

## بررسی اثر ابعاد هندسی پاشنده بر عملکرد محفظه احتراق رانشگر دومولفه‌ای

مسعود عیدی عطارزاده<sup>۱</sup>، محمد فرشچی<sup>۲\*</sup>، عطیه سرآبادانی<sup>۳</sup>، حامد خسروبیگی<sup>۴</sup>، غزال داورنیا<sup>۵</sup>  
و علیرضا رضانی<sup>۶</sup>

۱- دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران [ediattar@sharif.edu](mailto:ediattar@sharif.edu)

۲- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، [farshchi@sharif.edu](mailto:farshchi@sharif.edu)

۳- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، [a.sarabadani@yahoo.com](mailto:a.sarabadani@yahoo.com)

۴- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، [hamedkhosrobeygi@gmail.com](mailto:hamedkhosrobeygi@gmail.com)

۵- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، [ghazal\\_davarnia@yahoo.com](mailto:ghazal_davarnia@yahoo.com)

۶- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، پژوهشکده سامانه‌های حمل‌ونقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، [Ramezani\\_a@alum.sharif.edu](mailto:Ramezani_a@alum.sharif.edu)

\* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت ۹۹/۰۶/۲۷، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۹/۰۸/۱۱، پذیرش: ۹۹/۰۸/۲۱)

**چکیده:** استفاده از احتراق پیش‌رانه‌های خودمشتعل در رانشگرها، به دلیل دمای بالای محصولات احتراق، سبب افزایش ضربه ویژه می‌شود. در این مقاله، با استفاده از یک نرم‌افزار توسعه داده شده، فرایند احتراق درون رانشگر دومولفه‌ای به صورت یک‌بعدی و با استفاده از سینتیک شیمیایی شبیه‌سازی می‌شود. در این راستا، مدل‌هایی برای پاشش، تبخیر قطرات، تشکیل فیلم مایع و محاسبات مربوط به انتقال حرارت از فیلم‌های مایع و گازی و احتراق به کار گرفته شده است. با استفاده از این نرم‌افزار، رفتار رانشگر آستریوم با سوخت منومتیل‌هیدرازین و اکسند تتراکسید نیتروژن شبیه‌سازی شده است. با بهره‌گیری از مکانیزم شیمیایی گسترده ۱۶۱۹ مرحله‌ای، نتایج شبیه‌سازی عملکرد رانشگر در دبی‌های مختلف اعتبارسنجی شده است. سپس، اثر ابعاد هندسی پاشنده بر فرایند تبخیر قطرات و نیز احتراق مورد بررسی دقیق قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که بزرگ شدن پاشنده سبب افزایش طول تبخیر قطرات شده و ساختار شعله درون محفظه احتراق تغییر می‌کند، به نحوی که محصولات احتراق با دمای بالاتر وارد نازل شده و در نتیجه ضربه ویژه رانشگر افزایش می‌یابد.

**کلیدواژگان:** رانشگر، خودمشتعل، پاشنده پیچشی، منومتیل‌هیدرازین، تتراکسید نیتروژن

### مقدمه

در رانشگرهای دومولفه‌ای، به دلیل استفاده از احتراق دو پیش‌رانه خودمشتعل<sup>۱</sup> و انبساط محصولات احتراق با دمای بالا، نیروی رانش ایجاد می‌شود. بالابودن ضربه ویژه در این نوع از رانشگرها سبب به‌کارگیری آن‌ها در تصحیح مداری ماهواره‌ها می‌شود [۱]. پیچیدگی زیاد و اندرکنش فرایندهای پاشش و احتراق نیاز به آزمایش‌های متعدد و هزینه‌بر در طول فرایند طراحی و توسعه رانشگر را افزایش می‌دهد. استفاده از مدل‌سازی و شبیه‌سازی در کنار آزمایش سبب کم‌شدن هزینه و زمان دسترسی به محصول نهایی می‌شود. نرم‌افزارهای شبیه‌سازی عددی (CFD)<sup>۲</sup> دارای هزینه محاسباتی بالا و مدت زمان حل طولانی‌اند. لذا، در فرایند طراحی و بهینه‌سازی، استفاده از نرم‌افزارهای یک‌بعدی و صفربعدی، که عملکرد کلی محفظه رانش را تعیین می‌کند، مرسوم‌تر است.

1. Hypergolic

2. Computational Fluid Dynamics (CFD)

پیش از این نرم‌افزارهایی مانند ROCETS [۲]، REDTOP [۳]، ODE [۴] و RPA [۵] توسعه داده شده‌اند که هدف آن‌ها تحلیل رفتار سیستمی رانشگر از مخازن تا انتهای نازل است و لذا محفظه احتراق را به صورت صفربعدی و با فرض تعادلی مورد بررسی قرار می‌دهند. در عوض نرم‌افزارهای ROCCID [۶] و ODK [۷] احتراق را به صورت یکبعدی و با استفاده از سینتیک شیمیایی مدل‌سازی می‌کنند. نرم‌افزارهای ROCCID و ODK اختصاصی بوده و دردسترس نیستند.

در برخی از مدل‌ها مانند منفلتی [۸] محفظه احتراق به صورت صفربعدی در نظر گرفته شده و از یک راکتور کاملاً آمیخته (PSR)<sup>۱</sup> به منظور شبیه‌سازی سینتیک احتراقی استفاده شده است. گری [۹] از روش یکبعدی اما با استفاده از فرض تعادلی برای احتراق استفاده کرده است. عطارزاده و همکارانش [۱۰] محفظه احتراق را به صورت یکبعدی و ترکیبی از چندین راکتور کاملاً آمیخته، مدل‌سازی کرده‌اند. فرایندهای صورت‌گرفته در پدیده احتراق در رانشگرهای سوخت مایع خودمشتعل عبارت‌اند از: پاشش، تبخیر قطرات، اختلاط مؤلفه‌های پیش‌رانه و واکنش فاز گازی [۱۱].

پاشنده<sup>۲</sup>، به دلیل تأثیر مستقیمی که بر احتراق، پایداری احتراق و خنک‌کاری داخلی محفظه احتراق دارد، از مهم‌ترین زیرسیستم‌های موتورهای سوخت مایع است. برای تحلیل فرایند پاشش یک پاشنده پیچشی می‌توان چهار بخش کلی را در نظر گرفت: ۱- جریان داخلی پاشنده، ۲- تشکیل فیلم مایع، ۳- شکل‌گیری لیگامنت‌ها و ۴- تشکیل قطرات [۱۲]. برای اندازه‌گیری ضخامت فیلم مایع و زاویه پاشش، روابط تجربی متعددی توسط ریزک و لغبور [۱۳] و سویاری و لغبور [۱۴] بیان شده است. آن‌ها اختلاف فشار دو سر پاشنده، چگالی و لزجت مایع پاشیده‌شده، دبی و قطر خروجی پاشنده را به‌عنوان عوامل مؤثر بر ضخامت فیلم مایع معرفی کردند. ریزک و لغبور [۱۵] رابطه‌ای برای زاویه پاشش پاشنده برحسب ابعاد و مشخصات عملکردی پاشنده ارائه دادند. آن‌ها نشان دادند که با افزایش چگالی و کاهش لزجت سیال، زاویه پاشش افزایش می‌یابد.

ضریب دبی یا ضریب تخلیه پاشنده به صورت نسبت دبی واقعی پاشنده به دبی ایدئال آن تعریف می‌شود. روابط تئوری و تجربی متعددی برای تعیین ضریب تخلیه وجود دارد و اغلب این ضریب را براساس مشخصات هندسی بیان کرده‌اند [۱۳، ۱۶]. برخی نیز علاوه بر مشخصات هندسی، تأثیر چگالی و لزجت پیش‌رانه را بر روی ضریب تخلیه مورد بررسی قرار داده‌اند [۱۷]. در پاشنده‌های پیچشی، ناحیه بازچرخش<sup>۳</sup> در میدان پاشش تشکیل می‌شود.

در رانشگرها، طراحی به‌نحوی انجام می‌شود که قطرات پیش‌رانه‌ها به دیواره جانبی محفظه برخورد کرده و برحسب سرعت و جرم قطرات، بخشی از سوخت بر روی دیواره باقی مانده و فیلم مایع را تشکیل دهند [۱۸]. عمده این فیلم از سیال سوخت تشکیل شده و با قرارگرفتن بین گازهای داغ و دیواره از آسیب به دیواره جلوگیری می‌کند [۱۹]. به دلیل وجود نیروی برشی بین هسته گازی محفظه و فیلم مایع حلقوی، فیلم مایع نیز همانند گاز به سمت پایین دست محفظه و گلوگاه حرکت می‌کند. این روند تا جایی ادامه دارد که تبخیر سوخت و سرعت‌گرفتن فیلم مایع منجر به کاهش ضخامت فیلم شود و درنهایت فیلم مایع در نقطه خشک محو شود [۲۰].

