

شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک موتور سوخت جامد

فرشاد پازوکی^۱، علیرضا باصحبت نوین زاده^۲ و امیر لبیبیان^۳

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

چکیده

در این بررسی، نخست به معرفی پارامترهای موثر در بالستیک داخلی برای یک موتور سوخت جامد پرداخته می‌شود. سپس، اثر هر یک از این پارامترها در عملکرد موتور مورد ارزیابی واقع می‌شود. در ادامه، با استفاده از روابط پایه ترمودینامیکی، معادلات حاکم بر رفتار یک موتور سوخت جامد بدست آمده، شبیه‌سازی عملکرد موتور سوخت جامد انجام می‌شود. برای این منظور، نخست با فرض اینکه سوخت مورد استفاده در موتور بشکل گرین دایره‌ای است، معادلات حل شده و پارامترهای مورد توجه، از قبیل فشار محفظه احتراق، تراست، سطح سوزش، درجه حرارت محفظه و ... شبیه‌سازی شوند. در ادامه، با فرض اینکه از گرین ستاره‌ای استفاده شود، روند فوق تکرار شده تا از طریق مقایسه نتایج شبیه‌سازی مزایا و معایب این موارد از پارامترهای بالستیک داخلی مشخص شود.

Internal Ballistic Simulation of a Solid Propellant Engine

F. Pazooki, A.B. Novin-Zadeh, and A. Labibian

Mechanical and Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University

ABSTRACT

In this paper, effective parameters in internal ballistic of a solid rocket are introduced and their effects are evaluated. Subsequently, using principal thermodynamic relations, the governing equations for solid rocket are obtained. In accordance with these equations, the engine performance is simulated. For this purpose, first we assume grain shape is internal tube and then we solve the equations and simulate parameters such as combustion chamber pressure, thrust, burning surface, etc. This procedure has also been used for star grains. With comparing different simulation results, the benefits and the defects of each case are determined.

۱- استادیار

۲- استادیار

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده مخاطب): a.labibian@gmail.com

مقدمه

یک موتور سوخت جامد از اجزای مختلفی تشکیل می‌شود که از آن جمله می‌توان به گرین سوخت، آتش‌زنه، محفظه موتور، نازل خروجی و ... اشاره کرد.

عملکرد موتور و طراحی آن وابسته به ویژگی‌های احتراقی سوخت، نرخ سوزش، سطح سوزش و هندسه گرین است. شاخه‌ای از علوم کاربردی که به این موارد می‌پردازد بالستیک داخلی نامیده می‌شود.

پس از بدست آوردن معادلات حاکم بر موتور که از روابط پایه ترمودینامیکی قابل حصول است به شبیه‌سازی عملکرد موتور سوخت جامد بر پایه پارامترهای بالستیک داخلی اقدام می‌شود. یکی از روش‌های متداول شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک موتور سوخت جامد بدین صورت است که بر مبنای فرضیه شبه پایا بودن معادلات، دبی جرمی گرین و دبی خروجی از نازل با یکدیگر برابر در نظر گرفته می‌شود. سپس بر مبنای سطح سوزش اولیه قادر خواهیم بود فشار شروع بکار موتور را محاسبه نمائیم. با بدست آمدن فشار اولیه می‌توانیم نرخ سوزش را محاسبه و از این طریق میزان پسروری گرین را در طی زمان محاسبه نمائیم. در ادامه با انجام میانمایی از اطلاعاتی که سطح سوزش را بر مبنای میزان پسروری در اختیار می‌گذارد سطح سوزش جدید را بدست آورده و با داشتن این مقدار، فشار متناظر محفظه قابل محاسبه خواهد بود. روند مذکور تا جایی ادامه می‌یابد که گرین تمام شود. در بررسی حاضر با استفاده از یک مجموعه از شرایط اولیه و با در نظر گرفتن یک رابطه تحلیلی که میزان سطح سوزش را در طی زمان محاسبه می‌نماید قادر خواهیم بود معادلات را بفرم ساده‌ای در فضای حالت بنویسیم و با استفاده از روش حلی مرکب از رانگ کوتا مرتبه چهارم و پنجم که در نرم افزار MATLAB به ode45 موسوم است می‌توانیم پارامترهای حالت، که فشار محفظه، دما، تراست و ... می‌باشند را محاسبه نمائیم.

