

## تحلیل فرایند احتراق در محفظه موتور زم استیک

در طراحی موتور سوخت مایع به دلیل دمای بالای احتراق و نرخ بالای انتقال از گازهای داغ به دیوار محفظه، خنک‌کاری محفظه رانش اهمیت بسیار بالایی دارد. در طراحی خنک‌کاری محفظه رانش، انتخاب روش مناسب، طراحی مجاری خنک‌کاری و مباحث مرتبط با محفظه رانش دو جداره و استفاده از پوشش‌های حرارتی اهمیت بسیار زیادی دارد. در دیواره محفظه احتراق و نازل موتور پیشران مایع لازم است یک سیستم خنک‌کاری به منظور جلوگیری از شکست مقاومت بدنه موتور استفاده شود. در خنک‌کاری به روش بازتابی سیال مبرد (معمولاً سوخت) از میان کانال‌هایی که برای آن در بدنه موتور تعبیه شده است، عبور می‌کند و دمای بدنه موتور را کاهش می‌دهد. مدل‌سازی و تحلیل جریان سیال کانال خنک‌کننده در موتور پیشران مایع به دلیل شار حرارتی بالا یکی از مهم‌ترین و چالشی‌ترین موضوع در زمینه این نوع موتورهاست. در این مقاله، فرایند احتراق با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار گرفت. برای این کار ابتدا مطالعه روی کارهای مشابه منتشر شده در این زمینه انجام شد. سپس، معادلات موجود و لازم برای شبیه‌سازی این فرایند استخراج شد. در نهایت با استفاده از روش عددی انتخاب شده برای حل احتراق، شبیه‌سازی برای هندسه موجود در دی‌های مختلف انجام شد که نتایج قابل قبولی دارد.

**واژه‌های کلیدی:** موتور پیشران مایع، محفظه احتراق، کانال خنک‌کاری، سوخت‌های سرمازا

### Analysis of the Combustion Process in the Engine Zamstic

*In liquid rocket engine design, because of the combustion due to the high temperatures and high rates of heat transfer ( $1\text{MW}/\text{m}^2$  to about  $160\text{MW}/\text{m}^2$ ) of hot gases to the chamber walls, the cooling thrust chamber is of utmost importance. Also, the thrust chamber cooling design, the selection of appropriate methods, as well as the design and topics related to thrust chamber cooling ducts, double glazing and thermal coating are very important. Liquid propellant engine in the wall of the combustion chamber and nozzle is a necessary part in order to prevent the failure of a cooling system using engine block resistance. In this paper, the combustion process is investigated using a computational fluid dynamics method. To do this, first the similar works in the field are reviewed and then the equations that exist for this process are extracted to determine what equations need to be solved. By examining this method, it was determined that the chosen numerical method could be used to solve the combustion equation. Finally, the simulation results for the geometry in different fluxes are studied which led to acceptable outcomes.*

**Keywords:** Liquid Propellant Engine, The Combustion Chamber, Cooling Channel, Cryogenic Fuels, Regenerative Cooling.

**کوروس نکوفار**، استادیار، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد چالوس  
**اندیشه تیرگر**، دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد آیت‌اله آملی  
**سیدامیر حسینی\***، کارشناس ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد فیروزکوه

\*نویسنده مخاطب، آدرس تهران، فیروزکوه، کدپستی: ۳۹۸۱۸۳۸۳۸۱  
[Seyedamir.hosseini@yahoo.com](mailto:Seyedamir.hosseini@yahoo.com)

**K. Nekoufar**, Assistant Professor, Department of Islamic University of Chalus

**A. Tirgar**, M. Sc. Student, Department of Islamic University of Ayatollah Amoli

**S. A. Hosseini\***, M.Sc., Department of Islamic University of Firoozkooh

\*Corresponding Author, Postal Code: 3981838381, Tehran, Firoozkooh, IRAN  
[Seyedamir.hosseini@yahoo.com](mailto:Seyedamir.hosseini@yahoo.com)

## مقدمه

آغاز عصر فضا را می‌توان به نوعی محصول پیشرفت بشر در طراحی و تولید موتورهای سوخت مایع دانست. همهٔ اولین پرتاب‌گرهای شوروی و آمریکا از موتورهای سوخت مایع استفاده می‌کردند. این نوع موتورها فناوری طراحی و ساخت بسیار پیشرفته‌ای دارند. معمولاً از دو جزء تفکیک‌شدهٔ اکسیدکننده و احیاشوندهٔ مایع به‌عنوان پیشران استفاده می‌کنند. عمل احتراق شیمیایی در موتور پیشران مایع با استفاده از یک یا چند مادهٔ اکسیدکننده و احیاشوندهٔ مایع انجام می‌پذیرد. به‌منظور بررسی پیشران‌ها روش‌های پژوهشی بیشتر به‌صورت تجربی و عددی است. با توجه به پیشرفت‌های فراوان نرم‌افزاری و سخت‌افزاری در سال‌های اخیر، استفاده از روش‌های عددی بسیار آسان‌تر و کم‌هزینه‌تر از روش‌های تجربی است. در میان روش‌های عددی، دینامیک سیالات محاسباتی به‌عنوان ابزاری قدرتمند در زمینهٔ مدل‌سازی پدیده‌های انتقال شناخته می‌شود. با این وجود باز هم برای اطمینان از صحت نتایج عددی و همچنین ارزیابی طراحی‌ها در مراحل نهایی کار از روش‌های تجربی استفاده می‌شود.

شبهه‌ساز گذرای موتور سوخت مایع (ROCETS) به‌وسیلهٔ بینر<sup>۱</sup> برای NASA-MSFC طراحی و توسعه داده شد. با استفاده از این شبهه‌ساز، عملکرد گذرای موتور در حالتی مقرون به صرفه پیش‌بینی شد. کاربرد رایج ROCETS درون موتور موشک RL-10A-3-3A است [۱]. دیگر ابزار مفید ایجاد شده در آمریکا، برنامهٔ کلی شبهه‌ساز سیستم سیالات (GFSSP) برای مدل‌سازی سیالات فوق سرد درون مدارهای جریان پیچیده است [۲]. اولین تلاش در ژاپن برای شبهه‌سازی شبه‌پایا موتور LE-7 توسعه داده شد [۳]. معمولاً در موتورهای سوخت مایع، یکی از پیشران‌ها پس از عبور از میان کانال‌های خنک‌کاری در دیواره به جهت محافظت دیوارهٔ داخلی محافظه در برابر گازهای گرم حاصل از احتراق به محافظهٔ احتراق تزریق می‌شود. پیش‌بینی مشخصه‌های انتقال حرارت در محافظهٔ رانش، در طراحی موتور سوخت مایع با خنک‌کاری بازیابی از اهمیت بالایی برخوردار است. کاهش دمای دیوارهٔ سمت گازهای گرم در حدود ۵۰ تا ۱۰۰ درجهٔ سانتی‌گراد سبب افزایش دو برابری عمر محافظه می‌شود که اهمیت بالایی در صنعت مأموریت‌های فضایی به‌علت هزینهٔ بالای ساخت دارد. مطالعات مختلفی جهت تحلیل انتقال حرارت در محافظهٔ رانش موتور سوخت مایع انجام گرفته است. مطالعهٔ عددی جریان گاز

