JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 3, No. 3 & 4, Fall 2010 and Winter 2011

# Dynamic Simulation of Propellant Utilization System in Propellant Tanks of a Liquid Propellant Engine

**M. Naderi Tabrizi[1*], S. A. R. Jalali Chimeh[2] and H. Karimi[3]**

1, 2 ,3- Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology

* Estern Vafadar St., Tehranpars, Tehran, IRAN

**m.naderi84@gmail.com**

*In this article the Propellant Utilization system (PU) has been simulated. The objective of this system is to adjust the consumption ratio of the propellants in order to ensure the minimum propellant residuals at engine's shutdown phase. Using the PU system, the orbital or range and also the payload capabilities of missiles or launch vehicles will be enhanced. In this article, after studying and simulation of the PU system, the necessity of using such system is compared with a missile without the PU system. At the end of this paper it is proven that using PU system on a desired missile has enhanced its range up to 7 percent and has also reduced the propellant residuals up to 25 percent.*

**Keywords:** Propellant Utilization System, open cycled liquid propellant, simulation, nonlinear dynamic modeling

1. M.Sc. (Corresponding Athour)
2. M.Sc.
3. Associated Professor

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۳/ شمارهٔ ۳ و ۴/ پاییز و زمستان ۱۳۸۹
ص. ص ۴۳- ۳۱

# شبیه‌سازی دینامیکی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان سیال در مخازن یک موتور پیشران مایع

**مهیار نادری‌تبریزی[۱*]، سید علیرضا جلالی‌چیمه[۲] و حسن کریمی مزرعه‌شاهی[۳]**

**۱، ۲ و ۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی**

*تهران، فلکهٔ چهارم تهران‌پارس، خ وفادار شرقی

**m.naderi84@gmail.com**

*در این پژوهش به بررسی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن به عنوان یک سامانه کنترل برون موتوری پرداخته می‌شود. وظیفه این سامانه تنظیم نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران به نحوی است که در انتهای فاز فعال پرواز، جرم پیشرانِ مردهٔ باقیمانده در مخازن حداقل باشد. با استفاده از این سامانه می‌توان بر قابلیت مداری، برد یا جرم محمولهٔ اجسام پرنده فضایی افزود. هدف از این پژوهش شناسایی، شبیه‌سازی و اثبات کارایی استفاده از سامانهٔ تخلیه همزمان مخازن برای یک سامانه فضایی فرضی و فاقد این سامانه است. در انتهای این پژوهش نشان داده شده است که استفاده از این سامانه بر روی یک سامانهٔ فضایی فرضی، موجب افزایش حدود ۷ درصد در برد پروازی و کاهش حدود ۲۵ درصد در جرم پیشران مرده در انتهای فاز فعال پرواز شده است.*

**واژه‌های کلیدی:** سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، کنترل برون موتوری، موتور پیشران مایع سیکل باز، شبیه‌سازی، مدل‌سازی دینامیکی غیرخطی

## مقدمه

امروزه، به‌منظور جلوگیری از انجام تست‌های مختلف و پرهزینه برای شناسایی رفتار سیستم‌ها، قبل از هر کار مدل‌سازی و شبیه‌سازی نرم‌افزاری سیستم مورد نظر ضروری است. تحلیل و درک صحیح از رفتار مسائل پیچیده و غیرخطی نظیر موتورهای پیشران مایع که از المان‌ها و زیرسیستم‌های بسیاری تشکیل شده است اهمیت این قبیل شبیه‌سازها را دو چندان می‌کند. موتور، اصلی‌ترین زیرسیستم یک ماهواره‌بر است بنابراین برای کنترل وضعیت جسم پرنده، کنترل چگونگی عملکرد آن ضروری است. سیستم کنترل یک جسم پرنده را می‌توان به دو دسته تقسیم‌بندی کرد:

۱. کنترل درون موتوری
۲. کنترل برون موتوری

در هر سامانهٔ پیشرانش که دارای کنترل درون موتوری است، سامانه هیچ فرمانی را از خارج نمی‌پذیرد و منفک از سایر بخش‌های ماهواره‌بر کنترل می‌شود. در این حالت عملکرد سامانه پیشرانش به نحوی است که در شرایط تعریف شده به درستی کار کند. به عنوان نمونه می‌توان از رگولاتور تراست در سامانهٔ پیشرانش نام برد که دارای نقطهٔ تنظیم از پیش تعیین شده است و وظیفهٔ آن اطمینان از حفظ نیروی پیشران سامانه در محدودهٔ خاصی است اما در سامانهٔ پیشرانش با کنترل برون موتوری، موتور در خدمت جسم پرنده است و از بخش‌های برون موتوری نظیر کامپیوتر پرواز فرمان می‌پذیرد. در این حالت از آنجا که هدف، بهینه‌کردن رفتار کل ماهواره‌بر است امکان دارد سامانهٔ پیشرانش در شرایط نامی خود کار نکند ولیکن ماهواره‌بر از لحاظ سیستمی در حالت بهینه یا مناسبی باشد. در این مقاله، هدف، بررسی تأثیر استفاده از یک سامانه کنترل برون موتوری بر پارامترهای نهایی مسیر پرواز است. برای این منظور باید مدل شبیه‌ساز سامانهٔ پیشرانش و نیز شبیه‌ساز پرواز را تهیه و پس از شبیه‌سازی عملکرد سامانهٔ تخلیه همزمان مخازن به عنوان یک

---

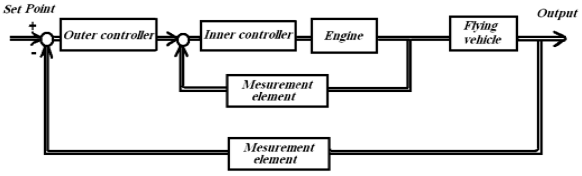
۱. کارشناس ارشد (نویسندهٔ مخاطب)
۲ . کارشناس ارشد
۳ . دانشیار

سامانهٔ کنترل برون موتوری و کوپل آن به شبیه‌سازهای تدوین شده، نسبت به مطالعه و بررسی کارایی آن اقدام کرد [۱].

## دسته‌بندی سامانهٔ پیشرانش بر حسب نوع کنترل

همانگونه که در مقدمه نیز عنوان شد، سامانه پیشرانش از لحاظ نوع کنترل به دو دستهٔ درون موتوری و برون موتوری تقسیم می‌شود.

نمایش شماتیک سیستم کنترلی مدار بسته در شکل (۱) دیده می‌شود. همان‌گونه که پیداست حلقهٔ پس‌خور داخلی، نشان‌دهندهٔ کنترل درون موتوری و حلقهٔ پس‌خور خارجی، نمایان‌گر کنترل برون موتوری است [۲].



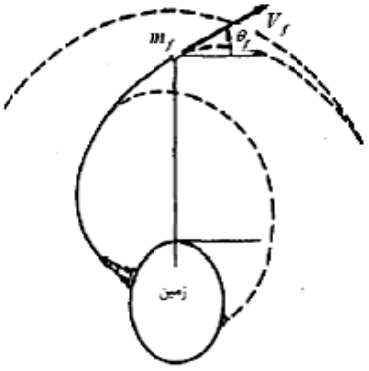

**شکل ۱**- نمایش شماتیک سیستم کنترل یک جسم پرنده [۱]

### کنترل درون موتوری

از پارامترهای مهم برای کنترل یک موتور پیشران مایع، اندازهٔ نیروی پیشرانش و نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران است. بنابراین این دو پارامتر اهمیت بسزایی دارد. اندازهٔ نیروی پیشرانش (که از فشار محفظهٔ احتراق استنتاج می‌شود) با تنظیم دبی کل پیشران قابل کنترل است. اهمیت نسبت مصرف مؤلفه های پیشران که میزان کامل‌بودن احتراق و نیز مصرف بهینهٔ مؤلفه‌های پیشران را نمایش می‌دهد به‌گونه‌ای است که با نزدیک‌بودن این نسبت به حالت استوکیومتری، احتراق صورت گرفته در محفظه کامل است و بیشترین انرژی ممکن را آزاد می‌کند. نکتهٔ قابل توجه این است که در کنتـــرل درون موتوری، اندازهٔ نیروی پیشرانش (فشار محفظهٔ احتراق) و نسبت مؤلفه‌های پیشران، متغیرهای کنترل‌شونده هستند. یکی دیگر از کنترلرهای درون موتوری، کنترل فشار مخازن پیشران است تا پمپ‌های پیشران برای اینکه بتوانند بدون ایجاد پدیدهٔ کاویتاسیون به کار خود ادامه دهند، باید فشار در ورودی پمپ از حد معینی بیش‌تر باشد. فشار مخزن می‌تواند با یک رگولاتور فشار یا یک الگوریتم بر مبنای سیستم فشارگذاری قطع- وصل کنترل شود. در یک رگولاتور فشار، جـریان سیالی که برای فشارگذاری استفاده می‌شود تنظیم می‌شود. در حالت قطع- وصل، فشـار درون مخزن پیشران توسط یک اندازه‌گیرِ فشـار، اندازه‌گیری می‌شود سپس بر این اساس توسط یک شیر کنترلی باز- بسته به مادهٔ فشارگذار اجازهٔ ورود یا خروج داده می‌شود. از آنجا که هدف این پژوهش بررسی کنترلرهای برون موتوری است، از بررسی بیشتر پیرامون این قبیل کنترلرها صرف‌نظر می‌شود.

