

Research Paper

Investigation of a Bi-propellant Thruster by a Developed Space Engine's Thrust Chamber Analysis Code

Masoud EediAttrzade^{1*}, Atiyeh Sarabadani², Ghazal Dararnia³, Hamed Khosrobeigy⁴,
Mohammad Farshchi⁵, and Alireza Ramezani⁶

1, 5. Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

2, 3, 4. Sharif Technology Services Complex, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

6. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

* ediattar@sharif.edu

Numerical modeling of space engines aside, the experimental test is routine. In the design step of such engines, low-cost software's vital. In this paper, a small-scale space engine thrust chamber analysis code will be developed. In this code, propellant injection and evaporation distribution will be modeled. 1D Combustion solver calculates the reactions of distributed fuel and oxidizer through the thrust chamber axis by chemical mechanisms. Then the cooling solver computes the heat transfer from hot gases to the cooling film layer and the outer surroundings. Validation shows acceptable errors in the modeling of processes. By this developed code, the performance of the Astrium bi-propellant thruster with Monomethyl Hydrazine and Nitrogen Tetroxide and distributed chemical reaction has been investigated. Results show that the hot gas temperature inside the combustor is not uniform and has a peak. Furthermore, the evaporation of the propellant droplets is continued to the nozzle throat.

Keywords: Analysis code, Injection, Combustion, Bi-propellant Thruster, Space engine.

1. PhD(Corresponding Author)

2. M.Sc.

3. M.Sc.

4. M.Sc.

5. Professor

6. M.Sc.

مقاله علمی - پژوهشی

بررسی عملکرد تراستر دومؤلفه‌ای با نرم‌افزار توسعه‌یافته تحلیل محفظه رانش موتورهای فضایی

مسعود عیدی عطارزاده^{۱*}، عطیه سرآبادانی^۲، غزال داورنیا^۳، حامد خسروبیگی^۴، محمد فرشچی^۵، علیرضا رضانی^۶

۱ و ۵- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۲، ۳ و ۴- دفتر خدمات فناوری، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

۶- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران ایران

* ediattar@sharif.edu

در مرحله طراحی موتورهای پیشران فضایی، استفاده از نرم‌افزارهایی با هزینه‌ی محاسباتی کم، از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. در این مقاله یک نرم‌افزار مدل‌سازی محفظه رانش موتورهای فضایی دومؤلفه‌ای در مقیاس کوچک توسعه داده می‌شود. با استفاده از مدل‌های پاشش و تبخیر، فرآیندهای تریبیک پیشران و توزیع تبخیر محاسبه می‌گردد. حلگر احتراقی با استفاده از سینتیک شیمیایی، فرآیند احتراق درون محفظه را به صورت یک‌بعدی در راستای محور محفظه رانش محاسبه می‌کند. حلگر خنک‌کاری، میزان انتقال حرارت از گازهای داغ به فیلم‌های خنک‌کاری و محیط بیرون را پیش‌بینی می‌کند. اعتبارسنجی مدل‌ها نشان می‌دهد که خطای آن‌ها در شبیه‌سازی فرآیندها قابل‌قبول است. با استفاده از ابزار توسعه داده شده، عملکرد تراستر دومؤلفه‌ای شرکت آستریوم با سوخت منومتیل‌هیدرازین و تتراکسید نیتروژن و سینتیک احتراقی گسترده، مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که دمای گازهای درون محفظه یکنواخت نبوده و دارای پیک است. همچنین فرآیند تبخیر قطرات سوخت و اکسند تا گلوگاه نازل ادامه دارد.

واژه‌های کلیدی: نرم‌افزار تحلیل، پاشش، احتراق، تراستر دومؤلفه‌ای، موتورهای فضایی.

علائم و اختصارات

ΔP	اختلاف فشار دو سر انژکتور
ρ_L	چگالی سیال
\dot{m}_L	دبی عبوری از انژکتور
A_o	مساحت نازل خروجی انژکتور

مقدمه

استفاده از روش‌های عددی در کنار آزمایش‌های تجربی در بررسی موتورهای پیشران فضایی رایج است. از سوی دیگر، شناخت فرآیندهای پیچیده‌ی پاشش و احتراق، به آزمایش‌های متعدد و هزینه‌بر نیاز دارد. لذا مدل‌سازی و شبیه‌سازی این فرآیندها جایگاه ویژه‌ای دارد. نرم‌افزارهای شبیه‌سازی عددی (CFD) دارای هزینه محاسباتی بالا و مدت زمان حل طولانی هستند. لذا در فرآیند طراحی و بهینه‌سازی، استفاده از نرم‌افزارهای یک‌بعدی و صفر بعدی که عملکرد کلی محفظه رانش را تعیین می‌کند، مرسوم‌تر است.

۱. دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

۳. کارشناس ارشد

۴. کارشناس ارشد

۵. استاد

۶. کارشناس ارشد

قطرات پیشرانها به دیواره جانبی محفظه برخورد کرده و یک فیلم مایع را تشکیل دهند.

به طور معمول در تراسترها، از دو نوع روش خنک‌کاری فیلمی و خنک‌کاری تشعشی استفاده می‌شود. در روش خنک‌کاری فیلمی، با ایجاد لایه‌ی نازکی از سوخت بر روی دیواره، از افزایش دمای بیش از حد دیواره جلوگیری می‌شود [24]، زیرا درصد قابل‌توجهی از انرژی منتقل‌شده، سبب تبخیر شدن فیلم مایع می‌گردد [16]. این سیال خنک‌کننده توسط ارفیس‌های مخصوص در اطراف انژکتور و یا با برخورد قطرات سوخت از انژکتور پیچشی بر روی دیواره تریق می‌شود [17]. در روش خنک‌کاری تشعشی، حرارت از سطح خارجی محفظه به محیط بیرون تابیده می‌شود. این روش در نواحی دارای شار حرارتی پایین مانند قسمت انبساطی نازل کاربرد دارد [17]. در موتورهای فضایی، بیشتر انتقال حرارت از طریق روش همرفتی انجام می‌شود و تنها ۵ تا ۳۵ درصد کل حرارت درون محفظه از طریق مکانیزم تشعشع به دیواره‌ها انتقال می‌یابد. بخشی از حرارت جذب‌شده توسط دیواره به‌صورت تشعشع به محیط بیرون منتقل می‌شود [17].

شاین و همکارانش [18] با فرض جریان یک‌بعدی و عدم واکنش سیال خنک‌کاری، به مدل‌سازی خنک‌کاری پرداخته‌اند. در این مدل، ضخامت فیلم و نیز دمای دیواره‌ی بیرونی محاسبه نشده و از انتقال حرارت از فیلم مایع به دیواره و بالعکس صرف‌نظر گردیده است. هدف در مدل‌سازی خنک‌کاری استکمن [19]، محاسبه طول فیلم مایع و ضریب انتقال حرارت همرفتی بوده است و دمای دیواره در این مدل محاسبه نشده است. وی سرعت فیلم مایع را در محاسبات خود لحاظ کرده است. گریسون و همکارانش [20] نیز برای مدل‌سازی خنک‌کاری مدلی توسعه داده‌اند. در مدل ایشان فرض شده است که جریان درون فیلم‌های مایع و گازی، آرام بوده و دما در عرض فیلم مایع ثابت است. همچنین بخارات فیلم مایع در لایه‌مرزی باقی می‌ماند. در این روش، فیلم گازی ناشی از تبخیر فیلم مایع نیز مدل‌سازی می‌شود. همچنین اثرات اغتشاش جریان آزاد در محاسبه h_g در نظر گرفته می‌شود، اما از انتقال حرارت از فیلم مایع به دیواره و از دیواره به محیط بیرون صرف نظر شده است. در روش‌های فوق، طول فیلم مایع، میزان انتقال حرارت از گازهای داغ به دیواره‌ها و نرخ تبخیر فیلم مایع، از خروجی‌های اصلی مدل‌ها می‌باشد. مدلی مانند گریسون علاوه بر این خروجی‌ها، طول ناحیه فیلم گازی و محاسبات انتقال حرارت مربوط به آن را نیز لحاظ می‌کند.

