



## اندازه‌گیری نرخ سوزش سوخت جامد با استفاده از موتورهای مقیاس کوچک

محمدرضا قلیچ‌خانی<sup>1</sup>، علیرضا محمدی<sup>2\*</sup>، محمد مهدی حیدری<sup>3</sup>

1- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، بنیاد توسعه علوم و فناوریهای هوافضای ایران، تهران  
 2- دکتری، مهندسی مکانیک، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران  
 3- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، تهران  
 \* تهران، صندوق پستی 13445-754، armohamadi@eri.ac.ir

### چکیده

نرخ سوزش پارامتری تعیین کننده در پیش‌بینی عملکرد موتورهای سوخت جامد است. هر گونه خطا در تعیین نرخ سوزش به‌طور مستقیم بر پیش‌بینی تراست و زمان سوزش اثر می‌گذارد. موتورهای مقیاس کوچک به‌طور گسترده‌ای در صنایع فضایی و نظامی جهان به منظور اندازه‌گیری نرخ سوزش به‌کار می‌روند. استفاده از موتورهای مقیاس کوچک مزایای زیادی نسبت به سایر ابزارهای ساده اندازه‌گیری نرخ سوزش مانند بمب کرافوردها دارد. اثراتی مانند جریان دوفازی، تابش و اثرات سوزش فرسایشی می‌توانند در موتورهای کوچک حضور داشته باشند، درحالی که بمب کرافوردها توانایی اندازه‌گیری این پارامترها را ندارند. با این حال بزرگ‌ترین مشکل در موتورهای مقیاس کوچک تعیین نقطه زمان متناسب با شروع سوزش سوخت و اتمام سوزش است. انتخاب دقیق و سازگار نقطه شروع و پایان سوزش برای تعیین نرخ سوزش سوخت بسیار مهم است. هدف اصلی این پژوهش اندازه‌گیری تجربی نرخ سوزش با استفاده از روش‌های توسعه یافته و جدید با توجه به روش‌های اولیه موجود در صنایع هوافضایی ایران است. در این پژوهش با استفاده از موتور آزمایشگاهی سوخت جامد طراحی شده، 26 تست انجام شده است. تکرارپذیری روش‌های موجود در مجموعه‌های دفاعی و دانشگاهی در سطح جهان مورد بررسی قرار گرفته و با روش مرسوم نصف کردن نیمساز مماس مقایسه شده است. نتایج بیانگر کیفیت بالای روش‌های صنعتی زیر مجموعه روش ضخامت بر زمان، روش هسلر گلیک و روش بالانس جرمی در مقایسه با تکرارپذیری پایین روش نصف کردن نیمساز مماس است.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
 دریافت: 26 مهر 1393  
 پذیرش: 20 آذر 1393  
 ارائه در سایت: 15 بهمن 1393  
 کلید واژگان:  
 نرخ سوزش  
 زمان سوزش  
 نمودار فشار-زمان  
 موتور آزمایشگاهی سوخت جامد

## Burning rate Measurement of solid Propellant using Small-scale Motors

Mohammad Reza Ghelichkhani, Ali Reza Mohammadi\*, Mohammad Mahdi Heidari

1- Department of Aerospace Engineering, Iranian Foundation of Aerospace Science and Technology Development, Tehran, Iran.  
 2- Department of Aerospace Engineering- Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran  
 3- Department of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University, Tehran, Iran..  
 \*P.O.B. 13445-754 Tehran, Iran, armohamadi@eri.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
 Received 18 October 2014  
 Accepted 11 December 2014  
 Available Online 04 February 2015

Keywords:  
 Burning Rate  
 Burning Time  
 Pressure-Time History  
 Laboratory Solid Propellant Motor

### ABSTRACT

Burning rate is a determining parameter in performance prediction of Solid Propellant motors. Any error in determining the burning rate directly affects the prediction of thrust and burning time. Small-scale rocket motors are widely used by space and military industries to carry out burning rate measurement. The use of small-scale motors has many advantages over other simple equipments, such as strand burners. Effects such as: two phase flow, radiation, and erosive burning effects could be present within small-scale test motors whereas strand burners are not capable of capturing these parameters. The biggest problem with small-scale motors, however, is determining appropriate times for when the propellant grain has been lit and burned out. Accurate and consistent selection of start and end points is crucial to determining the burning rate of a given propellant. Experimental measurement of burning rate using developed and modern methods according to the primary methods in Iran's aerospace industries is the main objective of this study. In this study, 26 tests have been carried out using designed laboratory solid rocket motor. Reproducibility of the methods available in universities and defense companies worldwide has been considered and compared with Common Tangent bisection method. Results show the high quality of industrial methods subset the thickness-time method, Hessler-Glick method, and mass balance method compared to low reproducibility of tangent bisection method.

### 1- مقدمه

آتشزنه، محصولات احتراق از نازل خارج می‌شود و تراست ایجاد می‌شود. یکی از مهم‌ترین پارامترهای بالستیک این موتورها، سرعت پسروی سطح سوزش است که به نرخ سوزش معروف است. دانستن میزان وابستگی این پارامتر به فشار به‌علت تأثیر مستقیم آن در پیش‌بینی عملکرد موتور بسیار مهم است.

موتورهای سوخت جامد به‌طور گسترده‌ای در پیش‌رانش‌های فضایی و نظامی استفاده می‌شوند. در این موتورها مخلوط سوخت و اکسنده به‌صورت جامد داخل محفظه احتراق نگهداری می‌شود و با فعال شدن سطح گرین توسط

در مقاله حاضر، با توجه به نبود یک پژوهش جامع در صنایع هوافضای کشور پیرامون روش‌های مختلف استخراج نرخ سوزش از آزمون موتورهای آزمایشگاهی سوخت جامد، برای اولین بار بررسی و پیاده‌سازی روش‌های معتبر و پرکاربرد در صنایع هوافضایی جهان به‌ویژه کشورهای عضو پیمان آتلانتیک شمالی (ناتو<sup>9</sup>) انجام پذیرفته است. شایان ذکر است که این پژوهش در استفاده از طراحی گرین موتور و تعریف آزمون‌ها نیز دارای نوع‌آوری است.

## 2- عوامل موثر بر تعیین نرخ سوزش از موتور آزمایشگاهی

اطلاع از سه مشخصه برای تعیین نرخ سوزش از موتورهای مقیاس کوچک لازم است که عبارت‌اند از ضخامت وب، زمان سوزش و فشار متوسط. دقت در شناختن این مشخصه‌ها به شیوه تعریف و روش به‌دست آوردن آن‌ها مربوط می‌شود. منابع خطای مختلفی سبب عدم قطعیت در تعیین این سه پارامتر می‌شود. در ادامه به شکل اجمالی به معرفی این پارامترها و عوامل موثر بر آن‌ها پرداخته شده است.

### 2-1- به‌دست آوردن ابعاد وب

تعیین نامناسب ضخامت وب از عوامل مهم در تعیین غیر دقیق نرخ سوزش است. سه روش به منظور اندازه‌گیری وب پیشنهاد شده است: [8-10]

- 1) استفاده از ابعاد نقشه‌کشی
- 2) استفاده از ابعاد نقشه‌کشی که با ضریب تئوری انقباض سوخت<sup>10</sup>، یا تغییر شکل وب تصحیح شده است.
- 3) استفاده از میانگین مقادیر اندازه‌گیری شده

نتایج غیر دقیق در تعیین ضخامت وب، ناشی از استفاده مستقیم از ابعاد مندرل یا نقشه‌کشی است. در روش اول به‌طور کامل از تغییراتی که وب سوخت در حین فرآیند ریخته‌گری و پخت سوخت متحمل می‌شود، صرف‌نظر می‌شود. انقباض، تغییر شکل‌های حرارتی و تغییر شکل‌های ناشی از افزایش بیش از حد فشار موتور همگی می‌تواند منجر به تغییر وب و به‌تبع آن نرخ سوزش تا 5 درصد شوند [5].

در این پژوهش، با توجه به استاندارد شرکت پرت و ویتنی<sup>11</sup> از روش سوم یعنی اندازه‌گیری وب استفاده شده است. به این ترتیب که وب سوخت در هر یک از تست‌ها در زوایای 0، 90، 180 درجه در ابتدا وانتهای موتور اندازه‌گیری شده سپس از مقادیر به‌دست آمده میانگین‌گیری شده است.

### 2-2- روش استخراج نرخ سوزش از نمودار فشار زمان

مهم‌ترین مسئله در تعیین نرخ سوزش تعیین مدت زمان بین شروع سوختن وب و پایان عقب‌روی آن است. اصولاً، روش‌های تعیین نرخ سوزش به دو دسته اصلی روش‌های ضخامت بر زمان و روش‌های بالانس جرمی<sup>12</sup> تقسیم می‌شوند که روش ضخامت بر زمان خود شامل زیر مجموعه زیر است:

- 1) روش ضخامت بر زمان معمول
- 2) روش ضخامت بر زمان تکراری
- 3) روش ضخامت بر زمان دو نقطه‌ای-تکراری

روش بالانس جرمی نیز به زیر مجموعه‌های زیر تقسیم می‌شود:

- 1) روش بالانس جرمی معمول
- 2) روش بالانس جرمی تکراری

روابط تحلیلی در به‌دست آوردن نرخ سوزش نیاز به داده‌های ورودی زیادی دارند که تعیین آن‌ها مستلزم امکانات آزمایشگاهی، محاسباتی و هزینه قابل توجه است [1]. البته، مدل‌های ساده‌تری برای پیش‌بینی نرخ سوزش مانند مدل آرنیوس و مدل زلدوویچ<sup>1</sup> (رابطه (1)) که به نسبت به مقادیر ورودی کمتری احتیاج دارند، نیز وجود دارد. این مدل‌ها صرفاً برای ترکیبات سوختی محدود دارای پاسخ تقریبی هستند. شایان ذکر است که مدل‌هایی مانند مدل هرمانس<sup>2</sup> مدل جی.دی.اف<sup>3</sup> نیز براساس ساختار شعله توسعه داده شده که از محدودیت‌های این مدل‌ها می‌توان به عدم در نظر گرفتن اثر توربولانس بر احتراق سوخت جامد، لحاظ نکردن پیچیدگی مدل‌سازی شعله سوخت‌های کامپوزیتی به دلیل ساختار سه‌بعدی آن و غیره اشاره کرد [2]. از آنجایی که هنوز مدل یا تئوری‌ای که بتواند نرخ سوزش را با دقت مناسب پیش‌بینی کرده و شامل عوامل موثر بر آن باشد وجود ندارد، استفاده از روش‌های تجربی مهم‌ترین ابزار برای پیش‌بینی پارامترهای احتراقی سوخت جامد به ویژه نرخ سوزش است [3].

$$m_{ze} = M_s \cdot \exp\left(-\frac{E_{ze}}{RT_s}\right) \quad (1)$$

در معادله (1)  $m_{ze} = \rho_p \cdot r_b$  شار سطحی نرخ سوزش<sup>4</sup>  $E_{ze}$  انرژی فعال-سازی،  $M_s$  بیشترین مقدار شار نرخ سوزش سوخت و  $T_s$  دمای سطح سوخت است.

