

# شبیه‌سازی دینامیکی و تحلیل عملکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری

حسن کریمی مزرعه‌شاهی<sup>۱</sup>، سید علیرضا جلالی چیمه<sup>۲\*</sup>، مهیار نادری تبریزی<sup>۳</sup>

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

\*تهران، فلکه چهارم تهرانپارس، خ وفادار شرقی

a.r.jalali84@gmail.com

در این مقاله، هدف اصلی شبیه‌سازی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری است، به ترتیبی که این سامانه بتواند سرعت جسم پرنده را با ایجاد تغییرات مجاز در اندازه نیروی پیشران در هر لحظه از زمان پرواز با سرعت تعیین شده یکسان کند تا در نهایت جسم پرنده در دستیابی به هدف تعیین شده، موفق باشد. برای این کار نیاز به یک شبیه‌ساز دینامیکی سامانه پیشران و یک شبیه‌ساز پرواز است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی انجام شده بیانگر افزایش دقت برد جسم پرنده سامانه مذکور نسبت به موشک فاقد این سامانه در مقابل اغتشاشات وارده است. به‌صورتی که در جسم پرنده مورد بررسی به صورت میانگین بر اثر اغتشاشات گوناگون بدون حضور سامانه تنظیم‌کننده خطای تقریباً ۱/۵ کیلومتری در برخورد با هدف را ایجاد می‌کرد، حال آنکه بر اثر حضور این سامانه این مقدار تا حدود ۲۰۰ متر کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: سیستم فضایی، پارامترهای نهایی مسیر پرواز، سرعت ظاهری، موتور پیشران مایع سیکل باز

## مقدمه

بعدی را دارد که در این صورت کنترل سرعت ظاهری<sup>۴</sup> سامانه امری ضروری به نظر می‌آید و اگر سامانه هوافضایی مورد نظر یک موشک باشد سرعت نهایی جسم پرنده نقش بسزایی را در محل برخورد دارد. این مسئله مؤید این مهم است که باید سرعت جسم پرنده را کنترل کرد. سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری در حقیقت یک نوع سامانه هدایت جسم پرنده است، با این منطقی که سرعت لحظه‌ای جسم پرنده را با سرعت ایده‌آل از پیش تنظیم شده یکسان کند و با این کار سرعت نهایی طراحی شده برای جسم پرنده را محقق سازد. بدین ترتیب سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری با استفاده از المان‌های زیرمجموعه‌های خود در سه مرحله کلی با دریافت سرعت لحظه‌ای جسم پرنده و تعیین میزان تغییر در ضریب تخلیه شیر کنترلی برای تولید نیروی پیشران مورد نظر و اعمال این تغییرات به شیر کنترلی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری که در سامانه پیشران قرار دارد تلاش می‌کند تا سرعت ظاهری را تنظیم کند. بدین ترتیب برای شبیه‌سازی عملکرد AVRS به یک سامانه

همواره دستیابی کامل به اهداف تعیین شده برای سامانه‌های هوافضایی یکی از مشکلات اصلی طراحان است. بدین منظور هر روشی که بتواند درصد خطاهای ناشی از راندمان سامانه، خطاهای ناشی از اغتشاشات پیش‌بینی نشده یا خطاهای ساخت و تولیدی را کاهش دهد مورد توجه طراحان بوده است. لذا طراحان با اعمال کنترل بر روی پارامترهایی که نقش تعیین‌کننده را در دستیابی به هدف مورد نظر دارند، سامانه خود را کنترل می‌کنند. یکی از پارامترهایی که در سامانه‌های هوافضایی بسیار پر اهمیت است، سرعت نهایی مسیر پرواز است. به ترتیبی که اگر سامانه هوافضایی مورد نظر یک ماهواره باشد، سرعت نهایی مسیر نقش مؤثر و مهمی در دستیابی به مدار هدف تعیین شده یا زمان شروع مرحله

۱. دانشیار

۲. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

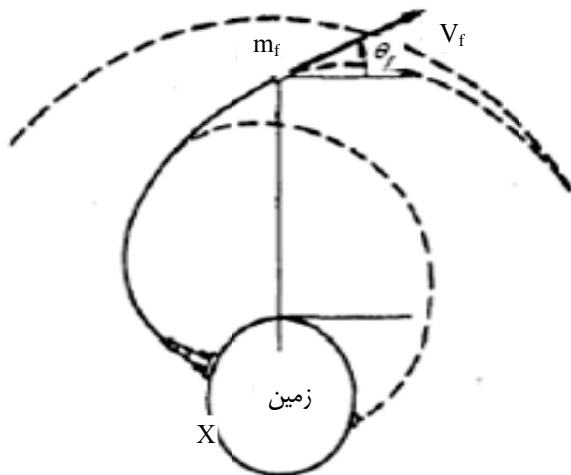
۳. کارشناس ارشد

سایر بخش‌های مربوط به هدایت و کنترل مسیر، کنترل می‌شود. در این حالت عملکرد موتور به نحوی (به صورت داخلی) تنظیم می‌شود، که موتور در شرایط تعریف شده به‌درستی کار کند. به عنوان نمونه می‌توان از رگولاتور تراست در موتور نام برد که نقطه تنظیم از پیش تعیین شده دارد و وظیفه آن اطمینان از حفظ تراست موتور در محدوده خاصی است. در نهایت در بهترین شرایط کارکرد، سامانه کنترل اتوماتیک درون موتوری موتور در شرایط نامی خود - صرف نظر از اینکه جسم پرنده در دستیابی به مأموریت خود موفق عمل نموده یا خیر - می‌تواند کار کند [۱].

### کنترل برون موتوری

تاکنون با استفاده از سیستم کنترل درون موتوری تلاش بر این بوده که شرایط عملکردی موتور در شرایط نامی 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 موتور هم می‌رود. پارامترهای نهایی مسیر پرواز جسم پرنده عبارتند از: زاویه فراز  $\theta_f$  سرعت جسم پرنده در پایان مرحله فعال  $V_f$ ، جرم نهایی جسم پرنده  $M_f$ . شکل (۱) نشان - دهنده این پارامترهاست [۲].

NACA-0012



شکل ۱ - پارامترهای نهایی جسم پرنده [۲]

در یک سامانه پیشران 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 دستیابی به اهداف از پیش تعیین شده برای مأموریت است، امکان دارد خود موتور در شرایط نامی خود کار نکند، لیکن جسم پرنده در حالت بهینه یا مناسبی باشد. بعنوان نمونه می‌توان به رگولاتور تراست موتوری

پیشران جهت فرار دادن المان عملگر AVRS و نیز شبیه‌ساز پرواز برای اندازه‌گیری لحظه به لحظه سرعت ظاهری احتیاج است. بررسی استفاده از موتورهای پیشران مایع که قابلیت ایجاد تغییر در نیروی پیشران را دارند، از اواخر سال ۱۹۳۰ مورد مطالعه قرار گرفت. موتور پیشران مایع قابل تنظیم نخستین بار در اواخر ۱۹۳۰، در تحقیقات و آزمایش‌های هواپیمایی موشکی آلمان با مدیریت سرلشکر دکتر والتر درنبرگر<sup>۵</sup> و هلموث والتر<sup>۶</sup> انجام گرفته است. ایده استفاده از ایجاد تغییراتی در نیروی پیشران سامانه پیشران به منظور دستیابی به سرعت مطلوب جسم پرنده، اولین بار در سال ۱۹۴۰ در موشک A4 (که نام فنی موشک V2 است) عملیاتی شد. عملکرد این سیستم به شکلی بود که در زمان رسیدن به نقطه و سرعت مورد نظر، موتور موشک را خاموش می‌کرد. این کار توسط امواج رادیویی و از روی زمین انجام می‌شد. نکته قابل توجه در آن این است که سیستم نه تنها سرعت موشک را اندازه‌گیری می‌کرد، بلکه سرعت را طبق برنامه مورد نظر از طریق امواج رادیویی تنظیم می‌کرد؛ که البته مهمترین مشکل این سیستم همین فرآیند انتقال اطلاعات از طریق امواج رادیویی بود [۱].

