



Original Research Paper

## Numerical Simulation of Unsteady Flow and Calculation of Heat Transfer Coefficient inside the Solid Propellant Engine Shell

Mohsen Esfandi and Mohammad Kazem Moayedi\* 

Department of Mechanical Engineering, University of Qom, Qom, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 08 June 2022

Revised 05 June 2023

Accepted 06 June 2023

Available Online 09 June 2023

#### Keywords:

Solid fuel propellants

Fuel grain

Erosive burning

Burning rate

Heat transfer

### ABSTRACT

In this study, the simulation of internal ballistics and the exhaust flow of a solid propellant engine have been investigated. The flow field considered in this problem including the cylindrical grain and the solid wall of the engine and the flow at the nozzle outlet have been studied. The governing equations are used in an axisymmetric and compressible form to model the fuel combustion in non-erosive combustion mode. In the present study, cylindrical type of grain fuel is considered, which is one of the most useful types of fuel grains in terms of simplicity in production. To obtain the results from the simulation model which are close to the real data, used UDF modules in the Fluent software to describe some specific quantities and phenomena of the problem. Finally, the results obtained from the simulation in different modes of fuel burning are examined and show the accuracy of the numerical model by entering the parameters affecting the fuel burning.

\*Corresponding Author's E-mail: [moayyedi@qom.ac.ir](mailto:moayyedi@qom.ac.ir)

### How to Cite this Article:

M. Esfandi and M. K. Moayedi, "Numerical Simulation of Unsteady Flow and Calculation of Heat Transfer Coefficient inside the Solid Propellant Engine Shell," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 27-40, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.3>


### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



# شبیه‌سازی عددی جریان ناپایا و محاسبه ضریب انتقال حرارت در پوسته موتور سوخت جامد

محسن اسفندی<sup>۱</sup> و محمد کاظم مؤیدی<sup>۲\*</sup> 

۱- کارشناسی ارشد، دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه قم، قم، ایران

۲- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه قم، قم، ایران

## چکیده

در این مطالعه شبیه‌سازی بالستیک داخلی و جریان‌های خروجی از موتور سوخت جامد، بررسی شده‌است. میدان جریان در نظر گرفته شده در این مسئله شامل گرین استوانه‌ای و دیواره جامد موتور و دامنه جریان در خروجی نازل، مورد ارزیابی و تحلیل قرار گرفته‌است. معادلات جریان به صورت متقارن محوری و با فرض تراکم‌پذیری برای پدیده سوزش سوخت در حالت سوزش غیر فرسایشی، به کار گرفته شده‌است. در مطالعه حاضر، گرین سوخت از نوع استوانه‌ای، که از کاربردی‌ترین نوع گرین‌های سوخت به لحاظ سادگی در تولید می‌باشد، در نظر گرفته شده‌است. به جهت نزدیکی بیشتر مدل شبیه‌ساز به فرآیند واقعی، از توابع تعریف شده توسط کاربر در نرم‌افزار فلوئنت، برای توصیف برخی کمیت‌ها و پدیده‌های خاص مسئله مورد بررسی، استفاده شده‌است. در پایان نتایج حاصل از شبیه‌سازی در حالت‌های مختلف سوزش سوخت، مورد بررسی و نشان‌دهنده دقت مدل شبیه‌ساز با استفاده از وارد کردن پارامترهای تاثیرگذار بر سوزش سوخت می‌باشد.

## اطلاعات مقاله

### ناریخچه مقاله:

دریافت ۱۸ خرداد ۱۴۰۱  
بازنگری ۱۵ خرداد ۱۴۰۲  
پذیرش ۱۶ خرداد ۱۴۰۲  
اولین انتشار ۱۹ خرداد ۱۴۰۲

### واژه‌های کلیدی:

موتور سوخت جامد  
گرین سوخت  
سوزش فرسایشی  
نرخ سوزش  
انتقال حرارت

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [moayyedi@qom.ac.ir](mailto:moayyedi@qom.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. Esfandi and M. K. Moayyedi, "Numerical Simulation of Unsteady Flow and Calculation of Heat Transfer Coefficient inside the Solid Propellant Engine Shell," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 27-40, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.3>

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## ۱ مقدمه

کاربردهای وسیع موتور و موشک‌های سوخت جامد در صنایع هوا و فضا و بخش‌های نظامی باعث شده تا طراحی و بهینه‌سازی عملکرد آنها بسیار مورد توجه قرار گیرد. موتورهای سوخت جامد به دلیل قابلیت اطمینان بالا و سرعت بالای مسلح‌سازی و همچنین کاهش هزینه‌های نگهداری دارای اهمیت بالایی هستند و در مقایسه با موتورهای سوخت مایع کاربرد بیشتری دارند [۱]. به دلیل آنکه در یک موتور سوخت جامد، فشار در محدوده چند مگاپاسکال و دما در محدوده ۲۳۰۰ تا ۳۶۰۰ درجه کلون می‌باشد، اندازه‌گیری‌های تجربی در داخل یک موتور عملیاتی غیرممکن می‌باشد و تنها توسط موتورهای تحقیقاتی می‌توان تغییرات پارامترهای دلخواه را با تغییر شرایط عملیاتی به دست آورد. از آنجا که انجام آزمایش‌های مختلف در یک موتور تحقیقاتی مشکل، پرهزینه، و زمان بر می‌باشد، روش‌هایی مانند تست جریان سرد تا شبیه‌سازی عددی جریان داخلی یک موتور جایگزین مناسبی برای آزمایش‌های مختلف می‌باشد. نتایج حاصل از چنین شبیه‌سازی‌ها را می‌توان با نتایج حاصل از آزمایش‌ها مقایسه نمود و دانش خوبی نسبت به الگوی جریان و فرایندهای مرتبط با ایجاد ناپایداری به دست آورد. در سال ۱۹۸۷ گریتریکس و گاتلیب تحلیل بالستیک داخلی با خرج‌های استوانه‌ای را ارائه دادند [۲]. در سال ۱۹۹۳ تازیا و داوینز به طور گسترده‌ای مباحث مرتبط با موتورهای سوخت جامد و مباحث عملکردی آن را مورد بحث و بررسی قرار داد [۳]. گریتریکس و کاربینزیک در سال ۱۹۹۸، ارتعاشات سازه‌ای و ناپایداری احتراق در موتورهای سوخت جامد با خرج استوانه‌ای را مورد بررسی قرار دادند [۴]. دیورت معادلات ناویراستوکس سه‌بعدی را با تقریب لایه برشی نازک<sup>۱</sup> برای جریان مادون صوتی، گذر صوتی و مافوق صوت حل نمود. این محقق از یک مدل جبری برای محاسبه لزجت آشفته استفاده نمود و در پایان نتایج حاصل از حل عددی را با داده‌های تجربی موجود مقایسه نمود که از تطابق نسبتاً خوبی برخوردار بود [۵]. برگمن و تریبر جریان اطراف نازل را با استفاده از معادله اویلر به‌طور سه‌بعدی و غیرلزج مدل‌سازی کردند و به این نتیجه رسیدند که در جریان اطراف، اثرات سه‌بعدی و لزجت بسیار مهم می‌باشد [۶]. ورما و سیزکی پدیده جدایش جریان در نازل سه‌بعدی با رانش بهینه را به‌صورت تابعی از نسبت فشار نازل (نسبت فشار محفظه احتراق به فشار پشت) به‌ویژه در مدتی که موج ضربه‌ای جدایش به پایین‌دست جریان حرکت می‌کند به‌طور آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند [۷]. هانتز به‌طور آزمایشگاهی جدایش جریان درون نازل دوبعدی با تقارن محوری را بررسی کرد، وی توزیع فشار را در دیواره و محور نازل برای نسبت فشارهای متفاوت نازل (نسبت فشار محفظه احتراق به

