



## مدل‌سازی دینامیکی یک موتور سوخت مایع الکتروپمپی خاص

داوود رمش<sup>۱</sup>، حسن ناصح<sup>۲</sup>، حدیثه کریمائی<sup>۳\*</sup>، سیده فاطمه میرمحمدی<sup>۳</sup>، سید محمد جواد هاشمی همامی<sup>۳</sup>

۱. دانش‌آموخته مقطع دکترا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲. استادیار، گروه علوم فضایی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری

\*نویسنده مسئول: karimaei@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۳/۲۲ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۱۸

### چکیده

امروزه مواجهه با چالش‌های فناوری‌های دماشی و توربوپمپی در سامانه‌های پیش‌رانش فضایی سوخت مایع از یک سو و از سوی دیگر پیشرفت و توسعه صنعت تامین انرژی و توان (دسترسی به فناوری‌های جدید باتری)، استفاده از این فناوری را در صنایع پیشرفته فضایی نظیر صنعت پیش‌رانش فضایی امری اجتناب‌ناپذیر نموده است. با توجه به این تحول، هدف در این پژوهش مدل‌سازی دینامیک غیرخطی سامانه پیش‌رانش فضایی مجهز به الکتروپمپ می‌باشد. برای مدل‌سازی این سامانه شامل محفظه احتراق، مخازن سوخت و اکسید کننده و سیستم فشارگذاری مربوطه می‌باشد. بنابراین، در این سامانه تغذیه به منظور سوخت‌رسانی از مخازن به موتور و افزایش فشار برای ایجاد امکان پاشش مناسب سیال به درون محفظه احتراق از پمپ‌هایی که توسط یک موتور الکتریکی روشن می‌شوند، بهره گرفته می‌شود. برای این منظور، از مجموعه روابط حاکم در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب استفاده شده است. نتایج حاصل از مدل‌سازی شامل نمودارهای پارامترهای هدف این پژوهش که شامل تغییرات سرعت زاویه‌ای در زمان، تغییرات فشار محفظه احتراق بر حسب زمان و تغییرات دبی مولفه سوخت و اکسید کننده به محفظه احتراق بر حسب زمان می‌باشند، ارائه شده است. در پایان، نتایج بدست آمده با نتایج حاصل از مرجع معتبر مقایسه و صحت‌گذاری گردید.

**کلمات کلیدی:** مدل‌سازی دینامیک غیرخطی، موتور سوخت مایع، الکتروپمپ، سیمولینک.

### مقدمه

توسعه موتورهای سوخت مایع به دلیل پیچیدگی و دارا بودن اجزای مختلف کاری، پرهزینه است. وجود ابزاری که بتواند تحلیل مناسبی از عملکرد آنها ارائه دهد، در کاهش بسیاری از هزینه‌ها (اعم از هزینه‌های طراحی و بازننگری‌های آن) موثر است. معمولاً زمان طراحی در روش محاسبات دستی و همینطور آزمایش‌های متداول و روش‌های تجربی، طولانی می‌باشد، بنابراین، مدل‌سازی ریاضی، شبیه‌سازی استاتیکی و دینامیکی به کمک کدنویسی و نرم‌افزارهای موجود، امری اجتناب‌ناپذیر هست. لذا با توجه به اهمیت موضوع، در این زمینه مطالعات وسیع و تحقیقات گسترده‌ای انجام شده است که در ادامه به برخی از این تحقیقات و مدل‌سازی‌ها اشاره می‌شود:

در اوایل دهه ۱۹۶۰ میلادی، به جهت کاهش هزینه و جرم موتورهای فضایی، سامانه‌های فشارگذاری مخازن مورد توجه نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا قرار گرفت [۱]. در همین سال‌ها کالسینکف [۲] دانشمند روسی به معرفی انواع سیستم‌های فشارگذاری در موتورهای سوخت مایع، جزئیات طراحی و تحلیل انواع سامانه‌های دماشی با روابط و فرمول‌های ترمودینامیکی حاکم بر آن‌ها پرداخت و در نهایت داده‌های بدست آمده را با نتایج تجربی به طور کامل تشریح نمود. مجومدار و همکاران [۳] با حل روابط بقاء جرم، مومنت و انرژی در فضای بالشتک مخازن و با استفاده از روش‌های عددی، سیستم دمش بالونی را با ارائه یک کد کامپیوتری شبیه‌سازی کردند و در مقایسه با داده‌های تجربی به نتایج قابل قبولی نیز دست یافتند. بلیاوف و همکاران [۴] روش‌های مدل‌سازی ریاضی المان‌های موتور سوخت مایع را تشریح نمودند. ادنانی و جنینگز [۵] در کمپانی بوئینگ سیستم دمش با استفاده از گاز ذخیره هلیوم را با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی بر روی موتور نوع بوئینگ دلتا ۱۳۳ مدل‌سازی نمودند. در سال‌های ۲۰۰۴ و ۲۰۰۵ موتورهای با سیکل‌های مولد گازی مورد توجه دانشمندان و محققان قرار گرفت. در این سال‌ها در تحقیقات مختلفی مدل‌سازی این‌گونه سیستم‌ها و همچنین بهینه‌سازی آنها مورد مطالعه قرار گرفت [۶-۸]. همچنین در همین سال‌ها سیستم فشارگذاری موتورهای هیبریدی نیز به طور کامل مدل گردید [۹].