در سال ۱۹۵۵، ویرایش مدرن تری از سامانه تنظیم سرعت ظاهری طراحی شد که دیگر به تجهیزات رادیویی و کنترل از روی زمین احتیاجی نداشت. این سامانه در سال ۱۹۵۹، در پیکر موشک میان برد آر-۷ مورد استفاده قرار گرفت. در حال حاضر اکثر موشک‌های پیشران مایع، سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری را دارند [۱].

### تقسیم‌بندی سیستم‌های کنترل موتور

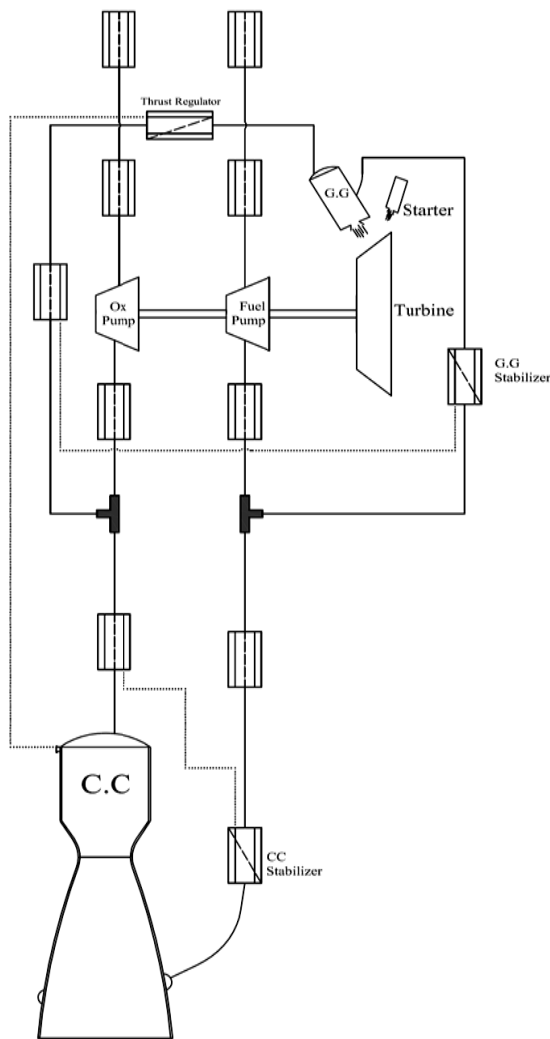
موتور، اصلی‌ترین زیرسیستم یک ماهواره‌بر یا موشک است، بنابراین برای کنترل وضعیت جسم پرنده، کنترل چگونگی عملکرد موتور ضروری است. سیستم کنترل یک جسم پرنده را می‌توان به ۳ دسته تقسیم‌بندی کرد:

۱. کنترل درون موتوری
۲. کنترل برون موتوری
۳. کنترل درون موتوری

هنگامی که هدف کنترل، تنها کنترل فرآیند کاری خود موتور باشد، به آن کنترل درون موتوری و هنگامی که هدف کنترل، کنترل پارامترهای نهایی مسیر پرواز جسم پرنده باشد به آن کنترل برون موتوری گفته می‌شود. در یک سامانه پیشران که کنترل درون موتوری دارد، موتور، هیچ فرمانی را از خارج نمی‌پذیرد و مستقل از

5. Dr. Walter Dornberger  
6. Hellmuth Walter

۴. حضور استیبلایزر در مسیر سوخت مولد گاز رگولاتور و استیبلایزر موتور حاضر به صورت درون موتوری کنترل می‌شود از این رو لازم است امکان تغییر نقطه کاری آن‌ها را فراهم کرد. با توجه به اینکه این دو المان به صورت اریفیس مدل‌سازی شده‌اند با تغییر ضریب افت اریفیس می‌توان شرایط کاری موتور را تغییر داد. میزان تغییرات لازم، توسط سامانه‌های کنترل برون موتوری محاسبه و به هر یک از اریفیس‌ها 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 محدوده کاربرد این شبیه‌ساز و نیز با توجه به اینکه تغییر نقطه کاری رگولاتور تراست می‌تواند نسبت مؤلفه‌های پیشران ورودی به مولد گاز را تغییر دهد، در مسیر سوخت این المان نیز یک استیبلایزر برای تثبیت نسبت مؤلفه‌ها، نصب شده است تا در صورت لزوم از آن استفاده شود.



شکل ۲- مدار سامانه پیشران با کنترل درون موتوری

اشاره کرد که هدف آن تنظیم تراست موتور به نحوی است که مسیر پروازی خاصی با دقت یا سرعت بیشتری در دسترس باشد. سامانه کنترل برون موتوری، که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است، سیستم کنترل سرعت ظاهری است. با استفاده از این سامانه با تنظیم اندازه نیروی پیشران می‌توان سرعت ظاهری جسم پرنده را کنترل کرد. بسیاری از موتورهای موشک برای یک مقدار نامی ثابت نیروی پیشران طراحی می‌شوند زیرا پیاده‌سازی قابلیت تنظیم اندازه نیروی پیشران از دیدگاه سخت‌افزاری چندان ساده نیست. ولی موتورهایی هم وجود دارند که نیروی پیشران در پاسخ به فرمان کامپیوتر پرواز اجازه تغییر دارد. سیستم‌هایی که این قابلیت را دارند، دارای انعطاف‌پذیری بیش‌تری می‌باشند. برای نمونه، اگر این موتورها در بدنه جسم پرنده‌ای که در یک مسیر نامی دقیق پرواز کنند، استفاده شوند کار موتور می‌تواند در یک زمان، سرعت و موقعیت از پیش تعیین شده خاتمه یابد. محاسبات هدایت، در این مورد بسیار ساده است. تنها کافی است سه مؤلفه شتاب ناشی از نیروی پیشران اندازه‌گیری شود و انتگرال زمانی آن با پروفیل نامی سرعت مقایسه گردد. این پروفیل به عنوان یک تابع در کامپیوتر پرواز ذخیره می‌شود. با کنترل اندازه نیروی پیشران این امکان وجود دارد که جسم تا اندازه دلخواه پروفیل نامی نزدیک گردد [۱].

## شبیه‌سازی موتور سوخت مایع

المان‌های اصلی موتور سوخت مایع را می‌توان به صورت کلی زیر دسته بندی کرد:

محفظه احتراق و مولد گاز

سامانه توربوپمپ

استارتر

شیرآلات، لوله‌ها و اتصالات

در این پژوهش از ارائه معادلات حاکم بر این المان‌ها صرف‌نظر می‌شود و علاقه‌مندان برای مطالعات بیشتر می‌توانند به [۱، ۳، ۴، ۵، ۶] در این زمینه مراجعه کنند.

مدار پنوماهیدرولیکی سامانه پیشران فرضی در نظر گرفته شده برای پژوهش حاضر به صورت شکل (۲) انتخاب شده است. همانگونه که در شکل دیده می‌شود، موتور در نظر گرفته شده، یک موتور سیکل باز تک‌محفظه‌ای است. از ویژگی‌های این موتور می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱. سیستم تغذیه توربوپمپی که محرک هر دو پمپ سوخت و اکسید است.

۲. حضور رگولاتور تراست در مسیر اکسید مولد گاز

۳. حضور استیبلایزر در مسیر اصلی سوخت محفظه احتراق

شبییه‌ساز موتور کوپل شد و بدین ترتیب خواص محصولات احتراق طیف متنوعی از ترکیبات پیشران به سرعت و همزمان با اجرای برنامه قابل استفاده می‌باشد.