### کنترل برون موتوری

تاکنون با استفاده از سیستم کنترل درون موتوری تلاش بر این بوده که شرایط عملکردی موتور در شرایط نامیِ تعیین شده قرار گیرد اما در کنترل برون موتوری، هدف نهایی دستیابی به پارامترهای نهایی مسیر پرواز است که به این منظور احتمال تغییر در نقاط کاری المان‌های کنترلی درون موتوری هم می‌رود. پارامترهای نهایی مسیر پرواز جسمِ پرنده عبارتند از: زاویهٔ فراز $\theta_f$، سرعت جسم پرنده در پایان مرحلهٔ فعال $V_f$، جرم نهایی جسم پرنده $M_f$. شکل (۲) نشان‌دهندهٔ این پارامترهاست.




**شکل ۲**- پارامترهای نهایی جسم پرنده [۳]

زاویهٔ فرازِ نهایی، $\theta_f$؛ مورد نیازِ جسم پرنده با کنترل بردار نیروی پیشرانش[4] نسبت به مرکز جرم جسم پرنده ایجاد می‌شود. روش‌های گوناگونی برای این منظور وجود دارد، مانندِ اسـتفاده از موتـورهای ورنیه، نازل‌های ورنیه و غیره. به‌منظور تضمین دستیابی به سرعت نهایی مطلوب، $V_f$؛ در سامانه‌های فضایی با هدایت حلقهٔ باز، لازم است سرعت جسم پرنده در هر لحظه با مقدار نامی تطابق داده شود که برای این منظور لازم است تراست موتور به تناسب فرمان دریافتی از سامانهٔ تنظیم سرعت ظاهری تغییر کند. به سامانه‌های پیشرانش با قابلیت تغییر نیروی تراست اصطلاحاً موتورهای گازخور[5] گفته می‌شود.

سامانهٔ کنترل جرم نهایی جسم پرنده، همان سامانهٔ بهره‌برداری از پیشران یا سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن است که معادل روسی آن СОБ[6] (با تلفظ SOB) و معادل لاتین آن PU[7]

4. Thrust vector control
5. Throttlable Engines
6. Система Опорожнения Баков
7. Propellant Utilization System

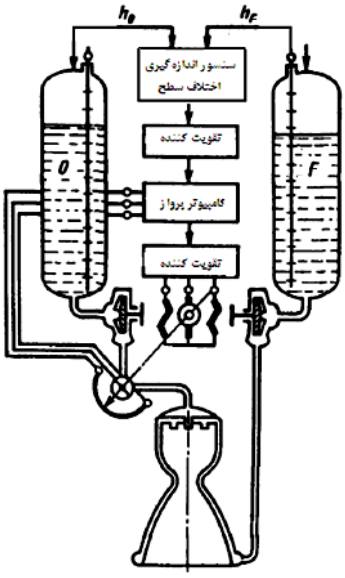
است. کنترل تخلیهٔ همزمان مخازن بر مبنای ورودی‌های به‌دست آمده از حسگرهای مربوط به سطح‌سنج‌ها یا جرم‌سنج‌های سوخت و اکسیدکنندهٔ موجود در مخازن صورت می‌گیرد. کنترل تخلیهٔ همزمان مخازن اهمیت زیادی دارد زیرا منابع خطای متعددی وجود دارد که می‌تواند جرم پیشران موجود در مخازن را تحت تأثیر قرار دهد؛ برای نمونه، از دست‌دادن پیشران‌های سرمازا از راه تبخیر سطحی[8] یا خطاهای حاصل از شارژ اولیه هنگام اندازه‌گیری به وسیلهٔ نیروسنج در محل پرتاب. بدون کنترل مداربسته، ممکن است مقدار پیشران موجود در مخازن در پایان کار انحراف زیادی از مقدار نسبت مطلوب پیدا کنند. در واقع خروجی کنترل مدار بستهٔ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن یکی از ورودی‌های کنترل نسبت مؤلفه‌های پیشران است. در ادامهٔ این پژوهش، به معرفی و شبیه‌سازی این سامانهٔ برون موتوری کنترل جرم پرداخته خواهد شد.

## معرفی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن

در یک ماهواره‌بر، همواره هدف کمینه‌کردن مازاد پیشران در پایان مرحلهٔ پروازِ تحت نیرو[9] است. بنابراین یکی از وظایف سیستم هدایت و کنترل جسم پرنده، کنترل جرم نهایی آن به‌گونه‌ای است که با جرم نهایی پیش‌بینی شده در برنامهٔ پرواز کم‌ترین اختلاف را داشته باشد. تغییرات در چگالی پیشران، حجم مخازن و نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران در هنگام پرواز، از یک پرواز به پرواز دیگر احتمال داشتن مقدار پیشران مازاد را افزایش می‌دهد. زمانی که ماهواره‌بر دارای پیشران اضافی باشد از قابلیت حمل بار[10] آن کاسته می‌شود. در ماهواره‌برها معمولاً برای پیشگیری از کم آمدن پیشران بر اثر اغتشاشاتِ پیش‌بینی نشده در طول زمان پروازی، مقداری پیشران اضافه بر میزان محاسبه شده شـــارژ می‌شود که به آن پیشران گارانتی گفته می‌شود. این میزان از پیشران ممکن است در طول زمان پروازی استفاده شود یا اینکه به‌عنوان بار مرده در انتهای فاز فعال موتور باقی بماند بنابراین می‌توان گفت کمینه‌کردن این مقدار گارانتی گامی به جلو برای افزایش میزان بار مفید ماهواره‌بر است. برای این کار باید با استفاده از یک راه حل مناسب و عملی جرم نهایی جسم پرنده را به‌صورتی‌که نزدیک به جرم محاسباتی مورد نظر باشد فراهم کرد در واقع به منظور کمینه‌کردن مازاد پیشران و برای جبران تغییرات چگالی، حجم و ... یک سیستم بهره‌برداری از پیشران مورد نیاز است تا جرم پیشران را اندازه بگیرد و میزان دورریز پیشران را به هنگام پرواز تحت نیرو مدیریت کند. این سیستم سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن نامیده می‌شود.

سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، از سه بخش کلی حسگرهای سنجش پیشران مخازن، واحد محاسبه‌گر و واحد اجرایی (عملگر) تشکیل شده است (شکل۳). به کمک حسگرهای نصب شده در مخازنِ سوخت و اکسـیدکننده، پیشران باقیمانده در مخازن به طور پیوسته مقایسه می‌شود. میزان انحراف نسبت جرمی از نسبت مطلوب یک سیگنال خطا ایجاد می‌کند. این سیگنال تقویت می‌شود و برای تغییر و اصلاح مصـرف پیشـران به عملگـر موتور ارسال می‌شود تا میزان نسبت جرم‌های موجود در مخازن به نسبت مطلوب برسد. می‌توان از ارتفاع مایع موجود در مخازن نیز به عنوان معیاری از میزان پیشران موجود استفاده کرد. به‌طورکلی آن‌چه لازم است برای سیستم کنترلی سامانهٔ تخلیه همزمان مخازن انجام گیرد، عبارت است از:

۱. برآورد و ارزیابی مقدار پیشران لازم در مخازن پیش از شارژ و پرتاب
۲. مصرف مازاد پیشران به هنگام پرواز، براساس برآورد واقعی چگونگی مصرف آن به‌وسیلهٔ سامانهٔ پیشرانش




**شکل ۳**- شمای کاری سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن [۳]

به‌منظور سنجش ارتفاع پیشران در مخازن روش‌های متفاوتی پیشنهاد می‌شود که برخی بر مبنای سنجش جرم پیشران و برخی دیگر بر مبنای سطح پیشران است. لازم به توضیح است هنگامی‌که الگوریتم کنترلی بر مبنای اختلاف ارتفاع دو پیشران کار می‌کند روش اندازه‌گیری سطح مایع مناسب خواهد بود.

8. Boil-off
9. Powered Flight
10. Payload Capability

- حسگرهای گسسته[11]،
- سیستم شمارنده و حسگرهای هسته‌ای- ذره‌ای[12]،
- حسگرهای پیوستهٔ خازنی[13]،

برای مطالعهٔ بیشتر در مورد چگونگی کارکرد این حسگرها به منبع [۴،۱] مراجعه کنید.

## شبیه‌ساز سامانهٔ پیشرانش

المان‌های اصلی موتور پیشران مایع را می‌توان به‌صورت کلی زیر دسته‌بندی کرد [۵].