معمولاً، رابطه نرخ سوزش با فشار به‌صورت تابع توانی مطابق با رابطه (2) تقریب زده می‌شود که به قانون سینت روبرت-ویلی<sup>5</sup> معروف است.

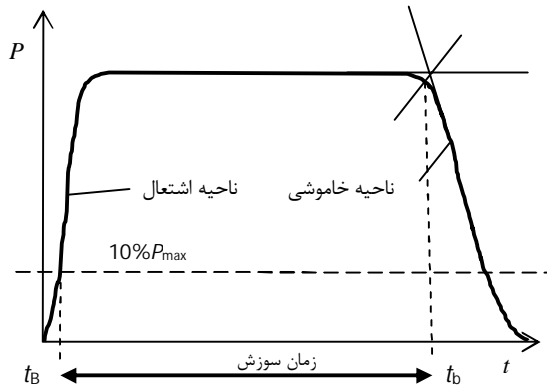
$$r = aP^n \quad (2)$$

برای تعیین پارامترهای بالستیکی  $a$  و  $n$ ، حداقل سه تست در فشارهای مختلف نیاز است. رابطه نرخ سوزش با فشار اغلب توسط موتورهای کوچک یا بمب کرافوردها اندازه‌گیری می‌شود. هر چند استفاده از استرنده برنر کم هزینه‌تر است، اما به‌دلیل تفاوت زیاد محیط اطراف شعله با شرایط موتور، دارای دقت کمتری است، لذا از بمب کرافوردها اغلب برای کنترل فرمولاسیون در تولید سوخت و از نتایج موتورهای آزمایشگاهی کوچک در مراحل طراحی و پیش‌بینی رفتار موتور استفاده می‌شود [5.4].

پژوهش‌های مختلفی از دهه 70 تاکنون به منظور بررسی انواع روش‌های استخراج نرخ سوزش از نمودار فشار-زمان انجام شده است. بروک [6] با استفاده از موتور 2 اینچی تست‌هایی را در فشارهای مختلف با بهره‌گیری از سه سوخت کامپوزیتی با درصد ترکیبات متفاوت انجام داد و نتیجه‌گیری کرد که روش بالانس جرمی دارای تکرارپذیری بالاتری است. همچنین، واتسن و همکاران [7] در یک تحقیق گسترده نشان دادند که روش بالانس جرمی تکرارپذیرتر از روش نصف کردن مماس است. آن‌ها در این تحقیق از یک سوخت با پایه اچ.تی.پی.بی<sup>6</sup> استفاده کردند و برای کاهش اثر تولید بر نتایج، 11 سری<sup>7</sup> از این سوخت تولید شد. سپس، برای هر سری سوخت 6 تست موتور انجام شد. همچنین، آن‌ها در ادامه یک سوخت با پایه پی.بی.بی.ان<sup>8</sup>، که در 4 سری تولید شد، را بررسی کردند. هیلکلمان و همکارانش [4] در جدیدترین پژوهش در این زمینه در مرکز آبروجت به توسعه روش هسلر-گلیک و تسریع در پیاده‌سازی آن پرداخته‌اند.

1- Zeldovich  
2- Hermans  
3- GDF (Granular Diffusion flame)  
4- Surface Mass burning rate  
5- Saint\_Robert\_Vieille  
6- HTPB  
7- Batch  
8- PBAN

9- NATO  
10- Shrinkage  
11- PRATT & WHITNEY, CHEMICAL SYSTEM  
12- Mass balance



شکل 1 روش نصف کردن نیمساز دو مماس و تعیین نقطه شروع سوزش براساس درصدی از فشار ماکزیمم در زمان شروع اشتعال [11]

گلیک تنها روش زیر مجموعه روش ضخامت بر زمان است که با استفاده از مشتق دوم نمودار فشار زمان و با تعریف دو نرخ سوزش یکی در زمان اتمام سوزش اولیه<sup>8</sup>  $r_{toti}$  و دیگری<sup>9</sup>  $r_{totf}$  برای زمان اتمام سوزش نهایی<sup>9</sup> (شکل 2) عملاً فرآیند اتمام سوزش را غیر لحظه‌ای در نظر می‌گیرد. این روش در میان روش‌های مورد استفاده در این پژوهش تنها روشی است که از فشار نرخ-متوسط استفاده می‌کند. دو زمان سوزش متناظر تو سط معادلات (4) و (5) و دو نرخ سوزش مذکور توسط معادلات (6) و (7) به‌دست می‌آیند [12].

$$t_{bi} = t_{Ei} - t_B \quad (4)$$

$$t_{bf} = t_{Ef} - t_B \quad (5)$$

$$r_{toti} = \frac{w}{t_{bi}} \quad (6)$$

$$r_{totf} = \frac{w}{t_{bf}} \cdot \left[ \frac{P_{rbi}}{P_{rbf}} \right]^{\frac{1}{n}} \quad (7)$$

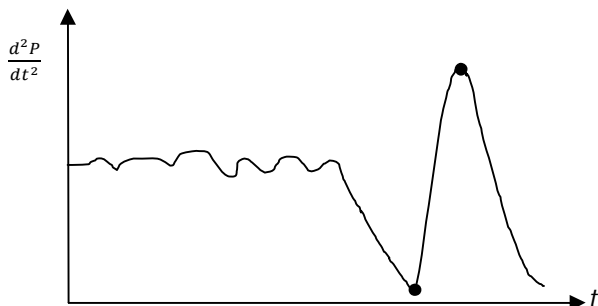
در نهایت نرخ سوزش با استفاده از معادله (8) تعریف می‌شود:

$$r_{HG}(P_{rbi}) = 1/2 \cdot (r_{toti} + r_{totf}) \quad (8)$$

برای به‌دست آوردن نقاط زمانی این روش هم در شروع و هم در پایان زمان سوزش تعاریف مختلفی در مقالات ذکر شده است که به پاره‌ای از آن‌ها اشاره می‌شود:

$t_B$ : استفاده از 50% میزان بیشترین فشار در ناحیه شروع [4]- استفاده از نصف مقدار ماکزیمم مشتق اول در ناحیه شروع اشتعال [13].

$t_{Ei}$ : اولین نقطه قابل تشخیص نزول مشتق اول نمودار فشار زمان، بعد از ناحیه



شکل 2 کمترین و بیشترین مقادیر مشتق دوم نمودار فشار زمان که به‌ترتیب بیانگر شروع پایان زمان سوزش و انتهای زمان سوزش هستند.

8- Initial burnout

9- Final burnout

در ادامه، به‌طور مختصر به شرح و توضیح این روش‌ها پرداخته می‌شود.

### 2-2-1- روش ضخامت بر زمان معمول

نرخ سوزش روش ضخامت بر زمان معمول<sup>1</sup> طبق رابطه (3) محاسبه می‌شود:

$$r = \frac{w}{t_b} \quad (3)$$

در ابتدا، برای تعیین زمان سوزش با توجه به منحنی 1 از تعریف 10% فشار ماکزیمم در شروع فرآیند اشتعال<sup>2</sup> و 10% درصد ماکزیمم فشار در ناحیه خاموشی<sup>3</sup> استفاده می‌شد [7]. استفاده از این تعریف به‌خصوص برای تست-هایی که ناحیه خاموشی بزرگی داشتند با خطای زیادی همراه بود، زیرا ناحیه خاموشی در موتور از فرآیندهای تخلیه گازهای درون موتور، سوختن عایق‌ها و لاینرها و همچنین سوختن باقیمانده پیشران تشکیل شده است. روش مناسب‌تر برای تعیین زمان سوزش استفاده از تقاطع نیمساز دو مماس با منحنی، برای تعیین پایان زمان سوزش است. مماس اول در پایان بخش

پایای نمودار فشار زمان و مماس بعدی در پرسیب‌ترین بخش ناحیه خاموشی رسم می‌شود (شکل 1). این روش در دهه 40، زمانی که سیستم-های داده بردار کند بودند و زانویی نمودار را تیز نشان می‌دادند توسعه داده شد. از محدودیت‌های مهم این روش می‌توان به تعیین نادرست زمان پایان عقب روی وب، هنگامی که نمودار فشار-زمان موتور پس رونده<sup>4</sup> بوده یا که ناحیه خاموشی در آن به دلایل مختلف طولانی است اشاره کرد [7]. اغلب ناحیه شروع را می‌توان لحظه‌ای فرض کرد، اما این فرض برای پایان زمان سوزش معمولاً صحیح نیست. در این روش نقطه آغاز اتمام سوزش به عنوان پایان زمان سوزش تقریب زده می‌شود که عملاً این تعریف اثر ناحیه خاموشی را که انتگرال زیر سطح آن 4 تا 10 برابر ناحیه شروع است حذف خواهد کرد.

