



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 2, pp.:14-23  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2024.461879.1170

## Article Info

Received: 2024-06-09  
Accepted: 2024-11-20

## Keywords

Cryogenic engine, one-  
dimensional analysis, film  
cooling

## How to Cite this article

Masoud EidiAttarzade, "Analysis of Thrust Chamber of 35 KN Cryogenic Engine and Sensitivity Analysis of Film Cooling Mass Flow Rate", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (2), p.:14-23, 2025.

# Analysis of Thrust Chamber of 35 KN Cryogenic Engine and Sensitivity Analysis of Film Cooling Mass Flow Rate

**Masoud EidiAttarzade**

School of Aerospace Engineering, College of Interdisciplinary Science and  
Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

[eiattar@ut.ac.ir](mailto:eiattar@ut.ac.ir)

## Abstract

In this paper, using a developed software, the combustion process inside the cryogenic engine is simulated one-dimensionally and using the equilibrium solution. The propellants are kerosene\_LOx. In this regard, models for combustion and nozzle analysis have been used. By using this software, initially, the behavior of the cryogenic motor at the design point is simulated. Then the sensitivity analysis has been done on the film cooling flow percentage. The results of the analysis at the design point show the accuracy of the engine performance. The results of the sensitivity analysis show that the temperature of the combustion chamber has an increasing-decreasing behavior based on the percentage of flow rate, because the fuel-to-air ratio of the combustion chamber approaches the stoichiometric number for some flow rates and then falls away, but the molar mass of the gases has changed and as a result of the impact The specific and characteristic speed of the behavior has a decreasing behavior in terms of the increase in flow rate, so that increasing the cooling percentage up to 20% reduces the specific impact by 7 seconds.



## تحلیل محفظه رانش موتور کرایوژنیک ۳۵ کیلونیوتن و آنالیز حساسیت عملکرد موتور به دبی فیلم خنک کاری

مسعود عیدی عطارزاده

استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران،  
eidiattar@ut.ac.ir

دسترس‌پذیر در نشانی:  
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره دوم، صفحه ۲۳-۱۴  
پاییز و زمستان ۱۴۰۳

### چکیده

در این مقاله، با استفاده از یک نرم‌افزار توسعه داده‌شده، فرآیند احتراق درون موتور فضایی با زوج پیش‌رانه کروسین و اکسیژن مایع به صورت یک‌بعدی و با استفاده از حل تعادلی شبیه‌سازی می‌شود. در این راستا، مدل‌هایی جهت تحلیل احتراق و نازل استفاده شده است. با استفاده از این نرم‌افزار، در ابتدا رفتار موتور کرایوژنیک در نقطه طراحی شبیه‌سازی شده است، سپس آنالیز حساسیت بر روی درصد دبی خنک کاری فیلمی و اثر آن بر عملکرد موتور انجام شده است. نتایج تحلیل در نقطه طراحی، نشان از صحت عملکرد موتور دارد. نتایج آنالیز حساسیت نشان می‌دهد که دمای محفظه احتراق بر اساس درصد دبی رفتار افزایشی-کاهشی دارد، زیرا نسبت سوخت به اکسنده محفظه احتراق به ازای برخی از دبی‌ها به عدد استوکیومتریکی نزدیک می‌شود و سپس فاصله می‌گیرد اما جرم مولی گازها دچار تغییر شده و در نتیجه ضربه ویژه و سرعت مشخصه رفتار بر حسب افزایش دبی رفتار کاهشی دارد به طوری که افزایش درصد خنک کاری تا ۲۰٪، ضربه ویژه را ۷ ثانیه کاهش می‌دهد.

DOI:  
10.22034/jssta.2024.461879.1170

### تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۳۰

### واژه‌های کلیدی

موتور کرایوژنیک، آنالیز یک  
بعدی، دبی فیلم مایع خنک کاری.

### نحوه استناد به این مقاله

مسعود عیدی عطارزاده. "تحلیل  
محفظه رانش موتور کرایوژنیک ۳۵  
کیلونیوتن و آنالیز حساسیت  
عملکرد موتور به دبی فیلم  
خنک کاری"، دو فصلنامه علوم،  
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد  
چهارم، شماره دوم، صفحات ۱۴-  
۲۳، ۱۴۰۳.

## ۱- مقدمه

پیچیدگی زیاد و اندرکنش فرآیندهای پاشش و احتراق، نیاز به آزمایش‌های متعدد و هزینه‌بر در طول فرآیند طراحی و توسعه محفظه رانش را افزایش می‌دهد. استفاده از مدل‌سازی و شبیه‌سازی در کنار آزمایش سبب کم شدن هزینه و زمان دسترسی به محصول نهایی می‌شود. 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.

