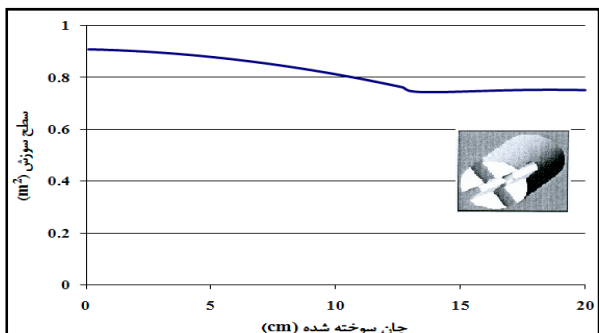
گرین‌های شیاردار

گرین‌های شیاردار به دلیل تأمین سطح سوزش مناسب یکی از پرکاربردترین گرین‌های مورد استفاده در موتورهای سوخت جامد است. به دلیل نوع هندسه این نوع گرین، تحلیل نحوه عقب‌نشینی سطح پیچیدگی چشمگیری دارد (شکل ۷). تقسیم‌بندی گرین و حل عددی برای دستیابی به سطح سوزش یکی از روش‌های مورد استفاده برای تحلیل این نوع گرین است.

به‌منظور تعریف هندسی گرین یک‌سر شیاردار به ۶ پارامتر مستقل نیاز است، که عبارتند از: N : تعداد شیارها، L : طول گرین، L_s : طول شیار، r : ضخامت شیار، $d/2$: شعاع داخلی گرین و $D/2$: شعاع خارجی گرین. با دقت در این نوع هندسه نیز مشخص است که می‌توان با استفاده از تداخل احجام فضایی، سطح سوزش و سطح عبوری جریان را در حین عقب‌نشینی سطح به‌دست آورد. در این وضعیت پارامترهای تعیین‌کننده هندسه، همان پارامترهای یادشده در بالا هستند. شکل (۸) نتایج حاصل از تحلیل هندسی عقب‌نشینی سطح را برای دو نمونه گرین یک‌سر شیاردار با مشخصات هندسی معرفی شده در جدول (۳) نمایش می‌دهد. واضح است که در این نوع گرین خاص، سطح عبوری جریان قابل تعریف نیست، زیرا گرین توانایی تحلیلی دو بعدی را ندارد.



(الف)



(ب)

شکل ۸- (الف) تغییرات سطح سوزش گرین مثال اول، (ب) تغییرات سطح سوزش گرین مثال دوم

شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد

مدل‌سازی بالستیک داخلی موتور متأثر از عوامل مختلفی می‌باشد. در طراحی اولیه موتور، اغلب از یک مدل‌سازی عددی سریع استفاده می‌شود. لذا جهت ساده‌سازی، فرضیات زیر در نظر گرفته شده است [۱۶، ۱۷، ۱۸].

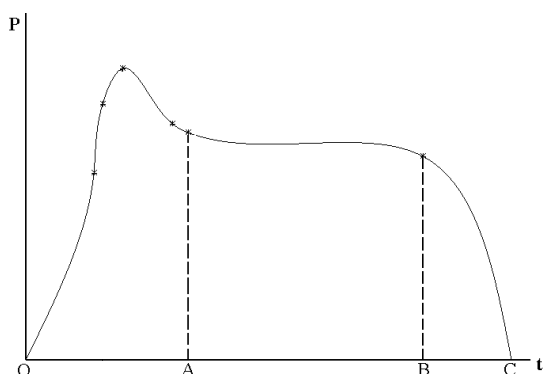
۱. سوخت در هنگام سوختن، شکل هندسی اولیه خود را از دست نمی‌دهد.
۲. انتقال حرارت، داخل سوخت وجود ندارد.
۳. دمای محفظه احتراق ثابت می‌ماند.
۴. از فعل و انفعالات شیمیایی در گازها صرف‌نظر می‌شود.
۵. جریان داخل موتور به صورت یکنواخت فرض شده‌است.
۶. نازل تغییر شکل نمی‌دهد.
۷. از دوران و شتاب موشک صرف‌نظر می‌شود.
۸. محصولات احتراق به صورت گاز کامل فرض می‌شوند.