رکلیک و همکارانش [۲۱] با روش تعقیب قطرات، تبخیر آن‌ها و احتراق آشفته گازی به بررسی محفظه رانش دومولفه هیدرازین/تتراکسید نیتروژن<sup>۴</sup> در دبی‌های کل مختلف و نسبت سوخت و اکسندة متفاوت پرداخته‌اند. ایشان بیان کردند که ریزبودن بیش از حد قطرات موجب کاهش عملکرد رانشگر شده و لذا مقدار بهینه برای طراحی پاشنده باید در نظر گرفته شود.

لیانوبو و همکارانش [۲۲] با استفاده از کد سه‌بعدی به بررسی احتراق محفظه رانش رانشگر ۵۰۰ نیوتنی با ترکیب منومتیل‌هیدرازین (MMH) و تتراکسید نیتروژن (NTO) پرداخته‌اند. ایشان از مکانیزم پنج‌مرحله‌ای استفاده کرده و قطر میانگین قطرات سوخت خروجی از پاشنده برابر با ۵۰ میکرومتر در نظر گرفته شده است. با بررسی ارتباط دمای گاز، فشار

1. Perfectly Stirred Reactor  
2. Injector  
3. Recirculation  
4. NTO

محفظه، گونه‌های محصولات احتراق و ضربه مخصوص دریافتند که افزایش طول محفظه احتراق، به دلیل افزایش زمان ماندگاری، سبب افزایش قابل توجه ضربه ویژه می‌شود.

سالوادور و کوستا [۲۳]، با مدل‌سازی یک‌بعدی احتراق و آشفستگی درون محفظه احتراق رانشگر با سوخت‌های خودمشتعل، به بررسی اثر فشار، نسبت هم‌ارزی، دمای اولیه پیش‌رانه‌ها و قطر اولیه قطرات بر طول تبخیر قطرات و توزیع دما و سرعت درون محفظه پرداخته‌اند. ایشان دریافتند که افزایش فشار و قطر اولیه سبب افزایش طول تبخیر می‌شود.

لی [۲۴]، با استفاده از مکانیزم شیمیایی کلی چهارمرحله‌ای، محفظه رانش رانشگر ۱۰ نیوتنی با زوج پیشران MMH/NTO را به صورت دوبعدی و تقارن-محوری شبیه‌سازی عددی کرده است. نتایج نشان می‌دهد که هرچند دمای شعله به دست آمده از مکانیزم شیمیایی با حالت تعادلی برابر است، اما درصد مولی گونه‌های شیمیایی متفاوت است که منجر به تفاوت در سرعت گازهای خروجی از انتهای نازل می‌شود.

ابعاد هندسی پاشنده بر فرایند پاشش، تبخیر قطرات، احتراق و توزیع دمای گازها اثرگذار بوده و منجر به تغییر در مشخصات عملکردی نظیر رانش و ضربه مخصوص می‌شود. از سوی دیگر، در موتورهای فضایی با رانش کم، ابعاد پاشنده در حد ۱ میلی‌متر است. لذا، فرایند ساخت آن پیچیده بوده و آگاهی از اثرات تغییرات ابعاد هندسی ناشی از فرایند ساخت بر عملکرد رانشگر حائز اهمیت است. در این مقاله، با استفاده از نرم‌افزار اختصاصی توسعه داده شده [۱۰]، فرایند احتراق درون رانشگر فضایی دومؤلفه‌ای شرکت آستریوم<sup>۱</sup> شبیه‌سازی می‌شود. در این راستا، ابتدا، با استفاده از نتایج تجربی مرجع، نتایج شبیه‌سازی اعتبارسنجی شده و سپس اثر تغییرات ابعاد هندسی پاشنده بر احتراق و عملکرد کلی رانشگر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

## مدل‌سازی

برای مدل‌سازی عملکرد رانشگر در شرایط استاتیکی، چهار قسمت یا فرایند اصلی در نظر گرفته شده است: ۱- پاشش و تبخیر، ۲- خنک‌کاری، ۳- محفظه و ۴- نازل. در ادامه هر یک از این اجزا شرح داده می‌شود.

## پاشش و تبخیر

در شبیه‌سازی فرایند پاشش و تبخیر، اثر پسا<sup>۲</sup>، انتقال حرارت تشعشی و همرفتی به قطرات مدل‌سازی شده است [۲۳]. پاشنده‌های پیچشی استفاده شده برای پیش‌رانه‌های خودمشتعل و سوخت‌های هیدرازینی، همان‌طور که در منابع [۲۵] و [۲۶] اشاره شده است، به صورت پاشنده‌های پیچشی دوپایه از نوع بسته (دارای محفظه چرخش) هستند. ضریب تخلیه این نوع از پاشنده‌ها با استفاده از مدل رزیک<sup>۳</sup> محاسبه می‌شود [۱۳]:

$$\mu = 0.35 \left( \frac{A_p}{D_s d} \right)^{0.5} \left( \frac{d_s}{d} \right)^{0.25} \quad (1)$$

که  $A_p$  برابر با مجموع سطح مقطع‌های کانال‌های ورودی مماسی پاشنده است. اختلاف فشار دو سر پاشنده بر اثر دبی عبوری عبارت است از [۲۷]:

$$\Delta P = \frac{1}{2\rho_L} \left( \frac{\dot{m}_L}{\mu A_o} \right)^2 \quad (2)$$

که  $\rho_L$  چگالی سیال،  $\dot{m}_L$  دبی عبوری از پاشنده،  $\Delta P$  اختلاف فشار دو سر پاشنده و  $A_o$  مساحت خروجی پاشنده است. زاویه مخروط پاشش با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۵]:

$$2\theta = 6K^{-0.15} \left( \frac{\Delta P d_o^2 \rho_L}{\mu^2} \right)^{0.11} \quad (3)$$

1. Astrium  
2. Drag  
3. Rizk

که  $\mu_L$  لزجت سیال و  $K$  ثابت پاشنده است که برابر است با  $K = A_p/D_s d_o$ . قطر اولیه قطرات خارج شده از پاشنده برابر با قطر متوسط ساوتر (SMD) فرض شده است. برای محاسبه SMD، از مدل رادکلیف استفاده شده است [۲۷]:

$$SMD = 7.3\sigma^{0.6}\mu_L^{0.2}\rho_L^{-0.2}\dot{m}^{0.25}\Delta P^{-0.4} \quad (۴)$$

که  $\sigma$  کشش سطحی مایع است. برای محاسبات مربوط به تبخیر و درگ، مسیر حرکت قطره به صورت لاگرانژی و در خط مستقیم در راستای زاویه پاشش تعقیب می‌شود. برای محاسبه ضریب درگ از رابطه زیر استفاده می‌شود [۲۷]:

$$C_D = \frac{27}{Re^{0.84}} \quad (۵)$$

که در این رابطه،  $Re$  عدد رینولدز بوده و با استفاده از سرعت نسبی بین جریان گازه‌های درون محفظه و قطره محاسبه می‌شود. اگر دمای قطره پایین‌تر از دمای جوش پیش‌رانه باشد، گرمای منتقل شده به قطره صرف گرمایش قطره شده و نرخ تبخیر حاصل از گرادیان غلظت از رابطه (۶) محاسبه می‌شود [۲۷].

$$\dot{m}_F = 2\pi D \left( \frac{k_g}{Cp_g} \right) \ln(1 + B_M) \quad (۶)$$

در صورتی که دمای قطره به دمای جوش رسیده باشد، نرخ تبخیر دائم با رابطه (۷) محاسبه می‌شود [۲۷].

$$\dot{m}_F = 1.33\pi D \left( \frac{k_g}{Cp_g} \right) \ln(1 + B_T) (1 + 0.22Re_D^{0.5}) \quad (۷)$$

که در دو معادله فوق،  $D$  قطر قطره،  $k_g$  ضریب هدایت حرارتی و  $Cp_g$  ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت برای گاز پیرامون قطره است.  $B_M$  و  $B_T$  نیز به ترتیب عدد انتقال جرمی و حرارتی اسپالدینگ<sup>۲</sup> هستند که بدون بعد بوده و به صورت زیر تعریف می‌شوند [۲۷]:

$$B_M = \frac{Y_{Fs} - Y_{F\infty}}{1 - Y_{Fs}} \quad (۸)$$

$$B_T = \frac{C_{Pg}(T_\infty - T_s)}{h_{fg}} \quad (۹)$$

که در روابط فوق،  $h_{fg}$  گرمای نهان تبخیر،  $C_{Pg}$  گرمای ویژه گازهای اطراف قطره،  $T$  و  $Y_F$  نیز به ترتیب نشان‌دهنده دما و کسر جرمی بخارند. اندیس‌های  $\infty$  و  $s$  نیز به ترتیب نشان‌دهنده شرایط دور دست و سطح روی قطره است. با استفاده از روابط بالا، توزیع تبخیر قطرات در راستای محوری محفظه احتراق به دست می‌آید.