پیش از این نرم‌افزارهایی مانند: [1] ROCETS، [2] REDTOP، [3] ODE و [4] RPA توسعه داده شده‌اند که هدف آن‌ها تحلیل رفتار سیستمی تراستر، از مخازن تا انتهای نازل است و لذا محفظه احتراق را به صورت صفر بعدی و با فرض تعادلی مورد بررسی قرار می‌دهند. در عوض نرم‌افزارهای آترین [5]، [6] ROCCID و [7] ODK، احتراق را به صورت یک‌بعدی و با استفاده از سینتیک شیمیایی مدل‌سازی می‌کنند. نرم‌افزارهای ROCCID و ODK اختصاصی بوده و در دسترس نیستند.

در برخی از مدل‌ها مانند منفلتی [8] محفظه احتراق به صورت صفر بعدی در نظر گرفته شده و از یک راکتور کاملاً آمیخته<sup>۱</sup> به منظور شبیه‌سازی سینتیک احتراقی استفاده شده است. گری [9] از روش یک‌بعدی اما با استفاده از فرض تعادلی برای احتراق استفاده کرده است. عطارزاده و همکارانش [5، 10] محفظه احتراق را به صورت یک‌بعدی ترکیبی از چندین راکتور کاملاً آمیخته مدل‌سازی کرده‌اند. فرآیندهای صورت گرفته در پدیده احتراق در تراسترهای سوخت مایع خودمشتعل عبارت‌اند از: اتمیزاسیون اسپری، تبخیر قطرات، اختلاط مؤلفه‌های پیش‌رانه و واکنش فاز گازی [11].

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 فرآیند 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 [12]. برای اندازه‌گیری ضخامت فیلم مایع و زاویه پاشش، روابط تجربی

<sup>۱</sup> Perfectly Stirred Reactor: PSR

<sup>۲</sup> Injector

متعددی توسط ریزک و لغبور [13] و سویاری و لغبور [14] بیان شده است. آن‌ها اختلاف فشار دو سر پاشنده، چگالی و لزجت مایع پاشیده شده، دبی و قطر خروجی پاشنده را به عنوان عوامل مؤثر بر ضخامت فیلم مایع معرفی کردند. ریزک و لغبور [15] رابطه‌ای برای زاویه پاشش پاشنده برحسب ابعاد و مشخصات عملکردی پاشنده ارائه دادند. آن‌ها نشان دادند با افزایش چگالی و کاهش لزجت سیال، زاویه پاشش افزایش می‌یابد.

در محفظه احتراق، طراحی به نحوی انجام می‌شود که قطرات پیش‌رانه‌ها به دیواره جانبی محفظه برخورد کرده و برحسب سرعت و جرم قطرات، بخشی از سوخت بر روی دیواره باقی‌مانده و فیلم مایع را تشکیل دهند [16]. عمده این فیلم از سیال سوخت تشکیل شده و با قرار گرفتن بین گازه‌های داغ و دیواره، از آسیب به دیواره جلوگیری می‌کند [17، 18]. 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 سرعت گرفتن فیلم مایع منجر به کاهش ضخامت فیلم شود و در نهایت فیلم مایع در نقطه‌ی خشک، محو شود [19]. کانگ و همکاران [20] به بررسی تجربی فیلم مایع بر عملکرد محفظه رانش موتور کرایونیک LCH4-LOx پرداخته‌اند. تاوچی و همکاران با استفاده از مدل‌های فیزیکی پایه، به بررسی طول فیلم مایع و اثر آن بر  $C^*$  و Isp پرداخته‌اند [18]. فوجی و همکاران دینامیکی جریان فیلم مایع در موتور سوخت مایع با زوج پیش‌ران هابیرگالیک را بررسی کرده‌اند [21].

در این مقاله، با استفاده از نرم‌افزار اختصاصی توسعه داده شده، فرآیند احتراق درون محفظه احتراق موتور کرایونیک شبیه‌سازی شده و عملکرد آن اندازه‌گیری می‌شود. سپس اثر درصد دبی خنک‌کاری فیلمی مورد بررسی قرار می‌گیرد. شایان ذکر است که درصد دبی خنک‌کاری فیلمی، در موتورهای سوخت مایع به عنوان یک پارامتر طراحی مطرح می‌شود که بر اساس آن، انژکتورهای پیرامونی صفحه انژکتور طراحی می‌شوند.