مدل‌سازی بالستیک داخلی

اجزایی که در یک موتور سوخت جامد به عنوان زیرسیستم‌های اصلی ظاهر می‌شوند عبارتند از: محفظه موتور سوخت جامد، گرین (سوخت جامد)، نازل، و سیستم راه‌انداز^۵ (آتشزنه). فرآیندهایی که در موتور رخ می‌دهند، شامل رژیم کاری موتور و یک‌سری فرآیندهای گذرا هستند. رژیم کاری یک موتور سوخت جامد عبارت است از پایان یافتن حالت گذرای اولیه در نتیجه کارکرد آتشزنه و افزایش سریع فشار در محفظه احتراق و وارد شدن موتور به فاز کاری پایدار آن. در این مرحله بسته به شکل گرین سوخت (استوانه‌ای، چرخ‌واگن و غیره) و نحوه سوزش آن (درون‌سوز، بیرون‌سوز، کف‌سوز و غیره)، نحوه تغییرات فشار محفظه احتراق در رژیم کاری، متفاوت است. برای تشریح مسئله، یک نمونه از منحنی‌های فشار-زمان یک موتور سوخت جامد که سوزش گرین از همه طرف انجام می‌شود در شکل (۹) آورده شده است. در این شکل، ناحیه OA در واقع زمان ورود موتور به رژیم کاری توسط آتشزنه را نشان می‌دهد. راه‌انداز اولیه که نقش مشتعل‌کننده گرین را بر عهده دارد باید به اندازه‌ای انرژی داشته باشد (و تولید فشار کند) که بتواند فشار را در داخل محفظه احتراق تا رسیدن به احتراق پایا^۶ در محفظه بالا ببرد. ناحیه AB ناحیه احتراق پایا نامیده می‌شود که تغییرات فشار برحسب زمان در این ناحیه به چگونگی پیشروی سطح سوزش گرین بستگی دارد. لذا چنانچه سطح سوزش افزایش یابد، تغییرات فشار مثبت خواهد بود و اگر سطح سوزش کاهش یابد، تغییرات

5. Starter (Ignition)
6. Steady

فشار بر حسب زمان منفی خواهد شد. ناحیه BC مربوط به انتهای کار موتور می‌شود که در طی آن کاهش شدید فشار رخ می‌دهد. عمومی‌ترین شکل‌های منحنی پیشرانش-زمان یا فشار-زمان در یک موتور سوخت جامد را می‌توان به صورت شکل (۱۰) نشان داد. در این شکل، سه حالت کلی تغییرات فشار (یا پیشران) در ناحیه احتراق پایا نشان داده شده که بر اساس آن، پس‌روی سطح و سوزش گرین به سه دسته اصلی تقسیم می‌شود.



شکل ۹- یک نمونه منحنی فشار-زمان در موتور سوخت جامد

گرین یک موتور سوخت جامد، همان سوخت یا پیشران^۷ موتور است که بسته به اهداف موردنظر ممکن است اشکال مختلفی داشته باشد. در موتورهای سوخت جامد، شکل سطح مقطع گرین و نحوه پس‌روی آن نقش مهمی در شکل منحنی فشار-زمان و در نتیجه منحنی پیشرانش-زمان موتور دارد یعنی با تغییر شکل سطح مقطع گرین می‌توان منحنی‌های فشار-زمان افزایشی، ثابت یا کاهش‌ی تولید کرد. در یک موتور سوخت جامد با توجه به کاربرد و بسته به مشخصه‌های عملکردی مورد نظر برای موتور ممکن است از انواع مختلف گرین استفاده شود.

تحلیل فیزیکی

در تحلیل فیزیکی سوختن یک گرین سوخت جامد و خروج گازها از شیپوره، چهار مرحله جداگانه ایجاد می‌شود. این چهار مرحله به شرح زیر هستند:

مرحله اول: هنگامی که سوخت روشن می‌شود، به دلیل پایین بودن فشار، عمل سوختن خوب انجام نمی‌گیرد. بنابراین سعی می‌شود فشار داخل محفظه احتراق بالا برده شود. این کار توسط گذاشتن درپوشی در انتهای نازل انجام می‌پذیرد. در نتیجه مرحله اول از زمان روشن شدن آتشزنه تا هنگام جدا شدن این درپوش به طول می‌انجامد. مدت زمان این مرحله بسیار کوتاه است. در این زمان دبی خروجی از محفظه صفر است.

