

# هدایت و کنترل فضاپیما در فاز بازگشت با عدم قطعیت در مدل دینامیکی

علیرضا علیخانی<sup>۱\*</sup> و یوسف شامدی<sup>۲</sup>

۱ و ۲ پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

\*تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

aalikhani@ari.ac.ir

از موضوعات مهمی که در رابطه با طراحی کنترلر در فاز بازگشت به جو مطرح است عدم قطعیت‌های مربوط به محیط و تغییرات سریع اتمسفر بر حسب ارتفاع و عدم قطعیت‌های مربوط به محموله از جمله ضرایب آیرودینامیکی، جرم، ممان‌های اینرسی و . . . است. از دیگر موضوعات چالشی در کنترل محموله‌های بازگشتی، بررسی و طراحی یکپارچه قانون هدایت و کنترل در فاز بازگشت است. زیرا در محموله‌های واقعی ورودی کنترلی یک پروفایل از پیش تعریف شده بر حسب سرعت یا ارتفاع نبوده بلکه از یک سیستم هدایت که در طول مسیر بازگشت به تولید فرامین کنترلی می‌پردازد استفاده می‌شود. در این مقاله، به طراحی یک کنترلر تطبیقی به منظور غلبه بر عدم قطعیت‌های موجود پرداخته و از زاویه غلت به عنوان متغیر کنترل مسیر استفاده می‌کند. از دیگر اهداف این مقاله، طراحی و پیاده‌سازی یک طرح هدایتی یکپارچه با کنترلر طراحی شده و اثبات عملکرد آن در یک سناریوی کامل بازگشت به جو از نقطه آغاز مسیر بازگشت تا لحظه باز شدن چترها خواهد بود. در نهایت عملکرد کنترل تطبیقی طراحی شده، از طریق انجام شبیه‌سازی‌های ۶ درجه آزادی بررسی می‌شود. نتایج به دست آمده کارکرد مطلوب کنترلر را در حضور عدم قطعیت‌های پارامتریک و شرایط اولیه نامشخص نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: فضاپیما، کنترل تطبیقی، عدم قطعیت ضرایب آیرودینامیکی، فاز بازگشت به جو غلیظ

$h$	ارتفاع محموله از سطح زمین
$K1ROLL$	ضریب ثابت
$K2ROLL$	ضریب ثابت
$H_s$	مقیاس ارتفاع
$LD$	نسبت برآ به پسای عمودی
$LOD$	مقداری ثابت
$l_{ref}$	طول مرجع
$m$	جرم محموله
$M$	گشتاور پیچ
$N$	گشتاور یابو
$ROLLC$	زاویه غلت خروجی سیستم هدایت
$RTOGO$	فاصله طولی مرجع تا هدف در فاز نهایی
$RDOT$	نرخ ارتفاع محموله در فاز نهایی

## علائم و اختصارات<sup>۱۱</sup>

$D^A(B)$	مشتق بردار B در دستگاه A نسبت به زمان
$DREF$	نیروی پسای مرجع در فاز نهایی
$F3$	بهره قانون هدایت
$F2$	بهره قانون هدایت
$F1$	بهره قانون هدایت
$f_a$	بردار نیروی آیرودینامیکی
$f_g$	بردار نیروی جاذبه
$f_u$	بردار نیروی کنترلی
$g$	شتاب جاذبه

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

بازگشت که موجب تغییر مرکز جرم و در نتیجه تغییرات شرایط  
تریم<sup>۷</sup> و ویژگی‌های آیرودینامیکی وسیله می‌شود مقاومت کند.  
آقای گریو به مطالعه و پیاده‌سازی طرح‌های هدایتی برخی  
وسایل بازگشت‌پذیر از جمله شاتل و آپولو پرداخته و سیستم هدایت  
را در حضور عدم قطعیت‌های محیطی و دینامیکی بررسی کرده  
است، برای این منظور از یک شبیه‌سازی سه درجه آزادی بهره  
می‌برد که در آن سیستم‌های ناوبری و کنترل را مدل کرده و آن‌ها  
را ایده‌آل فرض می‌نماید و در پایان دست‌یابی به یک شبیه‌سازی  
شش درجه آزادی و طراحی کنترلی با مقاومت کافی و افزودن آن  
به شبیه‌سازی را به عنوان اهداف آتی آن مطالعه معرفی می‌کند [۲].  
بی‌رس تو و همکارانش نیز به بیان فازهای هدایتی و  
محدودیت‌های مسیر بازگشت برای یک محموله کپسولی شکل  
می‌پردازند [۱۰]، [۶]، [۵].

هدف اصلی این مقاله دست‌یابی به سیستم حلقه بسته‌ای  
است که بتواند عدم قطعیت‌هایی را که محموله از آغاز مسیر  
بازگشت تا قبل از باز شدن چترها با آن دست به گریبان است  
پوشش داده و تا انتهای مسیر با مقاومتی که در برابر تغییرات نشان  
می‌دهد فرمان‌های مربوط به حلقه هدایت را به خوبی اجرا و تقرب  
محموله به سوی هدف از پیش تعیین شده را با دقتی مطلوب  
تضمین کند. برای این منظور با طراحی کنترل تطبیقی MRAS  
برای یک مدل شش درجه آزادی محموله بازگشت‌پذیر برای فاز  
ورود به جو غلیظ به طور یکپارچه با حلقه هدایت از طریق طراحی  
فیلتر مناسب پرداخته شده است.

در ادامه این مقاله، بیان موضوع بازگشت به جو و سناریوهای  
مختلف آن در بخش دوم، فرضیات و فرموله کردن مسئله و به‌دست  
آوردن معادلات سینماتیکی و دینامیکی در بخش سوم، طراحی  
قانون هدایتی مناسب در بخش چهارم، طراحی کنترل تطبیقی در  
بخش پنجم، انجام شبیه‌سازی و تحلیل نتایج در بخش ششم و در  
نهایت نتیجه‌گیری مقاله در بخش هفتم آورده شده است.

### موضوع بازگشت به جو

یکی از مسائل پیچیده و مهم در حوزه هوافضا موضوع بازگشت به  
جو است و هدف آن بازیابی ایمن وسیله است. این هدف زمانی  
تحقق می‌یابد که بارهای حرارتی و آیرودینامیکی اعمالی در طول  
فاز بازگشت از استعداد وسیله در تحمل این قیود فراتر نرفته و  
تقرب به محل فرود نیز بادقتی مناسب (برای مأموریت‌های  
فضایی) تضمین شود. میزان اهمیت این قیود بسته به نوع وسیله،  
شرایط اولیه، سرنشین‌دار بودن و غیره متفاوت است.

$RDOTREF$	نرخ ارتفاع مرجع در فاز نهایی
$S_{ref}$	سطح مرجع
$S_{AB}$	بردار مکان نقطه A نسبت به نقطه B
$T^{AB}$	ماتریس انتقال دستگاه A نسبت به B
$THETNM$	فاصله طولی محموله تا هدف
$\Xi$	زاویه ساعت
$\theta_1$	بهره کنترلی
$\theta_2$	بهره کنترلی
$\mathcal{L}$	نرخ یادگیری

### مقدمه

حوزه بازگشت به اتمسفر نقشی انکارناپذیر در مأموریت‌های احتمالی  
آینده از جمله اکتشافات فضایی، حمل و نقل فضایی و غیره دارد.  
چنانچه توسعه فعالیت‌های فضایی به‌عنوان هدف مورد نظر قرار گیرد،  
یکی از حوزه‌های استراتژیک که توان متخصصان فضایی هر کشوری را  
به چالش می‌طلبد دست‌یابی به مهارت و توانمندی در موضوع بازگشت  
به جو است. از این رو برخی کشورها، فعالیت‌های گسترده‌ای را  
به‌صورت همکاری‌های مشترک یا منفرد در این زمینه صورت داده‌اند. از  
آن جمله می‌توان به فعالیت کشورهای آلمان، ایتالیا، فرانسه و غیره در  
سازمان فضایی اروپا<sup>۳</sup> اشاره کرد که به منظور توانمندسازی سیستم‌ها و  
فناوری‌های مربوط به فاز بازگشت و دست‌یابی به یک سیستم حمل و  
نقل فضایی مطمئن، پروژه‌ها و پروازهای آزمایشی متعددی از جمله  
شفکس<sup>۴</sup>، فونیکس<sup>۵</sup>، یواس‌وی<sup>۶</sup> و ... را از سال ۲۰۰۰ میلادی و قبل  
از آن تا کنون به انجام رسانده‌اند.

