



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 1, pp.: 119-129
2024

DOI:
10.22034/jssta.2024.424812.1145

Article Info

Received: 2023-11-15

Accepted: 2024-06-05

Keywords

Hybrid motor, One-dimensional simulation, Fuel regression rate, Experimental setup

How to Cite this article

H. Rezaei, "One-Dimensional simulation of internal ballistic of a Hybrid Rocket Engine", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (1), p.:119-129, 2024.

One-Dimensional simulation of internal ballistic of a Hybrid Rocket Engine

Hadi Rezaei*

* Iranian Space Research Institute, Tehran, Iran

H.rezaei@isrc.ac.ir

Abstract

A one-dimensional code was developed to simulate the performance of hybrid rocket engines. In this code, the conservation equations of mass, momentum and energy are solved in one-dimensional and inviscid form. To validate the code and conduct further experimental studies, an experimental setup was designed and manufactured. The stand had various components, including an experimental-scale motor, an oxidizer feeding system, thrust stand, data acquisition and recording equipment. The repeatability of the results has been proven in it. The simulation results, including the combustion chamber pressure and thrust, were compared with the experimental data and good agreement was achieved. By using the code, flow parameters including speed, pressure, density and mass flow rate ratio (O/F) along the combustion chamber were obtained. The regression rate of the fuel surface in different time periods showed that the fuel regression was not uniform, so that at the beginning of the grain there is a minimal regression, but at a distance of about 0.12 m from the beginning, there is a continuous increase in regression reaching the highest amount, and then decreasing towards the nozzle. This code is a useful tool for analyzing and design of hybrid engines



شبیه‌سازی یک‌بعدی بالستیک داخلی یک موتور پیشران هیبریدی

هادی رضائی

پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
H.rezaei@isrc.ac.ir

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۱،
صفحه ۱۲۹-۱۱۹
بهار و تابستان ۱۴۰۳

DOI:
10.22034/jssta.2024.424812.1145

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۸/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۳/۱۶

واژه‌های کلیدی

موتور پیشران هیبریدی، شبیه-
سازی یک‌بعدی، نرخ پسروری
سوخت، زیرساخت آزمایشگاهی

نحوه استناد به این مقاله

هادی رضائی، "شبیه‌سازی یک‌بعدی
بالستیک داخلی یک موتور پیشران
هیبریدی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد چهارم، شماره
اول، صفحات ۱۲۹-۱۱۹، ۱۴۰۳.

چکیده

به منظور شبیه‌سازی عملکرد موتورهای هیبریدی، یک کد یک‌بعدی تدوین شده است. در این کد معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی در حالت یک‌بعدی و غیرلزج حل شده‌اند. به منظور اعتبارسنجی کد تدوین شده و نیز انجام مطالعات تجربی بیشتر، یک بستر آزمایشگاهی طراحی، ساخته و مورد بهره‌برداری قرار گرفت. آزمایشگاه شامل اجزاء مختلف نظیر موتور آزمایشگاهی، سیستم تغذیه اکسند، سکوی تراست، تجهیزات اندازه‌گیری و سیستم داده‌برداری بوده و تکرارپذیری نتایج در آن اثبات شده است. نتایج حاصل از کد یک‌بعدی شامل فشار محفظه احتراق و تراست تولیدی با نتایج آزمایش مقایسه و مشاهده شد که همخوانی مناسبی بین این نتایج وجود دارد. به طوری که مقادیر حاصل از آزمایش پارامترهای فشار، تراست و نرخ پسروری متوسط به ترتیب به میزان ۱/۱، ۳/۷ و ۴/۱ درصد با مقادیر حاصل از آزمایش اختلاف داشتند. با استفاده از کد پارامترهای جریان شامل سرعت، فشار، چگالی و نسبت دبی جرمی اکسند به سوخت (O/F) در طول محفظه احتراق بدست آمد. نحوه پسروری سطح سوخت در بازه‌های زمانی مختلف، نشان داد که پسروری سوخت یکنواخت نبوده به طوری که در ابتدای سوخت کمترین میزان پسروری و در یک فاصله طولی خاص (حدود ۰/۱۲ m از ابتدای سوخت) بیشترین میزان پسروری بوقوع پیوسته و در ادامه به سمت نازل این مقدار کاهش می‌یابد. این کد می‌تواند به‌عنوان ابزار مناسبی برای تحلیل و طراحی موتورهای هیبریدی بکار برده شود.

۱- مقدمه

مزیت این موتور نسبت به موتور سوخت جامد، کنترل پذیری بالا و امکان خاموش و روشن شدن مجدد، هزینه پایین ساخت و تجهیزات، ایمنی بسیار بالا و سازگاری محصولات احتراق با محیط زیست است. همچنین در مقایسه با موتورهای سوخت مایع، دارای پیچیدگی کمتر، هزینه پایین‌تر و ایمنی بالاتر است. از طرفی به علت فیزیک احتراق در این گونه موتورها، نرخ سوزش سوخت (نرخ پسروی) در آن‌ها پایین بوده و در نتیجه برای دستیابی به تراست‌های بالا نیاز به افزایش سطح سوزش سوخت است. این موضوع باعث می‌شود که این موتورها نسبت طول به قطر بالایی داشته باشند. همچنین در مقایسه با موتورهای سوخت مایع کراژنیک این موتورها دارای ضربه ویژه پایین‌تری هستند.

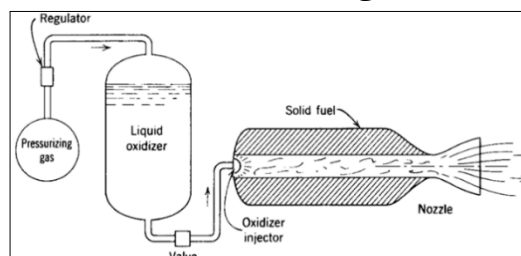
با توجه به ویژگی‌های مطرح شده، هم‌اکنون پژوهش‌های وسیعی برای توسعه این نوع موتورها در دست جریان است، به طوری که این تحقیقات حتی در مواردی منجر به استفاده عملیاتی از این موتورها شده است. به عنوان مثال می‌توان Space Ship one را نام برد که در سال ۲۰۰۴ مورد بهره‌برداری قرار گرفت و هدف آن حمل انسان به ارتفاع ۱۰۰ کیلومتری زمین بود. اخیراً نیز نسخه دوم این وسیله پروازی به منظور حمل ۷ نفر توریست فضائی ساخته و مورد آزمایش قرار گرفته است.