غیر از متغیرهای اصلی، دیگر پارامترهای تجربی به نوع سوخت و محصولات احتراق وابسته‌اند. از قانون بقای جرم می‌دانیم که دبی جرمی محصولات احتراق در محفظه احتراق باید با دبی جرمی خروجی از موتور برابر باشد. این موضوع در انتخاب نازل و سطح مقطع گلوگاه مهم است. دبی جرمی تولید شده در محفظه احتراق با رابطه (۱۵) مشخص می‌شود.

$$\dot{m} = \rho_{pp} A_{burn} u(P_c, T_c, \nu) \quad (15)$$

نکته پایانی، دمای شعله آدیاباتیک است که در اکثر مقالات و مراجع با دمای محفظه احتراق یکسان و در مدت کارکرد موتور ثابت فرض می‌شود [۱۶]. ولی در این شبیه‌سازی دمای محفظه احتراق تنها در شروع سوزش پایدار با دمای شعله برابر است و چنانچه فشار محفظه احتراق افزایش یابد، با توجه به روابط گاز کامل (معادلات ۱۶)، دمای محفظه احتراق نیز تغییر خواهد کرد. البته چنانچه فشار از فشار محاسبه دمای شعله کاهش یافت، دمای شعله ثابت فرض می‌شود.

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\frac{a_t}{a} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.5} \quad (16)$$

$$\frac{P_t}{P} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]$$

اگر رابطه گاز کامل و جریان آیزنتروپیک را بازنویسی کنیم خواهیم داشت:

$$\begin{cases} P = \rho RT \\ P = \rho^\gamma \end{cases} \quad (17)$$

با حذف ρ از معادلات بالا، رابطه فشار و دما به صورت رابطه (۱۸) معرفی می‌شود که برای محفظه احتراق نیز قابل استفاده است.

$$T = \frac{P}{\rho R} = \frac{P}{P^{1/\gamma} R} = \frac{P^{1-\frac{1}{\gamma}}}{R} \quad (18)$$

این تدابیر باعث شد تا نتایج شبیه‌سازی دقت بالایی داشته‌باشد.

نمونه‌ای از شبیه‌سازی بالستیک داخلی

برای نمایش اطلاعات شبیه‌سازی باید اطلاعات مربوط به پیشران و مواد حاصل از احتراق، هندسه نازل و نحوه عقب‌نشینی سطح گرین مشخص باشد. در این مقاله، از یک پیشران با مشخصات معرفی شده در جدول (۴) استفاده شده است.

مرحله دوم: این مرحله از زمان جدا شدن در پوش شروع و تا تمام شدن سوخت ادامه می‌یابد. هنگامی که درپوش نازل جدا می‌شود، گازهای تولید شده بلافاصله با سرعت بالایی از نازل خارج می‌شوند. در این مرحله نازل خفه بوده و عدد ماخ جریان در گلوگاه برابر یک است. این مرحله طولانی‌ترین مرحله تحلیل است. با طراحی مناسب نازل می‌توان دبی جرمی را برابر دبی خروجی جریان قرار داد. در غیر این صورت در صورتی که دبی ورودی بیشتر باشد فشار محفظه احتراق تا رسیدن به فشار تعادل افزایش می‌یابد.

مرحله سوم: هنگامی که سوخت تمام می‌شود، در همان لحظه نازل هنوز در حالت خفه است، اما چون سوختی برای سوختن وجود ندارد، فقط گازهای داخل محفظه تخلیه می‌شوند. لذا فشار داخل موتور افت می‌کند و در یک فشار مشخص نازل ناخفه می‌شود. مرحله سوم از زمان تمام شدن سوخت تا ناخفه شدن نازل ادامه می‌یابد.

مرحله چهارم: هنگامی که نازل ناخفه شود، در گلوگاه عدد ماخ کوچک‌تر از یک می‌شود، اما هنوز فشار داخل محفظه احتراق از فشار محیط بیشتر است، لذا تخلیه گاز ادامه می‌یابد. این تخلیه تا زمانی پیش می‌رود که فشار داخل موتور به فشار محیط برسد. با این توضیح مرحله چهارم از زمان ناخفه شدن نازل مادون صوت شروع و تا رسیدن فشار محفظه به فشار محیط ادامه می‌یابد، که زمان بسیار کوتاهی دارد.