در این مقاله، به توسعه‌ی نرم‌افزار شبیه‌سازی محفظه رانش موتورهای فضایی دومؤلفه‌ای در مقیاس کوچک پرداخته می‌شود. که در آن، احتراق به صورت یک بعدی و با سینتیک شیمیایی بررسی می‌شود. پس از ارائه‌ی مدل‌ها، نتایج مدل‌ها به صورت مستقل با استفاده از نتایج تجربی مراجع مختلف اعتبارسنجی

برخی از این نرم‌افزارها، محفظه احتراق را به صورت صفر بعدی مورد بررسی قرار می‌دهند مانند: ROCETS [1]، REDTOP [2]، ODE [3] و RPA [4]. این نرم‌افزارها، برای حل واکنش شیمیایی، فرض تعادلی می‌کنند. اما نرم‌افزارهایی وجود دارد که احتراق را به صورت یک‌بعدی مدل‌سازی می‌کنند مانند ROCCID [5] و ODK [6]. این نرم‌افزارها قابلیت استفاده از سینتیک شیمیایی را دارند. در برخی از مدل‌ها مانند منفلی [7] محفظه احتراق به صورت صفر بعدی دیده شده و از یک عدد راکتور کاملاً آمیخته^۷ به منظور شبیه‌سازی سینتیک احتراقی استفاده شده است. از همین الگو، سانگ و همکاران [8] استفاده کرده و محفظه احتراق مولدگاز را شبیه‌سازی کرده‌اند. گری [9] از روش یک بعدی اما با استفاده از فرض تعادلی برای احتراق استفاده کرده است. فرآیندهای صورت گرفته در پدیده‌ی احتراق در تراسترهای سوخت مایع خودمشتمل عبارتند از: امتیزاسیون اسپری، تبخیر قطرات، اختلاط مؤلفه‌های پیشران و واکنش فاز گازی.

انژکتور به دلیل تأثیر مستقیمی که بر روی احتراق، پایداری احتراق و خنک‌کاری داخلی محفظه احتراق دارد از مهم‌ترین زیرسیستم‌های موتورهای سوخت مایع است. در موتورهای کوچک، به خصوص تراسترهای فضایی، از یک المان انژکتور پیچشی دومؤلفه‌ای استفاده می‌شود. برای تحلیل فرآیند پاشش یک انژکتور پیچشی می‌توان چهار بخش کلی را در نظر گرفت: ۱- جریان داخلی انژکتور، ۲- تشکیل فیلم مایع، ۳- شکل‌گیری لیگامنت‌ها و ۴- تشکیل قطرات [10]. برای اندازه‌گیری ضخامت فیلم مایع و زاویه پاشش، روابط تجربی متعددی توسط ریزک و لفیور [11] و سویاری و لفیور [12] بیان شده است. ایشان اختلاف فشار دو سر انژکتور، چگالی و لزجت مایع پاشیده شده، دبی و قطر خروجی انژکتور را به عنوان عوامل مؤثر بر ضخامت فیلم مایع معرفی کردند. ریزک و لفیور [13] رابطه‌ای برای زاویه پاشش انژکتور بر حسب ابعاد و مشخصات عملکردی انژکتور ارائه دادند. آن‌ها نشان دادند با افزایش چگالی و کاهش لزجت سیال، زاویه پاشش افزایش می‌یابد.

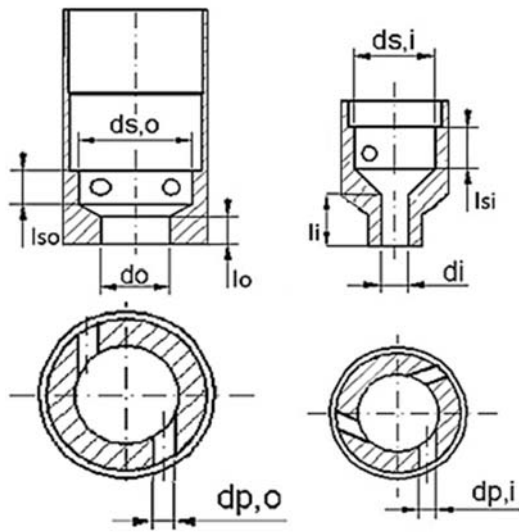
ضریب دبی یا ضریب تخلیه‌ی انژکتور به صورت نسبت دبی واقعی انژکتور به دبی ایده‌آل آن تعریف می‌شود. روابط تئوری و تجربی متعددی برای تعیین ضریب تخلیه وجود دارد و اغلب این ضریب را براساس مشخصات هندسی بیان کرده‌اند [11، 14]. برخی نیز علاوه بر مشخصات هندسی تأثیر چگالی و لزجت پیشران را بر روی ضریب تخلیه مورد بررسی قرار داده‌اند [15]. در انژکتورهای پیچشی، ناحیه‌ی بازچرخش^۸ در میدان پاشش تشکیل می‌شود. در برخی از موتورها، طراحی به نحوی انجام می‌شود که برخی از

7. Perfectly Stirred Reactor: PSR

8. Recirculation

پاشش و تبخیر

با در نظر گرفتن هندسه‌ی انژکتور و مشخصات عملکردی و همچنین خواص سیال عامل، مشخصات میدان پاشش انژکتور، اندازه قطرات و نرخ تبخیر قطرات محاسبه می‌شود. خروجی‌های اصلی مورد انتظار از مدل انژکتور عبارتند است از: نرخ تبخیر پیش‌رانه‌ها در راستای طول محفظه، میزان پیش‌رانه‌ی برخورد کرده به دیواره، محل برخورد پیش‌رانه به دیواره و ضریب تخلیه‌ی انژکتور. انژکتورهای پیچشی استفاده شده برای پیش‌رانه‌های خودمشتعل و سوخت‌های هیدرازینی، همان‌طور که در منابع [21] و [22] اشاره شده است به صورت انژکتورهای پیچشی دوپایه از نوع بسته (دارای محفظه چرخش) هستند. شمایی از این نوع انژکتورهای پیچشی در شکل ۲ نشان داده شده است. سوخت از وسط و اکسنده از انژکتور پیرامونی خارج می‌شود. پارامترهای شکل ۲ در جدول ۱ توضیح داده شده‌اند.



شکل ۲ - شمایی از انژکتورهای دوپایه [23]

جدول ۱- مشخصات هندسی استخراجی برای انژکتور پیچشی دوپایه

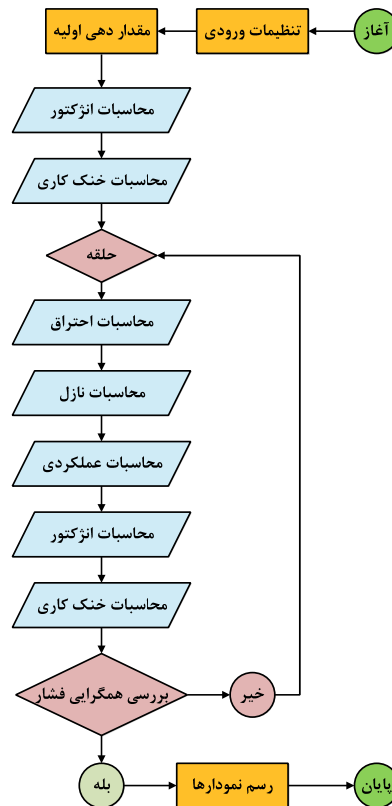
پارامتر	انژکتور مرکزی (سوخت)	انژکتور پیرامونی (اکسنده)
قطر نازل خروجی	d_i	d_o
قطر محفظه چرخش	d_{si}	d_{so}
طول نازل	l_i	l_o
طول محفظه چرخش	l_{si}	l_{so}
تعداد کانال‌های ورودی	N_i	N_o
قطر کانال‌های ورودی	d_{pi}	d_{po}

با استفاده از مشخصات هندسی انژکتور، ضریب تخلیه محاسبه می‌گردد [11]:

می‌شود. در انتها نیز عملکرد تراستر دو مؤلفه‌ای شرکت آستریوم مورد بررسی قرار می‌گیرد.

