



Spacecraft Re-Entry Control using Cross and Radial Moving-Mass Actuators

Moslem Karim-Abadeh¹ and Morteza Tayefi^{2*}

1. M. Sc., Institute of Intelligent Control Systems, Khajeh Nasir Toosi University, Tehran, Iran

2*. Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University, Tehran, Iran

*Corresponding Author E-Mail:tayefi@kntu.ac.ir

In this study, the control of a space capsule during the re-entry phase is examined. Re-entry is one of the most important phases of a spacecraft's mission because when the spacecraft enters the Earth's atmosphere, aerodynamic forces and moments will disturb the angles of attack and side slip. These disturb angles, if not controlled, can cause serious injuries to the spacecraft and its passengers. To eliminate the disturbances, moving mass controllers have been used as an operator. Moving mass controllers (MMC) control the flying device by creating an internal force. The main advantage of moving mass controllers compared to other operators such as aerodynamic surfaces and thrust jets is the non-production of turbulent aerodynamic force (which can disrupt the controller's performance) due to the creation of internal force. Another important factor is the mechanism of moving mass controllers. In this research, in addition to the cross mechanism, which is a more common mechanism, the radial mechanism has also been examined. A non-linear controller is needed in order to use the radial mechanism, and in this research, a non-linear proportional-integral-derivative controller is suggested.

Keywords: : space capsule, re-entry, suborbital, moving mass, stability, control

How to Cite this Article:

M. Karim-Abadeh, and M. Tayefi, " Spacecraft Re-entry Control using Cross and Radial Moving-Mass Actuators," *Space Science and Technology*, vol. ??, no. ?, pp. ????, 2024(in Persian). <http://doi.org/10.22034/jsst.2024.1473>.



COPYRIGHTS

©2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

کنترل فضاپیمای بازگشت به جو با مکانیزم جرم‌های انتقالی صلیبی و شعاعی

مسلم کریم‌آباده^۱ و مرتضی طایفی^{۲*}

۱- دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، پژوهشکده سیستم‌های کنترل هوشمند، تهران، ایران

۲- دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: tayefi@kntu.ac.ir

در این پژوهش به طراحی کنترل برای یک فضاپیمای بازگشتی یا کپسول فضایی در فاز بازگشت به جو از پرواز زیرمداری بر مبنای مکانیزم جرم‌های انتقالی داخلی پرداخته می‌شود. فاز بازگشت به جو یکی از مهم‌ترین مراحل انجام مأموریت یک فضاپیما است، زیرا با ورود فضاپیما به جو زمین نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی باعث اغتشاش زوایای حمله و سرش‌جانبی خواهند شد. این زوایای اغتشاشی در صورتی که کنترل نشود ممکن است باعث صدمات جدی به فضاپیما و سرش‌سین‌های آن شود. علاوه بر این، مسیر پروازی فضاپیما و محل فرود نیز متاثر از این اغتشاشات خواهد بود. برای دفع این اغتشاش‌ها از جرم‌های انتقالی به‌عنوان عملگر استفاده شده است. جرم‌های انتقالی با ایجاد تغییرات جزئی در مرکز جرم وسیله پرنده این امکان را فراهم می‌کند تا نیروهای آیرودینامیکی مزاحم را به نیروهای کنترلی موثر تبدیل کرد. مزیت اصلی جرم‌های انتقالی نسبت به عملگرهای دیگر نظیر سطوح آیرودینامیکی و تراست جت‌ها، عدم تولید نیروی آیرودینامیکی و پیشرانسی اضافی و محافظت از عملگرها در برابر گرمایش آیرودینامیکی ورود به جو می‌باشد. نوع چیدمان جرم‌های انتقالی نیز یک فاکتور مهم محسوب می‌شود. در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی که مکانیزم مرسوم‌تری است، مکانیزم شعاعی نیز بررسی و تحلیل شده است. برای استفاده از مکانیزم شعاعی ناگزیر به استفاده از یک کنترل‌کننده غیرخطی هستیم که در این پژوهش کنترل‌کننده تناسبی-انگراسی-مشتقی غیرخطی پیشنهاد شده است.

