



تحلیل دینامیکی عملکرد همزمان سیستم تخلیه مخازن سیال و تنظیم کننده سرعت ظاهری پرواز در یک سامانه پیشران مایع

سید علیرضا جلالی چیمه¹، حسن کریمی مزرعه شاهی^{2*}، مهیار نادری تبریزی¹

1- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

3- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

*تهران، صندوق پستی 16765-3381، karimi@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 02 خرداد 1394

پذیرش: 05 تیر 1394

ارائه در سایت: 31 تیر 1394

کلید واژگان:

سامانه‌های کنترل برون موتور

تنظیم سرعت ظاهری

تخلیه همزمان مخازن

ارتعاشات طولی

پوگو

چکیده

این پژوهش به بررسی اثرات همزمانی کارکرد دو سامانه تخلیه همزمان مخازن سیال و تنظیم کننده سرعت ظاهری پرواز می‌پردازد. سامانه‌ها به منظور ارسال فرامین کامپیوتر پرواز به موتور و تطبیق رژیم کاری موتور با شرایط بیرونی جسم پرنده مورد استفاده دارند و به سامانه‌های کنترل برون موتوری مشهور می‌باشند. هرکدام از این سامانه‌ها به تنهایی نقشی مؤثر در دستیابی به پارامترهای نهایی مسیر پرواز مانند جرم و سرعت را ایفا می‌کنند. همزمانی کارکرد این دو سامانه باعث بالا رفتن دقت در برد موشک و توانمندی حمل بار محموله می‌گردد. اثر این سامانه‌ها در جرم و برد نهایی در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. بدین جهت با شبیه‌سازی دینامیکی کارکرد موتور، در طول زمان ماموریت در پیکره شبیه‌ساز پرواز، امکان ارسال فرامین برای تغییر در رژیم کاری موتور از طریق کارکرد دو سامانه‌ی کنترلی فراهم شده است. برای یک ماموریت مشخص نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که عملکرد سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن به تنهایی منجر به افزایش برد و سرعت نهایی انتهای مسیر پرواز شده است و حضور همزمان سامانه‌ی تنظیم کننده سرعت ظاهری با سامانه تخلیه همزمان، رسیدن به این دو مهم را حتی در حضور اغتشاشات مسیر پروازی محقق می‌نماید. از دیگر نتایج این پژوهش دستیابی به بار محموله‌ی بیشتر برای یک ماموریت خاص تحت اثر عملکرد همزمان این دو سامانه می‌باشد.

Dynamic Analysis of Simultaneous usage of Propellant Utilization and Flight's Apparent Velocity Regulation Systems in Liquid Propellant System

Seyed Alireza Jalali Chimeh, Hassan Karimi Mazrehshahi*, Mahyar Naderi Tabrizi

Aerospace Engineering Department K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*P.O.B. 16765-3381 Tehran, Iran, karimi@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 23 May 2015
Accepted 26 June 2015
Available Online 22 July 2015

Keywords:
Active Control Systems
Apparent Velocity
Propellant Management System
longitudinal oscillation
POGO

ABSTRACT

This research discusses the effect of simultaneous usage of Propellant Utilization (PU) system and Flight Apparent Velocity Regulation (AVR) system. These systems were used for sending OBC commands to engine for adapting the engine working regime with flight conditions and fame to active control systems. Each of the PU and AVR systems has an effective role in access to final parameters such as mass and velocity at the end of active phase and simultaneous usage of these systems leads to increased range accuracy and payload mass. We study these effects on final parameters in this paper. Therefore, with dynamic simulation of liquid propellant engine during active phase in flight simulator, sending commands of these systems to change the engine working regime are provided. For a specific mission, results show that using the PU, range increased and presence of AVR is assisted to reach this range in front of disturbance during the flight. Another important result of this research is the payload mass increased for a specific mission with simultaneous usage of PU and AVR systems.

1- مقدمه

درونی موتور باشد، کنترل درون موتوری است و اگر هدف، تنظیم پارامترهای نهایی مسیر پرواز جسم پرنده باشد و پارامتر کنترلی به شرایط بیرونی موتور مرتبط شود به آن کنترل برون موتوری گفته می‌شود. سامانه پیشرانشی که دارای کنترل درون موتوری است فرمانی را خارج از موتور نمی‌پذیرد و مستقل از سایر بخش‌ها کنترل می‌شود. به عنوان نمونه رگولاتور تراست که وظیفه آن اطمینان از حفظ تراست موتور در محدوده طراحی شده است، اما

سامانه‌ی پیشرانش، یکی از زیرسیستم‌های مهم سامانه‌ی پروازی می‌باشد لذا به منظور مطلع بودن از شرایط عملکردی سامانه‌ی پروازی، کنترل چگونگی کارکرد موتور ضروری است. کنترل یک جسم پرنده از لحاظ چگونگی و محل ارسال فرامین کنترلی به دو دسته‌ی درون موتوری و برون موتوری تقسیم‌بندی می‌شود. اگر کنترل فرآیند کاری موتور از طریق پارامترهای

Please cite this article using:

S. A. Jalali Chimeh, H. Karimi Mazrehshahi, M. Naderi Tabrizi, Dynamic Analysis of Simultaneous usage of Propellant Utilization and Flight's Apparent Velocity Regulation Systems in Liquid Propellant System, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 23-34, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

نماید، بخش سنجشی سامانه سه مؤلفه‌ی شتاب ناشی از نیروی پیشران را اندازه‌گیری و انتگرال زمانی آن را با پروفیل نامی سرعت مقایسه می‌نماید، پروفیل نامی سرعت به عنوان یک الگو از قبل در کامپیوتر پرواز ذخیره شده است. سامانه با کنترل اندازه‌ی نیروی پیشران می‌تواند جسم را تا اندازه‌ی دلخواه به پروفیل نامی نزدیک نماید [3]. کنترل جرم نهایی مسیر پرواز بر عهده‌ی سامانه بهره‌برداری از پیشران³ یا سامانه تخلیه‌ی همزمان مخازن سیال است. کنترل تخلیه همزمان مخازن سیال بر مبنای ورودی‌های بدست آمده از اطلاعات مربوط به سطح‌سنج‌های مخازن سوخت و اکسیدکننده صورت می‌گیرد. کنترل تخلیه همزمان مخازن از اهمیت زیادی برخوردار است زیرا منابع خطای متعددی وجود دارد که می‌تواند جرم پیشران موجود در مخازن را تحت تأثیر قرار دهد. برای نمونه، می‌توان به از دست دادن پیشران‌های با نقطه جوشش پایین از طریق تبخیر سطحی و یا خطاهای حاصل از شارژ اولیه در محل پرتاب اشاره نمود. بدون کنترل مداربسته، ممکن است مقدار پیشران‌های موجود در مخازن در پایان کار اختلاف زیادی از مقدار مطلوب پیدا کنند. در واقع خروجی کنترل مداربسته‌ی سامانه تخلیه همزمان مخازن یکی از ورودی‌های کنترل نسبت اختلاط می‌باشد [3]. در این مقاله، به بررسی اثر عملکرد همزمان این سامانه‌ها در یک موشک مایع پرداخته شده است.

2- سامانه‌ی تنظیم کننده‌ی سرعت ظاهری

موتور پیشران مایع قابل تنظیم نخستین بار در تحقیقات و آزمایش‌های هواپیمایی موشک در آلمان در اواخر 1930 انجام گرفته است. این سامانه در موشک‌های پرکاربرد روسی مانند R-7 استفاده بسیاری دارد و موتورهای مانند موتورهای خانواده RD-107/108 از این سامانه‌ها استفاده کرده‌اند [4]. البته موتورهای قابل تنظیم می‌توانند برای عملیات‌های فضایی، مانور مداری شامل جهت‌گیری و پایداری در فضا و نیز پرواز نزدیک زمین به کار روند. موتور پیشران مایع می‌تواند منحنی نیروی پیشران بهینه را به طور پیوسته در یک شرایط داده شده دنبال کند. تغییرات پیوسته‌ی نیروی پیشران، میزان مؤلفه‌های پیشران مورد نیاز برای یک مأموریت و جرم جسم را کاهش می‌دهد. اثر نیروی تراست متغیر، روی مکانیک و دینامیک موتور پیشران مایع و همینطور مشکلات فرآیند تنظیم، جنبه‌های مهم تنظیم و کنترل در موتور می‌باشند [3]. به عنوان نمونه از مشکلات فرآیند تنظیم می‌توان به احتمال رخداد پدیده‌ای موسوم به پوگو⁴ در طول زمان کارکرد این سامانه اشاره کرد در این پدیده تغییرات شدید نیروی پیشران می‌تواند بر روی مودهای فرکانسی سازه موشک تأثیرگذار باشد و تحریک این مود منجر به ایجاد هم‌نوایی فرکانسی⁵ میان فرکانس طبیعی سازه و موتور گردد که این باعث تشکیل حلقه‌ی بسته تشدید ارتعاشات طولی موشک می‌شود [5-7]. لذا، مشخص کردن محدوده‌ی مجاز تغییرات نیروی پیشران توسط سامانه‌های کنترلی از منظر برقراری پایداری در برابر چنین پدیده‌ای بسیار پراهمیت است. در این پژوهش به منظور تعیین اطلاعات مورد نیاز برای بررسی این پایداری به یافتن محدوده‌ی کارکرد موتور تحت تأثیر عملکرد این سامانه‌ها پرداخته می‌شود [2].

در یک سامانه پیشران‌ش با کنترل برون موتوری، موتور در خدمت جسم پرنده است و تحت تأثیر شرایط محیطی موشک از کامپیوتر پرواز فرمان می‌پذیرد. از آنجا که هدف این سیستم‌ها، بهینه کردن رفتار کل موشک است. امکان دارد که موتور در شرایط نامی خود کار نکند اما شرایط کاری موشک در حالت بهینه باشد. به عنوان نمونه می‌توان به رگولاتور تراست موتوری اشاره نمود که هدف آن تنظیم تراست موتور به نحوی است که مسیر پروازی خاصی با دقت بیشتری قابل دسترس باشد. در این پژوهش به بررسی اثرات همزمانی کارکرد دو سامانه‌ی کنترل برون موتوری در یک موشک پیشران مایع پرداخته می‌شود، برای انجام این پژوهش عملکرد همزمان سه شبیه‌ساز مورد نیاز است.

- شبیه‌ساز دینامیک سامانه‌ی پیشران‌ش
- شبیه‌ساز پرواز موشک
- شبیه‌ساز سامانه‌های کنترلی برون موتوری

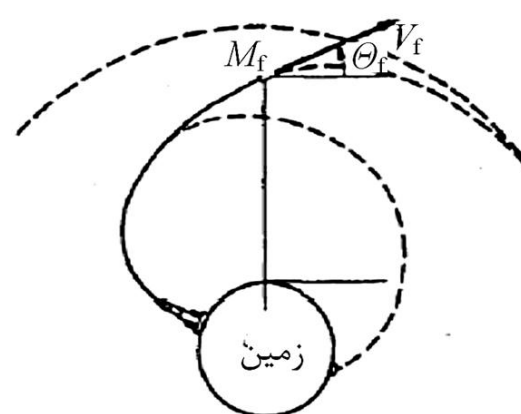
در بخش‌های مقاله به بررسی این شبیه‌سازها و در انتها به نتایج حاصل از عملکرد همزمان این سامانه‌ها در شرایط مختلف پرداخته می‌شود.

1-1- کنترل درون موتوری

پارامترهای مهم برای کنترل یک موتور پیشران مایع، اندازه و بردار نیروی پیشران و نسبت اختلاط مؤلفه‌های پیشران می‌باشد. بنابراین کنترل این دو مورد از اهمیت بسزایی برخوردار است. اندازه‌ی نیروی پیشران با تنظیم دبی کل پیشران قابل کنترل است. اهمیت نسبت اختلاط مؤلفه‌های پیشران که میزان کامل بودن احتراق و نیز مصرف بهینه مؤلفه‌های پیشران را نمایش می‌دهد به گونه‌ای است که با نزدیک بودن این نسبت به حالت استوکیومتری، احتراق صورت گرفته در محفظه کامل می‌باشد و بیش‌ترین انرژی ممکن را آزاد می‌کند. نکته‌ی قابل توجه این است که در کنترل درون موتوری، اندازه‌ی نیروی پیشران و نسبت اختلاط، متغیرهای کنترل شونده¹ هستند [1]. بررسی این نوع از کنترل در حوزه‌ی این مقاله نمی‌باشد.

1-2- کنترل برون موتوری

هدف اصلی در کنترل برون موتوری، دستیابی به پارامترهای نهایی مسیر پرواز از طریق تغییر در نقاط کاری المان‌های کنترلی درون موتور می‌باشد. پارامترهای نهایی مسیر پرواز جسم پرنده عبارتند از: زاویه‌ی فراز θ_f ، سرعت جسم پرنده در پایان مرحله‌ی فعال V_f ، جرم نهایی جسم پرنده M_f ، شکل 1 نشان‌دهنده‌ی این پارامترهاست [2]. زاویه‌ی فراز مورد نیاز جسم پرنده با روش‌های مختلف کنترل بردار نیروی پیشران انجام می‌پذیرد. سامانه تنظیم سرعت ظاهری² با تنظیم اندازه‌ی نیروی پیشران می‌تواند سرعت را کنترل



شکل 1 پارامترهای نهایی جسم پرنده [2]

3- Propellant Utilization system (PU)

4- نوعی ناپایداری طولی در موشک که از نزدیک شدن فرکانس طبیعی سازه و موتور به یکدیگر رخ می‌دهد و در عمل ارتعاشاتی طولی را در موشک ایجاد می‌کند، به خاطر شباهت این رخداد با وسیله بازی کودکان به این پدیده پوگو اطلاق میشود.