پژوهش‌های در حال انجام بر روی این موضوع، به صورت تحلیلی و شبیه‌سازی عددی برای درک بهتر فرایندها، بصورت انجام آزمایش در مقیاس کوچک و در نهایت انجام آزمایش در موتورهای مقیاس واقعی است. اصلی‌ترین هدف این پژوهش‌ها، افزایش نرخ پسروی و پارامترهای عملکردی مانند ضربه ویژه در این نوع موتورهاست.

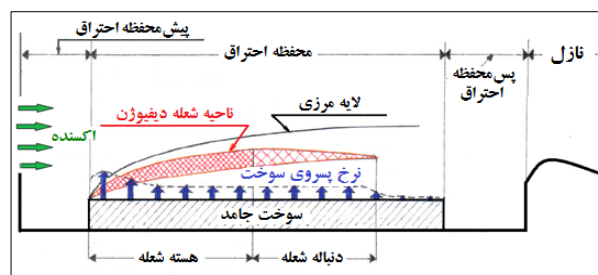
کوالری^۱ به منظور پیش‌بینی عملکرد موتورهای هیبریدی یک‌کد صفربعدی تدوین نمود و نتایج حاصل از این کد را با نتایج یک تست آزمایشگاهی مقایسه نمود. هر چند که در تست انجام شده، به علت خوردگی گلوله نازل در حین تست، نمودار فشار و تراست به شدت کاهش یافته بود [۲]. راجش^۲ و همکارانش نیز یک کد صفربعدی برای شبیه‌سازی موتور هیبریدی با ترکیب $\text{HTPB}/\text{N}_2\text{O}$ توسعه دادند. آن‌ها به علت عدم دسترسی به رابطه

موتور پیش‌ران هیبریدی نوعی سیستم پیش‌ران شیمیائی بوده که ترکیبی از موتورهای سوخت جامد و سوخت مایع است. به طوری که در نوع کلاسیک آن، سوخت به حالت جامد درون محفظه احتراق جاده‌ی شده و اکسنده به صورت گاز یا مایع به درون محفظه احتراق تزریق می‌شود (شکل ۱).

با پاشش اکسنده به درون محفظه احتراق و اختلاط با سوخت تبخیر شده، یک شعله دیفیوژن درون لایه مرزی واقع بر روی سطح سوخت، ایجاد شده و انتقال حرارت از این شعله به سطح سوخت سبب تداوم تبخیر سوخت و پایدار ماندن احتراق می‌شود. ایجاد یک محفظه خالی در ابتدای موتور (پیش‌محفظه احتراق) باعث اطمینان از تبخیر کامل اکسنده قبل از رسیدن به سطح سوخت و در نتیجه سوختن یکنواخت سوخت در طول گرین و افزایش بازده احتراق می‌شود. علاوه بر این با ایجاد گردابه‌های جریان داخل این محفظه، پایداری شعله بهبود و ناپایداری احتراق کاهش می‌یابد. از طرفی وجود یک محفظه خالی در انتهای سوخت به اختلاط نهائی سوخت و اکسنده کمک نموده و مقدار سوختی که در طول پورت فرصت (زمان) واکنش پیدا نکرده، در این ناحیه می‌سوزد. وجود این ناحیه باعث افزایش راندمان موتور شده و ضربه مخصوص را افزایش می‌دهد (شکل ۲).



شکل (۱) شماتیکی از یک موتور هیبرید متداول [۱]



شکل (۲) فرایند تبخیر و احتراق در موتور هیبرید

¹ Cavalleri

² Rajesh

ولی هزینه محاسباتی بالایی دارد و استفاده از آن برای طراحی موتور که نیاز به تغییر پارامترهایی مختلف و انجام شبیه‌سازی‌های متعدد دارد، پیچیده و زمان‌بر است.

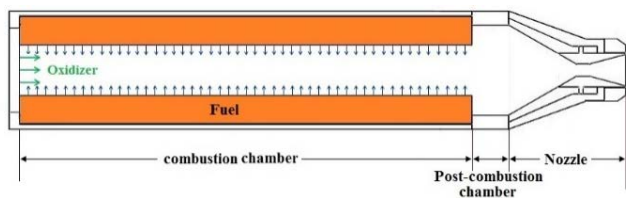
در این پژوهش سعی شده که باالستیک داخلی یک موتور پیشران‌ش هیبریدی به صورت یک‌بعدی شبیه‌سازی شود و نتایج حاصل با مقایسه با نتایج تجربی صحت‌سنجی شوند. بدیهی است که تدوین یک ابزار با توانایی شبیه‌سازی دقیق و سریع عملکرد موتور هیبریدی، هم می‌تواند تعداد آزمایش‌های لازم در توسعه موتورهای هیبریدی را کاهش دهد و هم در طراحی موتورهای مقیاس بزرگ کمک نماید.

۲- معادلات حاکم و روش حل

هرچند در کارهای قبلی انجام شده [۶]، جواب حاصل از شبیه‌سازی صفربعدی برای متغیرهای کلی مانند فشار محفظه احتراق، تراست و نرخ سوزش متوسط مناسب بود و همخوانی خوبی با نتایج تجربی داشت، اما برخی پدیده‌ها توسط کد صفربعدی قابل ردیابی نیست. به‌عنوان مثال در شبیه‌سازی صفربعدی نرخ پسروری در طول گرین یکنواخت در نظر گرفته می‌شود. بنابراین به‌منظور بالا بردن دقت شبیه‌سازی و ردیابی پدیده‌ها در طول محفظه، در این پژوهش یک کد یک‌بعدی مبتنی بر معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی در حالت یک‌بعدی و غیرلزج تدوین شده است.

۲-۱- معادلات حاکم

هندسه مساله در شکل ۳ نمایش داده شده است. میدان جریان شامل فضای خالی درون پورت سوخت که در واقع قسمت اصلی محفظه احتراق را تشکیل می‌دهد، ناحیه پس‌محفظة احتراق و یک نازل همگرا-واگرا در انتها است.



شکل (۳) هندسه میدان جریان

نرخ سوزش تجربی برای این ترکیب از سوخت و اکسنده، از روابط موجود برای ترکیب HTPB/GOX استفاده نمودند [۳].