واژه‌های کلیدی: کپسول فضایی، بازگشت به جو، زیرمداری، جرم‌های انتقالی، پایداری، کنترل

مقدمه

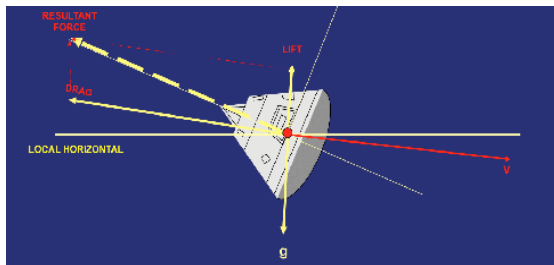
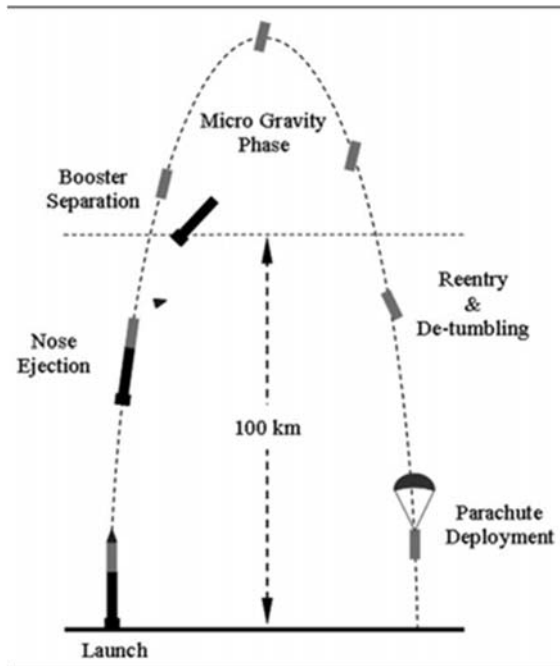
یکی از مهم‌ترین بخش‌های مأموریت یک کپسول فضایی بازگشتی است [1]. بعد از ورود به جو فضاپیما با غلیظ شدن اتمسفر نیروهای آیرودینامیکی شروع به وارد کردن نیرو به بدنه فضاپیما می‌کنند. بعد از وارد شدن نیروهای مزاحم به فضاپیما، جسم پرنده شروع به حرکت‌های اغتشاشی می‌کند. این اغتشاش‌ها در مورد زاویه حمله و زاویه سرش‌جانبی مهم‌تر هستند. ما در عمل با کنترل زاویه حمله و سرش‌جانبی می‌توانیم پیچش و گردش فضاپیما را کنترل کنیم. اگر این

فضاپیمای بازگشتی نوعی پرنده بازگشت به جو هستند. وسایل هوافضایی بازگشت به جو مانند کپسول‌های فضایی، سیستم‌های بالستیک و... ابتدا از جو زمین خارج شده و سپس با انجام مأموریت یا برای انجام مأموریت به جو زمین بر می‌گردند. در مرحله آخر وارد فاز بازگشت به جو شده و توسط چتر بازیابی می‌شوند. فاز بازگشت به جو

۱ کارشناسی ارشد

۲ استادیار (نویسنده مخاطب)

از نیروی تراست است. همچنین امکان استفاده از موتورهای غیرالکتريکی در کوادکوپتر را به ما می‌دهد.



شکل ۱- مراحل پرواز زیرمداری شامل فرآیند پرتاب و بازیابی (بالا) و نمایی از کپسول فضایی در مرحله بازگشت به جو (پایین)

جرم‌های انتقالی نسبت به دیگر عملگرها دارای مزایا و معایبی هستند که می‌توان به موارد زیر اشاره کرد. سطوح کنترلی به دلیل ارتباط نزدیک که با جریان هوا دارد می‌تواند باعث ایجاد نیروهای اغتشاشی شود. همچنین، این سطوح در سرعت‌های بالا در خطر فرسایش و شکستگی قرار دارد [3]. علاوه بر این راندمان کنترل سطوح آیرودینامیکی با افزایش ارتفاع به سرعت کاهش پیدا می‌کند [9] در تراست جت‌ها نیز به دلیل نیاز به سوخت زیاد توانایی حمل بار بسیار پایین می‌آید. همچنین، اختلال جریان جت ناشی از رانش ممکن است در کار کنترل‌کننده خلل ایجاد کند. به‌طور خلاصه می‌توان نوشت: ۱- جرم‌های متحرک کاملاً در داخل جسم پرنده قرار می‌گیرند بنابراین هیچ نیروی اضافی تولید نمی‌کنند. ۲- از نیروهای آیرودینامیکی بهره