## ۲- مدل‌سازی

جهت مدل‌سازی عملکرد موتور راکتی در شرایط استاتیکی، چهار قسمت یا فرآیند اصلی در نظر گرفته شده است: ۱- پاشش و تبخیر، ۲- خنک‌کاری، ۳- محفظه و ۴- نازل. در این مقاله،

این محاسبات، عملکرد کلی تراستر نظیر نیروی تراست 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، محفظه‌رانش را از ابتدای پاشنده تا انتهای نازل واگرا به صورت یک‌بعدی حل می‌کند. فرآیند احتراق درون محفظه احتراق با استفاده از سینتیک شیمیایی گسترده و درون نازل با فرض فریز شده مدل می‌شود. برای نازل، پارامتر عملکردی تعریف می‌شود که عبارت است از:

$$\eta_{NZ} = 0.85 - 0.99 \quad (3)$$

پارامتر سرعت مشخصه،  $C^*$ ، مطابق رابطه (3) تعریف می‌شود که در آن  $P_{cc}$ ، فشار محفظه،  $A_f$  قطر گلوگاه و  $\dot{m}$ ، دبی جرمی کل است. همچنین می‌توان پارامتر ضربه مخصوص،  $I_{sp}$ ، را مطابق رابطه (4) تعریف کرد که نشان دهنده میزان تراست تولیدی به ازای دبی جرمی مشخص است.

$$C^* \equiv \frac{P_{cc} A_f}{\dot{m}} \quad (4)$$

$$I_{sp} \equiv \frac{Thrust}{\dot{m}_t g_0} \quad (5)$$

پارامتر دیگری برای تنظیم راندمان احتراق تعریف شده است که بر روی دمای محصولات احتراق اثر گذار است.

$$\eta_{Comb} = 0.90 - 0.99 \quad (6)$$

#### ۱-۴ - کد

به منظور پیاده سازی روابط اشاره شده در قسمت قبل، از نرم افزار متلب استفاده شده است. در این نرم‌افزار، کد مورد نظر بر اساس الگوریتم طراحی شده، تدوین شده است. به منظور حل کل تراستر و مدل‌سازی پدیده‌های مختلف، از روش تکراری استفاده شده است (شکل ۲). در ابتدا، متغیرهای ورودی (هندسی و عملکردی) و تنظیمات مورد نیاز توسط کاربر وارد می‌شود. پس از آن، حل وارد حلقه تکرار شده و محاسبات احتراق براساس احتراق تعادلی و با استفاده از فراخوانی نرم افزار CEA انجام گردیده و توزیع دما و محصولات احتراق به روز می‌شود. سپس محاسبات نازل انجام شده و فشار محفظه احتراق تعیین می‌شود. معیار همگرایی، مقدار باقیمانده‌ی فشار است. این نرم‌افزار در قالب نرم‌افزار متلب و به صورت متن باز تدوین شده است.

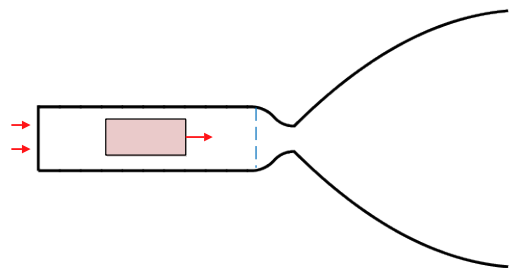
بخش محفظه احتراق و نازل مورد تحلیل قرار می‌گیرد لذا کد توسعه داده شده، فقط این دو بخش را مدلسازی می‌کند.

#### ۱-۲ - محفظه احتراق

به منظور مدل‌سازی فرآیند احتراق، مدلی مشابه روش نرم‌افزارهای ROCETS [1]، REDTOP [2]، ODE [3] و RPA [4] استفاده شده است. در این روش، محفظه احتراق و فرآیند احتراق در آن به صورت صفر بعدی مدل شده است. برای مدل‌سازی نیز از روش تعادل شیمیایی و کد نرم‌افزار CEA استفاده شده است. شکل ۱ چیدمان کلی را توصیف می‌کند. زمان اقامت در محفظه احتراق از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$\tau_{flow} = \frac{\rho V_{Comb}}{\dot{m}} \quad (1)$$

لازم به ذکر است احتراق به صورت پایا است.



شکل ۱ استفاده از روش تعادلی و نرم‌افزار CEA به منظور مدلسازی فرآیند احتراق در محفظه رانش

#### ۱-۳ - نازل

نازل به صورت فریز شده<sup>۳</sup> 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 [22]. با این فرض، می‌توان از روابط آیزنتروپیک استفاده کرد. فشار محفظه احتراق با توجه به دبی، 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 [23]:

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

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

<sup>3</sup> Frozen

$L_n$	Divergent length
$\beta_a$	Divergent initial angle
$\beta_m$	Divergent end angle
AR	Area Ratio

با توجه به مشخصات نازل، نسبت مساحت برابر با ۶۶ است. سوخت مورد استفاده RP-1 و اکسنده آن LOx است. نسبت دبی جرمی اکسنده به سوخت برابر با ۲.۳ است. این موتور برای فشار محیطی  $10^{-6}$  پاسکال طراحی شده است. جدول زیر پارامترهای عملکردی لازم جهت طراحی محفظه احتراق را نشان می‌دهد.

