

تحلیل عددی بالستیک داخلی میکرو تراستر سوخت جامد، جهت استفاده در کاربردهای فضایی

جلال زروندی^۱، جواد زروندی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، zarvandi@aut.ac.ir

۲- استادیار، مهندسی هوانوردی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، Javadzarvandi@ssau.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۱/۲۷، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۲/۱۲/۲۶، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۱/۱۵)

چکیده: در مطالعه‌ی حاضر، سعی شده است که بالستیک داخلی میکرو تراستر سوخت جامد به صورت عددی شبیه‌سازی شود. شبیه‌سازی انجام شده به وسیله‌ی یک کد شبه یک بعدی که شامل معادلات جرم، انرژی (انتقال حرارت) و حالت است، انجام شده است. نتایج به‌دست آمده با یک کار آزمایشگاهی معتبر اعتبارسنجی شده که انطباق خوبی را نشان می‌دهد. گرین مورد استفاده در میکروتراستر از نوع فینوسیل^۱ بوده که در سه حالت ۴،۸ و بی‌نهایت فین طراحی شده است. زوایای فین‌ها به ترتیب ۴۵، ۹۰ و ۰ درجه (دایره) است. روابط مذکور، تشکیل یک دستگاه معادلاتی را می‌دهند که از آن، مقادیر فشار P ، دما T و جرم m بدست آمده و به‌وسیله‌ی بدست آوردن این سه پارامتر می‌توان مقدار زمان سوزش گرین t ، نرخ سوزش گرین \dot{m} ، فشار و ماخ در خروجی نازل همگرا-واگرا P_e و M_e و در انتها تراست و ایمپالس کل را محاسبه کرد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که استفاده از گرین فینوسیل به‌علت افزایش سطح سوزش و به طبع آن افزایش مناسب فشار محفظه‌ی احتراق گزینه‌ی مناسبی جهت استفاده در میکرو تراسترهای فضایی است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که در صورت وجود انتقال حرارت، فشار محفظه تقریباً ۵٪ بار و ایمپالس کل ۱۵ درصد کاهش می‌یابد.

کلیدواژگان: میکرو تراستر، بالستیک داخلی، گرین فینوسیل، سوخت جامد

مقدمه

پیشران‌های هواپیماها و تجهیزات فضایی امروزی معمولاً توسط چندین موتور عظیم الجثه که دربردارنده قابلیت‌های پیشرفته مهندسی و ایمنی لازم هستند تأمین می‌شود. اما ظهور فناوری میمز^۲ به‌عنوان یک فناوری برتر، که فناوری تولید بر مبنای استفاده و ساخت نیمه‌رساناها است، می‌تواند کلبه‌ی مدل‌های حاضر را تغییر دهد. این سیستم‌ها بر مبنای سیکل‌های ترمودینامیکی کلاسیک (نظیر برایتون، رانکین و ...) رفتار کرده و علیرغم داشتن تفاوت‌هایی، به‌هرحال عملکرد مشابهی نسبت به نمونه‌هایی از نوع ماکرو^۳ خواهند داشت. میکروموتورهای حرارتی می‌توانند کاربردهای وسیعی من جمله در سیستم‌های متحرک تولید توان، موتورهای پیشران‌ها، کنترل لایه مرزی، گردش جریان، کنترل از راه دور فضاپیماها و تجهیزات پرنده بسیار کوچک برای حفظ موقعیت، کنترل ارتفاع و تصحیح گرانش ثقلی وارده بر تجهیزات هوافضایی با دقت فوق‌العاده، خروج ماهواره از مدار برای عدم تولید زباله فضایی پس از پایان عمر مأموریتی آن و غیره داشته باشند. سیستم‌های تولید قدرت بر پایه تجهیزات میمز فرصت‌های جدیدی را در عرصه پیشران‌ها و تولید توان در اختیار بشر قرار می‌دهند [۱].

^۱ Finocyl

^۲ Micro-Electro-Mechanical System

^۳ Macro

به منظور کاهش هزینه‌ها و نیز افزایش قابلیت اعتماد، فناوری میز به حوزه فناوری فضایی رسوخ کرده و تجهیزات جدید میز در حال توسعه جهت کاربردهای فضایی می‌باشند. در این میان، تحقیق بر روی فناوری‌های ریز-پیشران یکی از زمینه‌های فعال در تحقیقات فضایی است. از این رو چندین سیستم ریز-پیشران در حال توسعه می‌باشند که می‌توان به پیشران‌های شیمیایی اشاره کرد. مهم‌ترین کاربرد میکروتراسترهای سوخت جامد در میکرو ماهواره‌ها (۲۰ الی ۱۰۰ کیلوگرمی) یا نانو ماهواره‌ها (کمتر از ۲۰ کیلوگرم) است. ساخت مجموعه‌ای از ماهواره‌های کوچک ارزان‌تر، بسیار قوی‌تر و چندبعدی‌تر از ساخت یک تک ماهواره عظیم است. در این گونه از تجهیزات پیشران‌شی، عملکرد سیستم بر اساس احتراق میکرو که یکی از راه‌های ساده برای دستیابی به مقادیر زیادی از انرژی در یک واحد حجم کوچک است، تعریف شده است. در این گونه از سیستم‌های پیشران‌ش، از یک مقاومت پلی‌سیلیکونی به عنوان یک بخش حرارتی برای ایجاد جرقه استفاده می‌شود. شکل ۱ نمایی از ساختار و احتراق میکروتراستر سوخت جامد را نشان می‌دهد. این موتور از چهار قسمت مستقل زیر تشکیل شده است [۲]:

۱. یک جرقه‌زنی سیلیکونی میکرو ماشین‌کاری شده همراه با یک مقاومت پلی‌سیلیکونی که در داخل یک غشاء دی الکتریکی بسیار نازک جاسازی شده است.
۲. محفظه‌ی نگهداری مواد پیشران که به آن محفظه احتراق اطلاق می‌شود و از جنس سیلیکونی است.
۳. یک نازل نازک سیلیکونی که بر روی قسمت بالایی سازه نصب می‌شود.
۴. قطعه‌ی سیلیکونی نازک که جهت آب‌بندی در قسمت تحتانی پیشران بکار می‌رود.

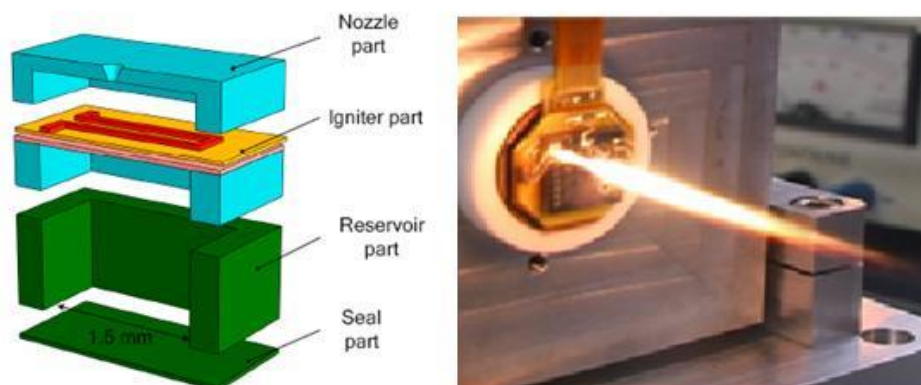


Figure 1- Solid propellant micro thruster[2]

شکل ۱- میکروتراستر سوخت جامد [۲]

طراحی و ساخت میکروموتورهای حرارتی بر استفاده از روش‌های میکرو ماشین‌کاری در دمای بالا و استفاده از غیرفلزاتی نظیر سیلیکون کارباید^۱ قرار داده شده است. در حال حاضر فناوری میکرو ماشین‌کاری از لیتوگرافی برای تعیین هندسه و سپس روش‌هایی نظیر کلیشه‌سازی^۲ و یا رسوب بخار^۳ برای شکل دادن ساختارهای اصلی بهره می‌برد. در این روش از لایه‌های چندگانه برای ایجاد یک شکل سه‌بعدی پیچیده استفاده می‌شود. مزایای استفاده از این روش در ساخت موتورهای حرارتی عبارت‌اند از: ۱- دقت هندسی خیلی بالا، ۲- تولید تعداد زیادی از وسایل مشابه به صورت موازی (البته با قیمت پایین) و ۳- ساخت هم‌زمان اجزای الکتریکی و مکانیکی. با اعمال میز به مواد نسوز و بکار بردن مهندسی دقیق و همچنین طراحی

¹ SiC

² Etching

³ Vapor deposition

سیالاتی، مشابه با آنچه در مورد ماکروموتورهای حرارتی نظیر موتور راکت و توربین‌های گاز صورت می‌گیرد، می‌توان به توان مخصوصی تقریباً برابر با موتورهای بزرگ دست یافت. در حالی که هزینه تمام شده به ازای هر واحد توان خروجی معادل با هزینه صرف شده در ماکروموتور است. یکی دیگر از مزایای استفاده از میکروموتورها در سیستم‌های پیش‌رانش، مطلق بودن طراحی آن‌هاست. بدین صورت که فرایند طراحی تنها برای یک موتور انجام می‌گیرد ولی به تعداد زیاد تولید می‌شوند. بدین ترتیب به جای ایجاد تغییر و اصلاح در موتور برای تأمین نیروی بیشتر می‌توان به سادگی از موتورهای بیشتری استفاده کرد [۳-۵].