اغتشاش‌ها مهار نشود می‌تواند آسیب‌های جدی به پرنده و سرنشین‌های احتمالی داخل آن وارد کند. مراحل کلی ماموریت یک فضایی‌های بازگشتی در پرواز زیرمداری در شکل ۱ قابل مشاهده است [2] همچنین نمایی از فرم هندسی بلانت برای کپسول فضایی مورد تحقیق در این مقاله نیز نشان داده شده است. لازم به ذکر است که در مرجع [2] طرح جرم‌های انتقالی صلیبی برای فرم هندسی استوانه‌ای کار شده است.

برای کنترل فاز بازگشت به جو از عملگرهای مرسوممانند سطوح کنترلی و تراست جت‌ها استفاده می‌شود که هرکدام دارای مزایا و معایبی هستند. در این پژوهش از سیستم کنترل جرم‌های انتقالی (Moving Mass Control) به‌عنوان یک روش کنترلی موثر استفاده می‌شود. در این روش کنترلی، عملگرها در داخل جسم پرنده حرکت کرده به عبارتی مکان عملگرها یا همان جرم‌های متحرک با زمان تغییر می‌کند. این تغییر مکان جرم‌های متحرک باعث تغییر مکان مرکز جرم فضاپیما در هر لحظه می‌شود که این موضوع باعث تغییر گشتاورهای آیرودینامیکی می‌گردد. که می‌توان با این گشتاورها به کنترل جسم پرنده پرداخت [3]. از جرم‌های انتقالی در وسایل هوافضایی مختلفی استفاده می‌شود که به برخی از آن‌ها می‌پردازیم. از این عملگر برای کنترل زاویه پیچش و زاویه گردش در پهپادها استفاده می‌شود. در پهپادها برای کنترل کامل وسیله مجبور به استفاده هم‌زمان از جرم‌های انتقالی و سطوح آیرودینامیکی هستیم. این امر باعث استفاده کمتر از سطوح آیرودینامیکی می‌گردد که باعث می‌شود نیروی اغتشاشی کمتری ایجاد شود [4]. همین‌طور از جرم‌های انتقالی در کنترل پهپادهای عمود پرواز استفاده می‌شود. استفاده از جرم‌های انتقالی در مولتی‌روتورها علاوه بر مزیت‌های گفته شده به پرنده این امکان را می‌دهد تا عدم تعادل جرم ناشی از دقت کم در طول ساخت را جبران کنیم [5] از این عملگر کنترلی برای تریم کردن و کنترل زاویه حمله یک پرتابگر بالستیک نیز استفاده شده است. این سیستم با حرکت جرم‌های انتقالی سعی در ایجاد زاویه‌ی حمله مناسب جهت تریم کردن محموله بازگشت به جو دارد. استفاده از جرم‌های انتقالی نه‌تنها دقت بالاتری داشته به دلیل نیاز به مانورهای بزرگ مقام‌تر نیز هستند [6] زاویه غلت به‌عنوان یکی از زوایای اوپلر در بسیاری از موارد مستلزم وجود یک کنترل‌کننده می‌باشد. از جرم‌های انتقالی می‌توان برای کنترل زاویه رول نیز [7]. در [8] از جرم‌های انتقالی برای کنترل کوادکوپترهای سنگین که توانایی حمل بار زیاد را دارد استفاده شده است. در این سیستم از موتورها فقط برای ایجاد نیروی تراست استفاده می‌شود. برای مانورها از جرم‌های انتقالی به‌عنوان یک عملگر دیگر استفاده می‌شود که این موضوع باعث استفاده کمتر

همچنین، بر اساس قانون دوم نیوتن برای مجموع گشتاورها داریم:

$$\sum \mathbf{M} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \quad (4)$$

که در آن

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{yx} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

در این پژوهش ممان اینرسی‌ها ثابت فرض می‌شود، در واقع تغییرات ممان اینرسی ناشی از تغییرات مرکز جرم را می‌توان به‌عنوان عدم قطعیت مدل در سیستم کنترل در نظر گرفت. از رابطه شماره (۳) نتیجه می‌گیریم که:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{M}}{\mathbf{I}} - \boldsymbol{\omega} \times \frac{\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}}{\mathbf{I}} \quad (5)$$

در نتیجه، وضعیت سیستم با استفاده از معادلات انتشار به‌صورت زیر به‌دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi \tan\theta & \cos\varphi \tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \frac{\sin\varphi}{\cos\theta} & \frac{\cos\varphi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

استخراج نیروها و ممان‌ها

در این بخش ابتدا نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی معرفی می‌شود. در ادامه نیروی وزن در دستگاه اینرسی استخراج شده و با استفاده از ماتریس انتقال به‌دستگاه بدنی انتقال داده می‌شود.