فشار پشت) اندازه‌گیری نمود و عملکرد استاتیکی مانند نیرو، اندازه حرکت و فشار را برای یک نازل مقیاس کوچک مطالعه نمود، وی دریافت که با کنترل جدایش در رژیم فرا منبسط (حداکثر کارایی رانش) نسبت پیشرانس واقعی به پیشرانس ایده‌آل ۱۶ درصد است [۸]. بالابل و همکاران در مطالعه‌ای به تحلیل دینامیک جریان متلاطم در یک نازل همگرا و اگر دو بعدی پرداخته و مدل‌های مختلف آشفته‌گی به جهت بررسی الگوی جریان مورد ارزیابی و با نتایج آزمایشگاهی اعتبارسنجی شده‌است [۹]. مک‌دونالد یک مدل برای سوزش فرسایشی ارائه کرده و بالستیک داخلی موتور سوخت جامد را با استفاده از روش‌های عددی در حالت یک‌بعدی شبیه‌سازی کرد [۱۰]. مرادی، تحقیقی در مورد انواع آتشزنه، نحوه قرارگیری آتشزنه در موتور، جنس آتشزنه و سایر مباحث مربوط به راه‌اندازی موتور انجام داد [۱۱]. مرادی شبیه‌سازی صفر بعدی بالستیک داخلی برای گرین‌های سه‌بعدی را انجام داد. همچنین تحلیل پسروری سطح سوزش برای هندسه‌های گرین‌ها سه بعدی را مورد بررسی قرار داد [۱۲]. رحمتی و همکاران در مطالعه‌ای میزان انتقال حرارت داخلی برای موتورهای سوخت جامد مورد بررسی قرار داده و برای این منظور میدان جریان داخلی در یک نمونه موتور سوخت جامد (موتور استاندارد) در زمان‌های مختلف را به‌صورت عددی تحلیل نموده‌اند [۱۳]. سیف‌اله‌زاده و همکاران در این مطالعه ناپایداری احتراق در یک موتور سوخت جامد حاوی پیشرانه جامد دو پایه با در نظر گرفتن پدیده‌های آکوستیکی و سوختن فرسایشی مربوط به سرعت سوختن پیشرانه را مورد بررسی قرار داده‌اند [۱۴]. رضائیان و همکاران به مطالعه و بررسی سوزش فرسایشی پرداختند [۱۵]. در این مطالعه یک نمونه از پرکاربردترین گرین‌های موتور سوخت جامد با رویکرد استفاده از شبکه متحرک و توابع تعریف شده توسط کاربر (وابسته‌سازی حرکت هر گره شبکه در سطح سوزش سوخت به فشار محلی که شبیه‌سازی عددی را به نتایج تجربی نزدیک می‌کند) موجب ایجاد سوزش ناهمگن و پرفشار سوخت در سطح در حال سوزش شده‌است، ضمن توجه به اینکه پارامترهای عملکردی از جمله اثرات احتراق حاصل از عملکرد آتشزنه در داخل محفظه موتور و همچنین ضخامت پوسته محفظه و نازل موتور سوخت جامد شبیه‌سازی صورت گرفته‌است.

## ۲ تشریح مسئله

طراحی بالستیک شامل طراحی و مدل‌سازی هندسه داخلی و بررسی انتقال حرارت حاصل از احتراق صورت‌گرفته در داخل محفظه موتور و میزان گرمای منتقل شده به دیواره محفظه موتور سوخت جامد می‌باشد. هندسه سوخت به طور مستقیم بر روی پروفیل فشار و نیروی پیشران تولیدی تأثیر گذاشته و مقدار سطح داخلی که در حین عملکرد موتور در

1. Thin Shear Layer

### ۳ نرخ سوزش

نرخ سوزش به فشار داخل محفظه احتراق، جنس و دمای سوخت بستگی دارد. در بسیاری از سوخت‌ها این امکان وجود دارد که نرخ سوزش را بر اساس فشار محفظه احتراق در محدوده مشخصی از فشارهای محفظه، مورد تقریب قرار داد. معادله تجربی، رابطه ۱، معرف سوزش سوخت می‌باشد [۱۱]. در مطالعه حاضر از این رابطه به منظور بررسی عملکردی موتور باتوجه به مشخصات ارائه شده در جداول شماره ۱ و ۲، شبیه‌سازی و نتایج حاصل استخراج شده‌است.

$$r_b = \alpha P_c^n \quad (1)$$

$n$  و  $\alpha$  پارامترهای مربوط به مشخصات سوخت بوده و به طور تجربی بدست می‌آیند. فشار محفظه بوده و در محاسبات مربوط به موتور نمونه  $49 \times 10^5$  و  $\alpha = 1/5$  در نظر گرفته شده‌است. این نشان دهنده آن است که میزان سوزش سوخت مستقیماً با فشار داخلی موتور مرتبط است. شار جرمی خروجی از سطح سوخت به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۷].

$$\dot{m}_b = r_b \rho_b A_b \quad (2)$$

که در آن  $\rho_b$  چگالی و  $A_b$ ، سطح سوختگی است [۱۱]. و شار جرمی خروجی از گلوه گاه از رابطه زیر بدست می‌آید [۱۷].

$$\dot{m}_t = \frac{P_c A_c}{c^*} \quad (3)$$

که در آن  $A_t$  مساحت ناحیه گلو می‌باشد و  $c^*$  نیز خاصیت سوخت می‌باشد که به صورت ثابت در نظر گرفته می‌شود [۱۸]. با فرض شرایط حالت پایا، شار جرمی ورودی و خروجی برابر است:

$$\dot{m}_b = \dot{m}_t \quad (4)$$

بنابراین فرض حالت پایا، فرض معتبری برای مسئله بوده مگر آنکه در هنگام راه‌اندازی و خاموش شدن موتور، جایی که اثرات شرایط گذرا قابل توجه هستند، مورد نظر باشد، اما در اغلب موارد، این نتیجه تنها خطای ناچیزی در نتایج خواهد داشت. از معادلات فوق، می‌توان نتیجه گرفت که فشار تابعی از ناحیه گرین سوخت طبق رابطه ۵ خواهد بود [۱۸].

$$P_c = \left( \frac{\alpha A_b \rho_b c^*}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (5)$$

سرعت گازهای احتراق که در نزدیکی سطح سوزش جریان دارد در اکثر پیشران‌ها، منجر به افزایش سرعت سوختن می‌شود. به این افزایش میزان سوختگی، سوزش فرسایشی گفته می‌شود که میزان آن در نوع سوخت و فشار محفظه متفاوت است. افزایش انتقال نرخ حرارت

معرض گازهای احتراقی داغ قرار می‌گیرد را مشخص می‌کند. تعیین و تخمین فشار محفظه موتور سوخت جامد باتوجه به مدت‌زمان کوتاه سوزش سوخت از جمله موضوعات مهم در طراحی موتورهای سوخت جامد است. در طراحی این‌گونه از موتورها به مساحت سطح سوزش در واحد زمان و دمای حاصل از سوزش هر لحظه سوخت توجه ویژه‌ای می‌شود. در کل پارامتر مشخص‌کننده در عملکرد موتور حداکثر فشار قابل‌دستیابی در محفظه احتراق می‌باشد. با این توصیف میزان فشار ایجاد شده در محفظه بر تمامی قسمت‌ها و بخش‌های اصلی موتور تأثیرگذار می‌باشد. تعیین نرخ سوزش و کارایی ترمودینامیکی و آیرودینامیکی و همچنین دینامیک ذرات حاصل از سوزش داخل محفظه موتور تحت شرایط جریان دوفازی و همچنین رفتار سازه موتور متأثر از نرخ سوزش سوخت می‌باشد. میزان فشار تولید شده از سطح در حال سوزش سوخت در داخل محفظه موتور به میزان عقب‌روی گرین سوخت داخل محفظه وابسته می‌باشد. به همین منظور جهت دستیابی به عملکرد مناسب از شبیه‌سازی، باید فرضیات مناسب برای وارد مسئله در نظر گرفت تا باتوجه به میزان عقب‌روی سوخت در واحد زمان و فشار تولیدشده در داخل محفظه بتوان اطلاعات موردنیاز را با دقت مناسب‌تری به جهت پردازش استخراج نمود. فرضیات مورد استفاده در این شبیه‌سازی باتوجه به مرجع در شرایط عملکردی موتور لحاظ شده‌است [۱۶].

### ۲.۱ طراحی موتور سوخت جامد

برای طراحی موتور، عوامل مستقل و مقادیر آنها که به عنوان ورودی‌های برنامه شبیه‌سازی و طراحی محسوب می‌شوند عبارتند از: نسبت حرارتی ویژه  $g$ ، ثابت گاز  $R$ ، دمای شعله  $T_f$ ، فشار محفظه احتراق  $P_c$ ، فشار خروجی نازل  $P_e$ ، خروجی‌های مورد انتظار از یک برنامه شبیه‌سازی و طراحی موتور شامل، ماخ جریان خروجی  $Me$ ، دبی جریان خروجی  $(\dot{m}_e)$ ، سطح گلوگاه  $(A_t)$ ، ضریب نیروی موتور  $(C_f)$ ، نیروی موتور (نیروی پیشران)، ضربه ویژه (ایمپالس ویژه  $Isp$ )

### ۲.۲ سیستم پیشران ایده‌آل

کارایی سیستم پیشران موتور راکت در حالت واقعی درصدی کمتر از مقدار محاسبه شده در حالت ایده‌آل آن و بین ۱ تا ۵ درصد می‌باشد [۱۷]. بنابراین می‌توان از عوامل به‌دست‌آمده در حالت ایده‌آل، با یک ضریب اصلاحی استفاده نمود. در موتور سوخت جامد، سوخت باید همگن و یکنواخت باشد و با نرخ ثابتی بسوزد. محاسبات مربوط به این قسمت می‌تواند در روند طراحی اهمیت بسیاری داشته باشد. زیرا همه عوامل دیگر از جمله ابعاد، وزن موتور، زمان سوزش و... وابستگی کامل به نوع سوخت و سوزش سوخت در طی عملکرد موتور می‌باشد.