سیستم‌های هدایت و کنترل یکی از سیستم‌های مهم مربوط  
به فاز بازگشت است که اثبات عملکرد آن همواره یکی از اهداف  
انجام پروازهای آزمایشی بوده است. یکی از بزرگ‌ترین چالش‌  
هایی که در طراحی قوانین هدایت و کنترل محموله بازگشت‌پذیر  
در فاز بازگشت به جو مطرح است، عدم قطعیت‌های موجود در  
محیط، خطاهای مربوط به شرایط اولیه (آغاز مسیر) و همچنین  
عدم شناسایی دقیق برخی ویژگی‌های وسیله از جمله ضرایب  
آیرودینامیکی و ممان‌های اینرسی قبل از پرواز است. بنابراین،  
کنترلر باید به گونه‌ای طراحی شود که در برابر عدم قطعیت‌های  
محیطی، خطاهای مربوط به شرایط اولیه، عدم شناسایی دقیق  
ویژگی‌های آیرودینامیکی یا نوسانات جرمی در خلال مسیر

3. European Space Agency (ESA)
4. Sharp Edge Flight Experiment (SHEFEX)
5. PHOENIX
6. USV: Unmanned Space Vehicle

7. Trim

زمین می‌چرخد. محور  $x$  این دستگاه منطبق بر صفحه استوا بوده و همواره به نصف‌النهار گرینویچ اشاره می‌کند و محور  $z$  آن بر محور  $Z$  دستگاه مختصات اینرسی منطبق باقی می‌ماند. نماد این دستگاه  $E$  و محورهای آن با  $e_1, e_2, e_3$  نمایش داده می‌شوند. شایان ذکر است زاویه بین دستگاه اینرسی و دستگاه زمین ثابت با عنوان زاویه ساعت شناخته شده و نماد آن  $\Xi$  است. سرعت زاویه‌ای زمین مقدار ثابتی بوده و عبارتند از:

$$\dot{\Xi} = 7.2921150 \times 10^{-5} \frac{rad}{s}$$

### ۳) دستگاه بدنی

با فرض صلب بودن وسیله این دستگاه به صورت زیر قابل تعریف خواهد بود. مرکز دستگاه بدنی بر مرکز جرم وسیله منطبق است. محور  $x$  آن از دماغه خارج می‌شود، محور  $y$  آن به سمت راست امتداد می‌یابد و محور  $z$  آن قانون دست راست را تکمیل می‌کند. نماد این دستگاه  $B$  و محورهای آن با  $b_1, b_2, b_3$  نمایش داده می‌شود.

### ۴) دستگاه مختصات جغرافیایی

محور  $x$  آن به سمت شمال، محور  $y$  به سمت شرق و محور  $z$  به سمت مرکز زمین اشاره می‌کند. نماد این دستگاه  $G$  و محورهای آن با  $g_1, g_2, g_3$  نمایش داده می‌شود.

### ۵) دستگاه مختصات باد

با فرض غلظت کافی برای هوا و یکپارچگی آن (یعنی مولکول‌های هوا نسبت به یکدیگر حرکت نکنند)، همچنین تقارن صفحه‌ای وسیله این دستگاه به صورت زیر قابل تعریف است:

تنها محور  $x$  آن به صورت بدون ابهام و در راستای بردار سرعت تعریف می‌شود. در واقع این دستگاه از انتقال دستگاه بدنی تحت زاویه حمله  $\alpha$  و زاویه سرش جانبی  $\beta$  حاصل می‌شود. نماد این دستگاه  $W$  و محورهای آن با  $w_1, w_2, w_3$  نمایش داده می‌شود.

### مدل‌سازی محیط

مدل‌سازی محیط در دو بخش مدل اتمسفر و مدل جاذبه تعریف شده است که در ادامه هریک شرح داده شده است.

### مدل اتمسفر

برای مدل اتمسفر از مدل نمایی ساده رابطه (۱) استفاده شده است [۱۱]:

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{h}{H_s}} \quad (1)$$

که در آن  $\rho_0$  چگالی اتمسفر در سطح دریا و  $H_s$  مقیاس ارتفاع نامیده می‌شوند. مقادیر این دو پارامتر ثابت بوده و به صورت زیر تعیین می‌شوند:

به‌طور کلی سه سناریوی بازگشت به اتمسفر وجود دارد که در ادامه به هر یک اشاره می‌شود [۶]:

الف) مسیر مستقیم<sup>۸</sup>: در این نوع مسیر ارتفاع وسیله همواره کاهش می‌یابد و برد وسیله از آغاز فاز بازگشت تا محل فرود به نسبت کوتاه است (کمتر از ۲۵۰۰ کیلومتر). این روشی است که در مأموریت‌های آپولو به طور وسیع مورد استفاده قرار گرفته است.

ب) مسیر غیرمستقیم یا پرشی<sup>۹</sup>: به منظور افزایش برد (تا ۸۰۰۰ کیلومتر) استفاده می‌شود. در این سناریو وسیله پس از ورود به جو مجدداً اوج گرفته و از اتمسفر خارج می‌شود و پس از طی کردن فاز بالستیکی بار دیگر وارد اتمسفر می‌شود. به دلیل خطراتی که این روش به دنبال دارد هرگز در مأموریت‌های آپولو مورد استفاده قرار نگرفته است. این روش صرفاً در مقالات و پایان‌نامه‌ها مورد ارزیابی قرار گرفته است.

ج) مسیر قوسی شکل<sup>۱۰</sup>: برد نهایی در این نوع مسیر متوسط است و محموله پس از ورود به اتمسفر اوج می‌گیرد. فرق آن با روش قبلی در این است که محموله از اتمسفر خارج نمی‌گردد.

## فرمول‌بندی مسئله

در این مقاله، وسیله مورد بررسی یک محموله بدون بال با ویژگی‌هایی مشابه آنچه در آپولو وجود دارد، در نظر گرفته شده است. از این رو برای انجام شبیه‌سازی از اطلاعات مربوط به آپولو استفاده شده است.

## آشنایی با دستگاه‌های مختصات مورد استفاده

### ۱) دستگاه مرجع اینرسی<sup>۱۱</sup>

مرکز این دستگاه بر مرکز زمین و محور  $x$  آن بر صفحه استوا منطبق است و در لحظه صفر به طول و عرض جغرافیایی صفر درجه اشاره می‌کند؛ اما، با دوران کره زمین چارچوب دستگاه ثابت باقی می‌ماند، محور  $z$  آن به سمت شمال و محور  $y$  آن قانون دست راست را تکمیل می‌کند. نماد این دستگاه  $I$  و محورهای آن با  $i_1, i_2, i_3$  نمایش داده می‌شوند.

### ۲) دستگاه زمین ثابت<sup>۱۲</sup>

فرض می‌شود این دستگاه به زمین متصل و در لحظه صفر بر دستگاه اینرسی کاملاً منطبق است؛ اما، با گذشت زمان به همراه

8. Direct-Reentry

9. Skip-Reentry

10. Loft-Reentry

11. ECI: Earth-Centered Inertial

12. Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF)

$$\begin{aligned} D^E S_{BE} &= v_B^E \\ D^G S_{BE} + \omega^{GE} \times S_{BE} &= v_B^E \rightarrow \\ [D^G S_{BE}]^G + [\omega^{GE}]^G \times [S_{BE}]^G &= [v_B^E]^G \end{aligned} \quad (3)$$

بردار مکان وسیله در دستگاه مختصات جغرافیایی عبارتند از:

$$[S_{BE}]^G = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -R \end{bmatrix} \quad (4)$$

که در آن

$$\begin{aligned} R &= R_e + h \rightarrow \dot{R} = \dot{h} \\ [D^G S_{BE}]^G &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\dot{h} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

بردار سرعت وسیله در دستگاه مختصات باد به صورت رابطه (۶) بیان می‌گردد:

$$[v_B^E]^W = \begin{bmatrix} v \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

سرعت زاویه‌ای دستگاه G نسبت به E عبارتند از:

$$\omega^{GE} = -\dot{\lambda}\{y_2\}^Y + \dot{l}\{x_3\}^X$$

در رابطه اخیر  $\lambda$  عرض جغرافیایی و  $l$  طول جغرافیایی است. با بیان رابطه اخیر در دستگاه مختصات جغرافیایی خواهیم داشت:

$$[\omega^{GE}]^G = -\dot{\lambda}T^{GY}\{y_2\}^Y + \dot{l}T^{GX}\{x_3\}^X \quad (7)$$

با جایگذاری روابط (۴) تا (۷) در رابطه (۳) رابطه (۸) به دست می‌آید:

$$-\dot{h}\{g_3\}^G - \dot{\lambda}(T^{GY}\{y_2\}^Y) \times [S_{BE}]^G + \dot{l}(T^{GX}\{x_3\}^X) \times [S_{BE}]^G = [v_B^E]^G \quad (8)$$

### دینامیک انتقالی

بر اساس قانون دوم نیوتن داریم:

$$a_B^I = \frac{1}{m_B} f \quad (9)$$

که در آن  $a$  شتاب و  $f$  مجموع نیروهای خارجی است. همانطور که می‌دانیم شتاب، مشتق بردار سرعت نسبت به زمان است و از آنجا که بردارهای سرعت و شتاب نسبت به دستگاه اینرسی بیان شده‌اند مشتق نیز در دستگاه اینرسی بیان می‌گردد بنابراین:

$$a_B^I = D^I v_B^I = D^I D^I S_{BI} \quad (10)$$

که در آن

$$S_{BI} = S_{BE} + S_{EI} \quad (11)$$

با توجه به اینکه مرکز دستگاه زمین ثابت بر مرکز دستگاه اینرسی منطبق است مقدار  $S_{EI}$  صفر است از این رو:

$$S_{BI} = S_{BE}$$

با جایگذاری رابطه (۱۱) در رابطه (۱۰) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} a_B^I &= D^I D^I S_{BE} = D^I (D^E S_{BE} + \omega^{EI} \times S_{BE}) \\ a_B^I &= D^E (D^E S_{BE} + \omega^{EI} \times S_{BE}) + \omega^{EI} \times (D^E S_{BE} + \omega^{EI} \times S_{BE}) \\ a_B^I &= D^E D^E S_{BE} + (D^E \omega^{EI}) \times S_{BE} + \omega^{EI} \times D^E S_{BE} + \omega^{EI} \times D^E S_{BE} + \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \rho_0 = 1.225 \frac{kg}{m^3} \\ H_s = 8434 m \end{cases}$$

شایان ذکر است که در سایر مراجع مقادیر دیگری نیز برای این دو ثابت معرفی شده است.