• نیرو و ممان آیرودینامیکی

برای استخراج نیروهای آیرودینامیکی ابتدا ضرایب آیرودینامیکی بررسی می‌شود.

$$\begin{aligned} c_x &= -c_{A0} - \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} c_{Aq} q \\ c_y &= c_{y0} + \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} (rc_{yr} + pc_{yp}) \\ c_z &= -c_{N0} - \frac{L_{ref}}{2|\mathbf{V}_b|} c_{Nq} q \end{aligned} \quad (7)$$

کامل می‌برند که باعث صرفه‌جویی می‌شود و توانایی حمل بار را به حداکثر می‌رساند [3].

در بخش‌های بعدی مقاله، ابتدا به معرفی سیستم و استخراج معادلات حرکت پرداخته می‌شود. بعد از آن سیستم بدون وجود کنترل‌کننده بررسی می‌شود تا نیاز به یک کنترل‌کننده کارآمد توجه شود. سپس به معرفی بیشتر چیدمان و مکانیزم‌های جرم‌های متحرک پرداخته می‌شود. در مرحله بعد کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی معرفی می‌شود. در مرحله آخر به شبیه‌سازی موارد ذکر شده می‌پردازیم و یک نتیجه‌گیری کلی انجام می‌دهیم.

مدل‌سازی دینامیکی

استخراج معادلات حرکت

در این بخش به استخراج معادلات حرکت فضایی بازگشتی در دستگاه بدنی و اینرسی پرداخته می‌شود. در استخراج این روابط، فضاییما یک جسم صلب در نظر گرفته می‌شود. همچنین، بعد از استخراج معادلات به توسعه روابط و اعمال اثر نیرو و ممان آیرودینامیکی و نیروی وزن می‌پردازیم.

طبق قانون دوم نیوتن برای مجموع نیروها داریم:

$$\sum \mathbf{F} = m_T (\mathbf{V}_b + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_b) \quad (1)$$

در رابطه بالا m جرم کاوشگر، V_b سرعت خطی و ω سرعت دورانی کاوشگر است. که هر دو در دستگاه بدنی تعریف می‌شوند و مولفه‌های آن به شکل زیر است.

$$\mathbf{V}_b = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

که در رابطه بالا v و w به ترتیب سرعت در راستای محورهای x, y, z و دستگاه مختصات بدنی و همچنین p, q, r سرعت‌های دورانی حول محورهای x, y, z هستند. از رابطه شماره (۱) داریم:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{F}}{m_T} - (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_b) \quad (3)$$

از معادله (۸) و (۱۰) دیده می‌شود که تغییرات محل مرکز جرم چگونه بر روی گشتاورهای آیرودینامیکی تاثیرگذار می‌باشد که این در نهایت بر روی گشتاور اعمالی در معادله (۵) تاثیر خواهد گذاشت.

• نیروی وزن

نیروی وزن نیز در دستگاه اینرسی با استفاده از فرمول $w = mg$ به دست می‌آید با این تفاوت که شتاب گرانش با تغییر ارتفاع تغییر می‌کند. در این پژوهش شتاب گرانش طبق مدل WGS84 به دست می‌آید.

بعد از استخراج بردار نیروی وزن در دستگاه مختصات اینرسی باید آن را به دستگاه بدنی انتقال دهیم که این انتقال با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\mathbf{W} = m_r \mathbf{U}g \quad (11)$$

U، همان ماتریس انتقال از دستگاه اینرسی به دستگاه بدنی است.

$$U = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta c\psi & -s\theta \\ s\theta s\psi c\psi - c\theta c\psi & s\theta s\psi + c\theta c\psi & s\theta s\psi \\ c\theta s\psi + s\theta c\psi & c\theta s\psi - s\theta c\psi & c\theta c\psi \end{pmatrix}$$

بنابراین نیروی وزن در نهایت به شکل زیر به دست می‌آید

$$\mathbf{W} = m_r \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \varphi \\ g \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (12)$$

لازم به ذکر است که در مورد نیروی پیشران به دلیل این که فاز بازگشت به جو قرار داریم و در این فاز موتور وجود ندارد صفر در نظر گرفته شده است.