در کنار تمامی مزیت‌های عنوان شده، یکی از معایب میکرو تراسترهای سوخت جامد، یک‌بار مصرف بودن آن‌ها است. اما با وجود این عیب، هنوز تحقیقات زیادی در مورد استفاده از آن‌ها در میکرو ماهواره‌ها و نانو ماهواره‌ها انجام می‌شود [۶]. در همین راستا و در جهت توسعه‌ی طراحی و شبیه‌سازی میکروتراسترها، شن و همکاران با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت به شبیه‌سازی تأثیر شکل نازل بر مقدار ضربه ویژه میکروتراسترها پرداختند. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که قطر گلوگاه تأثیر زیادی بر روی تراست میکروتراستر دارد [۷-۹]. وانگ از نرم‌افزار CAE-ANSYS برای شبیه‌سازی میکروتراستر سوخت جامد استفاده کرد. مطالعات او در مورد تأثیر پارامترهای هندسی نازل بر عملکرد رانش میکروتراسترهای مسطح^۱ است. او همچنین میزان انتقال حرارت و جرم میدان جریان را درون محفظه‌ی احتراق و نازل شبیه‌سازی کرده است [۱۰]. در مطالعات دیگری رُو با استفاده از کد CEA به صورت تئوری عملکرد رانش میکروتراستر را شبیه‌سازی کرده است. او در تحقیقات خود دریافت که ترکیب Al/CuO در گرین سوخت جامد میکرو تراستر بالاترین سرعت مشخصه و ایمپالس ویژه را دارد [۱۱].

در سالیان اخیر نیز فعالیت‌های گسترده‌ای در زمینه‌ی طراحی و ساخت میکروتراسترها صورت گرفته است. در همین زمینه گروه تحقیقاتی وای ای در دانشگاه علم و صنعت نانجینگ چین از سال ۲۰۰۳ میلادی بر روی میکروتراسترهای سوخت جامد در حال مطالعه می‌باشند. میکرو تراسترهای طراحی شده توسط این گروه تحقیقاتی، برای اولین بار بر روی نانو ماهواره تایوروس^۲ نصب شد که در سپتامبر ۲۰۱۹ به مدار پرتاب شد [۱۲]. ژو نیز تحقیقات زیادی بر روی کنترل جریان الکتریکی جرقه‌زن‌ها جهت شروع احتراق در میکروتراسترهای سوخت جامد انجام داده است [۱۳]. همچنین ما و همکاران به توسعه یک سیستم اندازه‌گیری تراست بر پایه تعادل پیچشی^۳ برای میکروتراسترها پرداخته‌اند. این سیستم دارای طراحی ساده بوده و قابلیت نصب آسان جهت اندازه‌گیری تراست را دارد. این سیستم اندازه‌گیری، بسیار حساس بوده و می‌تواند کمترین مقادیر تراست را اندازه‌گیری کند [۱۴].

جدول ۱ برخی از تحقیقاتی که تاکنون در زمینه‌ی میکروتراسترهای سوخت جامد انجام شده است را به صورت اجمالی نشان می‌دهد.

پژوهش در حوزه‌ی میکرو تراسترهای سوخت جامد با توجه به جدید و نو بودن آن، با پیچیدگی‌های فراوانی همراه است. این پیچیدگی‌ها در هر سه حوزه‌ی طراحی، ساخت و آزمون (اندازه‌گیری) وجود دارد. طراحی یک میکرو تراستر سوخت جامد کاری بسیار چالش‌برانگیز است. این چالش زمانی بیشتر می‌شود که میکرو تراستر بایستی در یک مأموریت فضایی مورد استفاده قرار گیرد. مأموریت‌های فضایی جزو پرهزینه‌ترین فعالیت‌های هوافضایی می‌باشند که ملاحظات مربوط به خود را دارند. لذا جهت درک بهتر پدیده‌های ناشناخته در میکرو تراسترهای سوخت جامد و از طرفی کاهش هزینه‌ها، لازم است تحقیقات گسترده‌تری در زمینه‌های شبیه‌سازی و آزمایشگاهی در این حوزه انجام گیرد. مطالعه حاضر دقیقاً در همین راستا و در ادامه فعالیت‌های جدول ۱ انجام شده است.

در این مطالعه تمامی پارامترهای تأثیرگذار بر تولید تراست و ایمپالس یک میکرو تراستر سوخت جامد با تمرکز بر

¹ Planar

² Taurus

³ Torsion balance

احتمال حضور شوک در نازل همگرا-واگرا مورد بررسی قرار گرفته است. از طرفی جهت محاسبه‌ی دقیق‌تر تراست و ایمپالس تولیدی، وجود انتقال حرارت نیز در نظر گرفته شده است که در مطالعات گذشته به‌خصوص داخل کشور انجام نشده است. انجام این مطالعات می‌تواند بسیاری از هزینه‌ها در طراحی و ساخت نهایی را به‌شدت کاهش دهد و از طرفی اطمینان از رسیدن به اهداف نهایی تعریف‌شده را افزایش دهد.

جدول ۱- برخی از تحقیقات انجام شده در زمینه میکرو تراسترهای سوخت جامد

Table 1- Summary of propellant research in solid propellant micro thruster

Researcher	Propellant	Study type	Total impulse (mN . s)	Thrust (N)	Specific impulse (s)	Chamber length (mm)	Chamber size (mm)
Lee and Kim [15]	LTNR	Experimental	0.381	3.69	62.3	0.27	Φ1.0
Rossi et al. [16]	GAP/AP	Experimental	7.3	0.3-2.3	-	1.0	1.5 × 1.5
Tanaka et al. [17]	B/KNO ₃	Experimental	0.5	0.15	-	> 0.6	Φ1.2
Zhang et al. [18]	HTPB/AP	Experimental	0.004-0.013	0.0017	-	-	Φ0.5
Yu [19]	LTNR/NC	Experimental	0.256	-	-	1.0	Φ0.7
Zhang et al. [20]	Gunpowder	Experimental & Numerical	0.035-0.222	0.05-0.34	-	0.6	1.0 × 0.5
Puchades et al. [21]	Al/Bi ₂ O ₃ Al/I ₂ O ₅	Experimental	-	0.002-0.6	-	-	-
Ru [11, 22]	Al/CuO/N C	Experimental & Numerical	0.430-0.496	0.36-0.41	33.9-38.9	0.6	Φ0.7
Wang [10]	Al/CuO/N C/AP	Numerical	0.525-0.957	-	33.5-61.0	1.0	1.5 × 1.5

مدل‌سازی عددی

ابعاد و اندازه‌ها

میکروتراستر طراحی شده، دارای مقطع دایره‌ای است که ابعاد و اندازه‌های آن در جدول ۲ نشان داده شده است. همچنین شکل ۲ نمای طرحواره میکروتراستر مورد مطالعه را نمایش می‌دهد.

گرین مورد استفاده در میکروتراستر از نوع فینوسیل بوده که در سه حالت ۴،۸ و بی‌نهایت پره^۱ طراحی شده است. زوایای پره‌ها به ترتیب ۹۰، ۴۵ و ۰ (دایره) درجه است. شکل ۳ پارامترهای هندسی گرین‌های مورد استفاده در میکروتراستر را نمایش می‌دهد.

جدول ۲- ابعاد و اندازه‌های میکرو تراستر

Table 2- Micro thruster dimensions (mm)

Chamber Length (mm)	Chamber Diameter (mm)	Nozzle throat Diameter (mm)	Nozzle outlet Diameter (mm)	Nozzle divergence length (mm)	Nozzle convergence length (mm)	Nozzle divergence angle(deg)
2	1.2	0.18	0.363	0.650	0.4	8