محترق درون نازل موتور سوخت مایع توسط کی‌و همکاران [۴]، شن و اوریک<sup>۵</sup> [۵] انجام شده است که جریان گاز به‌صورت دوبعدی، با احتساب واکنش‌های شیمیایی و بدون درنظر گرفتن اثرات تشعشع گازها و خنک‌کاری خارجی مدل‌سازی شده است. مطالعهٔ عددی خنک‌کاری فیلمی و بازیابی در محافظهٔ رانش توسط زیهانگ<sup>۶</sup> همکاران [۶] انجام شده است. در این مطالعه، برای تبادل انتقال حرارت و جرم بین جریان گاز گرم و فیلم نازک مایع در محافظه از مدل جریان گاز غیر محترق دوبعدی و برای جریان سیال خنک‌کننده در کانال از مدل یک‌بعدی استفاده شده است. مارچی<sup>۷</sup> و همکاران [۷] یک مدل ریاضی یک بعدی برای جریان گاز غیرمحترق در محافظهٔ رانش با خنک‌کاری بازیابی، بدون احتساب واکنش‌های شیمیایی در محافظه ارائه کرده‌اند. مدل مورد نظر با کوپل معادلات حاکم بر جریان گاز تک جزء و با ترکیب شیمیایی ثابت در محافظه، جریان سیال خنک‌کننده در کانال‌ها و انتقال حرارت هدایتی در دیواره به‌دست آمده است. روش حل عددی معادلات بر مبنای روش حجم محدود از نوع مرتبهٔ دوم است. نراقی<sup>۸</sup> و همکاران، با ترکیب دو کد محاسباتی RTE (کد تحلیل انتقال حرارت سمت سیال خنک‌کننده و دیواره) [۸] و TDK (کد شیمی گاز محترق در محافظه) [۹] به طراحی و آنالیز موتور سوخت مایع با خنک‌کاری بازیابی پرداخته‌اند [۱۰]. امروزه در پروژه‌های مرتبط با موتورهای موشکی، به‌علت مقدار زمان زیاد جهت انجام محاسبات معادلات چند بعدی، از مدل‌های یک بعدی و ضرایب تصحیح تجربی استفاده می‌شود [۱۱]. مطالعات عددی خنک‌کاری بازیابی، بدون در نظر گرفتن اثرات تشعشع گازها و واکنش‌های شیمیایی در محافظه، توسط پورامیر و فخر طباطبایی [۱۲] و اسدالهی و ملاحاجیان [۱۳] انجام گرفته است. شبهه‌سازی تأثیر متغیرهای هندسی و فیزیکی در خنک‌کاری بازیابی توسط عیسی‌خانی [۱۴] صورت گرفته است. در این مدل، محافظهٔ رانش به المان‌های حلقوی کوچک تقسیم شده و هر یک از المان‌ها به‌عنوان یک مبدل حرارتی درنظر گرفته شده است که در آن ضریب انتقال حرارت و خواص فیزیکی تقریباً ثابت باقی می‌مانند. حل هر یک از مبدل‌های حرارتی از روش اختلاف دمای متوسط لگاریتمی انجام شده است.

<sup>۳</sup> Cai

<sup>۴</sup> Vanoverbeke and Shuen

<sup>۵</sup> Zhang

<sup>۶</sup> Marchi

<sup>۷</sup> Naraghi

<sup>۱</sup> Liquidfluid engine

<sup>۲</sup> Binder

بررسی عددی توسط یولس<sup>۱۵</sup> همکاران [۱۹] انجام شد تا اثر نسبت منظری و تعداد کانال‌های خنک‌کاری متفاوت را بر روی دمای خنک‌کننده، دمای دیواره سمت گاز و افت فشار در کانال‌های خنک‌کاری مورد بررسی قرار دهند.

## نحوه عملکرد یک کد دینامیک سیالات محاسباتی

کدهای CFD بر پایه الگوریتم‌های عددی تهیه می‌شوند که می‌توانند برای حل مسائل جریان‌های سیال به کار گرفته شوند. همه کدهای دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۱۳</sup> شامل سه مرحله اصلی هستند:

- پیش‌پردازنده<sup>۱۴</sup>
- حل‌گر<sup>۱۵</sup>
- پس‌پردازنده<sup>۱۶</sup>

### پیش‌پردازنده

پیش‌پردازنده شامل ورودی یک مسئله جریان به یک برنامه عددی و آماده‌سازی آن در یک شکل مناسب برای استفاده در یک حل‌گر است. فعالیت‌های کاربر در مرحله پیش‌پردازش شامل موارد زیر است:

- تعیین هندسه ناحیه مورد بررسی (دامنه حل)،
- تولید شبکه یعنی تقسیم‌بندی دامنه محاسباتی به تعدادی نواحی کوچک‌تر،
- انتخاب پدیده فیزیکی و شیمیایی که نیاز به مدل کردن دارد.
- تعیین خواص سیال،
- مشخص کردن شرایط مرزی لازم در سلول‌هایی که در مرز دامنه حل قرار دارند،
- اعمال پارامترهای کنترل حل عددی،
- مرحله اول پیش‌پردازش توسط نرم‌افزار Gambit انجام می‌گیرد.

### حل‌گر

هر بسته نرم‌افزاری CFD دارای یک برنامه است که معادلات عددی را برای مسائل تحت بررسی حل می‌کند. روش‌های

شاین<sup>۸</sup> و همکاران [۱۵] یک مدل عددی یک بعدی را از خنک‌کننده فیلم درون اتاق‌های احتراق موشک عامل در شرایط بحرانی توسعه دادند. در این مدل، یک حجم کنترل برای بالانس جرم و انرژی در نظر گرفته شد و میزان نرخ تبخیر خنک‌کننده در واحد سطح با استفاده از بالانس انرژی به دست آمد. در این پژوهش به صورت جزئی، اثرات عدد رینولدز گاز، دمای ورودی خنک‌کننده، فشار محفظه احتراق و نسبت دبی جریان خنک‌کننده بر روی طول فیلم مایع خنک‌کننده مورد بررسی قرار گرفت. در این نتایج بررسی شده با افزایش عدد رینولدز و در نتیجه افزایش سرعت گاز، انتقال حرارت جابه‌جایی افزایش می‌یابد. با افزایش میزان انتقال حرارت، فیلم مایع دچار تبخیر می‌شود. بنابراین، طول فیلم مایع خنک‌کننده کاهش می‌یابد.