مدل‌سازی

جهت مدل‌سازی عملکرد تراستر در شرایط استاتیکی، چهار قسمت یا فرآیند اصلی در نظر گرفته شده است: ۱- پاشش و تبخیر، ۲- خنک‌کاری، ۳- محفظه و ۴- نازل. به منظور حل کل تراستر و مدل‌سازی پدیده‌های مختلف، از روش تکراری استفاده شده است (شکل ۱). براساس توزیع دمای اولیه، محاسبات پاشش و تبخیر انجام می‌شود. سپس با توجه به توزیع سوخت بر روی دیواره و توزیع دمای گازها، محاسبات اولیه خنک‌کاری صورت می‌گیرد. پس از آن، حل وارد حلقه تکرار شده و محاسبات احتراق براساس محاسبات انژکتور و خنک‌کاری انجام گردیده و توزیع دما و محصولات احتراق به روز می‌شود. سپس محاسبات نازل انجام شده و فشار محفظه احتراق تعیین می‌گردد. معیار همگرایی، مقدار باقیمانده‌ی فشار است. این نرم‌افزار در قالب نرم‌افزار متلب و به صورت متن باز تدوین شده است.



شکل ۱- الگوریتم مدل‌سازی محفظه رانش به همراه اجزاء و نحوه ارتباط بین آن‌ها

$$C_D = \frac{27}{Re^{0.84}} \quad (10)$$

که در این رابطه، Re ، عدد رینولدز بوده و با استفاده از سرعت نسبی بین جریان گاز 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 نیز از رابطه (۱۱) محاسبه می‌گردد.

$$\dot{m}_F = 2\pi D \left(\frac{k_g}{Cp_g} \right) \ln(1 + B_M) \quad (11)$$

در صورتی که دمای قطره به دمای جوش رسیده باشد، نرخ تبخیر دائم با رابطه (۱۲) محاسبه می‌شود.

$$\dot{m}_F = 1.33\pi D \left(\frac{k_g}{Cp_g} \right) \ln(1 + B_T) (1 + 0.22Re_D^{0.5}) \quad (12)$$

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_T و B_M نیز به ترتیب عدد انتقال جرمی و حرارتی هستند.

هرگاه مسیر عرضی طی شده توسط قطره از شعاع محفظه بیشتر گردد یعنی قطرات به دیواره برخورد کرده‌اند. قطرات اکسند در برخورد با دیواره با همان سرعت، قطر و زاویه به درون محفظه بازمی‌گردند و تبخیر ادامه می‌یابد تا تمامی قطرات تبخیر شوند.

خنک‌کاری

بر حسب نقطه‌ی تزریق فیلم مایع بر روی دیواره‌ی محفظه، چهار ناحیه خنک‌کاری بر روی دیواره تشکیل می‌شود: ۱- ناحیه‌ی پیش از نقطه‌ی تزریق فیلم بر روی دیواره (طول ورودی انتشار و یا ناحیه خشک)، ۲- ناحیه‌ی فیلم مایع خنک‌کننده، ۳- ناحیه‌ی گاز-بخار خنک‌کننده و ۴- ناحیه‌ی فاقد فیلم خنک‌کننده. این نواحی در شکل ۳ نشان داده شده‌است. با توجه به این تقسیم‌بندی، محاسبات خنک‌کاری در سه ناحیه‌ی اول انجام می‌شود و محاسبات مربوط به ناحیه‌ی چهارم در بخش فیلم‌گازی قرار دارد.

محاسبات انتقال حرارت به صورت یک بعدی در راستای شعاعی و به صورت نقطه به نقطه در راستای طولی محفظه رانش انجام می‌شود. به‌منظور تحلیل فرآیند خنک‌کاری از مدل‌های گریسون [20] و استکمن [19] استفاده شده است. مزیت‌های این دو روش نسبت به سایر روش‌ها، ارائه‌ی روابطی به‌منظور محاسبه‌ی دمای دیواره در بخش گاز-بخار خنک‌کننده، اعمال تصحیحاتی در محاسبه‌ی ضریب انتقال حرارت همرفتی گازهای داغ و همچنین ارائه‌ی روابط تحلیلی ساده به‌منظور محاسبه‌ی شار حرارت تشعشی گازهای داغ است. علاوه بر این، در مدل‌سازی این مقاله، بخارات حاصل از تبخیر فیلم مایع در فرآیند احتراق مشارکت داده شده است. خروجی‌های اصلی محاسبات خنک‌کاری عبارتند از: میزان

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

که A_p برابر با مجموع سطح مقطع‌های کانال‌های ورودی مماسی انژکتور است. با بهره‌گیری از ضریب تخلیه، می‌توان اختلاف فشار دو سر انژکتور را محاسبه کرد [24]:

$$\dot{m}_L = C_D A_o (2\rho_L \Delta P)^{0.5} \quad (2)$$

که ΔP اختلاف فشار دو سر انژکتور، ρ_L چگالی سیال، \dot{m}_L دبی عبوری از انژکتور و A_o مساحت نازل خروجی انژکتور است. پارامتری با نام عدد جریان به صورت زیر تعریف می‌شود [24]:

$$FN = \frac{\dot{m}_L}{\Delta P^{0.5} \rho^{0.5}} \quad (3)$$

با توجه به مرجع [25] در صورتی که انژکتور مرکزی در هسته هوایی انژکتور پیرامونی قرار داشته باشد، هر دو انژکتور از نظر هیدرولیکی مستقل هستند. ثابت انژکتور با استفاده از رابطه $K = A_p/D_s d_o$ مشخص می‌گردد. با معلوم شدن ثابت انژکتور، زاویه مخروط پاشش به‌دست می‌آید [13]:

$$2\theta = 6K^{-0.15} \left(\frac{\Delta P d_o^2 \rho_L}{\mu_L^2} \right)^{0.11} \quad (4)$$

قطر اولیه قطرات برابر با قطر متوسط ساوتر؛ فرض شده است. برای محاسبه SMD، روابط متعددی وجود دارد که در جدول ۲ آورده شده است.

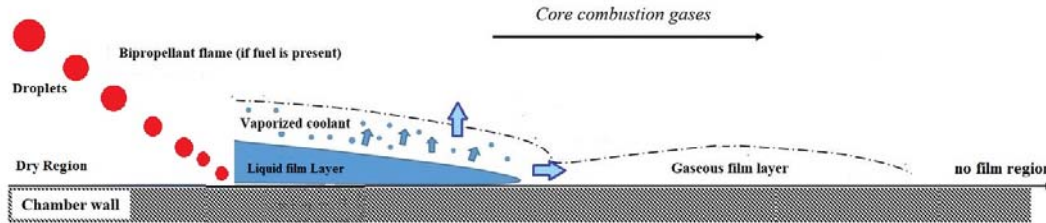
جدول ۲- روابط محاسبه قطر اولیه سوخت [24]

Radcliffe	$SMD = 7.3\sigma^{0.6}\mu_L^{0.2}\rho_L^{-0.2}\dot{m}^{0.25}\Delta P^{-0.4}$	(۵)
Wang & Lefebvre	$SMD = 4.52 \left(\frac{\sigma\mu_L^2}{\rho_g\Delta P^2} \right)^{0.25} (t \cos \theta)^{0.25} + 0.39 \left(\frac{\sigma\rho_L}{\rho_g\Delta P} \right)^{0.25} (t \cos \theta)^{0.75}$	(۶)
Jasuja	$SMD = 4.4\sigma^{0.6}\mu_L^{0.16}\rho_L^{-0.16}\dot{m}^{0.22}\Delta P^{-0.43}$	(۷)
Babu	$SMD = 133 \frac{FN^{0.64291}}{\Delta P^{0.22565}\rho_L^{0.3215}}$	(۸)
Lefebvre	$SMD = 2.25\sigma^{0.25}\mu_L^{0.25}\rho_g^{-0.25}\dot{m}^{0.25}\Delta P^{-0.5}$	(۹)

در روابط فوق، σ کشش سطحی، t ضخامت فیلم مایع و $\cos \theta$ زاویه پاشش مخروط 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 [24]:

فیلم مایع، طول فیلم مایع، دمای دیواره در طول محفظه رانش.