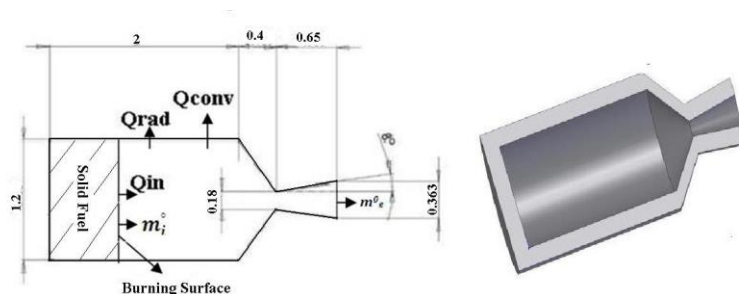


Figure 2- Schematic view of micro thruster

شکل ۲- نمای طرحواره میکروتراستر مورد مطالعه

¹ Fin

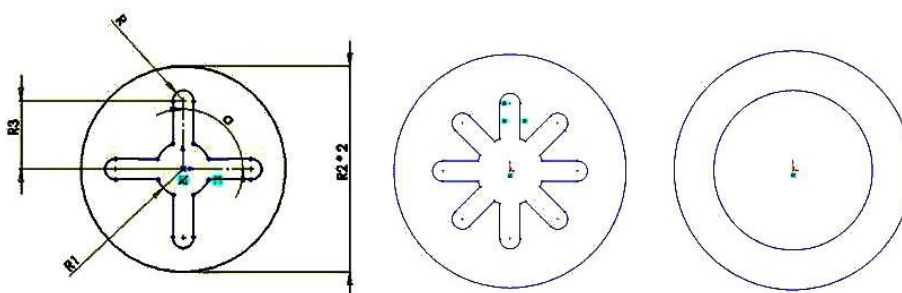


Figure 3- Shape and geometric parameters of the grains used in this study

شکل ۳- شکل و پارامترهای هندسی سه نوع گرین مورد استفاده در این مطالعه

مشخصات سوخت

سوخت جامد مورد استفاده در میکروتراستر از نوع کامپوزیت بوده که از مرجع [۲۳] انتخاب شده است. مشخصات سوخت با استفاده از کد CEA که بر اساس احتراق تعادلی عمل می‌کند، محاسبه و در جدول ۳ نمایش داده شده است [۲۳]. در این جدول پارامترهای γ , C_p , R , h_c به ترتیب عبارتند از: نسبت حرارت ویژه، ضریب حرارتی ویژه در فشار ثابت، ثابت گاز و آنتالپی پشران. همچنین پارامترهای a , b و n ثابت‌های تجربی مربوط به سوزش سوخت انتخابی می‌باشند. از ویژگی‌های این سوخت می‌توان به میزان آسیب‌پذیری پایین در مونتاژ و تولید ضربه ویژه بالاتر (در مقایسه با سوخت جامد هموزن) اشاره کرد. نحوه سوزش مرحله به مرحله‌ی گرین سوخت جامد که با نرم‌افزار سالیدورکس^۱ انجام شده است در شکل ۴ نشان داده شده است. برای دستیابی به این نحوه سوزش باید میکرو جرقه زن^۲ به شکل فینوسیل طراحی شده و به‌عنوان یک نقطه داغ بر روی گرین قرار گیرد تا سوزش مورد نظر به‌دست آید.

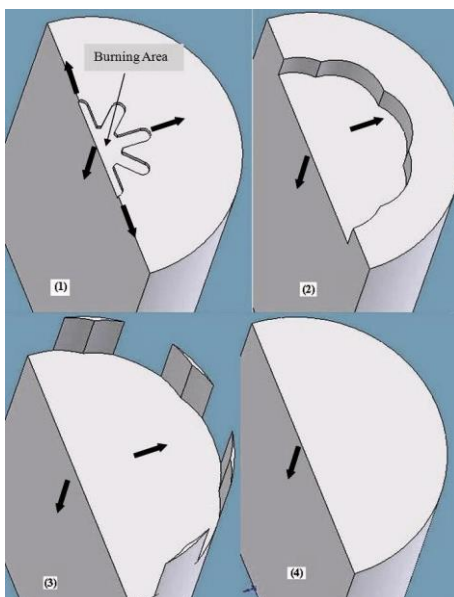


Figure 4- Burning of micro thruster solid fuel grain (step by step)

شکل ۴- نمایش مرحله به مرحله‌ی سوزش گرین سوخت جامد میکروتراستر

¹ Solid works
² Micro-igniter

جدول ۳- مشخصات سوخت و اکسیدایزر مورد استفاده در میکروتراستر [۲۳]

Table 3- Characteristics of propellant[23]			
1-Type: Composite Propellant			
Binder	Polysiloxane or Glycidyle Azide Polymer		
Oxidizer	NH ₄ CLO ₄		
Fuel	Al, Zr, B, Mg		
2- Characteristics Of Propellant			
γ	1.3	ρ _p	1500 (kg/m ³)
C _p	1885 (J/kg.K)	a	7.76e-5 (kg ⁻ⁿ m ¹⁺ⁿ s ²ⁿ⁺¹)
R	435 (J/kg.K)	b	0.001 (m/s)
h _c	376e4 (J/kg)	n	0.29

معادلات حاکم

معادلات مورد استفاده در این مدل سازی، طبق روابط (۱) تا (۳) به ترتیب شامل معادلات جرم، انرژی و حالت است [۲۳].

$$\frac{\partial m}{\partial t} = \dot{m}_i - \dot{m}_e \quad (1)$$

$$m \frac{\partial T}{\partial t} + T \frac{\partial m}{\partial t} = -\gamma T \dot{m}_e + \frac{Q}{c_v} \quad (2)$$

$$p = \frac{mRT}{V(x)} \quad (3)$$

جهت محاسبه نرخ سوزش گرین سوخت جامد Γ^0 باید از رابطه کلاسیک نرخ سوزش استفاده کرد [۲۳].

$$r^\circ = \frac{\partial x}{\partial t} = ap^n + b \quad (4)$$

میزان جرم گاز تولیدی در اثر سوختن گرین طبق رابطه (۵) به شکل زیر است.

$$\dot{m}_i = \frac{\partial x}{\partial t} \cdot A_b(x) \cdot \rho_p = r^\circ \cdot A_b(x) \cdot \rho_p \quad (5)$$

که در اینجا $A_b(x)$ بیانگر میزان سطح سوزش گرین و $\partial x / \partial t$ بیانگر تغییرات عمق سوزش به زمان سوزش است. از طرفی با توجه به در نظر گرفتن افت های حرارتی، روابط (۶) تا (۹) به ترتیب عبارت اند از: خالص حرارت تولیدی، گرمای تولید شده در گرین، میزان انتقال حرارت جابجایی و میزان انتقال حرارت تشعشعی.

$$Q = Q_{in} - Q_{conv} - Q_{rad} \quad (6)$$

$$Q_{in} = \dot{m}_i h_c \quad (7)$$

$$Q_{conv} = hS(x)(T - T_a) \quad (8)$$

$$Q_{rad} = \sigma eS(x)(T^4 - T_a^4) \quad (9)$$

که در اینجا $S(x)$ سطح انتقال حرارت و $V(x)$ حجم محفظه است. در مطالعه حاضر میزان ضریب انتقال حرارت جابجایی $h=200(W/m^2.K)$ ، ضریب پخش سطحی $e=0.25$ و ثابت استفان-بولتزمن $\sigma=5.76e-8 (W/m^2.K^4)$ در نظر گرفته شده است. همچنین دمای محیط $T_a=300K$ در نظر گرفته شده است.

به دلیل بالا بودن نسبت مساحت سطح مقطع محفظه احتراق به مساحت گلوگاه و همچنین شارژ شدن گرین تا ابتدای

نازل عملاً فضایی جهت سرعت گرفتن گازهای حاصل از احتراق درون محفظه احتراق نمی ماند، در نتیجه می توان سرعت ذرات درون محفظه احتراق را با تقریب خوبی صفر در نظر گرفت. فلذا از حل معادلات تکانه درون محفظه احتراق صرف نظر شده است [۲۳].

مقدار جرم خروجی m_e^0 بستگی به نوع رژیم جریان درون نازل دارد. برای به دست آوردن m_e^0 ابتدا باید رژیم جریان در گلوگاه مشخص شود. بدین منظور باید عدد ماخ خروجی M_e از رابطه (۱۰) و فشار بحرانی B_c از رابطه (۱۱) به دست آید.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (10)$$

$$\frac{P_a}{P} = B_c = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (11)$$

حال اگر مقدار نسبت فشار محفظه $P_a/P < B_c$ رژیم جریان در گلوگاه صوت است و مقدار m_e^0 برابر است با:

$$m_e^0 = P A_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{1-\gamma}}} \quad (12)$$

و اگر $P_a/P > B_c$ باشد جریان در گلوگاه مادون صوت است و مقدار m_e^0 برابر است با:

$$m_e^0 = P A_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{1-\gamma}}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P}{1 - B_c} \right)^2} \quad (13)$$

برای به دست آوردن M_e و P_e در خروجی نازل باید جریان درون نازل همگرا-واگرا در سه حالت: ۱- مادون صوت ۲- مافوق صوت همراه با شوک ۳- کاملاً مافوق صوت مورد تحلیل و بررسی قرار گیرد که برای این کار می توان از روش های ارائه شده در مراجع [۲۵، ۲۴] استفاده کرد.