5- resonance

1- Controlled Variables

2- Apparent Velocity Regulation System (AVR)

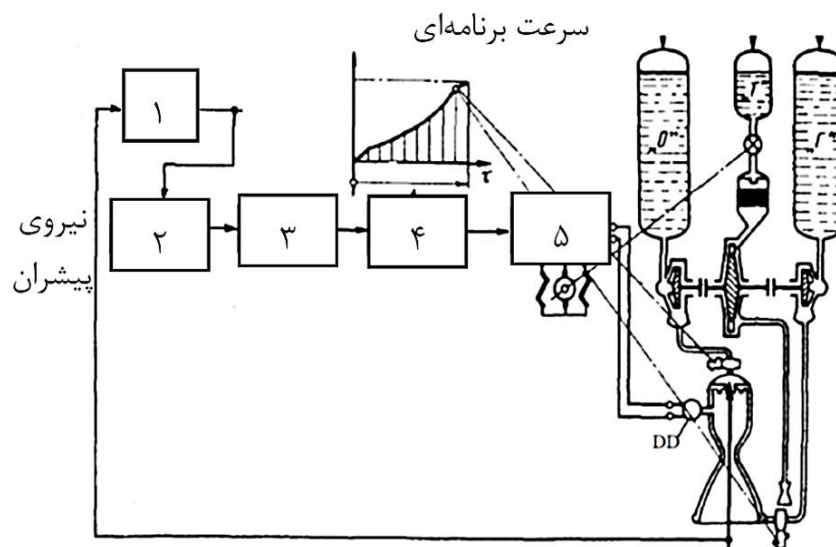
2-1- عملکرد سامانه تنظیم کننده سرعت ظاهری

سیستم‌های کنترل سرعت ظاهری پرواز و جرم نهایی جسم پرنده، پارامترهای موتور را براساس پارامترهای حرکت کنترل می‌کنند. اندازه‌گیری مستقیم سرعت پرواز جسم در صورت متغیر بودن چگالی محیط اطراف، امکان‌پذیر نیست، اما اندازه‌گیری شتاب طولی ظاهری ناشی از نیروی پیشران موتور پیشران مایع، به کمک شتاب‌سنج امکان‌پذیر است. سرعت در راستای طولی جسم پرنده که بصورت انتگرال شتاب نسبت به زمان تعیین می‌شود، سرعت ظاهری نامیده می‌شود. اندازه‌گیری و کنترل سرعت ظاهری پرواز برای تضمین دستیابی به سرعت نهایی لازم در انتهای بخش فعال پرواز جسم پرنده استفاده می‌شود. شکل 2 مراحل کارکرد این سامانه را نشان می‌دهد [3].

پس از انتگرال‌گیری از سیگنال شتاب ظاهری، در هر لحظه سرعت واقعی حرکت طولی جسم پرنده یعنی V_{fact} مشخص می‌شود. اطلاعات مربوط به سرعت واقعی جسم پرنده به المان مقایسه می‌رسد. در این المان برنامه‌ی محاسبه‌ی تغییرات سرعت یعنی V_{prog} قرار گرفته است. مقایسه‌ی سرعت محاسبه شده و سرعت واقعی در المان مقایسه، موجب می‌شود مانند رابطه (1) در خروجی این المان سیگنال اختلاف وجود تشکیل شود [3].

$$\Delta V = V_{prog} - V_{fact} \quad (1)$$

سیگنال خطا، پس از گذر از تقویت کننده تبدیل به چرخش زاویه‌ای الکتروموتور می‌شود. روتور الکتروموتور به تنظیم‌کننده‌ای وصل است که این تنظیم‌کننده دبی پیشران را برای مجموعه توربوپمپ در موتور تعیین می‌کند. بسته به اختلاف سرعت‌ها، تنظیم‌کننده به مقداری که متناسب با سیگنال اختلاف است، باز یا بسته می‌شود. در این حالت مصرف سوخت در محفظه تغییر می‌کند که منجر به تغییر در نیروی پیشران موتور می‌گردد. تغییر نیروی پیشران موتور باعث تغییر در شتاب حرکت جسم پرنده و در نهایت تغییر سرعت ظاهری می‌شود. مقایسه سرعت بدست آمده با سرعت مورد نیاز، تکرار یا عدم تکرار حلقه را تعیین می‌کند، اگر سرعت واقعی در محدوده‌ی انحرافات مجاز با سرعت نهایی برنامه قرار گیرد، سیستم AVR کار خود را پایان می‌دهد. سامانه‌ی AVR در انتهای مسیر پروازی در صورت رسیدن به سرعت نهایی فرمان خاموشی موتورها را ارسال می‌نماید، این فرمان مستقل از سیستم هدایت و کنترل به طور مستقیم به مسیرهای اصلی سوخت می‌رسد و تزریق سوخت به محفظه‌ی موتور از این طریق متوقف می‌شود [4]. به هنگام کارکرد سامانه AVR در صورت همراه شدن اغتشاشات بیرونی با خطاهای درون موتوری ممکن است وضعیتی ایجاد شود که در آن، AVR



شکل 2 شمای کاری سیستم کنترل سرعت 1- جسم پرنده 2- شتاب جسم 3- انتگرال‌گیری و محاسبه سرعت 4- مقایسه با سرعت ایده‌آل و تولید سیگنال خطا 5- تبدیل سیگنال خطا به وضعیت شیر عملگر [4]

3- سامانه تخلیه همزمان مخازن

از منظر عملکرد بهینه مجموعه پروازی کمینه بودن مؤلفه‌های پیشران باقیمانده در پایان مرحله‌ی پرواز فعال پر اهمیت و قابل توجه است. فلسفه استفاده از سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن سیال در پیش‌بینی و کنترل جرم انتهای مسیر پروازی است به گونه‌ای که با جرم نهایی طراحی شده در برنامه‌ی پرواز کم‌ترین اختلاف را داشته باشد. تغییرات در چگالی مولفه‌ی پیشران، حجم مخازن و نسبت اختلاط هنگام پرواز از یک مأموریت به مأموریت دیگر، احتمال باقی ماندن مقدار اضافی مولفه‌ی پیشران را افزایش می‌دهد. زمانی که موشک دارای مؤلفه‌ی پیشران اضافی باشد از ظرفیت حمل بار آن کاسته می‌شود. معمولاً برای پیشگیری از کمبود پیشران در اثر اغتشاشات پیش‌بینی نشده در طول زمان پروازی مقداری مولفه‌ی پیشران، اضافه بر میزان محاسبه شده شارژ می‌گردد که به آن پیشران گارانتی گفته می‌شود. این میزان از پیشران ممکن است در طول زمان پروازی استفاده گردد و یا اینکه به عنوان بار مرده در انتهای فاز فعال موتور باقی بماند. لذا می‌توان گفت کمینه کردن این مقدار گارانتی جهت افزایش بار محموله مفید خواهد بود. به منظور کمینه کردن مؤلفه‌های پیشران اضافی و همینطور جبران تغییرات چگالی، حجم و غیره یک سیستم بهره‌برداری از مولفه‌های پیشران مورد نیاز است تا جرم پیشران را اندازه‌گیری نماید و میزان دورریز پیشران به هنگام پرواز فعال را مدیریت کند [9].

3-1- چگونگی عملکرد سیستم کنترلی PU

سیستم بهره‌برداری از پیشران یا سامانه تخلیه همزمان مخازن سیال به طور پیوسته جرم مؤلفه‌های باقی‌مانده در مخازن پیشران را با هم مقایسه می‌کند. میزان اختلاف این نسبت جرمی از نسبت مطلوب، یک سیگنال خطا ایجاد می‌کند. این سیگنال تقویت می‌شود و برای تغییر و اصلاح مصرف پیشران به وسیله‌ی موتور به کار می‌رود تا میزان نسبت جرم‌های موجود در مخازن به نسبت مطلوب برسد. می‌توان از ارتفاع سیال موجود در مخازن نیز به عنوان معیاری از میزان مولفه‌ی پیشران موجود استفاده نمود. این سیستم، مقدار اضافی پیشران سبک‌تر را در نبود پیشران سنگین‌تر کاهش می‌دهد. به منظور عملکرد سامانه PU ابتدا باید برآورد و ارزیابی مقدار پیشران لازم در مخازن در لحظه استارت انجام شود و سپس، عملیات بیرون ریختن مازاد پیشران به هنگام پرواز براساس برآورد واقعی و چگونگی مصرف مولفه‌های پیشران، انجام پذیرد. در هنگام تخلیه‌ی مازاد پیشران باید همواره این مسئله در نظر گرفته شود که پیشران مورد نیاز انجام مأموریت با گارانتی متناسب موجود باشد و بیرون ریختن مازاد پیشران به تدریج تا پایان کار موتور با نرخ منفی ادامه یابد. شمای عملکرد این سامانه در شکل 3 آورده شده است [3].

3-2- الگوریتم کنترلی سامانه PU

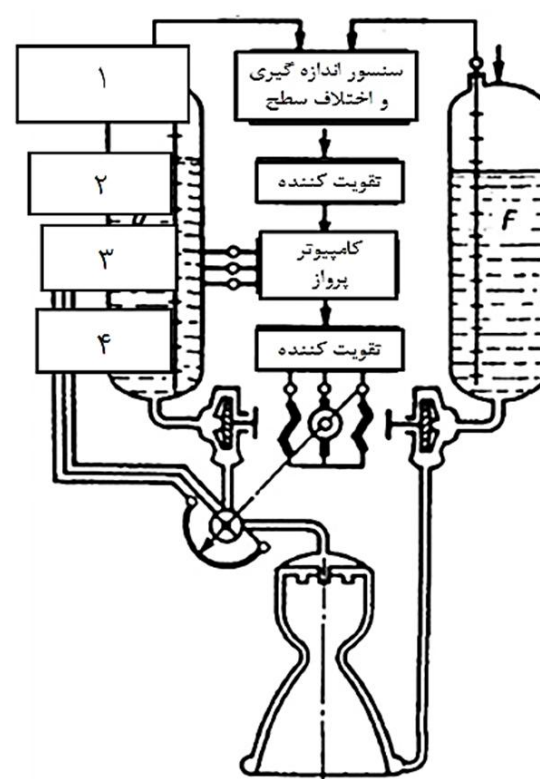
در ابتدای عملکرد سامانه، سیگنال‌های وضعیت سطح پیشران در مخازن سوخت و اکسیدکننده توسط حسگر سطح سنج سامانه بررسی می‌شود و

در وضعیت جدیدی قرار می‌گیرد. اگر فرآیند تخلیه‌ی مخازن و الگوی مصرف پس از زمان (t_2) دیگر تغییر داده نشود، در آن صورت در انتهای کار موتور احتمال می‌رود که این فرآیند همراه با باقی ماندن مقدار زیاد سوخت در مخزن خاتمه یابد. اگر در نقطه‌ی داده‌برداری (t_3) شرایط کاری طبق الگوی مصرف 2 باشد در آن صورت هیچ گونه تغییری در کار موتور به وجود نیامده است، حال اگر در نقطه داده‌برداری بعدی (t_4) تخطی از این الگوی مصرف مشاهده شود در آن صورت با توجه به اختلاف سطوح پیشران در این نقطه، الگوی مصرف جدید شماره 3 طراحی می‌شود و عملگر سامانه به گونه‌ای در وضعیت جدید قرار داده می‌شود که اجرای شرایط نهایی را با وضعیت جدید تضمین نماید. در نقاط داده‌برداری (t_4) و (t_5)، وضعیت سطوح پیشران در مخازن مناسب برنامه مصرف شماره 3 می‌باشد و هیچ گونه تغییری در شرایط کاری موتور رخ نمی‌دهد. حال در نقطه داده‌برداری بعدی (t_6) ناهماهنگی در برنامه‌ی شماره 3 مشاهده شود در آن صورت مجدد الگوی جدید شماره 4 طراحی می‌شود که این برنامه‌ی جدید با استفاده از تغییر موقعیت عملگر سامانه فراهم می‌شود. لازم به ذکر است اگر برنامه‌ی تخلیه‌ی مخازن در نقطه‌ی (t_6) با توجه به شرایط جدید تغییر نیابد، در آن صورت الگوی مصرف از طریق خط 4 (خط نقطه چین) دنبال می‌شود و اگر اختلالی وجود نداشته باشد در آن صورت تا لحظه‌ی خاموشی و پایان کار موتور اکسیدکننده‌ی قابل توجهی باقی می‌ماند. فرآیند تغییر برنامه‌ی تخلیه‌ی مخازن به کمک سامانه در طول کل مدت زمان پرواز فعال جسم پرنده و با توجه به اختلاف سطوح مؤلفه‌های پیشران در هر بازه‌ی زمانی صورت می‌گیرد. اگر وضعیت تخلیه‌ی مخازن از برنامه تعیین شده تبعیت نکند، در آن صورت برنامه‌ی تخلیه به صورت مکرر تغییر می‌کند و به صورت یک مجموعه‌ی نهایی از چند برنامه در می‌آید. با عملکرد این سامانه، طبیعی است که نسبت سوخت به اکسیدکننده در حالت بهینه قرار نگیرد و در نتیجه بازدهی موتور در مقدار حداکثر خود نخواهد بود. از تئوری پیشران نتیجه می‌شود که در ناحیه‌ی حداکثر ایمپالس ویژه موتور پیشران مایع، رابطه‌ی ایمپالس ویژه و نسبت سوخت به اکسیدکننده رفتاری تقریباً خطی با شیب ملایم دارد. به همین دلیل می‌توان نسبت سوخت به اکسیدکننده را در حدود 3 تا 5% مقدار بهینه بدون این که به ایمپالس ویژه لطمه‌ی زیادی وارد شود، تغییر داد. بر این اساس در حقیقت تنظیم سامانه باید براساس وضعیت اولیه‌ی شیر تنظیم کننده صورت گیرد که این وضعیت اولیه همان نسبت بهینه‌ی سوخت به اکسیدکننده است [9]. تغییرات شرایط عملگر سامانه باید نسبت به دامنه‌ی تغییر نسبت سوخت به اکسیدکننده محدود باشد تا تغییر زیادی در ایمپالس ویژه موتور ایجاد نشود. سامانه تخلیه همزمان مخازن از سیستم‌های کنترل خود تنظیم شونده است که رژیم کاری بهینه را به صورت خودکار محاسبه و لحاظ می‌کند [9].