شار حرارتی منتقل شده به دیواره، میزان سوخت بخار شده در لایه



شکل ۳- شمایی از نواحی ایجاد شده بر روی دیواره در فرآیند خنک کاری فیلمی.

شرح داده می‌شود. ضریب اصطکاک C_{f0} از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$C_{f0} = 0.0592 Re_x^{-0.2} \quad (۱۷)$$

عدد استانتون St_0 ، ضریب انتقال حرارت بی‌بعد بدون اثر تراوش است:

$$St_0 = 0.5 C_{f0} Pr^{-0.6} \quad (۱۸)$$

در نهایت، ضریب انتقال حرارت همرفتی بدون اثر تراوش h_0 محاسبه می‌شود [20]:

$$h_0 = G C_{pg} St_0 \quad (۱۹)$$

که C_{pg} ظرفیت حرارتی گازهای داغ و $G = \rho_g u_g$ بوده که u_g و ρ_g به ترتیب سرعت و چگالی گازهای جریان آزاد هستند. با مشخص شدن ضرایب موردنیاز، شار حرارتی منتقل شده از محصولات حاصل از احتراق به دیواره (\dot{Q}_{tot}) از حل روابط زیر تعیین می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{conv} &= h_0 (T_r - T_{w,in}) \\ \dot{Q}_{rad} &= \sigma A_w \varepsilon_g (T_r^4 - T_{w,in}^4) \\ \dot{Q}_{tot} &= \dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{conv} \end{aligned} \quad (۲۰)$$

در این روابط، \dot{Q}_{conv} شار حرارتی همرفتی، \dot{Q}_{rad} شار حرارتی تشعشعی و $T_{w,in}$ دمای دیواره هستند.

در ناحیه‌ی فیلم مایع، می‌بایست اثر دمای این فیلم و سرعت جریان آن لحاظ گردد. لذا از دمای متوسط گازهای داغ و فیلم مایع، T_m ، به منظور محاسبه پارامترهای ترمودینامیکی استفاده می‌شود. بنابراین پارامتر G در این دما از (۲۱) محاسبه می‌گردد:

$$G = \rho_g u_g \left(\frac{T_g}{T_m} \right) \left(\frac{u_g - u_l}{u_g} \right) \quad (۲۱)$$

که در آن

$$u_l = \left(\frac{\dot{m}_{in,i} u_g h_g Pr_g^{2/3}}{\pi r \rho_l \mu_l C_{pg}} \right)^{0.5} \quad (۲۲)$$

بر اثر فرآیند جذب گازهای داغ به لایه‌مرزی، دمای سکون واقعی، به دلیل تبدیل شدن انرژی جنبشی به انرژی حرارتی، بازیابی می‌شود. در نتیجه، دمای گازهای جریان آزاد در لایه‌مرزی، کم‌تر از دمای سکون (T_0) می‌گردد که به این دما، دمای بازیابی T_r اطلاق می‌شود:

$$T_r = T_0 - (1 - r)(T_0 - T_s) \quad (۱۳)$$

که T_s دمای استاتیک گازهای جریان آزاد و $r = Pr^{1/3}$ است. ضریب نشر ترکیب گازی از رابطه (۱۴) محاسبه می‌شود. در این رابطه $\Delta \varepsilon$ اثر هم‌پوشانی‌های دو طیف نشر مولکول‌هاست.

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \Delta \varepsilon \quad (۱۴)$$

شار حرارتی همرفتی، توسط پارامتر $K_t = 1 + 4e_t$ در اثر وجود اغتشاشات جریان آزاد افزایش می‌یابد. e_t نسبت آشفستگی جریان آزاد می‌باشد و مقدار آن برابر ۰/۱۵ تا ۰/۲۰ است. به‌منظور در نظر گرفتن تفاوت چگالی مایع خنک‌کننده تزریق شده با جریان گازهای داغ در محاسبه شار حرارتی همرفتی، از ضریب تصحیح K_M استفاده می‌شود [20]:

$$K_M = \left(\frac{M_g}{M_v} \right)^a \quad \begin{aligned} a &= 0.6 \text{ if } M_v < M_g \\ a &= 0.35 \text{ if } M_v > M_g \end{aligned} \quad (۱۵)$$

در این رابطه، M_v و M_g ، به ترتیب جرم مولکولی محصولات احتراق و بخارات فیلم مایع هستند. این دو ضریب تصحیح برای ناحیه‌ی فیلم گازی نیز با ثوابت متفاوت مطابق روابط زیر محاسبه می‌شوند. در این رابطه، M_c ، جرم مولکولی فیلم مایع است.

$$\begin{aligned} K_t &= 1 + 10.2 e_t \\ K_M &= \left(\frac{M_c}{M_g} \right)^{0.14} \end{aligned} \quad (۱۶)$$

محاسبات انجام شده در هر یک از نواحی تشکیل شده بر روی دیواره به تفکیک بیان می‌گردد. در ادامه، ناحیه پیش از تزریق فیلم مایع

با توجه به مقدار β که می‌تواند بزرگ‌تر و یا کوچک‌تر از یک باشد، از روابط زیر مقدار پارامتر f محاسبه می‌شود.

$$\text{if } \beta \leq 1, f(\beta) = \left(\frac{1}{\beta}\right)^{1.5(\frac{1}{\beta}-1)} \quad (30)$$

$$\text{if } \beta > 1, f(\beta) = 1 + \tan^{-1}(\beta - 1)$$

که

$$\frac{1}{\phi} = f(\beta) \times \left(\frac{S \times u_g}{\alpha_{gf}}\right)^{0.125} \quad (31)$$

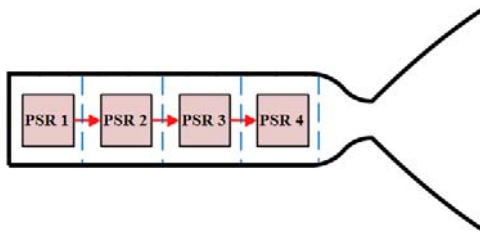
در این رابطه α_{gf} ضریب پخش حرارتی^۱ فیلم گازی و S ضخامت فیلم گازی است. مقدار S را می‌توان از معادله بقای جرم محاسبه نمود. در نهایت مقدار بازده فیلم خنک‌کننده گازی η برابر با مقدار زیر می‌شود:

$$\eta = \exp\left(-\frac{h_g \times ds}{\phi \times C_{pg} \times \dot{m}_c}\right) \quad (32)$$

با ترکیب رابطه‌های (۲۸) و (۳۲) می‌توان دمای دیواره آدیاباتیک را محاسبه نمود [19]. دیواره داخلی محفظه در معرض انتقال حرارت همرفتی و تشعشی از سمت گازهای داغ و انتقال حرارت هدایتی در عرض دیواره و انتقال حرارت تشعشی به سمت محیط بیرون قرار دارد. با استفاده از روابط مربوط به این فرآیندهای انتقال حرارت، توزیع دمای دیواره داخلی و نیز شار حرارتی کل منتقل شده از گازهای داغ به دیواره محاسبه می‌شود.