در داخل کشور نیز با توجه به اهمیت موضوع، تحقیقات فراوانی انجام شده است، که در ادامه به برخی از آنها اشاره می‌شود. در سال‌های ۱۹۹۷ تا ۲۰۰۳ مطالعاتی در مورد معرفی سیستم‌های دمشی [۱۰] و نحوه طراحی سیستم دمش کپسولی [۱۱] صورت گرفت. مظاهری و همکاران [۱۲] کوپل مدل ریاضی و شبیه‌سازی یک موتور سوخت مایع با سیستم دمش مولد گازی مخازن پیشران را ارائه کردند. مدل‌سازی و شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی یک سامانه پیشران فضایی خاص مورد بررسی قرار گردید [۱۴ و ۱۳]. در ادامه نادری و همکاران [۱۵] نیز شبیه‌سازی و ساده‌سازی برای موتورهای سوخت مایع پیچیده انجام شد، مانند شبیه‌سازی استاتیکی موتور سوخت مایع صورت گرفت. حجازی و همکاران [۱۶] اعتبارسنجی مدل ساده شده محفظه احتراق یک موتور سوخت مایع انجام نمودند. به دلیل پیشرفت تکنولوژی و به بازار آمدن موتورهای قابل استفاده مجدد در راکت‌های فضایی، برای این نوع از موتورها نیز مدل‌سازی‌هایی توسط پرز و همکاران [۱۷] و همچنین توسط پیلینکو و همکاران [۱۸] در زمینه شبیه‌سازی‌های ریاضیاتی، انجام شد. این شبیه‌سازی‌ها به صورت پیاپی بسط و توسعه داده شدند؛ بدین ترتیب با استفاده از دانش روز، امکان آنالیز و شبیه‌سازی دقیق‌تر آن‌ها توسط الگوریتم‌های هوش مصنوعی برای خطایابی موتورهای سوخت مایع توسط پارک و همکاران [۱۹] و ناپایداری احتراقی موتورها توسط شادرام [۲۰]، فراهم گردید. علی‌محمدی و همکاران [۲۱] نیز مقایسه سامانه‌های پیشران الکتروپمپ با دو نسل پیشین را ارائه نمودند. آنها نشان دادند، موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل‌های پیشین خود، یعنی دمشی محض و تغذیه توربوپمپی باشد. در این پژوهش، علاوه بر سیستم دمشی محض، سیستم‌های تغذیه توربوپمپ نیز مورد مقایسه قرار گرفتند. همچنین، نشان داده شد که برای برخی از کاربردها، سیستم پیشنهادی می‌تواند حتی از سیستم تغذیه توربوپمپی مناسب‌تر باشد. مدل‌سازی دینامیکی یک سامانه پیشران فضایی الکتروپمپی مورد بررسی قرار گرفته است. در این سامانه از سیستم دمش برای فشارگذاری مخزن اکسیدکننده و مخزن سوخت استفاده شده است و از الکتروپمپ برای تقویت سوخت‌رسانی در مدار تغذیه بهره برده شده است. برای دستیابی به این هدف، مدل ریاضی موتور، سیستم فشارگذاری مخزن سوخت، سیستم فشارگذاری مخزن اکسیدکننده و لوله‌ها تهیه و سپس یکپارچه شده است. همچنین رفتار سیستم، با استفاده از مجموعه روابط حاصل، در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب مدل‌سازی شده است. همچنین، ثابت شد که با بهره‌گیری از این فناوری در حامل‌های فضایی کلاس سبک، برتری جرمی با حامل فضایی است که از این موتور بهره گرفته است.

## روابط حاکم و روش حل

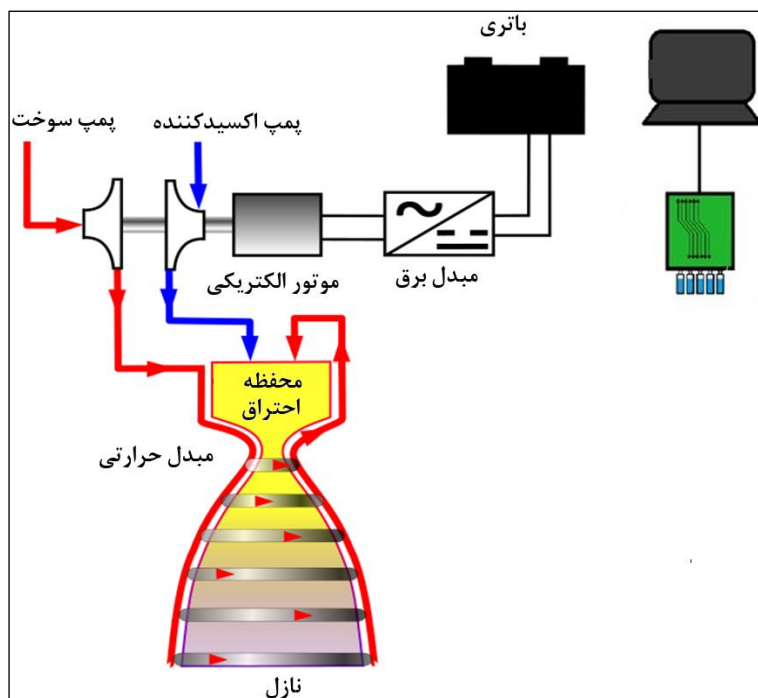
در شکل (۱) می‌توان شماتیک کامل سامانه پیشران فضایی مدل‌سازی شده را مشاهده کرد. شیرهای دیافراگمی شروع مسیر سوخت و اکسیدکننده در زمان  $t=0/1$  و الکتروموتور در  $t=0/1$  روشن می‌گردد. سپس به محاسبه تغییرات فشار در محفظه احتراق و تغییرات دبی در خروجی و نتوری سوخت و اکسیدکننده پرداخته می‌شود. روابط دینامیکی جریان برای دو مسیر نوشته شده است. مسیر اول از انتهای شیر دیافراگمی شروع مسیر سوخت تا انتهای ونتوری سوخت و مسیر دوم از انتهای شیر دیافراگمی شروع مسیر اکسیدکننده تا انتهای ونتوری اکسیدکننده فرض می‌گردد. با کوپل شدن مجموعه روابط فوق با رابطه محفظه احتراق، به محاسبه تغییرات فشار در محفظه احتراق پرداخته می‌شود. در تمام روابط آتی، پُرشدگی لحاظ نشده است و فرض می‌شود سیال در ابتدا، سراسر مسیر را پر کرده است.