### مدل جاذبه

با فرض اینکه زمین کره کامل است مقدار جاذبه برحسب ارتفاع از رابطه (۲) تعیین می‌گردد [۱۷]:

$$g = \frac{\mu}{R^2} \quad (2)$$

که در آن  $\mu$  ثابت زمین است و  $R$  به صورت زیر محاسبه می‌شود:  
 $R = R_e + h$

$R_e$  شعاع کره زمین است.

### فرضیات مدل‌سازی

فرضیاتی که برای مدل‌سازی در نظر گرفته شده است عبارتند از:

- زمین کره کامل است.
- شکل ظاهری محموله متقارن است.
- مرکز ثقل بر روی محور تقارن قرار ندارد اما توزیع جرمی محموله نسبت به صفحه x-z تقریباً متقارن است (تقارن صفحه‌ای وجود دارد).
- جرم در خلال مسیر بازگشت تقریباً ثابت باقی می‌ماند.
- محموله در جهت‌های طولی و عرضی تریم‌پذیر<sup>۱۳</sup> است.
- خطاها و عدم قطعیت‌های مربوط به ناوبری و سیگنال کنترلی مدل نشده و ایده‌آل فرض شده‌اند.
- سیگنال کنترلی پیوسته در نظر گرفته شده است.
- پارامترهایی که برای آن‌ها عدم قطعیت و خطا در نظر گرفته شده است عبارتند از:
- خطا در شرایط اولیه (ارتفاع، طول جغرافیایی، عرض جغرافیایی، سرعت، زاویه مسیر و زاویه هدینگ)
- عدم قطعیت در جرم
- عدم قطعیت در عناصر اصلی و فرعی تانسور ممان اینرسی
- عدم قطعیت در چگالی اتمسفر
- عدم قطعیت در ضرایب نیروهای آیرودینامیکی پسا و برآ
- عدم قطعیت در مشتقات پایداری

### معادلات سینماتیک

همان‌طور که می‌دانیم سرعت، مشتق بردار مکان نسبت به زمان است بنابراین:

### 13. Trimability

با جایگذاری رابطه:

$$\omega^{BI} = \omega^{BG} + \omega^{GI}$$

در رابطه (۲۱) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} D^I(I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) &= D^G(I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) + \\ \omega^{GI} \times (I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) & \\ = D^B(I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) + \omega^{BG} \times (I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) &+ \\ \omega^{GI} \times (I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) & \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} D^I I_B^{BI} &= D^B(I_B^B \omega^{BG}) + D^B(I_B^B \omega^{GI}) + \\ (\omega^{BG} + \omega^{GI}) \times (I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) & \end{aligned}$$

با جایگذاری رابطه (۲۲) در رابطه (۲۰) زیر به دست می آید:

$$D^B(I_B^B \omega^{BG}) + D^B(I_B^B \omega^{GI}) + (\omega^{BG} + \omega^{GI}) \times (I_B^B(\omega^{BG} + \omega^{GI})) = M$$

با بیان قانون اوایلر در دستگاه مختصات بدنی رابطه فوق به صورت زیر بازنویسی خواهد شد:

$$\begin{aligned} [I_B^B D^B \omega^{BG}]^B &= [M]^B - [I_B^B D^B \omega^{GI}]^B - \\ ([\omega^{BG}]^B + [\omega^{GI}]^B) \times (I_B^B([\omega^{BG}]^B + \omega^{GI} B) & \end{aligned} \quad (23)$$

در معادله اوایلر منظور از M مجموع گشتاورهای خارجی اعمالی بر وسیله است که به صورت زیر محاسبه می شود:

$$M = M_a + M_u$$

که در آن  $M_a$  بردار گشتاور آیرودینامیکی و  $M_u$  بردار گشتاور کنترلی وسیله است. سرعت زاویه‌ای دستگاه G نسبت به I نیز از رابطه زیر به دست می آید:

$$\omega^{GI} = -\dot{\lambda}\{y_2\}^Y + \dot{I}\{x_3\}^X + \dot{\Xi}\{e_3\}^E \quad (24)$$

## طراحی قانون هدایت

یک سیستم جی‌ان‌سی<sup>۱۴</sup> به طور کلی از سه قسمت اصلی ناوبری، هدایت و کنترل تشکیل شده است. وظیفه قسمت ناوبری پردازش خروجی حسگرها و تولید تخمینی از وضعیت‌های محموله است. قسمت‌های هدایت و کنترل به صورت موازی کار می کنند به این معنا که قسمت هدایت از وضعیت‌های تخمین زده شده توسط ناوبری برای تولید فرمان‌های مرجع استفاده می کند و سیستم کنترل نیز وظیفه اجرای فرمان مرجع را بر عهده دارد. تابع اصلی الگوریتم هدایت بازگشت عبارتند از: مدیریت انرژی محموله از آغاز فاز بازگشت تا محل باز شدن چترها. در الگوریتم هدایتی دو کانال عمودی و عرضی وجود دارد؛ در حالی که تنها متغیر کنترل مسیر زاویه غلت است. مقدار این زاویه در هر تکرار حلقه هدایت به روز رسانی می شود.

$$\omega^{EI} \times (\omega^{EI} \times S_{BE})$$

از طرفی داریم:

$$D^E S_{BE} = v_B^E \quad (13)$$

$$\omega^{EI} = \dot{\Xi}, \rightarrow D^E \omega^{EI} = 0 \quad (14)$$

با جایگذاری روابط (۱۳) و (۱۴) در رابطه (۱۲) خواهیم داشت:

$$a_B^I = D^E v_B^E + 2\omega^{EI} \times v_B^E + \omega^{EI} \times (\omega^{EI} \times S_{BE}) \quad (15)$$

f مجموع نیروهای خارجی عمل کننده بر وسیله بوده و به صورت رابطه (۱۶) به دست می آید:

$$f = f_a + f_u + f_g \quad (16)$$

که در آن  $f_a$  نیروی آیرودینامیکی،  $f_g$  نیروی وزن و  $f_u$  نیروی موتور است که مقدار آن برای این وسیله صفر خواهد بود.

با جایگذاری روابط (۱۵) و (۱۶) در رابطه (۹) خواهیم داشت:

$$D^E v_B^E + 2\omega^{EI} \times v_B^E + \omega^{EI} \times (\omega^{EI} \times S_{BE}) = \quad (17)$$

$$\frac{1}{m_B}(f_a + f_u + f_g)$$

با جایگذاری رابطه:

$$D^E v_B^E = D^W v_B^E + \omega^{WE} \times v_B^E$$

در رابطه (۱۷) و مرتب کردن خواهیم داشت:

$$D^W v_B^E + \omega^{WE} \times v_B^E = \frac{1}{m_B} f_a + f_g - 2\omega^{EI} \times v_B^E -$$

$$\omega^{EI} \times (\omega^{EI} \times S_{BE})$$

با بیان رابطه فوق در دستگاه باد، به صورت رابطه (۱۸)

بازنویسی خواهد شد:

$$\begin{aligned} [D^W v_B^E]^W + [\omega^{WE}]^W \times [v_B^E]^W &= \frac{1}{m_B} [f_a]^W + \\ [f_g]^W - 2[\omega^{EI}]^W \times [v_B^E]^W - & \\ [\omega^{EI}]^W \times ([\omega^{EI}]^W \times [S_{BE}]^W) & \end{aligned} \quad (18)$$

با جایگذاری روابط:

$$[v_B^E]^W = \begin{bmatrix} v \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, [D^W v_B^E]^W = \begin{bmatrix} \dot{v} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\omega^{WE} = \dot{\emptyset}\{w_1\} + \dot{\gamma}\{v_2\} + \dot{\xi}\{z_3\} - \dot{\lambda}\{y_2\} + \dot{I}\{x_3\}$$

در رابطه (۱۸) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{v}\{w_1\}^W + (\dot{\emptyset}\{w_1\}^W + \dot{\gamma}\{v_2\}^V + \dot{\xi}\{z_3\}^Z - & \\ \lambda\gamma 2Y + Ix 3X \times vBEW = & \\ \frac{1}{m_B} [f_a]^W + T^{WG} [f_g]^G - 2[\omega^{EI}]^W \times [v_B^E]^W - & \\ [\omega^{EI}]^W \times ([\omega^{EI}]^W \times [S_{BE}]^W) & \end{aligned} \quad (19)$$

در رابطه (۱۹) متغیرهای  $\emptyset$  زاویه غلت،  $\gamma$  زاویه مسیر و  $\xi$  زاویه هدینگ هستند.