### 2-2-2- روش ضخامت بر زمان تکراری<sup>5</sup>

این روش در استفاده از فشار نرخ-متوسط به جای فشار زمان-متوسط و روشی تکراری در به‌دست آوردن توان رابطه ویلی با روش معمول تفاوت دارد. این پروسه معمولاً در چهار تا پنج تکرار همگرا خواهد شد. به منظور اصلاح لحظه‌ای فرض کردن پایان زمان سوزش در صنایع دفاعی کشورهای عضو ناتو روش‌های ضخامت بر زمان تکراری متنوعی توسعه داده شده است. این روش-ها اغلب به نحوی پایان زمان سوزش را با استفاده از انتگرال نمودار فشار-زمان محاسبه می‌کنند. در انتهای این مقاله به یک نمونه از این روش‌ها اشاره شده است. این روش متعلق به مجموعه فیات-آویو است و با استفاده از الگوریتمی تکراری، انتگرال نمودار فشار-زمان را مکرراً محاسبه کرده و در نهایت برای به‌دست آوردن زمان سوزش از آن استفاده می‌کند.

### 2-2-3- روش دو نقطه‌ای (هسلر-گلیک<sup>6</sup>):

روش‌های اندازه‌گیری نرخ سوزش به نحوی زیر مجموعه دو روش کلی ضخامت بر زمان یا بالانس جرمی هستند. همواره این موضوع که کدام روش عملکرد بهتری دارد در صنایع موشکی وجود داشته است. روش ضخامت بر زمان دارای خطای لحظه‌ای فرض پایان زمان سوزش و روش بالانس جرمی با حذف جملات مربوط به تغییرات چگالی و حجم اصطلاحاً دارای خطای ذخیره جرم<sup>7</sup> است. روش هسلر-گلیک از هر دو خطا مبرا است. روش هسلر-

1- Thickness/Time (RTOT) Thickness/Time (RTOT)

2- Ignition

3- Tail-off

4- Regressive

5- Iterated Thickness/Time Method (RTOTn)

6- R<sub>HG</sub>

7- Mass storage

تعادلی در طول زمان خاموشی [12]- مقدار مینیمم مشتق دوم نمودار فشار زمان [4].

$t_{ef}$ : مقدار مینیمم مشتق اول نمودار فشار زمان نرمال شده با فشار لحظه‌ای، بعد از ناحیه تعادلی در طول زمان خاموشی [12]- مقدار ماکزیمم مشتق دوم نمودار فشار زمان [4].

برای ابتدای فرآیند شروع اشتعال از تعریف مشتق سوم نمودار فشار زمان نیز استفاده می‌شود. البته، شایان ذکر است که استفاده از مشتق مراتب بالاتر سبب ایجاد نویز بیشتری در نمودار شده و به تبع آن تشخیص نقاط زمانی با مشکل مواجه می‌شود.

## 2-2-4- روش بالانس جرمی:

این روش در اوایل دهه 60 [10,14] به منظور تصحیح عواملی که بر نرخ سوزش ضخامت بر زمان اثر می‌گذارد با استفاده از تقریب معادلات بقای جرمی توسعه داده شد. این روش، به دلیل تصحیح اثر اتمام سوزش غیر لحظه‌ای، دارای پراکندگی داده کمتری نسبت روش ضخامت بر زمان معمول است. روش بالانس جرمی به شکل غیرمستقیم نرخ سوزش را از جریان تولیدی از سطح سوزش و خروجی از نازل محاسبه می‌کند. با توجه به معادله بقای انرژی در موتور (معادلات (9) تا (12)):

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_e + \frac{d(\rho_g V_c)}{dt} \quad (9)$$

$$\frac{d(\rho_g V_c)}{dt} = \rho_g \frac{dV_c}{dt} + V_c \frac{d\rho_g}{dt} \quad (10)$$

$$\dot{m}_e = \frac{A_t P_c}{C^*} \frac{d\rho_g}{dt} = \frac{1}{RT_f} \frac{dP_c}{dt} \quad (11)$$

$$\frac{\bar{V}_c}{RT_f} \frac{dP_c}{dt} = A_b r (\rho_p - \rho_g) - \frac{A_t P_c}{C^*} \quad (12)$$

در معادله (9)، با صرف نظر از چگالی گاز ( $\rho_p \gg \rho_g$ ) و حذف تغییرات حجم و چگالی با زمان (که منجر به خطای به اصطلاح ذخیره جرمی می‌شود) به رابطه (13) می‌رسیم:

$$r_{MB} = \frac{w}{(t_b - t_B)} \frac{\int_{t_B}^{t_b} P dt}{\int_{t_B}^{t_b} P dt} \quad (13)$$

در معادله (13)،  $t_b$  بیانگر زمان عملکرد<sup>1</sup> بوده که معمولاً از زمان شروع واکنش تا زمانی که فشار به 10% فشار میانگین برسد است. این روش با استفاده از نسبت انتگرال مشخص شده در معادله (13) نرخ سوزش معادله (3) را اصلاح می‌کند. با وجود اینکه در نسبت انتگرالی نیز کران بالای انتگرال در صورت کسر ( $t_b$ ) از روش مماسی به دست می‌آید، اما حساسیت آن نسبت به معادله (3) کمتر است. اگر دو نقطه  $t$  و  $t + \Delta t$ ، در نزدیکی ناحیه خاموشی به عنوان پایان زمان سوزش در نظر گرفته شود، نرخ سوزشی که از معادله (3) به دست می‌آید با ضریب  $(t + \Delta t)/t$  تغییر خواهد کرد. اما تغییر کسر انتگرالی در معادله (13) کمتر از نسبت  $(t + \Delta t)/t$  است که خود بیانگر تاثیر کمتر تغییر در انتخاب نقطه پایان زمان سوزش بر نرخ سوزش به دست آمده از معادله (13) است [6].

## 2-2-5- روش بالانس جرمی تکراری<sup>2</sup>:

این روش در استفاده از الگوریتمی تکراری در به دست آوردن نمای فشاری معادله ویلی و استفاده از فشار نرخ-متوسط با روش بالانس جرمی تفاوت دارد.

## 2-2-6- مروری بر روش‌های موجود در مجموعه‌های دفاعی دنیا:

فعالیت‌های مختلفی از دهه 60 تاکنون به منظور بررسی و مقایسه روش‌های اندازه‌گیری نرخ سوزش در صنایع هوافضایی جهان صورت گرفته است. پژوهش بارینگتون و میلر در سال 1960، پژوهش بروک و هرمانس در سال 1970، بررسی فرای و همکاران در سال 1990 و کار گروه<sup>3</sup> 16- متشکل از سازمان تحقیقات و فناوری ناتو<sup>4</sup> به همراه سازمان فناوری‌های پیشرفته حامل‌ها<sup>5</sup>، از اواخر سال 1996 تا سال 2001، از جمله فعالیت‌های قابل توجه در حوزه ارزیابی روش‌های اندازه‌گیری نرخ سوزش در موتورهای سوخت جامد موجود هستند [15]. پژوهش اخیر، توسط 6 کشور از 15 عضو ناتو به شکل مستقیم و 4 عضو به شکل محدودتر و با همکاری تعدادی از کشورهای غیرعضو انجام شده است. 21 روش به کار گرفته شده در این بررسی به همراه نام کشور در جدول 1 جمع‌آوری شده است. به دلیل محدودیت‌های موجود اسم لاتین تمام مراکز تحقیقاتی و صنعتی زیرنویس نشده است. این پژوهش‌های گسترده خود بیانگر اهمیت روش استخراج نرخ سوزش از موتورهای سوخت جامد است.

## 2-3- فشار متوسط:

فشاری که معمولاً به نرخ سوزش اندازه‌گیری شده نسبت داده می‌شود فشار زمان-متوسط<sup>6</sup> است (معادله (14)):

$$\bar{P} = \left[ \frac{\int_0^{t_b} P dt}{t_b} \right] \quad (14)$$

با وجود این، هر نقطه اندازه‌گیری شده ( $r_{meas}, P_{meas}$ ) باید در رابطه ویلی صدق کند که منجر به فشار نرخ-متوسط<sup>7</sup> می‌شود (معادله (15)):

$$\bar{P} = \left[ \frac{\int_0^{t_b} P^n dt}{t_b} \right]^{\frac{1}{n}} \quad (15)$$

برای تعیین  $n$  نیاز به سعی و خطاست. البته سعی و خطا و استفاده از الگوریتمی تکراری تنها زمانی ممکن است که تست‌هایی در فشارهای عملکردی مختلف و دمای یکسان در دسترس باشد [16,5]. با استفاده از برازش خطی (رابطه (16)) به نرخ سوزش‌های به دست آمده در فشارهای مختلف، ضریب و توان معادله ویلی استخراج می‌شوند:

$$\log r = \log a + n \log P \quad (16)$$

برای روش‌هایی که از فشار زمان متوسط استفاده می‌کنند برازش خطی یکبار انجام می‌شود. اما روش‌هایی که از فشار نرخ متوسط استفاده می‌کنند معادلات (15) و (16) باید همزمان در یک پروسه تکراری حل شوند. اولین تکرار با استفاده از فشار زمان متوسط (با فرض  $n$  برابر با 1) آغاز می‌شود و معمولاً تا تکرار چهارم و پنجم همگرا می‌شود.