در پی تغییرات فشار داخل محفظه احتراق در مدت زمان کارکرد که بین فشار محیط و فشار حداکثر متغیر است سه بازه مافوق صوت، صوتی، و زیرصوت را می‌توان برای ماخ خروجی معین کرد. همچنین دما، فشار و سوزش فرسایشی با استفاده از رابطه (۱۴) به نرخ سوزش مربوط می‌شود.

$$u = f_1(P_{com}) \cdot f_2(T_{com}) \cdot f_3(\nu)$$

$$f_1(P_{com}) = a + b(P_0 / (0.98 \times 10^5))^v$$

$$f_2(T_{com}) = 1 + k_T(T_0 - T_{nom})$$

$$\begin{cases} K = S_{port} / S_{burn} \\ \delta = \begin{cases} 0 & K < K_{thr} \\ 1 & K < K_{thr} \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

$$f_3(\nu) = 1 + K_\kappa (\kappa - \kappa_{thr}) \delta$$

T_{nom} دمای نامی گرین؛ T_0 دمای سکون محفظه احتراق؛ P_0 فشار سکون محفظه احتراق؛ a و b پارامترهای فشاری مربوط به سوخت؛ k_T پارامتر دمایی مربوط به سوخت؛ K ضریب سوزش فرسایشی محفظه؛ K_{thr} آستانه سوزش فرسایشی؛ K_κ ضریب مربوط به سوخت و δ تابعی صفر و یک که وجود یا عدم وجود سرعت فرسایشی را مشخص می‌کند. فشار برحسب پاسکال و دما برحسب کلوین است و سایر واحدها در دستگاه SI هستند. به

جدول ۵- پارامترهای طراحی گرین چرخ واگن

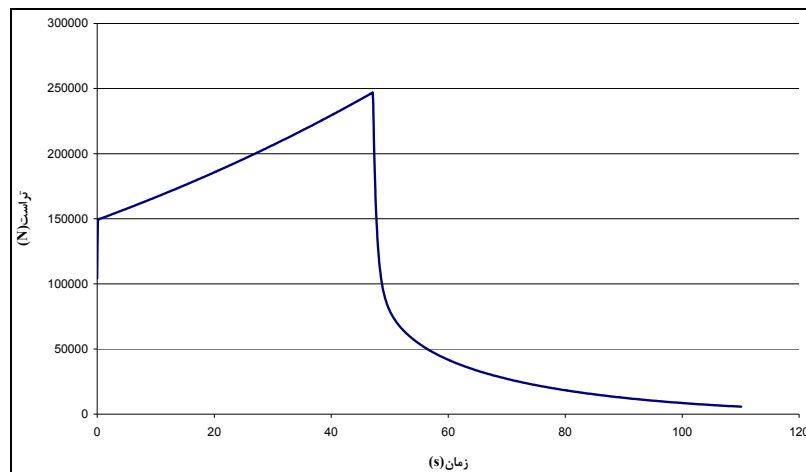
Z	W_s	R_1	W	R	N
۵	۳۳٫۳(cm)	۶٫۱(cm)	۳۳٫۳(cm)	۱۰۰(cm)	۳

هندسه نازل و پارامترهای مربوطه به صورت جدول (۶) است. طول موتور برابر یک متر در نظر گرفته شده است.

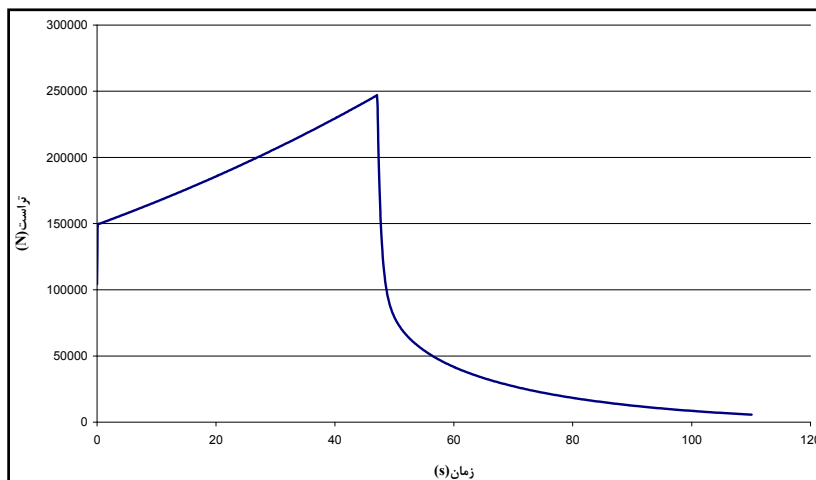
جدول ۶- اطلاعات مربوط به نازل انتخابی برای گرین

فشار مقطع خروجی (atm) نازل	سطح مقطع خروجی (m^2)	سطح مقطع گلوگاه (m^2)
۰٫۴	۰٫۰۲	۰٫۰۰۹

نتایج حاصل از شبیه‌سازی سوزش گرین چرخ واگن یاد شده، در شکل‌های (۱۰) الی (۱۳) نمایش داده شده است.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات فشار محفظه احتراق نسبت به زمان (گرین چرخ واگن)