نسبتاً آسان و به علت فاصله آزاد بین سطح بیرونی گرین و قطر داخلی بدنه موتور و نیاز به استفاده از پوشش‌های محافظ حرارتی، کنترل افزایش جرم نسبی سازه و ضریب پرتشنگی حجمی کاهش می‌یابد. همچنین از مهم‌ترین پارامترهای این نوع از گرین این است که سوخت به‌طور هم‌زمان در طول سطوح درونی و در تمام دوره کاری موتور می‌سوزد و سطح احتراق ثابت را تأمین می‌کند. در این مطالعه به جهت بررسی نوع سوزش داخلی، قطر خارجی سوخت موردنظر عایق در نظر گرفته شده‌است. با این فرض مسئله شبیه‌سازی شده، تا الزامات لازم به جهت کاهش حجم موتور و بررسی ویژگی‌های این نوع از گرین با سطح سوزش داخلی مورد بررسی قرار گیرد.

جدول ۱- مشخصات گازهای حاصل از احتراق سوخت جامد

متغیر	تعریف	مقدار	واحد
$K$	ضریب هدایت حرارتی	۰/۲۳۱	W/m-K
$c_p$	گرمایی ویژه	۱۲۸۶/۶	J/kg-K
$\mu$	دانسیتته	$۹/۵ \times ۱۰^{-۵}$	kg/m-s
$T_f$	دمای شعله	۲۴۰۰	K
$MW$	وزن مولکولی	۲۵.۶۸	kg/kgmol

جدول ۲- مشخصات سوخت

متغیر	پارامتر	مقدار فرض شده	واحد
$a$	ضریب سرعت سوزش	$۱/۴ \times ۱۰^{-۵}$	m/s
$n$	نرخ سوزش	۰/۵	n/a
$\rho_b$	چگالی	۱۶۰۰	kg/m <sup>3</sup>
$c^*$	سرعت مشخصه	۱۶۰	m/s
$\gamma$	نسبت حرارتی ویژه	۱/۱۷۶۵	

#### ۱.۴ فرایند احتراق سوخت جامد

فرایندهای اصلی داخل محفظه موتوهای سوخت جامد و سرعت احتراق سوخت، مهم‌ترین پارامتر محاسباتی می‌باشد. احتراق سوخت جامد، فرایندی پیچیده‌ای بوده که مراحل مشخصی شامل، مرحله پیش گرم‌شدن سوخت، مرحله واکنش شیمیایی در فاز تراکم شده، مرحله تبدیلات فیزیکی - شیمیایی در فاز گازی و محصولات نهایی احتراق را در بر می‌گیرد.

به سطح پیش‌رانه از عوامل اصلی ایجاد سوزش فرسایشی است. معروف‌ترین رابطه که برای سوزش فرسایشی مورد استفاده قرار می‌گیرد، بر اساس تئوری لنوور و رابیلارد می‌باشد [۲۴].

$$\eta_b = \eta_{b,p} + \eta_{b,e} \quad (۶)$$

که در آن  $\eta_{b,p}$  نرخ سوزش وابسته به فشار و  $\eta_{b,e}$  نرخ سوز ناشی از فرسایش و  $\eta_b$  نرخ سوزش کلی می‌باشد. ارتباط سرعت سوختگی فرسایش با جریان گاز در محفظه احتراق، از قوانین مختلف تجربی استفاده می‌شود که به‌صورت رابطه زیر معرفی می‌شود [۲۴].

$$r_e = aP_n^c [1 + k(G - G^*)] \quad (۷)$$

در رابطه بالا که  $k$  مقدار ثابت،  $G$  سرعت خاص جرم جریان اصلی و  $G^*$  یک نرخ آستانه جریان است [۲۴].

$$G^* = P \sqrt{\frac{\gamma}{RT}} \quad (۸)$$

با ساده‌سازی رابطه (۶) می‌توان نوشت:

$$\eta_b = aP_n^c + ku \quad (۹)$$

$k$  معرف سرعت و در محدوده  $۰/۰۰۱$  الی  $۰/۰۰۳$  در نظر گرفته می‌شود،  $u$  سرعت جریان اصلی در شروع پدیده سوزش فرسایشی می‌باشد و به‌صورت تقریبی  $۲۰۰$  متر بر ثانیه، فرض شده‌است [۲۴].

#### ۴ طراحی گرین سوخت

گرین، شکل ساختاریافته‌ای از سوخت درون موتور است. نوع سوخت و هندسه گرین ویژگی‌های عملکردی موتور را تعیین می‌نماید. در واقع هندسه گرین مشخص‌کننده افزایشی، کاهش یا خنثی بودن روند نیروی پیش‌ران می‌باشد. پس از احتراق گرین، سوزش در تمام سطح انجام می‌شود، تا موجب به‌وجود آمدن گازهای داغی شود که از نازل عبور می‌کند. در حالت کلی گرین‌ها به دو گروه تقسیم می‌شوند؛ در یک نوع از گرین‌ها که به‌صورت جدا از محفظه ساخته می‌شوند مکانیزم ساخت به روش اکستروژن و یا ریخته‌گری خواهد بود و سپس گرین در داخل موتور قرار می‌گیرد. در نوعی دیگر از گرین‌ها که به گرین‌های یکپارچه موسوم‌اند و داخل محفظه به‌عنوان قالب ریخته‌گری استفاده می‌شود و سوخت به‌صورت مستقیم داخل محفظه ریخته می‌شود. در مطالعه حاضر از نوع گرین استوانه‌ای جازدنی استفاده شده‌است. از ویژگی‌های این نوع از گرین‌های سوخت جامد، می‌توان به ساده‌بودن ساختار گرین و فناوری

## ۲.۴ ابعاد موتور و مشخصات سوخت

موتور بررسی شده در این تحقیق، یک موتور سوخت جامد فرضی بوده و سوخت در نظر گرفته شده از نوع سوخت دوپایه این سوختها ترکیبات آلی همگنی هستند که شامل مؤلفه سوختی و اکسیدکننده می‌باشند. جزء اصلی تمام سوخت‌های دوپایه، نیترات‌های سلولزی است که از طریق پردازش سلولز با مخلوط اسید نیتریک و اسیدسولفوریک به دست می‌آیند. نیتروگلیسییرین ماده منفجره می‌باشد و دارای مقدار زیادی اکسیژن آزاد بوده که اجزای سوخت را اکسید می‌کند. به‌طور کلی مقدار درصد نیتروگلیسییرین مشخصات انرژی سوخت را تعیین می‌کند. افزودنی‌هایی مانند ستراپت و دی فیل آمین که موجب ثبات و پایداری سوخت می‌شود. دی اتیل اودی بوتیل فتالات و کولوفن میزان قابلیت جذب رطوبت را کاهش می‌دهند، موم، وازلین، روغن ترانسفورماتور و گچ سبب کاهش اصطکاک داخلی سوخت شده و فشار هنگام پرس کردن را بهبود می‌بخشند و کافور سرعت احتراق را تنظیم می‌کند [۲۳]. مشخصات موتور در جدول ۳ و جدول ۴ آمده است.

جدول ۳ - جنس محفظه احتراق و نازل موتور سوخت جامد

اجزا	ماده	گرمایی ویژه C, (J/kg-K)	چگالی ρ (kg/m³)	ضریب رسانایی گرمایی k, (W/m-K)
محفظه موتور	AL1231	۸۲۳۸	۱۵۴۰/۴	۱۵/۲

جدول ۴ - ابعاد موتور عملیاتی (ابعاد به میلی متر می‌باشد)

ابعاد	مقادیر
طول موتور	۲۹۰۰
عرض محفظه احتراق	۱۳۰
قطر گلوگاه نازل	۷۵
طول نازل همگرا و واگرا	۶۲۳
قطر دهانه خروجی	۱۴۵
قطر گرین	۲۰
قطر سوخت	۲۲۰
طول سوخت	۲۲۷۰

## ۵ معادلات حاکم

با توجه به این که جریان موردنظر تراکم پذیر است، معادلات بقای جرم، اندازه حرکت و انرژی در کنار معادله حالت به‌عنوان معادلات اساسی برای حل عددی مسئله موردنظر، استفاده شده است. برای میدان‌های جریان تراکم‌پذیر معمولاً از فرم بقایی معادلات استفاده می‌شود. از جمله مزایای حل معادلات به شکل بقایی، ظاهر شدن همزمان کمیت‌هایی همچون فشار، دما، سرعت و چگالی در معادلات بوده تا از پرش‌های کمیت‌های مورد اشاره در شکل غیر بقایی جلوگیری شود [۱۹].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho u = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho u = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho V + \nabla \cdot \rho V V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V \quad (12)$$

فرض بر این است که گازهای داغ تولیدی ناشی از سوختن سوخت جامد از قانون گاز ایده‌آل تبعیت می‌کند. در روابط فوق، ρ چگالی، V بردار سرعت، p فشار، e انرژی داخلی می‌باشد.

## ۵.۱ مدل‌سازی آشفستگی

مدل آشفستگی SST-k-ω یک مدل دو معادله ای لزجت گردابه‌ای بوده که اولین بار توسط منتر ارائه شده است [۲۰]. ویژگی‌های این مدل در بخش درونی لایه مرزی باعث می‌شود که این مدل در تمام ناحیه زیر لایه لزج نزدیک دیواره، عملکرد بسیار مناسبی داشته باشد و مدل SST-k-ω می‌تواند به‌عنوان یک مدل آشفستگی رینولدز پایین، بدون هیچ گونه تابع میرایی اضافی مورد استفاده قرار گیرد. این مدل در جریان آزاد رفتاری شبیه به مدل k-ε داشته ولی مشکلات این روش را به خواص آشفستگی جریان آزاد ورودی ندارد. این مدل رفتار بسیار مناسبی در جدایش جریان و گردادیان فشار معکوس از خود بروز می‌دهد [۲۱].