مونگاس^۱ و همکاران برای تحلیل و طراحی موتور هیبریدی یک مدل تئوریک را توسعه دادند [۴]. این مدل بر اساس تئوری جریان یک بعدی تراکم‌پذیر بود. آنها به‌منظور ارزیابی عملکرد موتور هیبریدی، یک کد کامپیوتری تدوین نموده و نتایج حاصل از آن را با نتایج آزمایشگاهی حاصل از یک موتور هیبریدی مقیاس کوچک، مقایسه کردند. پارامترهای عملکردی مانند تراست و ضربه ویژه حاصل از شبیه‌سازی و تست، دارای همخوانی تقریباً خوبی بوده و به ترتیب ۱۵ و ۱۶ درصد با همدیگر اختلاف داشتند.

یک مدل پسروری سوخت توسط شانون^۲ ارائه شد [۵]. این مدل با دقت خوبی فشار محفظه احتراق، تراست و ضربه ویژه را برای موتورهای هیبریدی مقیاس کوچک و متوسط پیش‌بینی می‌نماید. مدل بر اساس موازنه آنتالپی بین گرمای تخریب سوخت و انتقال حرارت جابجائی از شعله به سطح سوخت است. نتایج حاصل از پیش‌بینی توسط این مدل با داده‌های تجربی حاصل از تست گرم یک موتور مقیاس کوچک با قطر ۱۰/۲ cm مقایسه شده و اختلاف حدود ۲۰ درصدی در فشار محفظه احتراق مشاهده شده است.

رضائی و همکاران یک کد صفربعدی توسعه داده و نتایج حاصل را با نتایج تجربی خود مقایسه نموده که اختلاف ۳/۳ و ۶/۵ درصدی در فشار و تراست مشاهده شد [۶]. بعلاوه با استفاده از این کد صفربعدی به بررسی اثر پارامترهای مختلف بر عملکرد موتور هیبریدی پرداختند.

به‌منظور محاسبه عملکرد موتور هیبریدی، یک مدل‌سازی عددی صفربعدی توسط گیراس^۳ و همکاران انجام شده است [۷]. کد توسعه داده شده به‌عنوان ابزاری برای طراحی موتورهای هیبرید به کار گرفته شده است. خطای مدل‌سازی پارامترهای مانند تراست و ضربه ویژه در مقایسه با نتایج تجربی، حدود ۱۰ درصد است. از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) نیز برای شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتورهای پیشران هیبریدی استفاده شده است [۸]. هر چند این روش دقت محاسبات بالاتر داشته و پارامترهای مختلف جریان در تمام نقاط محفظه احتراق را به‌دست می‌دهد،

¹ Mungas

² D. E. Shannon

³ Marian Gieras

شوند. این معادلات اضافی شامل دو معادله حالت است. اول معادله حالت گاز کامل به شکل زیر:

$$p = \rho RT \quad (9)$$

و رابطه دوم یک رابطه ترمودینامیکی به شکل زیر است:

$$e_t = \frac{p}{\rho(\gamma-1)} + \frac{1}{2}u^2 \quad (10)$$

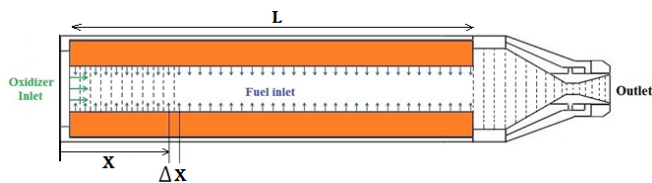
به منظور دستیابی به رابطه نرخ پسروی و ارتباط آن با پارامترهای مختلف موتور، تعداد زیادی آزمایش انجام شد و رابطه زیر به دست آمد [۱۰]:

$$\dot{r}(x) = 0.07577 \bar{G}_0^{0.364} L^{0.293} \left(0.559 + 2.776 \frac{x}{L} - 4.133 \left(\frac{x}{L} \right)^2 + 1.662 \left(\frac{x}{L} \right)^3 \right) \quad (11)$$

در رابطه بالا G_0 شار جرمی اکسنده عبوری از پورت، L طول گرین سوخت و x فاصله طولی از ابتدای سوخت است. یکی دیگر از اطلاعات مهم مورد نیاز، مساحت سطح پورت در مقاطع مختلف در حین سوزش است. به عبارتی در هر قدم زمانی، مساحت سطح پورت در مقاطع مختلف سوخت یا همان $A(x, t)$ باید محاسبه شود. همچنین فرض شده است که احتراق به صورت تعادلی انجام شده و محصولات حاصل از احتراق سوخت و اکسنده، از سطح سوخت به درون حجم کنترل وارد می‌شوند.

۲-۲- روش حل

ابتدا میدان جریان مطابق شکل ۴ شبکه‌بندی می‌شود. سپس گسسته‌سازی مکانی و زمانی صورت می‌گیرد.



شکل (۴) شبکه‌بندی میدان جریان

در این پژوهش عددی، حل به روش حجم محدود انجام شده است. بدین منظور از معادلات بالا بر روی حجم کنترل (یک سلول محاسباتی) انتگرال گیری می‌شود، در نتیجه:

با توجه به شکل مساله، می‌توان جریان درون موتور هیبرید را شبه‌یک‌بعدی فرض نمود. در این حالت معادلات حاکم، معادلات اویلر یک بعدی غیردائم است. جریان اکسنده به‌عنوان ورودی و جریان سوخت به درون حجم کنترل به‌عنوان چشمه در نظر گرفته شده است. فرم برداری معادلات حاکم اویلر شبه‌یک‌بعدی غیردائم برای جریان تراکم‌پذیر به صورت زیر است [۹]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(AQ) + \frac{\partial F}{\partial x} = S \quad (1)$$

در رابطه فوق x و t متغیرهای نشان‌دهنده مکان و زمان، A مساحت سطح مقطع عرضی در هر نقطه و F ، Q ، S به ترتیب بردار متغیرهای ابقائی، بردار شار و ترم‌های منبع هستند که به شکل زیرند:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho e_t \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho u A \\ (\rho u^2 + p) A \\ \rho u H A \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$S = \begin{bmatrix} S_m \\ p \frac{dA}{dx} \\ S_m \left(C_p T_f + \frac{1}{2} V_f^2 \right) \end{bmatrix} \quad (4)$$

در روابط بالا ρ چگالی، u سرعت جریان، e_t انرژی کل، p فشار، H آنتالپی، S_m ترم منبع جرم سوخت ورودی به حجم کنترل و V_f سرعت نفوذ گاز از سطح سوخت به درون حجم کنترل هستند.