### روابط مربوط به مسیر سوخت

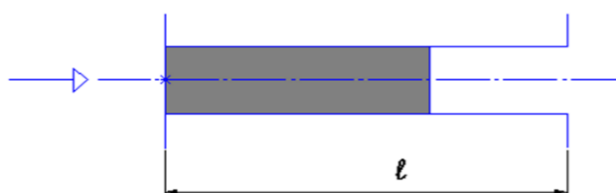
روابط مربوط به خروجی شیر دیافراگمی شروع مسیر سوخت تا خروجی پمپ سوخت برای مدل‌سازی جریان در لوله با فرض تراکم ناپذیر بودن سیال، یکنواختی حرکت سیال (پارامترها در مقطع عرضی لوله ثابت باشند) و عدم انتقال حرارت با محیط، برای مسیر نشان داده شده در شکل (۲) در روابط (۱) تا (۱۳) ارائه شده است.

$$J \frac{dm_{out}}{dt} = P_{in} - P_{out} - \xi \frac{m_{out}^2}{\rho l} \quad (1)$$

در رابطه (۱)،  $J$  ضریب لختی است:



شکل ۱: شماتیک کلی موتور



شکل ۲: شماتیک جریان عبوری از لوله

$$J = 1/A \quad (2)$$

در رابطه (۲)،  $A$  سطح مقطع داخلی لوله‌های ورودی و خروجی شیر می‌باشد که از رابطه (۳) محاسبه می‌گردد:

$$A = \left( \frac{\pi d^2}{4} \right) \quad (3)$$

از آنجا که فشار ورود پمپ در ورودی‌ها مشخص است و با آگاهی از این مهم که فشار ورودی لوله کم فشار مسیر سوخت (فشار خروجی شیر دیافراگمی شروع مسیر سوخت) نیز مشخص است:

$$\text{In Steady State: } \Delta P = P_{in} - P_{out} = \xi \frac{\dot{m}^2}{\rho l} \quad (4)$$

از آنجا که مسیر فوق شامل پمپ نیز می‌باشد، رابطه (۵) که به رابطه هد استاتیکی پمپ معروف است، به رابطه فوق اضافه می‌شود. بنابراین:

$$J \frac{dm_{out}}{dt} = P_{in} - P_{out} - \xi \frac{m_{out}^2}{\rho l} + \Delta P \quad (5)$$

در رابطه (۵)  $\Delta P$  از رابطه (۶) به دست می‌آید:



$$\Delta P_p = \left( \rho g \omega^2 \left( A + B \cdot \left( \frac{Q}{\omega} \right) - C \cdot \left( \frac{Q}{\omega} \right)^2 \right) \right) \quad (6)$$

در این رابطه، مقادیر  $A$ ،  $B$  و ضرایب رابطه اوسیانیکوف هستند و از روابط (۷) تا (۱۰) حاصل می‌گردند:

$$\frac{H}{\omega^2} = A + B \cdot \left( \frac{Q}{\omega} \right) - C \cdot \left( \frac{Q}{\omega} \right)^2 \quad (7)$$

$$A = (0.97 + 0.8q_n) \left( \frac{H}{\omega^2} \right)_n \quad (8)$$

$$B = \frac{(0.325 - 0.8q_n) \left( \frac{H}{\omega^2} \right)_n}{\left( \frac{Q}{\omega} \right)_n} \quad (9)$$

$$C = \frac{0.296 \left( \frac{H}{\omega^2} \right)_n}{\left( \frac{Q}{\omega} \right)_n^2} \quad (10)$$

در این روابط  $H$  هد پمپ با رابطه (۱۱) به دست می‌آید:

$$\text{In steady state: } H = \frac{\Delta P}{\rho l g} \quad (11)$$

دبی خروجی پمپ بر حسب متر مکعب بر ثانیه، از روابط (۱۲) و (۱۳) بدست خواهد آمد.

$$\text{In steady state: } Q = m' / \rho l \quad (12)$$

$$\text{In steady state: } \omega = 4500 P m \quad (13)$$

مقدار  $q_n$  در این مساله برابر با ۰/۲ فرض گردید. با جایگذاری مقادیر نامی فوق در رابطه اوسیانیکوف، مقادیر  $A$ ،  $B$  و  $C$  بدست می‌آیند.

روابط مربوط به خروجی پمپ سوخت تا خروجی ونتوری سوخت

برای روابط مربوط به خروجی پمپ سوخت تا خروجی ونتوری سوخت، از روابط (۱) الی (۴) استفاده می‌شود؛ با این تفاوت که در این قسمت فشار ورودی در رابطه (۴)، مطابق با رابطه (۱۴) محاسبه می‌گردد.

$$Z \frac{dp_{out}}{dt} \Big|_{pipe1} = \dot{m}_{in} |_{pipe2} - \dot{m}_{out} |_{pipe1} \quad (14)$$

در رابطه فوق،  $Z$  ضریب حجمی است و از رابطه (۱۵) بدست می‌آید.

$$Z = \frac{v}{a^2} \quad (15)$$

روابط مربوط به مسیر اکسیدکننده

برای روابط مربوط به مسیر اکسیدکننده، از روابط (۱) الی (۱۳) استفاده می‌شود؛ مقدار  $q_n$  در این مساله نیز برابر با ۰/۲ فرض می‌گردد. با جایگذاری مقادیر نامی فوق در رابطه اوسیانیکوف، مقادیر  $A$ ،  $B$  و  $C$  بدست می‌آیند.



روابط مربوط خروجی پمپ اکسیدکننده تا خروجی ونتوری اکسیدکننده

برای روابط مربوط به خروجی پمپ اکسیدکننده تا خروجی ونتوری اکسیدکننده، از روابط (۱) الی (۴) استفاده می‌شود؛ با این تفاوت که در این قسمت فشار ورودی در رابطه (۴)، مطابق با رابطه (۱۴) محاسبه می‌گردد.

روابط مربوط به محفظه احتراق

مدل احتراق در محفظه‌ها با تک رابطه (۱۶) زیر توصیف می‌گردد:

$$\frac{dp}{dt} = [G_{fu}(t - \tau) + G_{ox}(t - \tau) - A_{th} \frac{P}{C^*}] \frac{RT}{V} \quad (16)$$

برای بدست آوردن  $A_{th}$ ، رابطه در حالت استاتیکی به صورت روابط (۱۷) و (۱۸) بیان می‌شود.

$$P = \frac{C^*}{A_{th}} \Sigma \dot{m} \quad (17)$$

$$A_{th} = \frac{C^*}{P} \Sigma \dot{m} \quad (18)$$

همچنین رابطه (۱۹) برای بدست آوردن مقدار  $RT$  مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$\gamma C^* = \sqrt{RT} \quad (19)$$

با این فرض که  $K$  برابر  $1/23$  است و  $\gamma$  نیز از رابطه (۲۰) محاسبه می‌شود.

$$\gamma = \sqrt{K \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k+1)}}} \quad (20)$$

جدول پارامترهای ورودی

با جایگذاری پارامترهای ورودی در جدول (۱) خروجی‌های مطلوب از روابط حاکم مربوطه حاصل می‌شوند.