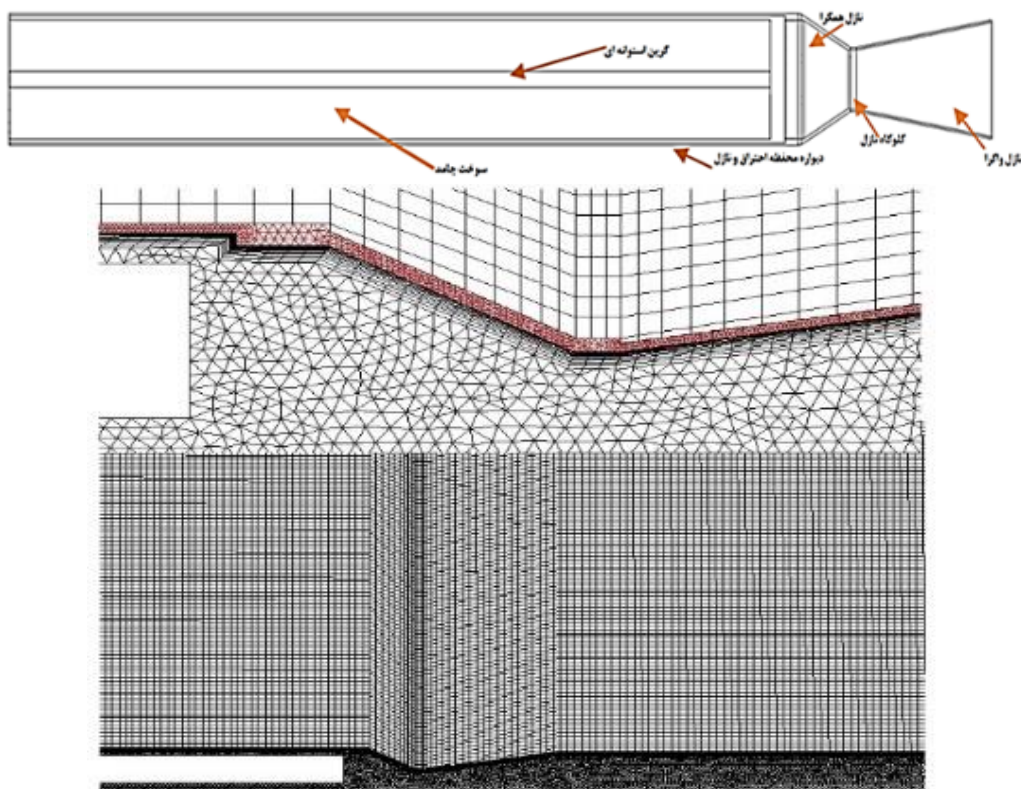
$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu + \sigma_k \mu_t \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (13)$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu + \sigma_\omega \mu_t \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\rho \frac{1 - F_1}{\omega} \sigma_\omega \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (14)$$

در شبکه‌ها و اصلاح و تجدید شبکه در میدان محاسباتی ایجاد می‌شود. در این مطالعه باتوجه به ماهیت جریان تعداد شبکه مورد استفاده ۳۶۳۷۲۲ گره و تعداد ۲۷۹۵۳۶ المان استفاده شده‌است. شبکه لایه‌مرزی مورد استفاده در این شبیه‌سازی به علت ماهیت انتقال حرارت این مطالعه و ضمن بررسی جریان‌های نزدیک دیواره از تعداد ۱۵ لایه با ضریب رشد ۱/۱۵ استفاده شده‌است. برای جریان در داخل محفظه احتراق و همچنین در خارج از محفظه، چهار نوع شرط مرزی شار جرمی ورودی، شرط مرزی خروجی، شرط مرزی دیواره داخلی تحت تغییرات ناشی از حرکت شبکه به واسطه عقب روی سطح سوخت در داخل محفظه و شرط مرزی دیواره جامد(موتور سوخت جامد) در نظر گرفته شده‌است. دامنه حل سوزش سوخت و تجدید شبکه‌های ناحیه تحت سوزش در شکل ۱ نشان داده شده‌است. جزییات بیشتر مربوط به شبکه‌بندی و حرکت شبکه در مرز سوزش در مرجع [۲۴] آورده شده‌است.

## ۶ تولید شبکه و شرایط مرزی

اولین گام در حل میدان جریان ایجاد شبکه‌بندی بر اساس ماهیت جریان در مسئله شبیه‌سازی می‌باشد. باتوجه به تطابق خوب شبکه‌های مثلثی در نواحی با گرادین‌های بالا در داخل محفظه موتور و همچنین دامنه پایین‌دست جریان از این نوع المان استفاده شده‌است. ضمن آنکه شبکه‌های سازمان‌یافته به علت خاصیت انتقال اطلاعات ساده‌تر در میدان محاسباتی و ضمن کاهش زمان محاسبات، از این نوع از شبکه در اطراف میدان محاسباتی در خارج از محفظه موتور استفاده شده‌است. در داخل محفظه احتراق نوع شبکه مورد استفاده مثلثی می‌باشد. از خاصیت‌های این نوع از شبکه‌بندی استفاده از روش هموارسازی بر اساس خاصیت فتری می‌باشد. زمانی که جابه‌جایی مرز در مقایسه با اندازه محلی سلول‌ها بزرگ‌تر باشد و کیفیت سلول‌ها کاهش یابد با استفاده از قابلیت بازیابی شبکه این ناهمواری‌ها را اصلاح و تغییر اندازه



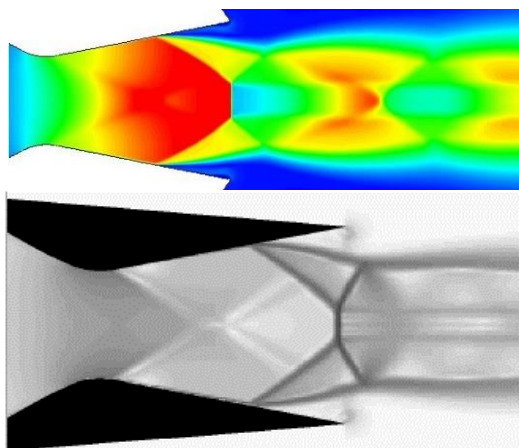
شکل ۱- هندسه موتور و دامنه محاسباتی و شبکه‌بندی محفظه نازل موتور سوخت جامد

نتایج با دقت مناسب و زمان انجام محاسبات، رابطه منطقی برقرار باشد. به همین جهت در فرآیند شبیه‌سازی در مطالعه حاضر از شبکه بندی با ابعاد مختلف استفاده شده‌است. در جدول شماره ۵، مشخصات شبکه بندی انجام شده برای یک نیمی از دامنه حل، با توجه به اینکه مرز تقارن محوری در شبیه‌سازی حاضر لحاظ شده‌است، ذکر شده‌است. در

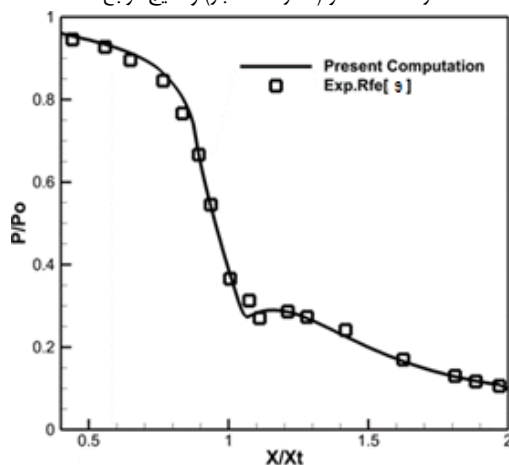
### ۶.۱ بررسی استقلال حل از شبکه

به‌منظور بررسی عدم وابستگی نتایج حاصل از حل به شبکه، انتخاب شبکه مناسب و تا حد امکان یکنواخت در دقت جواب‌ها و همچنین پایداری حل عددی اهمیت بالایی دارد. به منظور دستیابی به جواب دقیق شبکه، برای کم کردن حجم محاسبات، بین دو پارامتر دستیابی به

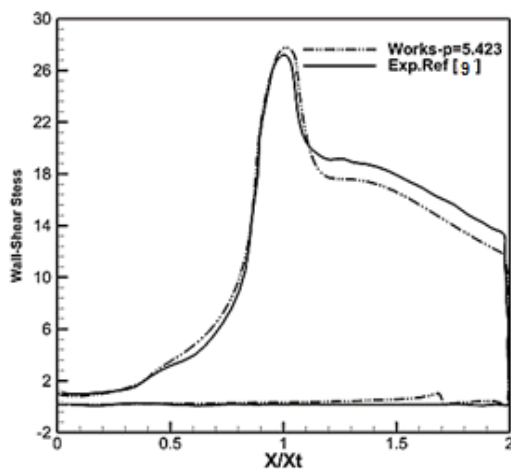
شود. جریان برگشتی در این شکل توسط مقادیر منفی مؤلفه افقی تنش برشی نشان داده شده‌است.