فشارهای نرخ-متوسط استفاده شده در روش هسلر-گلیک نیز از روابط (17) و (18) به دست می‌آیند:

$$P(r_{bi}) = \left[ \frac{\int_{t_B}^{t_{bi}} P^n dt}{t_{bi}} \right]^{\frac{1}{n}} \quad (17)$$

$$P(r_{bf}) = \left[ \frac{\int_{t_B}^{t_{bf}} P^n dt}{t_{bf}} \right]^{\frac{1}{n}} \quad (18)$$

3- working group (WG016)

4- NATO Research & Technology Organization (RTO)

5- Advanced Vehicle Technology (AVT)

6- Time Averaged Pressure

7- Rate Averaged Pressure

1- Action time

2- Iterated mass balance Method (RMBn)

جدول 1 روش استخراج نرخ سوزش از موتور سوخت جامد در مجموعه‌های هوافضایی کشورهای ناتو به همراه نام کشور استفاده کننده [17]

روش مورد استفاده	نام مجموعه	نام کشور
$R_{TOT}$	دی-آر-ای-وی <sup>1</sup>	کانادا
$R_{TOTn}$	اس.ان.پی.ای/اونرا	فرانسه
$R_{TOT}$	بایرن-کم	آلمان
$R_{TOTn}$	فیات آویو	ایتالیا
$R_{TOT}$	تی.ان.او-پی.ال.ام <sup>2</sup>	هلند
$R_{TOT}$	آرا.آرام <sup>3</sup>	انگلستان
$R_{TOT}, R_{MB}$	آنروجت	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}$	آزمایشگاه نیروی هوایی	ایالات متحده آمریکا
$R_{MB}$	آلیان-تک	ایالات متحده آمریکا
$R_{MB}$	فرماندهی موشکی و هوایی ارتش	ایالات متحده آمریکا
$R_{MB}, R_{MBn}$	مرکز تحقیقات آتلانتیک	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}$	مرکز پیشرانس گوردیش	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}$	جنرال دینامیک	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}, R_{MB}$	ان.ای.دبلیو.دی.دبلیو.سی	ایالات متحده آمریکا
$R_{MB}$	آزمایشگاه نیروی دریایی	ایالات متحده آمریکا
$R_{MB}$	پرات ووینتی	ایالات متحده آمریکا
$R_{MBn}$	اسنپ/جردن	ایالات متحده آمریکا
$R_{MBn}$	مرکز مهندسی استون	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}$	مرکز دفاعی تلی	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}, R_{MB}$	مجموعه تیوکول	ایالات متحده آمریکا
$R_{TOT}, R_{MB}, R_{HG}$	هسلر-گلیک-میلر وبارینگتون	مرجع

رویه موجود در 20 مجموعه عضو ناتو به سمت جایگزینی روش ضخامت بر زمان معمول با روش‌های بالانس جرمی و روش‌های ضخامت بر زمان تکراری از جمله روش هسلر-گلیک است. در این پژوهش با استناد به جامعه آماری

1- DEFENCE RESEARCH ESTABLISHMENT VALCARTIER(DREV)  
2- NETHERLANDS TNO-PRIMS MAURITS LABORATORY(PLM)  
3-BRITISH AEROSPACE DEFENCE ROYAL ORDNANCE ROCKET MOTORS DIVISION(RORM)

استفاده کننده، توانایی پیاده‌سازی روش‌ها و تبدیل شدن آن‌ها به کد (دسترسی به اطلاعات)، استناد به مراجع مشخص به جهت مقایسه نتایج، تنوع استفاده از روش‌های مختلف و در عین حال جدید و در نهایت استفاده از روش مرسوم در صنایع هوافضایی ایران به جهت مقایسه، 7 روش انتخاب شده است که عبارت‌اند از: روش بایرن، روش نصف کردن مماس (مرسوم در ایران)، روش اس.ان.پی.ای، الگوریتم‌های اول و دوم فیات-آویو، روش هسلر گلیک و روش بالانس جرمی. دو روش بایرن و نصف کردن مماس زیر مجموعه روش ضخامت بر زمان معمول و روش‌های اس.ان.پی.ای، فیات و هسلر گلیک زیر مجموعه روش ضخامت بر زمان تکراری هستند.

ذکر این نکته لازم و ضروری است که روش‌های ضخامت بر زمان تکراری اس.ان.پی.ای و فیات که در این پژوهش از آن‌ها استفاده شد صرفاً در به‌دست آوردن فشار متوسط از الگوریتمی تکراری استفاده می‌کنند. اما روش هسلر-گلیک در به‌دست آوردن توان معادله ویلی نیز از الگوریتمی تکراری استفاده می‌کند. برای وضوح بیشتر این تفاوت الگوریتم روش فیات-آویو (روش دوم) به همراه نقاط زمانی آن (شکل 3) و فلوچارت روش هسلر-گلیک (شکل 4) آورده شده است.

### روش دوم الگوریتم فیات-آویو:

1- محاسبه انتگرال فشار  $I_p = \int_{t_1}^{t_2} P dt$  (نقاط 1 و 2 می‌توانند 1% فشار میانگین انتخاب شوند).

2- اولین نقاط در نمودار فشار-زمان که از نقطه  $(t_2, P_2)$  بالاتر باشد را تحت عنوان  $(t_{a0}, P_0)$  در سمت فراز نمودار و در سمت فرود آن  $(t_{b0}, P_0)$ .

$$I_{p0} = 2 \cdot P_0 (t_{b0} - t_{a0}) - 3$$

4- اگر که  $I_{p0} < I_p$  حال نقاط دیگری که بالاتر از  $(t_{b0}, P_0)$  قرار دارند را تحت عنوان  $(t_{b1}, P_1)$  و  $(t_{a1}, P_1)$  بروی نمودار انتخاب کرده و مراحل 2 تا 3 را تکرار می‌کنیم.

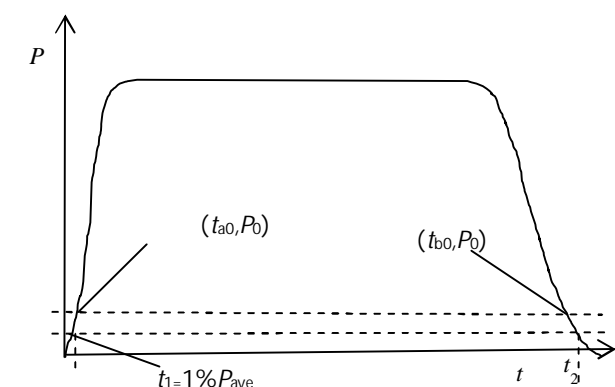
5- اگر در مرحله  $n$   $I_{pn} = 2 \cdot P_n (t_{bn} - t_{an}) > I_p$  آنگاه با استفاده از مقادیر  $I_{pn-1}, I_{pn-1}$  مقدار دو اختلاف زمانی پایانی را محاسبه می‌کنیم:

6- با استفاده از خط گذرنده از دو نقطه  $(I_{pn}, \Delta t_n)$  و  $(I_{pn-1}, \Delta t_{n-1})$  زمان متناظر به  $I_p$ ، که همان زمان سوزش است را به‌دست می‌آوریم:

$$t_e = \Delta t_{n-1} - \frac{(\Delta t_n - \Delta t_{n-1})}{(I_{pn} - I_{pn-1})} \cdot (I_{pn-1} - I_p)$$

7- محاسبه فشار متوسط با استفاده از زمان مرحله قبل  $P_e = \frac{I_p}{t_e}$

8- محاسبه نرخ سوزش با استفاده از وب  $r_b = \frac{w}{t_e}$



شکل 3 نقاط زمانی الگوریتم دوم روش فیات-آویو

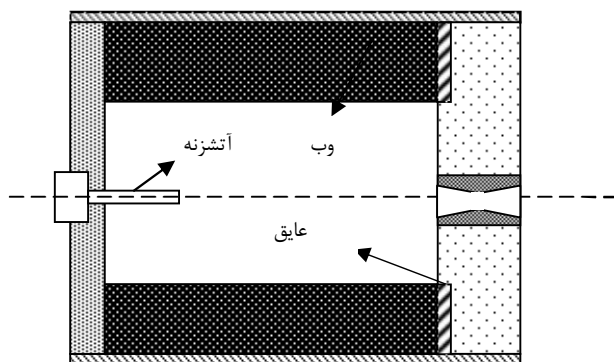
و با توجه به موتورهای استاندارد مرکز والکاتیر کانادا و بایرن آلمان، در کلاس وزنی اول، موتور مورد نظر در پژوهشکده مهندسی طراحی شده است. مشخصات این موتور در جدول 3 آورده شده است. سوخت مورد استفاده در این پژوهش کامپوزیتی حاوی 74% آمونیوم پرکلرات و 7% آلومینوم بوده و به شکل کار تریجی تهیه شده است. به منظور دستیابی به حداکثر خنثی سوزی و جلوگیری از افزایشی شدن فشار یک پیشانی گرین عایق شده (شکل 5) و به این ترتیب گرینی درون سوز-یک سر سوز به دست آمده است. با توجه به شکل 6، این طراحی گرین به شکل ثنوری دارای خنثی سوزی مناسبی است. البته، در حین انجام تست‌ها، به دلیل جدا شدن ذرات آلومینوم از سوخت و کوچکی گلوگاه در بعضی موارد شاهد افزایشی شدن فشار هستیم. نرخ خوردگی مشاهده شده کمتر از 0/01 میلی متر بر ثانیه بوده که می‌توان از آن صرف‌نظر کرد. آتشنزله موتور از نوع پیروتکنیکی است (شکل 7).

جدول 2 دسته‌بندی موتورهای آزمایشگاهی در آمریکا براساس وزن گرین، بر پایه بررسی انجام شده در سال 1990 [17]

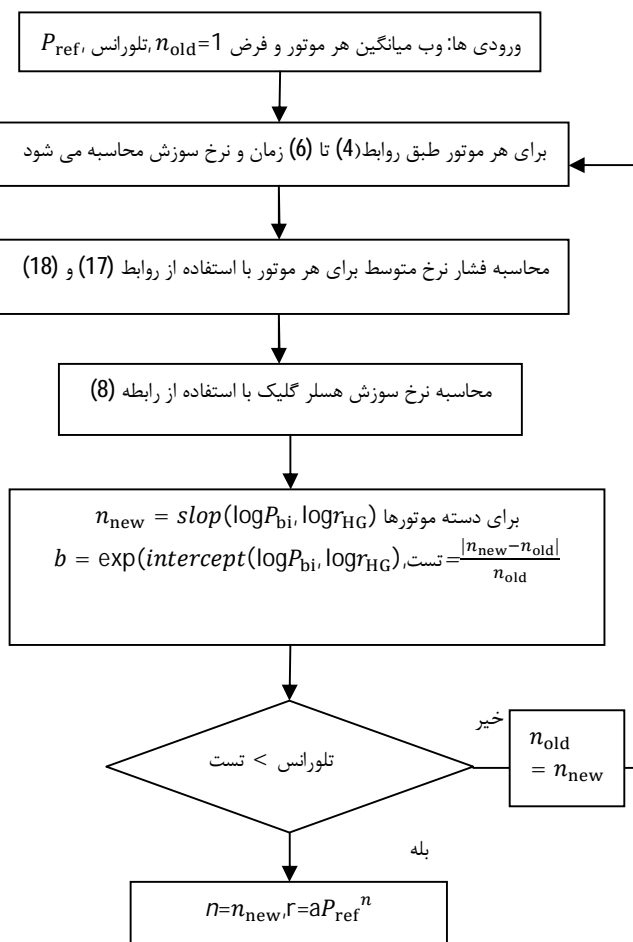
مرجع استفاده کننده	II.I <200-500	III <500-5000	IV <5000-10000	V >10000
دانشگاهی	3	1	1	-
دولت	4	2	3	-
صنایع	5	11	7	4
مجموع	12	14	11	4

جدول 3 مشخصات موتور مورد استفاده در تست‌ها

نام طرح	موتور کالیبر کوچک
طول گرین	54 میلی متر
قطر خارجی گرین	62 میلی متر
قطر داخلی	34 میلی متر
وب	14 میلی متر
نوع نازل	گرافیتی
قطر گلوگاه	4/5-8/5 میلی متر
ضخامت پوسته	10 میلی متر
وزن گرین	200 گرم
نوع سوخت	کامپوزیتی
نوع داده مورد بهره‌برداری	نمودار فشار-زمان



شکل 5 شماتیکی از محل قرارگیری عایق و آتشنزله در موتور



شکل 4 فلوجارت روش هسلر گلیک

### 3- پیاده‌سازی روش‌ها با استفاده از موتورهای آزمایشگاهی

در این بخش ابتدا به جزئیات طراحی موتور مورد استفاده پرداخته شده سپس به شکل اجمالی درباره تجهیزات داده برداری توضیحاتی داده شده است.