جدول پارامترهای خروجی

با استفاده از روابط حاکم و جایگذاری پارامترهای ورودی در آنها، پارامترهای خروجی مطابق جدول (۲) بدست می‌آیند. از این داده‌ها در مدل‌سازی استفاده می‌گردد.

مدل‌سازی مدار موتور

برای مدل‌سازی موتور از نرم‌افزار سیمولینک<sup>۱</sup> استفاده شده است. با استفاده از امکانات این نرم‌افزار می‌توان المان‌های مختلف را به تفکیک مدل کرد. نمای کلی موتور مورد بررسی در شکل (۳) نشان داده شده است. در این شکل می‌توان متوجه جداسازی میان مسیرهای سوخت و اکسیدکننده شد.  $P_{in}$  فشار موجود در مخازن سوخت و اکسیدکننده است.  $\Omega$  در واقع همان موتور الکتریکی است که به پمپ‌های ما برای کار کردن می‌دهد. پارامترهای هدف این مجموعه که این مدل‌سازی برای آن انجام شده است شامل چهار مورد می‌باشند:

- تغییرات سرعت زاویه‌ای الکتروموتور بر حسب زمان
- تغییرات فشار محفظه احتراق بر حسب زمان
- دبی ورودی مولفه سوخت به محفظه احتراق بر حسب زمان
- دبی ورودی مولفه اکسیدکننده به محفظه احتراق بر حسب زمان

<sup>1</sup> Simulink

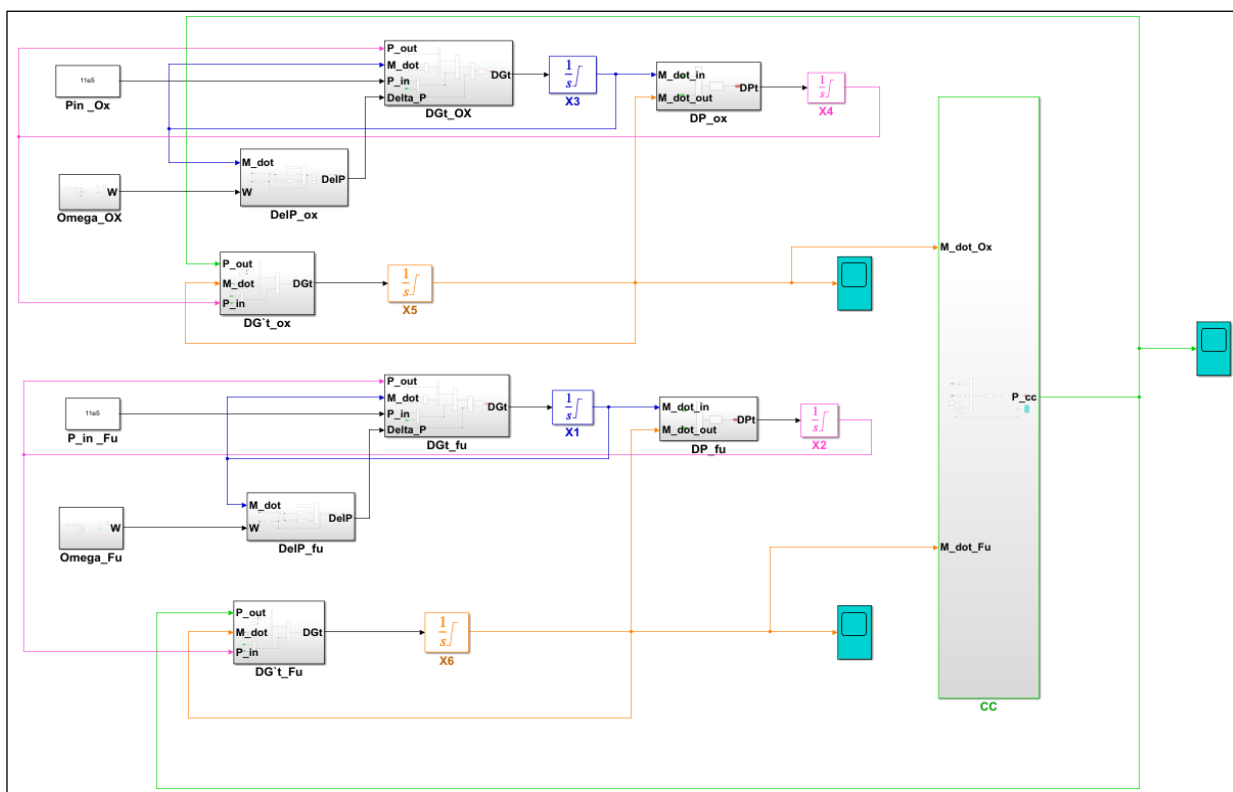


جدول ۱: پارامترهای ورودی روابط

مسیر سوخت	مسیر اکسید
$\rho = 800 \text{ kg/m}^3$ چگالی مخزن سوخت	$\rho = 1600 \text{ kg/m}^3$ مخزن اکسید
$P_{out} = 1.1 \text{ MPa}$ فشار خروجی از شیر قطع سوخت	$P_{out} = 1.1 \text{ MPa}$ شیر قطع اکسید
$L = 1 \text{ m}$ $d = 50 \text{ mm}$ لوله فشار پایین سوخت	$L = 4 \text{ m}$ $d = 60 \text{ mm}$ لوله فشار پایین اکسید
$P_{in} = 0.7 \text{ MPa}$ $m = 2 \text{ kg/s}$ $P_{out} = 20 \text{ MPa}$ لوله فشار بالای سوخت	$P_{in} = 0.7 \text{ MPa}$ $m = 5 \text{ kg/s}$ $P_{out} = 22 \text{ MPa}$ پمپ اکسید
$P_{in} = 17 \text{ MPa}$ شیر Shut off سوخت	$L = 0.5 \text{ m}$ $d = 60 \text{ mm}$ لوله فشار بالای اکسید
$a = 1400$ سرعت صوت در سیال	- شیر Shut off اکسید
$v = 1 \text{ m} \times \frac{\pi \times 0.05^2}{4} \text{ m}^2$ حجم مسیر	$P_{out} = 12 \text{ MPa}$ ونتوری اکسید
$P_{out} = 12 \text{ MPa}$ ونتوری سوخت	Linear 45000 in 0.5 sec الکترموتور
محفظه احتراق	
$V = 8 \text{ lit}$ حجم محفظه	$G_{fu}(t - \tau)$ دبی سوخت برای $\tau$ ثانیه قبل
$\tau = 2 \text{ ms}$ ثابت تاخیر محفظه احتراق	$G_{ox}(t - \tau)$ دبی اکسید برای $\tau$ ثانیه قبل
R ثابت محصولات احتراق در محفظه	$C^* = 2500 \text{ m/s}$ سرعت مشخصه محصولات احتراق
$K = 1.23$ ثابت انبساط آدیاباتیک	$P_{cc} = 12 \text{ MPa}$ فشار محفظه
$V = 8 \text{ lit}$ حجم محفظه	T(K) دمای محفظه
-	$K = 1.23$ ثابت انبساط آدیاباتیک