کریمی و همکاران [۱۶] یک دسته از سیستم‌های فشار موتورهای سوخت مایع را شبیه‌سازی کردند که در آن گاز فشار بالا درون یک کپسول خاص ذخیره شده بودند. در این مدل مقادیر آنی دما و فشار مخازن پیش‌ران و کپسول محاسبه شد. نتایج مدل عددی با داده‌های تجربی مقایسه و تطابق نسبتاً خوبی حاصل شد. این روش عددی براساس تغییرات چگالی و فشار درون مخازن پیش‌ران و کپسول و انتقال حرارت بین مخزن و محیط می‌باشد.

اربانو<sup>۱۷</sup> همکاران [۱۷] ناپایداری‌های محفظه احتراق موتورهای سوخت مایع را با استفاده از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) تحلیل کردند. این محاسبات برای یک موتور سوخت مایع که شامل انژکتور محفظه تراست و نازل خروجی است، در مقیاس کوچک انجام شد. در این سیستم، ۴۲ انژکتور هم‌محور به منظور تأمین خوراک محفظه احتراق (شامل گاز هیدروژن و اکسیژن مایع) به کار رفته است. شرایط مربوط به فشار در حالت فوق بحرانی و ماکسیمم توان گرمایی ۸۰ مگاوات برای موتور موجود در نظر گرفته شد. هدف کلی از مطالعه مذکور، پیش‌بینی ناپایداری احتراق فرکانس بالا براساس عوامل تأثیرگذار در فعالیت‌های آکوستیک موجود در موتورهای سوخت مایع است.

جیو<sup>۱۷</sup> همکاران [۱۷] جریان احتراق اسپری پیش‌ران کروسین را درون یک محفظه احتراق استوانه‌ای شبیه‌سازی کردند. مطالعه دیگر در زمینه موتورهای سوخت مایع مربوط به احتراق متان و اکسیژن درون یک محفظه احتراق موشک سوخت مایع تک انژکتوری توسط گئورگی<sup>۱۸</sup> [۱۸] است. یک

۱Ulas  
۲CFD  
۳Pre-processor  
۴Solver  
۵Post-processor

۸Shine  
۹Urbano  
۱۰Guo  
۱۱Giorgi

عددی که پایه حل گر را شکل می دهند، شامل مراحل زیر می باشند:

- تقریب متغیرهای ناشناخته جریان به وسیله توابع ساده
- جداسازی متغیرها به وسیله جانشینی تقریبها در معادلات جریان سیال به روش های عددی
- حل معادلات جبری
- اکثر کدهای CFD تجاری از قبیل ANSYSFluent بر پایه این روش نوشته شده اند. الگوریتم عددی این روش شامل مراحل زیر است:
- انتگرال گیری از معادلات حاکم بر جریان سیال روی تمامی حجم های کنترل دامنه حل
- جداسازی معادلات شامل جایگزینی تقریب هایی از نوع اختلاف محدود برای ترم های مشتق موجود در معادلات معرفی کننده جریان. این فرایند معادلات حاکم را به معادلات جبری تبدیل می کند.
- حل معادلات جبری با یک روش تکراری

### پس پردازنده

برنامه پس پردازش برای نشان دادن نتایج حاصل از حل به کار می رود. محاسبات کمی با به کارگیری توابع از پیش ساخته و قابل برنامه ریزی توسط کاربر می تواند انجام شود.

### فرایند حل مسئله

آنالیز ریاضی جریان سیال به یک دسته از معادلات دیفرانسیلی جزئی حاکم بر جریان منجر می شود. برای حل عددی معادلات دیفرانسیل جزئی حاکم، موارد زیر باید انجام و مشخص شده باشند:

- شبکه نقاط یا یک دسته از حجم ها یا المان ها که برای ذخیره متغیرهای محاسبه شونده نیاز است
- شرایط مرزی برای محاسبه مقادیر مرزی متغیرها
- شرایط اولیه برای تعیین حالت اولیه جریان برای مسائل گذرا یا حدس اولیه برای متغیرها در مسائل دائمی
- خواص سیال مانند چگالی، ویسکوزیته و شاید برخی خواص آشفستگی
- پارامترهای کنترل که بر حل عددی معادلات اثر می گذارد

### شرط مرزی

در ادامه به معرفی انواع شرط مرزی های به کار رفته در این تحقیق به همراه شرح اندکی از کیفیت عملکرد و مفاهیم

فیزیکی آنها خواهیم پرداخت. به طور کلی شرط مرزی های مورد استفاده در مسایل مختلف بررسی شده عبارتند از:

- شرط مرزی ورودی سرعت
- شرط مرزی ورودی جرم
- شرط مرزی خروجی فشار
- شرط مرزی خروجی جریان

### شرط مرزی ورودی سرعت

در این شرط مرزی، سرعت جریان به همراه برخی دیگر از خواص اسکالر آن در مرز ورودی معین می شود. خواص کل جریان (خواص جریان در حالت سکون) در مرز ورودی ثابت نیست و بسته به میزان سرعت معین شده محاسبه می شوند. این شرط مرزی مخصوص جریان های تراکم ناپذیر بوده و استفاده از آن در جریان های تراکم پذیر به منزله استفاده از شرط غیر فیزیکی است. زیرا، اعمال این شرط باعث می شود که خواص سکون جریان بسته به سرعت معین شده به هر میزانی تغییر می کند و افزایش می یابد. در برخی موارد خاص، می توان از این شرط در مرز خروجی هم استفاده کرد. البته، در این موارد نباید مقادیر اسکالر را به کار برد. همچنین، باید مطمئن شد که شرط پیوستگی در تمامی دامنه برقرار باشد. ورودی های لازم شرط مرزی ورودی سرعت عبارتند از:

- مقدار و جهت سرعت و یا مؤلفه های آن
- سرعت چرخش (در مسائل دوبعدی تقارن محوری همراه با چرخش)
- دما (در محاسبات مربوط به انرژی کاربرد دارد)
- فشار نسبی در خروجی (در مسائل مربوط به حل کننده های چگالی مینا)
- پارامترهای اغتشاشی
- با مقادیر داده شده در این شرط مرزی، دبی جرمی ورودی به دامنه محاسباتی و نیز شارهای مومنتوم و انرژی، تعیین می شود. اگر از مؤلفه های سرعت که هم مقدار و هم جهت آن را مشخص می کند، با استفاده از رابطه (۱) روی سطح ورودی انتگرالی بگیریم، دبی جرمی به دست خواهد آمد.

$$\dot{m} = \int \rho u \cdot dA \quad (1)$$

باید توجه داشت میزان دبی جرمی بر حسب مؤلفه های عمود بر سطح ورودی محاسبه می شود، زیرا دو مؤلفه دیگر به داخل دامنه وارد نمی شود. همان گونه که اشاره شد گاهی اوقات از این شرط مرزی در خروجی نیز می توان استفاده کرد. این روش، زمانی که مقدار دبی جرمی مشخص در خروجی دامنه کارایی دارد. همچنین، چگالی در صفحه ورودی ثابت فرض شده است و یا به عنوان تابعی از دما یا فشار محاسبه می شود.