معادلات مذکور، تشکیل یک دستگاه معادلاتی را می دهند که از آن مقادیر فشار P ، دما T و جرم m به دست می آید و به وسیله ی به دست آوردن این سه پارامتر می توان مقدار زمان سوزش گرین t ، نرخ سوزش گرین \dot{x} ، فشار و ماخ در خروجی نازل همگرا-واگرا P_e و M_e و در آخر تراست را طبق رابطه (۱۴) محاسبه کرد. در رابطه ی (۱۴) θ_e میزان واگرایی نازل است. از طرفی برای به دست آوردن مقدار ایمپالس کل می توان از رابطه (۱۵) استفاده کرد.

$$\text{Thrust} = (P_e A_e (1 + \gamma M_e^2) - A_e P_a) * \frac{1}{2} (1 + \cos \theta_e) \quad (14)$$

$$\text{Total Impulse} = \int_0^t \text{thrust} \cdot dt \quad (15)$$

سینتیک شیمیایی احتراق

به علت اینکه سوخت انتخابی بر پایه NH_4ClO_4 است در نتیجه گونه های تولید شده در اثر احتراق بیشتر شامل $\text{H}, \text{H}_2, \text{H}_2\text{O}, \text{OH}, \text{O}, \text{O}_2, \text{N}_2, \text{CO}, \text{CO}_2, \text{HCL}, \text{CL}, \text{CL}_2$ است. با توجه به گونه های تولید شده، واکنش ها مطابق جدول ۴ در نظر گرفته شده است. واکنش های انشعایی شماره های ۱ تا ۴ و واکنش های ترکیب مجدد/ مجزا شدن شماره های ۵ تا ۸، برای رادیکال های H, OH و O در سیستم H_2/O_2 در نظر گرفته شده است. واکنش های ۹ تا ۱۱ برای سیستم CO/CO_2 به کار رفته اند [۲۶]. واکنش های ۱۲ تا ۱۷ نیز برای توصیف سیستم حاوی HCL در نظر گرفته شده است [۲۸، ۲۷].

ثابت سرعت واکنش ها به صورت آرنیوسی مطابق رابطه (۱۶) در نظر گرفته شده است که پارامترهای آن برای هر یک از واکنش ها در جدول ۴ آورده شده است. همچنین برای محاسبه خواص گونه ها از روابط (۱۷) تا (۲۲) استفاده شده است [۲۹].

$$K = A * T^{\beta} * \exp(-E_a/R * T) \quad (16)$$

رابطه‌ی (۱۷) میانگین جرمی لزجت که در آن μ_i عبارت است از لزجت دینامیک جزء i ام برحسب $N.s/m^2$ رابطه‌ی (۱۸) میانگین جرمی حرارت ویژه که در آن $C_{p,i}$ عبارت است از ظرفیت حرارتی در فشار ثابت جزء i ام برحسب $J/kg.K$ ، رابطه‌ی (۱۹) میانگین جرمی رسانش حرارتی، رابطه‌ی (۲۰) رسانش حرارتی هر جزء، رابطه‌ی (۲۱) ضریب نفوذ دوتایی با استفاده از فرمول چاپمن-انسکوگ که در آن σ_{ij} و Ω_D به ترتیب عبارت‌اند از: طول مشخصه لنارد جونز برای دو جزء i ام و j ام برحسب آنگستروم و مجموع برخوردهای کاهش‌یافته^۱ و رابطه‌ی (۲۲) لزجت هر جزء که در آن Ω_{μ} عبارت است از مجموع برخوردهای کاهش‌یافته مشابه را نشان می‌دهد. همچنین در این روابط Y_i کسر جرمی و M_i جرم مولکولی گونه‌ی i است.

$$\mu = \sum_{i=1}^N Y_i \mu_i \quad (17)$$

$$C_{p,f} = \sum_{i=1}^N Y_i C_{p,i} \quad (18)$$

$$k_f = \sum_{i=1}^N Y_i k_i \quad (19)$$

$$k_i = \frac{15}{4} \frac{R_u}{M_{w,i}} \mu_i \left[\frac{4}{15} \frac{C_{p,i} M_{w,i}}{R_u} + \frac{1}{3} \right] \quad (20)$$

$$D_{ij} = 0.0118 \frac{\left[T^3 \left(\frac{1}{M_{w,i}} + \frac{1}{M_{w,j}} \right) \right]^{\frac{1}{2}}}{p \sigma_{ij}^2 \Omega_D} \quad (21)$$

$$\mu_i = 2.67 \times 10^{-6} \frac{[M_w T]^{\frac{1}{2}}}{\sigma^2 \Omega_{\mu}} \quad (22)$$

ضرایب سرعت واکنش‌های C/H/O بر اساس توصیه‌های انجام شده، از مراجع [۳۰-۳۲] انتخاب شده است. همچنین داده‌های واکنش‌های دارای CL بر اساس کار رزلی و همکاران [۲۸] در نظر گرفته شده است. در ضمن سرعت‌های واکنش‌های ترکیب مجدد/مجزا شدن براساس مولکول سوم $M=N_2$ است.

فرضیات

- مهم‌ترین فرضیاتی که در حل معادلات مربوط به این مطالعه در نظر گرفته شده است عبارت‌اند از:
- ۱- معادلات به صورت شبه یک‌بعدی نوشته و حل شده‌اند.
 - ۲- علی‌رغم اینکه سوزش گرین به صورت سه‌بعدی نمایش داده شده است، اما چون در کد نوشته شده فقط مقدار سطح سوزش $A_b(x)$ موردنیاز است، در نتیجه می‌توان از کد شبه یک‌بعدی جهت محاسبه‌ی پارامترهای موردنیاز استفاده کرد.
 - ۳- از حل معادلات تکانه به دلیل ناچیز بودن سرعت ذرات درون محفظه‌ی احتراق صرف‌نظر شده است. همچنین مؤلفه‌های مربوط به سرعت ذرات در معادله انرژی نیز حذف شده است.
 - ۴- از اثرات سه‌بعدی گرین صرف‌نظر شده است و سوزش به صورت یکنواخت در همه جهات فرض شده است. همچنین سوخت انتخابی دچار سوزش فرسایشی نمی‌شود.

¹ Reduced collision integral

- ۵- به علت دمای بالای محفظه (حدوداً ۲۰۰۰ کلوین) تمامی محصولات احتراق به شکل گاز هستند.
- ۶- پیروی از قانون گاز کامل.
- ۷- دما و فشار داخل محفظه احتراق همگن است.
- ۸- محاسبات مربوط به جرقه زن حذف شده است.
- ۹- از اثرات گرانی صرف نظر شده است.

جدول ۴- پارامترهای سینتیکی واکنش‌های C/H/O/CL

Table 4- Skeletal mechanism C/H/O/CL

Reaction	A_k	β	E_a
H+O2=>OH+O	2.00E+14	0.00	70.3
O+H2=>H+OH	5.06E+04	2.67	26.3
OH+H2=>H+H2O	1.00E+08	1.6	13.8
2OH=>O+H2O	1.50E+09	1.14	0.42
2H+M=>H2+M	1.80E+18	-1.0	0
H+OH+M=>H2O+M	2.20E+22	-2.0	0
H+O+M=>OH+M	4.70E+18	-1.0	0
2O+M=>O2+M	2.90E+17	-1.0	0
CO+OH=>CO2+H	4.40E+06	1.5	-3.1
CO+O2=>CO2+O	2.50E+09	0.00	200
CO+O+M=>CO2+M	1.00E+13	0.00	-9.7
H+HCL=>H2+CL	2.00E+13	0.00	14.65
H+CL2=>HCL+CL	8.59E+13	0.00	4.898
HCL+OH=>H2O+CL	2.45E+12	0.00	4.6
HCL+O=>OH+CL	5.24E+12	0.00	26.8
2CL+M=>CL2+M	2.34E+14	0.00	-7.53
H+CL+M=>HCL+M	7.20E+21	-2.0	0

Units are cm, mol, s, Kj/mole, and K.

روش حل معادلات

روش حل معادلات جهت به دست آوردن پارامترها به شکل زیر است:

۱- انتخاب یک مقدار مناسب برای Δx (گرین سوخت جامد به قطعات مختلف تقسیم می‌شود که ضخامت هر قطعه Δx است. این مقدار باید طوری انتخاب شود که کوچک‌ترین تغییرات سطح سوزش گرین را نشان دهد).

۲- محاسبه مقادیر $A_b(x)$, $S(x)$ و $V(x)$ به عنوان ورودی به کد. این مقادیر را می‌توان با استفاده از نرم‌افزار سالیدورکس و همانند شکل ۴ به دست آورد.

۳- جایگزینی روابط (۴) تا (۹) در معادلات (۱) تا (۳)

۴- تشکیل دستگاه معادلاتی مربوط به روابط (۱) تا (۳) با استفاده از بسط تیلور و روابط (۲۳) و (۲۴) و به دست آوردن مقادیر فشار، دما و جرم در هر Δx انتخابی. Δz ها همان پارامترهای فشار، دما و جرم می‌باشند که از حل رابطه‌ی (۲۵) به دست می‌آیند.

لازم به ذکر است در بسط تیلور مورد استفاده در کد، مشتقات مرتبه بالاتر از یک حذف شده و همچنین معیار همگرایی اختلاف فشار و دما در هر بازه زمانی (time step) کمتر از 10^{-4} است ($P_{i+1}-P_i < 10^{-4}$, $T_{i+1}-T_i < 10^{-4}$).

۵- محاسبه‌ی زمان سوزش گرین t ، نرخ سوزش گرین \dot{m} ، فشار و ماخ در خروجی نازل همگرا-واگرا و در آخر تراست و ایمپالس کل.