$$e_t = e + \frac{u^2}{2} \quad (5)$$

$$H = e_t + \frac{p}{\rho} \quad (6)$$

$$S_m = \frac{1}{dx} \dot{m}_f = \frac{1}{dx} \rho_f \dot{r} A_b \quad (7)$$

$$V_f = \frac{\rho_f}{\rho} \dot{r} \quad (8)$$

با حل معادلات بالا متغیرهای مختلف مانند چگالی، سرعت محوری، فشار، دما و میزان پسروی سوخت در هر زمان و مکان از میدان جریان به دست می‌آید. اما قبل از شروع به حل، نیاز است که روابط اضافی دیگری برای بسته شدن سیستم معادلات معرفی

$$\hat{T}_E^{(3)} = \begin{bmatrix} 1 \\ \hat{u}_E - \hat{c}_E \\ \hat{H}_E - \hat{u}_E \hat{c}_E \end{bmatrix} \frac{\hat{\rho}_E}{2\hat{c}_E} \quad (21)$$

$$\hat{\rho}_E = W_E^L W_E^R \quad (22)$$

$$\hat{u}_E = \frac{W_E^L u_E^L + W_E^R u_E^R}{W_E^L + W_E^R} \quad (23)$$

$$\hat{H}_E = \frac{W_E^L H_E^L + W_E^R H_E^R}{W_E^L + W_E^R} \quad (24)$$

$$\hat{c}_E = \sqrt{(\gamma - 1) \left(\hat{H}_E - \frac{\hat{u}_E^2}{2} \right)} \quad (25)$$

$$W_E^L = \sqrt{\rho_E^L} \quad (26)$$

$$W_E^R = \sqrt{\rho_E^R} \quad (27)$$

همچنین یک فرمول مشابه برای بردار شار F_W بر روی وجه غربی می‌توان نوشت.

۳-۲- شرط اولیه و شرایط مرزی

شرط اولیه در واقع شرایط قبل از روشن شدن موتور و همان شرایط محیطی هوای درون محفظه موتور است. با توجه به اینکه اطلاعات هر سلول در مرکز آن ذخیره می‌شود، به‌منظور اعمال شرایط مرزی، در سمت چپ و راست میدان محاسباتی از سلول مجاری^۱ استفاده شده است. در سمت غربی (چپ) میدان جریان که ورودی اکسند است، شرط مرزی ورودی مادون صوت در نظر گرفته شده و بنابراین دو متغیر مقداردهی شده و یک متغیر از داخل میدان برون‌یابی شده است. در مورد مساله حاضر سرعت ورودی اکسند و دمای سکون مقداردهی و فشار از درون میدان جریان برون‌یابی می‌شود. در سمت شرقی (راست) میدان، اگر جریان مافوق صوت باشد (مانند مساله حاضر)، تمامی مقادیر از داخل میدان جریان برون‌یابی می‌شوند و اگر جریان مادون صوت باشد (مانند جریان درون نازل همراه با موج ضربه‌ای قائم)، مقدار فشار محیط در خروجی ثابت در نظر گرفته شده و دو مشخصه دیگر از داخل میدان برون‌یابی می‌شوند.

$$\int_W^E \left(\frac{\partial}{\partial t} (AQ) + \frac{\partial F}{\partial x} = S \right) dx \quad (12)$$

$$\int_W^E \frac{\partial}{\partial t} (AQ) dx + \int_W^E \frac{\partial F}{\partial x} dx = \int_W^E S dx \quad (13)$$

$$\Delta x \frac{\partial}{\partial t} (AQ) + [F_E - F_W] \Delta t = S \Delta x \Delta t \quad (14)$$

$$[(AQ)^{n+1} - (AQ)^n] \Delta x + [F_E^n - F_W^n] = S^n \Delta x \Delta t \quad (15)$$

$$(AQ)^{n+1} = (AQ)^n - \frac{1}{\Delta x} [F_E^n - F_W^n] + S^n \Delta t \quad (16)$$

برای گسسته‌سازی زمانی و مکانی هر درجه‌ای از دقت را می‌توان به‌کار برد. در اینجا روش با دقت درجه اول برای گسسته‌سازی زمانی و مکانی استفاده شده است. برای گسسته‌سازی زمانی از روش صریح پیشرو برای قدم زمانی حل از زمان n به $n+1$ استفاده شده است. سرانجام معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\frac{1}{\Delta t} [(AQ)^{n+1} - (AQ)^n] + \frac{1}{\Delta x} [F_E^n - F_W^n] = S^n \quad (17)$$

در رابطه بالا F_E و F_W شارهای عددی در مرز غربی و شرقی حجم کنترل هستند که در ادامه تشریح می‌شوند. در مطالعه حاضر برای محاسبه شارها بر روی وجوه سلول از روش شکافت شار بالادست رو^۱ استفاده شده است. در این روش شارها بر اساس معادله زیر محاسبه می‌شوند [۱۱، ۱۲ و ۱۳]:

$$F_E = \frac{1}{2} [F_E^L + F_E^R] - \frac{1}{2} \sum_{k=1}^3 |\lambda_E^{(k)}| \delta \omega_E^{(k)} \hat{T}_E^{(k)} \quad (18)$$

که مقدار ویژه ماتریس ژاکوبین شار، T بردار ویژه متناظر و $\delta \omega$ بردار دامنه موج است. مقادیر رابطه بالا به‌صورت زیر هستند [۱۳]:

$$\lambda_E^{(1)} = \hat{u}_E \quad \lambda_E^{(2)} = \hat{u}_E + \hat{c}_E \quad \lambda_E^{(3)} = \hat{u}_E - \hat{c}_E \quad (19)$$

$$\delta \omega_E^{(1)} = \rho_E^R - \rho_E^L - \frac{p_E^R - p_E^L}{\hat{c}_E^2}$$

$$\delta \omega_E^{(2)} = u_E^R - u_E^L + \frac{p_E^R - p_E^L}{\hat{\rho}_E \hat{c}_E} \quad (20)$$

$$\delta \omega_E^{(3)} = -(u_E^R - u_E^L) + \frac{p_E^R - p_E^L}{\hat{\rho}_E \hat{c}_E}$$

$$\hat{T}_E^{(1)} = \begin{bmatrix} 1 \\ \hat{u}_E \\ \frac{\hat{u}_E^2}{2} \end{bmatrix} \quad \hat{T}_E^{(2)} = \begin{bmatrix} 1 \\ \hat{u}_E + \hat{c}_E \\ \hat{H}_E + \hat{u}_E \hat{c}_E \end{bmatrix} \frac{\hat{\rho}_E}{2\hat{c}_E}$$

¹ Roe's Scheme

² Artificial cell

۲-۴- اعتبارسنجی کد

پس از تدوین کد به منظور اعتبارسنجی آن مسائل استاندارد مانند لوله-ضربه^۱ و جریان درون نازل با آن حل و با حل دقیق آن‌ها مقایسه شد. در اینجا حل جریان درون یک نازل همگرا-واگرا ارائه شده است. حل برای حالت با موج ضربه‌ای انجام شده تا قابلیت تسخیر^۲ موج ضربه‌ای قائم توسط کد نیز بررسی شود. شرایط مرزی این حل در جدول ۱ ارائه شده است. هندسه نازل به همراه توزیع عدد ماخ حاصل از شبیه‌سازی یک‌بعدی، در شکل ۵ نمایش داده شده است. نتایج تحلیلی محل موج ضربه‌ای را در فاصله ۰/۳۳۵۶ از گلوگاه نازل به دست می‌دهد. حل عددی این مقدار را ۰/۳۳۷۵ محاسبه می‌کند که خطای محاسبه، کمتر از ۰/۶ درصد است.