شکل ۲- خطوط همتراز عدد ماخ با شرط مرزی فشار ورودی در حالت پایا در مطالعه حاضر (فشار ۵/۴۲۳ بار) و نتایج مرجع



شکل ۳- مقایسه توزیع فشار در طول نازل حاصل از شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۹]

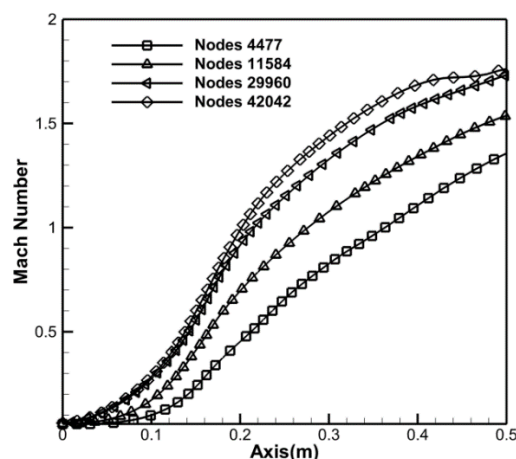


شکل ۴- مقایسه تنش برشی در طول نازل با شرط مرزی فشار ورودی با مرجع [۹]

شکل ۲، به منظور بررسی عدم وابستگی حل به شبکه بررسی عدد ماخ در محور طولی در زمان ۰/۴ ثانیه از حل مورد بررسی قرار گرفته‌است. در این نمودار نشان داده شده‌است که نتایج حاصل از شبکه با تعداد ۲۹۵۶۰ گره نتایج قابل قبولی را نشان می‌دهد.

جدول ۵- مشخصات شبکه‌های محاسباتی مورد مطالعه

مدل	A	B	C	D
گره	۴۲۰۴۲	۲۹۹۶۰	۱۱۵۸۴	۴۴۷۷

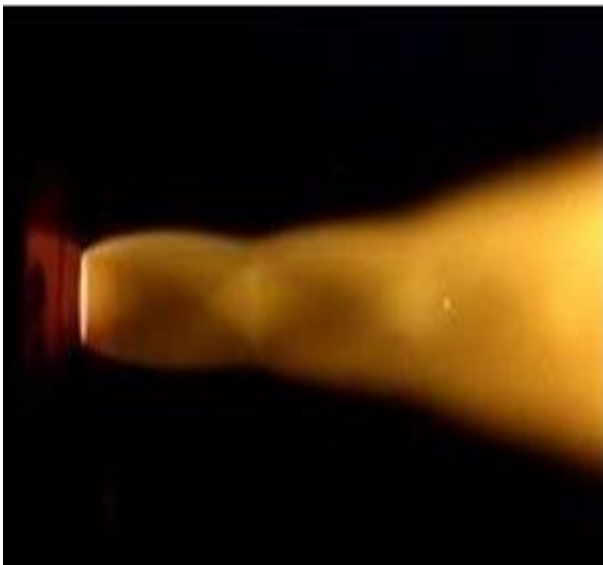


شکل ۵- نمودار تغییرات عدد ماخ در زمان ۰/۴ ثانیه، به ازای مقادیر مختلف سلول‌های شبکه محاسباتی

## ۲.۶ اعتبارسنجی مدل محاسباتی

در این بخش از مطالعه حاضر به بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی مدل مرجع و بررسی صحت نتایج حاصل از شبیه‌سازی پرداخته شده‌است. در این قسمت از نتایج به دست آمده صحت شرایط مرزی و محل جدایش جریان در نازل و اگر مورد بررسی قرار گرفته‌است؛ بنابراین ابتدا شرایط عملکردی حاکم بر مسئله مطابق جدول شماره ۱ برای سیال عامل در نظر گرفته شده‌است. سپس مطابق جدول شماره ۲ شرایط حاکم بر دیواره موتور مورد نظر اعمال شده‌است. سپس نتایج استخراج و مورد بررسی قرار گرفته‌است. در شکل ۳ خطوط همتراز عدد ماخ حاصل از خروج گاز از دهانه نازل و اگر را نمایش می‌دهد، با توجه به مقایسه خطوط همتراز با نتایج هاتر و همچنین نتایج شبیه‌سازی انجام شده توسط بالابل که در این شکل برای فشار ۵/۴۲۳ بار نمایش داده شده‌است، نشان می‌دهد که الگوی جریان حاصل از شبیه‌سازی در این مطالعه منطبق با نتایج حاصل از مرجع می‌باشد [۹]. مطابق شکل ۴، توزیع نسبت فشار به نسبت سطح گلوگاه نازل نشان از دقت بالای حل را دارد. در شکل ۵ نیز مقایسه‌ای بین تنش برشی در طول دیواره نازل حاصل از مطالعه حاضر و نتایج مرجع را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل دیده می‌شود جدایش جریان هنگامی رخ می‌دهد که اینرسی جریان توانایی تحمل گرادیان فشار مثبت را نداشته باشد یعنی تنش برشی برابر صفر

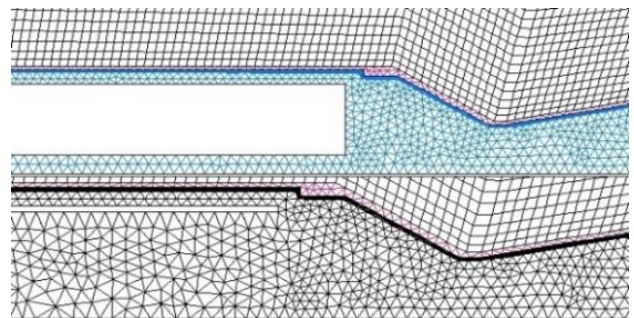
خطوط هم‌تراز عدد ماخ حاصل از نمونه آزمایشگاهی و مدل شبیه‌سازی استفاده شده‌است. در شکل ۷ خطوط هم‌تراز عدد ماخ موتور سوخت جامد در خروجی موتور آزمایشگاهی نشان داده شده‌است. با بررسی نتایج حاصل با خطوط هم‌تراز حاصل از شبیه‌سازی در شکل ۸ در زمان اتمام سوزش سوخت در طی عملکرد موتور در زمان ۱۲/۳ ثانیه، نتایج حاصل تطابق قابل قبولی را در مقایسه با نمونه آزمایشگاهی نشان می‌دهد. در شکل ۹ (الف) نتایج به‌دست‌آمده در خصوص تغییرات فشار در میدان جریان در ناحیه گلوگاه (نازل) نشان می‌دهد که به مقدار فشار افت محسوسی داشته و در نتیجه آن سرعت جریان افزایش می‌یابد. شکل ۹ (ب) خطوط هم‌تراز فشار در داخل محفظه موتور و دامنه محاسباتی و در زمان احتراق آتشنزله را نشان می‌دهد. این فرض درستی برای مسئله خواهد بود تا نتایج حاصل از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن زمان ناپایای ابتدای موتور نیز فرایند محاسباتی شود. با توجه به شکل ۹ با اعمال فشار و دمای اولیه در داخل محفظه موتور روند تولید فشار و خروج گازهای ناشی از احتراق نشان داده شده‌است. همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود فشار پایین‌دست نازل، بیش از فشار نقطه برخورد موج ضربه‌ای بوده و بنابراین جریان گاز خروجی همراه با امواج ضربه‌ای و انبساطی می‌باشد. در این حالت جریان گاز خروجی از شیپوره همگرا-واگرا در حالت مافوق صوت بوده و چون فشار پشت نازل بیشتر از فشار محیط می‌باشد، جریان همراه با امواج ضربه‌ای و انبساطی می‌باشد. این امواج در برخورد با محیط منعکس شده و به یکدیگر تبدیل شده، در حالی که در برخورد با محور تقارن تنها منعکس می‌شوند. این امواج در هنگام نبود لزجت می‌بایست بدون تغییر شکل تا بی‌نهایت ادامه یابند اما به دلیل وجود نیروهای لزج به‌مرور انرژی خود را از دست‌داده تا در نهایت کل جریان به حالت مادون صوت تبدیل شود [۵].