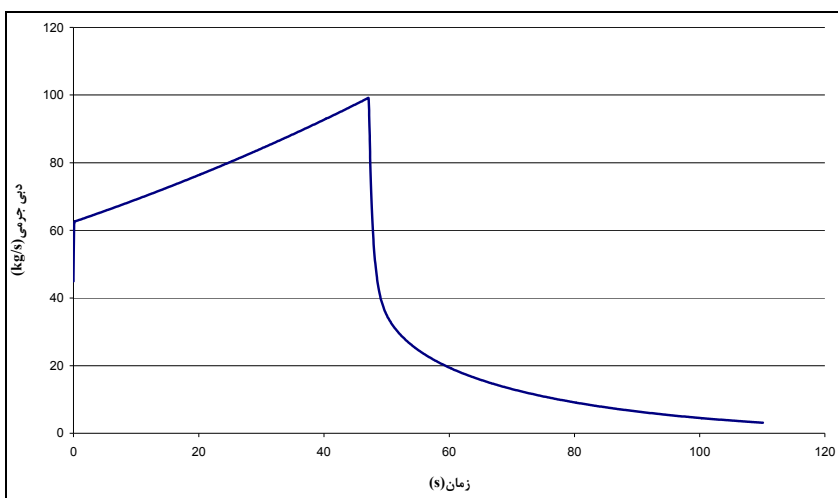


شکل ۱۱- نمودار تغییرات پیش‌رانش نسبت به زمان (گرین چرخ واگن)

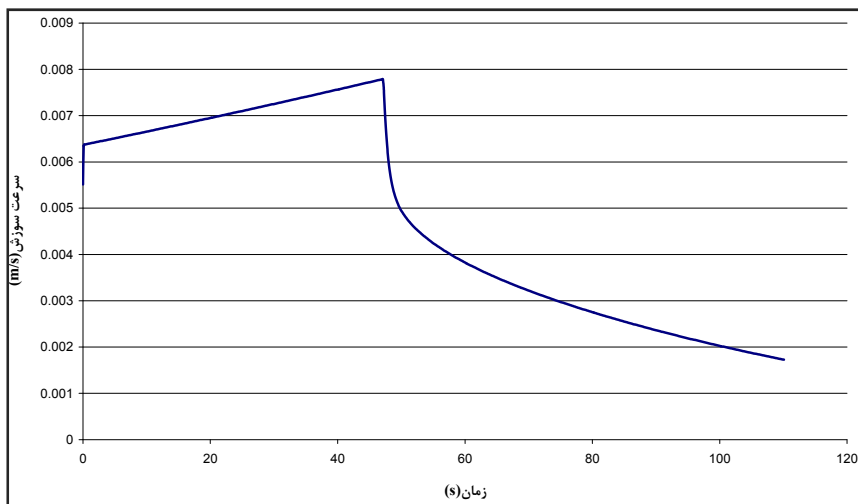
جدول ۴- ورودی ثابت اطلاعات مربوط به پیش‌ران

ν	γ	R	حداقل دما محفظه (K)	حداقل فشار محفظه (atm)	چگالی (kg/m^3)
۰٫۴	۱٫۲	۳۰۰	۳۴۰۰	۷۰	۱۷۰۰

فشار در صفحه خروجی نازل بستگی به کاربرد آن در طبقات موشک دارد. معمولاً برای طبقات اول که در لایه‌های غلیظ اتمسفر حرکت می‌کنند این فشار برابر ۰٫۴ اتمسفر و برای طبقات بالاتر فشار برابر با ۰٫۱ اتمسفر در نظر گرفته می‌شود. گرین انتخابی برای نمایش یک گرین چرخ واگن با پارامترهای ورودی معرفی شده در جدول (۵) است.



شکل ۱۲- نمودار تغییرات دبی جرمی خروجی از نازل (گرین چرخ واگن)



شکل ۱۳- نمودار تغییرات سرعت سوزش سوخت نسبت به زمان (گرین چرخ واگن)

نتایج نرم‌افزار حاضر را با نتیجه مرجع فوق مقایسه و ارائه کرده است. گرین مورد تحلیل در شکل (۱۴) یک گرین چرخ واگن پنج‌پر است.