4- بیان مسئله

مدلسازی ریاضی و تحلیل استفاده از هر یک از این سامانه‌ها به صورت مجزا برای یک ماموریت تعیین شده‌ی خاص در [8، 10] به صورت مجزا دیده شده است. در این پژوهش به تحلیل اثرات برهمکنش کارکرد این سامانه‌ها در طول زمان پروازی پرداخته می‌شود که در حقیقت بیانگر میزان مورد نیاز تغییرات نیروی تراست در اثر اغتشاشات مختلف می‌باشد. این اطلاعات به منظور طراحی دقیق عملگر این سامانه‌ها و جلوگیری از ایجاد ناپایداری برای سامانه‌ی پروازی (مانند پوگو) بسیار پر اهمیت می‌باشد. برای این منظور سامانه‌ی پروازی و ماموریت مشابه با ماموریت تعیین شده در [8، 10] در نظر گرفته می‌شود و دو سامانه‌ی کنترلی مذکور وظیفه تنظیم سامانه‌ی پیشران

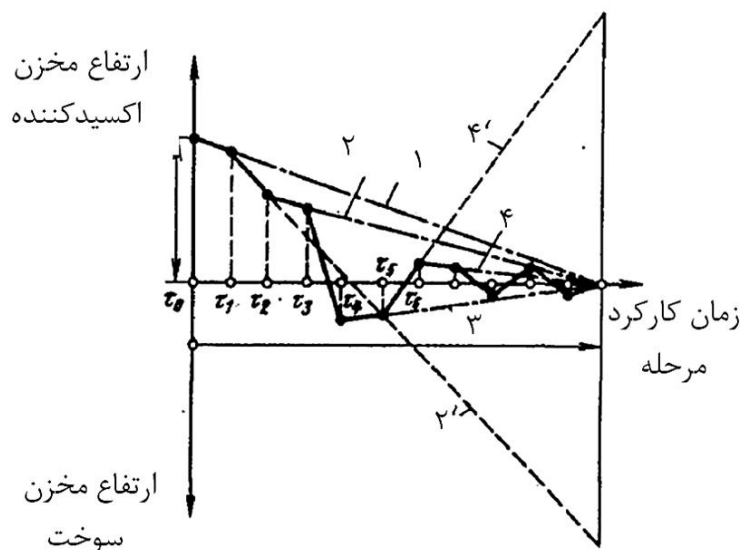
سطح مخزن سوخت سطح مخزن اکسیدکننده



شکل 3 شمای کارکرد سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن 1- سنسور اندازه‌گیری سطوح 2- تقویت کننده 3- کامپیوتر پرواز 4- تقویت کننده [9]

اختلاف سطوح اندازه‌گیری می‌گردد. میزان اختلاف سطوح تبدیل به یک سیگنال دیجیتال شده و به کامپیوتر پرواز فرستاده می‌شود. کامپیوتر پرواز با توجه به میزان اختلاف سطوح پیشران برنامه‌ای را اجرا می‌کند که این اختلاف سطح تا پایان مرحله‌ی فعال پرواز جبران شود. ضمن آن که، تا آخرین لحظه از عملکرد موتور، مقادیر باقی‌مانده‌ی مورد نیاز پیشران در مخازن موجود باشد، لذا بر اساس تحلیل اختلاف موجود میان سطح واقعی پیشران با سطح پیشران مطلوب، سیگنال فرمان تغییرات دبی از کامپیوتر پرواز فرمان صادر می‌شود. این سیگنال به وسیله‌ی الکتروموتور تبدیل به چرخش زاویه-ایتنظیم کننده‌ی عملگر می‌شود. به عنوان نقطه اولیه، در لحظه‌ی (t_0) قبل از مرحله‌ی استارت موتور سطح سنج‌ها، اختلاف ارتفاع اولیه مخازن را ثبت کرده‌اند. منطق تعیین الگوی مصرف سامانه در شکل 4 نمایش داده شده است. کامپیوتر پرواز، برنامه‌ی تخلیه‌ی مخزن اکسیدکننده را طبق خط شماره 1 در شکل 4 تعیین می‌کند.

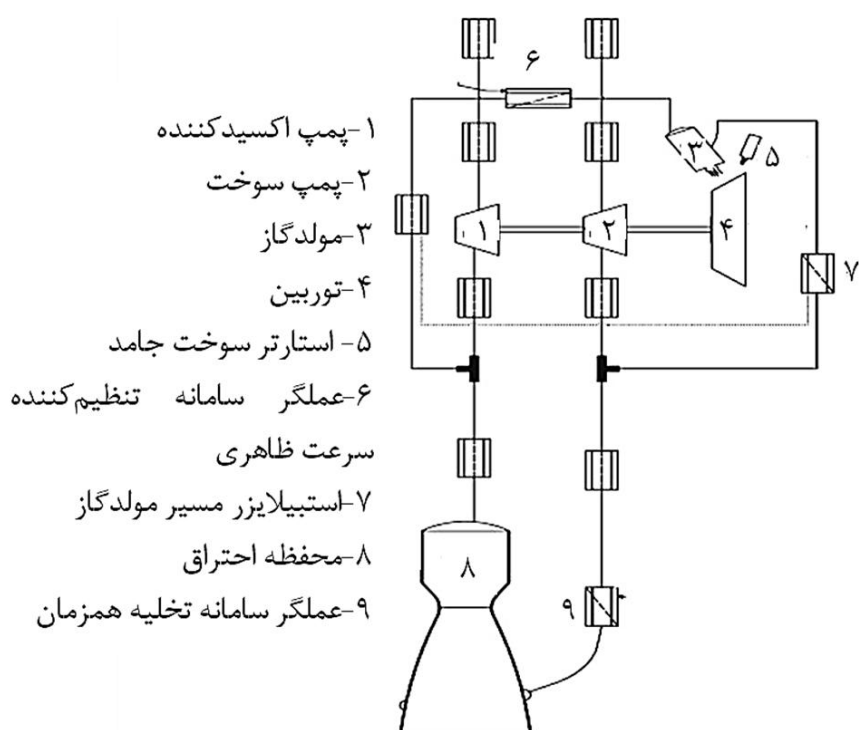
اگر در زمان سنجش بعدی (t_1) که اطلاعات جدید دریافت می‌شوند، وضعیت قبلی حفظ شده باشد همان الگوی مصرف ادامه پیدا می‌کند. اما، اگر هنگام دریافت اطلاعات در نقطه (t_2)، وضعیت اختلاف سطوح تغییر کرده باشد، در آن صورت براساس شرایط ایجاد شده در زمان جدید (t_2) خط الگوی مصرف شماره 2 در شکل 4 طراحی می‌شود، که طبق آن الگوی مصرف اکسیدکننده



شکل 4 نمایش برنامه‌ی سیستم تخلیه همزمان برای مصرف پیشران [3]

جدول 1 مشخصات جرمی، عملکردی موشک فرضی

پارامتر	واحد	مقدار
طول موشک	متر	11
قطر	متر	8/
جرم پیشران	تن	3/7
جرم محموله	تن	1/0
جرم برخاست	تن	4/9
تراست (سطح دریا)	تن	12
تراست (خلأ)	تن	13/75
دبی جرمی پیشران	کیلوگرم بر ثانیه	60
جرم شارژ شده سوخت	کیلوگرم	1200
جرم شارژ شده اکسید	کیلوگرم	2450
نسبت اکسید به سوخت موتور	-	2/667
ایمپالس ویژه (سطح دریا)	ثانیه	273
ایمپالس ویژه (خلأ)	ثانیه	300
برد تقریبی	کیلومتر	600
موقعیت پرتاب	-	خط استوا



شکل 5 شمای مدار موتور مورد تجهیز شده به سامانه‌های کنترل برون موتوری

در ابتدا معادله پیوستگی جرم گاز داخل محفظه نوشته می‌شود. در این رابطه $\dot{m}_{in}$ دبی مولفه‌ی پیشران ورودی، $\dot{m}_{out}$ دبی مولفه‌ی پیشران خروجی، τ ثابت زمانی احتراق و dm جرم انباشته شده در محفظه احتراق و مولدگاز می‌باشد. با توجه به تعریف کلی معادله‌ی بقای جرم رابطه (2) را می‌توان نوشت.

$$\dot{m}_{fu}(t - \tau) + \dot{m}_{ox}(t - \tau) = \dot{m}_{out}(t) + \frac{dm}{dt} \quad (2)$$

با استفاده از فرض گاز کامل برای محصولات احتراق می‌توان رابطه (3) را نوشت.

$$m = \frac{P_{cc} V}{R T} \quad (3)$$

چنانچه مقدار RT را ثابت فرض کنیم با مشتق‌گیری از رابطه فوق می‌توان رابطه (4) را نوشت.

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_{in}(t - \tau) - \dot{m}_{out}(t - \tau) = \frac{V}{RT} \frac{dP_{cc}}{dt} \quad (4)$$

در محفظه احتراق و مولدگاز، سرعت مشخصه به صورت رابطه (5) تعریف می‌شود. [11].

را برای ارضای قیود دستیابی به کمینه جرم پیشران باقی‌مانده در مخازن در انتهای مسیر فعال جسم پرنده و دستیابی به سرعت نهایی مسیر پرواز و نیز پیروی کردن از الگوی سرعت ایده‌آل طراحی شده برای مأموریت در طول مسیر پروازی را بر عهده می‌گیرند. سامانه پروازی انتخاب شده برای تحلیل این مسئله، همانند سامانه‌ی استفاده شده در [10:8] یک موشک تک مرحله‌ای پیشران مایع مبتنی بر کلاس موشک‌های اسکاد است که وظیفه حمل یک محموله 1000 کیلوگرمی تا برد حدودی 600 کیلومتر را برعهده دارد. در برنامه شبیه‌سازی پرواز، تغییرات زاویه فراز و تغییرات جو اعمال شده است. در جدول 1 اطلاعات جرمی، هندسی و عملکردی موشک فرضی مورد استفاده در این مقاله را نمایش می‌دهد. سامانه‌ی پیشران این موشک از زوج مولفه‌ی پیشران مایع، اسید نیتریک و دی متیل هیدرازین نامتقارن¹ استفاده می‌نماید.

5- مدل‌سازی و شبیه‌سازی سامانه‌ی پیشران

سامانه پیشران مورد استفاده در این پژوهش همانطور که پیش‌تر ذکر شد یک موتور پیشران مایع سیکل باز می‌باشد. المان‌های اصلی این سامانه: مخازن پیشران مایع (سوخت و اکسیدکننده)، محفظه تراست (نازل و محفظه احتراق) و مولدگاز، لوله‌ها و شیرآلات (مسیرهای سوخت و اکسیدکننده)، مجموعه‌ی عملگرهای سامانه‌ی کنترل برون موتوری، مجموعه‌ی استارتر و مجموعه‌ی توربوپمپ می‌باشند. شمای مدار هیدرولیکی این سامانه در شکل 5 ارائه شده است. همانطور که نمایش داده شده است، موتور دارای سه المان کنترلی در مسیرهای تغذیه خود می‌باشد.

1- در مسیر ورودی اکسیدکننده به مولدگاز، عملگر سامانه‌ی تنظیم سرعت ظاهری قرار داده شده است که فرمان تغییر دبی ورودی به مولدگاز را از کامپیوتر پرواز دریافت می‌کند.

این عملگر با تغییرات دبی اکسیدکننده منجر به تغییر دور توربوپمپ و تغییر هد مجموعه توربوپمپ می‌شود که بدین ترتیب دبی ورودی به محفظه اصلی کاهش یا افزایش پیدا می‌کند و بنا به نیاز مجموعه پروازی نیروی پیشران متناسب با تغییرات دور، کم یا زیاد می‌شود.

2- در مسیر انشعابی ورودی سوخت به مولدگاز، عملگر تنظیم‌کننده نسبت اختلاط (استبیلایزر) قرار داده شده است.