رفتار سیستم بدون کنترل

برای اینکه بتوانیم به خوبی تاثیرات کنترل کننده بر سیستم را مورد بررسی قرار دهیم، ابتدا به بررسی عملکرد سیستم بدون وجود کنترل کننده می‌پردازیم. متغیرهای اصلی کنترلی مورد مطالعه زاویه حمله و زاویه سرش جانی هستند. این متغیرها از طریق سینتیک ذرات و با توجه به روابط زیر به دست می‌آیند.

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (13)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V} \right)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (14)$$

در روابط بالا C_{A0} نیرویی است که بدون در نظر گرفتن زاویه حمله و صرفاً از لحاظ شکل ظاهری پرنده در راستای x به پرنده اعمال می‌شود. تغییرات نیرو در جهت محور y در حالتی است که کاوشگر هیچ گونه زاویه‌ی حمله و سرش جانی نداشته باشد و فقط به شکل ظاهری کپسول فضایی مربوط است و از سایر فاکتورها جدا است. تغییرات نیرو در جهت محور z نسبت به تغییرات سرعت زاویه ای p و r می‌باشند. C_{N0} تغییرات نیرو در جهت z با توجه به ظاهر کپسول است. C_{Nq} تغییرات نیرو در جهت z نسبت به تغییرات سرعت زاویه ای q است. C_x, C_y, C_z به ترتیب ضرایب نیروی آیرودینامیکی در راستای x, y و z است که نشان دهنده تغییرات نیرو در جهت‌های محور مختصات هستند.

ضرایبی که باعث ایجاد ممان می‌شوند عبارتند از c_l, c_m, c_n که به ترتیب ممان ایجاد شده حول محورهای x, y و z را نشان می‌دهد و با استفاده از روابط زیر به دست می‌آیند.

$$c_l = c_{l0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} (rc_r + pc_p) + \frac{C_y}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cg'}) - \frac{C_z}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cg'})$$

$$c_m = c_{m0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} qc_{mq} + \frac{C_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cg'}) - \frac{C_z}{L_{ref}} (x_{cg} - x_{cg'}) \quad (8)$$

$$c_n = c_{n0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} (rc_r + pc_p) + \frac{C_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cg'}) - \frac{C_y}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cg'})$$

در روابط بالا x_{cg}, y_{cg}, z_{cg} مکان، مرکز جرم در هر لحظه می‌باشد و $x_{cgr}, y_{cgr}, z_{cgr}$ مکان اولیه مرکز جرم است. c_{lr} و c_{lp} به ترتیب تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور x با توجه به تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای حول محورها x و z هستند c_{nr} و c_{np} به ترتیب تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور z با توجه به تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای حول محورها x و z هستند. c_{mq} نیز تغییرات ممان حول محور y با توجه به تغییرات سرعت دورانی حول همین محور است. c_{m0} و c_{l0} و c_{n0} تغییرات ممان‌های آیرودینامیکی با توجه به ظاهر کپسول فضایی است. ضرایب نام برده شده در طول مسیر شبیه‌سازی و با تغییر فشار و چگالی تغییر کرده است که این موضوع بیانگر غیرخطی بودن سیستم ما است که کار را برای کنترل سخت‌تر می‌کند. در آخر نیروها و ممان‌ها آیرودینامیکی با استفاده از ضرایب بالا و از طریق روابط (۹) و (۱۰) به دست می‌آید:

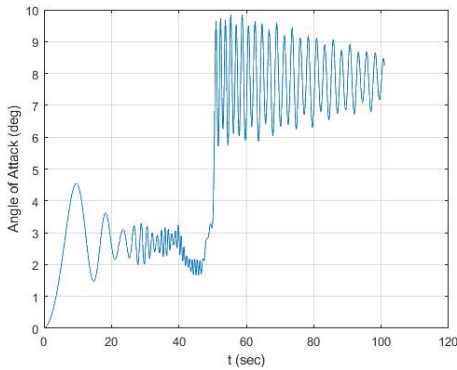
$$\mathbf{F}_b = QS_{ref} [c_x \ c_y \ c_z]^T \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_b = QS_{ref} [c_l \ c_m \ c_n]^T \quad (10)$$