۱. محفظهٔ احتراق و مولدگاز
۲. سامانهٔ توربوپمپ
۳. استارتر
۴. شیرآلات، لوله‌ها و اتصالات

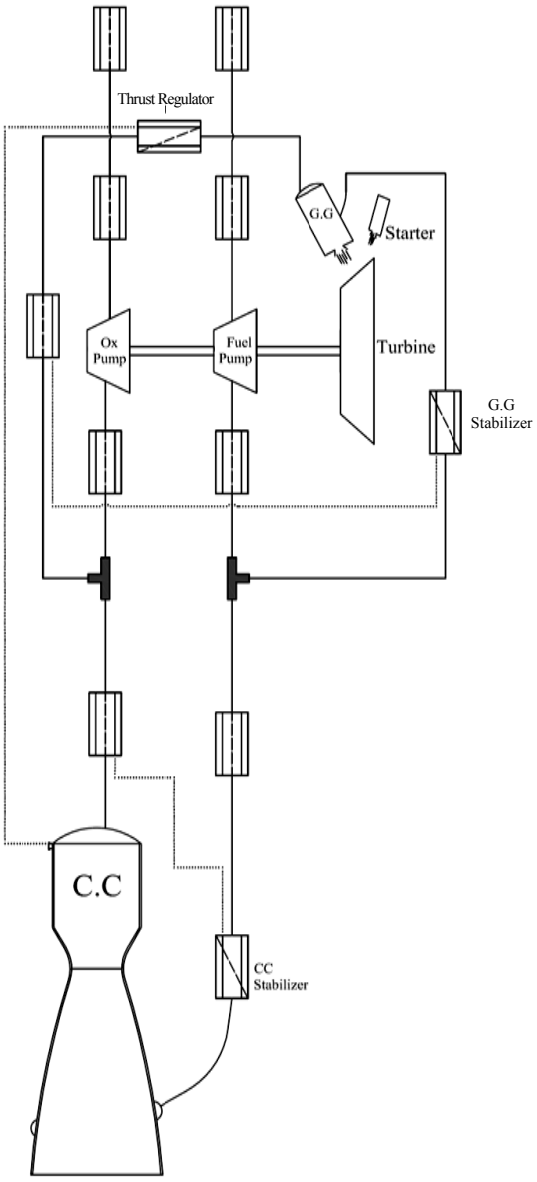
مدار پنوماهیدرولیکی سامانهٔ پیشرانشِ فرضی درنظرگرفته شده برای پژوهش حاضر به‌صورت شکل (۴) انتخاب شده است. همانگونه که در شکل دیده می‌شود، موتور درنظرگرفته شده، یک موتور سیکل باز تک محفظه‌ای است. از ویژگی‌های این موتور می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- سیستم تغذیهٔ توربوپمپی، محرک هر دو پمپ سوخت و اکسیدکننده
- حضور رگولاتور تراست در مسیر اکسیدکنندهٔ مولدگاز
- حضور استبیلایزر در مسیر اصلی سوخت محفظه احتراق
- حضور استبیلایزر در مسیر سوخت مولدگاز

رگولاتور و استبیلایزر موتور حاضر به‌صورت درون موتوری کنترل می‌شود از این رو لازم است امکان تغییر نقطهٔ کاری[14] آن‌ها را فراهم کرد. با توجه به اینکه این دو المان به صورت ارفیسی مدل‌سازی شده‌اند با تغییر ضریب افت هیدرولیکی ارفیس می‌توان شرایط کاری موتور را تغییر داد. میزان تغییرات لازم، توسط سامانه‌های کنترل برون موتوری محاسبه و به هر یک از ارفیس‌ها ارسال خواهد شد. با این کار می‌توان شرایط کاری موتور را در هر دو حالت عدم فرمان‌پذیری و فرمان‌پذیری موتور بررسی کرد. در راستای گسترش محدودهٔ کاربرد این شبیه‌ساز و نیز با توجه به اینکه تغییر نقطهٔ کاری رگولاتور تراست می‌تواند نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران ورودی به مولدگاز را تغییر دهد، در مسیر سوخت این المان نیز یک استبیلایزر برای تثبیت نسبت مؤلفه‌ها، نصب شده است تا در صورت لزوم از آن استفاده شود. منطق روش شبیه‌سازی سامانهٔ پیشرانش بر پایهٔ دیدگاه دنبال‌کردن سیال است. از وجه‌های تمایز شبیه‌ساز حاضر با شبیه‌سازهای پیشین [۱۱،۱۰،۹،۸،۷،۶] حذف فرآیند پیچیده و زمان‌بر تولید اطلاعات مورد نیاز موتور برای سه المان مهم استارتر، مولدگاز و محفظهٔ احتراق است. در شبیه‌سازهای پیشین، اطلاعات مورد نیاز برای انجام محاسبات مربوط به استارتر، با فایل‌های متنی صورت می‌گیرد که از آزمایش‌های تجربی به‌دست می‌آیند، و شبیه‌ساز به صورت آف‌لاین از آن استفاده می‌کند. مشکل این روند این است که در صورت عدم دسترسی به نتایج تجربی استارتر، امکان اجرای صحیح شبیه‌ساز میسر نیست و از سوی دیگر در صورت تمایل به بررسی اثرات استفاده از طرح جدید استارتری که هنوز تست نشده است، شبیه‌ساز موتور بلااستفاده می‌شود. در شبیه‌ساز حاضر استارتر سوخت جامد موتور کاملاً مدل و نتایج آن با نتایج تجربی صحه‌گذاری شده است. بدین ترتیب با واردکردن مشخصات هندسی و جنس گرینِ استارتر، امکان محاسبهٔ آن‌لاین این المان میسر شده است و معادلات این المان به همراه سایر المان‌ها حل می‌شود. ویژگی دیگر شبیه‌ساز حاضر مولدگاز و محفظهٔ احتراق آن است. در شبیه‌سازهای پیشین به‌منظور داشتن خواص ترمودینامیکی محصولات احتراق نظیر ($C^*$، $k$، $R$،... ) از نرم‌افزارهای احتراق نظیر ASTRA و CEA استفاده می‌شود. بدین صورت که این نرم‌افزار برای ترکیب پیشران معینی در فشارهای مختلف به ازای بازهٔ وسیعی از نسبت مؤلفه‌های پیشران به تعدد اجرا می‌شود و در هر مرحله خواص محصولات در یک فایل متنی ذخیره می‌شود. شبیه‌ساز در هر مرحله با توجه به نسبت مؤلفه‌های پیشران و فشار لحظه‌ای در محفظهٔ احتراق، از فایل حاصل خواص ترمودینامیکی محصولات احتراق را درون‌یابی می‌کند. فرایند تولید چنین بانک دادهِ وسیع که فقط برای یک نوع پیشران خاص قابل استفاده است بسیار زمان‌بر و پرخطاست. در شبیه‌ساز حاضر، با کوپل نرم‌افزار احتراقی CEA به شبیه‌ساز موتور، اطلاعات مورد نیاز در هر لحظه، از اجرای همزمان این نرم‌افزار به‌دست می‌آید و بدین ترتیب می‌توان در ابتدای برنامه نوع ترکیب پیشران را انتخاب کرد و پس از واردکردن شرایط اولیهٔ پیشران، شبیه‌ساز موتور را اجرا کرد. در هر لحظه برحسب فشار و نسبت مؤلفه‌های پیشران در محفظهٔ احتراق و مولدگاز، خواص ترمودینامیکی محصولات محاسبه می‌شوند. از آنجاکه نرم‌افزار CEA به زبان فرترن ۷۷ نوشته شده است، پس از بازخوانی بیش از ۳۰۰۰ خط برنامه و ایجاد تغییراتی به‌منظور قابل استفاده کردن آن، در نهایت این نرم‌افزار به‌صورت

11. Point Level Sensors
12. Nuclear Source and Counter System
13. Capacitor Sensors
14. Set Point

یک تابع کتابخانه‌ای پویا[۱۵] به شبیه‌ساز موتور کوپل شد و بدین ترتیب خواص محصولات احتراق، طیف متنوعی از ترکیبات پیشران به سرعت و همزمان با اجرای برنامه قابل استفاده است.




**شکل۴**- مدار پنوماهیدرولیکی یک موتور سوخت مایع خاص

در ادامهٔ این پژوهش و با توجه به هدف مقاله، شبیه‌سازی المان‌های کنترلی سامانهٔ پیشرانش بررسی و از ارائهٔ مدل ریاضی المان‌ها و نحوهٔ شبیه‌سازی سامانهٔ پیشرانش صرف‌نظر می‌شود و علاقه‌مندان برای مطالعات بیشتر می‌توانند به منبع [۵] در این زمینه مراجعه کنند.

15. Dynamic Library Link (DLL)

## روند شبیه‌سازی المان‌های کنترلی

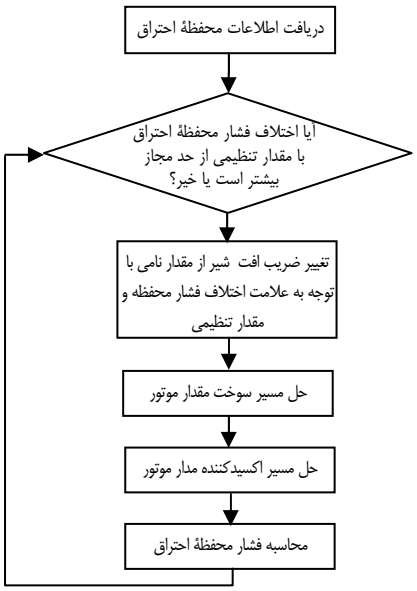
از المان‌های مؤثر در کنترل سامانهٔ پیشرانش می‌توان به شیرها، دروسل‌ها و رگولاتورها اشاره کرد. به مجموعهٔ این المان‌ها در اصطلاح رایج شیرآلات موتور گفته می‌شود. انواع شیرآلات مورد استفاده در یک موتور پیشران مایع را می‌توان به شکل زیر دسته‌بندی کرد [۱۲].

۱. شیرآلات کنترلی که شامل انواع رگولاتورها و استبیلایزرها هستند.
۲. شیرآلات غیرقابل کنترل که شامل انواع شیرهای قطع، تخلیه، تأخیر و ... است.