شکل ۷- نمونه تست استاتیک موتور عملیاتی [۱۶]

## ۷ روش حل عددی

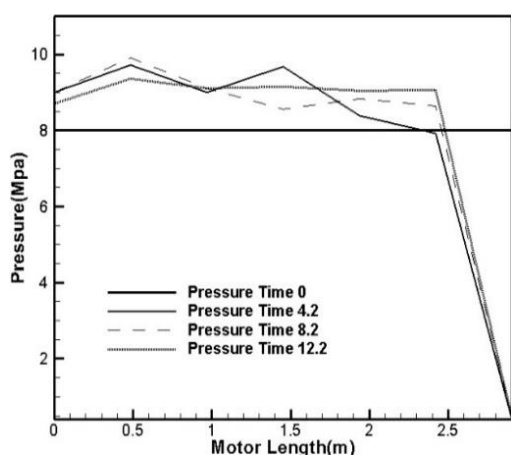
به جهت شبیه‌سازی عددی جریان داخل محفظه موتور و جریان‌های خروجی از نازل موتور از روش حجم محدود باتکیه بر معادلات ناویراستوکس متوسط‌گیری شده رینولدز استفاده شده‌است. جهت شبیه‌سازی انتقال حرارت در پوسته موتور و نازل همگرا-واگرا از معادله انرژی و با در نظر گرفتن وابستگی چگالی به دما، استفاده شده‌است. با توجه به اینکه ماهیت مسئله رفتاری وابسته به زمان دارد؛ لذا مدل شبیه‌سازی در حالت ناپایا و جریان تراکم‌پذیر توسعه یافته‌است. به همین منظور معادلات جریان، انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اضمحلال آشفتگی با روش حجم محدود مرتبه دوم بالادست جداسازی شده‌اند. لازم به ذکر است در جریان‌های تراکم‌پذیر، ارتباط قوی بین تغییرات سرعت، فشار، چگالی و انرژی و همچنین وجود موج‌های ضربه‌ای، موجب ناپایداری در حل عددی می‌شود. مطابق شکل ۶ در مدل‌سازی و شبکه‌بندی لایه مرزی و میزان تراکم سلول‌های شبکه با در نظر گرفتن شرایط آشفتگی موجود در محفظه، از شبکه‌بندی بی‌سازمان در محفظه موتور استفاده شده‌است. با وجود جریان مافوق صوت در خارج از نازل و شدت جریان در این ناحیه در خروجی نازل به جهت نمایش بهتر خطوط هم‌تراز حل از شبکه مثلی استفاده شده‌است. ضمن آنکه به منظور ایجاد شبکه‌های منظم‌تر و انسجام شبکه با توجه به ناحیه‌های جدا از هم و شرایط حاکم بر هر یک از نواحی از خاصیت ارتباطی بین سطوح در شبیه‌سازی عددی استفاده شده‌است.



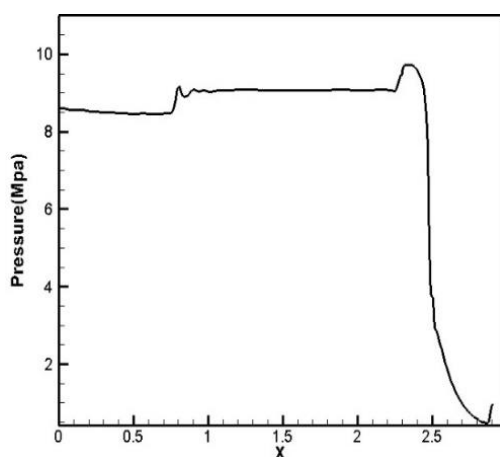
شکل ۶- شبکه‌بندی و تجدید شبکه محاسباتی سوزش سوخت از صفر تا ۱۲/۱ ثانیه

## ۸ نتایج و بحث

در ابتدا با در نظر گرفتن رابطه سوزش سوخت و در ضمن وارد کردن شرایط ناپایای اولیه موتور ناشی از احتراق آتشنزله و تولید گازهای حاصل از این احتراق و قرارگیری فشار و دمای تولید شده بر روی سوخت، شبیه‌سازی انجام شده‌است. به‌منظور بررسی صحت مدل محاسباتی از مقایسه بین



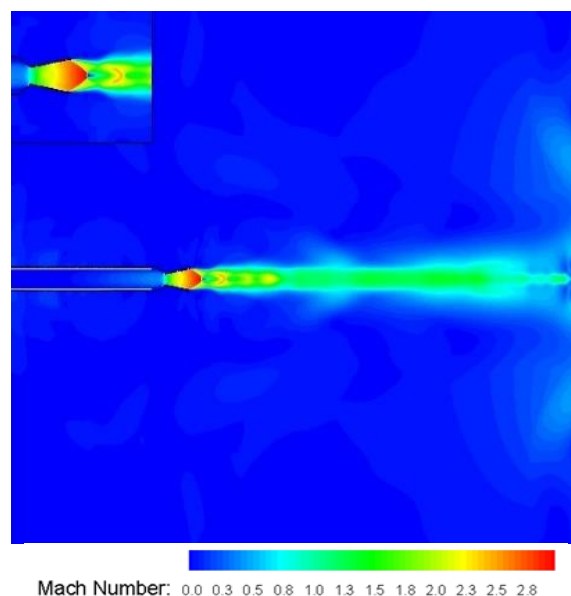
(الف)



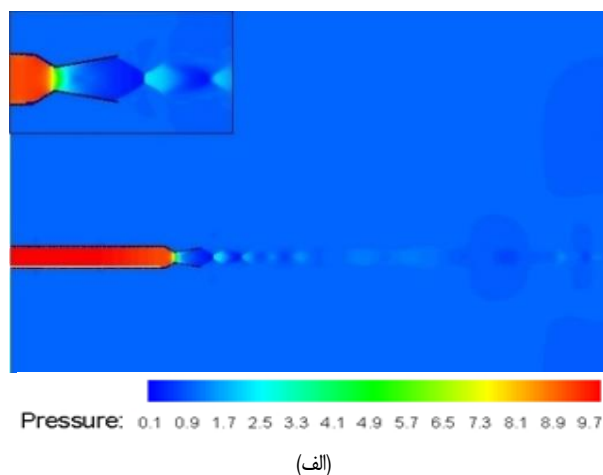
(ب)

شکل ۱۰- توزیع فشار (الف) در گلوگاه نازل همگرا و (ب) در طول موتور

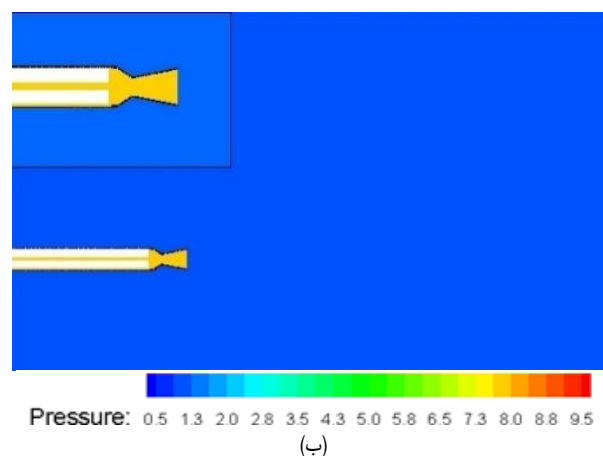
شکل ۱۲ نحوه عقب روی و سرعت سوزش سوخت در داخل محفظه موتور نشان داده شده است با توجه به این نمودار و نوع گرین مورد مطالعه میزان سطح عقب روی در طی عملکرد موتور را نشان می دهد که نشان از میزان تولید نیروی پیشران یکتواخت در موتور می باشد. شکل ۱۳ نشان دهنده تغییرات عدد ماخ جریان داخل محفظه موتور طی زمان سوزش سوخت بوده و نشان می دهد که اثرات فرسایش روی سرعت سیال، بیشتر در سطح گرین و در نزدیکی نازل بروز کرده و در نزدیکی نازل دو نمودار برهم منطبق شده است. شکل ۱۴ خطوط همتراز دما در طی فرآیند سوزش و اثرات وجود فاصله بین سوخت و دیواره را نمایش می دهد. وجود فاصله نشان دهنده کاهش نرخ انتقال گرما به پوسته موتور می باشد. این انتقال گرما در نزدیکی نازل به سبب جریان های خروجی و برگشت این جریان ها به سمت فاصله مورد نظر مشهود می باشد. شکل ۱۵ توزیع دمای داخل محفظه طی زمان شروع فرآیند سوزش سوخت تا لحظه پایان سوزش و میزان انتقال حرارت در داخل محفظه موتور را نمایش می دهد. در شکل ۱۶ میزان انتقال حرارت بین میدان جریان داخل محفظه موتور و پوسته طی زمان های مختلف را نشان می دهد.