جدول (۱) شرایط نازل شبیه‌سازی شده.

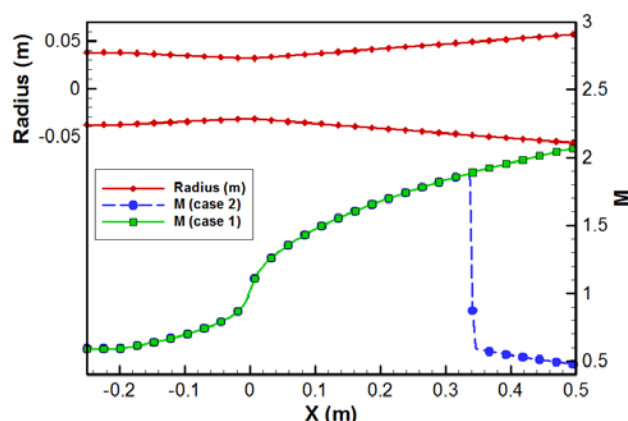
پارامتر	مقدار
مساحت ورودی نازل	mm ² ۴۵۰/۵۸
مساحت گلوگاه نازل	mm ² ۳۱۲۶/۱۳
مساحت خروجی نازل	mm ² ۱۰۲۰۶/۷۳
فشار سکون ورودی	kPa۵۰
دمای سکون ورودی	K۳۰۰
فشار خروجی نازل	kPa۳۳

۳-۳- بستر آزمایشگاهی

آزمایشگاه موتور هبیرید در واقع به تجهیزاتی گفته می‌شود که امکان تست گرم موتور هبیرید به همراه اندازه‌گیری‌های مورد نیاز را فراهم می‌کند. چنین آزمایشگاهی در برخی دانشگاه‌ها و مراکز پژوهشی معتبر هوافضائی جهان مانند دانشگاه استنفورد، دانشگاه هانکوک کره جنوبی و مرکز سیستم‌های پیشرفته نظامی رافائل، دایر شده و تحقیقات در زمینه موتور پيشران هبیریدی در جریان است [۱۴، ۱۵ و ۱۶]. به منظور اعتبارسنجی کد توسعه داده شده یک تست استند طراحی، ساخته و کالیبره شد و آزمایش‌های متعددی در آن انجام پذیرفت. اجزای اصلی این آزمایشگاه شامل سیستم تغذیه اکسند، لوله‌کشی و شیرآلات، سنسورها، سیستم ثبت داده (داده‌برداری)، تجهیزات کنترلی و سکوی تست است. در شکل ۶ بستر آزمایشگاهی ایجاد شده نمایش داده شده است.

۳-۱- موتور آزمایشگاهی

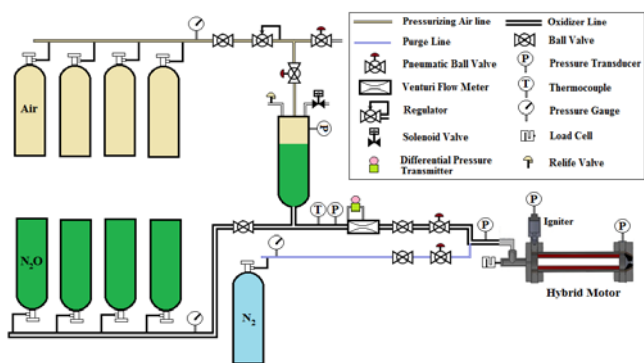
همان‌طور که در شکل ۷ نمایش داده شده است، موتور آزمایشگاهی از یک استوانه مرکزی برای جاده‌ی سوخت و دو فلنچ در ابتدا و انتها که بر روی یکی انژکتور و چاشنی و بر روی دیگری نازل قرار گرفته، تشکیل شده است. در داخل لوله اصلی موتور و در قبل و بعد از سوخت، دو محفظه خالی در نظر گرفته شده است که به پیش‌محفظه و پس‌محفظه احتراق معروف می‌باشند. این نواحی به ترتیب برای تبخیر مناسب سوخت و تکمیل احتراق می‌باشند. موتور آزمایشگاهی به‌گونه‌ای طراحی شده که انعطاف‌پذیری لازم برای تغییر پارامترها مانند تغییر طول و قطر داخلی سوخت، تغییر طول پیش‌محفظه و پس‌محفظه احتراق (محفظه اختلاط)، تغییر نوع انژکتور و ... را دارا باشد.