محفظة

احتراق به صورت یک‌بعدی مدل‌سازی شده است. به این صورت که محفظه (از صفحه انژکتور تا ابتدای نازل همگرا) به چندین بخش محاسباتی در راستای محور آن تبدیل می‌گردد (شکل ۴). هر بخش محاسباتی به صورت یک راکتور کاملاً آمیخته (PSR) در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۴- تقسیم‌بندی محفظه احتراق (از صفحه انژکتور تا ابتدای نازل همگرا) به چندین PSR در راستای طول محفظه احتراق

برای محاسبات احتراق در هر PSR، باید دبی کلی ورودی، کسر جرمی گونه‌های شیمیایی ورودی، دمای مخلوط گازی ورودی، حجم و فشار PSR و گرمای تلف شده در اثر انتقال حرارت و

انتقال حرارت همرفتی و عدد پراتل گازهای داغ و r شعاع محلی محفظه هستند. میزان شار حرارتی کل از رابطه (۲۰) محاسبه می‌شود. شار جرمی فیلم مایع تبخیرشده (\dot{m}_{vap}) از (۲۳) محاسبه می‌شود:

$$\dot{m}_{vap} = \dot{Q}_{tot} / h_{fg} \quad (23)$$

در این رابطه h_{fg} گرمای ویژه‌ی نهان تبخیر خنک‌کننده در دمای فیلم مایع است. میزان شار جرمی فیلم مایع باقی‌مانده از رابطه (۲۴) محاسبه می‌شود. در نقطه‌ای که شار جرمی مایع برابر صفر شود، فیلم مایع به اتمام رسیده و ناحیه فیلم گازی آغاز می‌گردد.

$$\dot{m}_{liq} = \dot{m}_{liq} - \dot{m}_{vap} ds \quad (24)$$

مقدار ضریب انتقال حرارت همرفتی کاهش‌یافته با در نظر گرفتن اثرات تراوش از روابط زیر محاسبه می‌شود [20]:

$$H = C_{pg} K_M \dot{m}_{vap} / h \quad (25)$$

$$h = h_0 \ln \frac{(1+H)}{H}$$

که h_0 شار حرارتی همرفتی بدون اثر تراوش، h شار حرارتی همرفتی کاهش‌یافته با در نظر گرفتن اثرات تراوش است. به دلیل وابستگی مقدار \dot{m}_{vap} به \dot{Q}_{tot} و وابستگی \dot{Q}_{tot} به h ، این روابط به صورت ضمنی حل می‌شوند. درصدی از این شار تبخیرشده برای احتراق در نظر گرفته می‌شود و مابقی آن صرف تشکیل فیلم خنک‌کننده گازی در پایین دست فیلم مایع می‌گردد.

در ناحیه فیلم گازی، افزایش نرخ جریان جرمی لایه‌مرزی بر اثر این انقباض هندسی محفظه، مطابق با (۲۶) محاسبه می‌شود [20]:

$$d\dot{M}_c = -\dot{M}_c (1/D) \left(\frac{dD}{dx}\right) dx \quad (26)$$

که dD/dx برابر با نرخ تغییر قطر نازل است. با این تغییر، جریان جرمی لایه‌مرزی از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\dot{M}_c = \dot{M}_c + d\dot{M}_c \quad (27)$$

دمای دیواره آدیاباتیک، T_{aw} ، دمای سطحی در جریان گاز یا مایع است که به طور کامل پشت آن عایق شده و در اثر انتقال حرارت همرفتی و بدون وجود انتقال حرارت تشعشی، به آن حرارت می‌رسد [26]. به منظور محاسبه آن، در ابتدا بازده فیلم خنک‌کاری گازی η تعریف می‌شود:

$$\eta = (T_r - T_{aw}) / (T_r - T_c) \quad (28)$$

که T_c دمای اولیه تزریق فیلم گازی است. روش محاسبه‌ی بازده در ادامه شرح داده می‌شود [27]. نسبت سرعت گازهای حاصل از احتراق (u_g) به سرعت فیلم خنک‌کننده گازی (u_{gf}) از رابطه زیر محاسبه می‌شود [19].

1. Thermal diffusivity

$$\dot{m} = \frac{P_{cc} A^*}{\sqrt{T_{cc}}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \quad (34)$$

پس از تعیین فشار محفظه احتراق، عدد ماخ، M ، در تمامی مقاطع نازل همگرا و واگرا با استفاده از رابطه زیر مشخص می‌شود:

$$\left(\frac{A}{A^*} \right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \quad (35)$$

پس از تعیین عدد ماخ در همه مقاطع، سایر مشخصات جریان نظیر فشار، دما و سرعت در آن مقطع محاسبه می‌شود.

اعتبارسنجی

در این بخش، زیرمدل‌های استفاده شده در بخش‌های انژکتور و خنک‌کاری مورد بررسی قرار گرفته و نتایج آن‌ها با استفاده از نتایج موجود در مراجع اعتبارسنجی می‌شود. برای اعتبارسنجی نتایج پاشش اولیه از نتایج آزمون‌های تجربی سلطانی و همکاران [23] استفاده شده است. نسبت طول به قطر برای انژکتور مرکزی ۲/۱۵ و برای انژکتور پیرامونی ۱/۱ گزارش شده است. در آزمون‌های این انژکتور از آب به‌عنوان سیال شبیه‌ساز استفاده شده است. ضریب تخلیه برای انژکتور مرکزی با دبی ۱۹ گرم‌برثانیه و انژکتور پیرامونی با دبی ۴۷ گرم‌برثانیه به ترتیب برابر ۰/۲۱ و ۰/۱۷ گزارش شده است. نتایج ضریب تخلیه‌ی محاسبه شده توسط روابط مختلف در جدول ۳ بیان شده است. مشاهده می‌گردد که خطای رابطه ریزک و لنبور [11] کم است.

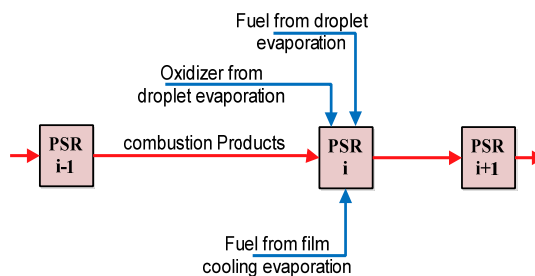
جدول ۳ - نتایج اعتبارسنجی برای ضریب تخلیه

انژکتور	نتیجه تجربی مرجع [23]	ریزک و لنبور [11]		آبرامویچ [14]		جونز [15]	
		محاسبه شده	درصد خطا	محاسبه شده	درصد خطا	محاسبه شده	درصد خطا
انژکتور مرکزی	۰,۲۱	۰,۲	۴,۷	۰,۱۹۹	۵,۲	۰,۲۰۱	۴,۲
انژکتور پیرامونی	۰,۱۷	۰,۱۴۴	۱۵,۳	۰,۱۵۸	۷,۳	۰,۱۴۸	۱۲,۹

زاویه مخروط پاشش برای انژکتورهای مرکزی و پیرامونی مرجع [23] به ترتیب در اختلاف فشارهای ۷ و ۳/۵ بار اندازه‌گیری شده است. در جدول ۴، مقایسه‌ی نتایج تجربی و مدل‌سازی نشان داده شده است. مشاهده می‌گردد که رابطه ریزک و لنبور [13] با خطای معقول، زاویه پاشش را محاسبه می‌کند.

قطر قطرات با آزمون‌های تجربی کوتو و همکاران [29] و سلطانی و همکاران [23] مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این

گرمای موردنیاز برای تبخیر قطرات مایع در هر PSR، به روزرسانی شوند. مقدار دبی کلی ورودی به هر PSR، برابر با مجموع دبی سوخت و اکسند تبخیرشده ناشی از تبخیر قطرات، دبی بخار سوخت خنک‌کننده شرکت‌کننده در احتراق و دبی ورودی از PSR قبلی است. همچنین برای PSR i ام ($i \neq 1$)، کسر جرمی گونه‌های موجود در مخلوط گازی ورودی شامل کسر جرمی گونه‌های موجود در محصولات احتراق PSR قبلی، کسر جرمی سوخت ناشی از تبخیر قطرات موجود در ناحیه احتراقی، کسر جرمی سوخت تبخیرشده از فیلم مایع و کسر جرمی اکسند ناشی از تبخیر قطرات موجود در ناحیه احتراقی است (شکل ۵).