## انتقال حرارت

برخورد قطرات سوخت به دیواره منجر به تشکیل فیلم مایع می‌شود. براساس نقطه تزریق فیلم مایع بر روی دیواره محفظه، چهار ناحیه خنک‌کاری بر روی دیواره تشکیل می‌شود: ۱- ناحیه پیش از نقطه برخورد سوخت با دیواره (ناحیه خشک)، ۲- ناحیه فیلم مایع، ۳- ناحیه فیلم گازی و ۴- ناحیه پس از فیلم گازی. انتقال حرارت به صورت شبه‌دو بعدی مدل‌سازی شده است؛ بدین معنی که در هر مقطع در راستای محور طول محفظه رانش، محاسبات انتقال حرارت در راستای شعاع و از گازهای داغ به سمت محیط پیرامون حل شده است. شکل ۱ فرایند کلی مدل‌سازی انتقال حرارت را نشان می‌دهد.

به منظور تحلیل فرایند انتقال حرارت، از تلفیق مدل‌های گریسون<sup>۳</sup> [۲۸] و استکمن<sup>۴</sup> [۲۹] استفاده می‌شود. این دو مدل با ارائه روابط تحلیلی، به منظور محاسبه شار حرارت تشعشی گازهای داغ، امکان محاسبه دمای دیواره در بخش فیلم گازی به همراه تصحیحات در محاسبه ضریب انتقال حرارت همرفتی گازهای داغ را فراهم می‌کنند.

1. Sauter Mean Diameter: SMD  
2. Spalding  
3. Grisson  
4. Stechman

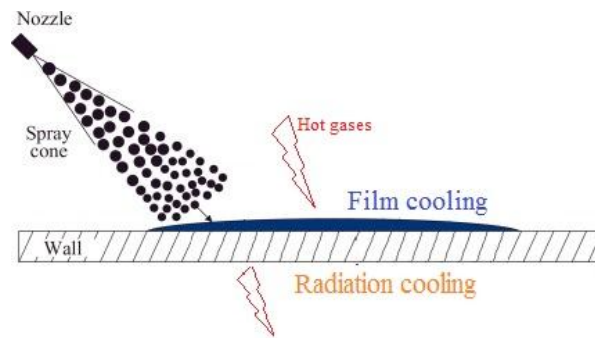


Figure 1- Heat transfer modeling process, from hot gases to surrounding environment  
 شکل ۱- فرایند مدل سازی انتقال حرارت از سمت گازهای داغ به سمت محیط پیرامون

## احتراق

به منظور مدل سازی فرایند احتراق، یک شبکه راکتور یک بعدی در راستای طولی محفظه احتراق چیده شده است. بدین منظور، چندین راکتور کاملاً آمیخته (PSR) از ابتدای صفحه پاشنده تا ابتدای نازل همگرا مطابق شکل ۲ چیده شده است. تعداد PSRها قابل تنظیم است.

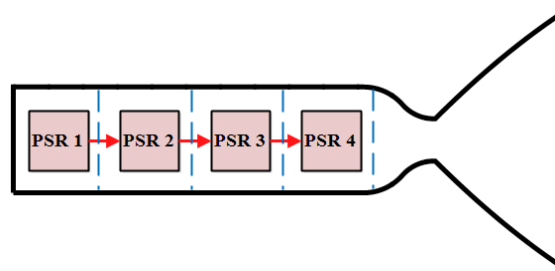


Figure 2- Axial combustion chamber discretization to multiple PSRs (from injector heat to begin of convergent nozzle)  
 شکل ۲- تقسیم بندی محفظه احتراق (از صفحه پاشنده تا ابتدای نازل همگرا) به چندین PSR در راستای طول محفظه احتراق

در هر PSR، دبی کل ورودی، کسر جرمی گونه های شیمیایی ورودی، دمای مخلوط گازی ورودی، فشار PSR، گرمای تلف شده در اثر انتقال حرارت و گرمای مورد نیاز برای تبخیر قطرات مایع، به روزرسانی می شوند. دبی کلی ورودی به هر PSR برابر با مجموع دبی ورودی از PSR قبلی، بخار سوخت خنک کاری فیلمی و دبی سوخت و اکسندنه تبخیر شده ناشی از تبخیر قطرات است. همچنین، برای PSR  $i$  ( $i \neq 1$ )، کسر جرمی گونه های موجود در مخلوط گازی ورودی شامل کسر جرمی گونه های موجود در محصولات احتراق PSR قبلی، کسر جرمی سوخت ناشی از تبخیر قطرات موجود در ناحیه احتراقی، کسر جرمی سوخت تبخیر شده از فیلم مایع و کسر جرمی اکسندنه ناشی از تبخیر قطرات موجود در ناحیه احتراقی است (شکل ۳).

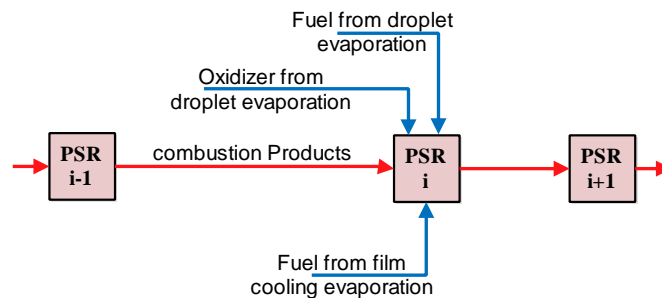


Figure 3- Species mass fraction updating process at PSR inlet  
 شکل ۳- نحوه به روزرسانی کسر جرمی گونه های موجود در مخلوط گازی ورودی به هر PSR

دمای مخلوط گازی ورودی به PSR نام برابر با دمای محصولات احتراق PSR قبلی است. حجم PSRها با هم برابر بوده و مجموع آنها برابر با حجم کل محفظه احتراق است. فشار PSRها باهم برابر است و با توجه به محاسبات نازل تعیین می‌شود. در هر PSR، سینتیک شیمیایی به اندازه زمان اقامت گاز حل می‌شود. زمان اقامت در هر PSR از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\tau_{PSR} = \frac{\rho V_{PSR}}{\dot{m}} \quad (10)$$

ذکر این نکته لازم است که احتراق به صورت پایا بوده و زمان ماندگاری در نظر گرفته شده مربوط به حل روابط PSR است. به منظور حل واکنش‌های شیمیایی درون هر PSR، از نرم‌افزار کنترا<sup>۱</sup> استفاده شده است.

## نازل

نازل به صورت فریز شده مدل‌سازی شده است؛ بدین معنی که واکنش‌های شیمیایی در نازل انجام نمی‌شوند، زیرا سرعت جریان بالا بوده و زمان اقامت جریان کمتر از ۰/۰۰۱ زمان واکنش شیمیایی است. این روش خطایی کمتر از ۲٪ در محاسبات نازل وارد می‌کند [۳۰]. با این فرض می‌توان از روابط آیزنروپیک استفاده کرد. فشار محفظه احتراق با توجه به دما،  $\gamma$  محصولات احتراق و هندسه نازل تعیین می‌شود. پس از تعیین فشار محفظه احتراق، عدد ماخ،  $M$ ، در تمامی مقاطع نازل همگرا و واگرا با استفاده از رابطه زیر مشخص می‌شود [۳۱]:

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \quad (11)$$

پس از تعیین عدد ماخ در همه مقاطع، سایر مشخصات جریان نظیر فشار، دما و سرعت در آن مقطع محاسبه می‌شود. براساس این محاسبات، عملکرد کلی رانشگر نظیر نیروی رانش و ضربه ویژه استخراج می‌شود. مجموعه مدل‌های فوق به صورت حلگرهای مستقل تدوین شده و با ترکیب این حلگرها، نرم‌افزار اختصاصی توسعه داده شده است. این نرم‌افزار با دریافت ورودی‌های هندسی و عملکردی، با استفاده از روش تکرار، محفظه رانش را از ابتدای پاشنده تا انتهای نازل واگرا به صورت یک‌بعدی حل می‌کند. فرایند احتراق درون محفظه احتراق با استفاده از سینتیک شیمیایی گسترده و درون نازل با فرض فریز شده<sup>۲</sup> مدل می‌شود.

## هندسه مورد بررسی

رانشگر دومولفه‌ای ۲۲ نیوتنی شرکت آستریوم به‌عنوان هندسه مورد بررسی در نظر گرفته شده است. طرحواره محفظه رانش در شکل ۴ نشان داده شده است. مشخصات هندسی محفظه فوق در جدول ۱ بیان شده است [۲۵].