در این پژوهش هدف بررسی شیرآلات قابل کنترل است. دروسل‌ها و رگولاتورها تجهیزاتی هستند که مأموریت آن‌ها تغییر ملایم و پیوستهٔ مقاومت هیدرولیکی مسیرهای عبور سیال است. در ادامه به معرفی روند شبیه‌سازی دو نوع المان کنترلی رگولاتور و استبیلایزر پرداخته می‌شود.

## رگولاتور

همان‌طورکه در شکل (۴) نمایش داده شده است، رگولاتور تراست در مسیر مؤلفهٔ اکسیدکنندهٔ مولدگاز قرارگرفته است. در کد شبیه‌ساز سامانهٔ پیشرانش تهیه شده‌است، این شیر به صورت یک اریفیس، که ضریب افت هیدرولیک آن متغیر است، مدل‌سازی شده است. منطق شبیه‌سازی این المان به این صورت است که برای رگولاتور، یک نقطهٔ کاری معین از قبل تنظیم می‌شود، که این نقطه همان نقطهٔ کاری نامی موتور است، در طول زمان کارکرد موتور زیربرنامهٔ مربوط به المان کنترلی رگولاتور فراخوانی می‌شود. رگولاتور، فشار محفظهٔ احتراق را با مقدار از پیش تعیین شده مقایسه می‌کند، درصورتی‌که اختلاف فشار محفظه با مقدار تنظیمی از میزان مجاز بالاتر باشد، موتور را به شرایط کاری خود باز می‌گرداند. برای بازگرداندن موتور به شرایط نامی کارکردِ خود، باید میزان ضریب افت هیدرولیک رگولاتور به نحوی مناسب تغییر کند. برای این منظور با توجه به علامت اختلاف پیش‌آمده با نقطهٔ نامی و با جستجو در فضای جواب، ضریب افت مناسب را به‌دست می‌آورد. در فضای جواب، زیربرنامه با اضافه‌کردن $\Delta k$ به ضریب افت نامی و حل جریان از ابتدای مدار موتور و محاسبهٔ فشار محفظه و مقایسهٔ آن با نقطهٔ تنظیمی به ضریب افت مناسب می‌رسد. در شکل (۵) الگوریتم محاسبهٔ ضریب افت رگولاتور آورده شده است.



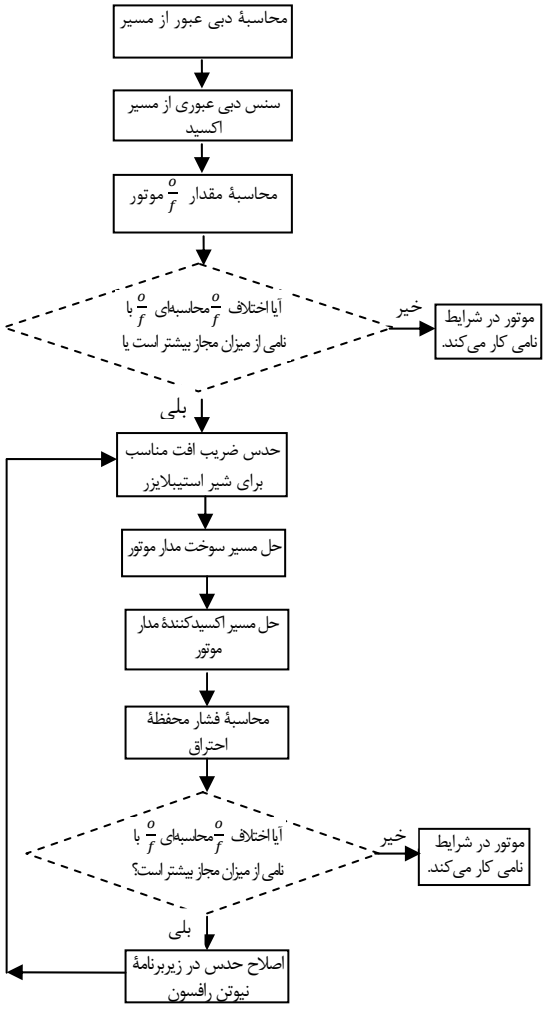

**شکل ۵**- الگوریتم تعیین ضریب افت مناسب در زیربرنامهٔ رگولاتور

## استبیلایزر

همان‌طورکه در شکل (۴) دیده می‌شود، در مسیر اصلی مؤلفهٔ سوخت، یک شیر استبیلایزر قرار دارد. این المان کنترلی همانند سامانهٔ رگولاتور، با یک اریفیس با ضریب افت هیدرولیکی متغییر مدل‌سازی شده است. این المان کنترلی، وظیفهٔ تنظیم‌کردن نسبت مصرف مؤلفه‌های محفظهٔ احتراق را دارد. به ترتیبی که با حس‌کردن مقدار دبی گذرنده از مسیر اکسیدکننده منتهی به محفظهٔ احتراق، مقدار نسبت مؤلفه‌های ورودی به محفظهٔ احتراق را محاسبه می‌کند. در ادامه با مقایسهٔ نسبت مؤلفه‌های محاسبه‌ای با مقدار از پیش تعیین‌شده اقدام به تنظیم ضریب افت هیدرولیکی المان استبیلایزر می‌کند. شکل (۶) الگوریتم تعیین مقدار ضریب افت هیدرولیکی المان استبیلایزر نمایش داده شده است. برای جلوگیری از تغییر مقدار نسبت مصرف مؤلفه‌های مولدگاز که منجر به بالارفتن دمای گازهای خروجی محصولات احتراق آن و در نهایت سوختن پره‌های توربین می‌شود؛ در مدل موتور، یک شیر استبیلایزر در مسیر مؤلفهٔ سوخت مولدگاز نیز نصب شد که منطق عملکردی آن مانند استبیلایزر مسیر اصلی سوخت است.

## شبیه‌سازی حرکت سامانهٔ فضایی

نوع فعالیت سامانه‌های مورد بررسی (سامانه‌های برون کنترلی) به نحوی است که در طول زمان پروازِ جسم پرنده و با بررسی شرایط پروازی؛ عملیات لازم برای دستیابی به پارامترهای نهایی را بر عهده می‌گیرند، بنابراین برای این منظور و نیز برای بررسی نحوهٔ عملکرد سامانه‌ها، در اختیار داشتن شبیه‌ساز پرواز الزامی به نظر می‌رسد. در این پژوهش، پرواز یک جسم پرنده با استفاده از حل معادلات دو درجه آزادی در دستگاه مختصات کارتـزین و با درنظرگرفتن چرخـش زمین و نیز لحاظ‌کردن آیرودینامیک و جو استاندارد، شبیه‌سازی شده است [۱۳،۱۴] که توضیحات لازم در مورد نحوهٔ استخراج معادلات و حل آن‌ها در منبع [۱] آورده شده است.

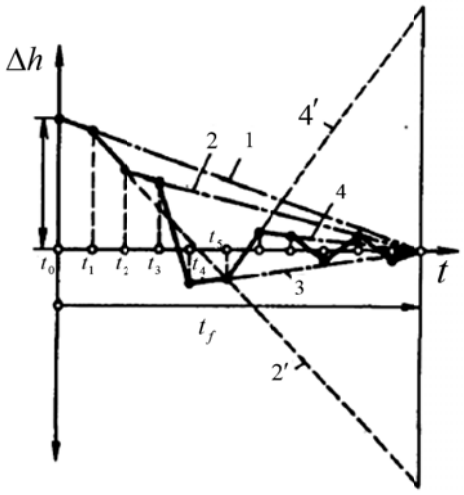



**شکل ۶**- الگوریتم برنامهٔ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن برای مصرف پیشران [۳]

## شبیه‌سازی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن

جهت تشریح الگوریتم عملکردی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، مدار فرضی شکل (۳) درنظرگرفته می‌شود. در این مدار فرضی، دروسل سامانه در مسیر اکسیدکننده قرار دارد. سیگنال‌های وضعیت سطح پیشران در مخازن سوخت $h_f$ و اکسیدکننده $h_{ox}$ به حسگر عدم هماهنگی سطوح ارسال می‌شود که به کمک این حسگر اختلاف آن‌ها یعنی $\Delta h = h_{ox} - h_f$ اندازه‌گیری می‌شوند. اختلاف برآورد شدهٔ سطوح؛ پس از آن‌که سیگنال‌ها تقویت شد، تبدیل به سیگنال دیجیتال می‌شود و به کامپیوتر پـــرواز می‌رسد. کامپیوتر پرواز با توجه به مقدار عدم هماهنگی سطوح پیشران، برنامه‌ای را

اجرا می‌کند که این عدم هماهنگی تا پایان فاز فعال پرواز جبران شود ضمن آن‌که با رعایت شرط و موقعیت گفته شده، تا آخر کار موتور، مقادیر باقی‌ماندهٔ مورد نیاز پیشران در مخازن باقی بماند. در نتیجهٔ آنالیز عدم تطابق سطح واقعی پیشران با سطح مورد نظر، کامپیوتر پرواز یک سیگنال فرمان صادر می‌کند که این سیگنال پس از تقویت، به الکتروموتور ارسال و تبدیل به چرخش زاویه‌ایِ دروسل سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن که روی یکی از مسیرهای اصلی تزریق پیشران به محفظهٔ احتراق نصب شده است، ارسال می‌شود. به شکل (۷) توجه کنید. فـــرض می‌کنیم که در لحظهٔ اولیهٔ $t_0$، در مرحلهٔ استارت، حسگرها سطح سوخت و اکسیدکننده یعنی $H_{Ox,initial}$ و $H_{F,initial}$ را ثبت می‌کنند سپس با استفاده از اطلاعات حاصل، اختلاف ارتفاع پیشران موجود در مخازن یعنی $\Delta h = h_{ox} - h_f$ محاسبه می‌شود. اکنون بخش محاسبات سامانه، تخمین می‌زند که برای اتمام همزمان پیشرانِ هر دو مخزن در پایان زمان فعال پرواز، نسبت مصـرف مؤلفه‌ها باید به چه میزانی انتخاب شوند.