این عملگر اثرات ناشی از فرمان‌های سامانه‌ی تنظیم کننده سرعت ظاهری را بر روی نسبت اختلاط مولدگاز کاهش می‌دهد و با حس فشار مولفه‌های ورودی به مولدگاز و دبی جرمی آن سعی در ثابت نگه‌داشتن نسبت اختلاط مولدگاز در محدوده‌ی غنی از اکسیدکننده می‌کند.

3- در مسیر ورودی مولفه‌ی سوخت به محفظه‌ی احتراق، عملگر اصلی مجموعه کنترلی تخلیه همزمان مخازن تعبیه شده است.

این عملگر با استفاده از فرمان ارسال شده از کامپیوتر پرواز اقدام به دور ریز پیشران اضافی مخازن از طریق تغییر در نسبت اختلاط محفظه اصلی می‌نماید که این کار در محدوده‌ی مجاز کاری موتور و با نظارت سامانه‌ی تنظیم سرعت ظاهری انجام می‌شود.

5-1- روابط حاکم بر محفظه احتراق و مولد گاز

در محفظه احتراق و مولدگاز موتور پیشران مایع، فرایند احتراق رخ می‌دهد، میزان افزایش اختلاف فشار تحت تأثیر احتراق در محفظه باید محاسبه شود. برای بدست آوردن معادلات ترمودینامیکی محفظه‌ی احتراق و مولدگاز، در

$$W_{sp} = \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (16)$$

5-3- شیرآلات و لوله ها

در این مقاله، شیرآلات و لوله ها به عنوان یک اریفیس ساده مدل سازی گردیده است. در رابطه (17) دبی گذرنده از شیر یا لوله آورده شده است [14].

$$\dot{m} = K_{eq} \sqrt{2 \rho \Delta P} \quad (17)$$

در رابطه فوق $\dot{m}$ دبی عبوری و نیز ΔP اختلاف فشار دو سر المان می باشد همچنین K_{eq} به عنوان ضریب افت معادل در نظر گرفته می شود [14].

5-4- استارتر موتور پیشران مایع

برای مدل سازی شرایط شروع به کار موتور پیشران مایع، استارتر با استفاده از روابط حاکم بر بالستیک داخلی، مدل سازی و شبیه سازی گردیده است و نتایج آن با نتایج تجربی صحت گذاری شده است [15]. در فاز استارت پس از عملکرد چاشنی به دلیل حضور دیافراگم در نازل، گاز تولیدی امکان خروج ندارد. برای محاسبه فشار استارتر در فاز نامی از رابطه (18) استفاده شده است که در آن P_0 ، T_0 و ρ_0 فشار، دما، چگالی سکون محصولات، V_0 حجم لحظه ای گاز در پورت محفظه، γ نسبت گرماهای ویژه گاز، A^* مساحت گلوگاه نازل، R ثابت گاز، A_b سطح سوزش، ρ_b چگالی سوخت و a و n ثابت احتراق است [1].

$$\frac{V}{RT} \frac{dP_{cc}}{dt} = A_b a P_{cc}^n (\rho_b - \rho_{cc}) - \sqrt{\frac{k}{RT} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} A^* P_{cc} \quad (18)$$

با توجه به فاز استارت یا خاموشی گرین از این رابطه ترم های مرتبط حذف می شوند. با وارد نمودن ابعاد و مشخصات لازم، معادله فوق به روش اویلر انتگرال گیری و بطور همزمان در شبیه ساز موتور حل و به کار برده می شود. جهت شبیه سازی سامانه ی پیشران با استفاده از روابط حاکم بر المان های مجموعه، یک شبیه ساز دینامیکی توسعه داده شده است که شرح آن اعم از روابط حاکم و الگوریتم شبیه سازی در [15، 16] آورده شده است. منطق شبیه سازی بر اساس روش لاگرانژ می باشد و معادلات دیفرانسیلی متغیر با زمان حاکم بر فیزیک المان ها با استفاده از روش اویلر اصلاح شده حل شده اند.

6- مدل سازی و شبیه سازی پرواز سامانه

جهت در دسترس بودن شرایط پروازی و ماموریتی موشک و به دلیل ماهیت دینامیکی فعالیت های سامانه های کنترل برون موتوری مورد بررسی در طول زمان پرواز جسم پرنده، در اختیار داشتن شبیه ساز پرواز ضروری می باشد. در این پژوهش، پرواز موشک با استفاده از حل معادلات دو درجه آزادی در دستگاه مختصات کارتزین و با در نظر گرفتن چرخش زمین و نیز لحاظ نمودن توابع آیرودینامیک و جو استاندارد، شبیه سازی و دستگاه معادلات حاصل با استفاده از روش رانگ کوتای مرتبه چهارم حل شده اند [17]. در این پژوهش برنامه تغییر زاویه فراز موشک به صورت آفلاین در هر گام زمانی به مجموعه معادلات کوپل می شود. تفصیل معادلات پروازی مورد استفاده و نحوه ی حل و معتبر سازی شبیه ساز در [4] قابل بررسی می باشد.

7- شبیه سازی سامانه های کنترل برون موتوری

جهت تحلیل رفتار کنترلی سامانه ها در تقابل با شرایط عادی و اغتشاشات احتمالی، فهم منطق کنترلی این سامانه ها ضروری می باشد. در بخش های 2 و 3 این منطق ارائه شده است. برای بستن حلقه های شبیه سازی ماموریت، نیاز

$$C^* = \frac{P_{cc} A_t}{\dot{m}_{out}} = \frac{\sqrt{RT}}{\Gamma} \quad (5)$$

که در معادله (5) عبارت G توسط رابطه (6) تعریف می شود [11].

$$\Gamma = \sqrt{k} \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (6)$$

از تئوری پیشران، طول مشخصه با رابطه (7) تعریف می گردد [11].

$$L^* = \frac{V}{A_t} \quad (7)$$

چنانچه از معادلات (5) و (7) در معادله (4) استفاده شود، معادله (8) بدست خواهد آمد.

$$\frac{dm}{dt} = \frac{L^* A_t}{C^*{}^2 \Gamma^2} \frac{dP_{cc}}{dt} \quad (8)$$

از تئوری نازل برای دبی جریان می توان رابطه (9) را نوشت [12].

$$\dot{m}_{out} = \frac{P_{cc} A_t}{C^*} \quad (9)$$

از جایگذاری معادلات (8) و (9) در رابطه (2) و مرتب سازی معادلات می توان روابط (10) و (11) را نوشت.

$$\dot{m}_{in}(t - \tau) = \dot{m}_{out}(t) + \frac{dm}{dt} \quad (10)$$

$$\frac{dP_{cc}}{dt} = \left[\dot{m}_{fu} + \dot{m}_{ox} - A_t \frac{P_{cc}}{C^*} \right] \frac{RT}{V} \quad (11)$$

رابطه (11) یک رابطه متغیر با زمان می باشد که با انتگرال گیری از آن می توان در هر لحظه فشار محفظه احتراق را محاسبه نمود. در این رابطه، C^* ، R ، T به عنوان مشخصات محصولات احتراق، می باشند که در لحظه نیاز به معلوم بودن این مقادیر بر اساس شرایط احتراق می باشد. محاسبه این ضرایب به صورت برخط از نرم افزار احتراقی CEA انجام می شوند و نیازی به ایجاد فایل داده جهت درون یابی اطلاعات که کاری بسیار زمان بر و پر خطا هست، نمی باشد.

5-2- سامانه توربوپمپ

راه اندازی سامانه توربوپمپ در ابتدای زمان کارکرد، توسط گازهای خروجی از استارتر می باشد و در ادامه با شروع به کار مولد گاز، محصولات خروجی از مولد گاز انرژی مورد نیاز دوران مجموعه توربوپمپ را تامین می کنند. به منظور محاسبه سرعت دورانی توربوپمپ از رابطه (12) استفاده شده است. در این رابطه، نرخ تغییر دور توربین متناسب با اختلاف گشتاور تولیدی در استارتر (یا مولد) و گشتاور مصرفی در پمپ های سوخت و اکسید کننده می باشد [13].

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{(Tq_{GG} + Tq_{st} - (Tq_{Fpump} + Tq_{Opump}))}{J_{eq}} \quad (12)$$

که در آن گشتاور مصرفی پمپ ها توسط رابطه (13) تعریف می گردد.

$$Tq_{pumps} = \frac{g H \dot{m}}{\omega \eta} \quad (13)$$

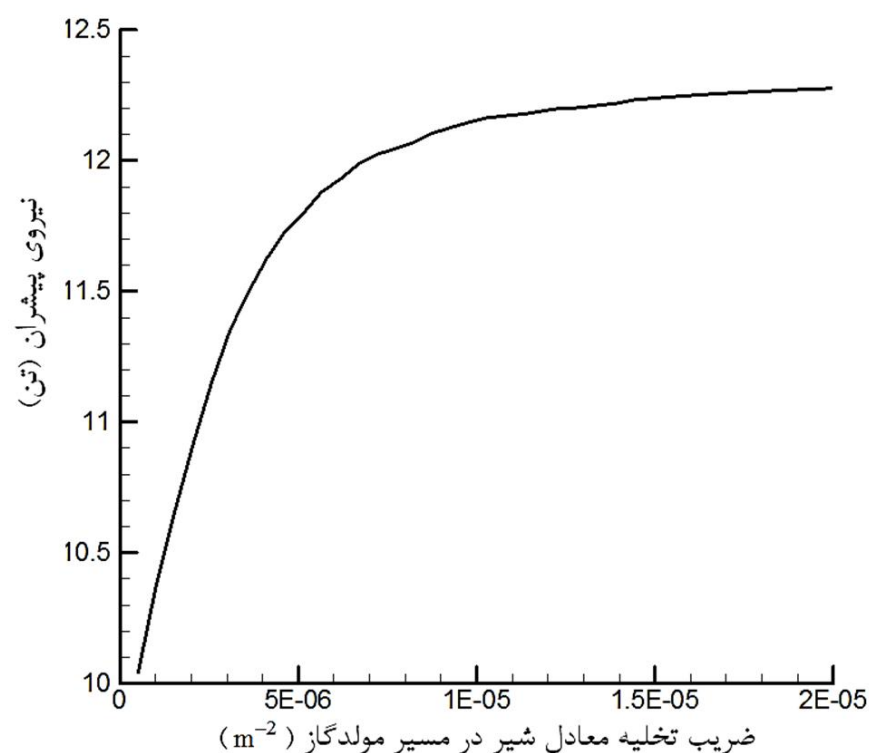
در رابطه (13) H ، هد پمپ های سوخت یا اکسید می باشد و از رابطه (14) قابل محاسبه می باشد [13].

$$H = \frac{u^2}{g} - \frac{u \cot(\beta)}{\pi D \omega g} Q \quad (14)$$

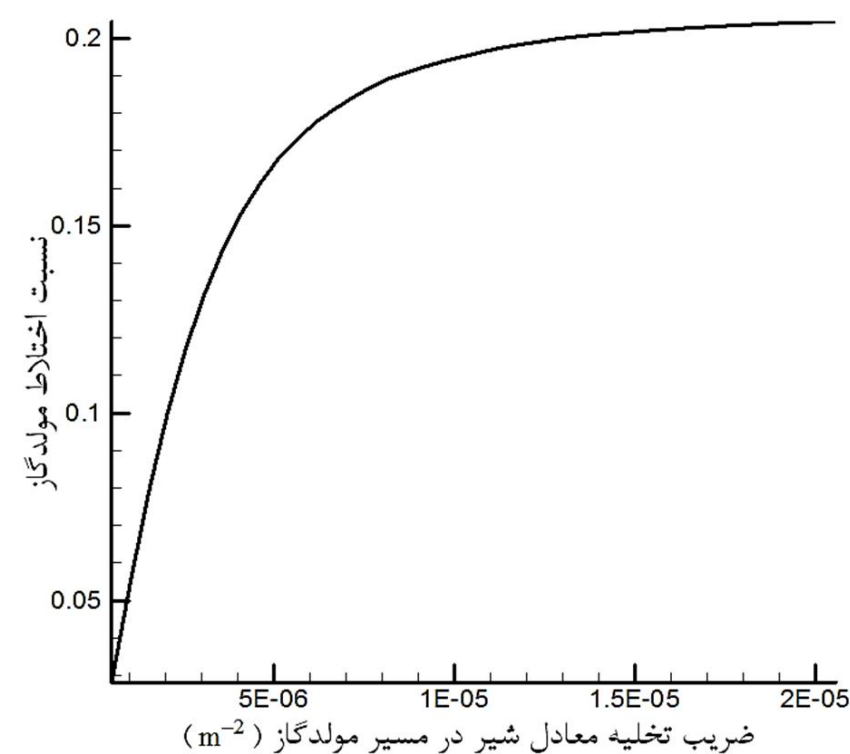
گشتاور تولیدی استارتر یا مولد گاز توسط رابطه (15) محاسبه می شود [13].

$$Tq = \frac{\dot{m} W_{sp} \eta}{\omega} \quad (15)$$

که در آن W_{sp} به عنوان کار مخصوص گازهای خروجی تعریف می شود و از رابطه (16) قابل محاسبه است [13].