#### 3-1- طراحی موتور:

برای تعیین نرخ سوزش در میان کشورهای عضو ناتو به ویژه ایالات متحده آمریکا، 70 درصد با استفاده از موتورهای کوچک مقیاس، حدود 25 درصد از روش‌های غیر مخرب و 5 درصد نیز از سایر روش‌ها از قبیل استرنند برنر استفاده می‌کنند [11]. کلاس‌های وزنی مختلفی برای موتورهای مقیاس کوچک تعریف شده که در جدول 2 به آن‌ها اشاره شده است:

شکل غالب گرین در کلاس وزنی اول تا سوم، گرین درون سوز استوانه‌ای است. از گرین‌های کلاس چهارم و پنجم بیشتر برای بوسترهای بزرگ یا موشک‌های راهبردی استفاده می‌شود. اکثر موتورهای مقیاس کوچک دارای سوزش شعاعی، نمودار فشار-زمان خنثی (10% تلورانس)، ناحیه خاموشی کوتاه،  $>6$  (مساحت گلوگاه/مساحت پورت) و  $\leq 2$  (قطر/طول)، به منظور کاهش سوزش فرسایشی، زمان سوزش کم (2-10 ثانیه)، به منظور کاهش تلفات حرارتی، ضخامت اندک وب، به منظور کاهش اثرات انقباض حرارتی و نازل مخروطی با زاویه نیم مخروط  $15 \pm 2^\circ$ ، به منظور جلوگیری از جدایش جریان داخلی نازل، هستند [11].

با استناد به هدف آزمایشگاهی تعیین نرخ سوزش سوخت در این پژوهش



شکل 9 اجزای موتور از چپ به راست: محل قرارگیری آتشزنه و فشارسنج، محل قرارگیری سوخت، نازل گرافیتی و سر انتهایی موتور

### 3-2-2- تقویت کننده‌ها:

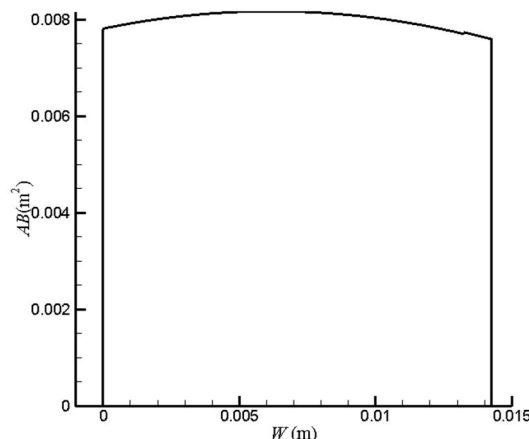
سیگنال‌های خروجی از لودسل و مبدل‌های فشار، سیگنال‌های ولتاژ ضعیفی در حدود 10 میلی‌ولت هستند. لازم است تا این سیگنال‌ها قبل از ارسال برای ثبت تا حدود چند ولت تقویت شوند. در تقویت کننده‌ها علاوه بر تقویت سیگنال، ولتاژ لازم برای تحریک سنسورها نیز در صورت لزوم فراهم می‌شود. تقویت کننده مورد استفاده از نوع 3016-ای.دی.ام.<sup>2</sup> و 3011-ای.دی.ام بوده که ولتاژ تحریک و ضریب تقویت آن قابل تغییر است.

### 3-2-3- کارت تبدیل آنالوگ به دیجیتال:

سیگنال‌های تقویت شده به کارت ای. تو. دی<sup>3</sup> منتقل می‌شوند. این کارت وظیفه تبدیل سیگنال آنالوگ به سیگنال دیجیتال را دارد. از آنجا که نرخ این تبدیل (یا نرخ نمونه‌برداری) از اهمیت زیادی برخوردار است در انتخاب کارت ای.تو.دی. تعداد کانال‌ها، فرکانس داده‌برداری و دقت داده‌برداری مورد نیاز باید مشخص باشد. تعداد کانال‌های مورد نیاز 11 عدد پیش‌بینی شده است، اما به دلیل اینکه احتمال دارد تعداد سنسورهای مورد نیاز افزایش یابد باید از یک کارت با ورودی 16 کانال استفاده شود. پدیده‌های مرتبط با موتور عموماً، دارای فرکانس کمتر از 5 کیلوهرتز هستند. طبق قضیه نایکوئیست، فرکانس ثبت این اتفاقات بایستی حداقل دو برابر فرکانس آن‌ها، یعنی 10 کیلوهرتز باشد. برای این که هیچ اختلالی به دلیل کم بودن نرخ نمونه‌برداری در ثبت داده‌های موتور به وجود نیاید، حداکثر فرکانس نمونه‌برداری 50 کیلوهرتز انتخاب شده است. بنابراین، از هر کانال لازم است حدود 50000 داده در هر ثانیه گرفته شود. با توجه به قیمت کارت و نیاز مورد نظر، کارت 1712-پی سی آی<sup>4</sup> از شرکت معتبر پاتسا<sup>5</sup> که نماینده انحصاری ادونس تک<sup>6</sup> است تهیه شد. این کارت قابلیت داده‌برداری از 16 کانال متوالی با دقت 12 بیت و سرعت 10<sup>6</sup> داده بر ثانیه را دارد که برای این پژوهش کاملاً مناسب است.

### 3-2-4- کامپیوتر ونرم افزارها:

طبعاً، کامپیوتر مورد استفاده از نوع صنعتی بوده تا در برابر ضربه و ارتعاش مقاوم باشد. به دلیل اینکه دیسک سخت کامپیوترهای صنعتی موجود همانند دیسک سخت کامپیوترهای شخصی است، برای جلوگیری از خاموشی کامپیوتر از فلاش کارت به عنوان دیسک سخت استفاده شده است. برنامه



شکل 6 نمودار سطح سوزش برحسب وب گرین طراحی شده



شکل 7 موتور مورد استفاده از نمای بالا

شکل‌های 7-9 نمایی از موتور و اجزای آن را نشان می‌دهند. نمایی از سکوی آزمون در شکل 8 به همراه سنسورهای فشار نشان داده شده است از این استند صرفاً به منظور اندازه‌گیری فشار استفاده شده است.

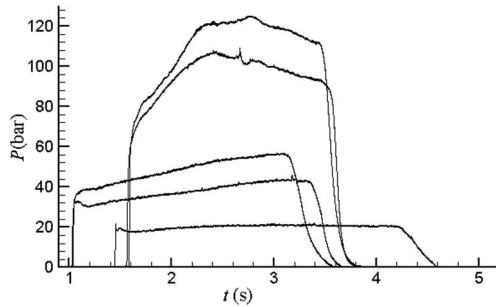
### 3-2-3- تجهیزات داده‌برداری

#### 3-2-3-1- سنسور فشار:

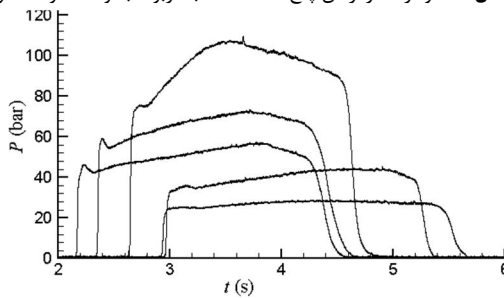
سنسور فشار مورد استفاده در تست‌های این پژوهش از نوع استرین گیج است. مهم‌ترین عامل تعیین کننده سنسور فشار، فشار ماکزیمم است. با توجه به اینکه فشارسنج‌ها بعد از رگلاتور استفاده می‌شوند، ماکزیمم فشار حدود 200 بار است. علاوه بر این عوامل دیگر مانند: غیر خطی بودن، هیستریزس، تکرارپذیری، حساسیت به دما و در تعیین سنسور نقش تعیین کننده دارند. با توجه به این موارد، چند سنسور فشار از شرکت الهام ساز (نماینده تی.ام.ال<sup>1</sup> ژاپن) توسط پژوهشگرده خریداری شد که سنسورها از لحاظ کیفی مورد تایید هستند.