جدول ۲ مشخصات عملکردی محفظه رانش

مقدار	واحد	پارامتر
2.3	[-]	Mixture Ratio
11.15	[kg/s]	Total Mass Flow Rate
$10^{-6}$	[Pa]	Ambient Pressure
300	[K]	Injection Temperature
2.7	[K]	Surrounding Temperature
90	%	Nozzle Performance
92	%	Combustion Efficiency
20%	[-]	The percent of fuel to Film Cooling
2.874	[-]	CombustionOF

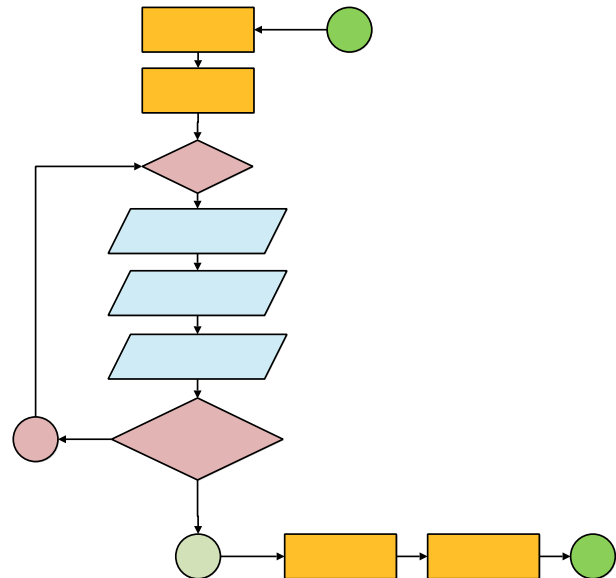
تنظیمات به کار رفته برای حل کد، حداکثر تعداد تکرار ۳۰ بار و معیار همگرایی فشار محفظه برابر با  $10^{-3}$  در نظر گرفته شده است.

#### ۴- نتایج

در این بخش، نتایج بدست آمده از طراحی ارائه می‌شود. در ابتدا، موتور در نقطه طراحی بررسی می‌شود و سپس آنالیز حساسیت برای درصد دبی سوخت فیلم مایع انجام می‌شود.

#### ۱-۵- نتایج نقطه طراحی

نتایج این نقطه بر اساس مندرجات جدول ۲ می‌باشد. شایان ذکر است که در این حل، درصد دبی سوخت جهت خنک کاری دیواره، ۲۰٪ در نظر گرفته شده است. در ادامه نتایج بدست آمده ارائه می‌شود. شکل ۱ نمودار همگرا شدن حل مسئله را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با ۴ بار تکرار، مسئله حل می‌شود.

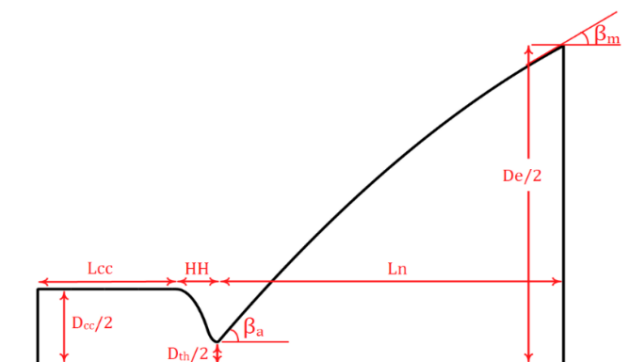


شکل ۲ الگوریتم مدل‌سازی محفظه رانش به همراه اجزاء و نحوه ارتباط بین آن‌ها

مجموعه کد تدوین شده به همراه روابط مورد استفاده در آن به صورت مبسوط در مقالات پیشین عطارزاده و همکارانش [5, 10] مورد بررسی قرار گرفته و اعتبارسنجی نتایج انجام شده است.

#### ۳- هندسه مورد بررسی

شماتیک محفظه رانش در شکل ۱ نشان داده شده و مشخصات هندسی محفظه در جدول ۱ بیان شده است. منظور از محفظه رانش، از ابتدای صفحه انژکتور تا انتهای نازل واگرا است.



شکل ۱ شماتیک محفظه رانش موتور کرایونیک

جدول ۱ مشخصات هندسی محفظه رانش

نشان	پارامتر
$D_{th}$	Throat diameter
$D_{cc}$	Chamber diameter
$D_e$	Nozzle exit diameter
$L_{cc}$	Chamber length
$HH$	Convergent length

شکل‌ها، جهت درک راحت‌تر، شماتیک محفظه رانش رسم شده است.