شکل ۵- شمایی از نحوه به‌روزرسانی کسر جرمی گونه‌های موجود در مخلوط گازی ورودی به هر PSR

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

$$\tau = \frac{\rho V_{PSR}}{\dot{m}} \quad (33)$$

شایان ذکر است احتراق به‌صورت پایا بوده و زمان ماندگاری در نظر گرفته شده مربوط به حل روابط PSR است. به منظور حل واکنش شیمیایی درون هر PSR از نرم‌افزار کنترا (Cantera) استفاده می‌شود.

نازل

فرض شده است که واکنش‌های شیمیایی در نازل انجام نمی‌شوند (نازل فریزشده) 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 [17]. لذا می‌توان از روابط آیزنتروپیک استفاده نمود. فشار محفظه احتراق با توجه به دبی، دما، γ محصولات احتراق و هندسه نازل تعیین می‌شود [28]:

جدول ۶ - نتایج اعتبارسنجی مدل به کار رفته در دو نمونه شرایط کاری مختلف

پارامتر	شرایط کاری	مدل گریسون	محاسبه شده	درصد خطا %
طول فیلم مایع [cm]	۱	۷۱/۳	۶۴/۹	۸/۱۹
	۲	۳۸/۵	۳۶/۵	۵/۱۹
نرخ تبخیر فیلم مایع [kg/s.m ²]	۱	۰/۲	۰/۱۲۳	۹/۸
	۲	۰/۲۰۸	۰/۲۱۹	۵/۲۸

نتایج

با استفاده از نرم افزار توسعه داده شده، تراستر دومؤلفه‌ای ۲۲ نیوتنی شرکت آستریوم مورد بررسی قرار گرفته است. مشخصات هندسی این تراستر در جدول ۷ بیان شده است [21]. در این تراستر از انژکتور پیچشی دویپایه استفاده می‌شود. نسبت دبی جرمی اکسند به سوخت برابر با ۱/۶۵ و دبی کل پیشرانه در شرایط نامی برابر با ۷ گرم برثانیه و دمای ورودی ۳۰۰ کلوین است. سوخت مورد استفاده منومتیل‌هیدرازین (MMH) و اکسند تتراکسید نیتروژن (NTO) است. برای شبیه‌سازی احتراق ۱۰ عدد PSR و سینتیک احتراقی گسترده [30] با در نظر گرفتن ۱۷۷ مولکول و ۱۶۱۹ واکنش استفاده شده است.

جدول ۷ - مشخصات هندسی تراستر دومؤلفه‌ای آستریوم [21]

ردیف	عنوان	واحد	مقدار
۱	قطر گلوگاه	mm	۴
۲	قطر محفظه	mm	۱۰
۳	قطر خروجی نازل	mm	۵۲
۴	طول محفظه احتراق	mm	۳۱
۵	طول بخش همگرا نازل	mm	۹
۶	طول بخش واگرای نازل	mm	۹۰
۷	زاویه شروع نازل واگرا	درجه	۲۳
۸	زاویه انتهای نازل واگرا	درجه	۱۰

با استفاده از نرم افزار توسعه داده شده، جریان درون محفظه رانش این تراستر در شرایط کاری نامی به صورت یک بعدی حل شده است. نحوه همگرا شدن حل در شکل ۶ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که حل پس از ۱۳ تکرار با درصد خطای ۰/۰۰۱ برای فشار همگرا شده است. فشار درون محفظه برابر با ۷/۷ بار است. تراست به دست آمده برابر با ۱۹/۸ نیوتن و ضربه ویژه برابر با ۲۸۸ ثانیه است. این ارقام با نتایج تجربی [21] در جدول ۸ مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که بیشترین خطا مربوط به محاسبه فشار محفظه احتراق است که ۱۰٪ است. اما نیروی تراست و ضربه ویژه به ترتیب دارای ۱٪ و ۰/۶٪ خطا هستند.

مقایسه‌ها برای شرایط یکسان پاشش به صورت خلاصه در جدول ۵ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که تمامی روابط، قطر قطره را با خطای معقول به دست آورده‌اند. در مجموع، نتایج اعتبارسنجی ضریب تخلیه و زاویه پاشش نشان می‌دهد که روابط ریزک-لفبور که در نرم‌افزار استفاده شده دارای خطای پذیرفتنی (۵٪ و ۸٪) است. همچنین رابطه رادکلیف در پیش‌بینی قطر قطره دارای خطای حدود ۴۰٪ است. دلیل خطای اعتبارسنجی را می‌توان خطی ذاتی روابط نیمه تجربی مورد استفاده جهت مدل‌سازی و نیز عدم تطابق دقیق ضرایب جریان مانند لزجت، کشش سطحی و ... در شرایط آزمایش و مدل‌سازی دانست.

در بخش فیلم مایع، دو پارامتر طول فیلم خنک‌کاری و شار جرمی تبخیرشده اعتبارسنجی می‌شود. در مرجع [20]، اندازه‌گیری‌های انتقال حرارت در یک لوله با جریان توسعه‌یافته در دمای نسبتاً اندک انجام گردیده است. گاز درون لوله هوا بوده و از آب به‌عنوان خنک‌کننده استفاده شده است. نتایج طول فیلم مایع و نرخ تبخیر فیلم مایع بر واحد سطح در جدول ۶ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که برای ۲ شرایط کاری مختلف، حداکثر درصد خطای محاسبه طول فیلم مایع برابر با ۸٪ و برای نرخ تبخیر برابر با ۱۰٪ است.

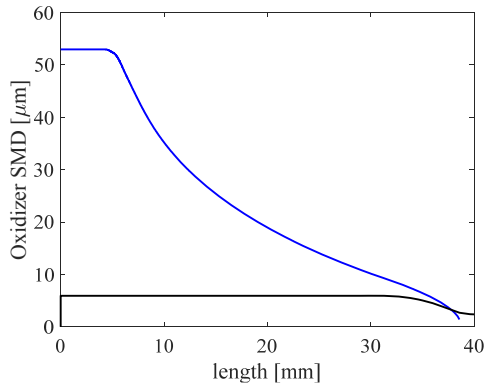
جهت اعتبارسنجی محفظه، باید از صحت عملکرد PSRها اطمینان داشت زیرا از PSRهای متوالی استفاده شده است. به منظور حل واکنش شیمیایی درون هر PSR از نرم‌افزار کنترا استفاده شده که عملکرد صحیح آن اثبات شده است. عملکرد زیربخش نازل نیز در چند نقطه با استفاده جداول دینامیک گازی بررسی گردیده است که نتایج در این مقاله ارائه نشده است.

جدول ۴ - مقایسه زاویه پاشش برای انژکتورهای مرکزی و پیرامونی

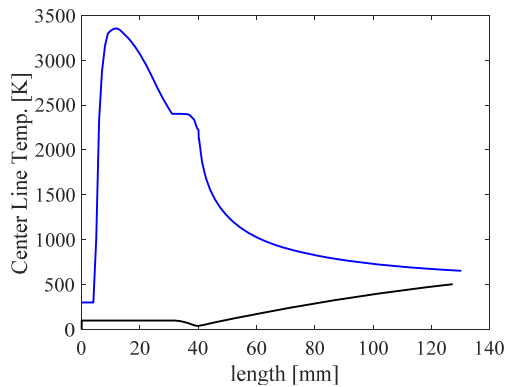
نوع انژکتور	نتیجه تجربی [23]	ریزک و لغبور [13]	درصد خطا %
انژکتور مرکزی	۸۰	۸۶/۵	۸/۱
انژکتور پیرامونی	۹۲	۱۰۶	۱۵

جدول ۵ - مقایسه نتایج به‌دست آمده از روابط و نتایج تجربی مراجع. اندازه‌ها به میکرومتر است.