شکل 6 تغییر نیروی پیشران بر حسب تغییر ضریب افت هیدرولیکی معادل



شکل 7 تغییرات نسبت اختلاط مولد گاز بر حسب ضریب تخلیه معادل عملکرد سامانه تنظیم کننده سرعت ظاهری

سامانه تنظیم سرعت ظاهری فعال می‌شود، مقایسه سرعت ظاهری با مقدار متناظر ایده‌آل آن در همان لحظه انجام می‌شود و در صورت وجود اختلاف سرعت با سرعت ایده‌آل از میزان مجاز تعیین شده، سامانه وارد مرحله تعیین ضریب افت عملکرد سامانه جهت جبران‌سازی سرعت می‌گردد و در غیر این‌صورت وضعیت عملکردی سامانه پیشران‌ش تغییری نخواهد کرد.

در زیر برنامه تشخیص سرعت، سرعت هر لحظه با سرعت ایده‌آل مقایسه می‌گردد و در نهایت در صورت وجود اختلاف میان سرعت‌ها، سرعت ایده‌آل به عنوان سرعت مطلوب به زیر برنامه تعیین نیروی پیشران فرستاده می‌شود.

7-1-1- تعیین نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت

مهمترین بخش فرآیند کاری سامانه تنظیم سرعت تعیین میزان نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران عدم هماهنگی ایجاد شده می‌باشد. فرآیند تعیین نیروی پیشران جهت جبران اختلاف سرعت به صورت یک حلقه سعی و خطا شبیه‌سازی شده است. به نحوی که برای تعیین نیروی پیشران مورد نیاز جسم پرنده باید این حلقه سعی و خطا تا زمانی انجام گردد که قدر مطلق اختلاف سرعت ظاهری با سرعت ایده‌آل طراحی به زیر مقدار مجاز

به عملیاتی کردن این منطق‌های کنترلی و نیز تعیین اولویت‌های ماموریت می‌باشد و با توجه به اینکه هریک از سامانه‌ها دارای عملگری در مجموعه‌ی پیشران‌ش می‌باشند، تعیین ضرایب مورد نیاز برای مشخص کردن شرایط کاری این المان‌ها از اصلی‌ترین وظیفه شبیه‌ساز سامانه می‌باشد.

7-1- شبیه‌سازی سامانه تنظیم سرعت ظاهری

هدف نهایی این سامانه، تامین سرعت نهایی ماموریت بر اساس مسیر پروازی از پیش تنظیم شده، می‌باشد. این سامانه از سه زیرمجموعه‌ی تشخیص سرعت ظاهری، پردازش و فرماندهی و عملکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری تشکیل شده است. شبیه‌ساز سامانه، متناسب با نیروی پیشران مورد نیاز موشک باید بتواند ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد را تعیین نماید. برای این کار با توجه به محدودیت‌های سازه‌ای و دمایی موتور حدود بالا و پایین کارکرد عملکرد باید مشخص گردد. لذا شبیه‌ساز سامانه پیشران‌ش برای ضرایب افت معادل متفاوت، به تعدد اجرا و نتایج ثبت گردید. در شکل 6 روند تغییرات نیروی پیشران بر حسب تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه تنظیم کننده سرعت ظاهری ارائه شده است. از این شکل می‌توان دریافت که با کم شدن میزان افت هیدرولیکی معادل عملکرد، اندازه نیروی پیشران کاهش پیدا می‌کند چرا که با کم شدن افت هیدرولیکی معادل عملکرد (عکس ضریب تخلیه)، دبی عبوری اکسیدکننده کاهش و باعث کم شدن مقدار نسبت مؤلفه‌های مولد گاز می‌گردد. بدین ترتیب دور توربوپمپ و در نهایت مقدار نیروی پیشران نیز کاهش می‌یابد. همانطور که در نمودار شکل 6 مشاهده می‌شود، به ازای ضرایب افت بیش از 0/00001، نیروی پیشران تقریباً ثابت می‌ماند. در شکل 7 روند تغییرات نسبت مؤلفه‌های مولد گاز بر حسب ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد تنظیم کننده سرعت ظاهری قابل رویت است. این بدان معناست که عملکرد با این ضریب افت معادل (بیش از 0/00001) در حد بالای خود و در شرایط کاری اشباع قرار گرفته است. به منظور استفاده از بانک اطلاعات ایجاد شده، برای تغییرات نیروی پیشران بر حسب تغییر ضرایب افت معادل در شبیه‌ساز رابطه (19) بر روی این نقاط تخمین زده شده است.

همانطور که در شکل 7 مشاهده می‌شود، با کاهش مقدار ضریب افت هیدرولیکی معادل در مسیر اکسیدکننده‌ی مولد گاز، نسبت مؤلفه‌ها کاهش پیدا می‌کند که با توجه به فرآیند احتراق دمای محصولات به شدت کاهش یافته و قابلیت کاردهی آن کم می‌گردد، از طرف دیگر با افزایش میزان ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد تنظیم‌کننده سرعت ظاهری، مقدار نسبت مؤلفه‌ها افزایش پیدا می‌کند که این امر منجر به افزایش دمای محصولات احتراق می‌گردد. افزایش بیش از حد این مقدار از حد تحمل دمایی پره‌های توربین منجر به سوختگی پره‌ها می‌شود.

$$T = 1.22e^5 \exp(328.9 K_{eq}) + -2.6e^4 \exp(-3.3639e^5 K_{eq}) \quad (19)$$

با توجه به محدودیت‌های ذکر شده، حد پایین عملکرد در حدود 12 درصد مقدار نامی در نظر گرفته شده است و حد بالای آن با توجه به محدودیت دمایی در حدود 5 درصد مقدار نامی در نظر گرفته شد. برای راه‌اندازی شبیه‌ساز سامانه تنظیم سرعت در پیکره شبیه‌ساز پرواز و پیشران‌ش باید پروفیل سرعت ایده‌آل مورد نظر تولید گردد. برای ایجاد پروفیل سرعت ایده‌آل مسیر پرواز، شبیه‌ساز پرواز بدون هیچ گونه اغتشاشی در شرایط نامی سامانه پیشران‌ش اجرا می‌گردد. با استفاده از شبیه‌سازی پرواز سرعت ظاهری جسم پرنده در هر لحظه از مسیر در فاز فعال به دست می‌آید. زمانی که

حال برای اینکه بتوان نیروی پیشران خالصی که موتور تولید می کند (بدون در نظر گرفتن اثرات ارتفاعی) را محاسبه نمود باید عبارت (22) را از عبارت (21) کسر کرد تا نیروی پیشران مورد نظر، بدست آید.

$$T_{ind} = P_a A_e \quad (22)$$

بعد از محاسبه نیروی پیشران از رابطه (23)، با استفاده از حل رابطه (19) که رابطه میان ضریب افت هیدرولیکی و نیروی پیشران، برای نیروی پیشران بدست آمده از رابطه (23)، می توان ضریب افت هیدرولیکی معادل متناظر با نیروی پیشران مورد انتظار بدست می آید.

$$T_{eng} = T - T_{ind} \quad (23)$$

3-1-7 اعمال ضریب افت هیدرولیکی معادل محاسبه شده در سامانه پیشران

در این بخش ضریب افت هیدرولیکی معادل محاسبه شده به زیر برنامه سامانه پیشران فرستاده می شود و رژیم کاری موتور برای جبران سازی اختلاف سرعت پیش آمده تغییر می کند. بدین ترتیب مدار موتور با استفاده از الگوریتم های ارائه شده در گزارش شبیه سازی سامانه پیشران حل می گردد و نیروی پیشران اصلاح می گردد. این فرآیند در کل مسیر پرواز تکرار می گردد و اجازه دور شدن موشک از شرایط از پیش تعیین شده را نمی دهد.

2-7- شبیه سازی سامانه تخلیه همزمان مخازن

روند کارکرد این سامانه به این صورت می باشد که از لحظه استارت موتور و آغاز مصرف پیشران در مخزن، دبی کل سوخت و اکسیدکننده که مدار موتور مصرف می کند مشخص است. با انتگرال گیری از این دبی به روش اویلر می توان در هر گام زمانی، میزان جرم تخلیه شده از هر مخزن را تعیین نمود. با کسر این مقادیر از جرم اولیه شارژ شده در هر مخزن، می توان جرم و ارتفاع لحظه ای مولفه های پیشران باقیمانده در هر مخزن را محاسبه نمود. اکنون باید بررسی نمود که اگر تخلیه مخازن با همین رویه تا انتهای فاز فعال پرواز پیش رود، وضعیت پیشران باقیمانده ی مخازن چگونه خواهد بود. پیش بینی وضعیت پیشران باقیمانده در مخازن در زمان خاموشی، مطابق الگوریتمی که پیش تر توضیح داده شد به کمک رابطه (24) انجام می شود.

$$M_{final_fuel} = M_{0_fuel} - \dot{m}_{i_fuel}(t_{flight} - t_i) \quad (24)$$

در رابطه (24)، M_{0_fuel} جرم شارژ شده پیشران در مخزن سوخت، $\dot{m}_{i_fuel}$ دبی لحظه ای مصرف سوخت و $(t_{flight} - t_i)$ زمان باقیمانده تا انتهای فاز فعال پرواز است. با داشتن چگالی سوخت می توان ارتفاع نهایی پیشران در مخزن را محاسبه نمود. اگر همین روند برای مخزن دیگر صورت گیرد، می توان اختلاف ارتفاع دو مخزن را در زمان خاموشی تخمین زد. در صورتی که اختلاف مقدار پیشران باقیمانده در مخازن از مقدار خطای تعیین شده کمتر باشد، نتیجه الگوریتم، عدم تغییر در وضعیت عملکرد سامانه در مسیر سوخت است در غیر این صورت باید زیر برنامه کنترل وضعیت عملکرد سامانه فراخوانی شود و وضعیت جدید عملکرد تعیین شود. به منظور تعیین وضعیت جدید عملکرد، لازم است در سامانه پیشران ضریب افت هیدرولیکی مربوط به عملکرد سامانه، برای برنامه مناسب تخلیه مخازن بر اساس محاسبات سامانه تغییر نماید. در این واحد دبی مؤلفه ی سوخت پیشران برای ارضا شرط تخلیه همزمان انتخاب و پیشنهاد می شود. بدین ترتیب که با دارا بودن میزان پیشران باقیمانده در هر مخزن، زمان لحظه ای پرواز و انتهای زمان فاز فعال پرواز واحد محاسبه گر، زمان باقیمانده تا انتهای فاز فعال را محاسبه می کند و با توجه به جرم پیشران باقیمانده در مخزن سوخت، دبی جدید به محاسبه

کاهش یابد. فرآیند تعیین نیروی پیشران مورد نیاز، در یک انتگرال گیر به روش رانگ کوتا مرتبه چهار از معادلات حرکت که شرایط اولیه آن شرایط کنونی جسم پرنده است انجام می گردد. در این حالت با استفاده از روش نیوتن رافسون اندازه نیروی پیشران مورد نیاز حدس زده می شود و با اعمال آن به معادلات حرکت پس از انتگرال گیری سرعت محاسبه شده بدست می آید و با محاسبه مجدد اختلاف سرعت محاسبه ای و سرعت ایده آل، چک می گردد که آیا با نیروی پیشران حدس زده شده اختلاف سرعت به زیر مقدار مجاز کاهش پیدا کرده است یا خیر، در صورت مثبت بودن این مورد، نیروی پیشران مورد نیاز، محاسبه شده و در صورت منفی بودن آن با استفاده از روش تصحیح حدس نیوتن رافسون این حلقه تا جایی ادامه پیدا می کند که به نیروی مورد نظر دست پیدا کند. در شکل 8 فلوچارت مربوط به تعیین نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت پدید آمده، نمایش داده شده است.