## دینامیک دوران

قانون اوایلر به صورت قابل بیان است:

$$D^I I_B^{BI} = M \quad (20)$$

$$D^I I_B^{BI} = D^I (I_B^B \omega^{BI}) \quad (21)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos(\theta)}{mv} + \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v}\right) \cos(\gamma) \quad (25)$$

پرواز پایدار، پروازی است که در آن شیب زاویه مسیر صفر بوده و زاویه مسیر تقریباً ثابت باقی بماند. بنابراین:

$$\frac{L \cos(\theta)}{mv} + \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v}\right) \cos(\gamma) = 0 \rightarrow$$

$$\cos(\theta) + \frac{mv}{L} \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v}\right) \cos(\gamma) = 0$$

تساوی رابطه اخیر زمانی صادق خواهد بود که

$$\frac{mv}{L} \left(\frac{v}{R} - \frac{g}{v}\right) \cos(\gamma) \geq -1 \quad (26)$$

چنانچه رابطه (۲۶) نقض گردد. هیچ زاویه غلتی یافت نخواهد شد که به ازای آن پرواز پایدار برقرار گردد و شیب زاویه مسیر الزاماً منفی می‌شود در نتیجه بردار سرعت پیوسته به سمت زمین منحرف می‌گردد.

برای قیدهای شار حرارتی و فشار دینامیکی روابط زیر حاکم است:

$$Q \leq Q_{max} \quad (27)$$

$$q \leq q_{max} \quad (28)$$

قید مربوط به شتاب آیرودینامیکی عبارت است از:

$$a_R = \frac{1}{m_b g} \sqrt{L^2 + D^2} \leq G_{max} \quad (29)$$

که در آن مقادیر  $Q_{max}$ ،  $q_{max}$  و  $G_{max}$  به ویژگی‌های محموله و نوع مأموریت بستگی دارد.

طرح هدایتی آپولو شامل چند فاز مختلف است که بر اساس وضعیت جاری محموله انتخاب می‌گردد [۲]:

- فاز اولیه<sup>۱۹</sup>

- فاز پسا ثابت<sup>۲۰</sup> (اختیاری)

- فاز آپ کنترل<sup>۲۱</sup> و بالستیک<sup>۲۲</sup> (اختیاری)

- فاز رهگیری<sup>۲۳</sup>

هنگامی که اتمسفر توسط محموله حس می‌شود، فاز اولیه فعال شده و به کنترل جهت نیروی برآ می‌پردازد. در این قسمت به کمک فرمان‌های فول لیفت‌آپ و فول لیفت‌دان و تنظیم زاویه مسیر، محموله به ابتدای مسیر بازگشت راهنمایی می‌شود. این فاز تا زمانی که انرژی به قدر کافی کاهش یافته و نرخ کاهش ارتفاع نیز افزایش یابد، ادامه پیدا می‌کند تا خطر شرایط فرار از اتمسفر<sup>۲۴</sup> بر طرف شود. البته انرژی به اندازه‌ای که دست‌یابی به هدف را مقدور سازد؛ حفظ می‌شود [۲]، [۶].

چنانچه افزایش برد در دستور کار نباشد، سناریوی بازگشت همان مسیر مستقیم خواهد بود و الگوریتم هدایت مستقیماً وارد فاز

فاصله طولی محموله تا هدف و همچنین انرژی آن با تعیین مقدار مناسب نیروی برآ در راستای عمودی (کانال عمودی) تنظیم می‌شود. فرمانی که در آن نیروی برآ به طور کامل به سمت بالا قرار می‌گیرد با نام فول لیفت‌آپ<sup>۱۵</sup> شناخته شده و موجب افزایش برد می‌شود و فرمانی که در آن نیروی برآ به طور کامل به سمت پایین قرار می‌گیرد با نام فول لیفت‌دان<sup>۱۶</sup> شناخته شده و موجب کاهش برد می‌شود. فرمان اخیر به دلیل افزایش شتاب دارای محدودیت است. هر مانور غلتی که نیروی برآ را به طور کامل به سمت بالا یا پایین جهت دهی نکند، موجب ایجاد یک حرکت عرضی در وسیله می‌شود. هدف اصلی سیستم هدایت، تنظیم نیروی برآ در کانال عمودی است به گونه‌ای که وسیله با انرژی و دقت مناسبی به محل باز شدن چترها برسد اما موقعیت عرضی وسیله نسبت به محل فرود را نیز تحت تأثیر قرار می‌دهد. برای جبران این حرکت از هدایت عرضی استفاده می‌شود و عملکرد آن به این صورت است که اگر خطای عرضی از محدوده قابل قبول فراتر رود، محموله فرمان واژگون‌ساز غلت دریافت می‌کند. محدوده مجاز خطای عرضی به گونه‌ای است که با کاهش انرژی و نزدیک شدن به محل فرود پهنای آن باریک‌تر شده تا محموله با خطای عرضی کمتر به موقعیت نهایی دست یابد؛ البته پهنای این محدوده هرگز به صفر نمی‌رسد.

قیود مربوط به فاز بازگشت به طور کلی به چهار قسمت تقسیم می‌شود: مسیر، پایداری، عملکرد و تریم‌پذیری [۲].

قید پایداری به پایداری دینامیکی مربوط می‌شود که در صورت وجود آن، پایداری استاتیکی نیز حاصل می‌شود. قید مربوط به عملکرد بیشتر به محموله‌هایی که از سطوح کنترلی مانند فلپ استفاده می‌کنند مربوط می‌شود. این نوع عملگرها در تمامی مسیر بازگشت کارایی ندارند و عملکردشان زمانی حاصل می‌گردد که فشار دینامیکی به مقادیر مشخصی برسد. قید مربوط به تریم‌پذیری به ویژگی‌های آیرودینامیکی مربوط می‌شود [۲].

در این قسمت به بررسی قیود مربوط به مسیر پرداخته خواهد شد. قیود مسیر نیز به چهار قسمت تقسیم شده و عبارتند از: شرایط پرواز پایدار<sup>۱۷</sup>، شار حرارتی<sup>۱۸</sup>، فشار دینامیکی و شتاب آیرودینامیکی. محموله در تحمل هر یک از چهار پارامتر مطرح شده دارای توانایی محدود است و این پارامترها نباید از یک مقدار حداکثری بیشتر باشند.

برای قید مربوط به شرایط پرواز پایدار، زاویه مسیر از رابطه (۲۵) محاسبه می‌شود:

19. Initial Roll
20. Constant Drag
21. Up Control
22. Ballistic
23. Targeting
24. Skip Out

15. Full Lift-Up
16. Full Lift-Down
17. Equilibrium Glide Condition
18. Heat Flux

مربوط به منطق عرضی مورد استفاده قرار گرفته و زاویه غلت مناسب با آن تولید می‌گردد. رابطه مربوط به تولید زاویه غلت عبارت است از [۵]:

$$ROLLC = K2ROLL \cdot \cos\left(\frac{LD}{LAD}\right) + 2\pi \cdot K1ROLL \quad (32)$$

ضرایب  $K1ROLL$  و  $K2ROLL$  در قسمت مربوط به منطق عرضی تعیین می‌شوند و مقدار آن‌ها بر حسب نیاز ممکن است صفر، یک یا منفی یک باشد. مقدار ضرایب به گونه‌ای انتخاب می‌گردد تا هنگامی که محموله به انتهای محدوده عرضی مجاز خود می‌رسد مانور غلت از سمت دیگر اجرا شود [۲].

شایان ذکر است، در فاز نهایی دو قید مربوط به شتاب و نرخ کاهش ارتفاع نیز بررسی می‌گردد. چنانچه شتاب به مقدار حداکثری در نظر گرفته شده نزدیک شده یا نرخ کاهش ارتفاع از یک مقدار حداکثری بیشتر باشد فرمان فول لیفت‌آپ صادر می‌شود که در آن نیروی برای محموله به سمت بالا قرار می‌گیرد. این حالت ادامه پیدا می‌نماید تا زمانی که خطر نقض قیود مسیر بر طرف گردد.

### طراحی کنترل تطبیقی

نارندرا و همکارانش روش‌هایی را برای طراحی کنترلگرهای تطبیقی برای سیستم‌های غیرخطی ارائه کرده و نمونه‌های مفیدی از سیستم‌های خطی و غیرخطی را معرفی و به طراحی کنترلر MRAS<sup>۲۷</sup> با روش‌های MIT<sup>۲۸</sup> و لیاپانوف برای آن‌ها می‌پردازند [۸]، [۱]. در این مقاله، از روش ارائه شده توسط نارندرا استفاده خواهد شد.

مدل سیستم به صورت زیر است:

$$\dot{\omega} = \mathcal{H} + bu \quad (33)$$

مدل مرجع نیز به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{\omega}_r = -a_m \omega_r + b_m u_r, \quad (a_m > 0) \quad (34)$$

رابطه مربوط به خطا و ساختار کنترلگر به صورت (۳۵) تعیین می‌گردد [۱]:

$$e = \omega - \omega_r \quad (35)$$

$$u = -\Theta_1 \omega + \Theta_2 u_r \quad (36)$$

که در آن  $\Theta_1$  و  $\Theta_2$  بهره‌های کنترلی و  $u_r$  سیگنال مرجع است. هدف، تعقیب خروجی مدل ایده‌آل است، بنابراین، به ازای شرایط ایده‌آل خواهیم داشت:

$$\omega_r = \omega, \quad \dot{\omega}_r = \dot{\omega}, \quad \rightarrow \mathcal{H} + b(-\hat{\Theta}_1 \omega + \hat{\Theta}_2 u_r) = -a_m \omega + b_m u_r$$

مقادیر ایده‌آل بهره‌ها به صورت زیر تعیین می‌شود:

نهایی (فاز رهگیری) شده و به تعقیب هدف می‌پردازد. فازهای دوم و سوم اختیاری بوده و بیشتر به منظور افزایش برد محموله و قرار دادن آن در شرایط آغاز مسیر استفاده می‌شود. از این فازها برای اجرای سناریوی بازگشت از نوع مسیر پرشی استفاده می‌شود و همانطور که قبلاً بیان شد در عمل هرگز توسط آپولو مورد استفاده قرار نگرفته است.