۱) پارامترهای بالستیک داخلی

عملکرد موتور و طراحی آن وابسته به ویژگی‌های احتراقی سوخت می‌باشد که از آن جمله می‌توان به نرخ سوزش، سطح سوزش و هندسه گرین اشاره کرد.

۱.۱) نرخ سوزش سوخت

سطح سوزش گرین سوخت در جهت عمود بر سطح، پسروری می‌نماید. نرخ این پسروری که معمولاً به cm/sec و یا $in./sec$ بیان می‌شود، سرعت سوزش (burning rate) نام دارد. میزان موفقیت در طراحی و توسعه موتور به طرز مؤثری به رفتار نرخ سوزش سوخت انتخابی در تمامی شرایط عملکردی و همچنین طراحی شرایط حدی وابسته است. نرخ سوزش تابعی از ترکیب سوخت انتخابی است که می‌تواند با تغییر ویژگی‌های سوخت افزایش یابد. از جمله این ویژگی‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- ۱- اضافه نمودن یک کاتالیزور نرخ سوزش و افزایش درصد کاتالیزور،
 - ۲- کاهش اندازه ذرات اکسیدکننده،
 - ۳- افزایش درصد اکسیدکننده،
 - ۴- افزایش گرمای احتراقی ریسمان یا plasticizer و
 - ۵- سیم‌های imbed و یا رشته‌های فلزی سوخت.
- علاوه بر فرمول سوخت و فرآیند ساخت آن، نرخ سوزش در موتورهای با ابعاد کامل به عوامل زیر وابسته است:
- ۱- فشار محفظه احتراق،
 - ۲- دمای اولیه سوخت،
 - ۳- دمای گازهای محفظه احتراق،
 - ۴- سرعت جریان گاز موازی با سطح سوزش و
 - ۵- حرکت موتور (شتاب و چرخش که موجب ایجاد تنش‌های گرین می‌گردند).

۱.۱.۱) ارتباط نرخ سوزش با فشار

در بسیاری از سوخت‌ها این امکان وجود دارد که نرخ سوزش را براساس فشار محفظه احتراق در محدوده مشخصی از فشارهای محفظه مورد تقریب قرار داد. معادله تجربی در این ارتباط بصورت زیر خواهد بود:

$$r = aP^n, \quad (1)$$

که در آن r ، نرخ سوزش است که معمولاً بر حسب cm/sec و یا $in./sec$ خواهد بود، P فشار محفظه است که بر حسب Mpa و یا psia است، a یک ثابت تجربی است که وابسته به دمای محیط گرین است و n توان فشار نرخ سوزش

که گرین سوخت بطور یکنواختی در دمای مطلوب قرار دارد. ویژگی‌های عملکردی موتور باید در محدوده‌های مشخص قابل قبولی قرار داشته باشند. موتورهایی که از سوخت‌های کامپوزیتی بهره می‌گیرند تغییراتی در حدود ۲۰ تا ۳۵٪ در فشار محفظه و ۲۰ تا ۳۰٪ در زمان عملکرد در یک محدوده از تغییرات دما را خواهد داشت. در موتورهای بزرگ حرارت نا برابر گرین (مانند حرارت ناشی شده از خورشید) می‌تواند موجب تغییرات بزرگی در نرخ سوزش شود که بنوبه خود باعث عدم هم ترازی تراست خواهد شد. حساسیت نرخ سوزش به دمای سوخت توسط ضرایب دما که به دو شکل کلی زیر هستند بیان می‌شود.