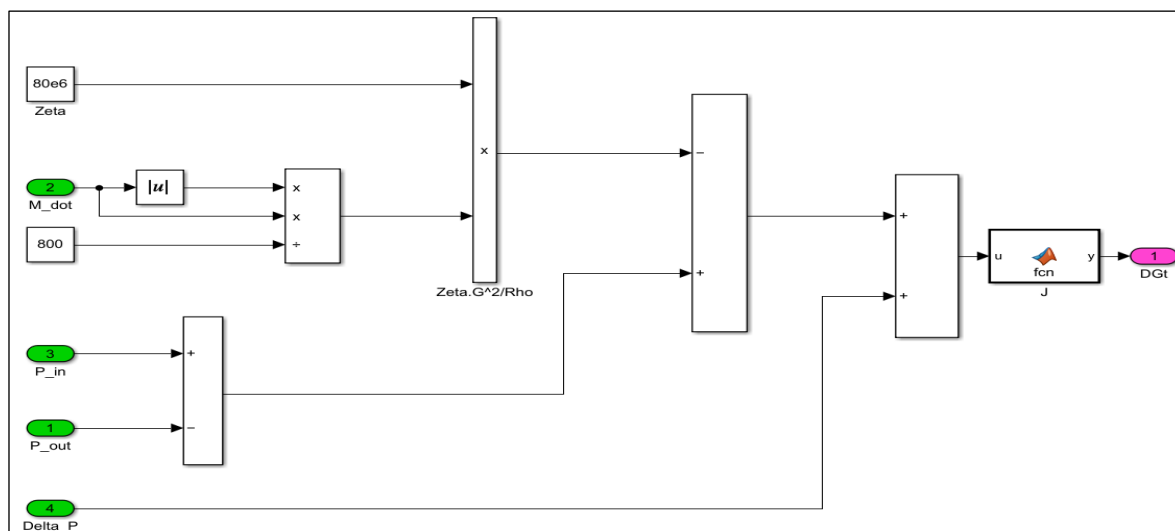
جدول ۲: پارامترهای خروجی روابط

محفظه احتراق	مسیر سوخت
$th = \frac{2500}{12e6} \times (2 + 5)A$ سطح مقطع گلوگاه	$\xi = 80e^6$ $\xi = 20e^6$ ضریب مقاومت هیدرولیکی مسیر
$\sqrt{1.23} \left( \frac{2}{1.23 + 1} \right)^{\frac{1.23+1}{2(1.23+1)}}$ $\gamma$	A=0.000125 B=34.443 C=11647e8 ضرایب رابطه آوسیانیکوف
-	$Z = \frac{\pi \times 0.05^2}{4} \text{ m}^3$ $1400^2$ ضریب حجمی
مسیر اکسید	
A=0.000069 B=15.2049 C=11322 eV ضرایب رابطه آوسیانیکوف	$\xi = 25.6 \times e^6$ ضریب مقاومت هیدرولیکی مسیر
$Z = \frac{0.5 \times \pi \times 0.06^2}{4} \text{ m}^3$ $1600^2$ ضریب حجمی	فشار خروجی و فشار ورودی از حل رابطه ی $\Delta P$ بدست می آید