شکل (۵) نمودار عدد ماخ برای حالت‌های بدون و با موج ضربه‌ای

¹ Shock tube

² Shock capturing



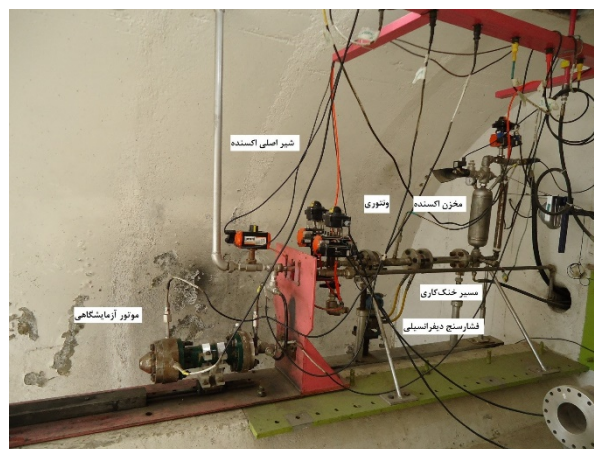
شکل (۸) دیاگرام جریان سیستم تغذیه N₂O

۳-۳- اندازه‌گیری و ثبت داده‌ها

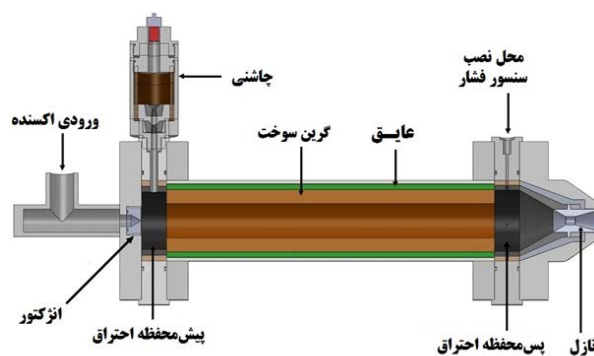
به‌منظور اندازه‌گیری فشار در نقاط مختلف از جمله مخزن تست و محفظه احتراق، از ترانس‌دیوسره‌های فشار (از نوع کرنش‌سنج) با دقت $\pm 0.5\%$ و فرکانس ۵۰ kHz استفاده شده است. به‌علاوه برای اندازه‌گیری تراست از یک لودسل N ۱۰۰۰ با دقت $\pm 0.5\%$ استفاده شده است. دبی اکسنده با استفاده از یک ونتوری مادون بحرانی و اندازه‌گیری فشار در قبل و گلوگاه ونتوری به‌دست می‌آید. این روش به‌وسیله یک دبی‌سنج دقیق کالیبره شده است. سیستم داده‌برداری شامل تقویت‌کننده‌های سیگنال، کارت تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال (A/D)، یک کامپیوتر و نرم‌افزار داده‌برداری است.

به‌منظور بررسی تکرارپذیری نتایج حاصل از تست‌های آزمایشگاهی، سه تست در شرایط یکسان انجام شد که نمودار فشار محفظه احتراق این تست‌ها در شکل ۹ نمایش داده شده است. همان‌طور که مشخص است همخوانی مناسبی بین داده‌ها برقرار است. در همه تست‌ها، زمان ارسال فرمان چاشنی شدن تا قطع جریان اکسنده به‌صورت یکسان تنظیم شده است. اما به‌دلیل اندکی اختلاف در زمان روشن شدن سوخت، زمان سوزش در این تست‌ها تا ۰/۲ ثانیه متفاوت است که این اختلاف در انتهای نمودار مشاهده می‌شود.

همچنین سایر پارامترهای عملکردی اندازه‌گیری و محاسبه شده‌اند که نشانگر همخوانی قابل قبول است، به‌طوری‌که به‌عنوان مثال بیشترین درصد اختلاف فشار متوسط، نرخ پسروری و ضربه ویژه به‌ترتیب حدود ۱/۹۲٪، ۳/۲۲٪ و ۲/۸۴٪ است [۱۰].



شکل (۶) تست استند هیبرید به‌همراه موتور آزمایشگاهی



شکل (۷) طرح موتور هیبرید آزمایشگاهی در مطالعه حاضر

۳-۲- سیستم تغذیه

سیالات مختلفی به‌عنوان اکسنده در موتورهای هیبریدی استفاده می‌شوند که مهم‌ترین آن‌ها H₂O₂، N₂O، اکسیژن گازی و اکسیژن مایع هستند. هرچند در کارهای پژوهشی به‌دلیل سادگی کارکردن و دسترس‌پذیری اغلب از اکسیژن گازی استفاده شده است، اما در این تحقیق از N₂O استفاده شده است. زیرا این ماده به‌دلیل خاصیت خودفشاری کاربرد عملیاتی داشته و در چندین وسیله پروازی مورد استفاده قرار گرفته است [۱۷].

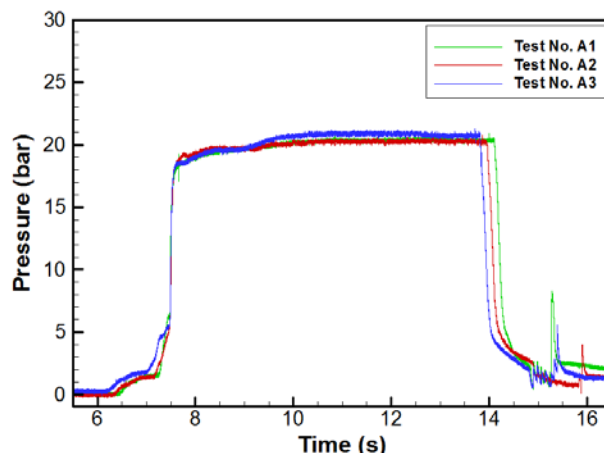
مطابق شکل ۸ سیستم تغذیه شامل مخزن تست^۱، خط اصلی انتقال اکسنده، خط فشارگذاری هوا بر روی اکسنده، خط جانبی به‌منظور شستشوی مسیر پس از تست، شیرآلات دستی و کنترل شونده و سنسورهای اندازه‌گیری است.

^۱ Run tank

در مورد همه پارامترهای فشار، تراست و نرخ پسروی، نتایج حل یک‌بعدی به نتایج آزمایش نزدیک‌تر هستند.

جدول (۲) مشخصات موتور مورد شبیه‌سازی

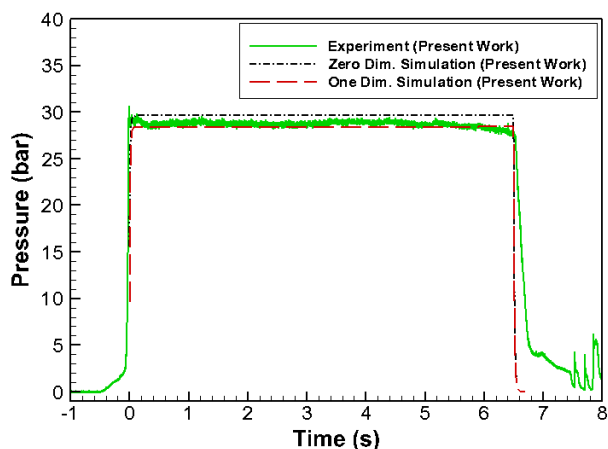
پارامتر	مقدار
قطر اولیه پورت سوخت	۳۷/۰ mm
قطر خارجی گرین	۶۵/۶ mm
طول گرین	۲۵۰/۴ mm
قطر گلوگاه نازل	۸/۹ mm
قطر خروجی نازل	۲۲/۴ mm
نصف زاویه واگرای نازل	۱۵°
دبی جرمی متوسط اکسنده	۹۵/۷۷ g/s
چگالی سوخت	۹۸۳ kg/m ³