در این پژوهش با توجه به هدف مقاله به بررسی شبیه‌سازی المان‌های کنترلی سامانه پیشرانش پرداخته می‌شود و از ارائه مدل ریاضی المان‌ها و نحوه شبیه‌سازی سامانه پیشرانش صرف نظر می‌شود و علاقه‌مندان برای مطالعات بیشتر می‌توانند به مراجع [۶،۵،۴،۱] در این زمینه مراجعه کنند.

### روند شبیه‌سازی المان‌های کنترلی

از مهم‌ترین المان‌های مؤثر در کنترل موتور پیشران مایع می‌توان به شیرها، رگولاتورها و ... اشاره کرد. به مجموعه این المان‌ها در اصطلاح رایج، شیرآلات موتور گفته می‌شود. انواع شیرآلات مورد استفاده در یک موتور سوخت مایع را می‌توان به شکل زیر دسته‌بندی کرد [۱۰]:

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

با توجه به شباهت عملکرد المان کنترلی سامانه AVRS با المان کنترلی رگولاتور در ادامه به معرفی روند شبیه‌سازی المان کنترلی رگولاتور پرداخته می‌شود. به منظور بررسی روند شبیه‌سازی و حل معادلات حاکم بر رفتار موتور پیشران مایع همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد به مراجع [۶،۵،۴،۱] مراجعه کنید.

### رگولاتور

همان‌طور که در شکل (۲) نمایش داده شده است، شیر رگولاتور تراست در مسیر مؤلفه اکسید مولد گاز قرار گرفته است. در کد شبیه‌ساز سامانه پیشرانش تهیه شده است. این شیر به صورت یک اریفیس که ضریب افت هیدرولیک آن متغیر است، مدل‌سازی شده است. منطق شبیه‌سازی این سامانه به این صورت است که برای سامانه یک نقطه کاری معین از قبل تنظیم می‌شود، که این نقطه همان نقطه کاری نامی موتور است، در طول زمان کارکرد موتور زیربرنامه مربوط به المان کنترلی رگولاتور فراخوانی می‌شود. سامانه، فشار محفظه احتراق را با مقدار از پیش تعیین شده مقایسه می‌کند، در صورتی که اختلاف فشار محفظه با مقدار تنظیمی از میزان مجاز بالاتر باشد، سامانه موتور را به شرایط کاری خود باز می‌گرداند.

برای بازگرداندن موتور به شرایط نامی کارکرد خود باید میزان ضریب افت هیدرولیک رگولاتور به نحوی مناسب تغییر کند. برای

روش شبیه‌سازی بر پایه دیدگاه دنبال‌کردن سیال است. از وجه‌های تمایز شبیه‌ساز حاضر با شبیه‌سازهای پیشین [۹-۷] حذف فرآیند پیچیده و زمان‌بر تولید اطلاعات مورد نیاز موتور برای سه المان مهم استارتر، مولد گاز و محفظه احتراق است. در شبیه‌سازهای پیشین، اطلاعات مورد نیاز برای محاسبات مربوط به استارتر توسط فایل‌های متنی که از آزمایش‌های تجربی به دست آمده بود صورت می‌گرفت و شبیه‌ساز به صورت آفلاین از آن استفاده می‌کرد. مشکل این روند این است که در صورت عدم دسترسی به نتایج تجربی استارتر امکان اجرای صحیح شبیه‌ساز میسر نیست، از سوی دیگر در صورت تمایل به بررسی اثرات استفاده از یک طرح جدید استارتر که هنوز تست نشده است، شبیه‌ساز موتور بلااستفاده می‌شود. در شبیه‌ساز حاضر استارتر سوخت جامد موتور به صورت صفربعدی مدل شده است و نتایج آن با نتایج تجربی صحت‌گذاری شده است. بدین ترتیب کاربر با وارد کردن مشخصات هندسی و جنس گرین استارتر، امکان محاسبه آن‌لاین این المان میسر شده است و معادلات این المان به همراه سایر المان‌ها حل می‌شود. ویژگی دیگر شبیه‌ساز حاضر مولد گاز و محفظه احتراق آن است. در شبیه‌سازهای پیشین به منظور داشتن خواص ترمودینامیکی محصولات احتراق نظیر  $(C^*, k, R, \dots)$  از نرم‌افزارهای احتراق نظیر آستر<sup>۷</sup> و سی<sup>۸</sup> استفاده می‌شود. بدین صورت که این نرم‌افزار برای پیشران معینی در فشارهای مختلف به ازای بازه وسیعی از نسبت مؤلفه‌های پیشران به تعدد اجرا می‌شود و در هر مرحله خواص محصولات در یک فایل متنی ذخیره می‌شود و شبیه‌ساز در هر مرحله با توجه به نسبت مؤلفه‌های پیشران و فشار لحظه‌ای در محفظه احتراق، از فایل حاصل خواص ترمودینامیکی محصولات احتراق را درونیابی می‌کند. فرآیند تولید چنین بانک داده وسیعی که فقط برای یک نوع پیشران خاص قابل استفاده است بسیار زمان‌بر و پرخطا است. در شبیه‌ساز حاضر با کوپل نرم‌افزار احتراقی CEA به شبیه‌ساز موتور اطلاعات مورد نیاز در هر لحظه، از اجرای همزمان این نرم‌افزار بدست می‌آید و بدین ترتیب می‌توان در ابتدای برنامه نوع پیشران را انتخاب کرد و پس از وارد کردن شرایط اولیه پیشران، شبیه‌ساز موتور را اجرا کرد. در هر لحظه برحسب فشار و نسبت مؤلفه‌های پیشران در محفظه احتراق و مولد گاز، خواص ترمودینامیکی محصولات محاسبه می‌شوند. از آنجا که نرم‌افزار CEA به زبان فرترن ۷۷ نوشته شده است، پس از بازخوانی بیش از ۳۰۰۰ خط برنامه و ایجاد تغییراتی به منظور قابل استفاده کردن آن در نهایت این نرم‌افزار بصورت یک تابع کتابخانه‌ای پویا<sup>۹</sup> به

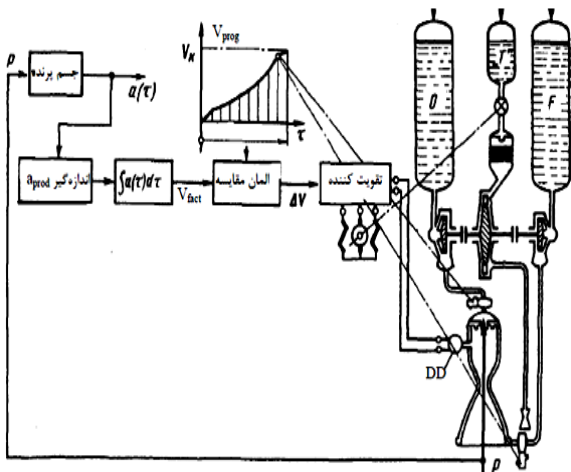
7. ASTRA

8. SAE

9. DLL (Dynamic Library Link)

## شبیه‌سازی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری

برای شبیه‌سازی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری، ابتدا باید منطق عملکردی این سامانه تبیین شود. سیستم‌های هدایت و کنترل سرعت ظاهری و جرم نهایی جسم پرنده، پارامترهای موتور را براساس پارامترهای حرکت جسم پرنده کنترل می‌کنند. اندازه‌گیری مستقیم سرعت پرواز جسم پرنده در صورت متغیر بودن چگالی محیط اطراف، امکان‌پذیر نیست، ولی اندازه‌گیری شتاب طولی ظاهری ناشی از نیروی پیشران موتور سوخت مایع، به کمک شتاب-سنج امکان‌پذیر است. سرعت طولی جسم پرنده که به صورت انتگرال شتاب طولی نسبت به زمان تعیین می‌شود، سرعت ظاهری نامیده می‌شود. سرعت ظاهری برای ایجاد سرعت نهایی لازم در آخر بخش فعال پرواز جسم پرنده در سامانه AVRS استفاده می‌شود. شکل (۴) شمای اصولی این سامانه را نشان می‌دهد [۲].