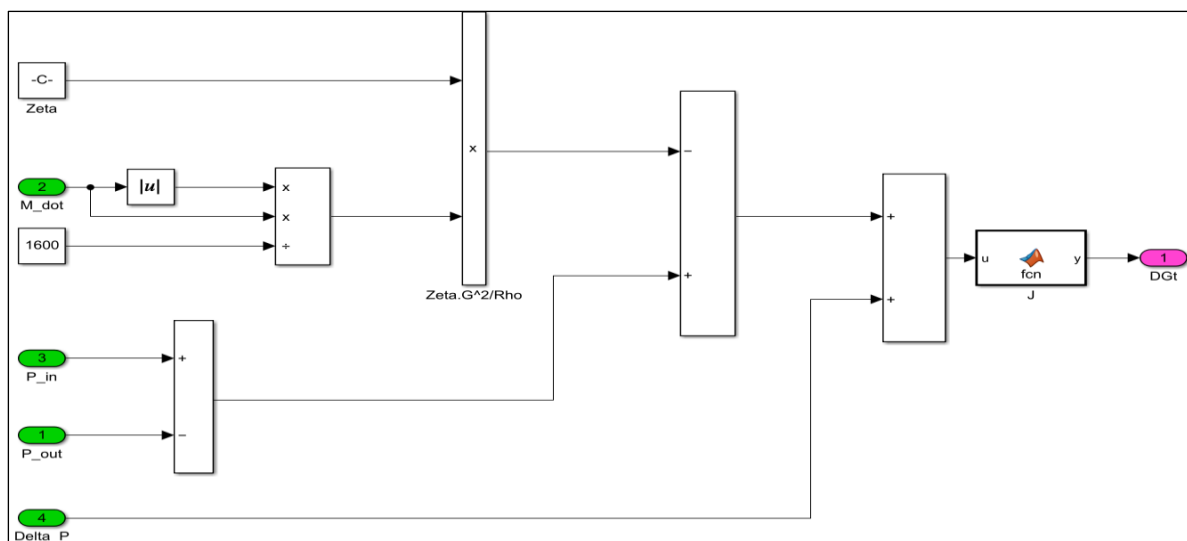


شکل ۳: نمای کلی موتور

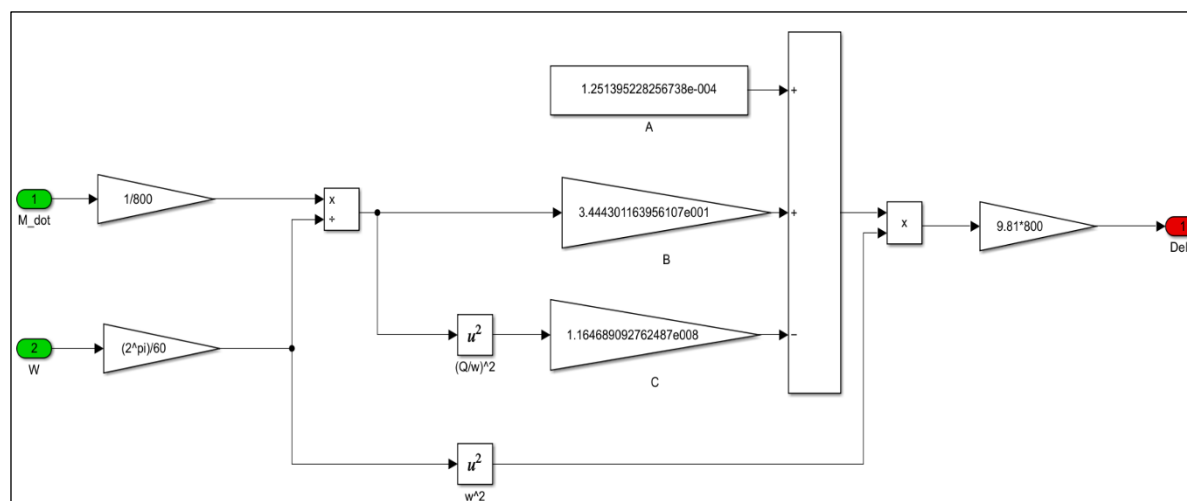
شکل‌های (۴) و (۵) سیمولینک بلوک محاسبه دبی سوخت و دبی اکسید کننده را نشان می‌دهند. بلوک شکل (۵) نیز محاسبات لازم را برای تغییرات فشار پیش و پس از پمپ سوخت را انجام می‌دهد و از خروجی و ورودی مخزن و محفظه احتراق استفاده می‌کند. بلوک شکل (۶) نیز مانند قبلی محاسبات لازم را برای تغییرات فشار پیش و پس از پمپ اکسید کننده را انجام می‌دهد و از خروجی و ورودی مخزن و محفظه احتراق استفاده می‌کند.



شکل ۴: سیمولینک بلوک سوخت DGT



شکل ۵: سیمولینک بلوک DGT اکسید کننده



شکل ۶: سیمولینک بلوک DelPt سوخت

## پارامترهای هدف

تغییرات سرعت زاویه‌ای الکتروموتور بر حسب زمان

شکل شماره (۷) تغییرات سرعت زاویه‌ای به نسبت زمان را نشان می‌دهد. این موتور از ثانیه ۰/۱ شروع به افزایش دور خود به صورت خطی کرده و تا ۴۵۰۰۰ دور در دقیقه نیز می‌رسد.

تغییرات فشار محفظه احتراق بر حسب زمان

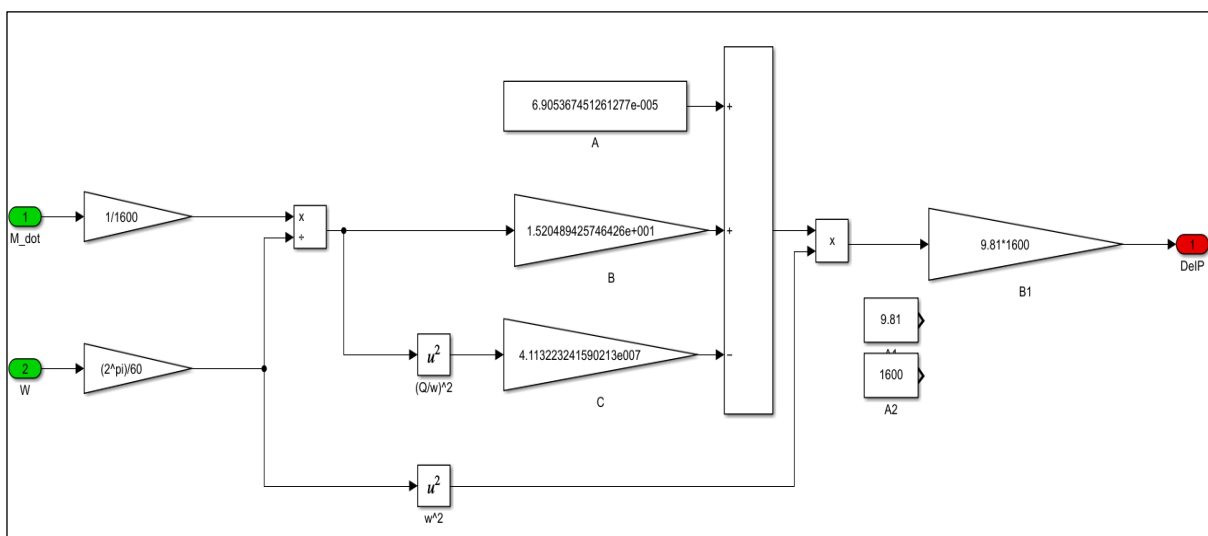
در شکل (۸)، تغییرات فشار اصلی محفظه احتراق به نسبت زمان مشاهده می‌شود. که پس از ثانیه ۰/۶ به بیشینه خود می‌رسد.

تغییرات دبی ورودی مولفه اکسیدکننده به محفظه احتراق بر حسب زمان

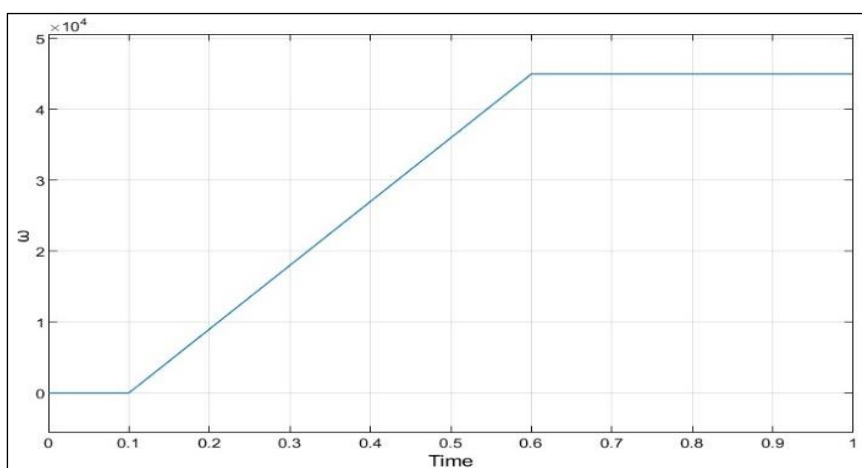
در شکل (۹) نیز، تغییرات ورودی مولفه اکسیدکننده به داخل محفظه احتراق مشهود است که همزمان با رسیدن فشار بیشینه محفظه احتراق، این المان نیز به مقدار حداکثر خود رسیده است. از دیگر نکات قابل ملاحظه نیز می‌توان به تغییرات سریع ابتدای روند افزایش اشاره کرد. مدل‌سازی از ۰/۱ ثانیه شروع شده و تا یک ثانیه هم ادامه دارد.