جدول ۱- مشخصات هندسی رانشگر دومولفه‌ای آستریوم [۲۵]

Table 1- Geometry characteristic of Astrium bi-propellant thruster [25]

Parameter	Symbol	Dimension	Value
Throat diameter	Dth	mm	4
Chamber diameter	Dcc	mm	10
Nozzle exit diameter	De	mm	52
Chamber length	Lcc	mm	31
Convergent length	HH	mm	9
Divergent length	Ln	mm	90
Divergent initial angle	$\beta_a$	Degree	23
Divergent end angle	$\beta_m$	Degree	10
Wall thickness	-	mm	2

1. Cantera  
2. Frozen

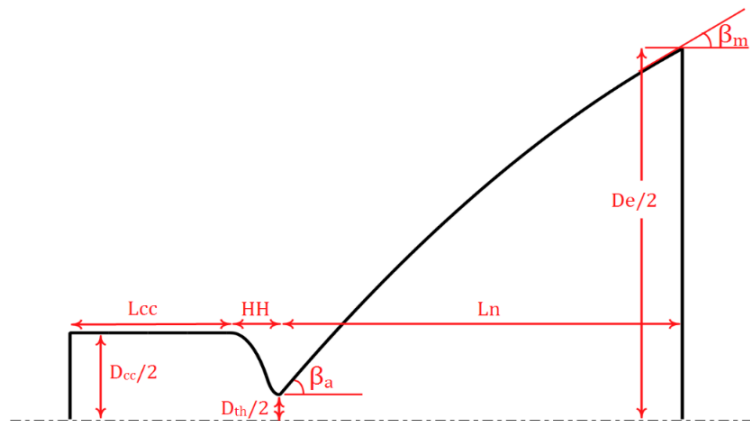


Figure 4- Schematic of a bi-propellant thruster thrust chamber  
 شکل ۴- طرحواره محفظه رانش رانشگر دوپایه

در این رانشگر از پاشنده پیچشی دوپایه استفاده می‌شود. سوخت مورد استفاده MMH و اکسنده NTO است. نسبت دبی جرمی اکسنده به سوخت برابر با ۱/۶۵ و دبی کل پیشرانده در شرایط نامی برابر با ۷ گرم بر ثانیه و دمای ورودی ۳۰۰ کلوین است. این رانشگر برای فشار محیطی ۱e-6 پاسکال طراحی شده است. طرحواره پاشنده مورد استفاده در شکل ۵ و ابعاد هندسی آن در جدول ۲ نشان داده شده است.

جریان درون محفظه رانش به صورت یک‌بعدی در راستای محور حل شده است. برای شبیه‌سازی احتراق، ۱۰ عدد PSR متوالی چیده شده و از سینتیک احتراقی گسترده [۳۳] با در نظر گرفتن ۱۷۷ مولکول و ۱۶۱۹ واکنش استفاده شده است.

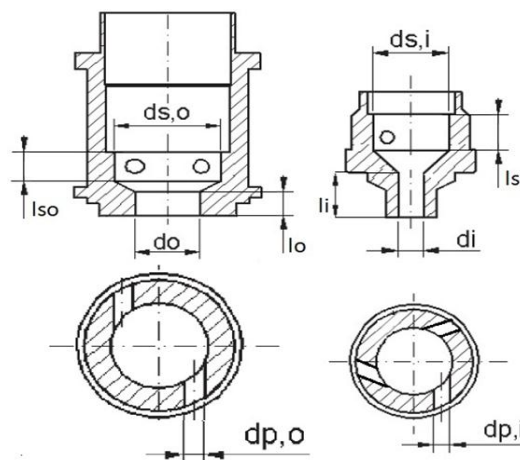


Figure 5- Schematic of a double swirl injector[32]  
 شکل ۵- طرحواره پاشنده دوپایه [۳۲]

جدول ۲- ابعاد هندسی پاشنده دوپایه سوخت و اکسنده

Table 2- Dimensions of bi-propellant injector

Parameter	Parameter	Dimension	Fuel	Injector
Orifice diameter	$d$	mm	1.2	2.5
Swirl chamber diameter	$ds$	mm	3	5
Orifice length	$l$	mm	3	0.8
Swirl chamber length	$ls$	mm	3	0.3
Inlet channel No.	$N$	-	3	4
Inlet channel diameter	$dp$	mm	0.2	0.25

## نتایج

به منظور اعتبارسنجی نتایج، عملکرد رانشگر در ۴ نقطه کاری شبیه‌سازی شده و با نتایج تجربی گودزیک و همکاران [۲۵] مقایسه شده است. در این ۴ نقطه، هندسه و شرایط محیطی ثابت بوده و فقط دبی کل ورودی ( $\dot{m}_t$ ) تغییر می‌کند. مشخصات عملکردی این چهار نقطه کاری در جدول ۳ بیان شده است.

جدول ۳- نقاط شبیه‌سازی مورد استفاده برای اعتبارسنجی نرم‌افزار

Table 3- Simulation case study points due to code validation

Case	$\dot{m}_t$ [gr/s]	OF	SMD Fuel [ $\mu\text{m}$ ]	SMD Ox [ $\mu\text{m}$ ]
M1	6	1.65	49.66	57.65
M2	7	1.65	45.62	52.96
M3	8	1.65	42.39	49.21
M4	9	1.65	39.73	46.13

تغییرات رانش برحسب دبی کل در شکل ۶ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش دبی، رانش به صورت خطی افزایش می‌یابد. همچنین، نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی انطباق کامل دارد. مشابه همین روند در نمودار اثر دبی کل بر فشار محفظه (شکل ۷) وجود دارد. در این نمودار، با افزایش دبی، فشار افزایش می‌یابد. همچنین، تفاوت اندکی بین نتایج تجربی و نتایج شبیه‌سازی مشاهده می‌شود.

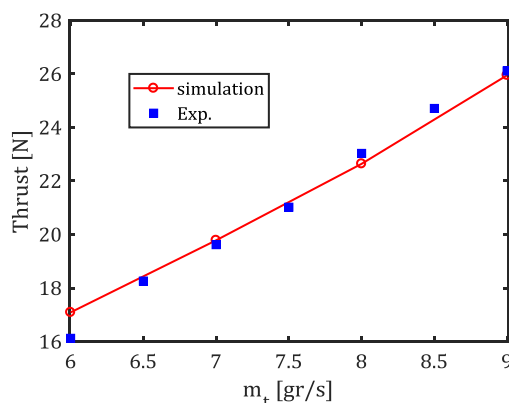


Figure 6- Thrust variation versus total mass flow rate, comparison of simulation results with experimental data of Ref. [25]

شکل ۶- تغییرات رانش برحسب دبی کل، مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی مرجع [۲۵]

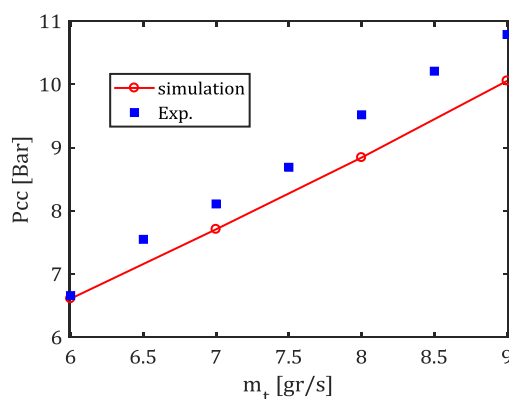


Figure 7- Combustion Chamber pressure variation versus total mass flow rate, comparison of simulation results with experimental data of Ref. [25]

شکل ۷- تغییرات فشار محفظه احتراق برحسب دبی ورودی، مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی مرجع [۲۵]



در دبی کل ۷ گرم بر ثانیه، توزیع دمای دیواره محفظه رانش محاسبه شده و با نتایج تجربی مرجع [۲۵] در شکل ۸ مقایسه شده است. همان‌طور که انتظار می‌رود، بیشینه دما در گلوگاه نازل بوده و مقدار آن برابر با ۱۳۵۰ کلوین است. در نتایج شبیه‌سازی عددی، ۳ پلکان وجود دارد. پلکان اول که دمای دیواره در ابتدای محفظه احتراق پایین و برابر با ۳۰۰ کلوین بوده و در فاصله ۵ میلی‌متری به ۴۲۰ کلوین افزایش می‌یابد. این دما برابر با دمای تبخیر MMH در فشار ۸ بار است. سپس، قطرات سوخت بر روی دیواره چسبیده و فیلم مایع را تشکیل داده و لذا ناحیه خنک‌کاری فیلمی نامیده می‌شود. بر اثر انتقال حرارت به فیلم مایع، به مرور سوخت از روی دیواره تبخیر شده و در نهایت فیلم مایع در فاصله ۱۸ میلی‌متری از ابتدای محفظه محو می‌شود که پلکان دوم ایجاد شده و دمای دیواره شروع به افزایش می‌کند. پلکان سوم، که فقط در نتایج شبیه‌سازی وجود دارد دارند، اما، در نرم‌افزار توسعه داده‌شده، این هم‌پوشانی مدل‌سازی نشده است و باعث بروز خطا و ایجاد پلکان سوم می‌شود. اما، در کل می‌توان گفت نتایج تجربی و شبیه‌سازی تطابق مناسبی با یکدیگر دارند.