شکل (۱۵) صحنه‌گذاری تغییرات سطح سوزش برای یک گرین شیاردار با سه شیار را به تصویر کشیده است. واضح است به دلیل استفاده از منطق ریاضی در تحلیل هر دو کد، خط تنها به محاسبات کامپیوتر وابسته است. برای مقایسه سرعت محاسبات، به ناچار بخشی از برنامه نرم‌افزار مرجع [۱۴] بازنویسی شد. سرعت ورود اطلاعات و مدت زمان انجام محاسبات برای گرین چرخ واگن به صورت جدول (۹) استخراج شده است.

اعتبارسنجی نتایج

برای اعتبارسنجی نتایج در ابتدا نرم‌افزار تحلیل هندسی گرین با نمونه‌های موجود صحنه‌گذاری می‌گردد و سپس نرم‌افزار تحلیل صفر بعدی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد با توجه به فرضیات ارایه شده با نتایج تست تجربی صحنه‌گذاری خواهد شد.

اعتبارسنجی نرم‌افزار تحلیل گرین

برای صحنه‌گذاری نرم‌افزار و مقایسه نتایج، از مرجع [۱۴] استفاده شده است. این مرجع کد خود را با استفاده از نرم‌افزار آتوکد قبلاً صحنه‌گذاری کرده است. شکل (۱۴) نمونه‌ای از

جدول ۹- مدت زمان اجرای برنامه

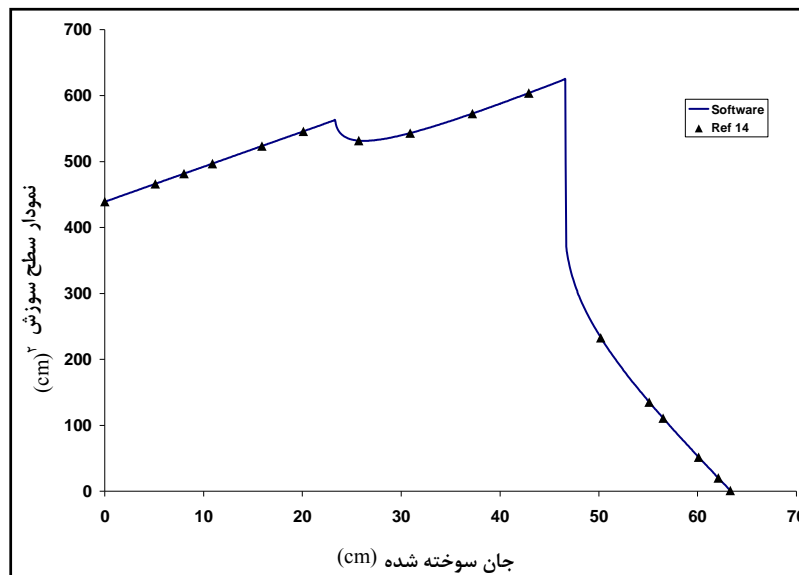
نوع نرم افزار	مدت زمان اجرا (ثانیه)
مرجع [۱۴]	۲۴
نرم افزار حاضر	۱۲

اعتبارسنجی نرم افزار شبیه سازی بالستیک

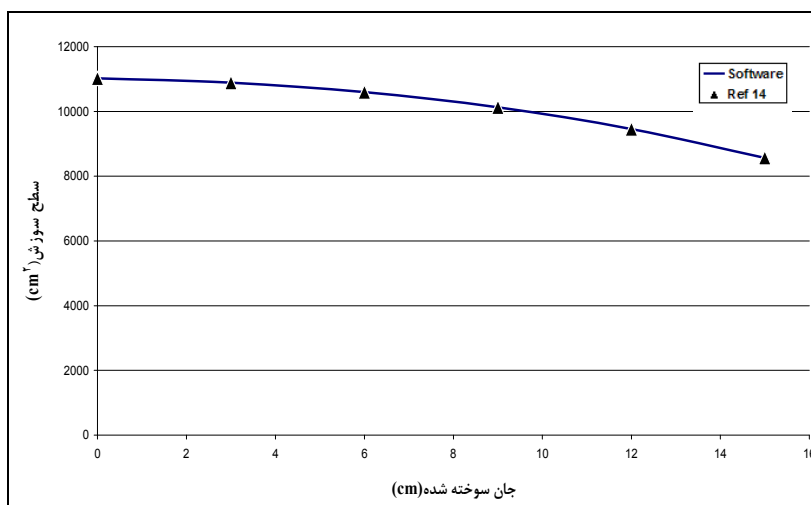
نتایج تجربی حاصل از آزمایش موتور سوخت جامد با گرین چرخ واگن یا شیاردار، که مشخصات کامل گرین قابل استخراج موجود نیست، بدین جهت از یک نمونه نتایج آزمایش تجربی موتور

با گرین استوانه‌ای درون سوز، برای صحت‌گذاری شبیه‌سازی بالستیک داخلی نرم افزار این تحقیق، استفاده شد. این آزمایش در یکی از معتبرترین مراکز تحقیقاتی سازمان صنایع هوافضا انجام گرفته است [۱۵]. نتایج در شکل (۱۶) نمایش داده شده و نشان می‌دهد که به‌رغم فرضیات و برخی ساده‌سازی‌ها، روش این تحقیق و شبیه‌سازی انجام شده دقت بسیار مطلوبی در مقایسه با نتیجه حاصل از آزمایش تجربی دارد.