مراجع	تجربی	رادکلیف	جاسوجا	بابو	لفبور	وانگ لغبور
سلطانی [23]	۱۱۸	۱۶۵/۸	۱۳۰	۸۸/۳	۸۸/۷	۵۵/۷
کوتو [29]	۶۹/۷	۱۳۶/۸	۱۱۲/۱	۴۷/۸	۷۵/۱	۴۸/۹



شکل ۸ - توزیع محوری قطر میانگین قطرات اکسنده

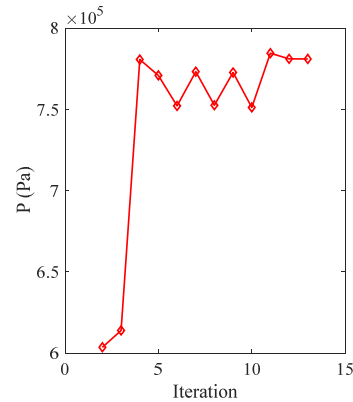


شکل ۹ - توزیع محوری دما درون محفظه احتراق. خط سیاه نشان‌دهنده شکل تراستر است.

در شکل ۹ توزیع دمای در راستای محور محفظه احتراق نشان داده شده است. مشاهده می‌گردد که دمای به‌دست آمده در طول محفظه احتراق، تغییر می‌کند. در ابتدای محفظه احتراق، به دلیل عدم تبخیر سوخت و اکسنده، و نبود فرآیند احتراق، دمای گازها در حد دمای تزریق است. پس از تبخیر سوخت و اکسنده، احتراق ایجاد می‌شود. به دلیل اینکه حجم گازهای ناشی از بخار سوخت و اکسنده کم است، سرعت جریان در محدوده ۱۰ میلی‌متر اول محفظه، در حد صفر است (شکل ۱۰). لذا زمان ماندگاری بالا بوده و سبب می‌شود تا احتراق به صورت کامل اتفاق بیافتد. این موضوع باعث می‌شود تا دمای گازها به بالاترین حد خود یعنی ۳۳۵۰ کلوین برسند. پس از آن به دلیل افزایش سرعت جریان و کاهش زمان ماندگاری، دمای محصولات احتراق کاهش می‌یابد. از سوی دیگر، افزایش انتقال حرارت گازها به دیواره، منجر به کاهش بیشتر دمای گازها می‌شود.

در شکل ۱۰ توزیع محوری سرعت گازهای درون محفظه احتراق نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که سرعت گازها از صفر شروع شده و در طول محفظه احتراق افزایش پیدا کرده و به

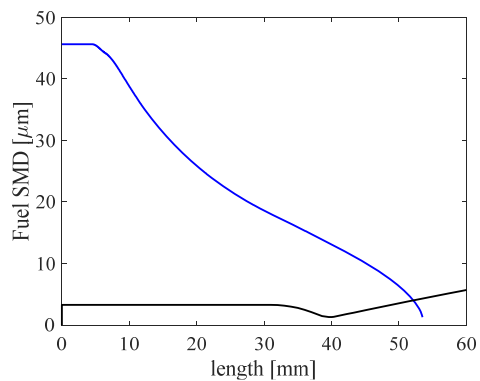
در شکل ۷ توزیع قطر میانگین قطرات سوخت در طول محفظه رانش نشان داده شده است. قطر اولیه قطرات با استفاده از رابطه (۵) برای سوخت برابر با ۴۶ میکرومتر است. قطر قطرات تا فاصله ۷ میلی‌متری ثابت است. زیرا دمای قطرات به دمای جوش نرسیده و میزان تبخیر آن‌ها بسیار اندک است. پس از آن، تبخیر آغاز شده و از قطر قطرات کاسته می‌شود. مشاهده می‌گردد که فرآیند تبخیر قطرات سوخت تا درون بخش واگرای نازل ادامه دارد. مشابه همین فرآیند در شکل ۸ برای قطر قطرات اکسنده (NTO) رسم شده است. قطر اولیه قطرات اکسنده با استفاده از رابطه (۵) برابر با ۵۳ میکرومتر بوده و تبخیر آن‌ها تا ۳۸ میلی‌متری ادامه پیدا می‌کند که درون بخش همگرایی نازل است.



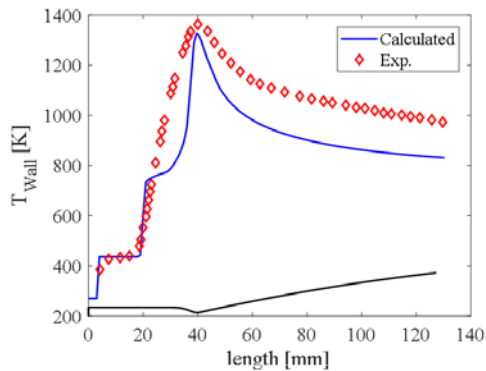
شکل ۶ - نحوه همگرایی شدن فشار محفظه احتراق در طول تکرارهای مختلف

جدول ۸ - مقایسه نتایج تجربی با نتایج شبیه سازی در شرایط نامی عملکرد تراستر آستریوم

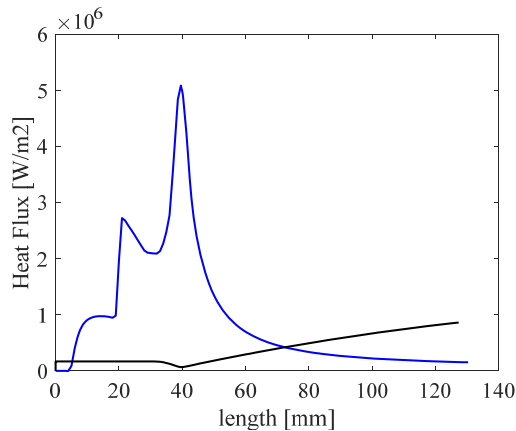
پارامتر	واحد	نتایج تجربی [21]	محاسبه شده	درصد خطا
فشار محفظه	[bar]	۸/۵۶	۷/۷	۱۰٪
نیروی تراست	[N]	۱۹/۶	۱۹/۸	۱٪
ضربه ویژه	[sec]	۲۸۶	۲۸۸	۰/۶٪



شکل ۷ - توزیع محوری قطر میانگین قطرات سوخت



شکل ۱۱- توزیع محوری دمای دیواره، خط آبی نشان دهنده نتایج عددی و لوزی‌های قرمز نشان‌دهنده نتایج تجربی مرجع [21] است.



شکل ۱۲- توزیع محوری شار حرارتی بر روی دیواره

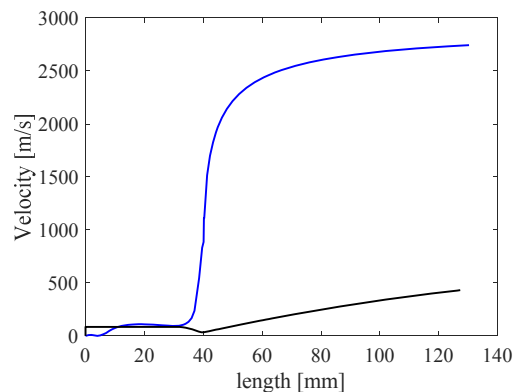
نتیجه‌گیری

نرم‌افزار مدل‌سازی محفظه رانش موتورهای فضایی دومؤلفه‌ای توسعه داده شده است. این نرم‌افزار امکان مدل‌سازی یک‌بعدی محفظه رانش با استفاده از سینتیک شیمیایی را دارد. این نرم‌افزار از مدل‌های پاشش و تبخیر، فرآیندهای تزریق پیش‌رانه و توزیع تبخیر استفاده می‌کند. حلگرهای خنک‌کاری فیلم مایع و فیلم گازی، میزان انتقال حرارت از گازهای داغ به دیواره و دمای دیواره را محاسبه می‌کنند. اعتبارسنجی مدل‌ها نشان‌دهنده خطای قابل‌قبول آن‌ها در مدل‌سازی فرآیندهاست. شبیه‌سازی تراستر دومؤلفه‌ای شرکت آستریوم با سوخت هیدرازین و تتراکسید نیتروژن و سینتیک احتراقی گسترده نشان می‌دهد که دمای گازها درون محفظه دارای پیک ۳۳۵۰ کلونی است. علت بالا بودن دما در ناحیه اول محفظه، به دلیل کم بودن سرعت و بزرگ بودن زمان ماندگاری جریان است. نتایج پاشش نشان می‌دهد که قطرات سوخت با قطر میانگین ۴۶ میکرومتر از انژکتور خارج شده و تبخیر

حدود ۱۱۰ متربرثانیه می‌رسد. این سرعت برابر با عدد ماخ حدود ۰/۱ است. در قسمت همگرای نازل، سرعت گازها به شدت افزایش پیدا می‌کند. لذا زمان ماندگاری کاهش می‌یابد و عملاً سوخت و اکسنده‌ی تبخیرشده در قسمت نازل همگرا و واگرا مفید نیستند.