شکل ۱ حل مسئله به روش حلقه تکرار

نتایج شبیه‌سازی عملکرد موتور در جدول ۳ نشان داده شده است. تحلیل نشان می‌دهد که تراست موتور برابر با ۳۵.۴۸ کیلو نیوتن بوده و ضربه ویژه برابر با ۳۲۴ ثانیه با نسبت مساحت نازل ۶۶ است. فشار محفظه احتراق نیز برابر با ۱۱.۸۷ بار می‌باشد. سرعت ویژه،  $C^*$ ، برابر با ۱۵۶۶ متربرثانیه است. مشخصات ترمودینامیکی محصولات احتراق و ترکیب آنها در ورودی نازل همگرا نیز بیان شده است.

شکل ۲ دما در خط مرکزی محفظه رانش

جدول ۳ نتایج شبیه‌سازی عملکرد محفظه رانش

مقدار	پارامتر
4	No. of Iterations
35.48	Thrust [kN]
324.3	Isp [s]
11.87	Pcc [bar]
2,931	Exit plane Velocity [m/s]
3,562	Exit plane Pressure [Pa]
3.81	Exit Mach No. [-]
3,159	Averaged Tcc [K]
3,159	Nozzle Inlet Tcc [K]
1,566	$C^*$ [m/s]
324	Nozzle Inlet Gas Constant (R)
1.120	Nozzle Inlet Gamma
1.964	Nozzle Inlet Cp [kJ/kg.K]
25.59	Nozzle Inlet MW [gr/mol]
$1.036 \times 10^{-4}$	Nozzle Inlet DynViscosity [Pa.s]
12.707	Nozzle Inlet Conductivity [mW/cm/K]
0.539	Nozzle Inlet Prandtl
222.55	Nozzle Inlet Velocity [m/s]
1.155	Nozzle Inlet Density [kg/m <sup>3</sup> ]
3.12 %	Nozzle Inlet MassFraction of O2
39.52 %	Nozzle Inlet MassFraction of CO2
26.59 %	Nozzle Inlet MassFraction of CO
26.51 %	Nozzle Inlet MassFraction of H2O
0.41 %	Nozzle Inlet MassFraction of H2

شکل ۳ سرعت بر روی خط مرکزی

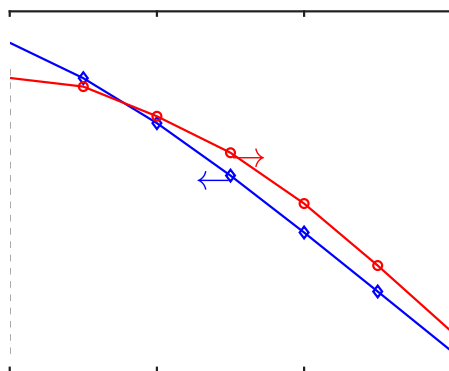
شکل ۴ عدد ماخ جریان بر روی خط مرکزی

در شکل ۲ الی شکل ۶ نمودارهای دمای محصولات احتراق، سرعت جریان، عدد ماخ، چگالی سیال و فشار بر روی محور مرکزی (تقارن) محفظه رانش رسم شده است. در همه این

جدول ۴ مشخصات پارامترها در آنالیز حساسیت درصد دبی خنک کاری

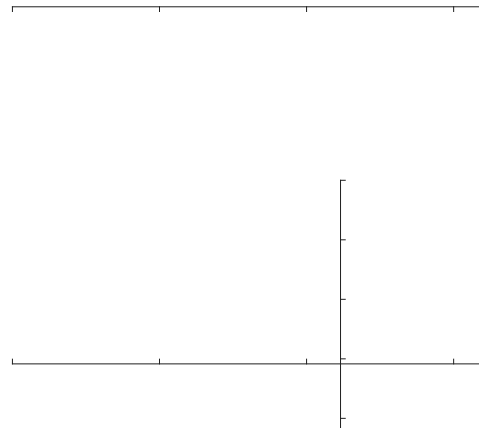
$\dot{m}_t$ [kg/s]	$OF_{tot}$ [-]	Film Cooling %	$OF_{Comb}$ [-]
11.15	2.3	0	2.3
11.15	2.3	5	2.42
11.15	2.3	10	2.55
11.15	2.3	15	2.7
11.15	2.3	20	2.87
11.15	2.3	25	3.07
11.15	2.3	30	3.28