روابط مورد استفاده به شکل زیر می‌باشند:

$$f(z + \Delta z) = f(z) + \frac{\partial f}{\partial z} \Delta z + \dots \quad (23)$$

$$f_1(z_1 + \Delta z_1, z_2 + \Delta z_2, \dots, z_n + \Delta z_n) = f_1(z) + \frac{\partial f_1}{\partial z_1} \Delta z_1 + \dots + \frac{\partial f_1}{\partial z_n} \Delta z_n \quad (24)$$

$$f_n(z_1 + \Delta z_1, z_2 + \Delta z_2, \dots, z_n + \Delta z_n) = f_n(z) + \frac{\partial f_n}{\partial z_1} \Delta z_1 + \dots + \frac{\partial f_n}{\partial z_n} \Delta z_n$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial z_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial z_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial z_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial z_n} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta z_1 \\ \vdots \\ \Delta z_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_1 \\ \vdots \\ -f_n \end{bmatrix} \quad (25)$$

برای حل معادلات بایستی شرایط اولیه و مرزی به صورت مناسب انتخاب شود. در مطالعه‌ی حاضر شرایط مرزی و اولیه طبق جدول ۵ عبارت است از:

جدول ۵- شرایط مرزی و مقادیر اولیه‌ی انتخابی

Table 5- Boundary conditions and Initial value

Boundary conditions		Initial value	
Inlet	Mass flow inlet	P_{mi}	101325 Pa
Outlet	Pressure outlet	T_{mi}	300 K
wall	Wall (with and without heat transfer)	m_{mi}	$P_{in} \cdot V(x)/R, T_{mi}$

نتایج

نتایج به دست آمده از کد، ابتدا با مرجع [۵] اعتبار سنجی شده است که در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است. در مرجع [۵] یک گرین استوانه‌ای ساده از نوع سرب استیفات^۱ هم به صورت عددی و هم به صورت آزمایشگاهی مورد مدل‌سازی و آزمایش قرار گرفته است. همان‌طور که در هر دو شکل دیده می‌شود بیشترین میزان اختلاف بین کار حاضر با مرجع [۵] حدوداً ۱۰٪ است. این اختلاف عمدتاً به عدم شبیه‌سازی میکرو جرقه‌زن در کار عددی حاضر برمی‌گردد. عدم شبیه‌سازی میکرو جرقه‌زن که به صورت یک نقطه داغ بر روی سطح گرین سوخت جامد قرار می‌گیرد، باعث اختلاف در سطح سوزش و در ادامه باعث اختلاف فشار محاسباتی محفظه احتراق خواهد شد.

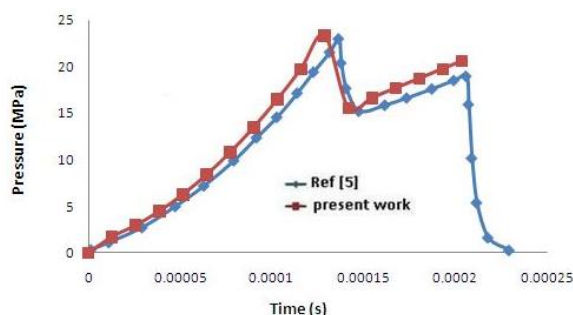


Figure 5- Validation of the results (pressure vs burning time) with ref [5]

شکل ۵- نمودار اعتبار سنجی نتایج کد (فشار بر حسب زمان سوزش) با مرجع [۵]

¹ Lead styphnate

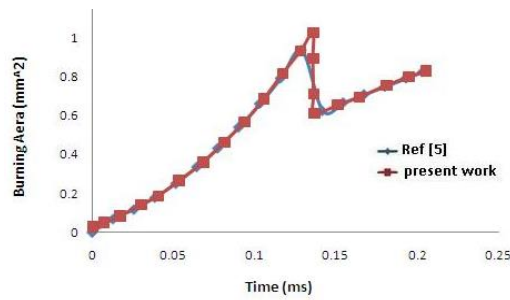


Figure 6- Validation of the results (burning area vs burning time) with ref [5]

شکل ۶- نمودار اعتبارسنجی نتایج کد (سطح سوزش برحسب زمان سوزش) با مرجع [۵]

جدول ۶ حالت‌های مختلفی که در کار حاضر مورد بررسی قرار گرفته‌اند را نشان می‌دهد. در این جدول شعاع داخلی هر پره، R_1 شعاع دایره پره‌ها، R_2 شعاع گرین و R_3 طول پره است. برای تحلیل این حالت‌ها Δx های مختلفی مورد بررسی قرار گرفته است که در نهایت مقدار $\Delta x = 0.025 \text{ mm}$ انتخاب شده است. نمودارهای ۷، ۸ و ۹ به ترتیب تغییرات مقادیر $K_n = A_b/A_f$ (نسبت سطح سوزش گرین به سطح گلوگاه)، فشار محفظه و تراست را برحسب زمان سوزش نمایش می‌دهد. با شروع سوزش گرین در تمام جهات مقادیر K_n ، فشار و تراست افزایش می‌یابد تا به مقدار ماکزیمم برسد و پس از اتمام سوزش در عرض گرین و ادامه آن در جهت عمق، تغییرات مقادیر K_n ، فشار و تراست ثابت می‌شود تا سوزش گرین تمام شود. در هر سه نمودار مشاهده می‌شود که با افزایش تعداد پره‌ها مقادیر ماکزیمم K_n ، فشار و تراست افزایش می‌یابد ولی در زمان کمتری به مقدار ثابت خود می‌رسد. دلیل این امر اتمام سریع‌تر سوزش گرین در جهت عرضی است.

جدول ۶- حالت‌های مختلف بررسی شده در کار حاضر طبق شکل ۳

Table 6- considered different cases in the present work according to figure 3

Case #	$L_c(\mu\text{m})$	$R(\mu\text{m})$	$R_1(\mu\text{m})$	$R_2(\mu\text{m})$	$R_3(\mu\text{m})$	$\alpha(\text{deg})$	N	توضیحات
1	2000	30	100	600	200	90	4	-----
2	2000	30	100	600	200	45	8	-----
3	2000	30	----	600	200	0	∞	Circle
4	2000	30	100	600	200	90	4	With Heat Transfer

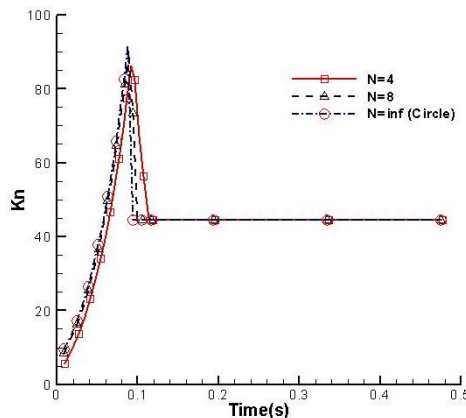


Figure 7- The graph of the K_n variation according to the burning time

شکل ۷- نمودار تغییرات K_n برحسب زمان سوزش

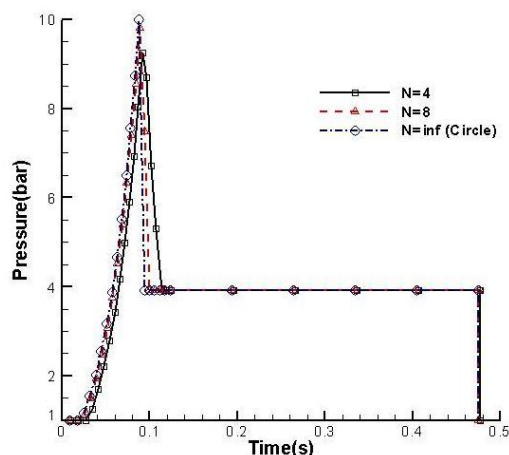


Figure 8- The graph of the pressure chamber variation according to the burning time ($e=0$, $h=0$ W/m².K, $P_a=1$ bar)

شکل ۸- نمودار تغییرات فشار محفظه بر حسب زمان ($e=0$, $h=0$ W/m².K, $P_a=1$ bar)

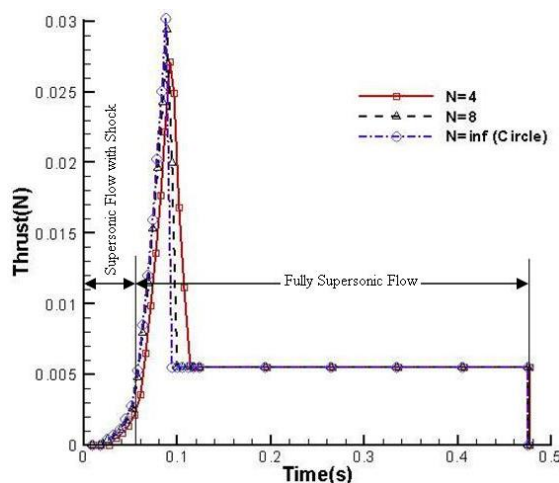


Figure 9- The graph of the thrust variation according to the burning time ($e=0$, $h=0$ W/m².K, $P_a=1$ bar)

شکل ۹- نمودار تغییرات تراست بر حسب زمان ($e=0$, $h=0$ W/m².K, $P_a=1$ bar)

سوزش گرین در جهت عرضی تقریباً در $t=0.085$ s به پایان می‌رسد و مقادیر K_n ، فشار و تراست در همین زمان به مقدار ماکزیمم خود می‌رسند. از طرفی در بازه $t=0.09$ s تا $t=0.12$ s سوزش فقط به صورت عمقی شروع می‌شود، به همین دلیل مقادیر پارامترها در این بازه ثابت می‌شوند.