شکل ۱۱ توزیع دمای بر روی دیواره‌ی محفظه رانش را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود، دما بر روی دیواره تا $x = 20 \text{ mm}$ افزایش چندانی نداشته و ۴۳۷ کلون است که برابر با دمای جوش سوخت در فشار ۹ بار است. پس از اتمام فیلم مایع، دمای دیواره افزایش پیدا می‌کند. حداکثر دمای دیواره در گلوگاه و برابر با ۱۳۲۸ کلون است. پس از گلوگاه، دمای دیواره کاهش پیدا می‌کند و در نهایت، دمای دیواره در انتهای نازل به ۸۳۲ کلون می‌رسد. به منظور اطمینان از صحت مدل‌سازی، نتایج به‌دست آمده با نتایج تجربی مرجع [21] مقایسه شده است. نتایج به‌دست آمده، تطابق مناسب با نتایج تجربی را نشان می‌دهد. در شکل ۱۲ توزیع محوری شار حرارتی بر روی دیواره نشان داده شده است. نمودار شکل ۱۲ دارای ۲ پیک است. پیک بزرگ‌تر مربوط به انتقال حرارت در گلوگاه است که منطقی است. پیک کوچک‌تر درون محفظه احتراق و در انتهای فیلم مایع اتفاق می‌افتد.

محاسبات نشان می‌دهد که دبی سوخت و اکسنده بخار شده تا انتهای محفظه احتراق به ترتیب برابر با ۲/۲۵ و ۴/۳۳ گرم بر ثانیه است که معادل نسبت اکسنده به سوخت ۱/۹۳ است. نسبت اکسنده به سوخت معادل نسبت هم ارزی یک برای مخلوط منومتیل‌هیدرازین و تتراکسید نیتروژن برابر با ۲/۵ است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که چیدمان محفظه احتراق تراستر به گونه‌ای است که باعث افزایش نسبت اکسنده به سوخت از ۱/۶۵ به ۱/۹۳ شود. این موضوع سبب افزایش ضربه ویژه تراستر می‌شود زیرا احتراق انجام شده کامل‌تر بوده و دمای محصولات احتراق و بالطبع فشار محفظه احتراق بالاتر می‌رود.



شکل ۱۰- توزیع محوری سرعت درون محفظه رانش

- [15] Jones, A. R., "Design Optimization of a Large Pressure-Jet Atomizer for Power Plant," in *Proc. 2nd ICLASS*, Madison, Wis., , 1982.
- [16] Gater, R.A. M. R. L'Ecuyer and C. F. Warner, *Liquid-Film Cooling It's Physical Nature and Theoretical Analysis*, Jet Propulsion Center, Purdue university, Indiana, 1965.
- [17] G. P. Sutton and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., New York: John Wiley & Sons, 2001, p. 197-240.
- [18] S. Shine, Sunil Kumar, 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, no. 9, 2012, pp. 5065-5075.
- [19] Stechman, R. C., J. Oberstone and J. C. Howell, "Film Cooling Design Criteria for Small Rocket Engines," *4th Propulsion Joint Specialist Conference*, Cleveland, AIAA, 1968.
- [20] Grisson, W.M., "Liquid Film Cooling in Rocket Engines," *United states air force*, Atlanta, Georgia, 1991.
- [21] Gotzig, U. 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, 2003.
- [22] Preklik, D., D. Estublier and D. Wennerberg, "An Eulerian-Lagrangian Approach to Spray Combustion Modeling for Liquid Bi-Propellant Rocket Motors," in *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, CA, 1995.
- [23] Soltani, M.R., 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*, vol. 9, no. 7, 2005, pp. 592-604.
- [24] Lefebvre, A.H. and V. G. McDonell, *Atomization and Sprays*, Taylor & Francis Group, 2017.
- [25] Yang, V., M. Habiballah, J. Hulka and M. Popp, *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2004.
- [26] Suess, R.P. and L.B. Weckesser, "Equilibrium, Adiabatic Wall and Stagnation Temperatures at Altitudes up to 100,000 Feet and Mach Numbers up to 20," *Defense Documentation Center for Scientific and Technical Information*, Viginia, 1966.
- [27] Howell, J.C., J. Oberstone and R. C. Stechman, "Design Criteria for Film Cooling for Small Liquid-propellant," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 6, no. 2, 1969, pp. 97-102.
- [28] J.D. Anderson, *Modern Compressible Flow: with Historical Perspective*, Boston: McGraw-Hill, 2003.
- [29] Silva Couto, H., P. T. Lacava, D. Bastos-Netto and A. P. Pimenta, "Experimental Evaluation of a Low Pressure-swirl Atomizer Applied Engineering Design Procedure," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 25, no. 2, 2009, pp. 358-364.
- [30] N. J. Labbe, *Determining Detailed Reaction Kinetics for Nitrogen-and Oxygen-Containing Fuels*, PhD Thesis, University of Massachusetts - Amherst, 2013.

آن تا نازل واگرا ادامه دارد. چیدمان محفظه احتراق سبب افزایش نسبت اکسند به سوخت از ۱/۶۵ به ۱/۹۳ شده که سبب افزایش راندمان کلی تراستر و افزایش ضربه ویژه می‌شود.

مراجع

- [1] Mason, J. R. and R. D. Southwick, "Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System," Marshall Space Flight Center, Alabama .
- [2] Bradford, J., 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*, Florida, AIAA-2004-3514.
- [3] McBRIDE and GORDON, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflection Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-273.
- [4] Ponomarenko, A., "RPA: Thermal Analysis of Thrust Chambers.," 2012.
- [5] Available, [on line]: "<http://sierraengineering.com/ROCCID/roccid.html>," [Online].
- [6] Davidian, K.J., "Comparison of Two Procedures for Predicting Rocket Engine Nozzle Performance," in *23rd Joint Propulsion Conference*, San Diego, CA, U.S.A., AIAA-87-2071.
- [7] Manfletti, C., "Start-Up Transient Simulation of a Pressure Fed LOx/LH2 Upper Stage Engine Using the Lumped Parameter-based MOLIERE Code," in *46th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, 2010.
- [8] Song, E. and J. Song, "Modeling of Kerosene Combustion Modeling of Kerosene Combustion," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 9, 2017.
- [9] Gray, H.L. "Modelling of Combustion Processes in Small Liquid Bipropellant Thruster," in *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, 1992.
- [10] Nonnenmacher, S. and M. Piesche, "Design of Hollow Cone Pressure Swirl Nozzles to Atomize Newtonian Fluids," *Chemical Engineering Science*, vol. 55, no. 19, 2000, pp. 4339-4348.
- [11] Rizk, N.K. and A.H. Lefebvre, "Internal Flow Characteristics of Simplex Swirl Atomizers," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 1, no. 3, pp. 193-199, 1985.
- [12] Kim, S., 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*, vol. 20, no. 1, 2008.
- [13] Rizk, N. K. and A. H. Lefebvre, "Prediction of Velocity Coefficient and Spray Cone Angle for Simplex Swirl Atomizers," in *Proceedings of the 3rd International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, London, 1985.
- [14] Moongeun, H., J. Jeon and S.Y. Lee, "Discharge Coefficient of Pressure-Swirl Atomizers with Low Nozzle Opening Coefficients," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 28.1, 2012, pp. 213-218.