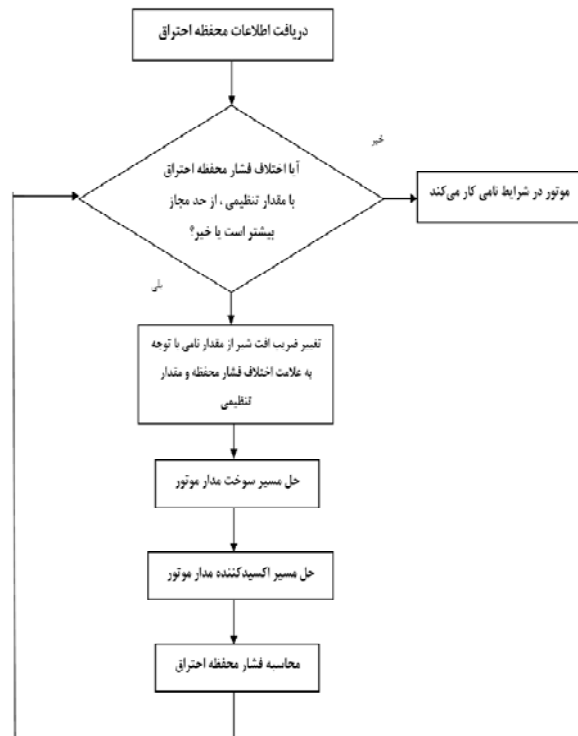
شکل ۴- شمای کاری سیستم کنترل سرعت [۲]

پس از انتگرال‌گیری از سیگنال اندازه‌گیری شتاب ظاهری، در هر لحظه سرعت واقعی حرکت طولی جسم پرنده یعنی  $V_{Apparent}$  مشخص می‌شود. اطلاعات مربوط به سرعت واقعی جسم پرنده به المان مقایسه می‌رسد که در این المان برنامه محاسبه تغییرات سرعت یعنی  $V_{prog}$  در بخش فعال جسم پرنده قرار گرفته است. مقایسه سرعت محاسبه‌شده و سرعت واقعی که هر دو در ورودی المان مقایسه موجود هستند، موجب می‌شود که در خروجی این المان سیگنال عدم هماهنگی را داشته باشیم.

$$\Delta V = V_{Ideal} - V_{Apparent} \quad (1)$$

پس از تقویت، سیگنال خطا تبدیل به چرخش زاویه‌ای الکتروموتور می‌شود. روتور الکتروموتور به عملگر سامانه AVRS

این منظور با توجه به علامت اختلاف پیش‌آمده با نقطه نامی با جستجو در فضای جواب، ضریب افت مناسب را به دست می‌آورد. در فضای جواب، زیربرنامه با اضافه کردن  $\Delta k$  به ضریب افت نامی و حل جریان از ابتدای مدار موتور و محاسبه فشار محفظه و مقایسه آن با نقطه تنظیمی به ضریب افت مناسب می‌رسد. در شکل (۳) الگوریتم محاسبه ضریب افت رگولاتور آورده شده است.



شکل ۳- الگوریتم کارکرد رگولاتور

## شبیه‌سازی پرواز

نوع فعالیت سامانه‌های مورد بررسی (سامانه‌های برون‌کنترلی) به نحوی است که در طول زمان پرواز جسم پرنده و با بررسی شرایط پروازی؛ عملیات لازم برای دستیابی به پارامترهای نهایی را بر عهده می‌گیرند، لذا برای این منظور و نیز برای بررسی نحوه 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 کارتزین و با در نظر گرفتن چرخش زمین و نیز لحاظ کردن آیرودینامیک و جو استاندارد، شبیه‌سازی شده است [۱۳، ۱۴] که توضیحات لازم در مورد نحوه استخراج معادلات و حل آن‌ها در مرجع [۱] آورده شده است که در اینجا از ارائه توضیحات بیشتر صرف نظر شده است.

## تشخیص سرعت ظاهری

بخش تشخیص سرعت با استفاده از نتایج شبیه‌سازی پرواز در هر لحظه قابل استخراج است، بدین ترتیب پس از دریافت نتایج شبیه‌سازی با مقایسه آن با سرعت از پیش تعیین شده برای آن لحظه میزان اختلاف سرعت لحظه‌ای با ایده‌آل تعیین می‌شود.

## تعیین نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت

مهم‌ترین بخش کارکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری، تعیین نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت است. برای این کار زمانی که سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری تشخیص داد که قدر مطلق اختلاف سرعت محاسبه‌ای با سرعت ایده‌آل از میزان مجاز بیشتر شده است، فرآیند تعیین نیروی پیشران مورد نیاز، در یک انتگرال‌گیر به روش رانگ کوتا مرتبه ۴ از معادلات حرکت که شرایط اولیه آن شرایط کنونی جسم پرنده است انجام می‌گردد. در این حالت با استفاده از روش نیوتن رافسون اندازه نیروی پیشران مورد نیاز حدس زده می‌شود و با اعمال آن به معادلات حرکت پس از انتگرال‌گیری سرعت محاسبه شده به دست می‌آید و با محاسبه مجدد اختلاف سرعت محاسبه‌ای و سرعت ایده‌آل از پیش تعیین شده، این نکته چک می‌شود که آیا با نیروی پیشران حدس زده شده میزان سرعت به سرعت مورد نظر رسیده و اختلاف سرعت به زیر مقدار مجاز کاهش پیدا کرده است یا خیر، در صورت مثبت بودن پاسخ که نیروی پیشران مورد نظر محاسبه شده و در صورت منفی بودن آن با استفاده از روش تصحیح حدس نیوتن رافسون این حلقه تا جایی ادامه پیدا می‌کند که به نیروی مورد نظر دست پیدا کند. در شکل (۵) نمودار نحوه پیدا کردن نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت آورده شده است.

## تعیین ضریب افت متناسب با نیروی پیشران مورد نیاز

پس از تعیین نیروی پیشران لازم، جهت جبران اختلاف سرعت ایجاد شده بر اثر اغتشاشات، با سرعتی که طراحان از قبل تعیین کرده‌اند، لازم است تغییرات متناسب در سامانه پیشران‌ش داده شود تا نیروی پیشران مذکور تولید شود. بدین منظور باید ضریب تخلیه المان عملگر AVRS به ترتیبی تغییر یابد تا نیروی پیشران مورد نیاز تولید شود. همان‌طور که در رابطه‌های (۲) و (۳) مشاهده می‌شود نیروی پیشران حاصل از سامانه پیشران‌ش با استفاده از یک نازل کامل با ارتفاع تغییر می‌کند که این تغییر تنها به دلیل کاهش فشار محیط است و این تغییرات در اختیار AVRS نیست. لذا با کاستن این ترم از نیروی پیشران مذکور، نیروی پیشرانی که با تغییرات ضریب افت المان عملگر AVRS در سامانه پیشران‌ش تغییر می‌کند به دست می‌آید. به عبارت دیگر با توجه به اینکه ترم ارتفاع تنها به پارامترهای هندسی نازل مرتبط است در هر ارتفاع بای نازل مورد