$$\sigma_p = \left(\frac{\delta \ln r}{\delta T} \right)_p = \frac{1}{r} \left(\frac{\delta r}{\delta T} \right)_p, \quad (2)$$

$$\pi_K = \left(\frac{\delta \ln p}{\delta T} \right)_K = \frac{1}{p_1} \left(\frac{\delta p}{\delta T} \right)_K, \quad (3)$$

که در آن، σ_p حساسیت نرخ سوزش است که بصورت درصد تغییرات نرخ سوزش نسبت به تغییرات دما در فشار ثابت تعریف می‌شود. π_K حساسیت دما به فشار است که بصورت درصد تغییرات فشار محفظه نسبت به تغییرات درجه حرارت در یک K ثابت خواهد بود. K در اینجا تابعی هندسی است که بصورت نسبت سطح سوزش A_b به سطح گلوگاه نازل A_t تعریف می‌شود.

مقادیر σ_p و π_K بیشتر وابسته به طبیعت نرخ سوزش، ترکیب و مکانیزم احتراق سوخت خواهد بود. رابطه زیر بیانگر ارتباط بین این دو مقدار حساسیت دمایی است:

$$\pi_K = \frac{1}{1-n} \sigma_p. \quad (4)$$

در صورتیکه مقدار Γ را از رابطه (۱) در رابطه (۳) قرار دهیم بصورت زیر خواهد بود.

$$\sigma_p = \left(\frac{\delta \ln(ap^n)}{\delta T} \right)_p = \frac{1}{a} \left(\frac{\delta a}{\delta T} \right)_p. \quad (5)$$

این رابطه σ_p را بر مبنای فاکتور تغییرات دما a در فشار محفظه ثابت بیان می‌کند. با استفاده از حساسیت های دمایی و رابطه پایه (۱) نرخ سوزش سوخت بصورت زیر خواهد شد:

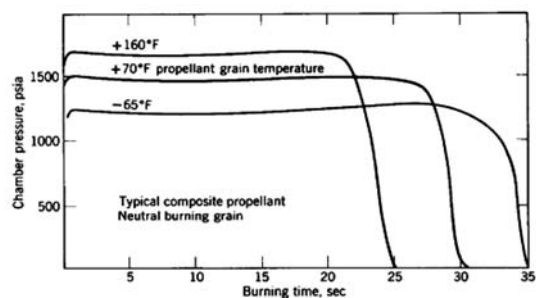
خواهد بود. در بعضی از مواقع توان فشار محفظه احتراق، ایندکس احتراق نیز نامیده می‌شود. این توان مستقل از دمای اولیه گرین بوده ولی در عوض بیانگر اثر فشار محفظه بر سرعت سوزش است. تغییر در دمای محیط، انرژی آزاد شده توسط احتراق را تغییر نمی‌دهد اما در عوض نرخ تغییرات انرژی واکنش را دچار تغییر می‌نماید.

سرعت سوزش به Π بسیار حساس است. مقادیر بالای Π موجب تغییرات سریع نرخ سوزش بر حسب فشار می‌شود. بنابراین یک تغییر کوچک در فشار محفظه موجب بوجود آمدن تغییرات اساسی در میزان گاز تولیدی می‌گردد.

در صورتیکه Π به یک نزدیک شود، نرخ سوزش و فشار محفظه نسبت به یکدیگر بسیار حساس شده و افزایش فشاری بسیار خطرناک می‌تواند در چند میلی ثانیه در محفظه احتراق روی دهد. زمانیکه مقدار Π کوچک بوده و به صفر میل می‌نماید، سوزش ناپایدار شده و حتی ممکن است موجب خاموشی خود نیز بگردد. سوخت‌هایی که دارای مقادیر منفی Π هستند برای موتورهای با قابلیت شروع مجدد و یا تولیدکننده‌های گاز بسیار مهم هستند. سوختی که دارای توان فشار صفر است بیانگر عدم تغییر در نرخ سوزش در گستره وسیعی از فشارها می‌باشد.