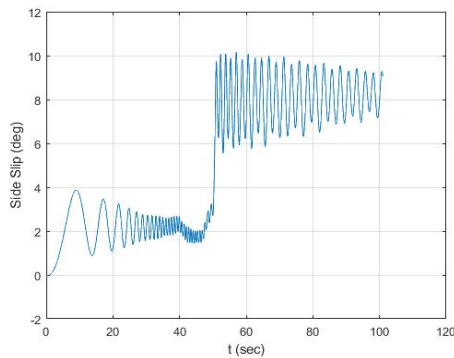
ابتدا به بررسی رفتار سیستم بدون وجود هیچ نامعینی و زاویه‌ی حمله اولیه هنگام ورود به جو می‌پردازیم یا به عبارتی کاوشگر با زاویه پیش ۹۰ درجه وارد جو زمین می‌گردد.

در شکل ۲ و ۳ مشاهده می‌شود که زوایای اغتشاشی نسبتاً کوچک است. در یک فضای دو نوع نامعینی در مرکز جرم وجود دارد. نامعینی اول به دلیل متقارن نبودن فضای هنگام ساخت ایجاد می‌شود. دلیل دیگر ایجاد نامعینی حرکات سرنشین‌های داخل فضای ما است. پس ایجاد نامعینی امری بدیهی است. در این پژوهش به طور مثال یک سانتی‌متر نامعینی در مرکز جرم در نظر می‌گیریم.

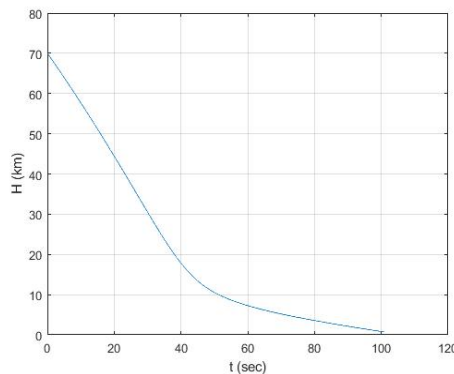
در شکل ۴ و ۵ مشاهده می‌شود که زوایای اغتشاشی هم از نظر فرکانس نوسانات و هم از نظر دامنه نوسانات بسیار بیشتر شده که می‌تواند باعث آسیب به کاوشگر و سرنشینان آن شود. همچنین مسیر پروازی را نیز تغییر خواهد داد. نمودار تغییرات ارتفاع با گذشت زمان را نیز در شکل (۶) مشاهده می‌کنید.



شکل ۴- زاویه حمله بدون کنترل‌کننده با وجود نامعینی در مرکز جرم



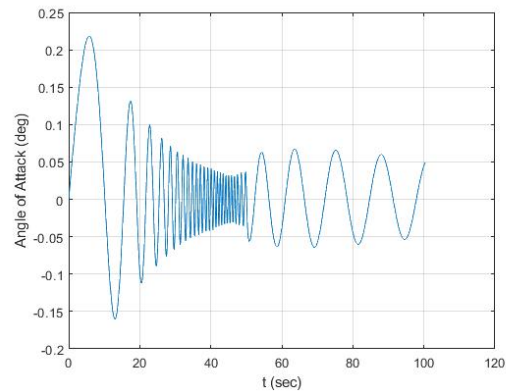
شکل ۵- زاویه سرش‌جانبی بدون کنترل‌کننده با وجود نامعینی در مرکز جرم



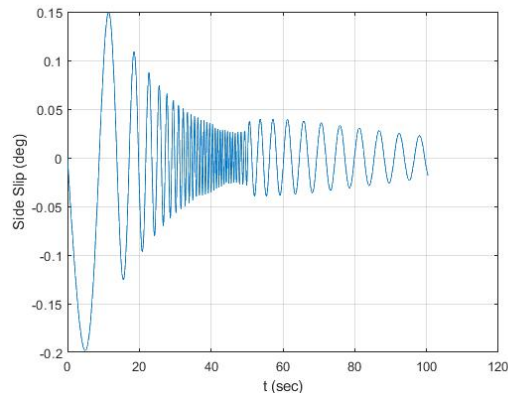
شکل ۶- نمودار تغییر ارتفاع

مکانیزم‌های چیدمان جرم‌های متحرک

در این پژوهش از دو مکانیزم صلیبی و شعاعی برای نحوه عملکرد جرم‌های انتقالی استفاده می‌کنیم که به تفصیل به آنها می‌پردازیم. در این تحقیق فرض بر این است که موقعیت جرم‌های انتقالی مستقیماً به‌عنوان سیگنال کنترلی استفاده می‌شود. این در حالی است که در تست