در بازه $t=0.0$ s تا $t=0.054$ s جریان درون نازل همراه با شوک است و همچنین نسبت فشار محفظه به محیط کمتر از $P/P_a < 2.78$ است. با افزایش سطح سوزش گرین و با افزایش نسبت فشار از ثانیه $t=0.054$ s به بعد، جریان درون نازل کاملاً مافوق صوت است.

نمودارهای ۱۰ و ۱۱ به ترتیب اثر انتقال حرارت را بر فشار محفظه و تراست نشان می‌دهد (حالت ۴). در این نمودارها مشاهده می‌شود که به واسطه افزایش سطح انتقال حرارت که منجر به افزایش میزان انتقال حرارت می‌شود، فشار محفظه تقریباً 0.5 bar و تراست میکرو تراستر 0.0015 N کاهش می‌یابد.

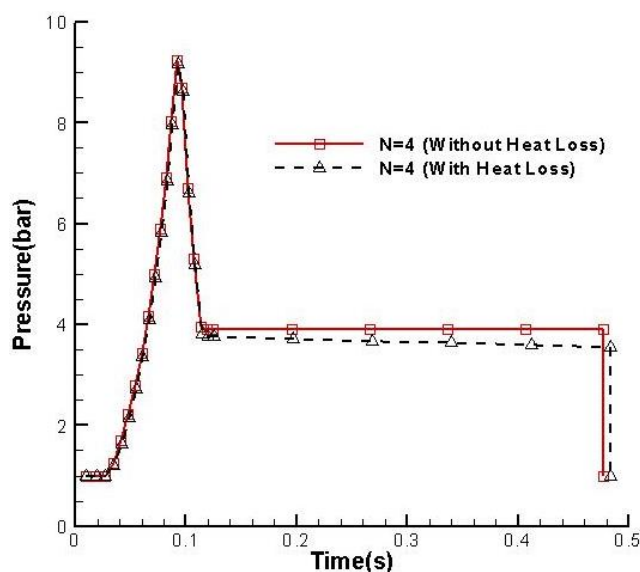


Figure 10- The effect of the heat transfer on chamber pressure according to the burning time ($P_a=1$ bar)

شکل ۱۰- اثر انتقال حرارت بر فشار محفظه برحسب زمان سوزش ($P_a=1$ bar)

نمودار ۱۲ اثر فشار محیط را بر روی تراست در دو حالت اتمسفر و خلأ برای حالت ۱ نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار می‌توان دریافت در صورتی که فشار محیط به سمت صفر میل کند، مقدار تراست می‌تواند به مقدار قابل توجهی افزایش یابد. به‌طور مثال در صورتی که فشار محیط از مقدار اتمسفر به خلأ کاهش یابد مقدار تراست به‌طور میانگین در طول زمان سوزش تقریباً ۲ برابر می‌شود.

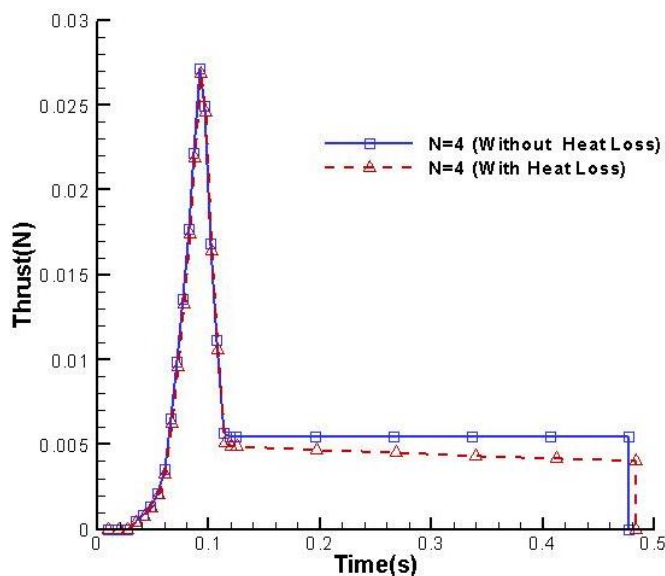


Figure 11- The effect of the heat transfer on thrust variation according to the burning time ($P_a=1$ bar)

شکل ۱۱- اثر انتقال حرارت بر تغییرات تراست برحسب زمان ($P_a=1$ bar)

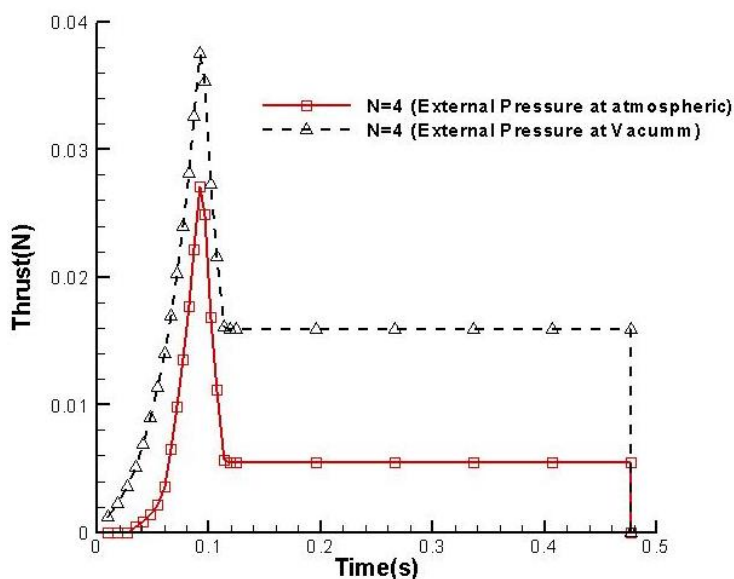


Figure 12- The effect of thrust variation according to the burning time for atmospheric pressure and vacuum ($e=0, h=0 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$)

شکل ۱۲- تغییرات تراست برحسب زمان سوزش در دو حالت فشار محیط اتمسفر و خلأ ($e=0, h=0 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$)

شکل ۱۳ نمودار تغییرات ایمپالس کل را برحسب A_e/A_t نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش مقدار A_e/A_t در حالتی که فشار محیط اتمسفر است، میزان ایمپالس کل ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. مقدار بهینه ایمپالس کل برای حالت‌های (۱)، (۲) و (۳) تقریباً در $A_e/A_t=1.3$ اتفاق می‌افتد که طول قسمت واگرای آن $44.8\mu\text{m}$ به دست می‌آید. اما هنگامی که فشار محیط به سمت خلأ کاهش می‌یابد با افزایش A_e/A_t مقدار ایمپالس کل افزایش می‌یابد. دلیل این افزایش و کاهش به رقابت بین دو پارامتر سطح مقطع خروجی A_e و نسبت فشار محفظه به محیط P/P_a برمی‌گردد با افزایش مقدار A_e ابتدا تراست افزایش می‌یابد و این افزایش تراست تا زمانی افزایش می‌یابد که نسبت فشار P/P_a به مقدار کافی بزرگ باشد تا بتواند از ورود شوک به نازل جلوگیری کند. با ورود شوک به نازل به واسطه افزایش A_e/A_t و ثابت ماندن P/P_a مقدار تراست در خروجی کاهش می‌یابد و در نتیجه مقدار ایمپالس کل نیز کاهش می‌یابد و نمودار روند نزولی به خود می‌گیرد. اما در حالتی که فشار پشت نازل خلأ است چون دیگر شوکی در نازل اتفاق نمی‌افتد در نتیجه با افزایش A_e/A_t میزان ایمپالس کل افزایش می‌یابد.

جدول ۷ مقادیر بهینه پارامترهای مختلف را نشان می‌دهد. به‌طور مثال هنگامی که تعداد پره‌های گرین از ۴ به ۸ و به بی‌نهایت میل می‌کند به ترتیب میزان ایمپالس کل ۱ و ۳ درصد کاهش می‌یابد. همچنین هنگامی که در محفظه‌ی احتراق انتقال حرارت داشته باشیم، برای حالت ۱، میزان ایمپالس کل ۱۵ درصد کاهش می‌یابد. همچنین اگر فشار پشت نازل خلأ باشد میزان ایمپالس کل ۱۶۳ درصد افزایش می‌یابد.