۲.۱.۱) ارتباط نرخ سوزش متناسب با دما

دما سرعت واکنش شیمیایی را تحت تاثیر قرار داده و دمای اولیه محیط گرین سوخت پیش از احتراق سرعت سوزش را تغییر می‌دهد (شکل ۱).



شکل (۱): تاثیر دمای سوخت بر روی زمان سوزش و فشار محفظه.

تلاش عمومی در توسعه و آزمایش موتورهای راکتهای بزرگتر بر این مبنای قرار دارد که موتور برای ساعات زیادی در یک دمای مشخص قبل از آتش قرار گیرد تا اطمینان حاصل شود

حاصل از احتراق در محفظه موتور قانون گاز کامل را می توان بصورت زیر نوشت:

$$P(t)V(t) = m(t).RT(t). \quad (7)$$

در رابطه فوق، P فشار داخل محفظه احتراق، V حجم محفظه احتراق، m جرم موجود درون محفظه در هر لحظه، T دمای محفظه و R ثابت گاز است. به غیر از R دیگر پارامترهای موجود در رابطه (7) تابع زمان هستند. با بازنویسی رابطه (7) بر حسب فشار خواهیم داشت:

$$P(t) = \frac{m(t).RT(t)}{V(t)}.$$

با مشتق گیری از رابطه فوق بر حسب زمان خواهیم داشت:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT}{V} \left(\frac{dm}{dt} \right) + \frac{mR}{V} \left(\frac{dT}{dt} \right) - \frac{mRT}{V^2} \left(\frac{dV}{dt} \right). \quad (8)$$

با محاسبه جرم از رابطه (7) خواهیم داشت:

$$m(t) = \frac{P(t).V(t)}{RT(t)}. \quad (9)$$

با مشتق گیری از رابطه فوق داریم:

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{P.V}{RT} \right) = \frac{V}{RT} \left(\frac{dP}{dt} \right) + \frac{P}{RT} \left(\frac{dV}{dt} \right) - \frac{P.V}{RT^2} \left(\frac{dT}{dt} \right). \quad (10)$$

رابطه ترمودینامیکی دیگری که در عملکرد موتور مورد استفاده قرار می گیرد قانون بقای جرم است. در صورتیکه اثر آتش زنه را در نظر نگیریم با در نظر گرفتن یک حجم کنترل در محفظه احتراق جریان جرم ورودی و خروجی به ترتیب ناشی از سوختن گرین و جریان جرم خروجی از نازل خواهد بود بنابراین خواهیم داشت:

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_{gr} - \dot{m}_n. \quad (11)$$

در رابطه فوق \dot{m}_{gr} دبی جرمی گرین و \dot{m}_n دبی جرمی خروجی از نازل است؛ m نیز جرم موجود درون محفظه احتراق در هر لحظه خواهد بود. برای محاسبه دبی جرمی گرین داریم:

$$\dot{m}_{gr} = \rho_p . A_b . r, \quad (12)$$

که در آن، ρ_p چگالی سوخت، A_b سطح سوزش در هر لحظه و r سرعت سوزش است. برای محاسبه دبی خروجی از نازل خواهیم داشت:

$$\dot{m}_n = P . A_t . \sqrt{\frac{\gamma}{RT_g} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}. \quad (13)$$

$$r = ap^n e^{\sigma_p \Delta T}, \quad (6)$$

که در آن، ΔT بیانگر تفاوت دما از میزان آن در شرایط محیطی مرجع (که در آن مقدار a تعریف می شود) و دمای گرین موجود است.