هنگامی که محموله در باکت انرژی خود قرار دارد؛ فاز نهایی آغاز می‌گردد. در این مرحله محموله به تعقیب یک مسیر از پیش طراحی شده که به هدف منتهی می‌شود می‌پردازد. یک قانون هدایتی نیز مسیر را به‌روز رسانی می‌کند. بهره‌های این قانون هدایتی عبارتند از: مشتق برد نسبت به نرخ ارتفاع (F2)، مشتق برد نسبت به پسا (F1) و مشتق برد نسبت به  $L/D$  (F3) [2]. این بهره‌ها نیز از پیش تعریف شده بوده و بر حسب سرعت محموله مقدارشان تعیین می‌شود.

شایان ذکر است، مقادیر پروفایل مرجع همگی توابعی از سرعت بوده و در کامپیوتر پرواز ذخیره می‌شوند [۴].

در طرح هدایتی آپولو در هر گام زمانی پارامترهای زیر محاسبه می‌شود [۵]:

- بردار سرعت و اندازه آن
- نرخ کاهش ارتفاع
- مقدار شتاب ناشی از نیروی پسا
- موقعیت طولی نسبت به هدف بر حسب مسافت و درجه
- موقعیت عرضی نسبت به هدف بر حسب درجه
- پارامترهای محاسبه شده در الگوریتم‌های فاز نهایی<sup>۲۵</sup> و منطق عرضی<sup>۲۶</sup> مورد استفاده قرار می‌گیرند.

در فاز نهایی به منظور تخمین فاصله تا هدف از رابطه (۳۰) استفاده می‌شود [۲]:

$$PREDANGL = RTOGO(V) + F2(V)[RDOT - RDOTREF(V)] + F1(V)[D - DREF(V)] \quad (30)$$

$RTOGO$  فاصله طولی مرجع تا هدف،  $RDOT$  نرخ کاهش ارتفاع وسیله،  $RDOTREF$  نرخ کاهش ارتفاع مرجع و  $DREF$  شتاب پسای مرجع است.

سیس به منظور تعیین نسبت برآ به پسای مورد نیاز از فاصله تخمین زده شده در رابطه (۳۱) استفاده می‌شود [۲]:

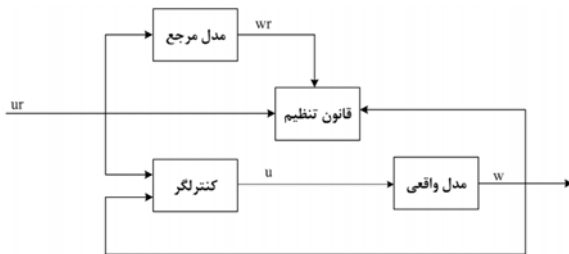
$$LD = LOD + 4 \frac{(THETNM - PREDANGL)}{F3(V)} \quad (31)$$

$LOD$  یک مقدار ثابت و  $THETNM$  فاصله طولی وسیله تا هدف است. پس از محاسبه نسبت  $LD$  مورد نیاز، این ضریب در قسمت

27. Model Reference Adaptive System  
28. Massachusetts Institute Technology

25. Final Phasa  
26. Lateral Logic

بدین ترتیب با انتخاب مناسب قوانین مربوط به بهنگام‌سازی پارامترها، پایداری کنترلگر تضمین شده و با گذشت زمان خطا به صفر میل خواهد کرد. شکل (۱) بلوک دیاگرام کنترلگر طراحی شده را نشان می‌دهد.



شکل ۱- بلوک دیاگرام کنترلر طراحی شده

مقدار اولیه برای هر یک از بهره‌های کنترلی و نرخ یادگیری سه پارامتری هستند که باید انتخاب شوند. مقدار این پارامترها تأثیر چشمگیری بر عملکرد کنترلگر دارد و از طرفی انتخاب آن‌ها ساده نیست. انتخاب این پارامترها به کمک روش‌های تحلیلی بسیار سخت بوده و در صورت استفاده از روش سعی و خطا، به اجراهای متعددی نیاز است و به دلیل استفاده از روش سعی و خطا جواب نهایی اعتبار کاملی نخواهد داشت. از این رو کنترلر دیگری به صورت رابطه (۴۷) پیشنهاد شده است:

$$u = -\theta_1 \omega + \theta_2 \omega_r \quad (47)$$

با انجام گام‌های مربوط به طراحی کنترلر MRAS مشابه آنچه آورده شد، مشتق تابع کاندید لیاپانوف این بار به صورت رابطه (۴۸) به دست می‌آید:

$$\frac{dV}{dt} = -a_m e^2 - b \left( \omega e - \frac{1}{L} \dot{\theta}_1 \right) \tilde{\theta}_1 + b \left( \omega_r e + \frac{1}{L} \dot{\theta}_2 \right) \tilde{\theta}_2 \quad (48)$$

با انتخاب بهره‌ها به صورت:

$$\tilde{\theta}_1 = \tilde{\theta}_2 = c \quad (49)$$

که در آن  $c$  یک مقدار ثابت است از این رو مشتق بهره‌ها صفر خواهد شد و مشتق تابع کاندید به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -a_m e^2 - b \omega e c + b \omega_r e c = -a_m e^2 - b c e (\omega - \omega_r) \\ \frac{dV}{dt} &= -a_m e^2 - b c e^2 \quad (50) \\ \frac{dV}{dt} &= -(a_m + b c) e^2 \end{aligned}$$

مشتق تابع کاندید منفی است، بنابراین یک تابع لیاپانوف است. با اصلاح صورت گرفته در ساختار کنترلر و انتخاب متفاوت بهره‌ها، تعداد پارامترهایی که باید انتخاب شوند به یک پارامتر کاهش یافته است که سادگی چشمگیری ایجاد می‌کند.

یکی از چالش‌هایی که در یکپارچه‌سازی سیستم‌های هدایت و کنترل وجود دارد مانورهای معکوس‌ساز زاویه غلت است. در این مانورها زاویه غلت به عنوان مثال از ۵۰ به ۵۰- درجه به ناگاه تغییر می‌کند. این موضوع موجب ظهور پُرش‌هایی در پروفایل خروجی

$$\begin{cases} \theta_1^* = \frac{a_m}{b} + \frac{\mathcal{H}}{b\omega} \\ \theta_2^* = \frac{b_m}{b} \end{cases} \quad (37)$$

از آنجا که سعی بر این است که خطا کوچک شود، طبیعی است به محاسبه دینامیک خطا پرداخته شود:

$$\begin{aligned} e' &= \omega' - \omega'_r \\ \dot{e} &= \mathcal{H} - b\hat{\theta}_1 \omega + b\hat{\theta}_2 \omega_r + a_m \omega_r - b_m \omega_r \\ \dot{e} &= -a_m e - b(\hat{\theta}_1 - \theta_1^*) \omega + b(\hat{\theta}_2 - \theta_2^*) \omega_r \end{aligned}$$

اختلاف میان بهره‌های ایده‌آل و تخمینی به صورت رابطه (۳۸) تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} \tilde{\theta}_1 = \hat{\theta}_1 - \theta_1^* \\ \tilde{\theta}_2 = \hat{\theta}_2 - \theta_2^* \end{cases} \quad (38)$$

با جایگذاری رابطه (۳۸) در رابطه (۳۷) خواهیم داشت:

$$\dot{e} = -a_m e - b\tilde{\theta}_1 \omega + b\tilde{\theta}_2 \omega_r \quad (39)$$

$$u = -\tilde{\theta}_1 \omega + \tilde{\theta}_2 \omega_r \quad (40)$$

تابع لیاپانوف کاندید به صورت (۴۱) انتخاب می‌گردد:

$$V = \frac{1}{2} \left[ e^2 + \frac{b}{L} \tilde{\theta}_1^2 + \frac{b}{L} \tilde{\theta}_2^2 \right] \quad (41)$$

چنانچه پارامترها به مقادیر ایده‌آل خود میل کرده و خطا صفر شود تابع اخیر نیز صفر خواهد شد. برای اینکه تابع  $V$  بتواند یک تابع لیاپانوف باشد باید مشتق این تابع منفی شود:

$$\frac{dV}{dt} = e \dot{e} + \frac{b}{L} \tilde{\theta}_1 \dot{\tilde{\theta}}_1 + \frac{b}{L} \tilde{\theta}_2 \dot{\tilde{\theta}}_2 \quad (42)$$

با جایگذاری رابطه (۳۸) در (۴۲) زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -a_m e^2 - b\tilde{\theta}_1 \omega e + b\tilde{\theta}_2 \omega_r e + \frac{b}{L} \tilde{\theta}_1 \dot{\tilde{\theta}}_1 + \\ &\quad \frac{b}{L} \tilde{\theta}_2 \dot{\tilde{\theta}}_2 \quad (43) \end{aligned}$$

اگر پارامترها به صورت زیر بروز شوند:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\theta}}_1 = L\omega e \\ \dot{\tilde{\theta}}_2 = -L\omega_r e \end{cases} \quad (44)$$

مشتق تابع کاندید لیاپانوف به صورت (۴۵) خواهد بود:

$$\frac{dV}{dt} = -a_m e^2 \quad (45)$$

همان‌طور که از رابطه (۴۵) مشاهده می‌شود، مشتق تابع  $V$  منفی حالت نیمه معین است، یعنی:

$$V(t) \leq V(0)$$

بنابراین، تابع  $V$  یک تابع لیاپانوف است. از این رو تابع  $V$  کراندار بوده و اجزای تشکیل‌دهنده آن (یعنی  $e$ ،  $\tilde{\theta}_1$  و  $\tilde{\theta}_2$ ) نیز کراندار خواهند بود. با توجه به اینکه  $e = \omega - \omega_r$ ، بنابراین،  $\omega$  و  $\omega_r$  نیز کراندار هستند.