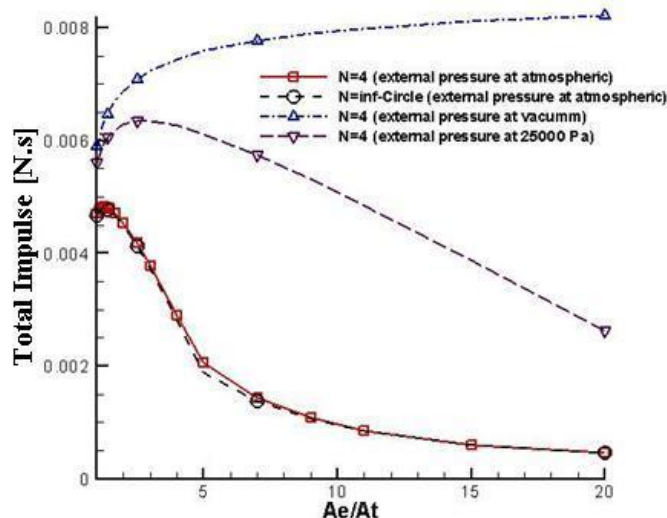


Figure 13- Total impulse variation according to A_e/A_t ratio ($e=0, h=0 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$)
 شکل ۱۳- تغییرات ایمپالس کل برحسب نسبت A_e/A_t ($e=0, h=0 \text{ W/m}^2\cdot\text{K}$)

جدول ۷- مقدار بیشینه پارامترهای مختلف

Table 7- Maximum value of different parameters

Parameter	N=4	N=8	N= ∞	N=4(Heat Loss)	N=4(Vacumm)
Max K_n	86.24	90.21	91.68	84.24	86.24
Max Pressure(bar)	9.24	9.80	10.0	9.166	9.24
Max Thrust(N)	0.0271	0.0294	0.0302	0.0268	0.0375
Isp(N.s)	0.0028308	0.002802	0.002751	0.002463	0.007451

با توجه به اینکه از واکنش‌های جدول ۴ برای توصیف گونه‌ها استفاده شده است، نتایج آن در نمودارهای ۱۴ و ۱۵ ارائه شده است. نمودار ۱۴ تغییرات گونه‌های CL_2 ، CL و HCL را برحسب زمان سوزش گرین، نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار می‌توان دریافت که هرگاه فشار در طول زمان سوزش افزایش یابد مقدار CL کاهش و مقدار CL_2 افزایش می‌یابد و دلیل این امر به ناپایداری گونه CL برمی‌گردد که با افزایش فشار و به تبع آن افزایش نرخ واکنش‌ها تمایل بیشتری پیدا می‌کند که به گونه CL_2 که مولکول پایدار است تبدیل شود. همچنین در این نمودار مشاهده می‌شود که مقدار HCL به دلیل پایداری گونه آن نیز تغییری نمی‌کند.

در محفظه احتراق گونه‌های ناپایدار O ، OH و H نیز تولید می‌شود که مقدار آن‌ها بسیار ناچیز است و سریعاً به گونه‌های پایداری مانند H_2O ، H_2 و O_2 تبدیل می‌شوند و کسر جرمی این گونه‌ها در طول زمان سوزش و در طول نازل تغییری نمی‌کنند. گونه‌های دیگر تولید شده مانند CO ، CO_2 و N_2 نیز پایدار بوده و مقدار کسر جرمی آن‌ها نیز در طول زمان سوزش و در عبور از نازل تغییری نمی‌کنند.

نمودار ۱۵ نرخ واکنش‌های ۱۲ و ۱۶ را برحسب زمان سوزش گرین نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار می‌توان دریافت که با افزایش سطح سوزش گرین و به تبع آن افزایش فشار محفظه، مقدار نرخ واکنش‌ها افزایش می‌یابد و بالعکس با کاهش سطح سوزش گرین این نرخ‌ها نیز کاهش می‌یابد.

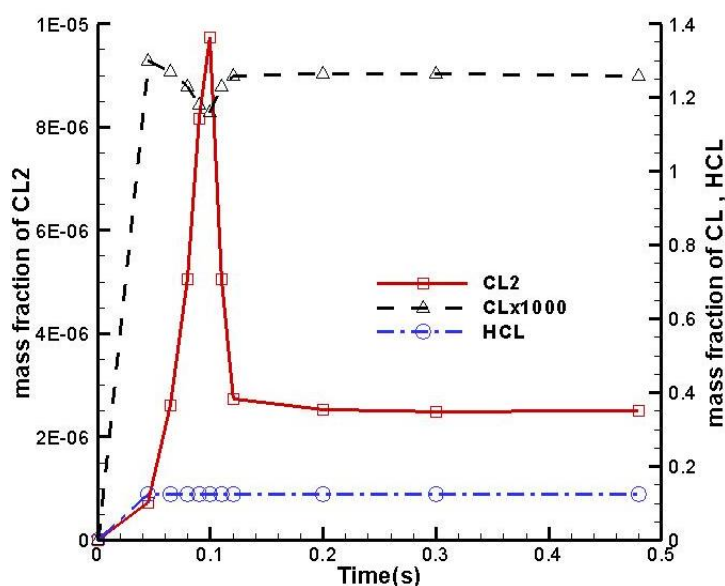


Figure 14-Variation of CL₂, CL and HCL mass fractions according to burning time (N=4, Vacume, e=0.25, h=200 W/m².K)

شکل ۱۴- نمودار تغییرات کسر جرمی گونه‌های CL₂، CL و HCL برحسب زمان سوزش (N=4, Vacume, e=0.25, h=200 W/m².K)

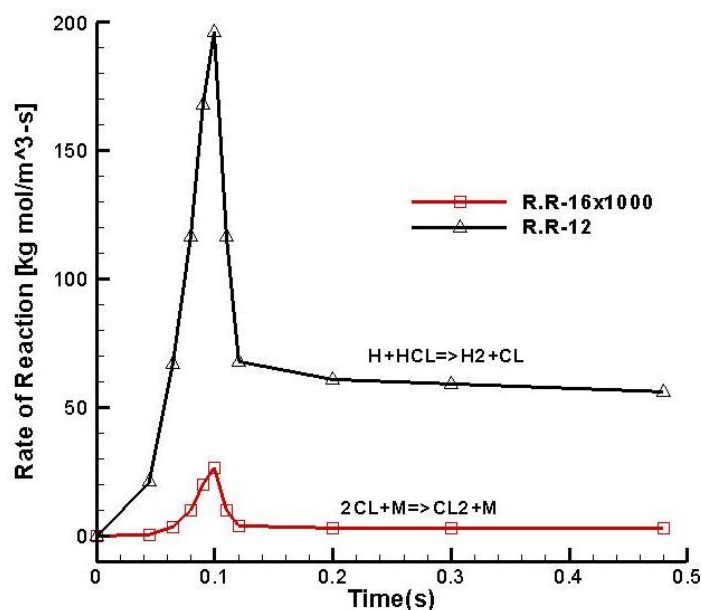


Figure 15-Variation of maximum reaction rate 12 and 16 according to burning time (N=4, Vacume, e=0.25, h=200 W/m².K)

شکل ۱۵- نمودار تغییرات نرخ بیشینه واکنش‌های ۱۲ و ۱۶ برحسب زمان سوزش (N=4, Vacume, e=0.25, h=200 W/m².K)

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، بالستیک داخلی میکروتراستر سوخت جامد در قالب شبیه‌سازی عددی مورد بررسی و تجزیه تحلیل قرار گرفت. گرین مورد استفاده در میکروتراستر از نوع فینوسیل بوده که در سه حالت ۴، ۸ و بی‌نهایت فین طراحی شده است. زوایای فین‌ها

به ترتیب ۴۵، ۹۰ و ۰ درجه (دایره) است. با توجه به نتایج و نمودارهای به دست آمده، می توان دریافت که استفاده از گرین فینوسیل باعث افزایش سطح سوزش گرین شده و در نتیجه فشار محفظه بالاتر می رود. اما از سوی دیگر، نتایج به دست آمده نشان می دهد که افزایش تعداد فین های گرین اثر چندانی بر بالا رفتن مقدار فشار محفظه ندارد و حتی باعث کاهش اندک ایمپالس کل نیز می شود. ایمپالس کل از مقدار $2/83$ میلی نیوتن-ثانیه در حالت ۴ فین به مقدار $2/75$ میلی نیوتن-ثانیه در حالت بی نهایت فین (دایره) کاهش می یابد.

با توجه به بررسی انتقال حرارت، نتایج نشان می دهد که وجود انتقال حرارت در سیستم در مواردی می تواند حالت بحرانی داشته باشد چون این پدیده باعث می شود که فشار محفظه کاهش یابد و در نتیجه باعث برگشت شوک به درون نازل شود. در میکروتراستر حاضر انتقال حرارت باعث افت فشار 0.5 بار در محفظه احتراق شده که خود باعث کاهش ۱۵ درصدی ایمپالس کل می شود.

در طراحی میکرو تراسترهای سوخت جامد، انتخاب A_e/A_t بهینه از اهمیت خاصی برخوردار است، چون می تواند بیشترین مقدار ایمپالس را ایجاد کند. برای میکروتراستر حاضر، این مقدار برای هنگامی که فشار پشت ۱ اتمسفر باشد عدد $A_e/A_t=1.3$ است.