وصل است که این شیر کنترل مصرف پیشران را برای دستگاه توربوپمپ در سیستم موتور مایع تعیین می‌کند. بسته به آنکه علامت عدم هماهنگی سرعت‌ها چه باشد، تنظیم‌کننده به مقداری که متناسب با مدول سیگنال عدم هماهنگی است، باز یا بسته می‌شود. در این حالت مصرف سوخت در محفظه تغییر می‌کند که این به معنای آن است که نیروی پیشران موتور تغییر می‌یابد. تغییر نیروی پیشران موتور منجر به تغییر شتاب حرکت جسم پرنده و در نتیجه تغییر سرعت ظاهری می‌شود. مقایسه این سرعت با مقدار سرعت تعیین شده در برنامه این امکان را می‌دهد که چگونگی کار سیستم ارزیابی شده و یک سیگنال تصحیح جدید ایجاد شود. پس از آن کل سیکل تبادل اطلاعات بین المان‌های سیستم تکرار می‌شود. منطق و چگونگی کار AVRS مانند هر سیستم هدایتی که مدار پس‌خور دارد در اجرای شرط  $\Delta V \rightarrow 0$  خلاصه می‌شود، ولی عبور سیکل سیگنال‌های سیستم از روی المان‌های واقعی آن همیشه همراه با خطاهای دینامیکی و خطاهای آماری خواهد بود. در نتیجه شبیه‌سازی سیستم واقعی، از برنامه محاسبه شده آن غیرممکن است. اگر کل خطای ردیابی سرعت واقعی (برنامه محاسباتی سیستم) در محدوده مجاز ۳-۵٪ قرار داشته باشد، در آن صورت سیستم را در انجام وظایفی که بر عهده دارد، یک سیستم مناسب می‌توان نامید. زمانی که سرعت واقعی در محدوده انحرافات مجاز با سرعت نهایی برنامه یعنی  $V_K$  مقایسه شود، سیستم AVRS کار خود را پایان می‌دهد. در این لحظه سیستم AVRS فرمانی را برای خاموشی موتورها ایجاد می‌کند که این فرمان مستقل از سیستم هدایت و کنترل به‌طور مستقیم به مسیرهای اصلی سوخت می‌رسد که این مسیرها تزریق سوخت به محفظه موتور را متوقف می‌کنند. با در نظر گرفتن ضربه پس از صدور فرمان خاموشی، «ضربه پس از عمل» یا به عبارت دیگر دو مرحله‌ای بودن توقف کار موتور، فرمان مربوط به توقف موتور می‌تواند کمی پیش از آنکه سرعت واقعی برابر سرعت نهایی محاسباتی بشود، صادر شود [۲].

به هنگام کار سیستم AVRS در نتیجه همراه شدن اغتشاشات بیرونی با خطاهای درون موتوری ممکن است وضعیتی ایجاد شود که در آن، AVRS نیروی پیشران را به‌طور چشمگیری کاهش یا افزایش دهد. برای اجتناب از به‌وجود آمدن چنین شرایطی در سیستم AVRS یک مدار پس‌خور داخلی با محفظه از راه حسگر فشار در محفظه موتور از پیش در نظر گرفته شده است که به کمک آن عملکرد سیستم تنها محدود به بازه انحرافات مجاز نیروی پیشران موتور می‌شود. بدین ترتیب برای شبیه‌سازی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری باید مراحل زیر را پیمود:

۱. تشخیص سرعت ظاهری
۲. تعیین نیروی پیشران مورد نیاز برای جبران اختلاف سرعت
۳. تعیین ضریب افت متناسب با نیروی پیشران مورد نیاز

و انجام میان‌یابی در درون جدول، ضریب افت متناظر با نیروی پیشران مورد انتظار به دست می‌آید.

$$T_{eng} = T_{tot} - T_{ind} \quad (5)$$

## نتایج

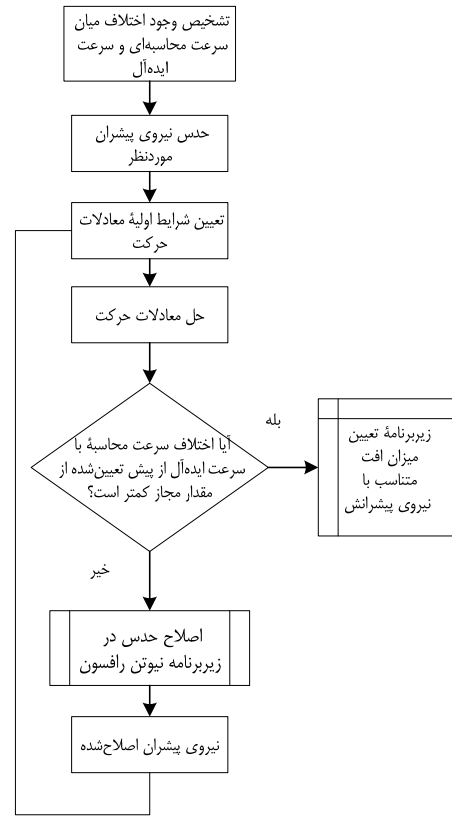
در این مقاله با تعریف یک مأموریت فرضی برای یک موشک فرضی با استفاده از کوپل شبیه‌سازهای یاد شده به بررسی رفتار سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری پرداخته شده است. شبیه‌ساز برای یک موشک فرضی بالستیک تک مرحله‌ای به طول ۱۱ متر با قطر ۰/۸ متر و بار مفید یک تن انجام شد. طول زمان کارکرد موتور این موشک با توجه به مسیر داده شده ۷۰ ثانیه در نظر گرفته شد. بدین ترتیب می‌توان مشخصات سیستمی موشک مورد نظر را در جدول (۱) مشاهده کرد.

جدول ۱- مشخصات سیستمی جسم پرنده فرضی

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

همان‌طور که در جدول (۱) مشاهده می‌شود، این موشک دارای سامانه پیشران با نیروی پیشران ۱۲ تن است که مشخصات و نیز مدار پنوماهیدرولیکی این سامانه در ادامه شکل (۶) آورده شده است، سامانه پیشران مفروض یک موتور سوخت مایع با سیکل باز است که مشخصات سیستمی موتور مفروض نیز در جدول (۲) آورده شده است. در شکل (۶) مدار پنوماهیدرولیکی سامانه پیشران مورد بررسی آورده شده است. همان‌طور که در شکل مشخص است المان عملکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری در مسیر مؤلفه سوخت مولد گاز قرار گرفته است. بدین ترتیب مدار نمایش داده شده در شکل (۲) در صورت مجهز بودن جسم پرنده به سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری به مدار نمایش داده شده در شکل (۶) تغییر پیدا می‌کند.

استفاده مقدری ثابت دارد، لذا عبارتی که قابلیت تغییر بر اثر اعمال ضریب تخلیه جدید در سامانه پیشران را دارد از حاصل تفریق نیروی پیشران کل از ترم ارتفاعی به دست می‌آید.



شکل ۵- نمودار الگوریتم تعیین نیروی پیشران مورد نیاز

از بحث دینامیک گازها می‌توان رابطه تغییر تراست با ارتفاع را با استفاده از یک نازل کامل به صورت زیر نوشت [۱۳].

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

نیروی پیشران با استفاده از رابطه فوق به صورت زیر می‌شود.

$$T = P_{cc} \cdot C_f \cdot A_t \quad (3)$$

حال همانگونه که پیش‌تر توضیح داده شد، برای اینکه بتوان نیروی پیشران خالصی که سامانه پیشران تولید می‌کند (بدون در نظر گرفتن اثرات ارتفاعی) باید عبارت (۴) را از عبارت (۳) کسر کرد تا نیروی پیشرانی که انتظار می‌رود با ایجاد تغییرات در المان‌های موتور می‌توان آن را ایجاد کرد، به دست آید.

$$T_{ind} = (P_e - P_a) \cdot A_e \quad (4)$$

بعد از محاسبه نیروی پیشران مورد نیاز با استفاده از جدول تولید شده برای ضرایب افت گوناگون و نیروی پیشران متناظر با آن

اغتشاشات در طول مسیر پرواز، توانمندی سامانه در مواجهه با اغتشاشات مورد بررسی قرار گرفت. اغتشاشات مورد بررسی به دو بخش درون موتوری و برون موتوری دسته‌بندی شده است.