همگرایی به حداقل می‌رسد. در این قسمت باید داده‌های زیر را به‌عنوان ورودی وارد کرد:

- فشار استاتیک
- دمای سکون برای محاسبات مربوط به انرژی
- مشخص کردن روش تعیین جهت جریان برگشتی
- پارامترهای اغتشاشی (برای محاسبات مربوط به آشفتگی)
- دبی جرمی هدف

### شرط مرزی جریان خروجی

این شرط مرزی برای مدل کردن جریان‌های خروجی به‌دلیل مشخص نبودن جزئیات مربوط به جریان در خروجی قبل از حل از قبیل سرعت، فشار و دانسیته، به‌کار می‌رود. با توجه به ماهیت این شرط مرزی نمی‌توان هیچ‌گونه اطلاعاتی را برای این مرز تعیین کرد و تنها به‌وسیله برون‌یابی اطلاعات مورد نیاز برای حل از داخل دامنه محاسباتی به‌دستی می‌آید. مواردی که شرط مرزی جریان خروجی به‌کار نمی‌رود، عبارتند از:

- در مسائلی که شامل مرزهای ورودی فشار باشد. در این مسائل بهتر است از شرط خروجی فشار استفاده شود.
- در جریان‌های تراکم‌پذیر
- در جریان‌های گذرا با دانسیته متغیر، حتی اگر جریان تراکم‌ناپذیر باشد.
- استفاده از این شرط مرزی به این معنا است که:
- اولاً، شار پخش برای تمام متغیرهای جریان صفر در نظر گرفته شود.
- ثانیاً، از تصحیح توازن جرمی مجموع استفاده شود.

شار پخش صفر که در جریان خروجی به‌کار می‌رود بدین معناست که در صفحه این مرز، مقادیر لازم به‌وسیله برون‌یابی از داخل دامنه حل به‌دستی می‌آیند و تأثیری روی جریان بالادستی ندارد. البته این برون‌یابی که طی آن مقادیر سرعت و فشار به‌دستی می‌آیند، با فرض جریان کاملاً توسعه یافته است و هیچ تغییر سطحی هم نباید در مرزهای خروجی وجود داشته باشد. جریان توسعه یافته، جریانی است که در آن پرفیل سرعت و یا دیگر پارامترها نظیر دما در جهت جریان بدون تغییر باقی ماند. باید توجه کرد که در شرط مرزی جریان خروجی، شار پخشی تنها در جهت جریان و عمود بر صفحه خروجی صفر خواهد بود. ولی در صفحات عرضی جریان این گرادینانها می‌تواند وجود داشته باشند. هر چند کاملاً توسعه یافته بودن جریان، فرض اساسی در استفاده از این شرط مرزی است. اما، می‌توان از این شرط مرزی در جاهایی که جریان کاملاً

### شرط مرزی ورودی جرم

در مواقع مشخص بودن مقدار نرخ جرم ورودی و یا شار جرمی در ورودی مسئله، از این شرط استفاده می‌شود. در صورت استفاده از نرخ جرم ورودی، نرم‌افزار به‌صورت خودکار شار جرمی را محاسبه می‌کند. به این ترتیب و با معین بودن شار جرمی، فشار کل محاسبه می‌شود. این شرایط عکس شرط مرزی ورودی فشار است که در آن با معین بودن فشار کل، شار جرمی تغییر می‌نماید. برای جریان جرمی و یا شار جرمی باید ورودی‌های زیر را وارد کرد:

- در مقدار شار یا نرخ جرمی و یا میانگین شار جرمی
- دمای کل یا سکون
- فشار استاتیک
- جهت جریان
- پارامترهای اغتشاشی

مواقع روبه‌رو شدن با شار جرمی متغیر در عرض مرز می‌توان از شار جرمی میانگین استفاده کرد. اگر جریان ورودی مافوق صوت باشد یا محاسبات مسئله براساس مقدار فشار روی مرز ورودی باشد، باید فشار استاتیک در قسمت ورودی مشخص شود. اگر جریان زیر صوتی باشد، این مقدار نادیده فرض می‌شود. اما، اگر از مقادیر ورودی برای مقدار دهی اولیه استفاده شود، این مقدار به‌عنوان حدس اولیه مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مورد لازم به ذکر است که مقدار فشار ورودی نسبت به فشار عملکردی سنجیده می‌شود.

### شرط مرزی خروجی فشار

در شرط مرزی فشار خروجی، یک فشار استاتیک در مرزهای خروجی باید مشخص شود. این مقدار فشار فقط در زمان‌هایی که جریان زیر صوتی باشد، کاربرد دارد. اگر جریان به‌صورت موضعی مافوق صوت شود، مقدار داده شده کاربردی ندارد. در این حالت، فشار با استفاده از برون‌یابی از جریان داخل دامنه محاسبه می‌شود. تمامی مقادیر دیگر متغیرهای جریان نیز به همین نحو با برون‌یابی از درون دامنه به‌دستی می‌آیند. در شرط مرزی خروجی فشار، مقدار وارد شده برای فشار به‌عنوان فشار استاتیک در صفحه خروجی در نظر گرفته می‌شود و بقیه پارامترها توسط برون‌یابی از داخل دامنه محاسبه می‌شود. همچنین، به‌علت امکان وجود جریان برگشتی در مرزهای خروجی در طی فرایند حل، مجموعه‌ای از شرایط برای این جریان برگشتی باید مشخص شود. با مشخص کردن مقادیر نزدیک به واقعیت مربوط به جریان برگشتی، مشکلات

توسعه یافته نمی‌باشد هم استفاده کرد. در این صورت به علت فرض شار پخشی صفر در این مرز فیزیکی، تنها تأثیر کوچکی را در حل جریان شاهد خواهیم بود.