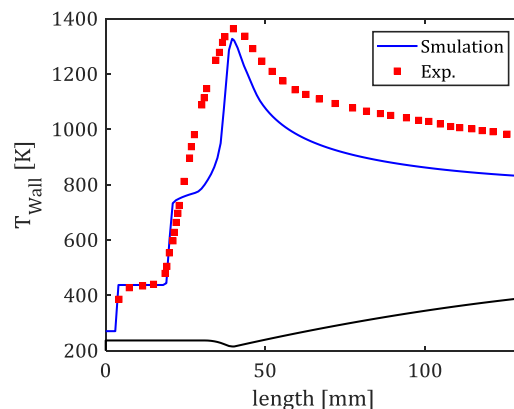


Figure 8- Comparison of wall temperature distribution simulation results with experimental data of Ref. [25] at  $\dot{m}_t = 7 \text{ gr/s}$   
 شکل ۸- مقایسه نتایج توزیع دمای دیواره با نتایج تجربی [۲۵] در دبی کل ۷ گرم بر ثانیه (خط مشکی نشان‌دهنده دیواره رانشگر است).

درصد خطای اعتبارسنجی به‌ازای فشار محفظه، رانش و توزیع دمای دیواره در جدول ۴ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که میانگین درصد خطای محاسبه فشار محفظه برابر با ۴/۹٪ و برای رانش برابر با ۲/۳٪ است. خطای محاسبه توزیع دمای دیواره نیز حدود ۱۴٪ است که در محدوده قابل‌قبول قرار دارد. همین مقدار خطا در نتایج اعتبارسنجی مرجع [۲۱، ۱۹] نیز وجود دارد. براساس نمودارهای ارائه‌شده و نتایج جدول ۴ می‌توان از صحت عملکرد نرم‌افزار توسعه داده‌شده در شبیه‌سازی محفظه رانش رانشگر اطمینان حاصل کرد.

جدول ۴- درصد خطای اعتبارسنجی نتایج نرم‌افزار

Table 4- Code result validation error

Error [%]	Pcc	Thrust	Wall Temp.
Mean	4.9	2.3	13.7
Max	7.1	6	30.2

### بررسی اثر هندسه پاشنده

به‌منظور بررسی اثر هندسه پاشنده بر عملکرد محفظه رانش، ۱۰ شبیه‌سازی مختلف تدوین شده است که در جدول ۵ بیان شده‌اند. دبی کل ثابت و برابر با ۷ گرم بر ثانیه معادل شرایط نامی عملکرد رانشگر در نظر گرفته شده است. پارامتر مورد بررسی، تغییر ابعاد هندسی پاشنده دوپایه سوخت و اکسنده است. ابعاد پاشنده دوپایه نسبت به حالت مرجع تا ۲ برابر کوچک‌تر و ۲ برابر بزرگ‌تر می‌شود.

جدول ۵- اطلاعات شبیه‌سازی‌های مختلف برای بررسی اثر تغییر ابعاد هندسی پاشنده

Table 5- Simulation data of injector dimension sensitivity analysis

Injector Dimension	$\dot{m}_t$	Fuel Orifice Diameter	Oxidizer Orifice Diameter	SMD Fuel	SMD Ox	Cone Angle
	[gr/s]	[mm]	[mm]	[ $\mu\text{m}$ ]	[ $\mu\text{m}$ ]	[Degree]
ID-50%	7	0.6	1.25	22.81	26.48	97.5
ID-30%	7	0.84	1.75	31.94	37.07	100.67
ID-20%	7	0.96	2	36.5	42.37	101.95
ID-10%	7	1.08	2.25	41.06	47.67	103.1
ID0%	7	1.2	2.5	45.62	52.96	104.14
ID+10%	7	1.32	2.75	50.19	58.26	105.08
ID+20%	7	1.44	3	54.75	63.56	105.96
ID+30%	7	1.56	3.25	59.31	68.85	106.77
ID+50%	7	1.8	3.75	68.44	79.45	108.23
ID+100%	7	2.4	5	91.25	105.93	111.23

در جدول ۵، مشاهده می‌شود که با بزرگ‌تر شدن ابعاد هندسی، قطر قطرات و زاویه پاشش افزایش می‌یابد. افزایش قطر قطره خارج‌شده از پاشنده سبب می‌شود که زمان و طول تبخیر قطرات سوخت و اکسنده افزایش قابل ملاحظه‌ای داشته باشد. در شکل ۹، توزیع محوری قطر قطرات سوخت و اکسنده نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در هر یک از شبیه‌سازی‌ها، در ابتدا، قطر قطره ثابت بوده و سپس کاهش می‌یابد، زیرا در ابتدا دمای سیال درون قطره کمتر از دمای جوش بوده و تبخیر با نرخ بسیار اندکی انجام می‌شود و انتقال حرارت صورت‌گرفته از گازهای گرم پیرامون به قطره صرف افزایش دمای قطره می‌شود. پس از رسیدن دمای قطره به دمای جوشش، فرایند تبخیر سرعت گرفته و قطر قطره کم می‌شود.

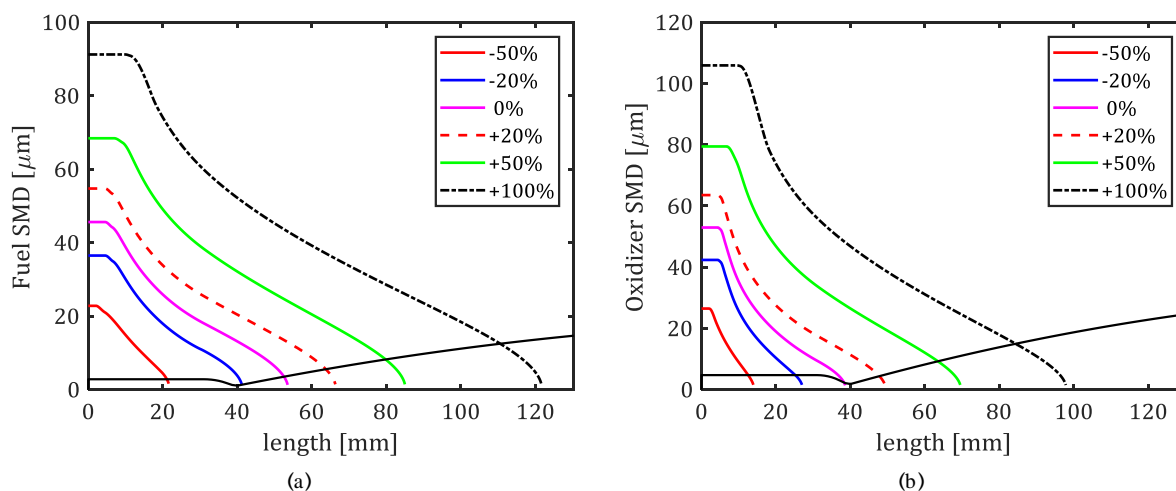


Figure 9- (a) Fuel droplet diameter and (b) Oxidizer droplet diameter distribution in the axial direction of the thrust chamber  
 شکل ۹- (الف) توزیع قطر قطرات سوخت و (ب) قطر قطرات اکسنده در راستای طولی محفظه رانش (خط مشکی نشان‌دهنده دیواره رانشگر است).

در شکل ۹، مشاهده می‌شود که با افزایش قطر قطره، طول تبخیر سوخت از ۲۰ به ۱۲۰ میلی‌متر افزایش پیدا می‌کند. تغییر طول تبخیر سوخت و اکسنده درون محفظه رانش سبب تغییر توزیع نسبت سوخت و اکسنده شده و در نتیجه ساختار شعله دچار تغییر می‌شود. تغییر در ساختار شعله منجر به تغییر توزیع دما می‌شود. در شکل ۱۰، مشاهده می‌شود که با بزرگ‌تر شدن ابعاد پاشنده، اندازه پیک دما تغییر کرده و محل آن به سمت پایین دست محفظه رانش جابه‌جا شده و دمای ابتدای نازل همگرا ( $x = 30 \text{ mm}$ ) از ۲۱۰۰ به ۳۰۰۰ کلون افزایش می‌یابد.

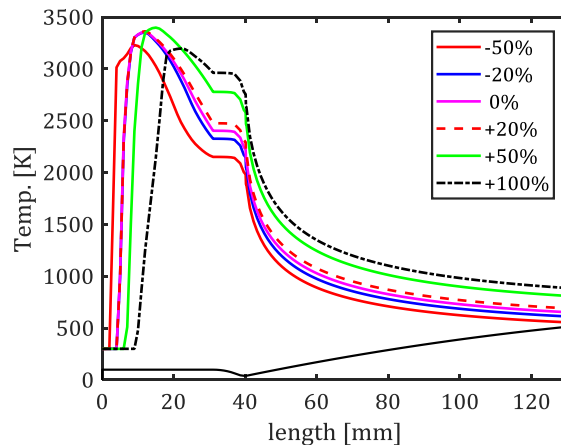


Figure 10- Axial distribution of hot gasses inside the thrust chamber  
 شکل ۱۰- توزیع محوری دمای گازها درون محفظه رانش (خط مشکی نشان دهنده دیواره رانشگر است).