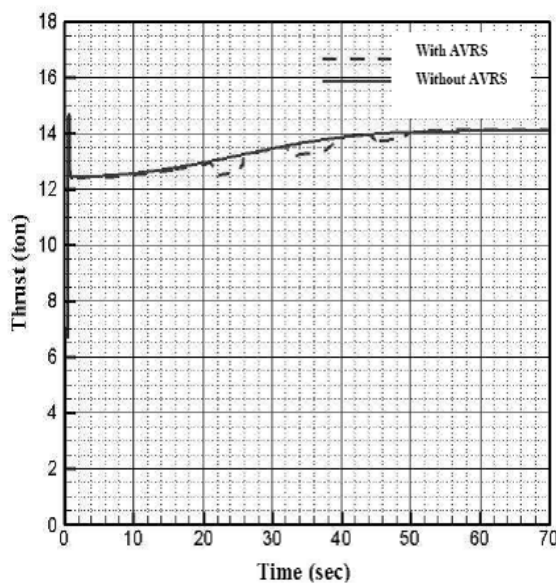
اغتشاش درون موتوری به شکلی است که با ایجاد تغییر در ضریب افت یک المان و ایجاد تغییر در مصرف پیشران و در ادامه تغییر در نیروی پیشران منجر به دور شدن سرعت جسم پرنده از حالت از پیش تعیین شده می‌شود.

اغتشاش برون موتوری نیز به شکلی است که با تغییر در شرایط پروازی مانند نیروهای آیرودینامیکی منجر به عدم دستیابی جسم پرنده به سرعت از پیش تعیین شده شود.

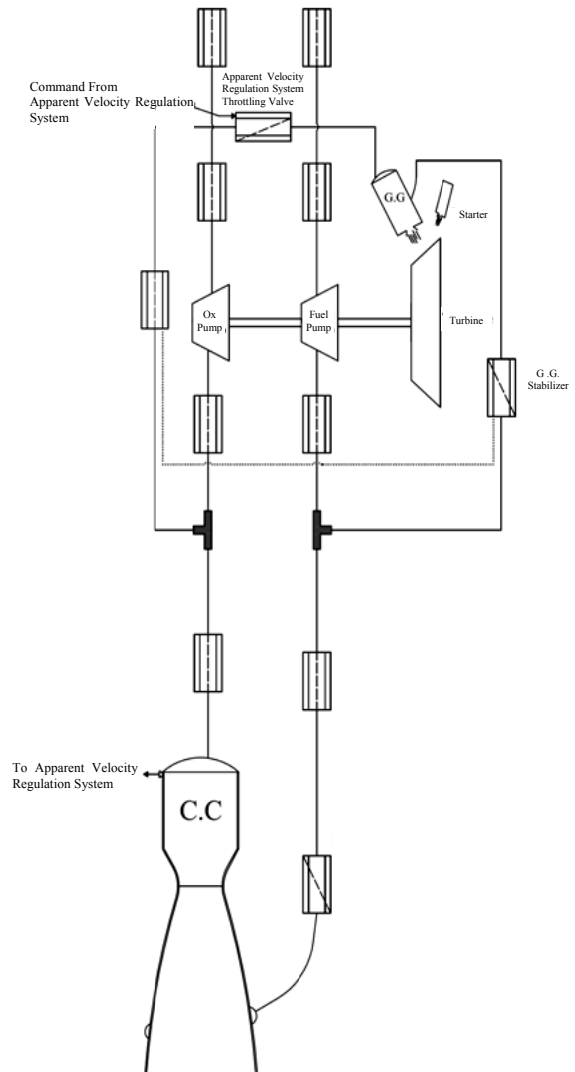
برای بررسی روند رفتار سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری از اغتشاشات زیر در طول پرواز استفاده شد.

- افزایش و کاهش ۱۰ درصدی نیروی پسا به صورت مجزا
- افزایش و کاهش ۱۰ درصدی دمای پیشران
- افزایش و کاهش ۱۰ درصدی ضریب افت المان مسیر سوخت محفظه احتراق

افزایش و کاهش ۱۰ درصدی نیروی پسا به صورت مجزا  
برای بررسی اثرات نیروی پسا به تنهایی در طول زمان پرواز موشک ۱۰ درصد مقدار محاسبه‌ای نیروی درگ را به ترتیب برای هر دو حالت دارای سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری و فاقد آن افزایش و کاهش داده شد و نتایج آن در جدول (۳) آورده شده است. در ادامه به نمودارهای مربوط به رفتار سامانه پیشران تحت اثر کاهش نیروی پسا آورده شده است.



شکل ۷- نمودار مقایسه نیروی پیشران در دو حالت با و بدون AVRS



شکل ۶- مدار پنوماهیرولیکی موتور مجهز به سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری

جدول ۲- مشخصات موتور سیکل باز مدل شده

پارامتر	مقدار
تعداد محفظه	۱
پیشران	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> +UDMH
تراست سطح دریا- خلأ	۱۳/۷۵-۱۲/۵ تن
ضربه ویژه سطح دریا- خلأ	۳۰۰-۲۷۰ ثانیه
فشار محفظه احتراق	۸۰ بار
نسبت مؤلفه‌ها در محفظه	۲/۶
نسبت انبساط هندسی نازل	۱۴/۵۵
فشار مولدگاز	۷۰ بار

به‌منظور بررسی رفتار سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری، باید جسم پرنده با سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری با جسم پرنده فاقد این سامانه مورد مقایسه قرار گرفته است؛ به ترتیبی که در حضور

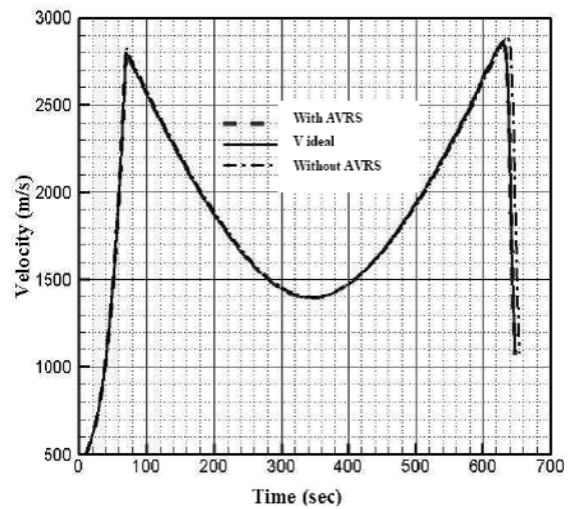


جدول ۳- بررسی شرایط کاری موشک تحت اثر اغتشاش بر نیروی پسا

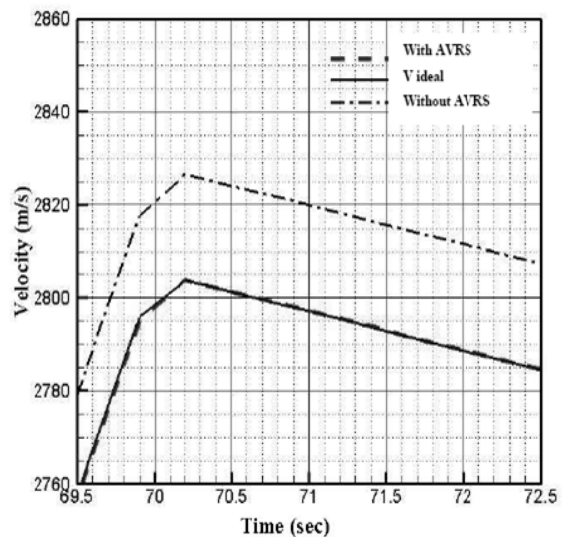
پارامتر اصلی	نامی	شرایط سامانه	افزایش ۱۰ درصدی	کاهش ۱۰ درصدی	درصد خطا
برد (کیلومتر)	۵۸	با AVRS	۵۳۲/۹	۰/۰۶	-۰/۰۸
	۵۳۲	بدون AVRS	۵۲۵/۳۴	-۱/۳۶	۱/۴۶
سرعت نهایی (متر بر ثانیه)	۵۷	با AVRS	۳۷۹۸/۸۲	۰/۰۰۸	-۰/۰۲۱
	۳۷۹۸	بدون AVRS	۳۷۷۷/۷	-۰/۷۴	۰/۸

### افزایش و کاهش ۱۰ درصدی دمای پیشران

برای بررسی اثر دمای پیشران بر پارامترهای نهایی مسیر در حضور و یا عدم حضور سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری باید ابتدا رابطه-ای میان چگالی پیشران مورد استفاده در پژوهش و دما ایجاد شود که با استفاده از مرجع [۱۳] نمودار شکل (۱۰) استخراج شد و با انتخاب پیشران مورد استفاده (UDMH~N2O4) رابطه (۶) میان چگالی و دما برای پیشران به‌دست آمد. بدین ترتیب با اعمال اغتشاش موردنظر به دمای پیشران و تغییر چگالی آن، کارکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری بررسی شد، که نتایج آن در جدول (۴) آمده است.