### معادلات حاکم

در جریان‌های پیچیده با جدایش یا ناحیه‌های همراه با تداخل شدید لزج و غیر لزج، شکل‌های ساده‌شده معادلات حرکت سیال جواب‌های مناسبی نمی‌دهند. از این رو، برای محاسبه دقیق میدان جریان، معادلات کامل ناویراستوکس را باید در نظر گرفت. روش‌های تفاضل محدود، حجم محدود و المان محدود از جمله روش‌هایی هستند که در حل معادلات حاکم، با توجه به شکل‌های ریاضی دیفرانسیلی یا انتگرالی معادلات حرکت سیال از آن‌ها استفاده می‌شود. برای حل معادلات دیفرانسیل به روش عددی، محدوده حل به مجموعه‌ای از نقاط تقسیم و معادلات تفاضل محدود در مورد آن‌ها استفاده می‌شود. از طرف دیگر، هرگاه از شکل انتگرالی معادلات استفاده شود، محدوده حل به حجم‌ها یا سطوح (در حالت دوبعدی) کوچکی تقسیم شده، سپس قانون بقا در شکل انتگرالی در این حجم‌های اولیه به کار می‌رود. با توجه به این که روش اخیر (روش حجم محدود) برای حل عددی معادلات پیچیده جریان سیال، رایج‌تر و دارای کارایی بیشتری است. معادلات پیوستگی و مومنتم برای جریان‌های آشفته به شکل روابط (۲) و (۳) هستند.

#### ۱. معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_j) = 0, \rho = \text{cte.} \quad (2)$$

#### ۲. معادله مومنتم

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_i v_j) = \\ \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial v_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{v_i' v_j'}) \end{aligned} \quad (3)$$

معادلات بالا، معادلات RANS نامیده می‌شوند. این معادلات، همان معادلات ناویر استوکس است که ترم نوسانی  $\overline{\rho v_i' v_j'}$  به آن اضافه شده است. برای بستن معادلات (از لحاظ ریاضی) باید به نحوی تنش‌های رینولدز را مدل کرد.

### فرضیه بوزینسک برای تنش‌های رینولدز

همان‌گونه که در بالا ذکر شد، معادلات متوسط رینولدز نیازمند روابطی برای تعیین تنش‌های رینولدز هستند. یکی از این راه‌ها،

استفاده از فرضیه بوزینسک است که تنش‌های رینولدز را به گرادیان‌های سرعت متوسط مربوط می‌سازد. رابطه (۴) بیانگر این فرضیه است.

$$-\overline{\rho v_i' v_j'} = \mu_t \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \frac{\partial v_l}{\partial x_l}) \delta_{ij} \quad (4)$$

فرضیه بوزینسک در مدل اسپالارت آلمارس، انواع مدل‌های k-ε و همچنین مدل‌های k-ω استفاده می‌شود. ارزش این روش، به هزینه محاسباتی نسبتاً پایین آن مربوط است که آن هم بخاطر محاسبات لازم برای پیدا کردن  $\mu_t$  ایجاد می‌شود. البته در مدل اسپالارت آلمارس، به تنها یک معادله برای حساب کردن  $\mu_t$  نیاز است. اما در مدل‌های k-ε و k-ω برای محاسبه  $\mu_t$  دو معادله حل می‌شوند (یک معادله برای انرژی جنبشی اغتشاشی k و دیگری برای نرخ اتلاف اغتشاشی ε یا نرخ اتلاف مخصوص ω). زیرا، لزجت اغتشاشی تابعی از k و ε یا ω است. ایراد فرضیه بوزینسک این است که در این فرضیه  $\mu_t$  یک کمیت اسکالر همسانگرد در نظر گرفته می‌شود که البته همیشه صحیح نیست.

در یک تقسیم‌بندی، معادلات RANS را می‌شود در دو دسته مدل انتقال تنش رینولدز (RSM) و مدل‌های لزجت جای داد. خود معادلات ادی لزجت به سه بخش مدل‌های صفر معادله‌ای (طول اختلاطی)، مدل یک معادله‌ای و مدل‌های دو معادله‌ای تقسیم می‌شوند.

### حل‌کننده‌ها

به‌طور کلی برای حل مسائل دینامیک سیالات محاسباتی دو نوع حل‌کننده وجود دارد. این دو حل‌کننده عبارتند از:

#### ۱. حل‌کننده فشار-مینا

#### ۲. حل‌کننده چگالی-مینا

از نقطه نظر تاریخی، حل‌کننده فشار مینا در ابتدا برای جریان‌های تراکم‌ناپذیر با سرعت پایین به وجود آمد. از طرفی، روش چگالی مینا برای جریان‌های سرعت بالا و تراکم‌پذیر شکل گرفت. به هر حال امروزه این دو روش برای حل دسته وسیعی از جریان‌ها به کار می‌روند. در هر دوی این روش‌ها میدان سرعت از معادلات مومنتم به دست می‌آید. البته در حل‌کننده چگالی مینا، میدان چگالی و میدان فشار به ترتیب از معادلات پیوستگی و حالت محاسبه می‌شود. از طرف دیگر، در حل‌کننده فشار مینا با حل معادله فشار یا تصحیح فشار به دست آمده از معادلات پیوستگی و مومنتم، میدان فشار محاسبه خواهد شد. در هر دو روش، معادلات انتگرالی بقایی جرم، مومنتم و در صورت لزوم معادلات انرژی و آشفتگی حل می‌شوند. همچنین، هر دو

اکسیژن مورد نیاز سوخت (۱/۵ کیلوگرم بر ثانیه) افزایش سوخت باعث توزیع دمای بالاتری در محفظه احتراق رخ می‌دهد و به سبب آن پیشران بالاتری ایجاد می‌شود.

### مقایسه توزیع فشار در دو دبی تزریقی متفاوت

توزیع فشار درون محفظه احتراق برای دو حالت مذکور در شکل (۲)، در شکل (۳) نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، توزیع فشار برای هر دو حالت در قبل از گلوگاهی دارای مقدار بالاتری نسبت به پایین دست است.

### مقایسه توزیع چگالی در دو دبی تزریقی متفاوت

در شکل (۴) توزیع چگالی برای دو دبی تزریق سوخت را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل معلوم است تغییرات چگالی تا قسمت واگرا ادامه پیدا کرده است. از این‌رو، می‌توان فهمید که این ناحیه سوخت هنوز به صورت کامل سوخته نشده است. این یک نقطه ضعف برای این مقدار سوخت به شمار می‌رود. زیرا که، مقدار سوخت تا قسمت واگرایی ادامه دار شده است که این امر باعث تبدیل نشدن کل انرژی سوخت به پیشران می‌شود.

### مقایسه توزیع سرعت در دو دبی تزریقی متفاوت

توزیع سرعت برای دو حالت در شکل (۵) نشان داده شده است. از آنجاکه دبی اکسیژن تزریق شده برای هر دو حالت یکسان است و مقدار سوخت در مقایسه با اکسیدکننده زیاد نیست، هر دو توزیع سرعت به صورت تقریبی شبیه به هم است. البته سرعت در شکل (۵-ب) به دلیل تزریق سوخت بالاتر مقداری بیشتر می‌باشد.