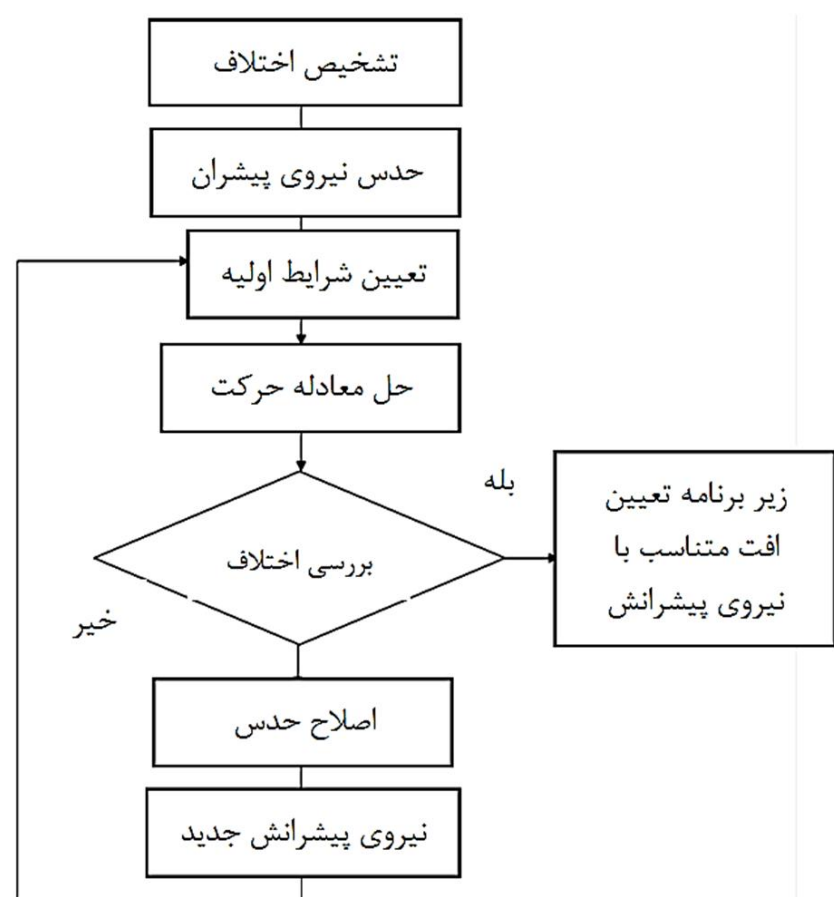
2-1-7 تعیین ضریب افت هیدرولیکی معادل متناسب با نیروی پیشران مورد نیاز

بعد از آنکه نیروی پیشران مورد نیاز برای تامین اختلاف سرعت ظاهری نسبت به سرعت ایده آل محاسبه شد باید با استفاده از تغییر شرایط عملکرد سامانه این نیرو ایجاد گردد. در ابتدا باید نیروی پیشرانی که از موتور انتظار می رود ایجاد شود را محاسبه نمود. به عبارت دیگر هدف، تعیین میزان نیروی پیشرانی است که از طریق دبی جرمی محصولات احتراق محفظه تولید می گردد، می توان رابطه تغییر نیروی پیشران با ارتفاع را با استفاده از یک نازل کامل به صورت رابطه (21) نوشت.

$$CF = \sqrt{\left(\frac{2k^2}{k-1}\right) \left[\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{k-1}} \left(1 - \frac{P_e}{P_{cc}}\right)^{\frac{k-1}{k}} + \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \left(\frac{P_e - P_a}{P_{cc}}\right)} \quad (20)$$

نیروی پیشران با استفاده از رابطه (21) به صورت زیر می شود.

$$T = P_{cc} CF A_t \quad (21)$$

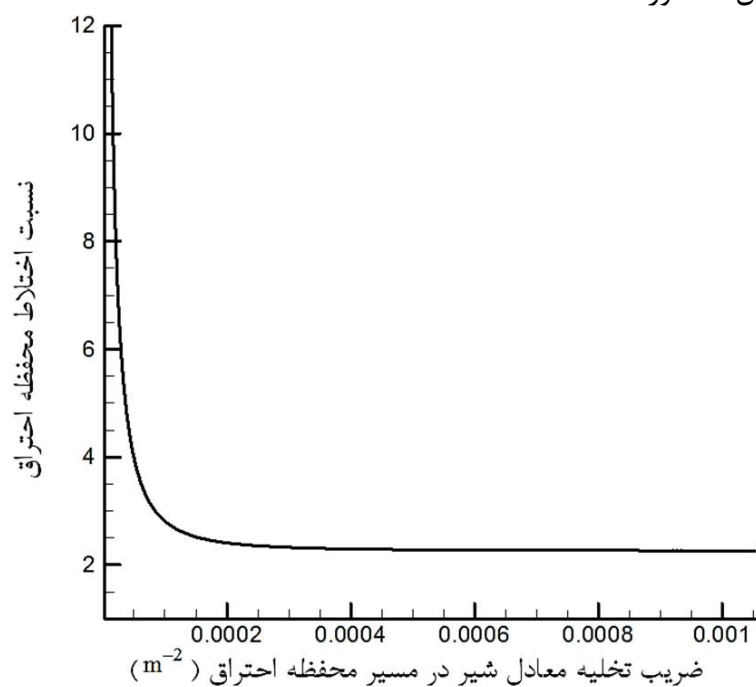


شکل 8 روندنما تعیین نیروی پیشران مورد نیاز

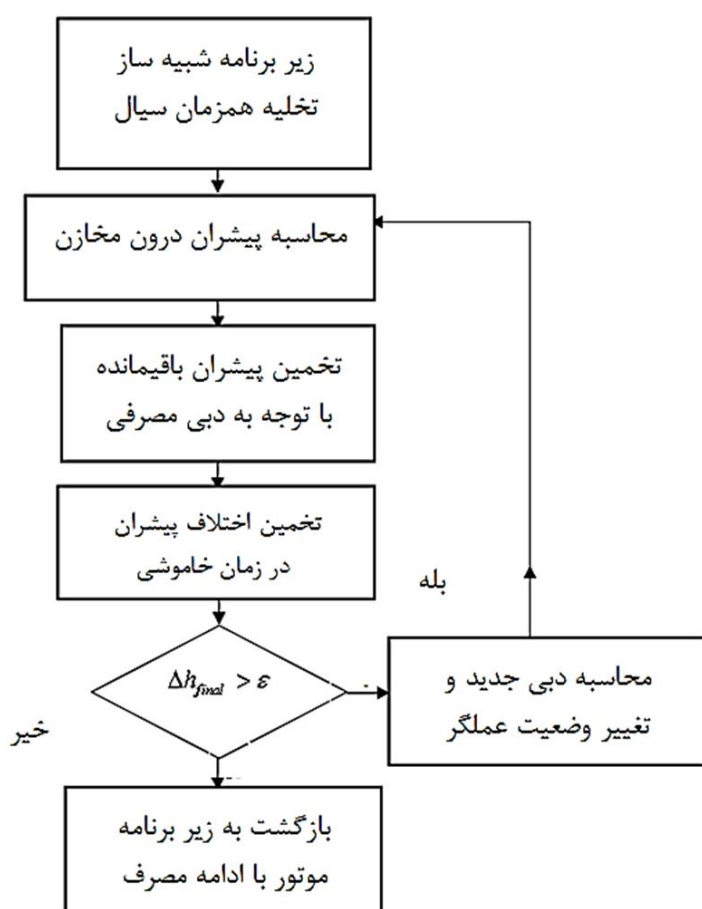
مؤلفه‌های پیشران محفظه احتراق نمایش داده شده است. با تخمین یک تابع نمایی برای نمودار شکل 9، رابطه (26) برای آن استخراج و پیشنهاد می‌شود.

$$\dot{m}_{\text{fuel}} = 18.02 \exp(27.22 K_{\text{eq}}) - 3.36 \exp(-18730 K_{\text{eq}}) \quad (26)$$

با توجه به اینکه نسبت استوکیومتریک مؤلفه‌های پیشران در محفظه احتراق اصلی برای زوج پیشران اسید نیتریک و دی متیل هیدرازین نامتقارن، حدود 2/7 است با فرض ده درصد تغییر مجاز برای این نسبت، از ترکیب دو نمودار شکل 9 و شکل 10، محدوده‌ی مجاز تغییرات دبی سوخت و در نتیجه محدوده مجاز تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه نیز بدست خواهد آمد. مشاهده دو نمودار، حاکی از تغییر ضریب افت بین بازه‌ی 0/00008 تا 0/001 می‌باشد که در این بازه با تغییر نسبت مؤلفه‌های پیشران از حدود 2/3 تا 3؛ دبی سوخت از حدود 14 تا 18/5 کیلوگرم بر ثانیه خواهد بود. این بازه برای دبی نمایانگر حداقل و حداکثر توان سامانه تخلیه همزمان مخازن در تنظیم سطح پیشران مخازن می‌باشد. این محدوده در کارایی عملکرد سامانه بسیار مهم می‌باشد. فلوچارت شبیه‌سازی این سامانه در شکل 11 آورد شده است.



شکل 10 نسبت مؤلفه‌ها محفظه احتراق بر حسب ضریب تخلیه مسیر سوخت



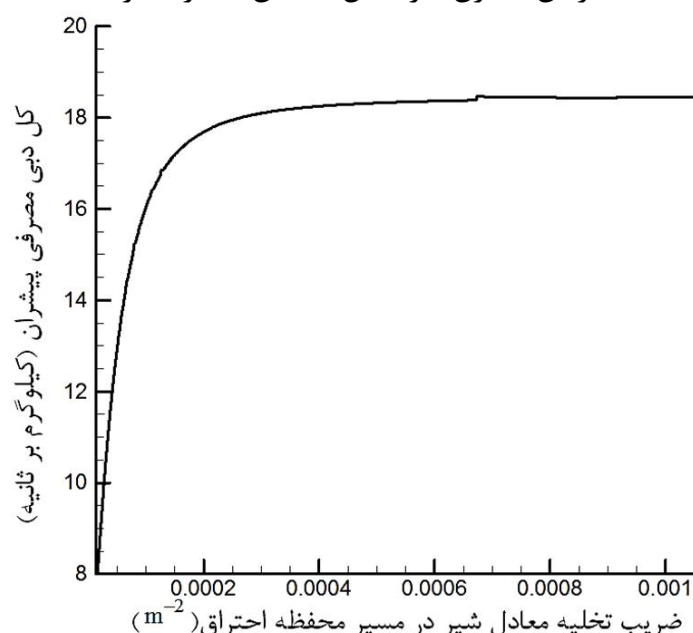
شکل 11 روندنما شبیه‌ساز سامانه تخلیه همزمان مخازن

دبی جدید مورد نیاز تا انتهای فاز فعال می‌پردازد. در تعیین دبی جدید سوخت باید به این نکته اشاره نمود که در فرآیند تخلیه پیشران از مخازن، همواره مقداری پیشران به عنوان پیشران گارانتی باید باقی باشد. از این رو در رابطه (25) ترم پیشران سوخت گارانتی، M_{garanty} از جرم سوخت باقیمانده، $M_{\text{i-fuel}}$ در مخزن کسر شده است. واحد محاسبات باید به این دو پرسش پاسخ دهد که

آیا این میزان دبی، توسط سامانه پیشران قابل دستیابی است یا خیر؟ جهت دستیابی به این دبی، میزان افت هیدرولیکی مسیر سوخت به چه میزان باید تغییر کند؟

$$\dot{m}_{\text{fuel_new}} = \frac{(M_{\text{fuel}} - M_{\text{garanty}})}{(t_{\text{flight}} - t_i)} \quad (25)$$

برای این منظور لازم است، محدوده تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن در سامانه پیشران مشخص باشد. از این رو در این مرحله باید تابعیت دبی سوخت بر حسب میزان ضریب افت هیدرولیک معادل عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن تعیین شود. در صورتیکه دبی پیشنهاد شده در محدوده مجاز نباشد، واحد محاسبه گر، فرمان قرارگیری وضعیت عملکرد را در حالت اشباع خود صادر می‌کند. به منظور تعیین مشخصات عملکردی عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن در پیکره‌ی موتور، لازم است محدوده مجاز تغییرات دبی سوخت مشخص گردد. برای این منظور، میزان تغییرات دبی سوخت بر حسب تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد در شبیه‌ساز سامانه پیشران برای بازه‌های مشخصی از ضریب افت، به تناوب اجرا شد و معادله حاکم بر آن استخراج گردید. این نتایج در شکل 9 قابل مشاهده می‌باشد. همانگونه که در شکل 9 مشاهده می‌شود با افزایش ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن که در مسیر سوخت محفظه احتراق موتور قرار دارد، دبی کل مسیر سوخت نیز افزایش می‌یابد. روند افزایشی تغییرات، با اشباع شدن مدار موتور کاهش می‌یابد. به نحوی که از بازه‌ی مشخصی به بعد، رفتاری یکنواخت و ثابت از تغییرات دبی مشاهده می‌شود. تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن باید به گونه‌ای باشد که نسبت مؤلفه‌های پیشران در محفظه احتراق انحرافی بیش از حد مجاز نداشته باشد تا ضربه ویژه و تراست موتور دچار تغییرات شدید نشود. برای بررسی بهتر باید در عمل تأثیر این تغییرات بر پایداری فرآیند احتراق محفظه احتراق و مولد گاز، محدوده فرکانس‌های طبیعی مجاز المان‌ها و غیره نیز لحاظ شود. به منظور تعیین محدوده مجاز برای تغییرات ضریب افت هیدرولیکی معادل عملکرد سامانه تخلیه همزمان مخازن، در شکل 10 این تغییرات بر حسب نسبت



شکل 9 دبی سوخت موتور بر حسب ضریب تخلیه مسیر سوخت

8- شرایط شبیه‌سازی

به منظور انجام شبیه‌سازی برای ماموریت تعریف شده، موشک مورد نظر در سه حالت مورد بررسی قرار می‌گیرد. حالت اول شرایط بدون استفاده از سامانه‌های کنترل برون موتوری است که در آن موتور دارای کنترل درون موتوری می‌باشد. حالت دوم سامانه‌ی پروازی، در شرایط استفاده تنها از سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن می‌باشد. چراکه عملکرد منحصر این سامانه بیانگر میزان افزایش توانمندی حمل محموله‌ی سامانه برای ماموریت مشخص است و یا افزایش برد سامانه برای محموله ثابت می‌باشد. با این کار توانمندی سامانه افزایش پیدا خواهد کرد و در نهایت با استفاده از سامانه‌ی تنظیم‌کننده سرعت ظاهری دستیابی به هدف مشخص شده تضمین می‌گردد. در حالت سوم نیز کل موشک به همراه سامانه تنظیم کننده سرعت ظاهری با هم شبیه‌سازی می‌شوند.

بدین ترتیب با توجه به حضور و یا عدم حضور اغتشاشات در زمان پروازی می‌توان حالات اجرای شبیه‌سازی را به صورت زیر در نظر گرفت.