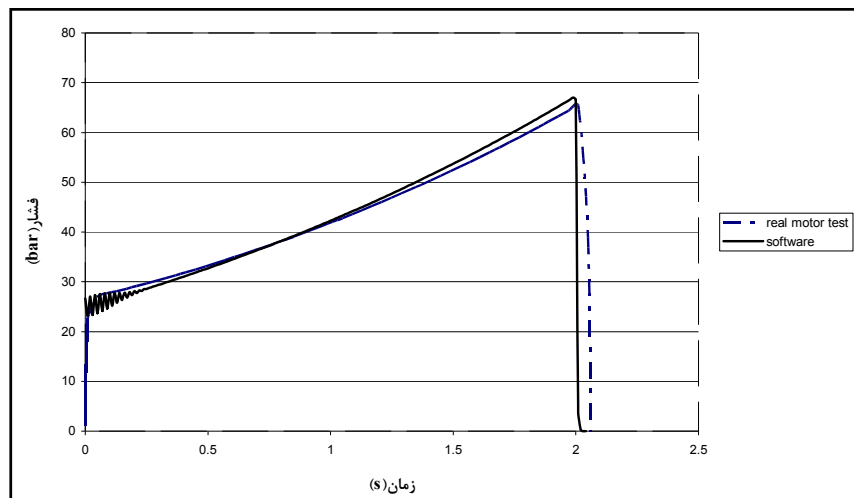
نوسانات اولیه فشار در نتایج نرم افزار تولید شده به دلیل خروج جرم از نازل است که از ابتدا ممکن فرض شده است. لذا حدود یک چهارم ثانیه زمان صرف می‌شود تا تغییرات فشار حالت پایدار به خود بگیرد.



شکل ۱۴- تغییرات سطح سوخت نسبت به جان سوخته شده برای گرین چرخ واگن پنج پر



شکل ۱۵- تغییرات سطح سوخت نسبت به جان سوخته شده برای گرین شیاردار سه شیار



شکل ۱۶- مقایسه نتیجه توزیع فشار نرم‌افزار و آزمایش تجربی موتور برای یک گرین استوانه‌ای [۱۵]

۱. استقلال تحلیل نحوه عقب‌نشینی سطح سوزش و سطح عبوری جریان از نوع هندسه
۲. داشتن مزایای همزمان سرعت، دقت و انعطاف‌پذیری نسبت به سایر روش‌های موجود
۳. امکان توسعه و طراحی گرین بهینه، به صورت مستقیم و بدون نیاز به نرم‌افزار تحلیل
۴. امکان توسعه نرم‌افزار برای گرین‌های سه بعدی و نامتقارن