به منظور بررسی دقیق تر ساختار شعله و توزیع دما، باید زمان ماندگاری جریان مورد بررسی قرار گیرد. زمان ماندگاری محلی ( $\tau_{PSR}$ ) به صورت زیر تعریف می شود:

$$\tau_{PSR} = \frac{\rho V}{\dot{m}_g} \quad (12)$$

که در آن،  $\rho$  چگالی گازها،  $V$  حجم PSR و  $\dot{m}_g$  دبی جرمی گازهای درون PSR است. به ازای هر PSR و در راستای محوری، زمان ماندگاری محاسبه شده و در شکل ۱۱ رسم شده است. روند تغییرات دمای درون محفظه کاملاً با روند تغییرات زمان ماندگاری محلی مطابقت دارد. بدین صورت که در ID-50%، زمان ماندگاری در ابتدای محفظه برابر با ۵۰ میلی ثانیه بوده و با افت ناگهانی در  $x = 10 \text{ mm}$  به  $0.03$  میلی ثانیه می رسد که برای ادامه واکنش های شیمیایی زمان کمی است و فرایند احتراق متوقف می شود. به همین دلیل، در شکل ۱۰، در ID-50%، بعد از  $x = 10 \text{ mm}$  دما روند کاهشی دارد. در مقابل، برای ID+100%، زمان ماندگاری در ابتدای محفظه برابر با ۱۰۰ میلی ثانیه بوده و تا  $x = 17 \text{ mm}$  بالای ۱۰۰ میلی ثانیه قرار داشته و پس از افت تدریجی، در  $x = 22 \text{ mm}$  زمان ماندگاری به  $0.1$  میلی ثانیه می رسد. این توزیع زمان ماندگاری سبب می شود تا فرایند احتراق در ID+100% در پایین دست محفظه شروع شده و به مرور کاهش یابد. لذا، دمای خروجی از محفظه احتراق با بزرگ تر شدن ابعاد هندسی پاشنده افزایش می یابد.

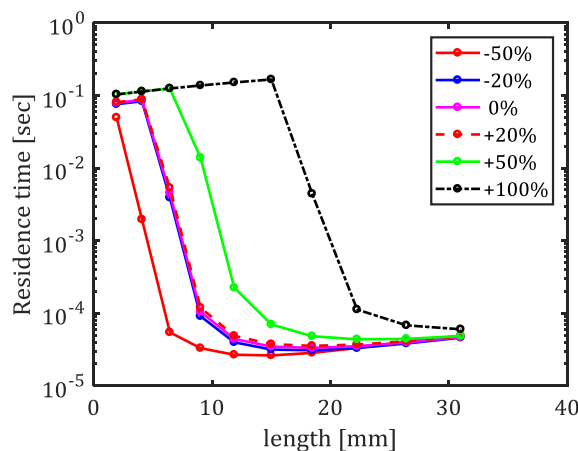


Figure 11- Local flow residence time through the axis of the thrust chamber  
 شکل ۱۱- زمان ماندگاری محلی جریان در راستای طولی محفظه رانش

تغییر دمای گازها سبب تغییر چگالی آن‌ها و در نتیجه تغییر سرعت حرکت گازها می‌شود. توزیع سرعت جریان گازهای داغ در راستای محوری محفظه احتراق در شکل ۱۲ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در  $ID-50\%$ ، سرعت گازها در ابتدای محفظه افزایش داشته، اما، برای حالت  $ID+100\%$ ، سرعت گازها در انتهای محفظه افزایش می‌یابد. نکته قابل توجه آن است که تقریباً در همه حالت‌ها سرعت گازهای خروجی از انتهای محفظه احتراق ( $x = 30 \text{ mm}$ ) با هم برابرند، اما تفاوت توزیع آن در میانه محفظه سبب تغییر توزیع مکانی زمان ماندگاری محلی و در نتیجه تغییر شکل شعله و لذا توزیع دما می‌شود.

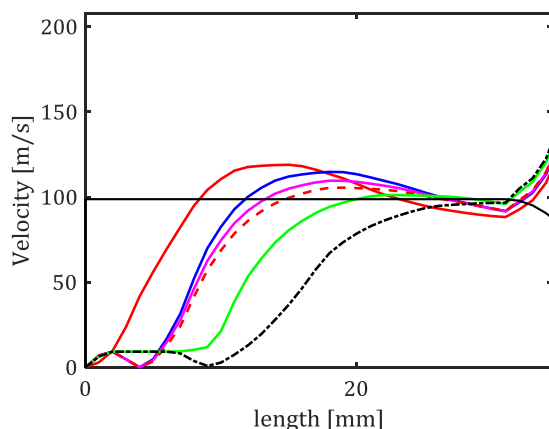


Figure 12- Distribution of hot gas velocity through the axis of the combustion chamber

شکل ۱۲- توزیع سرعت جریان گازهای داغ در راستای محوری محفظه احتراق (خط مشکی نشان‌دهنده دیواره رانشگر است).

تغییرات توزیع دما سبب ایجاد تفاوت در نرخ انتقال حرارت به دیواره و لذا تغییر دمای دیواره می‌شود. در شکل ۱۳، مشاهده می‌شود که تغییر ابعاد هندسه پاشنده سبب تغییر ملموس در پروفیل کلی دمای دیواره نمی‌شود، اما سبب می‌شود تا مقدار حداکثر دما در گلوگاه از  $1200$  به حدود  $1400$  کلوین افزایش یابد. از سوی دیگر، طول ناحیه خنک‌کاری فیلمی در  $ID+100\%$  تا حدود انتهای محفظه احتراق کشیده می‌شود.

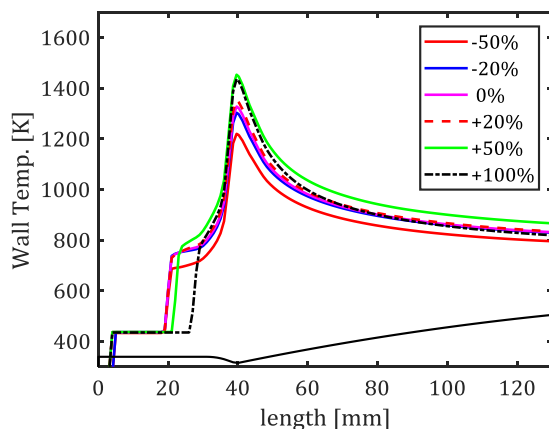


Figure 13- Axial thrust chamber wall temperature distribution

شکل ۱۳- توزیع دمای دیواره محفظه رانش (خط مشکی نشان‌دهنده دیواره رانشگر است).

تغییر توزیع دما و ساختار شعله سبب می‌شود تا ترکیب گازها در ابتدای نازل همگرا تغییر کند. کسر مولی گونه‌های عمده در شکل ۱۴ نشان داده شده است. نتایج به دست آمده با داده‌های لی مطابقت دارد [۲۴]، با این تفاوت که در این مطالعه

هیدروژن کمتری تولید شده است. مشاهده می‌شود که  $H_2O$  و  $N_2$  بیشترین مقدار را به خود اختصاص داده و پس از آن  $CO_2$ ،  $H_2$  و  $CO$  قرار دارد. هرچند کسر مولی  $CO$  برابر با  $CO_2$  بوده، که به دلیل نسبت هم‌ارزی کل ۱/۵ است، اما مجموعه گونه‌های شیمیایی نشان‌دهنده توقف و تکمیل شدن فرایند احتراقی است، زیرا نه تنها کسر مولی سوخت و اکسنده مشاهده نمی‌شود، بلکه رادیکال‌های مشتق شده از سوخت مانند  $CH_4$ ،  $NH_3$  و  $HCN$  [11] نیز وجود ندارد. همچنین، مقدار رادیکال  $OH$  در تمامی به‌جز  $ID+100\%$  موارد کمتر از ۲٪ است. باید توجه داشت که این حجم از رادیکال  $OH$  در این سوخت و اکسنده و نیز نسبت آن‌ها ( $O/F = 1.65$ ) طبیعی است و نشان‌دهنده توقف واکنش‌های شیمیایی است. در مورد  $ID+100\%$ ، درصد مولی رادیکال  $OH$  حدود ۴٪ بوده که بیانگر تداوم واکنش‌های شیمیایی در انتهای محفظه احتراق است.