در این شکل می‌توان تغییرات ورودی مولفه اکسیدکننده به محفظه احتراق را مشاهده نمود که تا ۷/۵ متر مکعب بر ثانیه می‌رسد.

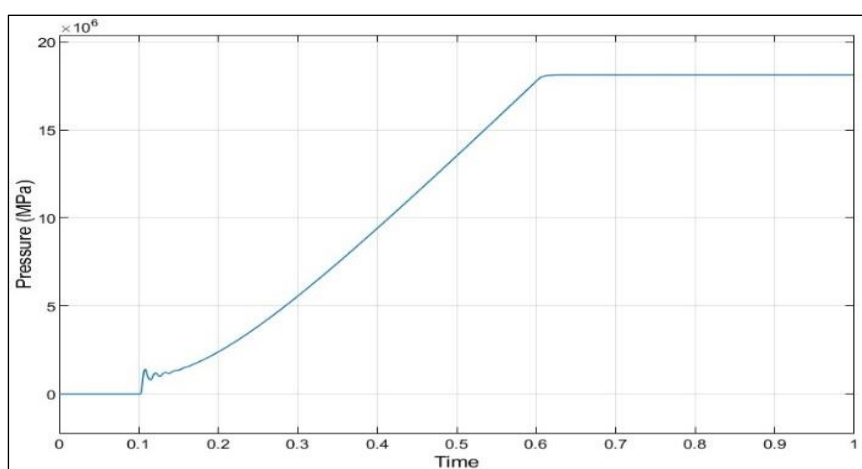




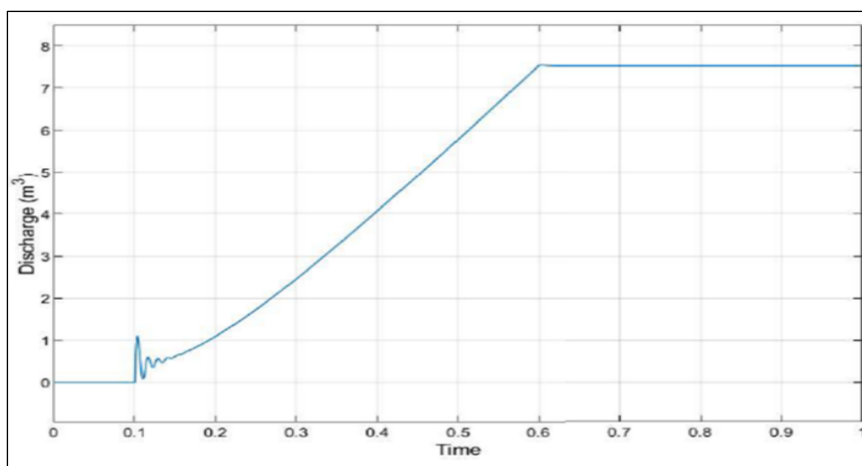
شکل ۷: سیمولینک بلوک DelPt اکسید کننده



شکل ۸: سرعت زاویه‌ای بر حسب زمان



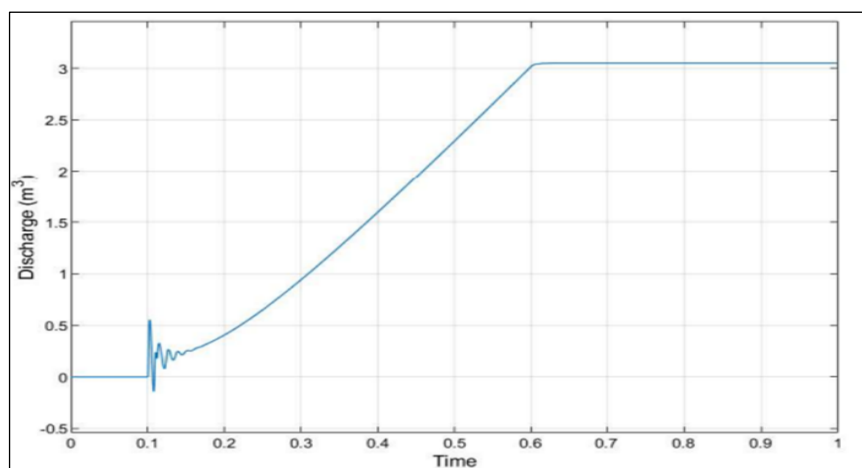
شکل ۹: تغییرات فشار محفظه احتراق بر حسب زمان



شکل ۱۰: دبی ورودی اکسیدکننده به محفظه احتراق

تغییرات دبی ورودی مولفه سوخت به محفظه احتراق بر حسب زمان

در نمودار شکل (۱۱) نیز تغییرات دبی سوخت مشاهده می‌شود که به نسبت دبی اکسید کننده، در زمان مساوی به مقدار کمتری رسیده است و همینطور دبی نهایی آن نیز کمتر است.



شکل ۱۱: دبی سوخت به محفظه احتراق

### ارزیابی و مقایسه

برای تست و ارزیابی میزان دقت و درستی مدل‌سازی انجام شده نمودارهای هدف با نمونه موتور استفاده شده در مرجع [۲۲] مقایسه شده‌اند. نتایج بدست آمده در هر دو مدل‌سازی از دقت خوبی برخوردار بوده و با تقریب خوبی یکسان هستند. جدول (۳) مقایسه پارامترهای خروجی حاضر با مرجع [۲۲] را نشان می‌دهد. حداکثر اختلاف مشاهده شده حدود ۲۰ درصد می‌باشد.