در

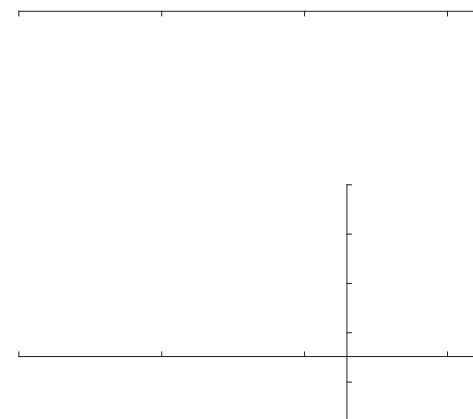


شکل ۷ الی

تغییرات پارامترهای کلان سیستمی نظیر تراست،  $Isp$  و  $C^*$  و همچنین فشار و دمای خروجی از محفظه احتراق بر اساس درصد دبی خنک کاری فیلمی رسم شده است. در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود که افزایش دبی خنک کاری فیلمی سبب کاهش  $Isp$  و  $C^*$  می‌شود. افزایش دبی خنک کاری از ۰٪ تا ۲۰٪ (نقطه طراحی) سبب کاهش ۷ ثانیه‌ای  $Isp$  می‌شود. از سوی دیگر،  $C^*$  نیز از ۱۶۳۰، به ۱۵۷۰ متربرثانیه در نقطه طراحی کاهش می‌یابد.



شکل ۵ چگالی گازهای داغ بر روی خط مرکزی



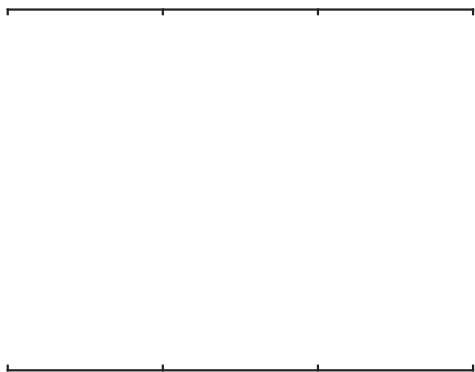
شکل ۶ فشار گازها بر روی خط مرکزی

بر اساس آنچه از طراحی انتظار می‌رود، جریان در طول نازل همگرا-واگرا به درستی منبسط شده و شوک تشکیل نمی‌شود.

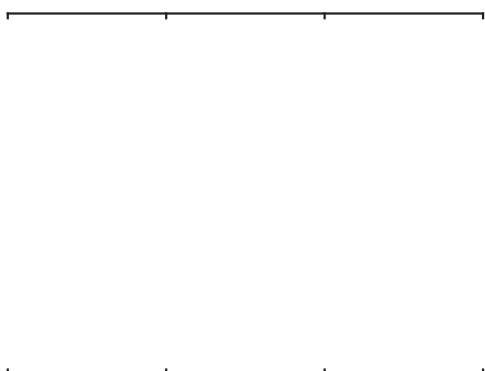
#### ۱-۶- نتایج آنالیز حساسیت

در راستای بررسی دقیق‌تر موتور طراحی شده، آنالیز حساسیت انجام شده است. در آنالیز حساسیت، یک پارامتر تغییر کرده و سایر پارامترها ثابت در نظر گرفته می‌شوند. آنالیز حساسیت برای پارامتر درصد دبی سوخت فیلم مایع خنک کاری انجام شده است. در ادامه، نتایج هر یک از موارد فوق بیان می‌شود.

بخشی از سوخت، به عنوان خنک کاری فیلمی بر روی جداره درونی محفظه احتراق استفاده می‌شود. مقدار سوخت مصرفی، به صورت درصد از دبی سوخت تعریف شده که به آن درصد دبی خنک کاری فیلمی گفته می‌شود. در این بخش، اثر تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی بررسی می‌شود. جدول ۴ مشخصات پارامترهای بکار رفته در آنالیز حساسیت درصد دبی خنک کاری را نشان می‌دهد. بازه تغییرات از ۰ تا ۳۰٪ دبی کل سوخت است.

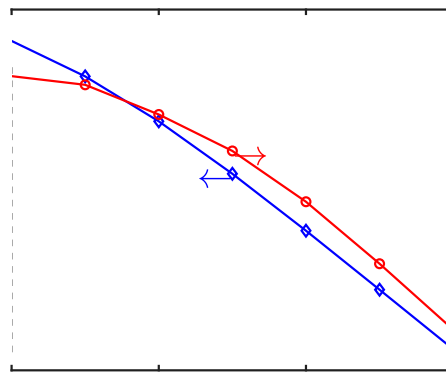


شکل ۹ تغییرات دمای خروجی از محفظه احتراق بر اساس تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی

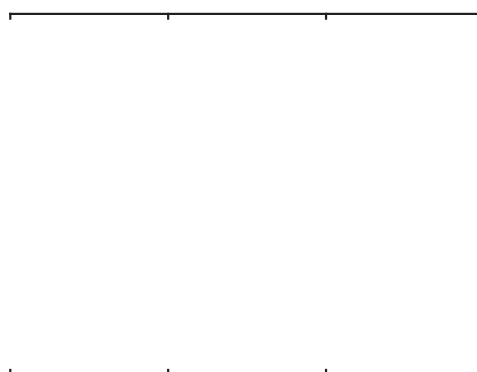


شکل ۱۳ تغییرات نسبت هم ارزی واقعی درون محفظه احتراق بر اساس تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی

از سوی دیگر در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که با افزایش درصد دبی خنک کاری فیلمی سبب افزایش جرم مولکولی ( $MW_{NT}$ ) در ورودی نازل همگرا می‌شود. این امر سبب می‌شود تا سرعت گازهای خروجی از نازل واگرا کاهش یابد و در کل، سبب کاهش راندمان نازل می‌شود.



شکل ۷ تغییرات  $C^*$  و  $Isp$  بر اساس تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی



شکل ۸ تغییرات نیروی تراست بر اساس تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی

در شکل ۱۲، مشاهده می‌شود که دمای خروجی از محفظه احتراق ( $T_{cc}$ ) بر حسب درصد دبی خنک کاری فیلمی، رسم شده است. همچنین، بر اثر افزایش درصد دبی خنک کاری، دمای گازها رفتار افزایشی-کاهشی دارند. بیشینه این رفتار در درصد دبی خنک کاری ۲۰٪ (نقطه طراحی) است. در شکل ۱۳، تغییرات نسبت هم ارزی واقعی درون محفظه احتراق، بر اساس تغییر درصد دبی خنک کاری فیلمی رسم شده است. که با افزایش درصد خنک کاری، نسبت O/F افزایش یافته تا به ۳.۳ برسد. باید توجه داشت که در نسبت هم ارزی ۱، خواهیم داشت:  $O/F = 3.4$ . افزایش O/F سبب افزایش دمای محصولات احتراق می‌شود زیرا نسبت هم ارزی به استوکیومتری نزدیک‌تر می‌شود.

دارد. این موضوع را می‌توان ناشی از تغییرات جرم مولکولی و درصد گونه‌های شیمیایی گازها دانست.

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

شکل ۱۰ تغییرات جرمی مولی خروجی از محفظه احتراق بر اساس تغییر درصد دبی خنک‌کاری فیلمی

شکل ۱۱ تغییرات توزیع دما گازها بر روی محور مرکزی محفظه رانش بر اساس تغییر درصد دبی خنک‌کاری فیلم

افزایش جرم مولکولی گازها و کاهش راندمان نازل، سبب کاهش فشار محفظه احتراق می‌شود. این موضوع در شکل ۱۵ نشان داده شده است. با افزایش دبی خنک‌کاری، فشار محفظه احتراق از ۱۲.۴ به ۱۱.۶ بار کاهش می‌یابد. کاهش فشار محفظه احتراق در مجموع سبب کاهش تراست (شکل ۱۱) و همچنین  $I_{sp}$  و  $C^*$  (شکل ۱۰) می‌شود.

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

شکل ۱۲ تغییرات توزیع سرعت گازها بر روی محور مرکزی محفظه رانش بر اساس تغییر درصد دبی خنک‌کاری فیلمی

\_\_\_\_\_

## ۵- نتیجه‌گیری

فرآیند احتراق درون موتور کرایونیک به صورت یک‌بعدی و با استفاده از نرم افزار تدوین شده و روش حل تعادلی شبیه‌سازی شده است. در این راستا، مدل‌هایی جهت تحلیل احتراق و نازل به کار گرفته شده است. با استفاده از این نرم‌افزار، رفتار موتور با سوخت کروسین و اکسیژن مایع شبیه‌سازی شده است. در طراحی موتور، ۲۰٪ دبی سوخت، جهت خنک‌کاری فیلمی در نظر گرفته شده است تا عمر کاری موتور بالا باشد. سپس آنالیز حساسیت بر روی درصد دبی خنک‌کاری فیلمی انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که دمای محفظه احتراق بر اساس

شکل ۱۵ تغییرات فشار خروجی از محفظه احتراق بر اساس تغییر درصد دبی خنک‌کاری فیلمی

شکل ۱۶ تغییرات توزیع دما گازها و شکل ۱۷ سرعت گازها بر روی محور مرکزی محفظه رانش بر اساس تغییر درصد دبی خنک‌کاری فیلم را نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که در همه نقاط کاری، هیچ شوکی درون نازل وجود نداشته و موتور عملکرد کلی مناسبی دارد. در هر دو شکل، مشاهده می‌شود که هرچند تغییرات دما و سرعت در محفظه احتراق بر اساس درصد دبی خنک‌کاری کم است، اما در خروجی نازل، تفاوت فاحش وجود