شکل 8 سکوی آزمون پژوهشگرده مهندسی



شکل 11 نمودار فشار-زمان پنج تست منتخب مربوط به واحد سوخت دوم

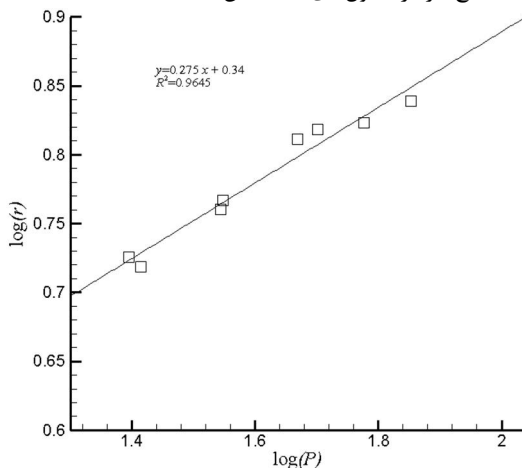


شکل 12 نمودار فشار-زمان پنج تست منتخب مربوط به واحد سوخت سوم

انحراف معیار شاخصی است که پراکندگی نتایج را نشان می‌دهد. ضریب تغییرات یک پارامتر بدون بعد است که به عنوان شاخصی برای تکرارپذیری و نزدیکی داده‌ها به مقدار متوسط استفاده می‌شود و خصوصیت برجسته آن در مقایسه با انحراف معیار بی‌بعد بودن آن است [18]. در ادامه، روند استخراج نتایج از آزمون‌های استاتیک موتور شرح داده شده است.

#### 2-4- روند استخراج نتایج

ابتدا در هر گروه فشار متوسط و نرخ سوزش با استفاده از روش عنوان شده (نصف کردن مماس، الگوریتم اول و دوم فیات-آویو، اس.ان.پی.ای، باین، هسلر گلیک و روش بالانس جرمی) استخراج می‌شود. سپس، نمودار لگاریتم نرخ سوزش برحسب لگاریتم فشار رسم می‌شود که در مجموع 21 نمودار به-دست می‌آید (7 نمودار در هر واحد سوخت یا گروه تست). در ادامه با برازش خطی به داده‌های به‌دست آمده ضریب و توان معادله ویلی همراه ضریب همبستگی  $R^2$ ، که بیانگر تطابق نمودار برازش شده به داده‌های به‌دست آمده است، استخراج می‌شود. در شکل‌های 13-15، به سه نمونه از نمودارها اشاره شده است. نتایج نیز در جدول‌های 4-6 نشان داده شده است.



شکل 13 نمودار لگاریتمی نرخ سوزش برحسب فشار مربوط به گروه اول با استفاده از روش فیات-آویو (الگوریتم اول)

مورد استفاده در این سیستم داده‌برداری در محیط ام اس داس<sup>1</sup> و تحت زبان سی پلاس<sup>2</sup> نسخه 3/1 تهیه شده‌است و شامل 2 زیر برنامه به نام پروژکت<sup>3</sup> و ترنزلیت<sup>4</sup> است. برنامه پروژکت کارت داده‌برداری را مقداردهی اولیه کرده، ورودی را برداشت می‌کند و در رم درایور<sup>5</sup> برنامه قرار می‌دهد در پایان داده-برداری، داده‌های موجود در رم درایور به روی هارد کپی می‌شوند و امکان دسترسی پایدار به فایل‌های برنامه میسر خواهد شد. ساختار عملکرد کارت داده‌برداری بر مبنای تهیه یک فایل دیجیتال به اِزاء کلیه کانال‌های فعال ورودی است. لذا، اهمیت تبدیل یک فایل دیجیتال به تعداد فایل‌های متناظر با کانال‌های فعال ورودی توسط یک برنامه کامپیوتری دیده می‌شود. در این صورت امکان دسترسی به داده‌های کلیه کانال‌ها به‌دست می‌آید. این توانایی در زیر برنامه ترنزلیت ایجاد شده‌است.

#### 3-2-5- کالیبراسیون:

با توجه به تعدد تست‌های انجام شده بعد از هر تست فشارسنج با فشار مرجع کالیبر شده تا از دقت داده‌های به‌دست آمده اطمینان حاصل شود.

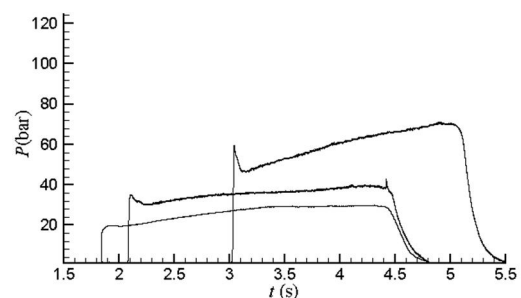
#### 4- نتایج

##### 1-4- آزمون‌های استاتیک موتور:

در این تحقیق، با استفاده از سه واحد سوخت<sup>6</sup> تعداد مشخصی تست در سه گروه انجام شده‌است. هر گروه شامل تست‌هایی در فشارهای مختلف و در مواردی تکرار در یک فشار هستند. در مجموع 8 تست در گروه اول 8 تست در گروه دوم و 10 تست در گروه سوم انجام شده‌است به این ترتیب اثر تغییرات ناشی از تولید واحد سوختی نیز لحاظ می‌شود. برخی از نتایج تست-های انجام شده در شکل‌های (10-12) آورده شده است. از آنجایی که در تست‌های آزمایشگاهی از ابتدا مقدار دقیق پارامترهای بالستیکی مشخص نیست، لذا، بررسی کیفیت روش‌های استخراج نرخ سوزش با استفاده از شاخص‌های آماری مانند انحراف معیار<sup>7</sup> و ضریب تغییرات<sup>8</sup> ممکن می‌شود که از روابط (19) و (20) به ترتیب محاسبه می‌شوند:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum(x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (19)$$

$$CV = \frac{\sigma}{\bar{x}} \quad (20)$$



شکل 14 نمودار فشار-زمان سه تست منتخب مربوط به واحد سوخت اول

- 1- MSDOS
- 2- C++
- 3- Project
- 4- Translate
- 5- Ramdrive
- 6- Batch of Propellant
- 7- Standard deviation
- 8- Coefficient of variation



جدول 5 پارامترهای بالستیکی به‌دست آمده از روش‌های متفاوت در گروه دوم

روش	$a[\text{mm/s.bar}^n]$	$n$	$R^2$
F-1	2/393	0/244	0/9463
F-2	2/388	0/244	0/9472
SN	2/403	0/243	0/9458
BN	2/401	0/243	0/9462
MB	2/404	0/242	0/9538
HG	2/519	0/235	0/9288
TG	2/716	0/230	0/9024

جدول 6 پارامترهای بالستیکی به‌دست آمده از روش‌های متفاوت در گروه سوم تست

روش	$a[\text{mm/s.bar}^n]$	$n$	$R^2$
F-1	2/805	0/211	0/9654
F-2	2/805	0/210	0/966
SN	2/812	0/211	0/9655
BN	2/818	0/210	0/9656
MB	2/789	0/212	0/9661
HG	2/769	0/217	0/9198
TG	2/927	0/217	0/9543

جدول 7 میانگین، انحراف از معیار میانگین و ضریب تغییرات نرخ سوزش در فشار مرجع 70 بار حاصل از 26 تست موتور کالیبر کوچک پژوهشکده

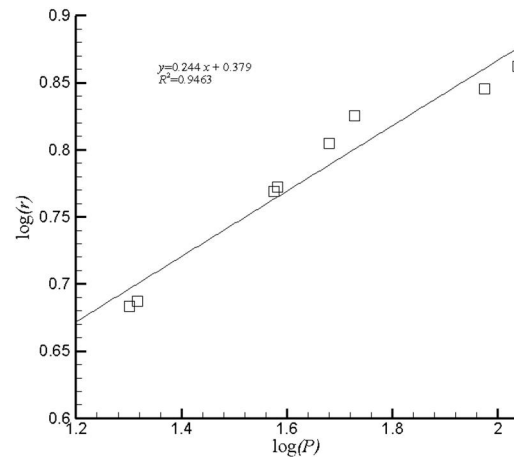
روش	$r(\text{mm/s})$	$\sigma_r$	$CV_r(\%)$
F-1	6/865	0/0795	2/053
F-2	6/880	0/0815	2/953
SN	6/854	0/0776	2/076
BN	6/882	0/0825	2/005
MB	6/844	0/0707	1/789
HG	6/939	0/0650	1/622
TG	7/384	0/1055	2/475

جدول 8 میانگین، انحراف از معیار میانگین و ضریب تغییرات ضریب معادله ویلی (a) حاصل از 26 تست موتور کالیبر کوچک پژوهشکده

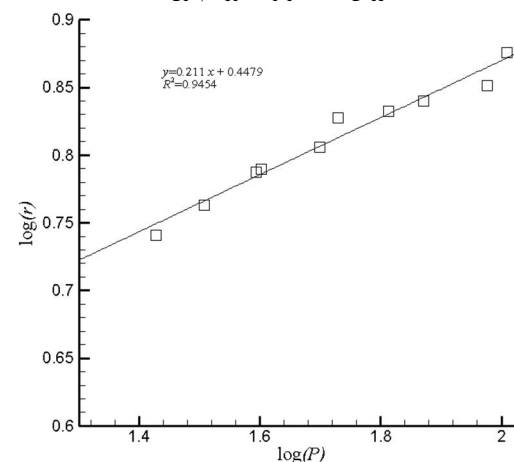
روش	$a(\text{mm/s.bar}^n)$	$\sigma_a$	$CV_a(\%)$
F-1	2/474	0/1813	12/761
F-2	2/463	0/1845	12/816
SN	2/460	0/1820	12/679
BN	2/460	0/1807	12/692
MB	2/471	0/1675	11/741
HG	2/541	0/1259	8/580
TG	2/603	0/2268	15/088

جدول 9 میانگین، انحراف از معیار میانگین و ضریب تغییرات توان فشار معادله ویلی (n) حاصل از 26 تست موتور کالیبر کوچک پژوهشکده

روش	$n$	$\sigma_n$	$CV_n(\%)$
F-1	0/241	0/0181	13/107
F-2	0/243	0/0184	12/999
SN	0/242	0/0182	13/077
BN	0/242	0/0183	12/998
MB	0/241	0/0162	11/634
HG	0/237	0/0126	9/202
TG	0/247	0/0241	16/871



شکل 14 نمودار لگاریتمی نرخ سوزش برحسب فشار مربوط به گروه دوم با استفاده از روش فیات-آویو (الگوریتم اول)



شکل 15 نمودار لگاریتمی نرخ سوزش برحسب فشار مربوط به گروه سوم با استفاده از روش فیات-آویو (الگوریتم اول)

در مرحله دوم، برای هر روش پارامترهای بالستیکی شامل ضرایب معادله ویلی (معادله 3) سه مرتبه محاسبه می‌شود. با استفاده از این پارامترهای به-دست آمده و معادله (2) در فشار مرجع 70 بار، نرخ سوزش هر روش محاسبه می‌شود که در مجموع 3 نرخ سوزش در این فشار خواهیم داشت. حال برای هر یک از متغیرهای بالستیکی (ضرایب ویلی و نرخ سوزش) مقادیر میانگین محاسبه می‌شود (جدول‌های 7-9). در نهایت، با استفاده از داده‌های مرحله دوم مقادیر ضریب تغییرات و انحراف معیار استاندارد برای هر یک از پارامترهای نرخ سوزش، ضریب و توان معادله ویلی محاسبه می‌شود (جدول‌های 7-9). به منظور مقایسه بهتر ضریب تغییرات نرخ سوزش و دو پارامتر بالستیکی در هیستودیاگرام‌های 16-18 رسم شده‌است. ضریب تغییرات نرخ سوزش، ضریب و توان معادله (3) به صورت  $CV_r$ ،  $CV_a$ ،  $CV_n$  نشان داده شده است.