**شکل ۷**- تعیین ضریب افت مناسب در زیربرنامهٔ استبیلایزر

در پاسخ به این اطلاعات، کامپیوتر پرواز برنامهٔ تخلیهٔ مخزن اکسیدکننده را طبق خط ۱ در شکل (۷) تعیین می‌کند. اگر در زمان نمونه‌گیری بعدی که اطلاعات دریافت می‌شوند یعنی $t_1$، وضعیت قبلی حفظ شده باشد همان برنامه ادامه پیدا می‌کند اما اگر هنگام دریافت اطلاعات $t_2$، وضعیت تغییر کرده باشد، در آن‌صورت براساس شرایط ایجاد شده در زمان $t_2$ خط ۲ در شکل (۷) طراحی می‌شود که طبق آن المان تنظیم شیر روی مسیر پیشران در وضعیت جدیدی قرار می‌گیرد. اگر فرآیند تخلیهٔ مخازن پس از زمان $t_2$ دیگر هدایت نشود، در آن‌صورت در اواخر کار موتور ممکن است این فرآیند همراه با مقدار بسیار زیادی سوختِ باقی‌مانده در مخزن خاتمه یابد (خط ۲). اگر در بازهٔ زمانی $t_3$ دریافت اطلاعات توسط کامپیوتر پرواز طبق برنامهٔ تخلیهٔ مخازن یعنی برنامهٔ ۲ همچنان باقی مانده باشد در آن صورت هیچ‌گونه تغییری در کار موتور به وجود نیامده است. اما اگر در بازهٔ زمانی $t_4$ تخطی از برنامهٔ ۲ مشاهده شود در آن صورت طبق عدم هماهنگی واقعی سطوح در لحظهٔ $t_4$ برنامهٔ جدید ۳ طراحی می‌شود و شیر تنظیم‌کنندهٔ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن در وضعیت جدید به‌گونه‌ای قرار داده می‌شود که اجرای این برنامهٔ جدید تخلیهٔ مناسب مخازن پیشران را تضمین کند. در بازهٔ زمانی $t_5$، وضعیت واقعی سطوح پاسخ‌گوی برنامهٔ ۳ است و هیچ گونه تغییری رخ نمی‌دهد. اما اگر در بازهٔ زمانی $t_6$ تخطی در برنامهٔ ۳ مشاهده شود در آن صورت دوباره برنامهٔ جدید ۴ طراحی می‌شود که این برنامهٔ جدید با استفاده از تغییر موقعیت شیر تنظیم‌کنندهٔ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن فراهم می‌شود. اگر برنامهٔ تخلیهٔ مخازن را در لحظهٔ $t_6$ تغییر ندهیم، در آن صورت فرآیند تخلیه از طریق خط ۴ ( خط نقطه چین) دنبـال می‌شود و اگر اختلالی وجود نداشته باشد در آن صورت تا لحظهٔ خاموشی و پایان کار موتور در مخزن، جرم زیادی از اکسیدکنندهٔ باقی‌مانده خواهیم داشت. فرآیند تغییر برنامهٔ تخلیهٔ مخازن به کمک سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن در طول کل مدت زمان پرواز فعال جسم پرنده و با توجه به آنالیز عدم هماهنـــگی واقعی سطوح پیشران در هر بازهٔ زمانی صـــورت می‌گیرد. شکستگی‌های موجود در برنامهٔ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن به دلیل زمان لازم برای دریافت و آنالیز اطلاعات و هم‌چنین زمان لازم برای تصمیم‌گیری کامپیوتر پرواز در خصوص تغییر برنامهٔ تخلیهٔ مخازن پیشران است. به این ترتیب در لحظهٔ اولیهٔ پرواز جسم پرنده، سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن؛ سطح پیشران مخازن پیشران را بـرآورد می‌کند و برنامهٔ تخلیهٔ سیال را برای مخازن به‌گونه‌ای طراحی می‌کند که موجب شود در تناوب اولیهٔ کار بیشترین بیرون ریختن مازاد پیشران را داشته باشیم و به تدریج تا پایان کار موتور، نرخ این تخلیه کاهش یابد (برنامهٔ ۱ در شکل ۷). برنامهٔ بیرون‌ریزی مازاد پیشران از مخازن در فرآیند پرواز فعال براساس برآورد واقعی مصرف پیشران از مخازن صورت می‌گیرد. اگر وضعیت واقعی تخلیهٔ مخازن از برنامهٔ درنظرگرفته شده تبعیت نکند، در آن صورت برنامهٔ تخلیه به صورت پی در پی تغییر می‌کند و به صورت مجموعه‌ای نهایی از چند برنامه در می‌آید (مسیر شکسته در شکل ۷).

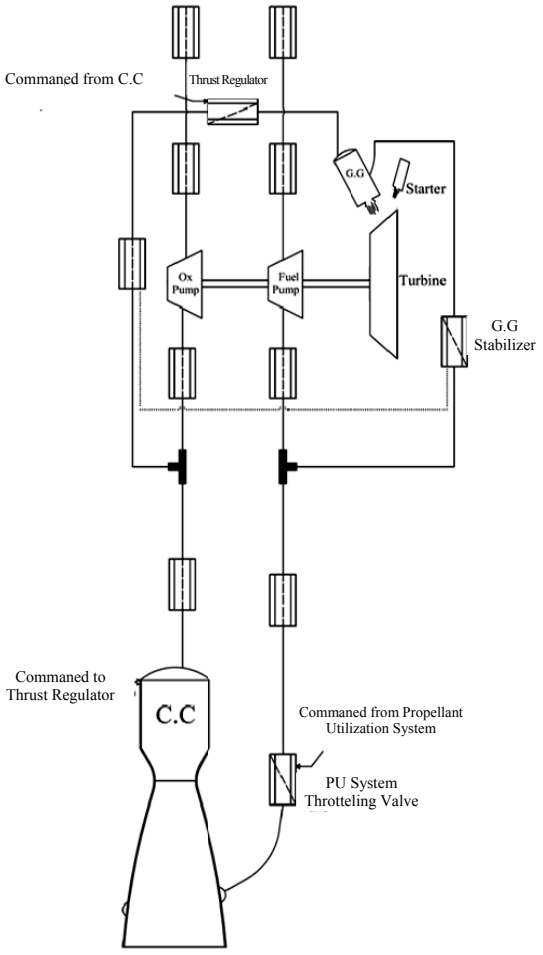
با کار سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، در حقیقت اصول تأمین جرم نهایی جسم پرنده فراهم می‌شود. ویژگی اصلی سیستم کنترل و هدایت جرم نهایی جسم پرنده که مورد بررسی قرارگرفت آن است که «بیرون‌ریزی» مازاد پیشران از مخازن به وسیلهٔ محفظهٔ موتور صورت

می‌گیرد که در نتیجه این مسئله، نسبت مصرف سوخت به اکسیدکننده را تغییر می‌دهد. طبیعی است که این وضعیت موجب حفظ نسبت مصرف سوخت به اکسیدکننده در حالت بهینه نمی‌شود و در نتیجه بازدهی سامانهٔ پیشرانش در مقدار حداکثر خود نخواهد بود. از تئوری پیشرانش موتورها می‌دانیم که در ناحیهٔ حداکثر ایمپالس ویژهٔ موتور سوخت مایع، رابطهٔ ایمپالس ویژه و نسبت سوخت به اکسیدکنندهٔ رفتاری تقریباً خطی با شیبی ملایم دارد؛ به همین دلیل می‌توان نسبت سوخت به اکسیدکننده را نزدیک مقدار بهینه تغییر داد بدون این که به ایمپالس ویژه لطمهٔ زیادی وارد شود. در حقیقت منطق تنظیم سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن باید براساس وضعیت اولیهٔ شیر تنظیم‌کننده صورت گیرد که این وضعیت اولیه همان نسبت بهینهٔ سوخت به اکسیدکننده است لیکن همواره باید دقت داشت که انحراف کاری دروسل سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن باید نسبت به بازهٔ تغییرات نسبت مصرف سوخت به اکسیدکننده محدود باشد تا تغییر زیادی در ایمپالس ویژهٔ موتور ایجاد نشود. این محدودیت در سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن به وسیلهٔ حسگر الکتریکیِ اعلام وضعیت دروسل (برای نمونه از نوع رئوستایی) به کامپیوتر پرواز گزارش می‌شود.