۲.۱ گرین سوخت و شکل گرین

گرین یک جرم شکل یافته از سوخت است که درون موتور قرار می گیرد. ماده سوخت و شکل هندسی گرین ویژگی های عملکردی موتور را تعیین می نمایند. پس از احتراق گرین، سوزش در تمام سطح انجام می شود تا موجب بوجود آمدن گازهای داغی شود که از نازل عبور می نمایند. تعدادی از موتورها بیش از یک گرین در محفظه دارند و تعدادی از گرین ها از چندین تکه با ترکیب های متفاوت سوخت تشکیل شده اند که موجب ایجاد نرخ سوزش های متفاوت می گردد. در حالت کلی گرین ها به دو گروه تقسیم می شوند؛ در یک نوع از گرین ها که Cartridge-loaded نامیده می شوند و بصورت جدا از محفظه ساخته می شوند مکانیزم ساخت به روش اکستروژن و یا ریخته گری خواهد بود و سپس گرین در داخل موتور قرار می گیرد. در نوعی دیگر از گرین ها که به گرین های Case-bonded موسوم اند از خود محفظه به عنوان قالب برای ریخته گری استفاده می شود و سوخت بصورت مستقیم داخل محفظه ریخته می شود. اکثر گرین های امروزی از این نوع هستند.

هندسه های متفاوت از گرین ها موجب رفتارهای عملکردی متفاوت خواهد شد. زمان سوزشی را که در طی آن تراست، فشار و سطح سوزش تقریباً ثابت باقی می ماند بیانگر سوزش خنثی Neutral burning، مدت زمانیکه مقادیر پارامترهای مذکور افزایش می یابند نشانگر سوزش پیش رونده Progressive burning و بازه زمانیکه این مقادیر کاهش می یابند مبین سوزش پس رونده Regressive burning خواهد بود.

۲ معادلات حاکم بر پارامترهای بالستیک داخلی برای

موتور سوخت جامد

معادلات حاکم بر عملکرد یک موتور سوخت جامد در کلان از سه رابطه ترمودینامیکی پایه قابل حصول است. برای گازهای

برای در نظر گرفتن اثرات تغییر حجم می‌توان از الگوی زیر استفاده کرد:

$$\frac{dV}{dt} = A_b \cdot r \quad (21)$$

در رابطه فوق، A_b سطح سوزش و r سرعت سوزش است. در صورتیکه از الگوی سرعت سوزش متناسب با فشار محفظه استفاده شود خواهیم داشت:

$$\frac{dV}{dt} = A_b \cdot aP^n \quad (22)$$

بنابراین، در کلان مبنای شبیه‌سازی عملکرد موتور دو رابطه زیر خواهد بود:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{m} [\gamma(\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - T(\dot{m}_{gr} - \dot{m}_n)] \quad (23)$$

$$\frac{dP}{dt} = \frac{\gamma R}{V} (\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - \frac{P}{V} \left(\frac{dV}{dt} \right) \quad (20)$$

برای انجام شبیه‌سازی T_b و T_g یکسان در نظر گرفته می‌شود و مشاهده می‌شود که دمای اولیه محفظه احتراق که برابر با دماهای ذکر شده است در مدت زمان سوزش تغییر چندانی نخواهد داشت. الگوی استفاده شده برای سرعت سوزش، الگوی متناسب با فشار است که در رابطه (۲۰) مورد استفاده قرار می‌گیرد. شایان ذکر است در صورتیکه از فشار بر حسب Mpa در رابطه اخیر استفاده شود سرعت سوزش بر حسب cm/sec بدست می‌آید که در معادلات باید از ضرایب تبدیل متناسب استفاده شود.

۱.۲ شبیه‌سازی معادلات موتور با فرض گرین دایره‌ای

در صورتیکه نسبت وب web fraction و نسبت طول به قطر در محدوده کاربردی قرارداداشته باشد استوانه سوزش داخلی (شکل ۲) یک شکل کاربردی و ارجح برای گرین خواهد بود. سوزش در این نوع گرین شعاعی بوده و انتهای آن غیرمقید است تا بتواند موجب کنترل سطح سوزش شود؛ سوزش در این نوع گرین از نوع پیش رونده خواهد بود. این نوع از گرین‌ها بصورت case bonded بوده که از سطح خارجی جدا می‌گردند. استوانه سوزش داخلی توسط طول L و دو قطر D و d شناخته می‌شود.