شکل ۸- خطوط همتراز عدد ماخ در زمان ۱۲/۳ ثانیه

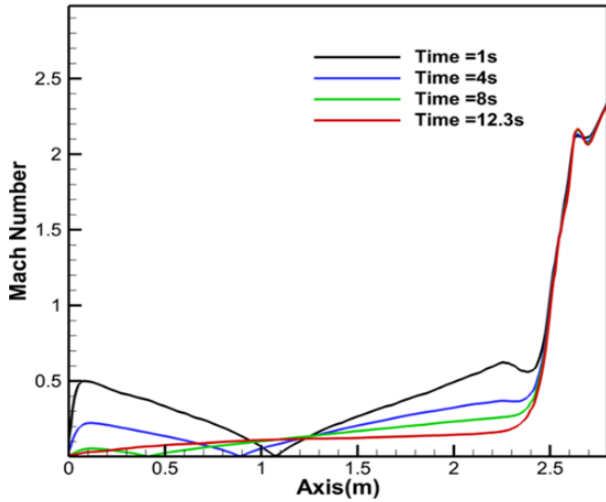


(الف)



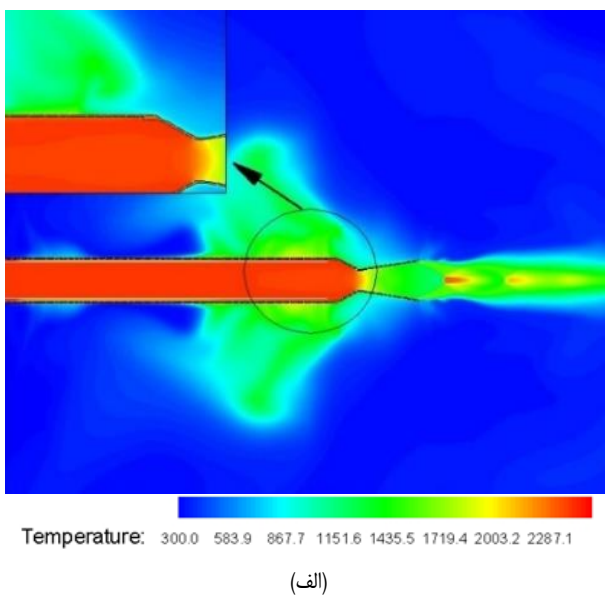
(ب)

شکل ۹- توزیع خطوط همتراز فشار (الف) زمان پایان سوزش سوخت در داخل محفظه موتور (ب) ابتدا زمان شروع سوزش سوخت



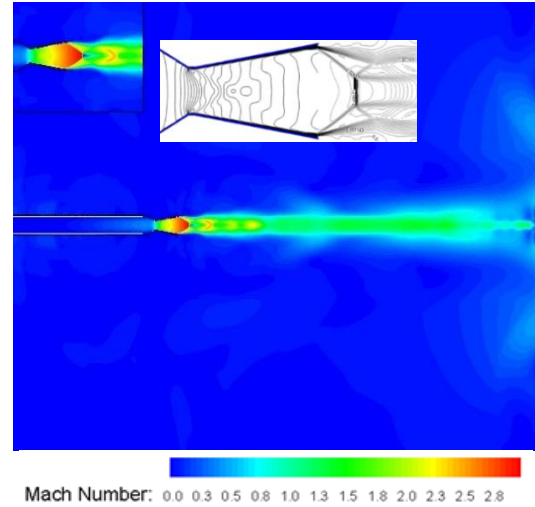
شکل ۱۳ - تغییرات عدد ماخ در داخل محفظه موتور و نازل طی زمان عملکرد موتور

شکل ۱۷ نمودار تنش برشی حاصل از عملکرد موتور را طی زمان سوزش سوخت نشان می‌دهد که با توجه به نمودار تنش برشی ایجاد شده در طی عملکرد موتور تقریباً ثابت بوده و نشان از ثابت بودن فشار طی زمان سوزش سوخت می‌باشد. در شکل ۱۸ نمودار نیروی پیشران حاصل از عملکرد موتور عملیاتی را طی زمان نشان داده شده است. با توجه به این موضوع که تست انجام شده در شرایط استاتیک بوده و فشار محیط ثابت در نظر گرفته شده، افت شدید نیروی پیشران را در لحظه پنجم دهم ثانیه از عملکرد موتور دیده می‌شود. در صورت انجام تست پرواز و با توجه به کاهش فشار محیط انتظار می‌رود میزان عملکرد موتور با نیروی پیشران حداکثری دارای زمان پرواز بیشتری باشد که در تست‌های پروازی قابل مشاهده است.

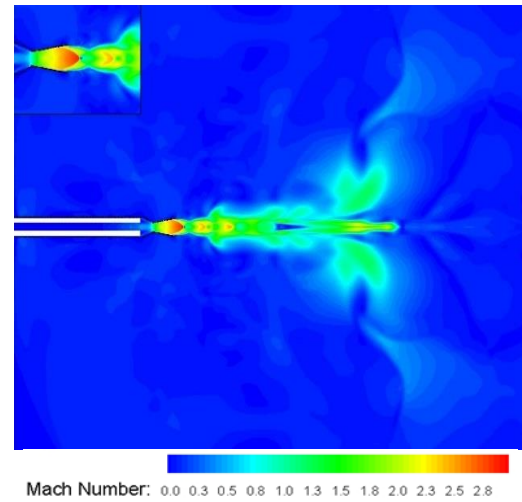


(الف)

شکل ۱۴ - خطوط هم‌تراز دما (الف) زمان پایان سوزش سوخت در داخل محفظه موتور

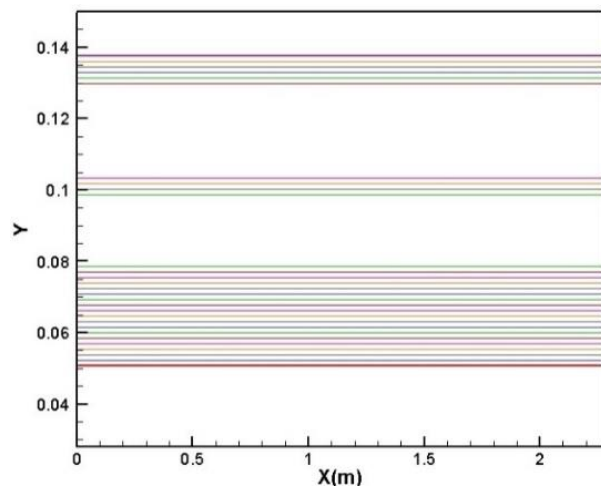


(الف) زمان پایان سوزش سوخت در داخل محفظه موتور

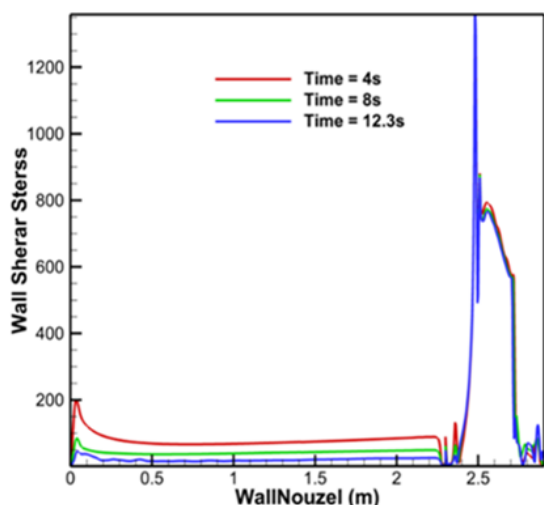


(ب) در ۳/۳ بعد از زمان شروع سوزش سوخت

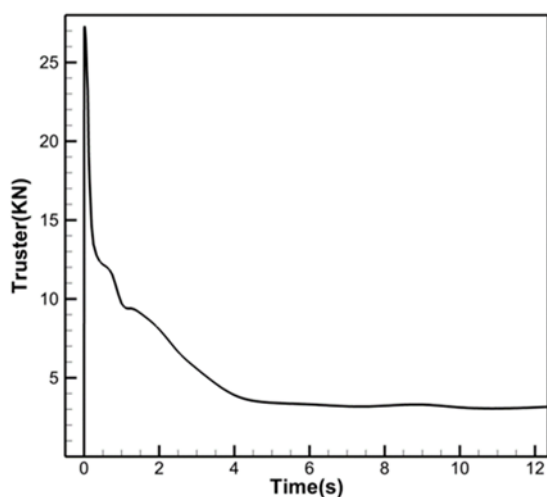
شکل ۱۱ - خطوط هم‌تراز عدد ماخ حاصل از حل میدان جریان (الف) و (ب)



شکل ۱۲ - عقب روی سطح گرین در سوزش بدون فرسایش



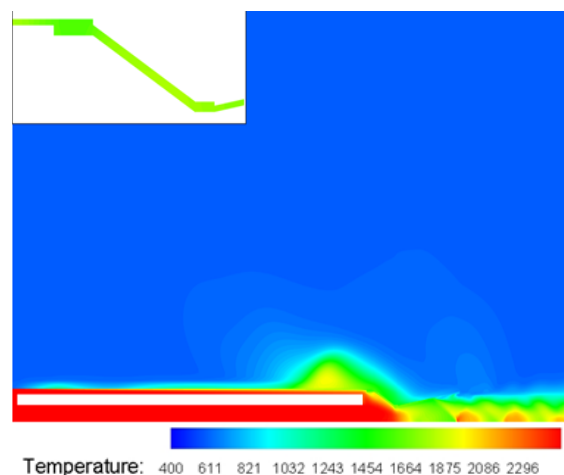
شکل ۱۷- نمودار تنش برشی حاصل از عملکرد موتور را طی زمان سوخت سوخت