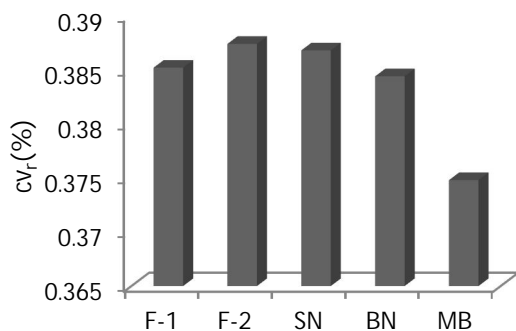
جدول 4 پارامترهای بالستیکی به‌دست آمده از روش‌های متفاوت در گروه اول تست

روش	$a(\text{mm/s.bar}^n)$	$n$	$R^2$
F-1	2/188	0/275	0/9645
F-2	2/187	0/273	0/9638
SN	2/195	0/274	0/9647
BN	2/203	0/272	0/9621
MB	2/221	0/268	0/9581
HG	2/334	0/260	0/9586
TG	2/166	0/295	0/9581

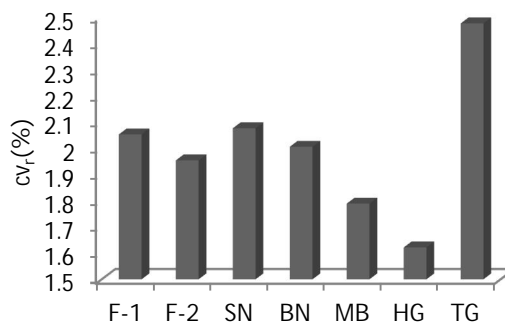
## 4-3- مقایسه نتایج با مراجع:

فعالیتی مشابه در دانشگاه میلان [19]<sup>1</sup>، با استفاده نتایج تست استاتیک موتور آزمایشگاهی بریا<sup>2</sup> با وزن سوخت 6300 گرم، و موتور 2 اینچی با وزن سوخت 350 گرم انجام شده است. این مجموعه از تست‌ها توسط مجموعه فیات که در نزدیکی شهر رم واقع است انجام شده است. در موتور بریا با استفاده از 9 واحد سوختی، سه تست در فشارهای مختلف در هر واحد سوخت و 4 مرتبه تکرار کل فرآیند، در مجموع 108 تست صورت گرفته و در موتور 2 اینچی تعداد 24 تست شامل 4 واحد سوختی و 6 تست در هر واحد (سه فشار مختلف و دو تکرار در هر فشار) انجام پذیرفته است. تست‌های بریا به منظور بررسی نرخ سوزش بوسترهای سوخت جامد فضاپیمای آریان 5 و تست‌های موتور 2 اینچی به منظور بررسی بوستر فضاپیمای آریان 4 انجام پذیرفته است. نتایج تست‌ها در جدول‌های 10 و 11 نشان داده شده است. شایان ذکر است که در اینجا روش بالانس جرمی با نام پولیمی<sup>3</sup> نام گذاری شده است.

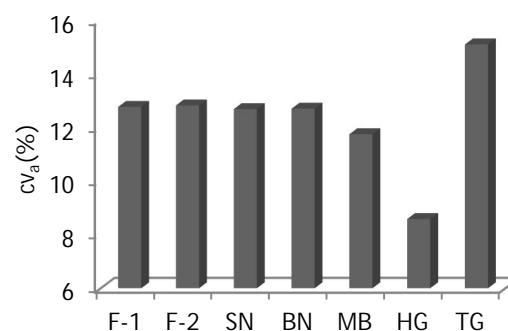
برای مقایسه بهتر، هیستودیاگرام ضریب تغییرات نرخ سوزش نتایج تست موتور 2 اینچی به‌علت نزدیک بودن ابعاد موتور آن با موتور حاضر و شباهت تعداد تست‌های انجام شده (24 تست در موتور 2 اینچی و 26 تست در موتور حاضر) در شکل 19 رسم شده است. البته، هیستودیاگرام سایر پارامترها به دلیل محدودیت فضا آورده نشده که نتایج آن‌ها در جدول 11 موجود است. پژوهش حاضر نیز همانند تست‌های 108 عددی موتور بریا (جدول 10) روش هسلر-گلیک را با کمترین انحراف معیار در محاسبه نرخ سوزش معرفی می‌کند. همچنین، روش بالانس جرمی نیز در رتبه بعدی قرار دارد.



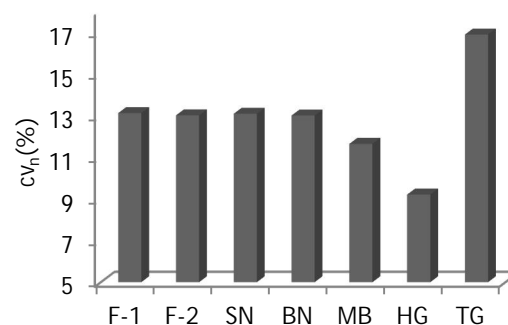
شکل 19 بررسی ضریب تغییرات روش‌های مختلف در محاسبه نرخ سوزش تست‌های موتور 2 اینچی پروژه آریان [19]4



شکل 16 ضریب تغییرات روش‌های مختلف در محاسبه نرخ سوزش



شکل 17 ضریب تغییرات روش‌های مختلف در محاسبه ضریب ویلی (a)



شکل 18 ضریب تغییرات روش‌های مختلف در محاسبه توان فشار (n) در معادله ویلی

جدول 10 مقادیر میانگین نرخ سوزش و پارامترهای بالستیکی به همراه انحراف از معیار میانگین و ضریب تغییرات هر متغیر در فشار مرجع 45 بار (موتور بریا) [19]

CV <sub>n</sub> (%)	CV <sub>a</sub> (%)	CV <sub>r</sub> (%)	$\sigma_n$	$n$	$\sigma_a$	$a$	$\sigma_r$	$r$	روش
1/1656	0/6423	0/3090	0/0044	0/3817	0/0268	4/1659	0/0229	7/3961	BN
1/2547	0/6835	0/3044	0/0048	0/3826	0/0285	4/1624	0/0225	7/4001	F-1
1/1380	0/6483	0/3157	0/0043	0/3832	0/0270	4/1647	0/0233	7/3807	F-2
0/9224	0/5242	0/3187	0/0035	0/3832	0/0219	4/1828	0/0234	7/3573	PM
1/1319	0/6464	0/3189	0/0043	0/3787	0/0269	4/1653	0/0235	7/3817	SN
1/0224	0/4332	0/2659	0/0039	0/3804	0/0182	4/2082	0/0198	7/4376	HG

1- Politecnico-di milano

2- Baria

3- Polimi (PM)

**جدول 11** مقادیر میانگین نرخ سوزش و پارامترهای بالستیکی به همراه انحراف از معیار میانگین و ضریب تغییرات هر متغیر در فشار مرجع 45 بار (موتور 2 اینچی) [۱۹]

روش	$r$	$\sigma_r$	$a$	$\sigma_a$	$n$	$\sigma_n$	$CV_r(\%)$	$CV_a(\%)$	$CV_n(\%)$
BN	6/2829	0/0242	3/6634	0/0374	0/3597	0/0068	0/3852	1/004	1/9098
F-1	6/2873	0/0244	3/6615	0/035	0/3595	0/0067	0/3874	0/9608	1/8666
F-2	6/2683	0/0242	3/6573	0/0342	0/3582	0/0071	0/3868	1/0811	1/9925
PM	6/2376	0/0234	3/6499	0/0347	0/3563	0/0067	0/3748	1/0072	1/8722
SN	6/2681	0/0241	3/6572	0/0339	0/3582	0/0069	0/3844	1/0388	1/9240
HG	-	-	-	-	-	-	-	-	-

مجموعه روش‌های ضخامت بر زمان است که اثر اتمام سوزش غیر لحظه‌ای را با تعریف دو نقطه، یکی برای شروع و دیگری برای پایان اتمام سوزش به‌طور صریح در نظر می‌گیرد.

3- با توجه مقدار انحراف معیار و ضریب تغییرات (جدول‌های 7-9) می‌توان گفت که روش هسلر-گلیک و روش بالانس جرمی مقادیر قابل اطمینان‌تری را برای نرخ سوزش و پارامترهای بالستیکی ارائه می‌کنند.

4- روش نصف کردن مماس، که در اغلب صنایع دفاعی و فضایی کشور استفاده می‌شود، با استناد به بالاتر بودن ضریب تغییرات و انحراف معیار نسبت به سایر روش‌ها از تکرارپذیری کمتری برخوردار است. این روش از عوامل مختلف در تعیین پایان زمان سوزش از قبیل نامیزانی مندرل، انقباض حرارتی سوخت و غیره به شدت تأثیر می‌پذیرد. همچنین، تغییرات ناحیه خاموشی که می‌تواند مربوط به طراحی سیستمی گرین موتور باشد در تعیین دقیق نقطه پایان زمان سوزش که همان نقطه برخورد نیمساز دو مماس و نمودار است غیر قابل اطمینان است. تبدیل این روش به یک برنامه کامپیوتری منسجم به‌علت گرافیکی بودن ماهیت آن نیز با مشکل مواجه است. این روش از الگوریتم‌های اولیه تعیین نرخ سوزش بوده و زمانی که ابزارآلات داده‌برداری کند بودند و انتهای نمودار فشار-زمان را تیز نشان می‌دادند توسعه داده شده است. همچنین، شایان ذکر است که این روش به علت لحظه‌ای فرض کردن پایان زمان سوزش و عدم تصحیح آن اغلب زمان سوزش را کوتاه‌تر از آنچه که باید پیش‌بینی می‌کند که به تبع آن نرخ سوزش به دست آمده نیز مقدار بالاتری خواهد داشت.