به‌منظور شبیه‌سازی روند عملکرد سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، الگوریتم عملکردی سامانه در محیط برنامه‌نویسی فرترن ۹۰ مدل‌سازی و شبیه‌سازی شد. همان‌طورکه در شکل (۸) دیده می‌شود، با تغییر نقش استبیلایزر موتور اصلی (در شکل ۴)، دروسل سامانهٔ تخلیه همزمان مخازنِ موتور مورد بررسی در این پژوهش، در مسیر سوخت محفظهٔ احتراق قرار داده شد، بنابراین در موشک مورد بررسی می‌توان وضعیت مخزن سوخت را کنترل کرد و وضعیت مخزن اکسیدکننده تابعی از تغییر شرایط در مخزن سوخت خواهد بود. از این رو در هنگام شارژ مخازن، باید در شارژ مخزن اکسیدکننده برخلاف مخزن سوخت دقت بیشتری کرد و تا حد امکان پیشران گارانتی را کم نمود. روند کار به این صورت است که از لحظهٔ استارت موتور و آغاز مصرف پیشران در مخازن، دبی کل سوخت و اکسیدکننده که مدار موتور مصرف می‌کند مشخص است. با انتگرال‌گیری از این دبی به روش اویلر می‌توان در هر گام زمانی، میزان جرم تخلیه شده از هر مخزن را تعیین کرد. حال با تفریق این مقادیر از جرم اولیهٔ شارژ شده در هر مخزن، می‌توان جرم و ارتفاع لحظه‌ای مؤلفه‌های پیشران باقیمانده در هر مخزن را محاسبه کرد. اکنون باید برررسی کرد که اگر تخلیهٔ مخازن با همین رویه تا انتهای فاز فعال پرواز پیش رود، وضعیت پیشران باقیماندهٔ مخازن چگونه خواهد بود. پیش‌بینی وضعیت پیشران باقیمانده در مخازن در زمان خاموشی، مطابق الگوریتمی که پیشتر توضیح داده شد به کمک رابطهٔ زیر محاسبه می‌شود.

$$M_{final_fuel} = M_{0_fuel} - mdot_{i_fuel}\,(t_{flight} - t_i) \qquad (۱)$$

در رابطهٔ فوق، $M_{0_fuel}$ جرم شارژ شدهٔ پیشران در مخزن سوخت، $mdot_{i_fuel}$ دبی لحظه‌ای مصرف سوخت و $(t_{flight} - t_i)$ زمان باقیمانده تا انتهای فاز فعال پرواز است. با داشتن چگالی سوخت می‌توان ارتفاع نهایی پیشران در مخزن را محاسبه کرد. اگر همین روند برای مخزن دیگر صورت گیرد، می‌توان اختلاف ارتفاع دو مخزن را در زمان خاموشی تخمین زد. درصورتی‌که اختلاف مقدار پیشران باقیمانده در مخازن از مقدار خطای تعیین‌شده کمتر باشد، نتیجه الگوریتم؛ عدم تغییر در وضعیت دروسل سامانه در مسیر سوخت است در غیر این‌صورت باید زیربرنامه کنترل وضعیت دروسل سامانه فراخوانی شود و وضعیت جدید دروسل تعیین شود.




**شکل ۸**– سامانهٔ پیشرانش مجهز به سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن

به‌منظور تعیین وضعیت جدید دروسل؛ لازم است در سامانهٔ پیشرانش ضریب افت هیدرولیکی مربوط به دروسل سامانه تخلیه همزمان مخازن که در مسیر اصلی سوخت به محفظه احتراق قرار

دارد، به نحوی تغییر کند که در انتهای فاز فعال، مخازن با دقت مطلوب تخلیه شوند لیکن باید تعیین کرد که این تغییر بر چه مبنا و بر چه نحوی باید صورت پذیرد. این موضوع وظیفهٔ واحد محاسبه‌گرِ سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن است. در این واحد دبی مؤلفهٔ سوختِ پیشران به نحوی انتخاب و پیشنهاد شود که در انتها شرط تخلیهٔ همزمان ارضا شود. منطق انتخاب دبی جدید از سوی واحد محاسبات سامانه به این صورت است که با فراخوانی این واحد، میزان پیشران باقیمانده در هر مخزن، از واحد سنجش جرم پیشران در مخازن (حسگرها) دریافت می‌شود. زمان لحظه‌ای پرواز و نیز زمان فاز فعال مأموریت، از کامپیوتر پروازِ سامانهٔ هدایت و کنترل جسم پرنده دریافت می‌شود. اکنون این واحد، زمان باقیمانده تا انتهای فاز فعال را محاسبه می‌کند و با توجه به جرم پیشران باقیمانده در مخزن سوخت، به محاسبهٔ دبی جدید مورد نیاز تا انتهای فاز فعال می‌پردازد.

$$\dot{m}_{fuel_new} = \frac{(M_{fuel} - M_{garanty})}{(t_{flight} - t_i)} \qquad (۲)$$

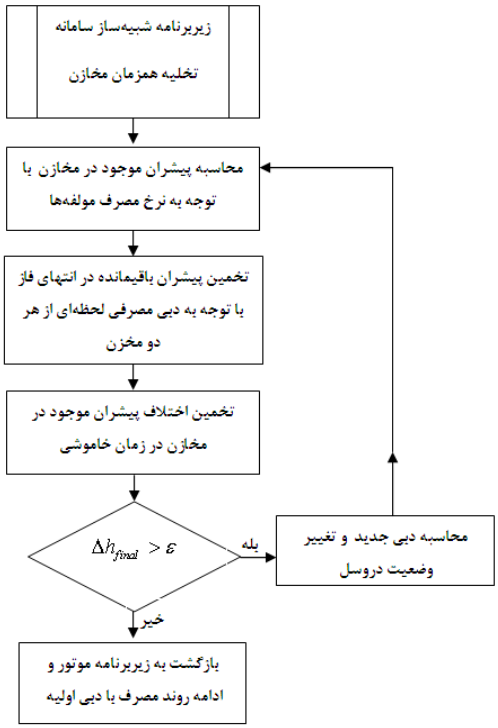
در تعیین دبی جدید سوخت باید به این نکته اشاره کرد که در فرآیند تخلیهٔ پیشران از مخازن، همواره مقداری پیشران به عنوان پیشران گارانتی باید باقی باشد. از این رو در رابطهٔ (۲) ترم پیشران سوخت گارانتی، $M_{garanty}$؛ از جرم سوخت باقیمانده، $M_{i_fuel}$؛ در مخزن کسر شده است.

اینک باید واحد محاسبات تعیین کند که:

اولاً) آیا این میزان دبی، توسط سامانهٔ پیشرانش قابل دستیابی است یا خیر.

ثانیاً) جهت دستیابی به این دبی، میزان افت هیدرولیکی مسیر سوخت به چه میزان باید تغییر کند.

برای این منظور لازمست، محدودهٔ تغییرات دروسل سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن در سامانهٔ پیشرانش مشخص باشد. از این رو در این مرحله باید تابعیت دبی سوخت برحسب میزان ضریب افت هیدرولیکی دروسل سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن تعیین شود که در بخش بعد این مورد بررسی خواهد شد. درصورتی‌که دبی پیشنهاد شده در محدوده مجاز نباشد، واحد محاسبه‌گر، فرمان قرارگیری وضعیت دروسل را در حالت اشباع خود صادر می‌کند و بدین ترتیب دروسل یا در وضعیت حاشیهٔ باز یا حاشیهٔ بسته قرار خواهد گرفت و تا انتها با این روند کار خواهد کرد. در این حالت، اگرچه دقت مطلوب حاصل نمی‌شود لیکن پیشران اضافه تا حد امکان تخلیه می‌شود. نمودار روند شبیه‌سازی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن را مختصراً در شکل (۹) می‌توان مشاهده کرد.




**شکل ۹**- شبیه‌سازی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن

## نتایج

کد شبیه‌ساز سامانه پیشرانش که با استفاده منطق شبیه‌سازی ارائه شده در منبع [۵] تدوین گشته است، برای مدار موتور سیکل باز فرضی شکل ۴ به اجرا درآمد. با توجه به ورودی‌های در نظر گرفته شده برای المان‌ها و نحوه چیدمان آنها، سامانه پیشرانشِ فرضی مدل شده، دارای پارامترهای سیستمی مطابق با جدول (۱) است.

**جدول ۱**- مشخصات موتور سیکل باز مدل شده

| پارامتر | مقدار |
|---|---|
| تعداد محفظه | ۱ |
| پیشران | N2O4+UDMH |
| تراست سطح دریا- خلأ | ۱۲/۵-۱۳/۷۵ تن |
| ضربه ویژه سطح دریا- خلأ | ۲۷۰-۳۰۰ ثانیه |
| فشار محفظهٔ احتراق | ۸۰ بار |
| نسبت مؤلفه‌ها در محفظه | ۲/۶ |
| نسبت انبساط هندسی نازل | ۱۴/۵۵ |
| فشار مولدگاز | ۷۰ بار |

در جدول (۲) مشخصات جرمی و عملکردی موشک فرضی انتخاب شده برای شبیه‌سازی سیستمی نحوه عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن ارائه شده است.