مراجع

- [1] Kuo, K. K. and Summerfield, M., *Fundamentals of Solid Propellant Combustion*, American Institute of Astronautics and Aeronautics, New York, 1984.
- [2] Kubota, N., et al., "Combustion Wave Structural of Ammonium Per Chlorate Composite Propellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 4, 1986, pp. 269-300.
- [3] Greatrix, D. R. and Gottlieb, J. J., "Erosive Burning Model for Composite-Propellant Rocket Motors with Large Length-to-Diameter Ratios," *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 33, No.3, 1987, pp. 133-142.
- [4] Boggs, T., Zurn, D. E., Cordes, H. F. and Covino, J., "Combustion of Ammonium per Chlorate and Various Inorganic Additives," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 1, 1988, pp. 27-39.
- [5] Nishi, S., Fukuda, K. and Kubota, N., "Combustion Test of Two Stage Pulse Rocket Motors," *AIAA Paper 89-2426*, 1989.
- [6] Gottlieb, J. J. and Greatrix, D. R., "Numerical Study of the Effect of Longitudinal Acceleration of Solid Rocket Motor Internal Ballistics," *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 114, Issue 3, 1992, pp. 404-410.
- [7] Davenas, A., *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, 1993.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش، نحوه عقب‌نشینی سطح سوزش گرین‌های چرخ واگن و یک‌سر شیار به روشی جدید استخراج و معرفی شد. برای این منظور روش‌های متداول تحلیل گرین، در ابتدا ارائه و سپس روشی جدید معرفی شد. مهم‌ترین مزیت استفاده از روش ارائه شده در این مقاله، استقلال تحلیل عقب‌نشینی سطح از دسته‌بندی‌های نوع سوزش است. با استفاده از این الگوریتم می‌توان به تحلیل نحوه عقب‌نشینی گرین‌هایی که هنوز پیکربندی نشده‌اند نیز پرداخت. این الگوریتم توانایی تحلیل هندسه‌های سه بعدی را نیز دارد و همان‌طور که در بخش مربوط به تحلیل گرین یک‌سر شیاردار بررسی شد دقت بالایی دارد، زیرا از حل عددی برای عقب‌نشینی سطح استفاده نمی‌کند و تحلیل با استفاده از تداخل احجام فضایی انجام می‌پذیرد. تأکید این تحقیق بر خانواده گرین چرخ‌واگن و خانواده گرین شیاردار بود که به دلیل تأمین سطح سوزش مناسب، از پرکاربردترین گرین‌ها در موتور سوخت جامد است. عقب‌نشینی سطح در گرین‌های شیاردار پیچیدگی بالایی دارد، به طوری که تحلیل آنها نیازمند بررسی سه‌بعدی است.

برای اعتبارسنجی نتایج در ابتدا نرم‌افزار تحلیل هندسی گرین با نمونه‌های موجود صحنه‌گذاری شد. در بخش دوم، نرم‌افزار تحلیل صفر بعدی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد با توجه به فرضیات ارائه شده تهیه و نتایج حاصل از آن با نتایج آزمایش تجربی صحنه‌گذاری شد. در حل بالستیک داخلی از کامل‌ترین روابط سوزش فرسایشی استفاده و نرخ سوزش همزمان به فشار و دمای محصولات احتراق در مجاورت سطح گرین وابسته شد. با توجه به الگوریتم انتخابی برای گرین‌های مورد بررسی، می‌توان نتایج حاصل از این تحقیق را به صورت زیر معرفی کرد:

- [13] Heidari, M. R. and Adami, A. H., "Geometric Grain Analysis of Solid Motor," Malek e Ashtar University of Technology, Space Research Institute, 2007 (In Persian).
- [14] Hajihoseini, H. R., "Analysis of Various Grain Geometries," Aerospace Institutes Organization, Research Center of Shahid Yazdani, 2005 (In Persian).
- [15] Heidari, M. R. and Adami, A. H., "General Grain Analysis and Rapid Internal Ballistic Simulation for Solid Motor," *Journal of Energetic Material*, Vol. 5, No. 10, 2010, pp. 59-72 (In Persian).
- [16] Heidari, M. R. and Adami, A. H., "Internal Ballistic Simulation for Solid Motor with Various Grains"; Maleke Ashtar University of Technology, Space Research Institute, 2007 (In Persian).
- [17] Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, Published by John Will and Son, 7th Edition, 2001.
- [18] Heidari, M. R. and Adami, A. H., "General Grain Analysis and Rapid Solid Motor Internal Ballistic Simulation," 8th *International Conference of Aerospace*, Shahin Shahr, Esfahan, Iran. IAS2009-PR650, 2009 (In Persian).
- [8] McDonald, B. A., The Development of an Erosive Burning Model for Solid Rocket Motors Using Direct Numerical Simulation, (Thesis Ph.D) Presented to The Academic Faculty In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, 2004.
- [9] Hoseinpoor, S. and Golafshani, M., "One Dimensional Unsteady Flow Analysis in Solid Rocket with Non Equilibrium Chemical Reactions," Sharif University of Technology, (Thesis M.Sc), Mechanical Department, 1993 (In Persian).
- [10] Karimi, H. and Esmaeili-Taheri, E., "Internal Ballistic Simulation for an Ignition System of Solid Propellant," Khajenaseer University of Technology, 2000 (In Persian).
- [11] Moradi, M., "Study of Missile Propulsion Ignition Systems," Khajenaseer University of Technology, A Master of Science Seminar, 2004 (In Persian).
- [12] Moradi, H. and Karimi, H., "Simulation and Modeling of Internal Ballistic for a Specific Solid Propellant Missile," (Thesis M.Sc.), Khajenaseer University of Technology, 2006 (In Persian).