در رابطه فوق P فشار موجود در محفظه در هر لحظه، A_t بیانگر سطح گلوگاه، γ نسبت گرمای ویژه، R ثابت گاز و T_g دمای گرین است.

برای بیان تغییرات انرژی درون محفظه از قانون بقای انرژی استفاده می‌نمائیم، بنابراین خواهیم داشت:

$$\frac{d}{dt}(mc_vT) = \dot{m}_{gr}c_pT_b - \dot{m}_nc_pT \quad (14)$$

در رابطه فوق ترم سمت چپ بیانگر تغییرات انرژی داخل محفظه در هر لحظه و ترم‌های سمت راست به ترتیب بیانگر تغییرات انرژی ناشی از گرین و خروجی از نازل می‌باشند. در رابطه اخیر T_b دمای سوزش گرین و T دمای محفظه احتراق در هر لحظه است. در صورتیکه با استفاده از روابط (۹) و (۱۱) رابطه (۸) را بازنویسی نمائیم خواهیم داشت:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT}{V}(\dot{m}_{gr} - \dot{m}_n) - \frac{P}{V} \left(\frac{dV}{dt} \right) + \frac{P}{T} \left(\frac{dT}{dt} \right) \quad (15)$$

حال با بازنویسی رابطه (۱۴) داریم:

$$mc_v \frac{dT}{dt} + c_vT \frac{dm}{dt} = \dot{m}_{gr}c_pT_b - \dot{m}_nc_pT, \quad (16)$$

$$mc_v \frac{dT}{dt} = \dot{m}_{gr}c_pT_b - \dot{m}_nc_pT - c_vT \frac{dm}{dt}$$

در صورتیکه طرفین رابطه فوق را بر mc_v تقسیم نمائیم خواهیم داشت:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{c_p}{mc_v} (\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - \frac{T}{m} \frac{dm}{dt} \quad (17)$$

با ساده‌سازی و جایگذاری رابطه (۱۱) خواهیم داشت:

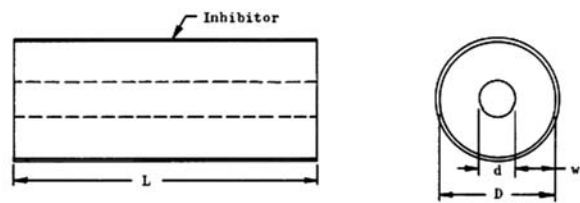
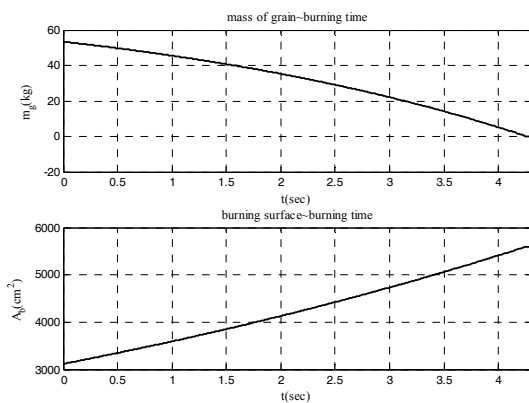
$$\frac{dT}{dt} = \frac{\gamma}{m} (\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - \frac{T}{m} (\dot{m}_{gr} - \dot{m}_n) \quad (18)$$

با جایگذاری رابطه اخیر در رابطه (۱۵) داریم:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT}{V}(\dot{m}_{gr} - \dot{m}_n) - \frac{P}{V} \left(\frac{dV}{dt} \right) + \frac{P\gamma}{Tm} (\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - \frac{P}{m} (\dot{m}_{gr} - \dot{m}_n) \quad (19)$$

بنابراین، پس از ساده‌سازی رابطه تغییرات فشار بصورت زیر خواهد بود:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{\gamma R}{V} (\dot{m}_{gr}T_b - \dot{m}_nT) - \frac{P}{V} \left(\frac{dV}{dt} \right) \quad (20)$$



شکل (۲): استوانه سوزش داخلی.