- [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. Khosrobeygi, M. Farshchi and A. Ramezani, "Investigation of a Bi-propellant Thruster by a Developed Space Engine's Thrust Chamber Analysis Code," *Journal of Space Science & Technology*, p. In persian, 2020.
- [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*, vol. 201, p. 244–251, 2019.
- [12] S. Nonnenmacher and M. Piesche, "Design of hollow cone pressure swirl nozzles to atomize Newtonian fluids," *Chemical Engineering Science*, vol. 55, no. 19, pp. 4339–4348, 2000.
- [13] N. K. Rizk and A. H. Lefebvre, "Internal flow characteristics of simplex swirl atomizers," *Journal of propulsion and power*, vol. 1, no. 3, pp. 193–199, 1985.
- [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." 20, no. 1 (2008): 015403., *Measurement Science and Technology*, vol. 20, no. 1, 2008.
- [15] N. K. Rizk 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.
- [16] 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*, vol. 88, pp. 32–39, 2019.
- [17] 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*, vol. 71, p. 751–762, 2017.
- [18] S. Tauchi, C. Inoue, Z. Wang, Y. Daimon and G. Fujii, "Optimal Liquid Engine Architecture by Performance-Cooling Tradeoff Analysis", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 40, No. 4, p. 631–641, 2024, <https://doi.org/10.2514/1.B39409>.
- [19] 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*, Vols. 190., p. 515–533, 2017.
- [20] Y.H. Kang, H.J. Ahn, C.H. Bae, J.S. Kim, J.W. Lee and J.H. Kim, Performance Characteristics of the Film-cooling System Applied to 200 N-class GCH4-LOx Small Rocket Engine, AIAA 2023-0717, p. 1-9, 2023.
- [21] G. Fujii, Y. Daimon, K. Furukawa, C. Inoue, D. Shiraiwa and N. Tanaka, "Visualization of Coolant Liquid Film Dynamics in Hypergolic Bipropellant Thruster", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 38, No. 2, 2022, <https://doi.org.access.semantak.com/10.2514/1.B38421>.
- [22] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Liquid*, 7th ed., New York: John Wiley & Sons, 2001, p. 197–240.
- [23] J. D. Anderson, *Modern compressible flow : with historical perspective*, Boston: McGraw-Hill, 2003.
- درصد دبی رفتار افزایشی-کاهشی داشته و به عدد ۳۱۶۰ کلونین می‌رسد زیرا نسبت سوخت به هوا محفظه احتراق به ازای برخی از دبی‌ها به عدد استویکیومتریکی ۳.۴ نزدیک می‌شود. افزایش دبی خنک‌کاری از صفر به ۳۰٪، سبب کاهش ضربه ویژه از ۳۳۰ به ۳۱۸ ثانیه می‌شود. تراست نیز از ۳۶.۳ به ۳۴.۷ کیلونیوتن کاهش می‌یابد. فشار محفظه احتراق نیز از ۱۲.۳ بار به ۱۱.۵ کاهش یافته است. اما جرم مولکولی محصولات احتراق در ورودی به نازل همگرا از ۲۲.۵ به ۲۷ افزایش یافته است که همین سبب افت عملکرد نازل شده و تراست و ضربه ویژه کاهش می‌یابد.

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

## ۶- مراجع

- [1] J. R. Mason and R. D. Southwick, "Large liquid rocket engine transient performance simulation system," Marshall Space Flight Center, Alabama, 1991.
- [2] J. Bradford, A. Charania and B. S. Germain, "REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability," in *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, Florida, AIAA-2004-3514, p.1-18, 2004.
- [3] McBRIDE and GORDON, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and R efleaed Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-73, 1976.
- [4] A. Ponomarenko, "RPA: Thermal Analysis of Thrust Chambers.," 2012.
- [5] M. EidiAttarZade, M. Farshchi, A. Sarabadani, h. khosrobeygi, g. Davarnia and A. Ramezani, "Investigation of injector dimension on the performance of combustion chamber of a bi-propellant thruster," *Fuel and Combustion*, vol. 13, no. 4, pp. 63–78, 2020.
- [6] "http://sierraengineering.com/ROCCID/roccid.html," [Online], [July 18, 2024].
- [7] K. J. Davidian, "Comparison of Two Procedures for Predicting Rocket Engine Nozzle Performance," in *23rd Joint Propulsion Conference*, San Diego, CA, U.S.A., AIAA-87-2071, 1987.
- [8] C. Manfletti, "Start-Up Transient Simulation of a Pressure Fed LOx/LH2 Upper Stage Engine Using the Lumped Parameter-based MOLIERE Code," in *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, 2010.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)