### مقایسه توزیع سوخت در دو دبی تزریقی متفاوت

مصرف سوخت و اینکه سوخت تا چه قسمتی به صورت نسوخته وجود دارد، در شکل (۶) نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است در شکل (۶ الف) سوخت تا قبل از گلوگاهی

روش بر مبنای حجم محدود پایه‌گذاری شده‌اند. در هر صورت هنگام استفاده از این حل‌کننده‌ها اتفاقات زیر رخ می‌دهند:

- میدان حل مورد نظر به حجم کنترل‌های زیادی تقسیم می‌شود.
  - به کمک انتگرال‌گیری از معادلات حاکم روی هر کدام از حجم کنترل‌ها، یک سری معادلات جبری برای مجهولاتی نظیر سرعت‌ها، فشار، دما، و سایر کمیت‌ها حاصل می‌شود.
  - با خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات و حل آن‌ها مجهولات تعیین می‌شوند.
- هر چند هر دو روش از یک فرایند گسسته‌سازی واحد (حجم محدود) بهره می‌برند، اما روش‌های خطی‌سازی و نیز حل به کار رفته در آن‌ها متفاوت است.

### حل‌کننده فشار - مینا

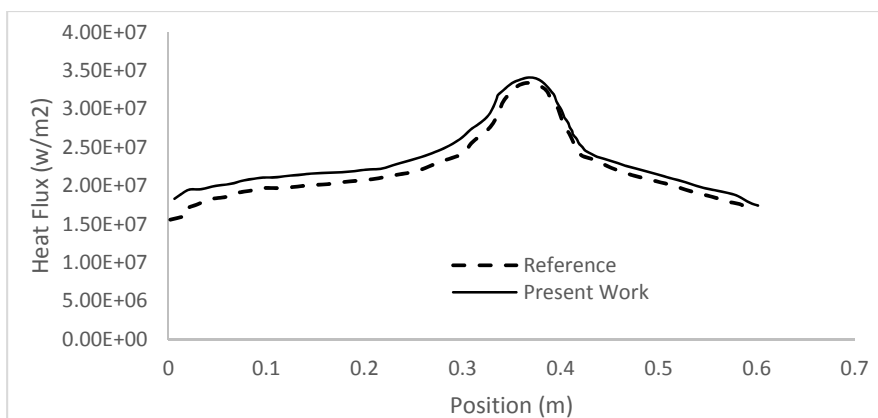
این حل‌کننده، الگوریتم از دسته روش‌های موسوم به روش تصویر کردن را به کار گرفته است. در این روش برای برقراری شرط پیوستگی، از معادله فشار و یا تصحیح آن استفاده می‌شود. خود این معادله فشار یا تصحیح آن از معادلات پیوستگی و مومنتم با قید شرط پیوستگی استخراج می‌شود. به علت غیرخطی و کوپل بودن معادلات حاکم با یکدیگر، فرایند حل تکراری تا رسیدن به همگرایی باید انجام شود.

### نتایج

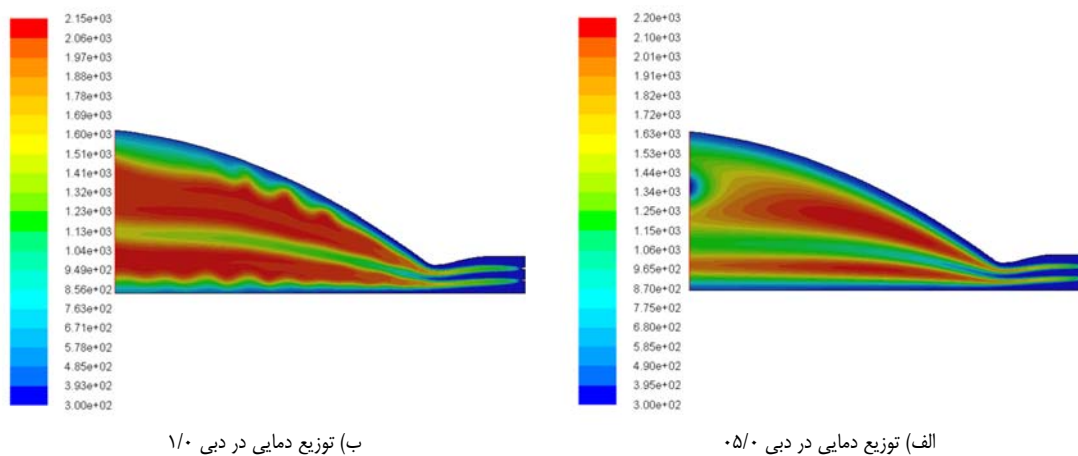
از آنجاکه در این تحقیق از روش عددی استفاده شده است، ابتدا باید نشان داده شود، این روش برای این تحقیق دقت بالایی دارد. مسئله مورد بررسی یانگ و سانگ<sup>۱</sup> در این زمینه با استفاده از روش عددی حاضر به صورت کامل شبیه‌سازی و نتایج مقایسه شد. همان‌طور که از شکل (۱) مشخص است، شار گرمایی در تمامی نقاط با کار مرجع مذکور همخوانی و تطابق دارد.

شکل (۲)، مقایسه توزیع دما در دو حالتی که سوخت تزریق شده در قسمت ورودی بادی ۰/۰۵ و ۰/۱ کیلوگرم بر ثانیه را نشان می‌دهد. با بررسی توزیع دمایی مشاهده می‌شود که با تزریق سوخت بالاتر به محفظه احتراق، گاز درون محفظه از دمای بالاتری برخوردار است. به عبارت دیگر، در صورت وجود

به صورت کامل اکسید شده است اما در حالت ب مقدار سوخت اکسید نشده تا میانه قسمت همگرایی ادامه پیدا کرده است.



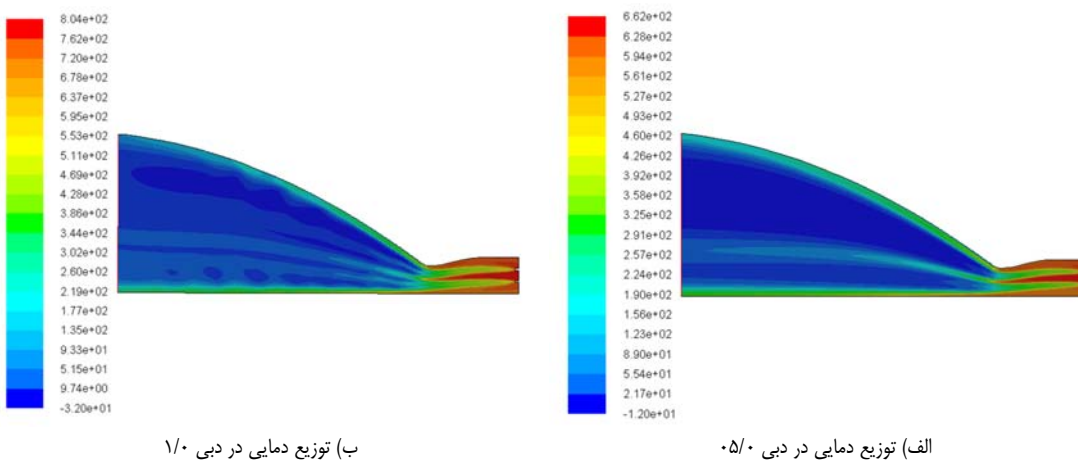
شکل ۱- اعتبارسنجی با منبع [۲۰]