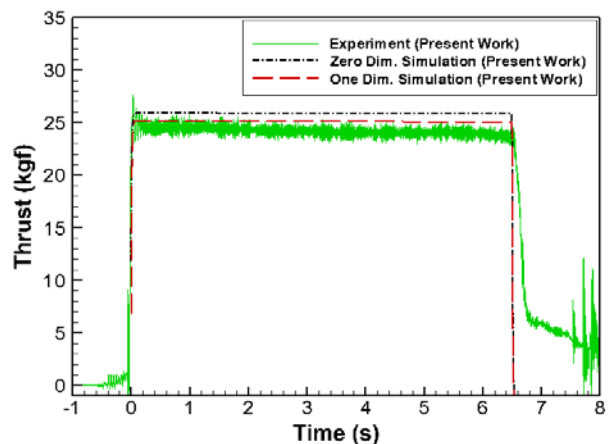
شکل (۹) : منحنی فشار حاصل از سه تست با شرایط یکسان .

۴- نتایج

به‌منظور اعتبارسنجی کد تدوین شده، نتایج کد با نتایج یک آزمایش نمونه مقایسه شده است. سوخت استفاده شده در این تست از نوع HTPB همراه با درصدی افزودنی، و اکسنده N₂O است. سوخت دارای پورت دایروی بوده و فقط در جهت شعاعی امکان پسروی دارد. برای جلوگیری از آسیب رسیدن به بدنه موتور، تزریق اکسنده به درون موتور پیش از سوختن کل سوخت، قطع می‌شود. در آزمایش مورد استناد، مدت زمان پاشش اکسنده ۶/۵ s بوده است. مشخصات کلی موتور در جدول ۲ آورده شده است. در کنار نتایج حل یک‌بعدی، نتایج حل صفربعدی نیز که در گذشته توسط نویسندگان این مقاله ارائه شده بود، نیز مورد مقایسه قرار گرفته است [۶]. در کد صفربعدی همه پارامترها در کل محفظه احتراق ثابت فرض می‌شوند، اما در کد یک‌بعدی پارامترها در طول محفظه موتور ثابت نبوده و محاسبه می‌شوند. در شکل ۱۰ نمودار فشار حاصل از شبیه‌سازی یک‌بعدی ارائه شده و با نتایج حاصل از تست و نیز شبیه‌سازی صفربعدی مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که همخوانی خوبی بین فشار حاصل از حل یک‌بعدی با نتایج تست وجود دارد. همچنین نتایج حل یک‌بعدی نسبت به نتایج حل صفربعدی دقت بالاتری دارند. منحنی‌های متناظر تراست نیز در شکل ۱۱ مقایسه شده‌اند. در مورد تراست نیز نتایج حل یک‌بعدی توافقی خوبی با نتایج تست داشته و از این لحاظ بهتر از حل صفربعدی است. مقایسه کمی این متغیرها در جدول ۳ ارائه شده است. همان‌طور که در این جدول آمده است،

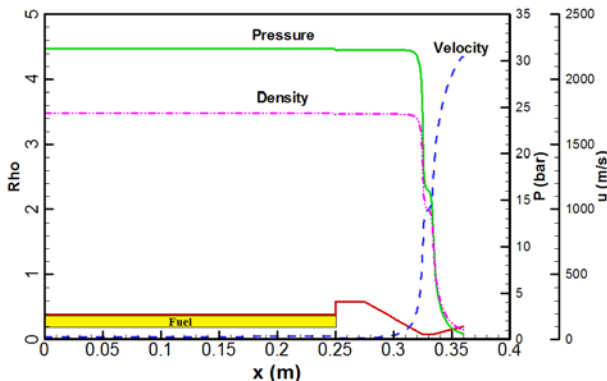


شکل (۱۰) مقایسه منحنی فشار حاصل از شبیه‌سازی صفربعدی، یک‌بعدی و آزمایش

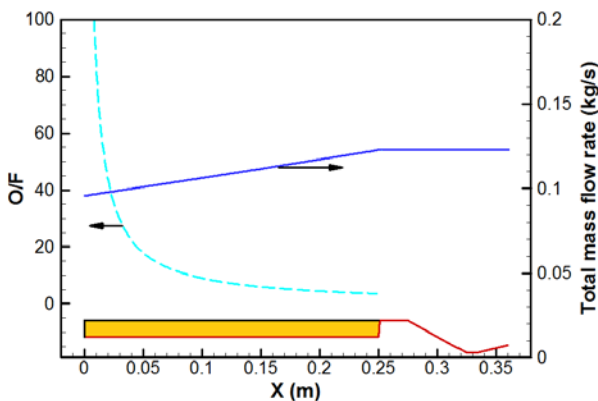


شکل (۱۱) مقایسه منحنی تراست حاصل از شبیه‌سازی صفربعدی، یک‌بعدی، و آزمایش

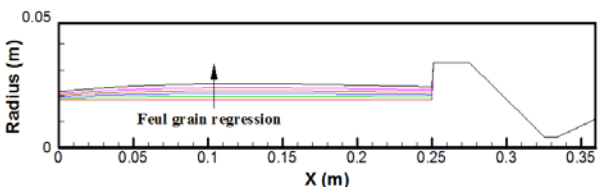
یک اندازه پسروی دارند، در شبیه‌سازی یک‌بعدی پسروی سوخت یکنواخت نیست. به طوری که در ابتدای سوخت کمترین میزان پسروی و در یک فاصله طولی خاص (حدود ۰/۱۲ m از ابتدای سوخت) بیشترین میزان پسروی بوقوع پیوسته و در ادامه به سمت نازل این مقدار کاهش می‌یابد. در لحظه نمایش داده شده در شکل، میزان پسروی سوخت در ابتدای گرین برابر ۳/۵۷ mm و بیشترین میزان پسروی برابر ۶/۴۲ mm است.