منابع

- [1] S. Raimondeau, D.A. Norton, D.G. Vlachos, and R.I. Masel, "Modeling of high temperature micro burners", *Proceedings of the Combustion Institute.*, vol.29, pp. 901-907, 2003.
- [2] B. Larangot, V. Conédéra, P. Dubreuil, T. Do Conto, and C. Rossi, "Solid Propellant Micro Thruster: an alternative propulsion device for nano satellite". *LAAS-CNRS, France, 2003.*
- [3] A. Chaalane, R. Chemam, M. Houabes, R. Yahiaoui, A. Metatla, B. Ouari, N. Metatla, D. Mahi, A. Dkhissi, and D. Esteve1, "A MEMS-based solid propellant micro thruster array for space and military applications", *Journal of Physics., Conference Series*, 2015.
- [4] C. Rossi, B. Larangot, A. Chalaane, V. Conedera, P. Q. Pham, D. Briand, and N. F. De rooij, "Solid propellant thruster for space application," *4th round table on MNT for space., 20-22 May, ESTEC, Noordwijk, Netherlands*, 2003.
- [5] J. Lee, K. Kim and S.Kwon, "Design fabrication and testing of MEMS solid propellant thruster array chip on glass wafer," *Journal of Sensor and Actuators.*, Vol.157, pp.126-134, 2010.
- [6] Xu. Jianbing, Zh. Jiangtao, Li. Fuwei, Li. Shiyi, Ye. Yinghua, and Sh. Ruiqi, "A review on solid propellant micro-thruster array based on MEMS technology," *FirePhysChem*, 2023.
- [7] Q. Shen, W. Yuan, and X. Li, "A fully decoupled design method for MEMS micro thruster based on orthogonal analysis," *In Proceedings of the 17th International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems, Barcelona, Spain, 2013.*
- [8] Q. Shen, W. Yuan, X. Li, J. Xie, and H. Chang, "An orthogonal analysis method for decoupling the nozzle geometrical parameters of micro thrusters," *Microsyst. Technol.*, Vol 21, pp.1157-1166, 2014.
- [9] Q. Shen, W. Yuan, J. Xie, and H. Chang, "A quantitative optimization model for a horizontal MEMS solid propellant thruster with experimental verification," *Microsyst. Technol.* Vol 22, pp. 847-859, 2015.
- [10] F. Wang, "Structural Design and Propellant performance of a Horizontal Micro-Thruster," M.Sc. Nanjing University of Science and Technology., Nanjing, 2018.
- [11] C.B. Ru, "Design, Fabrication and Characterization of Solid Propellant Micro propulsion System," Ph.D. Nanjing University of Science and Technology., Nanjing, 2017.
- [12] Nanjing University of Science and Technology. "The world's first on-orbit ignition test of silicon carbide MEMS micro thruster array was successful [EB/OL], " *Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China*, [Online]. Available: https://www.miit.gov.cn/xwdt/gxdt/bsdw/art/2020/art_4e984438e7474d999e845b1acad10f61.html , 2019-10-29.
- [13] W. Xu, "Determinant Ignition and Control Technology of Micro Thruster Array," M.Sc. Nanjing University of Science and Technology, Nanjing, 2019.
- [14] L.F. Ma, J. He, and S. Xue, "A micro thrust measurement system with two-wire torsion balance," *J. Propuls. Technol.* Vol.39, pp.948-954, 2018.
- [15] J. Lee, and T. Kim, "MEMS solid propellant thruster array with micro membrane igniter," *Sens. Actuators A Phys.* 190, pp.52-60, 2013.
- [16] C. Rossi, D. Briand, M. Dumonteuil, TH. Camps, PH. Pham, and N. De Rooij, "Matrix of 10×10 addressed solid propellant micro thrusters: review of the technologies," *Sens. Actuators A Phys.* 126, pp.241-252 ,2006.

- [17] S. Tanaka, K. Kondo, H. Habu, and A. Itoh, "Test of B/Ti multilayer reactive igniters for a micro solid rocket array thruster," *Sens. Actuators A Phys.* 144, pp. 361–366, 2008.
- [18] G.F. Zhang, Z. You, and S. Hu, "MEMS-based propulsion arrays with solid propellant," *J. Tsinghua Univ. Sci. Technol.* 44, pp.1489–1492, 2004.
- [19] X.Z. Yu, "Design, Fabrication and Performance Study of MEMS Solid State Chemical Micro propulsion Array," M.Sc Nanjing University of Science and Technology, Nanjing, 2012.
- [20] K.L. Zhang, S.K. Chou, and S.S. Ang, "MEMS-based solid propellant micro thruster design, simulation, fabrication, and testing," *J. Microelectromech. Syst.* 13, pp.165–175, 2004.
- [21] I. Puchades, M. Hobosyan, L.F. Fuller, F. Liu, S. Thakur, K.S. Martirosyan, and S.E. Lyshevski, "MEMS micro thrusters with nanoenergetic solid propellants," in: *Proceedings of the 14th IEEE International Conference on Nanotechnology, IEEE*, 2014.
- [22] C.B. Ru, F. Wang, J. Xu, J. Dai, Y. Shen, Y. Ye, P. Zhu, and R. Shen, "Superior performance of a MEMS-based solid propellant micro thruster (SPM) array with nano thermites," *Microsyst. Technol.* 23, pp.3161–3174, 2017.
- [23] S. Orieux, C. Rossi, and D. Esteve, "Compact model based on a lumped parameter approach for the prediction of solid propellant micro-thruster performance," *Journal of Sensor and Actuators*, Vol.101, pp.383-391, 2002.
- [24] J. D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, New York, McGraw Hill Book Co., Inc. 1991.
- [25] I.H. Shames, *Mechanics of fluids*, New York, McGraw Hill Book Co., Inc. 1962.
- [26] V. Giovangigli, "Etude bibliographique des cinétiques de combustion H₂/ O₂/ N₂/ CO/KOH," *RT ONERA* 10/6129, 1995.
- [27] S.M. Dash, "Rocket Motor Plume Flowfields," *Phenomenology and Simulation AGARD LS 188*. Rocket Motor Plume Technology, June 1993.
- [28] J.R. Roesler, R.A. Yetter, and F.L. Dryer, "Kinetics Interactions of CO, NO_x and HCl Emissions in Post combustion Gases," *Combustion and Flame*, 100, 1995.
- [29] D.G. Norton, and D.G. Vlachos, "Combustion characteristics and flame stability at the micro scale: a CFD study of premixed methane/air mixtures," *Chem Eng Sci*, Vol .58, pp.4871-4882, 2003.
- [30] D.L. Baulch, C.J. Cobos, R.A. Cox, C.P. Esser, P. Frank, Th. Just, J.A. Kerr, M.J. Pilling, J. Troe, R.W. Walker, and J. Warnatz, "Evaluated Kinetic Data for Combustion Modeling," *J. Phys. Chem. Ref. Data*, Vol. 21, No. 3, 1992.
- [31] U. Mass, J. Warnatz, "Ignition Processes in Carbon-Monoxide-Hydrogen-Oxygen Mixtures," *Twenty-Second Symposium (International) on Combustion*, The Combustion Institute, 1988.
- [32] R.A. Yetter, F.L. Dryer, and H. Rabitz, "A Comprehensive Reaction Mechanism for Carbon Monoxide/Hydrogen/Oxygen. Kinetics Combust," *Sci. And Tech.*, Vol.79, 1991.

English Abstract

Numerical Analysis Of Internal Ballistic Of Solid Fuel Micro-Thruster For Use In Space Applications

Jalal Zarvandi¹, Javad zarvandi^{2*}

1-Master of Science, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran, zarvandi@aut.ac.ir

2- Assistant Professor, Department of Aviation Engineering, Shahid Sattari University of Science and Technology, Tehran, Iran, Javadzarvandi@ssau.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2024/02/16, Received in revised form: 2024/03/16, Accepted: 2024/04/03)

In the present study, an attempt was made to numerically simulate the internal ballistics of a solid fuel micro-thruster. The simulation is performed by a one-dimensional code that includes the equations of mass, energy (heat transfer), species and state. The results are validated by one experimental work that show good compliance. The grain used in Micro thruster is of Finocyl type, which is designed in three modes of 4, 8 and infinite fin. The angles of the fins are 90,45, 0 (circle) degrees, respectively. The mentioned equations form a set of equations from which the values of pressure P , temperature T and mass m are obtained and by obtaining these three parameters, the amount of grain's burning time t , grain's burning rate r^0 , pressure and mach at the exit of convergent-divergent nozzle P_e and M_e can be determined. At the end calculated thrust and total impulse. The results show that the use of Finocyl grain due to the increased level of burning causes the chamber pressure to increase and more thrust to be generated. The results also show that in the presence of heat transfer, the chamber pressure is reduced by approximately 0.5 bar and the total impulse is reduced by 15%.

Keywords: Micro-thruster, Internal ballistic, Finocyl grain, Solid fuel