ب) توزیع دمایی در دبی ۱/۰

الف) توزیع دمایی در دبی ۰۵/۰

شکل ۲- مقایسه توزیع دمایی

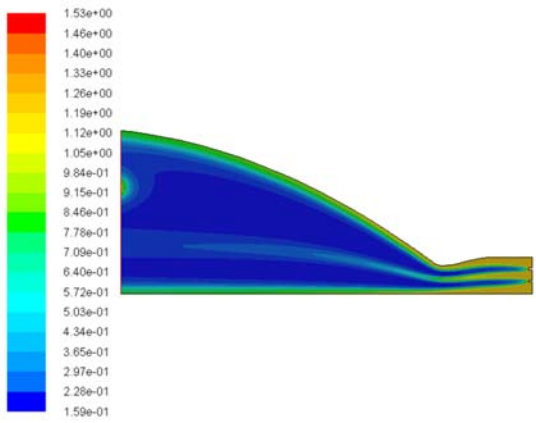


ب) توزیع دمایی در دبی ۱/۰

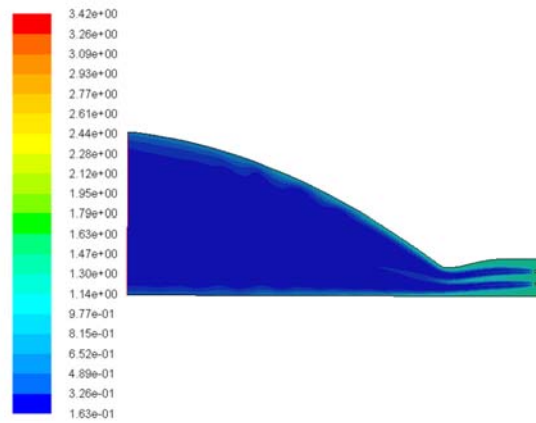
الف) توزیع دمایی در دبی ۰۵/۰

شکل ۳- مقایسه توزیع فشار در دو دبی تزریقی متفاوت



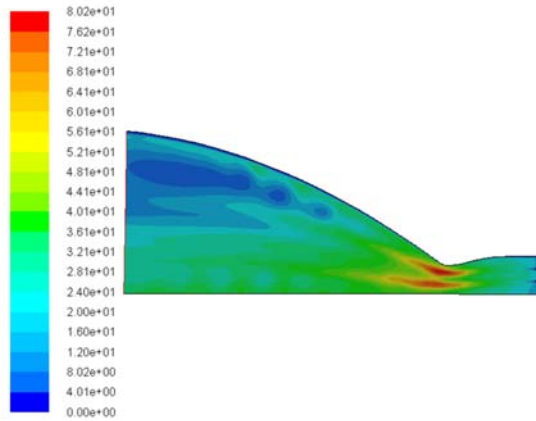


ب) توزیع دمایی در دبی ۱/۰

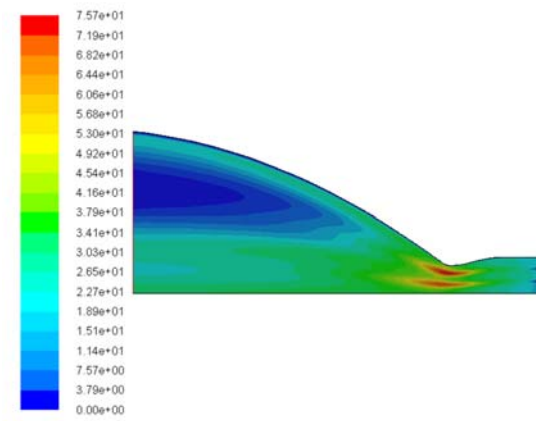


الف) توزیع دمایی در دبی ۰.۵/۰

شکل ۴- مقایسه توزیع چگالی در دو دبی تزریقی متفاوت

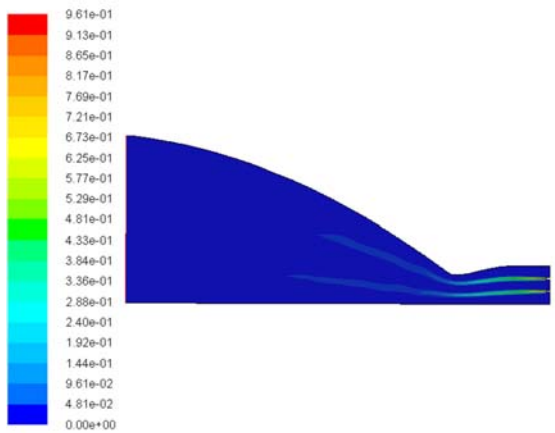


ب) توزیع دمایی در دبی ۱/۰

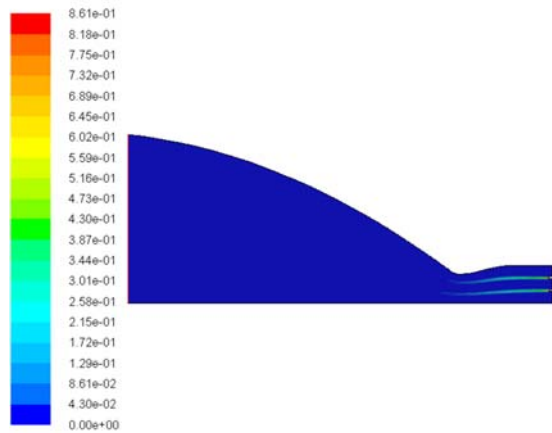


الف) توزیع دمایی در دبی ۰.۵/۰

شکل ۵- مقایسه توزیع سرعت در دو دبی تزریقی متفاوت



ب) توزیع دمایی در دبی ۱/۰



الف) توزیع دمایی در دبی ۰.۵/۰

شکل ۶- مقایسه توزیع سوخت در دو دبی تزریقی متفاوت

## جمع بندی

نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که با انتخاب مناسب مدل برای احتراق می‌توان به درستی رفتار احتراق را شبیه‌سازی نمود. همچنین، مشخص شد که در صورت تزریق دبی به مقدار یک بیستم اکسیدکننده، توزیع سرعت در ناحیه واگرا دچار تغییر نخواهد شد و در چنین شرایطی سوخت تا قسمت گلوگاهی به‌طور کامل خواهد سوخت. بعد از این ناحیه توزیع دمایی حالت یکنواختی به خود خواهد گرفت. به دلیل مادون صوت بودن جریان، همان‌طور که انتظار می‌رفت کمترین فشار ممکن به دلیل بیشترین سرعت در گلوگاهی رخ خواهد داد. تغییرات دمایی نشان می‌دهد که دما در محل رخ دادن احتراق، دارای کمترین دما است. بعد از آن به دلیل فعال شدن گازهای احتراق و همچنین تزریق اکسیژن به درون محفظه، دما در طول نازل همگرا-واگرا افزایش پیدا خواهد کرد و در انتها تقریباً حالت ثابتی خواهد گرفت تا از نازل خارج شود. از آنجاکه در قسمت واگرایی، فضایی که گاز در آن جاری است افزایش می‌یابد، مقدار اغتشاش سیال کاهشی است. بامقایسه بین دبی تزریقی سوخت ۰/۰۵ و ۰/۱ کیلوگرم بر ثانیه‌ای معلوم شد که در حالتی که دبی تزریقی افزایش یافته است یکنواختی بیشتری در توزیع دمایی مشاهده می‌شود.

## مراجع

- [9] Dunn, S., Coats, D. and French, J., "TDK'02™ Two-Dimensional Kinetics (TDK) Nozzle Performance Computer Program," *User's Manual, Prepared by Software & Engineering Associates, Inc*, 2002.
- [10] Naraghi, M., Dunn, S. and Coats, D., "A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines," *AIAA paper*, Vol. 3852, 2004, p. 2004.
- [11] Frölich, A., Popp, M., Schmidt, G. and Thelemann, D., "Heat Transfer Characteristics of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> -Combustion Chambers," *AIAA Paper 93-1826*, June 1993.
- [12] Poramir and A. F. Tabatabaee, "Numerical Solution of Three Dimensional Heat Transfer Through the Combustion Chamber and Study of Treatment of Coolant Flow in the Cooling Channel," 6<sup>th</sup> Iranian Aerospace Conference, K. N. Toosi University, Tehran, Iran, Feb. 1385, (in Persian).
- [13] Asadollahi and Mollahajian, A. "Study and Optimization Regeneration Cooling System in the Nozzle of Liquid Rocket Engine," 7<sup>th</sup> Iranian Aerospace Conference, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, Feb. 1386, (in Persian).
- [14] M. Eisakhani, Simulation of Physical and Geometric Parameters Effects in Regenerative Cooling, (M.S. Thesis), Tarbiat Modares University, Tehran, Iran, Sep. 1381, (in Persian).
- [15] Shine, S., Kumar, S. S. and Suresh, B., "A new Generalised Model for Liquid Film Cooling in Rocket Combustion Chambers," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 55, 2012, pp. 5065-5075.