جدول ۳: مقایسه پارامترهای خروجی حاضر با مرجع

ردیف	پارامترهای خروجی	حاصل از شبیه‌سازی	مرجع [۲۲]	درصد اختلاف (%)
۱	نرخ سرعت زاویه‌ای	۹/۰	۹/۰	۰
۲	نرخ متوسط تغییرات شتاب محفظه احتراق	۳۱/۰	۲۵/۰	۱۹/۳
۳	نرخ متوسط دبی اکسیدکننده به محفظه احتراق	۱۳/۰	۱۰/۵	۱۹/۲
۴	نرخ متوسط دبی سوخت به محفظه احتراق	۴/۸	۳/۸	۲۰/۸



## نتیجه‌گیری

در این مقاله، مدل‌سازی دینامیکی یک سامانه پیش‌ران‌ش فضایی خاص مجهز به الکتروپمپ انجام گرفته است. این سامانه شامل محفظه احتراق، مخازن سوخت و اکسید کننده و سیستم فشارگذاری مربوطه در مدل‌سازی در نظر گرفته شده است. برای این منظور، به کمک مجموعه روابط حاکم، در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی انجام شده است. نتایج حاصل از مدل‌سازی شامل نمودار پارامترهای هدف این پژوهش که شامل تغییرات سرعت زاویه‌ای در زمان، تغییرات فشار محفظه احتراق بر حسب زمان، تغییرات دبی مولفه سوخت و اکسید کننده به محفظه احتراق بر حسب زمان می‌شوند، ارائه شده است که با نتایج موتور موجود مقایسه و همخوانی خوبی داشته است. از اینرو عملکرد الکتروپمپ در یک موتور سوخت مایع تایید و صحت‌گذاری شده است. نتایج نشان داد نرخ سرعت زاویه‌ای، نرخ متوسط تغییرات شتاب محفظه احتراق، نرخ متوسط دبی اکسید کننده به محفظه احتراق و نرخ متوسط دبی سوخت به محفظه احتراق حاصل از شبیه‌سازی و مرجع در مقایسه دارای حداکثر ۲۰٪ خطا می‌باشند که این مقدار اختلاف در مرحله طراحی مفهومی قابل پذیرش می‌باشد.

## مراجع

- [1] Fester, D. A., (2003). Main tank injection (MTI) pressurization of liquid rocket propellant tanks. 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. p IAA. 2.3. 06
- [2] Kalesnikov, K., (1976). Pressurization Systems in Liquid Rocket Engines. Mashinostroenie Publishing Co.
- [3] Majumdar, A., Steadman, T., (2001). Numerical modeling of pressurization of a propellant tank. Journal of Propulsion and Power. 17(2), pp 385-390.
- [4] Belyaev, E., Chevanov, V., Chervakov, V., (1999). Mathematical model of working process in liquid rocket engine. In: MAI Pub. Co.
- [5] Adnani, P., Jennings, R., (2000). Pressurization analysis of cryogenic propulsion systems. 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- [6] Jeon, K. S., Lee, J. W., Lee, C., Chang, J. W., (2004). Optimal gas generator design for the liquid rocket engine. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [7] Kwon, S. T., Lee, C., Lee, J. W., (2004). Development of Fuel Rich Gas Generator for 10 ton f Liquid Rocket Engine. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- [8] Cai, G., Tong, X., Zheng, Y., Fang, J., Wang, J., Chen, J., (2005). Generic optimization of system parameters for liquid rocket engine with gas generator cycle. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.
- [9] Ziliac, G., Karabeyoglu, M., (2005). Modeling of propellant tank pressurization. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.
- [10] Azad, R., (2003), Blow System and Discharge of Gas of Fuel Tank, PazhoheshYar Journal. No. 10, Tehran. pp 49-55 (In Persian).
- [11] Shahani, A. R, (1997), Designing of Pressurize Systems in Rocket. Aerospace Industrial Organization of Iran, Technical Report, (In Persian).
- [12] Mazaheri, K., Khosravi, E. and Baqeri, I., (2000). Simulation of Transient Regime of Gas Generator of Liquid Rocket Engine, the 1st Conference of Iranian Aero-Space Society, Tehran, (In Persian).
- [13] Heidari, M. R., Ramesh, D. and Ali Mohamady, H. R. (2011). Mathematical Modeling and Simulation of Non-Linear and Dynamical Special Space Propulsion System, (M. Sc. Thesis), M. A Technical University, Tehran, Iran, (In Persian).
- [14] Alimohamady, H. R., Ramesh, D., Heidari, R., Farrokhi, R. and Karimi, H., (2013). Study of Liquid Propellant Engine & Hot Pressurizing System Interaction by Dynamical Simulation. Journal of Space Science and Technology. 14(1), Spring.
- [15] Naderi, M., Liang, G., (2019). Static performance modeling and simulation of the staged combustion cycle LPREs. Aerospace Science and Technology. 86, pp 30-46.



- [16] Hegazy, M., Belal, H., Makled, A., Al-Sanabawy, M., (2020). Validation of a simplified model for liquid propellant rocket engine combustion chamber design, in IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 973(1): IOP Publishing. p 012003.
- [17] Pérez-Roca, S., Marzat, J., Piet-Lahanier, H., Langlois, N., Galeotta, M., Farago, F., Le Gonidec, S., (2020). Model-based robust transient control of reusable liquid-propellant rocket engines. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 57(1), pp 129-144.
- [18] Pylypenko, O., Dolhopolov, S., Nikolayev, O., Khoriak, N., (2020). Mathematical simulation of the start of a multiengine liquid-propellant rocket propulsion system. Technical mechanics. (1), pp 5-18.
- [19] Park, S. Y., Ahn, J., (2020). Deep neural network approach for fault detection and diagnosis during startup transient of liquid-propellant rocket engine. Acta Astronautica. 177, pp 714-730.
- [20] Shadram, Z., (2021). Neural Network Closure Modeling of Longitudinal Combustion Instability in a Liquid-Propellant Rocket Engine. University of California, Irvine.

[۲۱] علی‌محمدی، ح.، ناصح ح.، امی ف.، (۱۳۹۷). بررسی قابلیت‌های موتورهای سوخت مایع الکتروپمپ و مقایسه آن با دو نسل پیشین، هفدهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران.

[۲۲] رمش، د.، (۱۳۹۹). طراحی سیستمی موتورهای سوخت مایع فضایی، سازمان صنایع هوافضا.