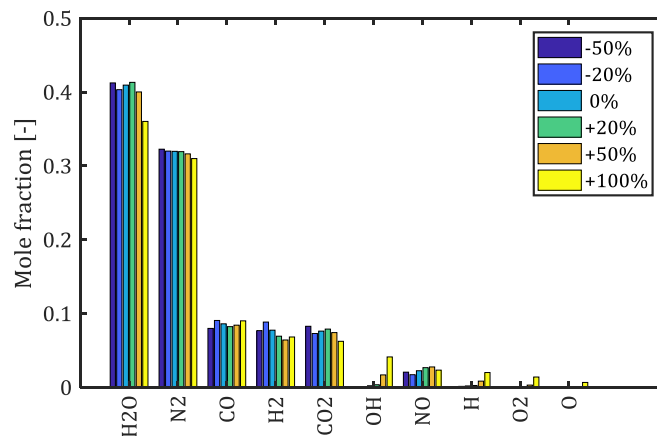


Figure 14- Variation of major species' mole fraction at convergent nozzle inlet versus injector deviation

شکل ۱۴- تغییرات کسر مول گونه‌های اصلی در ابتدای نازل همگرا به‌ازای ابعاد هندسی پاشنده

تغییر کسر مولی سبب تغییر جرم مولکولی مخلوط گازهای ورودی به نازل می‌شود. لذا، عملکرد نازل تحت تاثیر قرار می‌گیرد. از سوی دیگر، دمای گازهای ورودی به نازل نیز بر اثر تغییر هندسه پاشنده تغییر می‌کند. این تغییرات ابعاد هندسی پاشنده منجر به تغییر فشار محفظه و رانش می‌شود (شکل ۱۵). براساس شکل ۱۵-الف فشار محفظه احتراق روند افزایشی و کاهشی داشته و بیشینه آن در مورد  $ID+30\%$  و برابر با ۷/۹ بار است، اما با بزرگ‌شدن ابعاد هندسی پاشنده، رانش از ۱۸/۵ به ۲۱/۶ نیوتن افزایش می‌یابد.

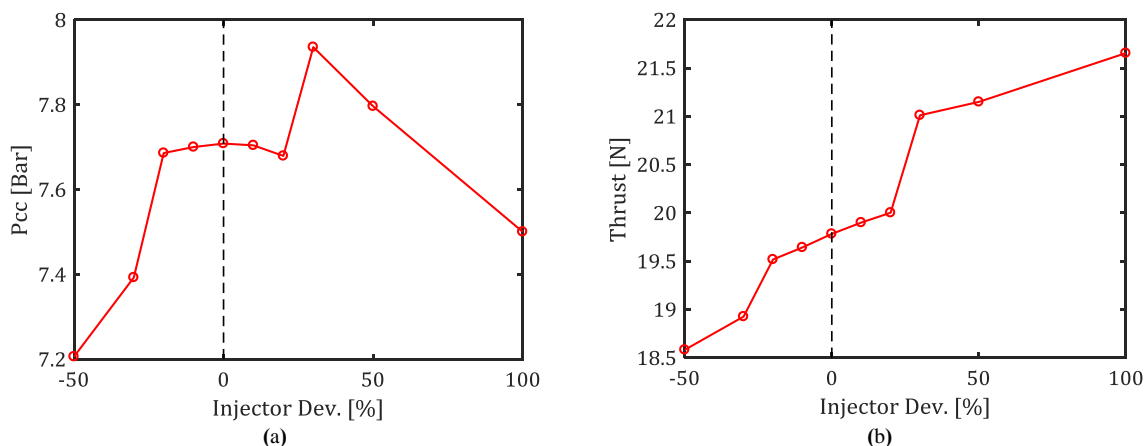


Figure 15- Variation of (a) combustion chamber pressure & (b) thrust versus injector deviation

شکل ۱۵- (الف) تغییر فشار محفظه احتراق و (ب) رانش به‌ازای تغییر هندسه پاشنده

برای مشخص کردن عملکرد احتراقی محفظه احتراق و پیشرانها، پارامتر سرعت مشخصه،  $C^*$ ، مطابق رابطه (۱۳) تعریف می‌شود که در آن،  $P_{cc}$  فشار محفظه،  $A_t$  قطر گلوگاه و  $\dot{m}$  دبی جرمی کل است. همچنین، می‌توان پارامتر ضربه مخصوص،  $I_{sp}$ ، را مطابق رابطه (۱۴) تعریف کرد که نشان‌دهنده میزان رانش تولیدی به‌ازای دبی جرمی مشخص است.

$$C^* \equiv \frac{P_{cc} A_t}{\dot{m}} \quad (13)$$

$$I_{sp} \equiv \frac{\dot{m} g_0}{\text{Thrust}} \quad (14)$$

روند تغییرات سرعت مشخصه و ضربه مخصوص در شکل ۱۶ رسم شده است. مشاهده می‌شود که با تغییر ابعاد هندسی پاشنده، سرعت مشخصه از ۱۳۴۰ به حدود ۱۵۳۰ متربرثانیه افزایش می‌یابد. ضربه ویژه نیز از ۲۷۰ به حدود ۳۱۵ ثانیه افزایش می‌یابد. نتایجی که در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ ارائه شده است برخلاف انتظار است؛ بدین معنی که انتظار می‌رفت، با بزرگ‌شدن ابعاد هندسی پاشنده و در نتیجه افزایش قطر قطرات خروجی از آن، عملکرد احتراقی رانشگر تحت تاثیر منفی قرار گرفته و در مجموع رانش، سرعت مشخصه و ضربه ویژه روند کاهشی داشته باشد. اما، این گونه نشد، زیرا، با افزایش قطر قطرات سوخت و در نتیجه افزایش زمان ماندگاری جریان، ساختار شعله تغییر پیدا کرده و شعله به سمت پایین دست محفظه حرکت کرده است. لذا، گازها با دمای بالاتری وارد نازل شده و در نتیجه عملکرد نازل ارتقاء یافته است. البته، باید توجه داشت که تغییر ابعاد هندسی پاشنده علاوه بر قطر قطرات، بر سرعت خروجی قطرات و نیز زاویه پاشش تاثیرگذار بوده است. در شکل ۱۷، مشاهده می‌شود که زاویه مخروط پاشش با افزایش ابعاد هندسی پاشنده افزایش می‌یابد.

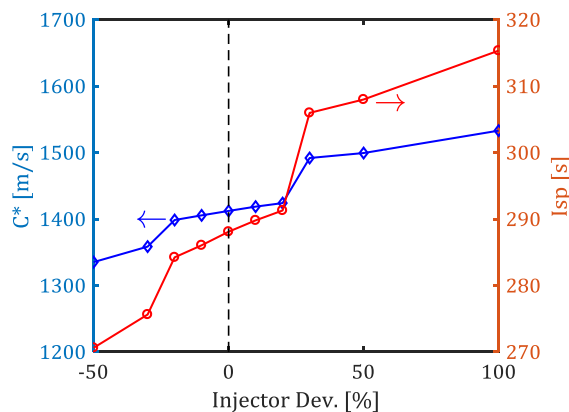


Figure 16- Variation of specific impulse and characteristic velocity versus injector deviation  
 شکل ۱۶- تغییر ضربه ویژه و سرعت مشخصه به‌ازای تغییرات هندسی پاشنده

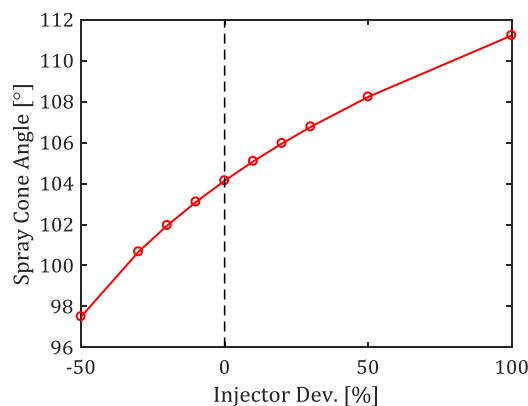


Figure 17- Variation of injection cone angle versus injector deviation  
 شکل ۱۷- تغییر زاویه پاشش پاشنده به‌ازای تغییر ابعاد هندسی پاشنده

## نتیجه گیری

فرایند احتراق درون رانشگر دومولفه‌ای ۲۲ نیوتنی شرکت آستریوم به صورت یک‌بعدی و با استفاده از سینتیک شیمیایی ۱۶۱۹ مرحله‌ای با استفاده از نرم‌افزار توسعه داده شده شبیه‌سازی شده است. نتایج اعتبارسنجی عملکرد رانشگر در دبی‌های مختلف بیانگر خطای حداکثر ۵٪ در محاسبه فشار محفظه و ۲٪ در رانش است. توزیع دمای دیواره نیز دارای ۱۴٪ خطاست. سپس، به منظور بررسی اثر ابعاد هندسی پاشنده بر عملکرد محفظه احتراق ۱۰ شبیه‌سازی اجرا شده که در آن‌ها ابعاد پاشنده بین ۵۰٪- تا ۱۰۰٪+ تغییر می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که بزرگ‌شدن پاشنده سبب افزایش طول تبخیر قطرات شده، به نحوی که برخی از قطرات وارد نازل واگرا می‌شوند. لذا، ساختار شعله و توزیع دما درون محفظه احتراق تغییر می‌کند، زیرا توزیع زمان ماندگاری محلی و نیز سرعت گازها، با افزایش ابعاد پاشنده، تغییر می‌کند. این امر سبب می‌شود تا فشار درون محفظه احتراق رفتار افزایشی و کاهش‌ی با بیشینه ۸ بار داشته باشد. به طور کلی، افزایش ابعاد پاشنده سبب می‌شود تا پیک دمای گازها از ابتدای محفظه به سمت انتهای محفظه جابه‌جا شده و لذا محصولات احتراق با دمای بالاتر وارد نازل شده و در نتیجه سرعت مشخصه از ۱۳۴۰ به ۱۵۳۰ متر بر ثانیه، رانش از ۱۸/۵ به ۲۲ نیوتن و ضربه ویژه از ۲۷۰ به ۳۱۵ ثانیه افزایش یابد. ترکیب گونه‌های شیمیایی در انتهای محفظه احتراق نشان‌دهنده کامل‌شدن فرایند احتراق در این مکان است. نکته قبل تأمل مقدار بالای رادیکال OH در مورد ID+100% است که نشان می‌دهد واکنش‌های شیمیایی در انتهای محفظه احتراق کماکان ادامه دارند.