- [16] Gomet, L., Robin, V. and Mura, A. "Lagrangian Modelling of Turbulent Spray Combustion Under Liquid Rocket Engine Conditions," *Acta Astronautica*, Vol. 94, 2014, pp. 184-197.
- [17] Karimi, H., Nassirharand, A. and Mohseni, M. "Modeling and Simulation of a Class of Liquid Propellant Engine Pressurization Systems," *Acta Astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 539-549.
- [18] Kim, S.-K. and et al., "Multidisciplinary Simulation of a Regeneratively Cooled Thrust Chamber of Liquid Rocket Engine: Turbulent combustion and nozzle flow," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 70, 2014, pp. 1066-1077.
- [19] Urbano, A. and et al., "Exploration of Combustion Instability Triggering using Large Eddy Simulation of a Multiple Injector Liquid Rocket Engine," *Combustion and Flame*, Vol. 169, 2016, pp. 129-140.
- [20] Yang, W. and B. Sun, "Numerical Simulation of Liquid Film and Regenerative Cooling in a Liquid Rocket," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 54, No. 2, pp. 460-469.
- [21] Guo, Y., Chan, C. C. K., Lau, K. S. "A Pure Eulerian Model for Simulating Dilute Spray Combustion," *Elsevier Science, Fuel* 81, 2002, pp. 2131-2144.
- [22] De Giorgi, M. G., Sciolti, A. and Ficarella, A. "Different Combustion Models Applied to High Pressure LOX/CH<sub>4</sub> jet Flames," 4<sup>th</sup> European Conference for Aerospace Sciences, Saint Petersburg, Russia, July 2011.
- [23] Yen-Sen Chen, A., Chou, T.H., Gu, B.R., Wu, J.S., Wu, B., Lian, Y.Y., Yang, L., "Multiphysics Simulations of Rocket Engine Combustion," *Elsevier, Computers & Fluids*, Vol. 45, Issue 1, 2011, pp. 29-36.
- [24] Ulas, A. and Boysan, E., "Numerical Analysis of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Rocket Engines," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, No. 1, 2013, pp. 187-197.
- [1] Binder, M., *n RL10A-3-3A Rocket Engine Model using the Rocket Engine Transient Simulator (ROCETS) Software*, NASA Contractor Report 190786, 1993.
- [2] LeClair, A.C. and Majumdar, A.K., "Computational Model of the Chillo down and Propellant Loading of the Space Shuttle External Tank," *AIAA*, Vol. 6561, 2010, p. 2010.
- [3] Kanmuri, A., Wakamatsu, Y., Kanda, T., Torii, Y., and et al., *Transient Analysis of LOX/LH<sub>2</sub> Rocket Engine (LE-7)*, Monterey, CA (US); AIAA 1989.
- [4] Cai, G., Fang, J., Xu, X. and Liu, M. "Performance Prediction and Optimization for Liquid Rocket Engine Nozzle," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, 2007, pp. 155-162.
- [5] Van Overbeke T. J., and Shuen, J. S. "A Numerical Study of Chemically Reacting Flow in Nozzles," AIAA-89-2793, California, July 10-12, 1989.
- [6] Zhang, H. He, Y. and Tao, W., "Numerical Study of Film and Regenerative Cooling in a Thrust Chamber at High Pressure," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, Vol. 52, 2007, pp. 991-1007.
- [7] Marchi, Ch. H., Laroca, F., Silva, A. F.C. D. and Hinckel, J. N. "Numerical Solutions of Flows in Rocket Engines with Regenerative Cooling," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, Vol. 45, Issue 7, 2004, pp. 699-717.
- [8] Naraghi, M. H., "RTE-A Computer Code for Three-Dimensional Rocket Thermal Evaluation," *User Manual, Tara Technologies, LLC, Yorktown Heights, NY*, Vol. 6, 2002, pp. 27-30.