#### 6- فهرست علائم

AB	سطح سوزش سوخت ( $m^2$ )
BN	روش بایرن
CV	ضریب تغییرات
$\frac{E}{R}$	دمای اکتیواسیون (K)
F-1	روش فیات-آویو الگوریتم اول
F-2	روش فیات-آویو الگوریتم دوم
HG	روش هسلر گلیک
MB	روش بالانس جرمی
$m_{ze}$	نرخ سوزش پایای جرمی ( $\frac{gr}{s \cdot cm^2}$ )
$M_s$	ماکزیمم نرخ سوزش جرمی ( $\frac{gr}{s \cdot cm^2}$ )
P	فشار ( $kgm^{-1}s^{-2}$ )
PM	روش بالانس جرمی (نامگذاری دانشگاه میلان)
r	نرخ سوزش ( $mms^{-1}$ )
SN	روش اس.ان.پی.ای
TG	روش نصف کردن نیمساز مماس

مقدار نرخ سوزش بالانس جرمی محاسبه شده در این پژوهش همانند نتایج موتور بریا و موتور 2 اینچی (جدول 11)، به علت خطای ذخیره جرم، کمتر از مقادیر محاسبه شده توسط سایر روش‌هاست. بایرن نیز مقادیر معقولی را پیشنهاد می‌کند و در عین حال به آسانی قابل پیاده‌سازی است. این نکته قابل توجه است که روش‌های ضخامت بر زمان صنعتی به شکل صریحی اثر اتمام سوزش لحظه‌ای را در نظر نمی‌گیرند. این روش‌ها مانند روش بایرن که از 50% فشار متوسط برای تعیین زمان شروع و پایان سوزش استفاده می‌کند، پیوسته بودن فرآیند پایان زمان سوزش را به‌طور ضمنی در نظر می‌گیرند.

#### 5- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

اندازه‌گیری تجربی نرخ سوزش با استفاده از پیاده‌سازی روش‌های تکرارپذیر برای به‌دست آوردن نرخ سوزش از تست موتور با توجه به روش‌های اولیه موجود در صنایع هوافضایی کشور و فعالیت‌های گسترده انجام شده در مجموعه‌های دفاعی دیگر کشورها، از جمله کشورهای عضو ناتو هدف اصلی این پژوهش است. در پژوهش حاضر، با انجام 26 تست در موتور آزمایشگاهی سوخت جامد کامپوزیتی با طراحی یک گرین مشخص و تغییرات قطر گلوگاه نمودارهای فشار-زمان استخراج شده است. با استفاده از این نمودارها نرخ سوزش سوخت مورد نظر و فشار متوسط تست، با پیاده‌سازی الگوریتم‌های مختلف استخراج شده است. سپس، پارامترهای بالستیکی شامل ضریب (a) و توان معادله ویلی (n) محاسبه شده است. از آنجایی که در تست‌های تجربی پارامترهای بالستیکی از ابتدا مشخص نیست، تنها راه بررسی کیفیت روش‌ها استفاده از روابط آماری نظیر ضریب تغییرات و انحراف معیار است. نتایج به دست آمده از قرار زیر است:

1- انحراف معیار و ضریب تغییرات نرخ سوزش و پارامترهای بالستیکی که از روش‌های ضخامت بر زمان صنعتی (روش‌های فیات آویو الگوریتم اول و دوم، بایرن، اس.ان.پی.ای) محاسبه می‌شود، به این علت که این روش‌ها هر کدام به نحوی از انتگرال نمودار فشار-زمان در به‌دست آوردن زمان سوزش و فشار متوسط استفاده می‌کنند، نزدیک یکدیگر است. این روش‌ها به‌طور صریحی اثر اتمام سوزش غیر لحظه‌ای را در نظر نمی‌گیرند. اما با اعمال تصحیحاتی اتمام سوزش را پیوسته فرض می‌کنند و از این جهت شبیه به روش بالانس جرمی عمل می‌کنند.

2- نرخ سوزش به‌دست آمده در روش بالانس جرمی، به‌علت در نظر نگرفتن تغییرات چگالی و حجم با فشار، که از آن با عنوان خطای ذخیره جرم یاد می‌شود، کمتر از نرخ سوزش به‌دست آمده از روش‌های ضخامت بر زمان صنعتی است. این روش نیز دارای تکرارپذیری مناسبی است. روش هسلر-گلیک از خطای ذخیره جرم پرهیز می‌کند، به این علت مقدار نرخ سوزش بیشتری را نسبت به روش بالانس جرمی محاسبه می‌کند. این روش تنها زیر

- [4] M. C. Hinkelman, J. E. Goldin, Universal subscale Fixed-Nozzle burning rate analysis tool, 48th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, 2012.
- [5] M. P. F. Friedlander, F. W. Jordan, D. F. Hazelette, Factors which affect the accuracy of burn rate calculation of batch check motor firings, AIAA/SAE/ASME/ASEE 20th Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 11-13, Cincinnati, Ohio, 1984.
- [6] W. T. Brook, A method for more reproducible burning rate determination, Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 7, No. 12, PP 1488-1489, Dec. 1970.
- [7] T. J. Wanson, F. W. Jordan, W. Stockham, Accurate Burn rate Determination for Sub-Scale Test motors, AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28-30, Monterey, CA, 1993.
- [8] W. H. Joley, J. F. Hooper, P. R. Hilton, W. A. Bradfield, Studies on Coning in End-burn Rocket Motors, Journal of Propulsion and Power, Vol. 2, No. 3 pp. 223-227, 1986.
- [9] B. Gonther, J. M. Tuzia, Burning Rate Enhancement Phenomena in End-burning Solid Propellant Grains, 21st AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, June 1985.
- [10] M. P. F. Friedlander, F. W. Jordan, D. F. Hazelette, Factors Which Affect The Accuracy of Burn Rate Calculation of Batch Check Motor Firings, 20th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, June 1984.
- [11] G. SUTTEN, Rocket Propulsion Element, Seven Edition, pp. 441, Inc: New York: John Wiley and Sons, 2001.
- [12] R. O. Hessler, R. L. Glick, Consistent definitions for burning rate measurement in solid rocket motors, Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 36, No. 1, pp. 83-106, 2000.
- [13] R. Glick and J. Pietz, Burning rate characterization with progressive motors, AIAA/SAE/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, Orlando, FL, 1990.
- [14] R. S. Fry, L. Deluca, R. Frederick, G. Gadiot, R. Strecker, A. Whitehouse, J. C. Traineau, D. Ribereau, J. P. Reynaud, Evaluation of methods for solid propellant burning rate measurement, Airforce Research Laboratory (AFMC) Edwards AFB CA 93524-7048, February 2002.
- [15] W. H. Miller, D. K. Barrigyon, A Review of contemporary solid rocket motor performance prediction techniques, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 3, pp. 225-237, 1970.
- [16] W. T. Brook, Average Burn rate, average pressure relationships in solid rockets, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 12, pp. 1802-1803, 1966.
- [17] R. S. Fry, Review of Burning Rate Measurement Methods in the US, Briefing to the NATO RTO/AVT WG016 (formerly AGARD/PEP WG 27), 1995.
- [18] P. Nagele, Misuse of Standard Error of the Mean (SEM) when reporting variability of a sample: a critical evaluation of four anesthesia journals, British Journal of Anesthesia, Vol. 90 No. 4, pp. 514-516, 2002.
- [19] L. T. Deluca, A. DeNigris, C. Morandi, F. Pace, A. Ratti, M. Servieri, A. Annovazzi, E. Tosti, R. O. Hessler, R. L. Glick, Burn Rate Data Reduction of Small Scale Test Motors, International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Vol. 5, Issue 1-6 - Combustion of Energetic Materials, pp. 146-160, 2002.

$t$  زمان (s)  
 $W$  وب (mm)  
 $V$  حجم ( $m^3$ )

#### علائم یونانی

$\sigma$  انحراف معیار استاندارد

#### زیرنویس‌ها

$a$  اتمسفر  
 $ave$  متوسط  
 $B$  شروع اشتعال سوخت  
 $b$  زمان سوزش  
 $bi$  زمان سوزش اولیه  
 $bf$  زمان سوزش نهایی  
 $c$  محفظه موتور  
 $Ei$  ابتدای اتمام سوزش  
 $Ef$  انتهای اتمام سوزش  
 $e$  خروجی  
 $g$  حالت گازی  
 $in$  ورودی  
 $m$  متوسط  
 $meas$  اندازه‌گیری شده  
 $t$  زمان عملکرد

#### 7- تقدیر و تشکر

نویسندگان بر خود لازم می‌دانند از همکاری اعضای پژوهشکده مهندسی سازمان فضایی که موقعیت انجام تست‌ها و اجرای این پژوهش را ایجاد کردند تشکر و قدردانی کنند.

#### 8- مراجع

- [1] K. K. KUO, R. ACHARYA, Application of Turbulant and Multiphase Combustion, pp. 1.37-1.44, New York: John Wiley & Sons, 2012.
- [2] A. A. Zenin. Thermophysics of Steady Combustion Waves of Solid Propellant, Volume 143 AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Non steady Burning And Combustion Stability of Solid Propellants, edited by Deluca, E. W. Price, M. Summerfield, Chapter 6, pp. 197-231, AIAA Washington, DC, USA, 1992.
- [3] F. Maggi, L. T. DeLuca, A. Bandera, Burn-rate measurement on small-scale rocket motors, Defence Science Journal, Vol. 56, No. 3, pp. 353-367, 2006.