- 1- اجرای شبیه‌ساز در حالت عدم حضور سامانه‌های کنترل برون موتوری
- 2- اجرای شبیه‌ساز در حضور سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن
- 3- اجرای شبیه‌ساز در حضور همزمان سامانه‌های AVR و PU

8-1- اغتشاشات مورد بررسی و علل بروز آن

شبیه‌سازی سامانه‌ها برای رسیدن به اهداف طراحی شده، علاوه بر شرایط نامی باید در شرایط تحت تأثیر اغتشاشات نیز انجام پذیرد. اغتشاشات موجود در مسیر پروازی نیز به دو دسته‌ی درونی و بیرونی تقسیم می‌شوند، این اغتشاشات ناشی از عدم پیش‌بینی درست و نیز وجود خطاهای انسانی در زمان استفاده از سامانه‌ی پروازی می‌باشد. به عنوان مثال از اغتشاشات بیرونی می‌توان به موارد مربوط به عدم قطعیت در مدل استفاده شده برای جو و برای اغتشاشات درونی به مشکلات پیش‌بینی نشده برای کارکرد موتور و خطاهای ناشی از شارژ پیشران در مخازن موتور اشاره نمود. اغتشاشات مورد بررسی برای ارزیابی این سامانه‌ها به طور مجزا در [10,8] آورده شده است. در این میان به منظور بررسی شرایط کارکرد همزمان این دو سامانه و با توجه به میزان تأثیر پذیری اغتشاشات بر کارکرد سامانه‌ها بررسی تغییرات دمای سیال درون مخزن (ناشی از تغییرات دمایی زمان پرتاب، عدم قطعیت در تخمین دما در زمان طراحی و غیره) که اثرات زیادی در بررسی سامانه‌ی تخلیه همزمان مخازن دارا می‌باشد، انتخاب شده است.

9- نتایج شبیه‌سازی

با شرایط مختلف اعلام شده در بخش 8 نتایج زیر در اثر حضور و یا عدم حضور اغتشاشات، استخراج شده است که در ادامه ارائه می‌گردند.

9-1- تأثیر استفاده از سامانه‌های کنترل برون موتوری (در شرایط نامی بدون اغتشاش)

برای این منظور حالات مورد اشاره در بخش 8 اجرا شده‌اند و نتایج در جدول 2 آورده شده است. در حالت اولیه بدون حضور سامانه کنترلی برد موشک 601/64 کیلومتر است که این رقم با حضور سامانه PU افزایش 6 کیلومتری را دارد. این امر ناشی از تضمین همزمانی مصرف مولفه‌های پیشران و در نتیجه کاهش مستمر جرم مرده انتهای مرحله حاصل شده است. در حضور AVR به دلیل عدم اعمال اغتشاش، موشک از برنامه سرعت پیش تنظیم تبعیت کرده و پروفیل سرعت پرواز موشک تغییری ندارد و موشک طبق برنامه به هدف

جدول 2 اثر استفاده از سامانه‌های کنترل برون موتوری بر برد موشک

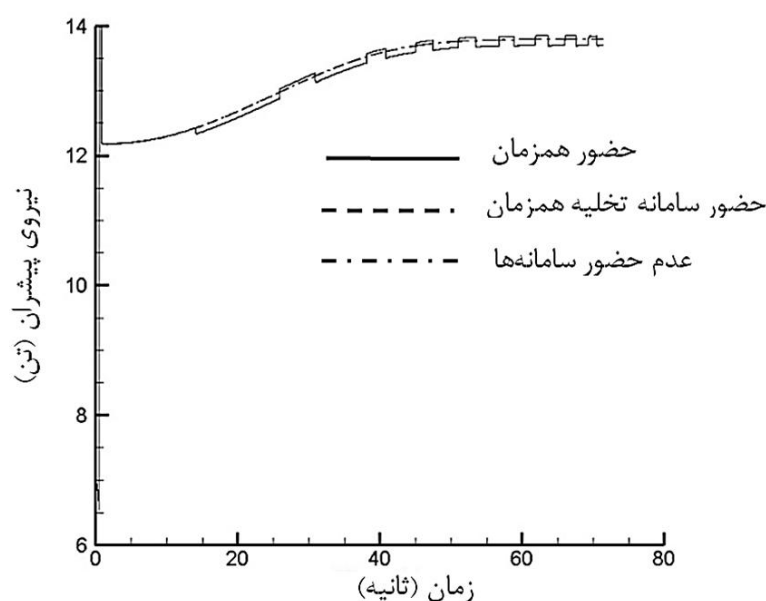
وضعیت کنترل	برد (km)
عدم حضور سامانه‌ها PU و AVR	601/64
استفاده از PU	607/7
استفاده از AVR	601/61
استفاده همزمان از PU و AVR	601/6

برخورد کرده است. در حالت استفاده همزمان دو سامانه، موشک در همان نقطه‌ای که در حالت نامی طراحی شده بود برخورد کرده است. با این تفاوت که همزمانی در تخلیه مخازن رخ داده است اما چون ماموریت دستیابی به برد 601/6 کیلومتری بوده است از امکان افزایش برد سامانه تخلیه همزمان استفاده نشده است. با توجه به این نتایج دو مورد قابل بررسی است.

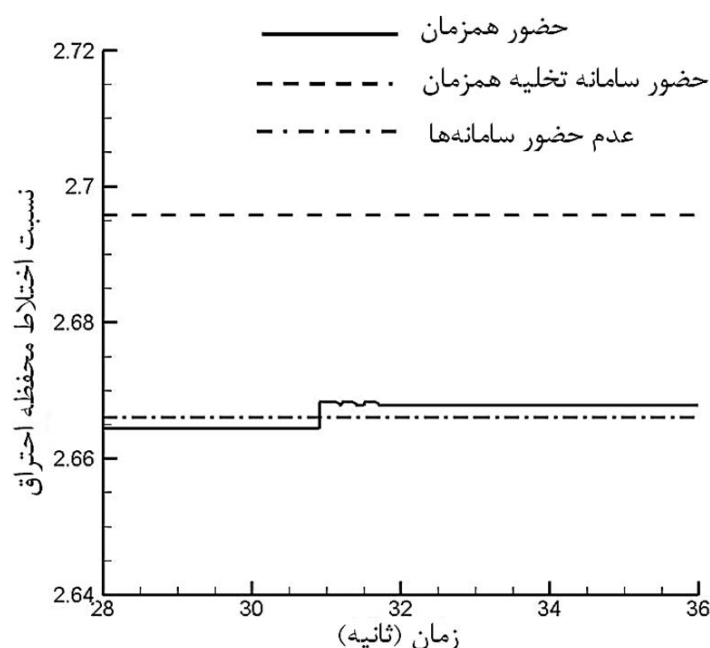
- 1- امکان افزایش برد سامانه‌ی پروازی با استفاده از PU
- 2- امکان افزایش محموله سامانه‌ی پروازی با استفاده از PU

9-2- تأثیر استفاده از سامانه‌های کنترل برون موتوری (با اعمال اغتشاش)

در این شرایط پرواز موشک تحت تأثیر اغتشاش انجام می‌پذیرد. اغتشاش مورد بررسی تغییر دمای مولفه‌ی پیشران است که به علت تغییر چگالی مولفه‌های پیشران و در نتیجه تغییر فشار و هد خروجی مولفه‌ها از پمپ‌ها نسبت به شرایط نامی خواهد شد. این اغتشاش هر دو سامانه AVR و PU را فعال خواهد کرد. در شکل 12 تغییرات نیروی پیشران بر حسب زمان پرواز برای سه حالت بدون سامانه‌های برون موتوری، با سامانه‌ی PU و در شرایط کوپل دو سامانه آورده شده است. در شکل 13 بخشی از شکل 12 بزرگنمایی شده است و در شکل 14 نمودار سرعت جسم پرنده بر حسب زمان پروازی برای چهار حالت آورده شده است. سه حالت مانند شرایط آورده شده برای شکل 12 و حالت چهارم شرایط نامی پروازی مد نظر طراحان است. شرایط سرعت انتهای مسیر فعال پروازی در این حالت‌ها در شکل 15 بزرگنمایی شده است. در شکل 16 تغییرات نسبت اختلاط محفظه احتراق بر حسب زمان پروازی آورده شده است و در شکل 17 بخشی از این نمودار به علت نمایش بهتر تغییرات نسبت اختلاط در طول زمان پرواز تحت تأثیر PU بزرگنمایی شده است. در نمودارهای ارائه شده، بررسی چگونگی عملکرد موشک مورد نظر در مقابله با کاهش دمای محیط در حالات ذکر شده، مورد نظر بوده است. در نمودار نیروی پیشران که در شکل 12 و شکل 13 آورده شده است، دیده می‌شود در شرایطی که PU در کنار AVR کار می‌کند نیروی پیشران تغییرات زیادی نسبت به حالتی که این دو سامانه حضور ندارند، دارد.



شکل 12 نمودار مقایسه تغییرات تراست موتور حین پرواز

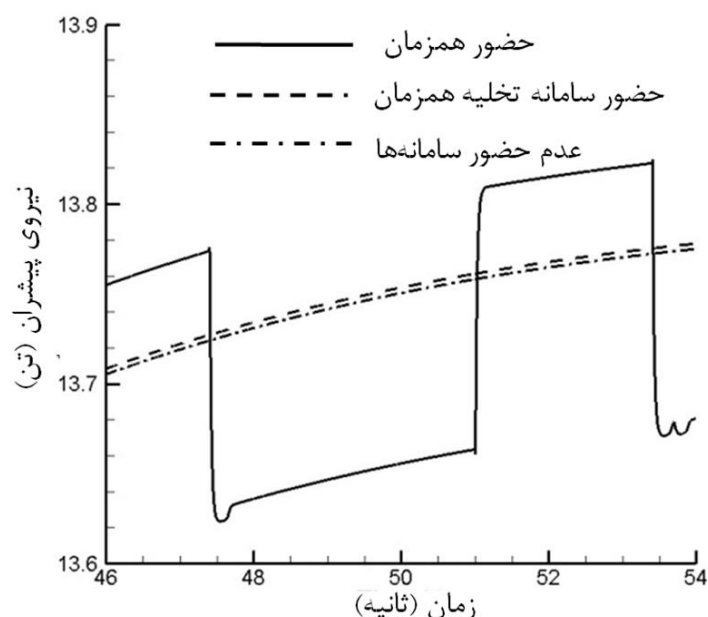


شکل 17 نمای بزرگ شده تغییرات نسبت اختلاط در شکل 16

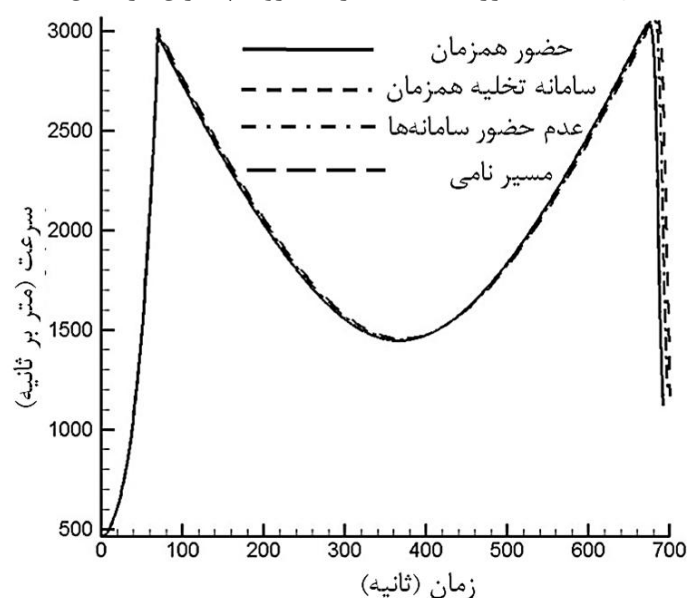
در شکل 12 و شکل 13 در طول زمان عملکرد کاهش و افزایش در نیروی پیشران مشاهده می‌شود که این مورد بیانگر تلاش سامانه AVR برای تنظیم کردن سرعت جسم پرنده با الگوی سرعت طراحی، می‌باشد. اما در شرایطی که سامانه AVR حضور ندارد، نمودار نیروی پیشران تغییراتی ندارد و موتور در یک رژیم مشخص کار می‌کند.

در شکل 13 اختلاف به وجود آمده‌ی نیروی پیشران در حالتی که PU حضور دارد و ندارد در این است که موتور مجهز به PU تلاش برای تخلیه همزمان مخازن دارد. اما موشک دیگر تنها در رژیم نامی خود کار می‌کند. تنها با این دو نمودار انتظار می‌رود که موشک دارای هر دو سامانه به نقطه هدف برخورد نماید و موشک دارای PU برد بیشتری نسبت به حالتی که هیچکدام از سامانه‌ها حضور ندارند پیدا نماید. در شکل 14 و 15 نمودار سرعت موشک آورده شده است. در شکل 15 می‌توان تطابق سرعت موشکی که دارای هر دو سامانه کنترل برون موتوری می‌باشد را با پروفیل سرعت نامی مشاهده کرد و دو موشک دیگر در سرعت با پروفیل سرعت نهایی با اختلاف دارند، این موضوع باعث می‌شود که این موشک‌ها در برد نهایی با نقطه هدف اختلاف داشته باشند. در شکل 16 و 17 نیز نمودار نسبت اختلاط همین موشک‌ها نمایش داده شده است. در شکل 17 می‌توان دید که موشکی که تنها مجهز به سامانه PU است، تحت اثر فرامین این سامانه نسبت اختلاط را به ترتیبی تغییر داده است که در انتهای فاز فعال مسیر پرواز پیشران باقی مانده درون مخازن دارای کمترین اختلاف باشد، اما در موشکی که به هر دو سامانه کنترل برون موتوری مجهز می‌باشد این نسبت با نرخ کمتری دستخوش تغییرات است. همان‌گونه که از نتایج جدول 3 مشخص است در عدم حضور سامانه‌های برون موتوری، برد موشک انحراف چشمگیری از حالت ایده‌آل (601/64 کیلومتر) پیدا می‌کند. در حالیکه با استفاده از سامانه AVR این انحراف کم می‌شود. در حالت کوپل دو سامانه نیز شرایط نسبت به عدم حضور سامانه‌ها بهتر است.