شکل (۱۲) تغییرات پارامترهای جریان در طول موتور



شکل (۱۳) تغییرات دبی جرمی و O/F در طول موتور



شکل (۱۴) پسروی سوخت در طول زمان

جدول (۳) مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی صفربعدی، یک‌بعدی و آزمایش

پارامتر	درصد اختلاف درصد اختلاف		شبیه‌سازی صفربعدی		آزمایش
	یک‌بعدی با آزمایش	صفربعدی با آزمایش	شبیه‌سازی یک‌بعدی	صفربعدی	
فشار متوسط (bar)	- ۱/۱۲	+ ۳/۳	۲۸/۳۵	۲۹/۶۶	۲۸/۷۲
تراست متوسط (kgf)	+ ۳/۷	+ ۶/۵	۲۵/۱۰	۲۵/۸۰	۲۴/۲۱
نرخ پسروی متوسط (mm/s)	+ ۴/۱	+ ۷/۶	۰/۷۸۳	۰/۸۰۹	۰/۷۵۲

در شکل ۱۲ تغییر پارامترهای جریان در طول محفظه احتراق نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که در ناحیه درون پورت سوخت، فشار و چگالی تقریباً ثابت و سرعت اندکی افزایشی است. علت افزایش سرعت، افزایش دبی جرمی در طول گرین به علت تبخیر سطح سوخت است. در ناحیه پس‌محفظه احتراق، به علت افزایش سطح مقطع عبور جریان، سرعت مقداری کاهش می‌یابد. با ورود به قسمت همگرای نازل و کاهش شدید سطح مقطع عبور جریان، سرعت زیاد و در نتیجه فشار و چگالی کاهش می‌یابند. با توجه به مافوق صوت بودن جریان در ناحیه پس از گلوگاه نازل، با افزایش سطح مقطع سرعت همچنان افزایش یافته و فشار و چگالی کاهش می‌یابند. تغییراتی که در حوالی $x=0/۳۲۵$ m در توزیع پارامترها مشاهده می‌شود، به دلیل این است که گلوگاه نازل ساخته شده تیز نبوده و به صورت یک ناحیه استوانه‌ای با طول ۹ mm است. زیرا در صورت تیز بودن گلوگاه، خوردگی در آن اتفاق می‌افتد.

همچنین تغییرات دبی جرمی و نسبت O/F در طول گرین نمایش داده شده است (شکل ۱۳). مشاهده می‌شود که نسبت O/F در ابتدای سوخت بالا بوده و به تدریج با حرکت در جهت گرین سوخت، به دلیل افزایش سوخت تبخیر شده، این نسبت کاهش می‌یابد. همچنین با حرکت از ابتدای سوخت به سمت نازل، دبی جرمی کل افزایش می‌یابد که دلیل آن ورود سوخت از سطح سوزش است.

در شکل ۱۴ نحوه پسروی سطح سوخت در بازه‌های زمانی مختلف نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که برخلاف کد صفربعدی که پسروی سوخت در طول گرین یکنواخت بوده و همه نقاط به

۵- نتیجه‌گیری

به‌منظور شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتورهای هیبریدی یک کد یک‌بعدی تدوین شد. این کد مبتنی بر حل معادلات اویلر بوده و قابلیت ردیابی برخی پدیده‌ها که توسط کد صفربعدی قابل رصد نیستند، را داراست. نتایج حاصل از کد همخوانی خوبی با نتایج آزمایش داشته و نسبت به نتایج حل صفربعدی دارای دقت بالاتری است. با استفاده از این کد تغییرات پارامترهای بالستیکی در طول موتور قابل محاسبه است. نحوه پسروری سطح سوخت در بازه‌های زمانی، نشان داد که پسروری سوخت یکنواخت نبوده به‌طوری‌که در ابتدای سوخت کمترین میزان پسروری و در یک فاصله طولی خاص (حدود 0.12 m از ابتدای سوخت)، بیشترین میزان پسروری به‌وقوع پیوسته و در ادامه به سمت نازل این مقدار کاهش می‌یابد. این کد می‌تواند ابزار توانمندی در طراحی و تحلیل موتورهای هیبریدی باشد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- Engines,” *Aerotecnica Missili & Spazio*, Vol.102:91–102, 2023.
- [9] J. D. Anderson, *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*, McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 1995.
- [10] H. Rezaei, M. R. Soltani, A. R. Mohammadi, “Experimental study of fuel regression rate in an HTPB/N₂O hybrid rocket motor,” *Scientia Iranica B*, Vol. 25(1), 2018.
- [11] P. L. Roe, “Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and difference schemes,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, pp. 357-372, 1981.
- [12] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*, Vol. 2, 1990.
- [13] M. J. Kermani, E. G. Plett, “Roe Scheme in Generalized Coordinates; Part I- Formulations,” *AIAA Paper 2001-0086*.
- [14] K. Lohner, J. Dyer, E. Doran, Z. Dunn, “Fuel Regression Rate Characterization Using a Laboratory Scale Nitrous Oxide Hybrid Propulsion System,” *AIAA Paper, 2006-4671, The 42th AIAA /ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California*, July 2006
- [15] D. Jeong, J. Kim, “Korea First Development of Hybrid Rocket SRH-II,” *Presentation to ASRI 11th Annual Conference, Sydney, Australia*, 2 December 2001.
- [16] A. Peretz, O. Inav, B. Hashmonay, A. Birnholz, Z. Sobe, “Development of a Laboratory-Scale System for Hybrid Rocket Motor Testing,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 1, 2011.
- [17] M. Chiaverini, “Fundamental of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion,” *Chemical Engineering Progress Symposium Series*, Vol. 62, No. 62, 1996.

- [1] G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*, , 8th edition John Wiley & Sons, 2010.
- [2] R. J. Cavalleri, R. D. Loehr, “Hybrid Rocket Propulsion Performance Prediction”, *AIAA Paper 2005-3548*.
- [3] K. K. Rajesh, “Thrust Modulation in a Nitrous-Oxide/Hydroxyl-Terminated Poly butadiene Hybrid Rocket Motor,” *AIAA 2006-4503*.
- [4] S. G. Mungas, K. D. Das, D. Kulkrani, “ Design, Construction and Testing of a Low-Cost Hybrid Rocket Motor,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 75, No. 3, pp. 262-271, 2003.
- [5] D. E. Shannon, A. W. Stephen, “Correlation of Hybrid Rocket Propellant Regression Measurements with Enthalpy-Balance Model Predictions,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 5, pp. 1010-1020, 2008.
- [6] Hadi Rezaei, Mohammad Reza Soltani, “An analytical and experimental study of a hybrid rocket motor,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228(13) 2475–2486, 2014.
- [7] Marian Gieras, Aleksander Gorgeri, “Numerical modelling of the hybrid rocket engine performance,” *Propulsion and Power Research*, Vol. 10 (1):15-22, 2021.
- [8] Marco Fabiani, Giorgio Gubernari, Mario Tindaro Migliorino, Daniele Bianchi, Francesco Nasuti, “Numerical Simulations of Fuel Shape Change and Swirling Flows in Paraffin/Oxygen Hybrid Rocket



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)