## منابع

1. A. Kakami, A. Kuranaga and Y. Yano, "Premixing-type liquefied gas bipropellant thruster using nitrous oxide/dimethyl ether," *Aerospace Science and Technology*, 94, 2019, 105351.
2. J. R. Mason and R. D. Southwick, "Large liquid rocket engine transient performance simulation system," Marshall Space Flight Center, Alabama, NASA CR-183780, 1989.
3. J. Bradford, A. Charania and B. S. Germain, "REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, Florida, AIAA-2004-3514, 2004.
4. McBRIDE and GORDON, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-273, 1976.
5. A. Ponomarenko, "RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis, Thermal Analysis of Thrust Chambers," software report, 2012.
6. <http://sierraengineering.com/ROCCID/roccid.html>, Accessed 20 July 2020.
7. K. J. Davidian, "Comparison of Two Procedures for Predicting Rocket Engine Nozzle Performance," in *23rd Joint Propulsion Conference*, San Diego, CA, USA, AIAA-87-2071, 1987.
8. C. Manfretti, "Start-Up Transient Simulation of a Pressure Fed LO<sub>x</sub>/LH<sub>2</sub> Upper Stage Engine Using the Lumped Parameter-based MOLIERE Code," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, 2010.
9. H. L. Gray, "Modelling of combustion processes in small liquid bipropellant thruster," in *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, 1992.
10. M. EidiAttarZade, A. SarAbadani, G. Davarnia, H. Khosroboygi, M. Farshchi and A. Ramezani, "Investigation of a Bipropellant Thruster by a Developed Space Engine's Thrust Chamber Analysis Code," Accepted in *Journal of Space Science & Technology*, 2020. (In persian)
11. J. Hayashi, H. Tani, N. Kanno, D. Sato, Y. Daimon, F. Akamatsu and J. Gabl, "Multilayer reaction zones of a counterflow flame of gaseous Nitrogen Tetroxide and a liquid Monomethylhydrazine pool," *Combustion and Flame*, 201, 2019, pp. 244-251.
12. S. Nonnenmacher and M. Piesche, "Design of hollow cone pressure swirl nozzles to atomize Newtonian fluids," *Chemical Engineering Science*, 55, No. 19, 2000, pp. 4339-4348.
13. N. K. Rizk and A. H. Lefebvre, "Internal flow characteristics of simplex swirl atomizers," *Journal of propulsion and power*, 1, No. 3, 1985, pp. 193-199.
14. S. Kim, T. Khil, D. Kim and Y. Yoon, "Effect of geometric parameters on the liquid film thickness and air core formation in a swirl injector," *Measurement Science and Technology*, 20, No. 1, 2008, 015403.
15. N. K. Rizk and A. H. Lefebvre, "Prediction of velocity coefficient and spray cone angle for simplex swirl atomizers," *Proceedings of the 3rd International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, London, 1985.
16. H. Moongeun, J. Jeon and S. Y. Lee, "Discharge coefficient of pressure-swirl atomizers with low nozzle opening coefficients," *Journal of Propulsion and Power*, 28, No. 1, 2012, pp. 213-218.
17. A. R. Jones, "Design optimization of a large pressure-jet atomizer for power plant," *Proc. 2nd ICLASS*, Madison, Wis., 1982.

18. P. Fu, L. Hou, Z. Ren, Z. Zhang, X. Mao and Y. Yu, "A droplet/wall impact model and simulation of a bipropellant rocket engine," *Aerospace Science and Technology*, 88, 2019, pp. 32-39.
19. H. Kang, H. Kim, S. Heo, S. Jung and S. Kwon, "Experimental analysis of hydrogen peroxide film-cooling method for nontoxic hypergolic thruster," *Aerospace Science and Technology*, 71, 2017, pp. 751-762.
20. H. Tani, H. Terashima, Y. Daimon, M. Koshi and R. Kurose, "A Numerical Study on Hypergolic Combustion of Hydrazine Sprays in Nitrogen Tetroxide Streams," *Combustion Science and Technology*, 190, 2017, pp. 515-533.
21. D. Preclik, O. Knab, D. Estublier and D. Wennerberg, "Simulation and Analysis of Thrust Chamber Flowfields: Storable Propellant Rockets," M. Popp, J. Hulka, V. Yang and M. Habiballah, *Liquid Rocket Thrust Chambers*, Virginia, AIAA, 2012, pp. 493-525.
22. Z. Lian-bo, C. Min and X. Xu, "Performance Prediction of Apogee Attitude and Orbit Control Thruster for MMH/NTO Hypergolic Bipropellant," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OH, AIAA2014-3572.
23. C. A. Salvador and F. S. Costa, "Vaporization Lengths of Hydrazine Fuels Burning with NTO," *journal of propulsion and power*, 22, 2006, pp. 1362-1372.
24. K. H. Lee, "Numerical simulation on thermal and mass diffusion of MMH-NTO bipropellant thruster plume flow using global kinetic reaction model," *Aerospace Science and Technology*, 93, 2019, 104882.
25. U. Gotzig and E. Dargies, "Development Status of Astriums New 22N Bipropellant Thruster Family," in *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, 20-23 July 2003.
26. D. Preclik, D. Estublier and D. Wennerberg, "An Eulerian-Lagrangian Approach to Spray Combustion Modeling for Liquid Bi-Propellant Rocket Motors," *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, CA, July 10-12, 1995.
27. A. H. Lefebvre and V. G. McDonell, *Atomization and Sprays*, Taylor & Francis Group, Boca Raton, 2017.
28. W. M. Grisson, *Liquid Film Cooling in Rocket Engines*, United states air force, Atlanta, Georgia, 1991.
29. R. C. Stechman, J. Oberstone and J. C. Howell, "Film cooling design criteria for small rocket engines," *4th Propulsion Joint Specialist Conference*, Cleveland, OH, 1968.
30. G. P. Sutton and O. Biblarz, *Liquid*, 7th ed., New York, John Wiley & Sons, pp. 197-240, 2001.
31. J. D. Anderson, *Modern compressible flow: with historical perspective*, Boston, McGraw-Hill, 2003.
32. M. R. Soltani, K. Ghorbanian, M. Ashjaee and M. R. Morad, "Spray characteristics of a liquid-liquid coaxial swirl atomizer at different mass flow rates," *Aerospace science and technology*, 9, No. 7, 2005, pp. 592-604.
33. N. J. Labbe, *Determining Detailed Reaction Kinetics for Nitrogen-and Oxygen-Containing Fuels*, PhD Thesis, Department of Chemical Engineering, University of Massachusetts-Amherst, 2013.

## English Abstract

# Investigation of injector dimension on the performance of combustion chamber of a bi-propellant thruster

Masoud EidiAttarZade<sup>1\*</sup>, Mohammad Farshchi<sup>2</sup>, Atiyeh Sarabadani<sup>3</sup>, Hamed KhosroBeygi<sup>4</sup>, Ghazal DavarNia<sup>5</sup>, AliReza Ramezani<sup>6</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, eidiattar@sharif.edu

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran, Farshchi@sharif.edu

3- Sharif University of Technology, Tehran, Iran, a.sarabadani@yahoo.com

4- Sharif University of Technology, Tehran, Iran, hamedkhosrobeygi@gmail.com

5- Sharif University of Technology, Tehran, Iran, ghazal\_davarnia@yahoo.com

6- Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, Ramezani\_a@alum.sharif.edu

\*Corresponding author

(Received: 2020.09.17, Received in revised form: 2020.11.01., Accepted: 2020.11.11)

Combustion of hypergolic propellants increases the specific impulse in the thrusters due to high temperature products. In this paper, the combustion process will be investigated through the axis of a bi-propellant thruster by an in-house code with chemical reaction mechanism. This code includes several models for injection, droplet evaporation, liquid film, combustion and heat transfer through liquid and gas films. The Astrium thruster with MMH as fuel and NTO as oxidizer has been simulated. By implementing a detail mechanism with 1619 steps, the thruster has been simulated at different total mass flow rates and results have been validated by experimental data. Then, injector dimension effects on the droplet evaporation and combustion have been investigated. Results show that by increasing the injector dimension, the droplet evaporation length increases, so the flame structure changes in the combustion chamber. Therefore, the combustion products enter the nozzle with higher temperature and as a result, the thruster specific impulse increases.

**Keywords:** Thruster, Hypergolic, Swirl Injector, Monomethylhydrazine, Nitrogen Tetroxide