شکل ۸- نمودار مقایسه سرعت در دو حالت با و بدون AVRS



شکل ۹- نمای بزرگنمایی شده شکل ۸

شکل ۱۰- نمودار تغییرات چگالی بر حسب دما به تفکیک انواع پیشرانها [۱۳]

با در نظر گرفتن سوخت و اکسیدکننده UDMH~N2O4، معادله حاکم بر تغییرات چگالی پیشران به قرار زیر است:

$$\rho_{N2O4} = -1.7T + 1481.7 \quad (۶)$$

$$\rho_{UDMH} = 0.0063T^2 - 1.1376T + 798.436 \quad (۷)$$

با توجه به شکل (۱۱) می‌توان دریافت که سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری توانسته است بر اغتشاش ۱۰ درصدی دمای پیشران غلبه کند و مأموریت تعریفی را انجام دهد. حال آنکه در صورت عدم حضور سامانه، تقریباً ۷ کیلومتر خطا در برد به‌دست آمده، مشاهده می‌شود.

از بررسی شکل (۷)، می‌توان دریافت که با کاهش میزان نیروی پسا به عنوان اغتشاشی که به سیستم اعمال شده، پرنده در شرایطی که فاقد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری باشد، با نیروی پیشران ثابت خود توانایی افزایش برد خود را دارد. چرا که نیروی مقاوم پسا کاهش یافته، حال آنکه با این کار از نقطه هدف مورد نظر دور خواهد شد که این مسئله در جدول نتایج قابل پیگیری است. اما جسم پرنده‌ای که دارای سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری است با دریافت این موضوع از روی اختلاف سرعتی که با مقدار نامی پیدا کرده است با کاهش نیروی پیشران مانع از دور شدن جسم پرنده از نقطه هدف شده است. این موضوع هم در جدول (۳) قابل پیگیری است.

#### جدول ۴- بررسی شرایط کاری موشک تحت اثر اغتشاش بر دمای پیشران

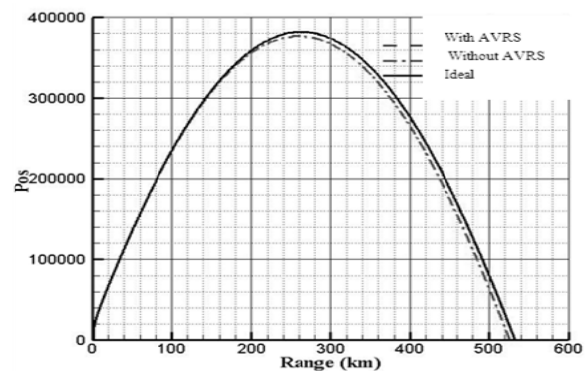
پارامتر اصلی	نامی	شرایط سامانه	افزایش ۱۰ درصدی	درصد خطا	کاهش ۱۰ درصدی	درصد خطا
برد (کیلومتر)	۵۳۲/۵۸	با AVRS	۵۳۲/۴	-۰/۰۳	۵۳۲/۶۷	-۰/۰۱۷
		بدون AVRS	۵۲۵/۹۳	-۱/۲۵	۵۴۰/۳۳	۱/۴۰
سرعت نهایی (متر بر ثانیه)	۲۷۹۷/۵۷	با AVRS	۲۷۹۷/۶	-۰/۰۳۴	۲۷۹۹/۳	-۰/۰۲
		بدون AVRS	۲۷۸۰	-۰/۶۷	۲۸۱۷	۰/۶۵

المان کنترلی عملگر این سامانه در مسیر سوخت محفظه احتراق قرار داده می‌شود و تغییر ضریب افت هیدرولیکی المان مذکور در حین کارکرد موتور، منجر به تغییر نیروی پیشران، سرعت نهایی و برد جسم پرنده می‌شود. بدین ترتیب سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری باید بتواند با ایجاد تغییر در نیروی پیشران بر این تغییر غلبه کند. برای این کار با اعمال اغتشاش ۱۰ درصدی در ضریب افت هیدرولیک المان مسیر سوخت محفظه احتراق در طول زمان پرواز به بررسی روند کارکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری پرداخته شده است که نتایج آن در جدول (۵) آورده شده است. از این جدول می‌توان دریافت سامانه توانسته با دقت نسبتاً خوبی مأموریت خود را انجام دهد. با در نظر گرفتن نتایج افزایش ۱۰ درصدی ضریب افت المان می‌توان دریافت که عدم حضور سامانه در مواجهه با اغتشاش منجر به خطای تقریبی ۴ کیلومتری شده است که این خطا در حضور سامانه به ۶۰ متر تقلیل یافته است.

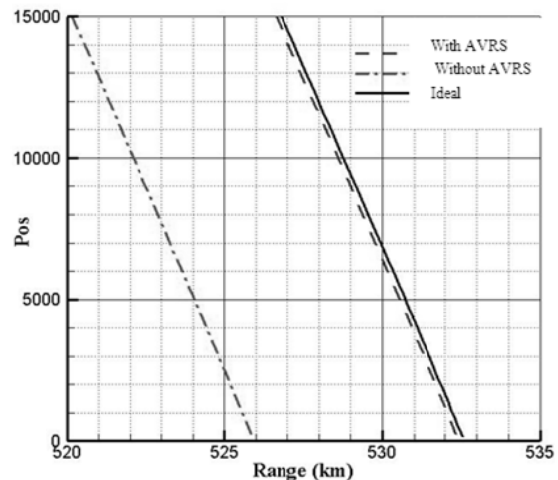
#### جدول ۵- بررسی شرایط کاری موشک تحت اثر اغتشاش بر ضریب افت

هیدرولیک المان مسیر سوخت محفظه

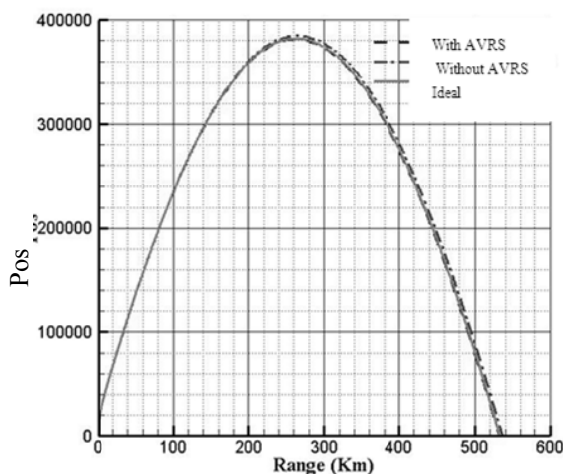
پارامتر اصلی	نامی	شرایط سامانه	افزایش ۱۰ درصدی	درصد خطا	کاهش ۱۰ درصدی	درصد خطا
برد (کیلومتر)	۵۳۲/۵۸	با AVRS	۵۳۲/۵۲	-۰/۰۱۱	۵۳۱/۹	-۰/۱۲
		بدون AVRS	۵۲۸/۴	-۰/۸	۵۳۶/۱۳	۰/۶۶
سرعت نهایی (متر بر ثانیه)	۲۷۹۷/۵۷	با AVRS	۲۷۹۸/۲۷	-۰/۰۴	۲۷۹۶/۰۴	-۰/۰۹
		بدون AVRS	۲۷۸۷/۹۷	-۰/۴	۲۸۰۷/۲	۰/۳