از آنجا که  $V$  موجود و متناهی و  $dV/dt$  نیز به طور یکنواخت پیوسته است طبق لم باربالات:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \frac{dV}{dt} = 0 \rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} -a_m e^2 = 0 \rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} e = 0 \quad (46)$$



طول مرجع (m)	سطح مرجع (m <sup>2</sup> )	ممان اینرسی (kg.m <sup>2</sup> )	جرم (kg)
۱/۹	۱۲/۵۶	$\begin{bmatrix} 8477.9 & 74.57 & -542.33 \\ 74.57 & 7406.8 & -63.72 \\ -542.33 & -63.72 & 6771 \end{bmatrix}$	۵۴۸۶/۴۳

جدول ۲- مدل عدم قطعیت شرایط اولیه، جرم، تانسور ممان اینرسی و مشتقات پایداری [۲]، [۵] و [۹]

خطای 3σ یا max/min	مقدار متوسط	نوع توزیع	پارامتر	شرایط اولیه
±150 m	88600 m	یکنواخت	ارتفاع	
±0.2°		یکنواخت	عرض جغرافیایی	
±0.2°		یکنواخت	طول جغرافیایی	
80 $\frac{m}{s}$	7620 $\frac{m}{s}$	نرمال	سرعت	
0.3°	-1°	نرمال	زاویه مسیر	
±0.05°	90°	یکنواخت	زاویه هدینگ	
±3.1%	5486 kg	یکنواخت	جرم محموله	مشتقات پایداری
10%	$\begin{cases} I_{xx} = 8477 \\ I_{yy} = 7406 \\ I_{zz} = 6771 \end{cases}$	نرمال	عناصر اصلی تانسور اینرسی $I_{yy}$ ، $I_{xx}$ و $I_{zz}$	
50%	$\begin{cases} I_{xy} = 74 \\ I_{yy} = -542 \\ I_{zz} = -63 \end{cases}$	نرمال	ممان‌های ضربی $(I_{yz}$ و $I_{xz}$ ، $I_{xy})$	
60%	-3	نرمال	$C_{l\beta}$	
60%	-0.01	نرمال	$C_{m\alpha}$	
15%	≈ 0	نرمال	$C_{n\beta}$	

در این قسمت با استفاده از روش مونت کارلو که در آن از اجراهای متعدد رایانه‌ای استفاده می‌شود به بررسی خروجی‌ها پرداخته می‌شود.

شکل (۲) و شکل (۳) مسیرهای حرکتی محموله را به ازای اجراهای مختلف نشان می‌دهند. همان‌طور که در این شکل‌ها دیده می‌شود به علت خطاهایی که به شرایط اولیه اعمال شده است هر یک از مسیرها از موقعیت‌های مختلفی، مسیر بازگشت خود را آغاز می‌کنند. با وجود این خطاها و عدم قطعیت‌هایی که در طول مسیر وجود دارد، انتهای همه مسیرها تقریباً به محدوده‌ای از پیش تعیین شده که همان هدف است، همگرا شده است. منحنی ضخیمی که در میان سایر مسیرها قرار دارد مسیر نامی را نشان می‌دهد که در آن پارامترها مقادیر اصلی خود را داشته و شبیه‌سازی در غیاب عدم قطعیت‌ها انجام شده است. سایر مسیرها در حضور عدم قطعیت در تمامی پارامترهای ذکر شده در جدول (۲)، ایجاد شده‌اند.

سیستم هدایت می‌شود. اجرای چنین فرامینی که در آن وسیله باید در مدت زمان بسیار کوتاهی دوران بسیار زیاد کند در شرایط واقعی غیرممکن خواهد بود، زیرا برای این منظور سطح گشتاوری بسیار زیادی که به سمت بی‌نهایت میل می‌کند مورد نیاز است. راهکاری که در این مقاله برای حل این مشکل پیشنهاد شده است، استفاده از یک فیلتر در خروجی سیستم هدایت است تا بدین ترتیب سیگنال‌های خام و غیرهموار خروجی هدایت به یک سیگنال هموار، کاربردی و قابل اجرا توسط حلقه کنترلر تبدیل گردد. باید توجه کرد که تابع تبدیلی مناسب‌تر است که سیگنال ورودی خود را هموار کند و در عین حال میزان شاخص خطا نیز در آن کوچک‌تر باشد. منظور از هموارسازی، کاهش نرخ خروجی فیلتر است.

### انجام شبیه‌سازی و تحلیل نتایج

هدف این مقاله، همان‌طور که پیشتر بیان شد، طراحی کنترلر و بررسی عملکرد آن در یک حلقه هدایت و در حضور عدم قطعیت‌ها بوده است. هدف از سیستم هدایت، تولید فرامینی است که با اجرای آن‌ها محموله از شرایط مربوط به آغاز مسیر بازگشت<sup>۲۹</sup> به شرایط نهایی پیش از باز شدن چترها منتقل شده به گونه‌ای که قیود مربوط به مسیر رعایت شود. هدف از سیستم کنترل نیز اجرای فرامین خارج شده از حلقه هدایت است. شرایط اولیه‌ای که در این مقاله به عنوان شرایط آغاز مسیر در نظر گرفته شده است عبارتند از:

$$\begin{cases} h = 88600 \text{ m} \\ \lambda = 0^0 \\ l = -20^0 \\ v = 7620 \frac{m}{s} \\ \gamma = -1^0 \\ \xi = 90^0 \end{cases}$$

این مقادیر مشابه شرایط نامی مربوط به آغاز مسیر بازگشت

آپولو است. شرایط نهایی که در نظر گرفته شده است عبارتند از:

$$\begin{cases} \lambda = 0^0 \\ l = 0^0 \\ Mach \text{ Number} \cong 0.8 \end{cases}$$

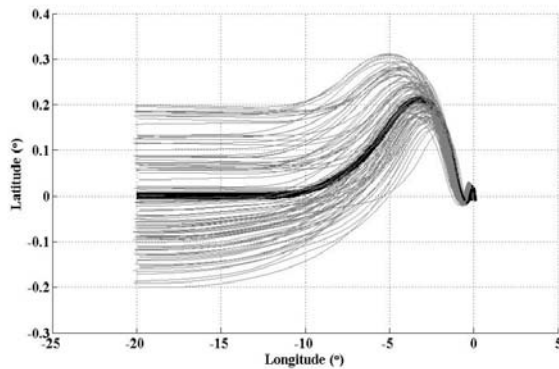
شرایط نهایی نیز بر گرفته از طرح هدایتی و باکت انرژی آپولوست.

جدول (۱) برخی ویژگی‌های جرمی و حجمی آپولو را که در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است نشان می‌دهد. و جدول (۲) نیز مدل عدم قطعیت‌هایی را که در شبیه‌سازی در نظر گرفته خواهند شد نشان می‌دهد.

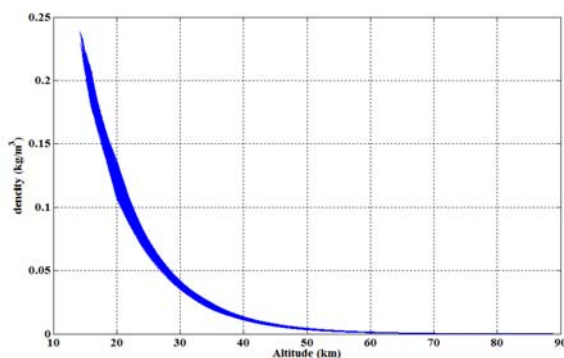
جدول ۱- ویژگی‌های جرمی و حجمی آپولو [۲]، [۳] و [۷]

یکی از چالش‌های مربوط به موضوع بازگشت به جو تقرب محموله به یک هدف از پیش تعیین شده با دقتی مناسب است. شکل (۲) و شکل (۳) این همگرایی را به خوبی نشان می‌دهد. شکل (۴) مدل اتمسفری را که در اجراهای رایانه‌ای مختلف ایجاد شده است نشان می‌دهد. مدل اتمسفری مورد استفاده در این مقاله مدل ساده‌نمایی بوده است.