شکل ۱۸- نمودار نیروی پیشران حاصل از عملکرد موتور عملیاتی طی زمان

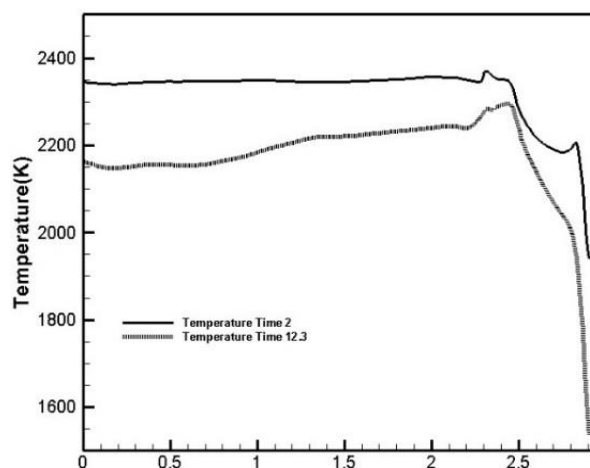
## ۹ نتیجه گیری

در این پژوهش به شبیه‌سازی عددی جریان و انتقال حرارت در یک مدل موتور سوخت جامد پرداخته شده‌است. باتوجه به هزینه، خطرات و محدودیت در تجهیزات اندازه‌گیری در تست‌های موتورهای سوخت جامد لزوم بررسی و همچنین شبیه‌سازی جامع که بتوان اطلاعات موردنیاز جهت بررسی رفتار جریان‌های خروجی و اثرات آن در خارج از موتور و اصلاح و بهبود اجزاء موتورهای سوخت جامد لازم و ضروری می‌باشد. بدین منظور یک مدل برای شبیه‌سازی بالاستیک جریان داخل محفظه و در خروجی موتور سوخت جامد طراحی و به کار گرفته شده‌است. ابتدا به منظور شبیه‌سازی فرایند احتراق سوخت جامد با استفاده از توابع تعریف شده توسط کاربر برای شبیه‌سازی جریان داخل محفظه استفاده شده‌است.

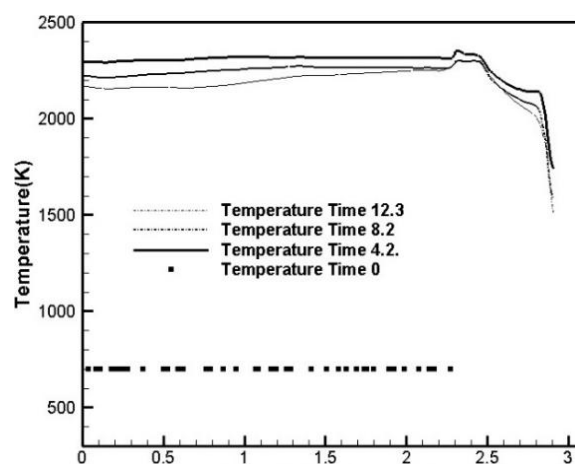


(ب)

ادامه شکل ۱۴- خطوط هم‌تراز دما (ب) در ۲/۳ ثانیه بعد از زمان شروع سوخت سوخت



شکل ۱۵- توزیع دمای محفظه موتور به دیواره



شکل ۱۶- توزیع دما حاصل از سوخت سوخت داخل محفظه موتور طی زمان ۲ الی ۱۲/۳ ثانیه

- [7] S. B. Verma and H. K. Ciezki, "Unsteady Nature of flow Separation Inside a Thrust Optimized Parabolic Nozzle," in *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2003, Paper 2003-1139, <https://doi.org/10.2514/6.2003-1139>.
- [8] C. A. Hunter, "Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 3, pp. 527-536, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.4612>.
- [9] A. Balabel, M. Hegab, S. Wilson, M. Nasr, and S. El-Behery, "Numerical simulation of turbulent gas flow in a solid rocket motor nozzle," in *13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology, ASAT- 13*, Egypt, 2009, Paper 13-PP-13.
- [10] B. A. McDonald, "The development of an erosive burning model for solid rocket motors using direct numerical simulation," Ph.D. dissertation, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, United States, 2004.
- [11] M. Moradi, "Study of missile propulsion ignition systems," *A Master of Science Seminar*, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2004, (in Persian).
- [12] H. Moradi, "Simulation and modeling of internal ballistic for a specific solid propellant missile," M.S. thesis, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2006, (in Persian).
- [13] A. GhaedRahmati and J. Ghafouri, "Numerical analysis of heat transfer in solid fuel engines," in *12th Conference on Fluid Dynamics*, Mazandaran, Iran, 2009, (in Persian).
- [14] A. Seifollah zadeh, and M. Jahangiri, "Calculation of Linear Instability of Combustion inside a Two-Stage Solid Propellant Engine and Comparison with Existing Results," in *5th Conference of Iranian Aerospace Propulsion Society*, pp. 1-10, 2012, (in Persian).
- [15] E. Rezaeianparsa and S. M. Mirsajedi, "Effects of erosive burning on solid rocket motor internal ballistics," *journal of Space Science and Technology*, Vol.5, No. 2, pp. 69-74, 2012, (in Persian).
- [16] M. K. Moayyedi, M. Esfandi, "Numerical simulation of unsteady flow and heat transfer inside the nozzle chamber of solid propellant engine," in *4th Conference of Iranian Aerospace Propulsion Society*, 2018, (in Persian).
- [17] S. S. Moore, "Ballistics Modeling of Combustion Heatloss through Chambers and Nozzles of Solid Rocket Motors," B.S. thesis, California State University, Sacramento, 2004.
- [18] W. H. Miller, "Solid rocket motor performance analysis and prediction," National Aeronautics and Space Administration: NASA, 1971.

در مطالعه حاضر از گرین استوانه‌ای با عایق خارجی و از مدل سوخت‌های جازدنی استفاده شده‌است. استفاده از گرین استوانه‌ای درون سوز موجب ایجاد پروفیل نیروی پیشران یکنواخت‌تری خواهد شد زیرا سطح سوزش برحسب زمان ثابت باقی می‌ماند. بررسی اثرات گازهای حاصل از احتراق سوخت جامد و بررسی جدایش جریان در خروجی نازل و همچنین بررسی نمونه موتور عملیاتی از جمله محورهای مهم دیگر در این پژوهش بوده‌است. همچنین پارامترهای عملکردی از جمله اثرات احتراق حاصل از عملکرد آتشنز در داخل محفظه موتور و همچنین ضخامت پوسته محفظه و نازل موتور سوخت جامد مورد بررسی قرار گرفته‌است. این مطالعه نشان می‌دهد که با لحاظ نمودن شرایط و نیازمندی‌های صنعتی، می‌توان با توجه به خواسته‌های مطرح و همچنین بررسی عملکردی در زیر مجموعه‌های موتورهای سوخت جامد، طراحی مطلوب‌تری انجام داد. همچنین بررسی و بهینه‌سازی طراحی‌های پیشنهادی را با توجه به قسمت‌های مختلف موتور سوخت جامد از جمله نازل یا جنس و ضخامت پوسته محفظه موتور و یا طراحی گرین سوخت با توجه به مأموریت‌های تعریف‌شده از دیگر دستاوردهای مطلوب این پژوهش می‌باشد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

## مراجع

- [1] M. Heidari and A. Adami, "Specific grain analysis and rapid internal ballistic simulation for solid motor," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 3, pp. 67-80, 2012, (in Persian).
- [2] D. R. Greatrix and J. J. Gottlieb, "Erosive burning model for composite-propellant rocket motors with large length-to-diameter ratios," *Canadian Aeronautics and space Journal*, vol. 33, pp. 133-142, 1987.
- [3] A. Davenas, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press Ltda., 1993.
- [4] D. R. Greatrix and J. Karpynczyk, "Rocket vehicle design for high-altitude payload delivery," in *CSME Forum*, 1998, pp. 251-257.
- [5] G. S. Deiwert, "Numerical simulation of three-dimensional boattail afterbody flow fields," *AIAA Journal*, vol. 19, no. 5, 1980, Art. no. 80-1347R, <https://doi.org/10.2514/3.50980>.
- [6] K. Bergman and D. A. Treiber, "The application of Euler and Navier-Stokes methodology to 2-D and 3-D nozzle-afterbody flowfields," in *26th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, United States, 1988, Paper 88-0274, <https://doi.org/10.2514/6.1988-274>.

- [22] J. E. A. John, Gas Dynamics, 2ed ed. Allyn and Bacon, 1984.
- [23] E. Pheodosov, "Introduction to Missile Design," Translated by J. Roshanian, H. Karimi Mazraeh Shahi, and M. Mirshams, Tehran, Iran: K. N. Toosi University of Technology Publications, 2008, (in Persian).
- [24] M. Esfandi, "Numerical simulation of the unsteady flow and calculation the heat transfer coefficient of solid propellant rockets," M.S. thesis, Mechanical Engineering, University of Qom, Qom, Iran, 2020, (in Persian).
- [19] N. Fooladi and A. Zeynalabedini "Fundamentals of Solid Propellant Proplulsion Systems Design," Tehran: Malek Ashtar University of Technology Publications: 2009, (in Persian).
- [20] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [21] M. K. Moayyedi and A. Bashardust, " Numerical Simulation of Airflow and Particle Deposition from the Surface of Raw Materials Piles and Studying the Effects of Shape Variations and Free-Stream Velocity in Wind Erosion Reduction ," vol. 5 , no. 1, pp. 121-134, 2019, <https://doi.org/10.22091/cer.2019.4211.1143>.