**جدول ۲**- مشخصات جرمی، عملکردی موشک فرضی

| پارامتر | مقدار |
|---|---|
| طول موشک | ۱۱ متر |
| قطر | ۸/. متر |
| جرم پیشران | ۳/۷ تن |
| جرم محموله | ۱/۰ تن |
| جرم برخاست | ۴/۹ تن |
| تراست (سطح دریا) | ۱۲ تن |
| تراست (خلأ) | ۱۳/۷۵ تن |
| دبی جرمی پیشران | ۶۰Kg/s |
| نسبت اکسید به سوخت موتور | ۲/۶۶۷ |
| زمان سوزش | ۷۰ ثانیه |
| ایمپالس ویژه(سطح دریا) | ۲۷۳ ثانیه |
| ایمپالس ویژه (خلأ) | ۳۰۰ ثانیه |
| برد تقریبی | ۵۰۰ کیلومتر |
| موقعیت پرتاب | خط استوا |

در این بخش با توجه به بررسی‌ها و مطالعات صورت گرفته، در طول پرواز اغتشاشاتی بر موشک اعمال شد تا شرایط انتهایی فاز فعال در حضور و عدم حضور سامانه با یکدیگر مقایسه شود. اغتشاشات به‌طورکلی به دو دستهٔ درون موتوری و برون موتوری تقسیم شده‌اند. نحوهٔ اعمال اغتشاشات باید به گونه‌ای باشند که توازن پیشران موجود در مخازن را به‌گونه‌ای بر هم زنند که در انتهای فاز فعال، مخازن به‌صورت ناهمزمان تخلیه شوند (پیشران باقیمانده در مخازن نامتناسب شوند). با این دیدگاه و به منظور اعمال اغتشاشِ درون موتوری؛ نقطهٔ کاری رگولاتور تراست و به‌منظور اعمال اغتشاش برون موتوری، چگالی پیشران که تابعی از تغییرات دماست تغییر داده شده است. در ادامه، نتایج این موارد در حضور و عدم حضور سامانه بررسی و مقایسه شده است.

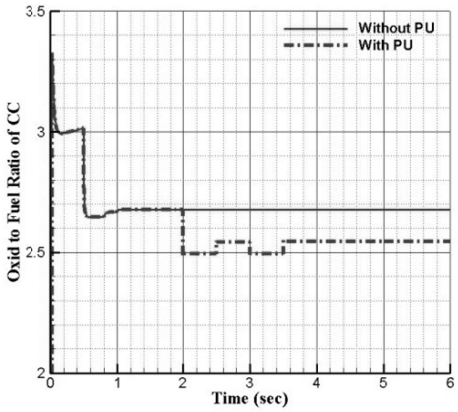
## بررسی اثر اعمال اغتشاش درون موتوری

در این بخش هدف تغییر نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران از طریق اعمال یک اغتشاش درون موتوری است. برای این منظور ضریب افت المان موجود بر سر راه مسیر اکسیدکنندهٔ مولدگاز، تغییر داده می‌شود تا بدین ترتیب دبی اکسیدکنندهٔ مولدگاز تغییر کند و به این نحو، عملکرد سامانهٔ پیشرانش و وضعیت پیشران موجود در مخازن بهم بریزد. جهت اعمال این اغتشاش، ضریب افت این المان به میزان ±10 درصد از وضعیت نامی خود منحرف شده است که نتایج بطور خلاصه در جدول (۳) نمایش داده شده است.

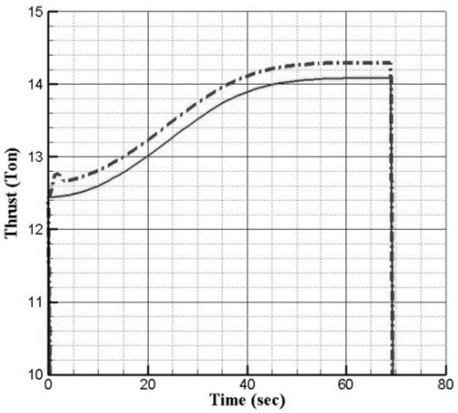
**جدول ۳**- بررسی تأثیر حضور سامانه بر اثر اعمال اغتشاش در ضریب افت المان مولدگاز

| اغتشاش (در ضریب افت) | وضعیت سیستم کنترل | برد ($Km$) | درصد تغییر برد | پیشران کل باقیمانده ($Kg$) | اختلاف ارتفاع نهایی پیشران در مخازن ($mm$) |
|---|---|---|---|---|---|
| مقدار نامی | در عدم حضور سامانه | ۵۶۲/۴۸ | ۰ | ۱۳۰/۱ | ۱۱۶ |
| | در حضور سامانه | ۵۹۶/۷۸ | | ۱۰۳/۱۱ | ۱/۴ |
| ۱۰+ درصد | در عدم حضور سامانه | ۵۸۲/۶۱ | +۶/۸ | ۱۰۱/۷۸ | ۱۵۹ |
| | در حضور سامانه | ۶۲۴/۸۱ | | ۶۷/۵۱ | ۰/۶ |
| ۱۰- درصد | در عدم حضور سامانه | ۵۵۶/۰۳ | -۷/۴ | ۱۳۹/۸۶ | ۱۱/۷ |
| | در حضور سامانه | ۵۹۲/۲۳ | | ۱۰۱/۶۵ | ۱/۵ |

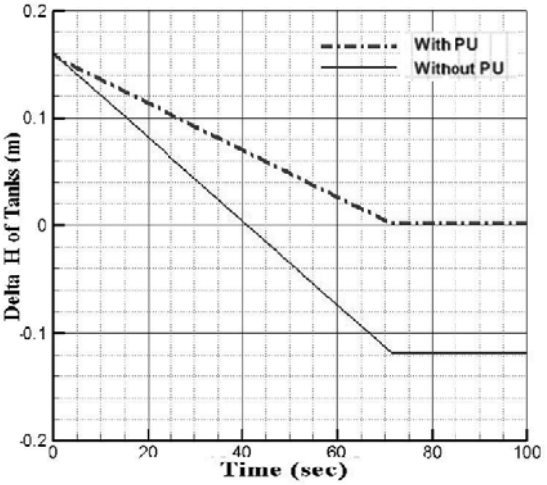
همانگونه که مشاهده می‌شود استفاده از سامانهٔ تخلیه همزمان مخازن تفاوت چشمگیری در برد پرنده ایجاد کرده است. در ادامه تعدادی از نمودارهای مربوط به پارامترهای سیستمی سامانهٔ پیشرانش در حضور و عدم حضور سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن پرداخته می‌شود. برای اختصار، دو حالت؛ تنها برای حالت نامی با یکدیگر مقایسه می‌شوند.




**شکل ۱۰**- اختلاف نسبت مصرف مؤلفه‌های پیشران در عدم حضور سامانه




**شکل ۱۱**- اختلاف تراست موتور در عدم حضور سامانه




**شکل ۱۲**- اختلاف ارتفاع میان مخازن پیشران در عدم حضور سامانه

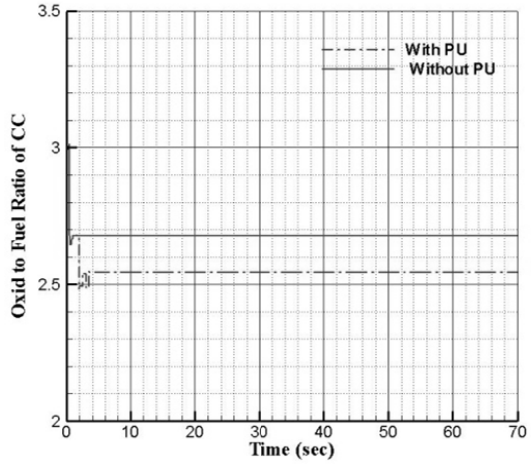
## بررسی اثر اعمال اغتشاش برون موتوری

در این بخش دمای استاندارد پیشران در شرایط ۱۵ درجه سانتیگراد انتخاب شده است. سپس دما به میزان $\pm 10$ درجه منحرف گردید. با این تغییرِ دما، چگالی پیشران تغییر و در نتیجه عملکرد سامانهٔ پیشرانش و وضعیت پیشران موجود مخازن بهم ریخت.

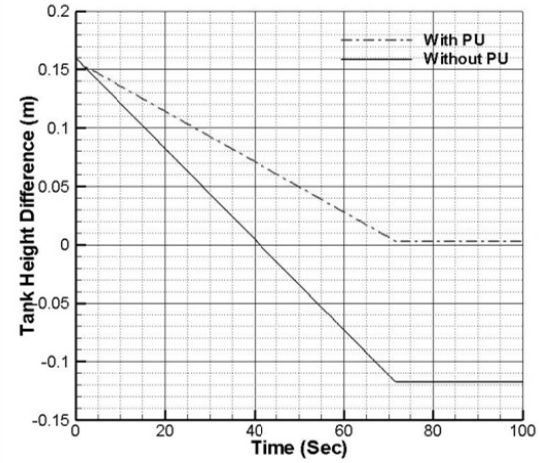
**جدول ۴**- مقایسه و بررسی تأثیر حضور سامانه بر اثر اعمال اغتشاش در دمای پیشران

| اغتشاش دما | وضعیت سیستم کنترل | برد ($Km$) | درصد تغییر برد | پیشران کل باقیمانده ($Kg$) | اختلاف ارتفاع نهایی پیشران در مخازن ($mm$) |
|---|---|---|---|---|---|
| مقدار نامی (۱۵ درجه) | در عدم حضور سامانه | ۵۶۳/۴۸ | +۵/۹ | ۱۳۰/۱ | ۱۱۶ |
| | در حضور سامانه | ۵۹۶/۷۸ | | ۱۰۳/۱۱ | ۱/۴ |
| ۱۰+ درصد (۱۶/۵ درجه) | در عدم حضور سامانه | ۵۶۰/۴۱ | +۵/۴ | ۱۳۳/۲۲ | ۱۱۷ |
| | در حضور سامانه | ۵۹۰/۹۸ | | ۱۰۹/۸۸ | ۳ |
| ۱۰- درصد (۱۳/۵ درجه) | در عدم حضور سامانه | ۵۶۹/۵۵ | +۷/۳ | ۱۲۲/۲ | ۱۱/۷ |
| | در حضور سامانه | ۶۱۱/۲۹ | | ۸۵/۵۱ | ۴/۸ |