شکل ۱۱- نمودار مقایسه برد جسم پرنده در دو حالت با و بدون AVRS برای اغتشاش دمای پیشران



شکل ۱۲- نمای بزرگنمایی شده شکل ۱۱



شکل ۱۳- نمودار مقایسه برد جسم پرنده در دو حالت با و بدون AVRS برای اغتشاش ضریب افت المان مسیر سوخت محفظه

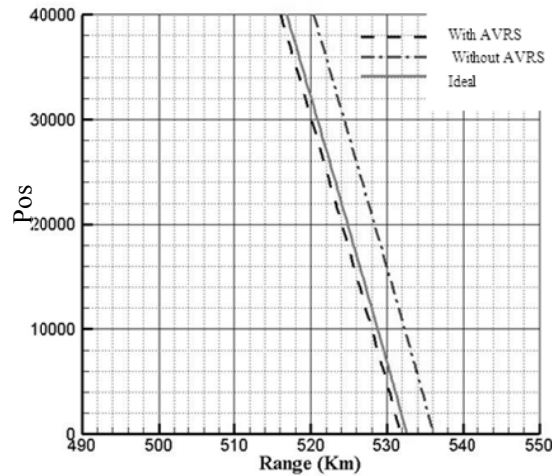
#### افزایش و کاهش ۱۰ درصدی ضریب افت المان مسیر سوخت محفظه احتراق

در این بخش، یک اغتشاش از درون موتور بررسی می‌شود. به عنوان مثال در صورت وجود سامانه تخلیه همزمان مخازن که

سرعت ظاهری در پیکره ماهواره‌بر در صورت گذرکردن از گلوگاه‌های تکنولوژیکی برای دستیابی به این سامانه، رسیدن مطمئن‌تر به هدف را تضمین می‌کند.

## مراجع

- [۱] کریمی‌مزرعه‌شاهی، حسن و جلالی‌چیمه، سیدعلی‌رضا. «مدل‌سازی و شبیه‌سازی ریاضی سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری»، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا) گرایش جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، شهرپور ۱۳۸۹.
- [2] Kazlov, A. A., "Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines," *Mashinostroeyne Publications*, Moscow, In Russian, 1988
- [3] H. Karimi, A. Nassir Harand, M. Beheshti, "Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid-Propellant Engines", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, September-October 2003, , pp. 938-944.
- [۴] جلالی‌چیمه، سیدعلی‌رضا، نادری‌تبریزی، مهیار، بختیاری، مهرداد و کریمی‌مزرعه‌شاهی، حسن. «مدل‌سازی و شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی موتور سوخت مایع سیکل باز»، «حجدهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن مهندسان مکانیک ایران، تهران دانشگاه صنعتی شریف، اردیبهشت ۱۳۸۹.
- [۵] نادری‌تبریزی، مهیار، جلالی‌چیمه، سیدعلی‌رضا و کریمی‌مزرعه‌شاهی، حسن. «تدوین نرم‌افزار شبیه‌ساز برای موتورهای سوخت مایع سیکل باز»، «نهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم تحقیقات، بهمن ۱۳۸۸.
- [6] Jalali, S. A. R., Naderi Tabrizi, M. and Karimi Mazraeshai, H., "Nonlinear Dynamic Modeling and Simulation of LPEs," *DSTC2009*, 7<sup>th</sup> Oct, 2009.
- [7] Ramesh, D. and Aminpoor, M., "Nonlinear Dynamic Simulation of an Open Cycle Liquid Rocket Engine," *AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007, p. 5507.
- [۸] کریمی‌مزرعه‌شاهی، حسن و محمدی، رفعت. مدل‌سازی دینامیکی یک موتور سوخت مایع خاص، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد) دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، پاییز ۱۳۸۵.
- [۹] کریمی‌مزرعه‌شاهی، حسن و نجفی‌بزرگی، علی. تدوین مدل ریاضی و شبیه‌سازی یک موتور سوخت مایع با سیستم دمش مولد گازی مخازن پیشران، (پایان‌نامه کارشناسی ارشد)، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، پاییز ۱۳۸۶.
- [۱۰] جعفرقلی، علی. رمش، داود، عبیات، جواد و منتظری، محمدجعفر. طراحی موتورهای سوخت مایع: ساختار و سازه، انتشارات صنایع هوافضا، ۱۳۸۴.
- [11] Kolle, H. H., *Handbook of Astronautical Engineering*, Vol. 1, McGraw-Hill, New York, 1961.



شکل ۱۴- نمای بزرگنمایی شده شکل ۱۳

## جمع بندی

در این مقاله، هدف شناسایی و بررسی عملکرد سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری بود. برای این کار با مدل‌سازی و شبیه‌سازی دینامیکی سامانه پیشران‌ش مجهز به عملگر سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری و کوپل آن با شبیه‌ساز پرواز و شبیه‌ساز عملگر سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری به بررسی عملکرد این سامانه در طول زمان پرواز جسم پرنده پرداخته شد. بدین ترتیب با تعریف یک مأموریت فرضی برای جسم پرنده مورد بررسی، با اعمال اغتشاشات برون و درون موتوری که به ترتیب اغتشاش بر نیروهای آیرودینامیکی مسیر پرواز، دمای پیشران و ضریب افت‌المان‌های سامانه پیشران‌ش است به بررسی رفتار سامانه پرداخته شد، و با بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی می‌توان گفت حضور سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری در بهبود عملکرد و افزایش دقت جسم پرنده مورد شبیه‌سازی نقش چشمگیری داشته است. از خصوصیات این سامانه می‌توان به این مورد اشاره کرد که سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری برای دستیابی به هدف ممکن است در مواجهه با اغتشاشات پیش‌بینی‌نشده طول مسیر تغییراتی در رژیم کاری سامانه پیشران‌ش ایجاد کند که این مسئله به خارج‌شدن سامانه پیشران‌ش از رژیم نامی طراحی خود منجر می‌شود اما این تغییر منجر به دستیابی موشک به هدف نهایی می‌شود. به طور مثال می‌توان به نتایج حضور سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری در مقابل اغتشاشات بر دمای پیشران اشاره کرد، که جسم پرنده زمانی که مجهز به این سامانه نیست بر اثر تغییر ۱۰ درصدی درجه دمای پیشران دچار خطای ۷ کیلومتری در دستیابی به هدف می‌شود، ولی در شرایطی که سامانه تنظیم‌کننده سرعت ظاهری حضور دارد این خطا به ۲۰۰ متر کاهش می‌یابد. بنابراین می‌توان گفت حضور سامانه تنظیم‌کننده

- International Journal*, Vol. 78, No. 2, 2006, pp. 132–137.
- [15] Meyer, R. X., *Elements of Space Technology for Aerospace Engineers*, Academic Presses, 1999.
- [16] Carnahan, B., Luther, H. A. and Wilkes, J. O., *Applied Numerical Methods*, Wiley, New York, 2005.
- [17] Beliaev, E. N., Chevanov, V. K. and Chervakov, V. V., *Mathematical Modeling of Working Processes of Liquid Propellant rocket Engines*, Mashinostroeyne Publications, Moscow In Russian, 1999.
- [12] Zipfel, P. H., *Modelling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, AIAA Education Series, AIAA Inc, 1801 Alexander Bell Drive, Reston VA 20191-4344, Apr 2001.
- [13] Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 2001.
- [14] Karimi, H. and Nassirharand, A., “Application of a Simulation Algorithm to a Specific Liquid Propellant Engine with Experimental Verification,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An*