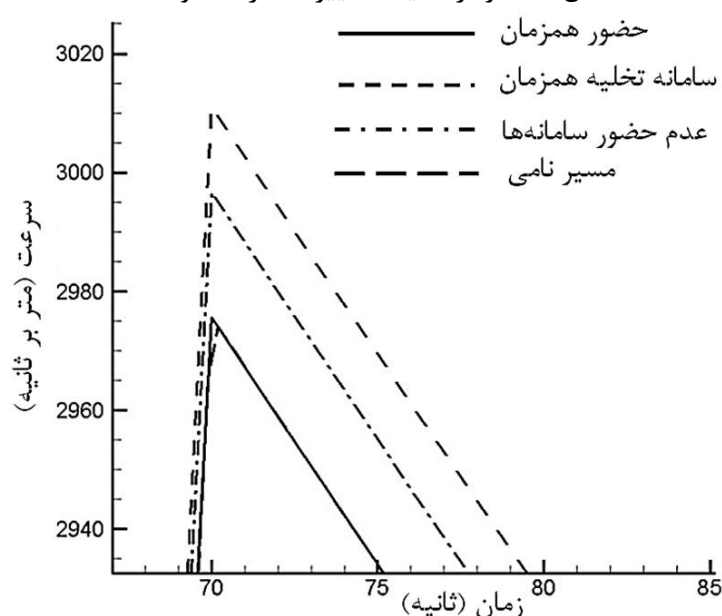
نکته قابل تامل این است که با استفاده از سامانه PU می‌توان برد نهایی موشک را بهبود بخشید، اما اگر دو سامانه مذکور به شکل همزمان با یکدیگر کار نمایند و با توجه به آنکه وظیفه سامانه AVR بر تضمین همزمانی تخلیه پیشران اولویت دارد، موشک در نقطه هدف با خطای کمی برخورد کرده است. موشک در نقطه هدف تعیین شده با خطای ناچیزی برخورد کرده است. برداشت دیگری که می‌توان از جدول 3 داشت این است که می‌توان با استفاده از این دو سامانه برد و دقت موشک مورد نظر را افزایش داد به ترتیبی که در ابتدا با استفاده از سامانه PU میزان افزایش برد و نیز میزان



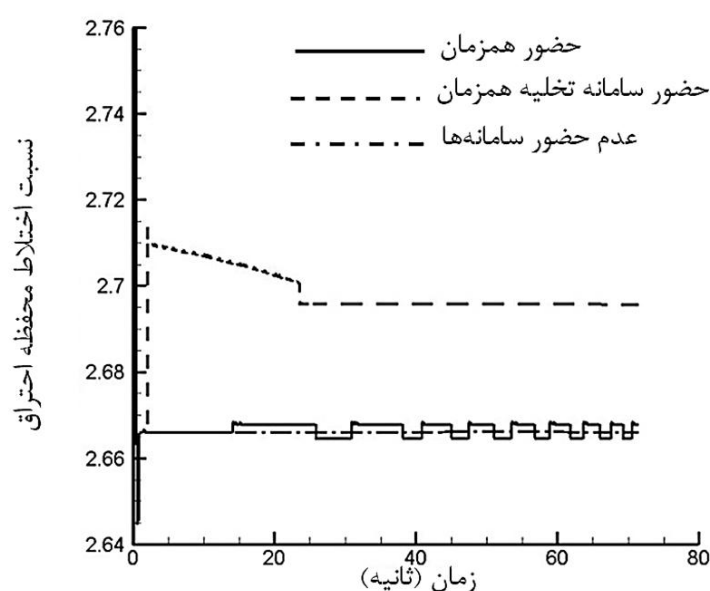
شکل 13 نمای بزرگ شده تغییرات نیروی پیشران در شکل 12



شکل 14 نمودار مقایسه تغییرات سرعت موشک



شکل 15 سرعت انتهای مسیر فعال در شکل 14



شکل 16 نمودار مقایسه تغییرات نسبت مصرف مولفه‌های پیشران در محفظه احتراق

10- نتیجه گیری و جمع بندی

در این پژوهش تحلیل دینامیکی عملکرد همزمان سامانه‌های PU و AVR در یک سامانه پیشران مایع انجام گردید. این سامانه‌ها به تنهایی در برآورده نمودن جرم و سرعت انتهای فاز فعال پرواز موثر می‌باشند، به ترتیبی که اثر حضور سامانه‌ی PU در یک ماموریت خاص در مقایسه با شرایط همان ماموریت در عدم حضور این سامانه در کاهش جرم مرده انتهای مسیر نمایانگر می‌باشد. این مورد در پژوهش حاضر به دو گونه مورد بررسی قرار گرفته است.

- افزایش برد سامانه پرواز برای بار محموله ثابت
 - افزایش جرم بار محموله برای سرعت انتهای مسیر فعال مشخص
- این موارد در شرایطی قابل حصول می‌باشند که مجموعه پروازی در شرایط نامی قرار داشته باشد و در صورت بروز اغتشاشات مختلف اعم از اثرات ناشی از خطای پیش‌بینی جو، خطای ناشی از شارژ مخازن و تغییرات دمایی در مخازن منجر به تغییر کاکرد موشک و احتمالاً باعث شکست ماموریت و عدم دستیابی به موارد ذکر شده می‌گردد. لذا حضور سامانه‌ی AVR که وظیفه‌ی اصلی آن حفظ شرایط پروازی واقعی نزدیک به شرایط پرواز طراحی شده، حتی در حضور اغتشاشات مختلف است. برای دستیابی به این اهداف لازم و ضروری می‌باشد. در این پژوهش برای ماموریت فرضی تعریف شده استفاده از سامانه PU منجر به افزایش 5 درصدی جرم محموله و افزایش 10 درصد برد سامانه با محموله اولیه گردید و حضور AVR دستیابی به این موارد را در شرایط حضور اغتشاشات تضمین نمود.

11- منابع و مراجع

- [1] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*: Wiley, 2001.
- [2] A. A. Kozlov, V. N. Novikov, E. V. Soloviev, *Control and feed systems of liquid propellant rocket engine*, Moscow: Mashinostroenie Publications, 1988. In Russian
- [3] B.F.Glikman, *Automatic control of Liquid rocket engine*, Moscow: Mashinostroenie Publications, 1986. In Russian
- [4] S.A.R.Jalali, H.Karimi, *Mathematical Modelling and Simulation of Apparent Velocity System*, Master Thesis, Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, 2010. (In Persian)
- [5] D. K. Huzel, D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1992.
- [6] B. W. Oppenheim, S. Rubin, Advanced Pogo stability analysis for liquid rockets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 3, pp. 360-373, 1993/05/01, 1993.
- [7] Z. Zhao, G. Ren, Z. Yu, B. Tang, Q. Zhang, Parameter Study on Pogo Stability of Liquid Rockets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 48, No. 3, pp. 537-541, 2011/05/01, 2011.
- [8] H.Karimi, S.A.R.Jalali, M.Naderi, Dynamic Simulation and Performance Analysis of Apparent Velocity System, *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 4, No. 3,4, pp. 12, 2011. (In Persian)
- [9] M.Naderi, H.Karimi, *Mathematical Modeling and Simulation of Propellant Utilization System*, Master Thesis, Aerospace Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, 2010. (In Persian)
- [10] M.Naderi, S.A.R.Jalali, H.Karimi, Dynamic Simulation of Propellant Utilization System in Liquid Propellant Engine Tanks, *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 3, No. 3,4, pp. 13, 2011. (In Persian)
- [11] R. Humble, *Space Propulsion Analysis and Design*: McGraw-Hill Companies, Incorporated, 1995.
- [12] M. J. L. Turner, *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*: Springer Berlin Heidelberg, 2008.
- [13] E. N. Beliaev, V.K.Chevanov, V.V.Chervakov, *Mathematical Modeling of Working Processes of Liquid Propellant rocket Engines*, Moscow Mashinostroeinye Publications, 1999. (In Russian)
- [14] R. W. Fox, A. T. McDonald, *Introduction to fluid mechanics*: Wiley, 1985.
- [15] S.A.R.Jalali, M.Naderi, M.Bakhtiari, H.Karimi, Development of Simulation Software for Open Cycle Liquid Propellant Engines, *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 4, No. 1,2, pp. 11, 2011. (In Persian)
- [16] M.Naderi, S.A.R.Jalali, H.Karimi, Modeling and Simulation Of Open Cycle Liquid Propellant Engines, *Journal of Science and Engineering(SE)*, Vol. 1, No. 1, pp. 17, 2013.
- [17] P.H.Zipfel, *Modelling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics* USA: AIAA Education series, AIAA Inc, 2001.

جدول 3 اثر سامانه‌های کنترل برون موتوری بر برد موشک در حضور اغتشاش			
نوع اغتشاش	حضور / عدم حضور	برد (km)	درصد انحراف
2 درجه	عدم حضور	610/2	1/46 %
کاهش دمای پیشران	حضور PU و AVR	616/41	2/5 %
		601/57	0/01 %

پیشران باقی مانده در مخازن بدست می‌آید و سپس می‌توان از پروفیل سرعت جدیدی که ناشی از حضور سامانه PU در سیستم می‌باشد به عنوان پروفیل سرعت نامی برای AVR استفاده کرد.

بدین ترتیب با استفاده از PU برد موشک افزایش یافته و با استفاده از حضور AVR دستیابی و دقت موشک برای برخورد به این نقطه محقق می‌شود. البته با توجه به محدوده‌ی مجاز تغییرات نسبت اختلاط محفظه احتراق و نیز محدوده‌ی مجاز تغییر در فشار محفظه و همچنین حد اشباع عملگرهای سامانه‌های مذکور این افزایش برای یک موتور خاص محدود می‌باشد. این مورد نیز به صورت مجزا بررسی گردید و همانطور که در جدول 4 مشاهده می‌شود. در اثر استفاده تنها از PU برد موشک به 607/6 کیلومتر افزایش پیدا کرد. پروفیل سرعت این موشک را به عنوان پروفیل نامی موشکی که مجهز به هر دو سامانه می‌باشد تعریف شد و بدین ترتیب برد موشک با استفاده از این دو سامانه افزایش پیدا کرد. نتایج ارائه شده در جدول 4 نشان می‌دهد در زمان حضور هر دو سامانه، عملکرد AVR نسبت به PU در اولویت می‌باشد. زیرا در شرایط حضور PU به تنهایی در حدود 57 کیلوگرم جرم پیشران در دو مخزن باقی‌مانده است در حالیکه با حضور همزمان PU و AVR جرم باقی‌مانده در انتهای زمان کارکرد به 62/3 کیلوگرم رسیده است. در جدول 5 به بررسی میزان افزایش محموله توسط کارکرد سامانه PU پرداخته شده است. این کاهش جرم مرده را می‌توان به جای افزایش برد برای افزایش بار محموله مورد بررسی قرار داد به عبارت دیگر می‌توان برای یک سرعت نهایی مشخص با استفاده از این دو سامانه، محموله بیشتری را حمل نمود. بدین ترتیب با توجه به میزان باقی مانده پیشران در مخازن نسبت به حالتی که PU بر روی موشک نباشد، می‌توان مقدار شارژ مخازن را کم نمود و به جرم محموله اضافه کرد و با استفاده از سامانه‌ی AVR دستیابی به مدار مورد نظر و سرعت نهایی مشخص شده را تضمین نمود. با توجه به نتایج جدول 5 می‌توان گفت، در اثر اجرای برنامه شبیه‌سازی برای موشک دارای PU در انتهای فاز فعال مسیر پرواز در حدود 57 کیلوگرم پیشران در مخازن باقی ماند، در اجرایی جدید از شبیه‌ساز برای موشکی که از هر دو سامانه کنترل برون موتوری استفاده می‌نماید، این مقدار از شارژ مخازن کاسته شد و معادل همین مقدار به جرم محموله اضافه گردید بدین ترتیب با استفاده از این دو سامانه در انتهای فاز فعال مسیر پرواز سرعت نهایی با سرعت نهایی مطلوب یکسان است به این معنا که موشک توانایی تحویل محموله بیشتری را در انتهای مسیر پرواز دارا می‌باشد.

جدول 4 بررسی افزایش برد موشک			
ردیف	وضعیت کنترل	برد (km)	پیشران باقی مانده (kg)
1	حضور PU	607/7	57/59
2	حضور همزمان PU و AVR	607/47	62/34
جدول 5 بررسی افزایش محموله موشک			
ردیف	وضعیت کنترل	سرعت نهایی (m/s)	محموله (kg)
1	عدم حضور PU و AVR	2914/02	1000
2	حضور همزمان PU و AVR	2922/73	1057