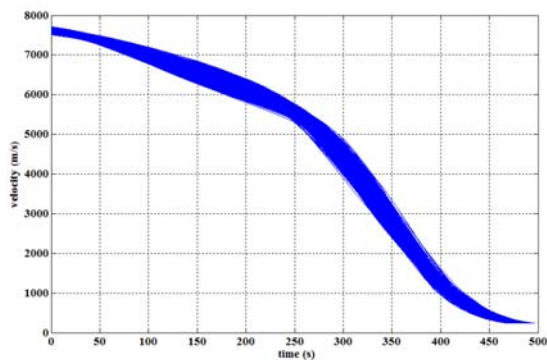
شکل (۵) سرعت محموله را به ازای اجراهای مختلف نشان می‌دهد. شکل (۶) محدوده مجاز پروازی را به همراه مسیرهای طی شده نشان می‌دهد. در این شکل، منحنی تیره رنگی که در میان سایر مسیرها قرار گرفته است مسیر نامی را نشان می‌دهد که به همراه باقی مسیرها همگی در محدوده مجاز قرار دارند. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود در هیچ اجرایی با وجود خطاها و عدم قطعیت‌های موجود، هیچ یک از قیود مسیر نقض نشده‌اند. البته در برخی از مسیرهای طی شده دیده می‌شود که محموله از قید مربوط به پرواز پایدار عبور کرده است، اما همان‌طور که پیشتر توضیح داده شد، شرایط پرواز پایدار قید خیلی سختی به شمار نمی‌رود و در صورتی که محموله وارد این ناحیه شود به صورت ذاتی تمایل به خروج از این ناحیه دارد و مجدداً به محدوده مجاز باز می‌گردد؛ زیرا به دلیل منفی شدن شیب زاویه مسیر، محموله توانایی اوج‌گیری طولانی‌مدت را ندارد و بردار سرعت آن به صورت پیوسته به سمت زمین منحرف می‌گردد.



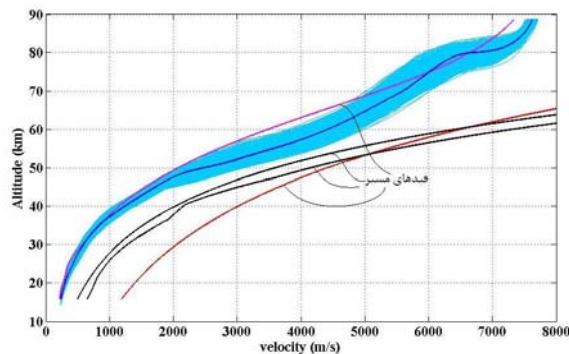
شکل ۳- منحنی‌های دو بعدی مسیر بازگشت



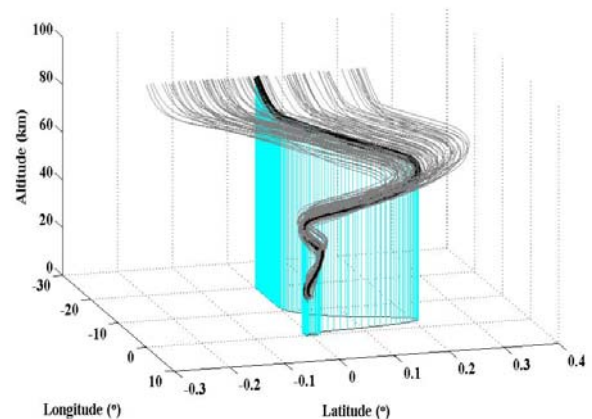
شکل ۴- مدل‌های اتمسفری ایجاد شده



شکل ۵- سرعت محموله

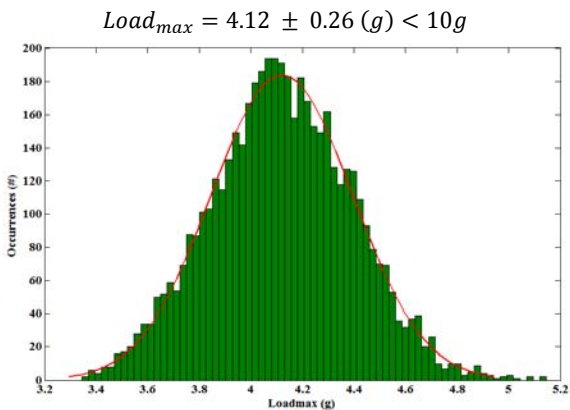


شکل ۶- منحنی‌های مسیر و قیود بازگشت



شکل ۲- منحنی‌های سه بعدی مسیر بازگشت

شکل (۱۰) نمودار هیستوگرام حداکثر شتاب اعمال شده را نشان می‌دهد. (در نمودارهای هیستوگرام محور عمودی، تعداد رخ دادها را نشان می‌دهد) حداکثر شتاب اعمالی با خطای  $1\sigma$  عبارتند از:



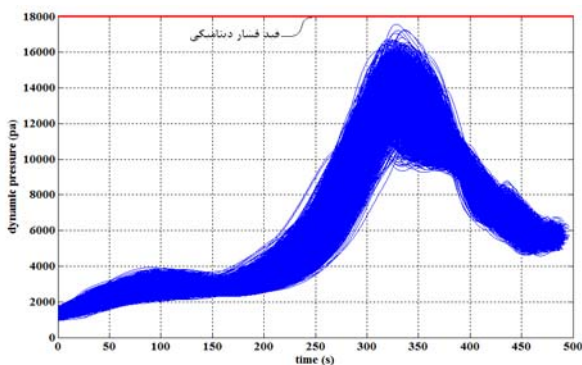
شکل ۱۰- مقادیر پیک شتاب

شکل (۱۱) فشار دینامیکی را که محموله در هر یک از مسیرها تجربه کرده است، نشان می‌دهد. قید مربوط به فشار دینامیکی نیز همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود در هیچ یک از اجراها از ۱۸ کیلوپاسکال تجاوز نکرده است.

شکل (۱۲) نمودار هیستوگرام حداکثر فشار دینامیکی اعمالی در هریک از مسیرها را نشان می‌دهد.

حداکثر فشار دینامیکی با خطای  $1\sigma$  عبارتند از:

$$\bar{q}_{max} = 13.79 \pm 0.96 (kpa) < 18kpa$$

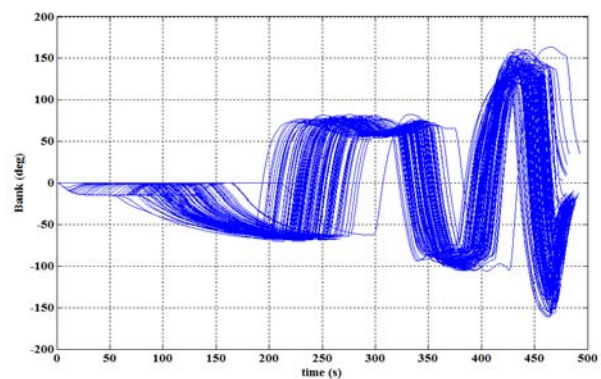


شکل ۱۱- منحنی‌های فشار دینامیکی

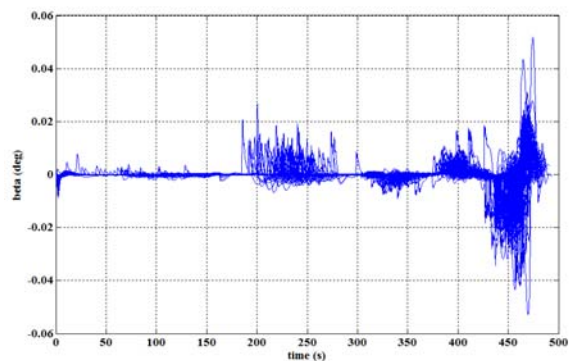
شکل (۱۳)، شکل (۱۴) و شکل (۱۵) گشتاورهای ورودی را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل‌ها دیده می‌شود، هر سه گشتاور در تمامی اجراها در محدوده مجاز خود (کمتر از N.m ۱۰۰۰) قرار دارند.

شکل (۷) و شکل (۸) به ترتیب زاویه غلت و زاویه سرش جانبی را به ازای اجراهای مختلف نشان می‌دهد.

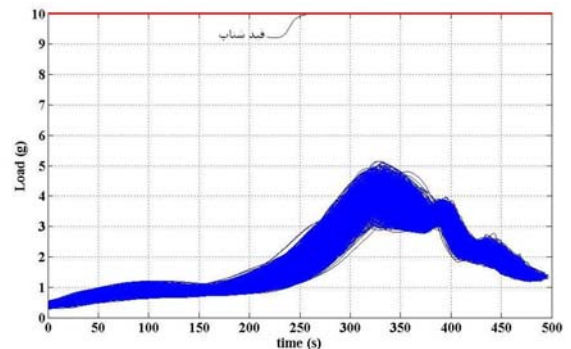
همان‌طور که در شکل (۹) دیده می‌شود در تمامی اجراها این زاویه نزدیک به صفر باقی مانده و از مقدار ۳ درجه تجاوز ننموده است. در موضوع بازگشت به جو همواره سعی می‌شود که زاویه سرش جانبی محموله کمتر از ۳ درجه باقی بماند چراکه افزایش بیش از حد آن موجب ایجاد بارهای حرارتی ناخواسته و پیش‌بینی نشده می‌گردد. شکل (۹) شتابی را که محموله در هر یک از مسیرها تجربه نموده است نشان می‌دهد. با توجه به شکل در هیچ یک از اجراها قید شتاب نقض نشده است.