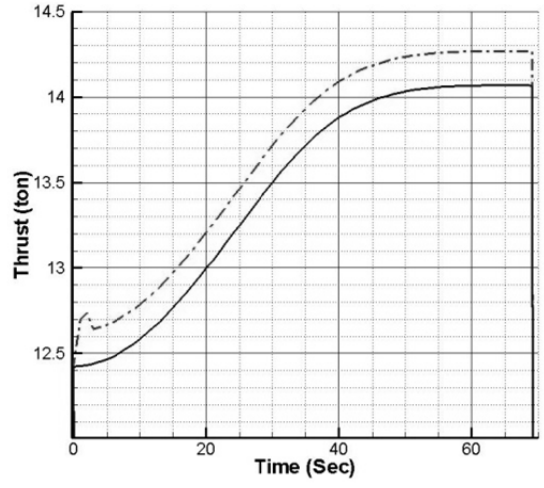
در ادامه نمودارهای نسبت مصرف مؤلفه‌ها، اختلاف پیشرانِ مخازن، تراست و سرعت نهایی برای دمای ۱۶/۵ درجه، در حضور و عدم حضور سامانه با یکدیگر مقایسه شده‌اند، روند سایر حالت‌ها مشابه هستند. همانگونه که در جدول (۴) نیز مشخص است، الگوریتم تخلیهٔ همزمان مخازن سبب شده است که جرم مرده سامانهٔ فضایی به تدریج در زمان پرواز کم شده و بدین ترتیب سرعت نهایی افزایش یابد که همین مسئله سبب افزایش برد پروازی شده است.



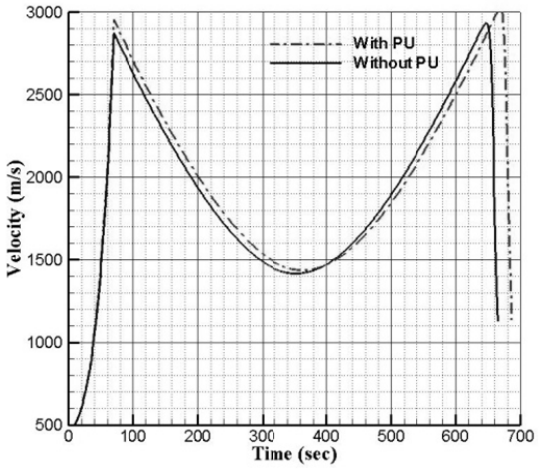

**شکل ۱۳**- مقایسهٔ تغییرات نسبت مؤلفه‌های محفظه نسبت به دمای ۱۶/۵ درجهٔ پیشران، در عدم حضور سامانه



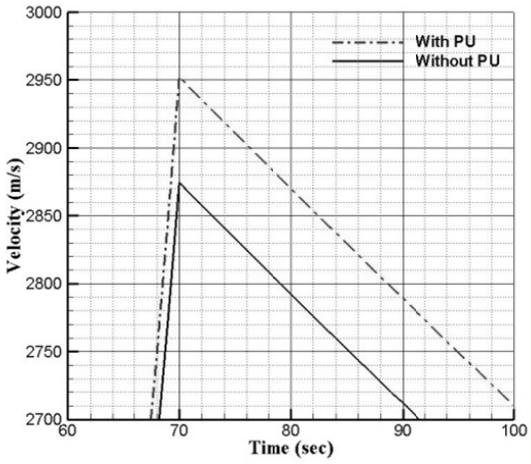

**شکل ۱۴**- مقایسهٔ اختلاف ارتفاع پیشران مخازن نسبت به دمای ۱۶/۵ درجهٔ پیشران، در عدم حضور سامانه




**شکل ۱۵**- مقایسهٔ تراست نسبت به دمای ۱۶/۵ درجهٔ پیشران، در عدم حضور سامانه




**شکل ۱۶**- مقایسهٔ سرعت پروازی در دمای ۱۶/۵ درجهٔ پیشران، در عدم حضور سامانه




**شکل ۱۷**- نمای بزرگنمایی شده از شکل ۱۶

## جمع‌بندی

در این پژوهش، هدف، بررسی تأثیر استفاده از سامانهٔ کنترل برون موتوری تخلیهٔ همزمان مخازن بر پارامترهای نهایی مسیر پرواز بود. برای این منظور ابتدا لازم بود بستر استفاده از این سامانه مهیا شود. از این رو ابتدا به مدل‌سازی و شبیه‌سازی دینامیکی سامانهٔ پیشرانش با قابلیت اعمال کنترل درون موتوری و برون موتوری پرداخته شد؛ سپس معادلات مربوط به شبیه‌سازی دو درجهٔ آزادی حرکت تهیه و شبیه‌سازی لازم در محیط برنامه‌نویسی فرترن ۹۰ انجام شد. در انتها با شبیه‌سازی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن و کوپل آن با شبیه‌سازهای پرواز و پیشرانش، یک شبیه‌ساز برای بررسی نحوهٔ کارکرد سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن ایجاد شد. با استفاده از شبیه‌ساز تهیه شده، یک سامانهٔ فضایی فرضی انتخاب و پس از وارد کردن اطلاعات مورد نیاز به شبیه‌ساز و نیز تعیین یک مأموریت پروازی فرضی، برنامه در دو حالت با و بدون حضور سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن اجرا شد. بررسی‌های صورت گرفته در حضور اغتشاشات تصادفی حاکی از بهبود برد جسم پرنده تا بیش از ۷ درصد است. بدین ترتیب می‌توان از جدول‌های (۳) و (۴) دریافت کرد که استفاده از سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن در شرایطی که هیچ‌گونه اغتشاشاتی در مسیر نباشد منجر به افزایش برد جسم پرنده می‌شود و نیز منجر به کاهش جرم مرده در انتهای فاز فعال مسیر پرواز می‌شود. این اثرات را می‌توان هنگامی‌که در طول مسیر اغتشاشات اعمال شده نیز، مشاهده کرد. بدین ترتیب به نظر می‌رسد که استفاده از سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن را می‌توان با دو دیدگاه بررسی کرد. دیدگاه اول، ثابت نگاه داشتن بار مفید و افزایش برد است که به نوعی این سامانه استفاده بهینه از موشک‌های موجود را مهیا می‌کند و دیدگاه دوم، بحث افزایش بار مفید است که این مهم در ماهواره‌برها بیشتر مد نظر قرار دارد چرا که با استفاده از این سامانه می‌توان میزان جرم مرده‌ای را که با خود حمل می‌کند کاهش و بر قابلیت حمل بار مفید افزود.

## فهرست مراجع

[۱] نادری‌تبریزی، مهیار. مدل‌سازی و شبیه‌سازی سامانهٔ تخلیهٔ همزمان مخازن، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، تهران، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، ۱۳۸۹.

[2] Meyer, R. X., *Elements of Space Technology for Aerospace Engineers*, Academic Press, 1999.

[3] Kazlov, A. A., *Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroeinye Publications, Moscow, Russia, 1988.

[4] Chelomia,V. N., *Pneumahydralic Systems in Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroeinye Publications, Moscow, Russia, 1978.

[5] Jalali, S. A. R., Naderi, M. and Karimi, H., "Nonlinear Dynamic Modeling and Simulation of LPEs," *DSTC2009 Conference*, Malaysia, 0063, 7th Oct, 2009.

[۶] محمدی، رفعت. مدل‌سازی دینامیکی یک موتور سوخت مایع خاص، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، تهران، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، ۱۳۸۵.

[7] Karimi, H., Mohamadi, R. and Taheri, E. E., "Dynamic Simulation and Parametric Study of LPEs," *IEEE*, 1-4244-1057-6/07, 2007.

[۸] نجفی‌بزرگی، علی. تدوین مدل ریاضی و شبیه‌سازی یک موتور سوخت مایع با سیستم دمش مولد گازی مخازن پیشران، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، پاییز ۱۳۸۶.

[9] Karimi, H., NassirHarand, A. and Beheshti, M. "Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid-Propellant Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 938-944.

[10] Karimi, H. and Nassirharand, A., "Application of a Simulation Algorithm to a Specific Liquid Propellant Engine With Experimental Verification," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 78, Issue, 2, 2006, pp. 132–137.

[11] Ramesh, D. and Aminpoor, M., "Nonlinear Dynamic Simulation of an Open Cycle Liquid Rocket Engine," 43rd *AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007-5507*, July 2007.

[۱۲] جعفرقلی، علی، رمش، داوود، عبیات، جلیل و منتظری، محمدجواد. *طراحی موتورهای سوخت مایع: ساختار و سازه*، انتشارات صنایع هوافضا، ۱۳۸۴.

[13] Zipfel, P. H., *Modelling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, AIAA Education Series, AIAA Inc, ohio, Apr. 2001.

[14] Hoffman, J. E., *Numerical Methods for Engineers and Scientists*, Marcel Dekker Inc., Newyork, 2001.