با در نظر گرفتن اطلاعات جداول زیر که مرتبط با ویژگی‌های سوخت و مشخصات موتور می‌باشند به انجام شبیه‌سازی می‌پردازیم.

شکل (۳): تغییرات پارامترهای بالستیک داخلی بر حسب زمان.

جدول (۱): مشخصات سوخت.

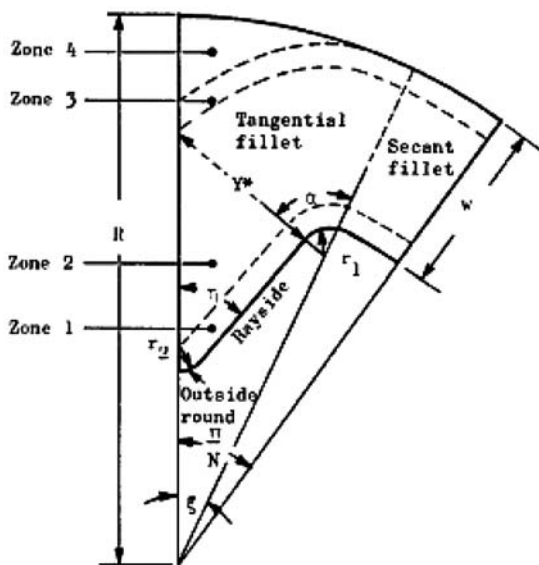
مقدار	مشخصه
۱۷۵۰ kg/m ³	چگالی
۱/۱۷۶۲	γ
۳۳۳ m ² /s ² K	R
۰/۹	a
۰/۴۶	n
۳۳۴۷ K	دمای محفظه احتراق (T)

۲.۲ شبیه‌سازی معادلات موتور با فرض گرین ستاره‌ای:

ستاره یک نوع هندسه گرین استوانه‌ای با سوزش شعاعی است که دارای ویژگی‌های هندسی متمایزی است. خنثی بودن سوزش در این نوع هندسه در دو بعد توسط برهم کنش سوزش پس رونده در لبه‌های ستاره و سوزش پیش رونده در استوانه بدست می‌آید. هفت متغییر هندسی مستقل که در شکل ۳ نشان داده شده‌اند هندسه ستاره را مشخص می‌نمایند. تنها از یکی از دو زاویه α و η برای تعریف استفاده می‌شود که کاربرد زاویه η متداول‌تر است. موارد ترسیم شده در شکل ۳ مرتبط با عملکرد نواحی مختلف ستاره است. این موارد در ارتباط با تغییرات کمی متغیرهاست.

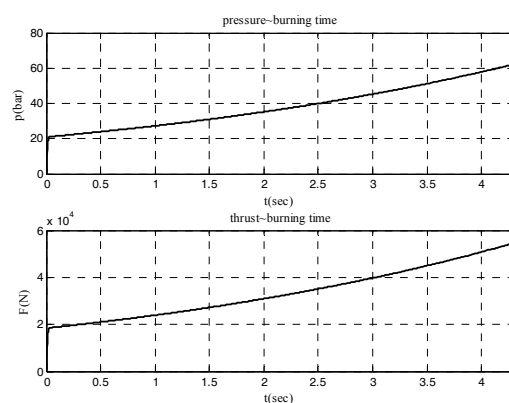
جدول (۲): مشخصات موتور.

مقدار	مشخصه
564 mm	طول سوخت
316 mm	قطر خارجی سوخت
176 mm	قطر داخلی سوخت
82 mm	قطر گلوگاه نازل



شکل (۴): هندسه گرین ستاره‌ای.