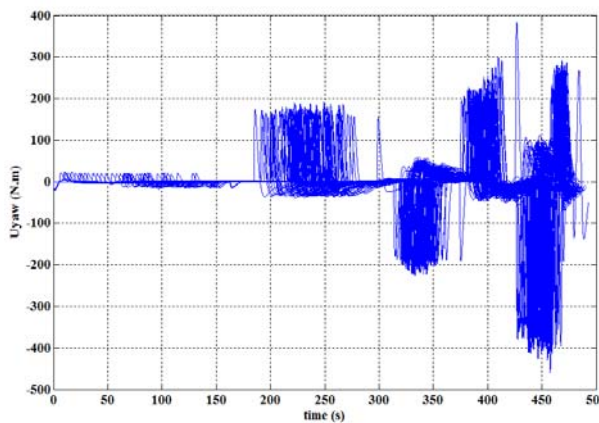
شکل ۷- پروفایل زاویه غلت اجراهای مختلف



شکل ۸- زاویه سرش جانبی اجراهای مختلف

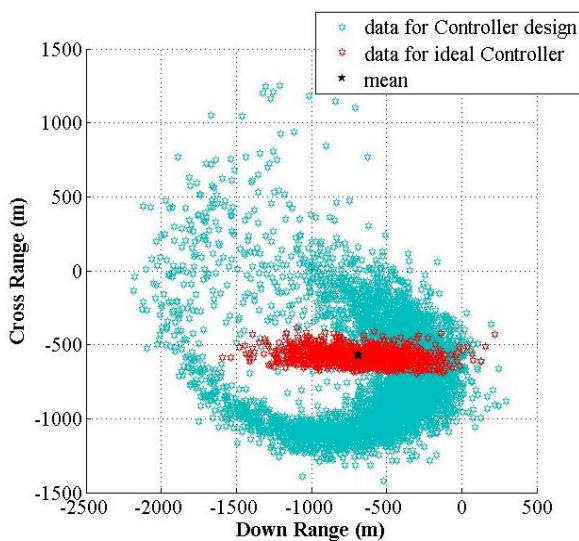


شکل ۹- منحنی‌های شتاب



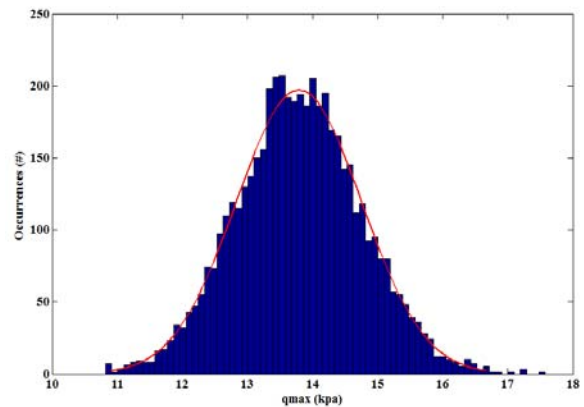
شکل ۱۵- گشتاور کنترلی یاء

با توجه به شکل (۱۶) دیده می‌شود که پراکندگی داده‌ها در حضور کنترلر ایده‌آل کمتر بوده و تمرکزشان حول مقدار میانگین بیشتر است؛ اما، با مدل‌سازی کنترلر و ایده‌آل فرض نکردن آن واریانس داده‌ها افزایش یافته است. تحلیل داده‌ها نشان می‌دهد که انحراف معیار داده‌های انتهای مسیر در حضور کنترلر ایده‌آل  $\sigma_x = 286 m$ ،  $\sigma_y = 53 m$  و انحراف معیار داده‌های انتهای مسیر در حضور کنترلر طراحی شده  $\sigma_x = 419 m$ ،  $\sigma_y = 365 m$  خواهد بود. با مقایسه نتایج دیده می‌شود که پراکندگی داده‌ها در راستای طولی و عرضی افزایش داشته‌اند. ولی خطای تقرب به هدف با توجه به کنترلر طراحی شده از محدوده ۱۵۰۰ متر فراتر نرفته است که نتیجه بسیار خوبی در حضور عدم قطعیت‌های مطرح شده است.

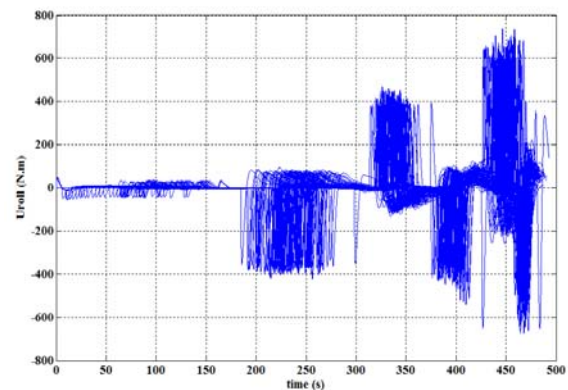


شکل ۱۶- بررسی خطاهای ناشی در دو حالت ایده‌آل و وجود عدم قطعیت

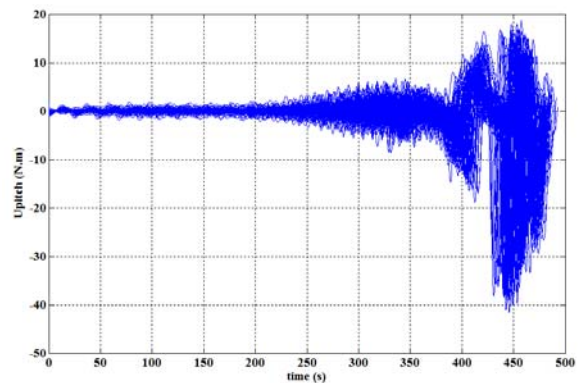
شایان ذکر است، تعداد اجراها ۵۰۰۰ بار بوده و تمامی عدم قطعیت‌ها اعمال شده است. خطایی که بین مقدار میانگین داده‌ها و هدف وجود دارد خطای بایاس سیستم هدایت است که با اصلاح نشانه‌روی و هدف‌گیری مناسب بهبود می‌یابد. آنچه حائز اهمیت است پراکندگی داده‌ها حول مقدار میانگین‌شان است.



شکل ۱۲- مقادیر پیک فشار دینامیکی



شکل ۱۳- گشتاور کنترلی رول



شکل ۱۴- گشتاور کنترلی پیچ

- [4] Hunt, G.L., *Apollo Reentry Guidance and Navigation Equation and Flow Logic*, National Aeronautics and Space Administration, Houston, Texas, 1965.
- [5] Bairstow, H. S., *Reentry Guidance with Extended Range Capability for Low L/D Spacecraft*, (M.Sc. Thesis) Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [6] Mees, E., *Entry Guidance for Human Lunar Return Vehicles with Low Lift-to-Drag Ratios*, (M.Sc. Thesis), Texas Rice University, 2010.
- [7] Mission Evaluation Team, "Apollo 11 Mission Report", National Aeronautics and Space Administration, Houston, Texas, 1969.
- [8] Narendra, K. and Annaswamy A., *Stable Adaptive Systems*. Mineola, NY: Dover Publications, 2005.
- [9] Rea, J. R. and Putnam, Z.R., "A Comparison of Two Skip Entry Guidance Algorithms," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [10] Tamburro, M.B. and Knotts, E.F., *Guidance, Flight Mechanics and Trajectory Optimization*, Vol. XIV-Entry Guidance Equations, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C. 1968.
- [11] Regan, F. J. and Anandkrishnan, S. M., *Dynamics of Atmospheric Re-Entry*, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., New York, 1993.

## نتیجه گیری

در این مقاله، طراحی قانون هدایت و کنترل محموله بازگشت به جو غلیظ در حضور عدم قطعیت پارامترهای دینامیکی و شرایط اولیه نامشخص ورود به جو مورد بررسی قرار گرفت. قانون هدایت و کنترل پیشنهادی به صورت یکپارچه ارائه شده است. کنترلر طراحی شده یک کنترل تطبیقی است که قانون بهنگام‌سازی آن بر اساس معادله لیاپونوف پیشنهادی، به دست آمده است. شبیه‌سازی دینامیک حلقه بسته برای مدل شش درجه آزادی غیرخطی انجام گرفت. این شبیه‌سازی برای عدم قطعیت‌ها و شرایط ورودی مختلف به کمک روش مونت کارلو صورت پذیرفت و نتایج به دست آمده نشان از توانایی کنترلر طراحی شده برای مقابله با شرایط حاکم بر بازه وسیعی از عدم قطعیت‌ها و شرایط نامشخص اولیه دارد.

## مراجع

- [1] Astrom, K. and Wittenmark, B., *Adaptive Control*, 2nd Edition, Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1994.
- [2] Guerreiro, L. A. C., *Development of a Guidance and Control Design Tool for Entry Space Vehicles with Different Lift-over-Drag Ratios*, (M.Sc. Thesis), de Lisboa University Technology, 2011.
- [3] Hirschel, E. H. and Weiland, C., *Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles*, Springer Jointly Published with AIAA, 2009.