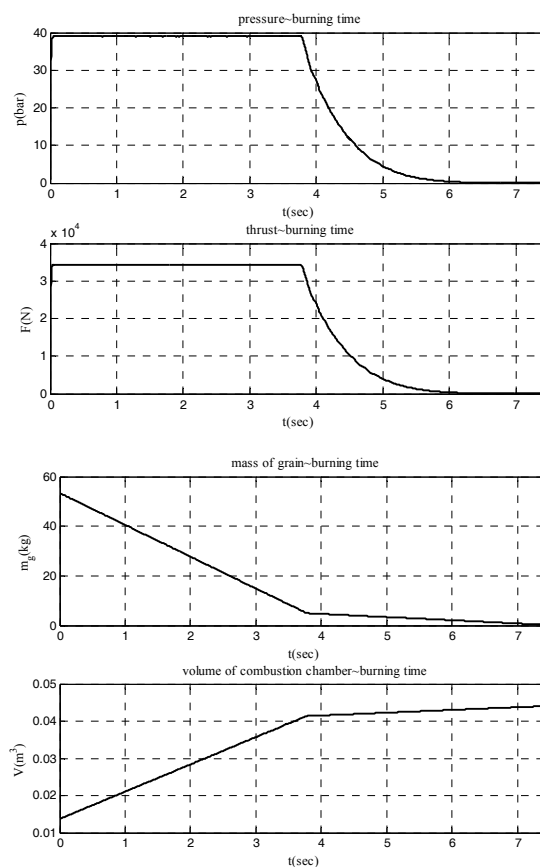
با انجام فرآیند شبیه‌سازی بر مبنای معادلات بدست آمده، تغییرات پارامترهای بالستیک داخل بر حسب زمان به‌قرار نمودارهای شکل ۳ می‌باشند.



مراجع

1. Sutton, G., "Rocket Propulsion Elements", Sixth Edition, John Wiley & Sons, 1992.
2. "Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistic", NASA SP-8076, March, 1972.
3. Whetstone, A.E. Threewit, T.R., and Billheimer, J.S., "Basic Grain Design and 564 Interior Ballistics Computer Program", Rep STM-143(AD805284), Aero jet-General Corp., June 10, 1961.
4. Sforizini, R.H., Foster, W.A. and Shakelford, B.W., "Effects of Propellant Temperature Gradients on Thrust Imbalance of the Space Shuttle", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.16, No.3, pp, 135-139. May-June 1979.
5. Shapiro, A.H., "The Dynamic and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow", Vol.1 and 2, the Roland Press Company, New York, 1953.
6. Holman, J.P., "Thermodynamic", McGraw-Hill Book Company, New York, 1974.
7. "Solid Propellant Selection and Characterization", NASA SP-8064, June 1971.
8. Warren, F.A., "Rocket Propellants", Reinhold Publishing Corp., 1958.

با در نظر گرفتن اطلاعات جداول بخش قبل و با توجه به اینکه در این نوع گرین سطح سوزش ثابت باقی می ماند به انجام شبیه سازی می پردازیم. تغییرات پارامترهای بالستیک داخلی بر حسب زمان به قرار نمودارهای شکل ۵ هستند.



شکل (۵): تغییرات پارامترهای بالستیک داخلی بر حسب زمان.

۳ نتیجه گیری ها

با انجام شبیه سازی برای دو مورد گرین دایره ای و ستاره ای و مقایسه نتایج در می یابیم که با استفاده از گرین ستاره ای قادر خواهیم بود پروفیل تراستی بیانگر سوزش خنثی بدست آوریم، زیرا سطح سوزش بر حسب زمان ثابت باقی می ماند. این امر امکان دستیابی به فشارهای بالاتر در محفظه احتراق و همچنین تراست بیشتر را فراهم می آورد؛ ضمن اینکه در قسمت اعظم بازده زمانی عملکرد موتور نیروی تراست ثابت خواهد ماند. از دیگر مزایای استفاده از گرین ستاره ای می توان به افزایش سطح سوزش اولیه اشاره کرد که زمان رسیدن به نیروی تراست مورد نظر را کوتاهتر می نماید.