شکل ۲- زاویه حمله بدون کنترل‌کننده

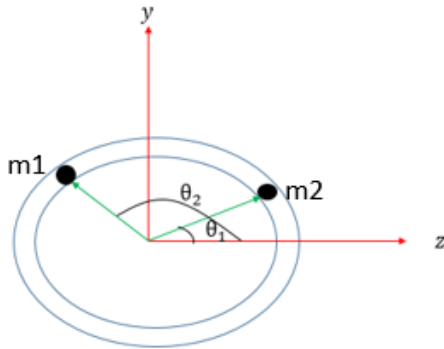


شکل ۳- زاویه سرش‌جانبی بدون کنترل‌کننده

در روابط بالا d_1 و d_2 میزان جابه‌جایی جرم‌های انتقالی m_1 و m_2 جرم، جرم‌های متحرک m جرم کل فضاپیما بدون جرم‌های متحرک است که می‌توان بیان کرد $m_T = m_1 + m_2 + m$. Cg_y و Cg_z مکان قبلی مرکز جرم و Cg_{zn} و Cg_{yn} مکان جدید مرکز جرم در راستاهای y و z بعد از دستور کنترل و جابه‌جایی جرم انتقالی است.

مکانیزم شعاعی:

در این بخش قصد داریم تا به معرفی نوع جدیدی از چیدمان عملگرها بپردازیم. در این نوع چیدمان، عملگر جرم‌های انتقالی به صورت شعاعی در دور کاوشگر حرکت می‌کنند. بهتر است تا برای درک بهتر این موضوع به شکل ۸ دقت شود.



شکل ۸- شماتیک شعاعی جرم‌های انتقالی در کپسول فضایی

همان‌گونه که در شکل مذکور مشخص است جرم‌های انتقالی دیگر در راستای محورهای مختصات حرکت نمی‌کنند و به دور کپسول می‌چرخند. نکته مثبت این مکانیزم این است که هر دو جسم می‌توانند بر مرکز جرم در راستاهای مختلف تاثیر بگذارند. این امر سبب می‌شود که در صورت ایجاد نامعینی بزرگ یا ورودی اغتشاشی بزرگ که یک جرم نتواند گشتاور لازم برای کنترل زاویه ایجادشده را فراهم کند، دو جرم در یک طرف از کپسول قرار گرفته و گشتاور بزرگ‌تری را ایجاد کنند. همچنین، در ماموریت‌هایی که وزن اهمیت بسیار بالایی دارد می‌توانیم از جرم‌های متحرک سبک‌تری استفاده کنیم. از پیچیدگی‌های این چیدمان می‌توان به غیرخطی بودن روابط و نیاز به یک کنترل‌کننده غیرخطی برای کنترل آن اشاره کرد.

با توجه به مکانیزم بالا، مرکز جرم‌های جدید در راستاهای y و z با توجه به روابط (۱۷) و (۱۸) زیر به دست می‌آیند.

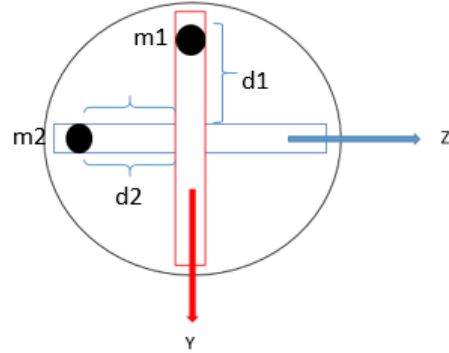
$$z_{cg} = \frac{m_1 r \cos \theta_1 + m_2 r \cos \theta_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (17)$$

$$y_{cg} = \frac{m_1 r \sin \theta_1 + m_2 r \sin \theta_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (18)$$

آزمایشگاهی لازم است سیستم کنترل با فرض لحاظ کردن دینامیک یا به عبارتی سرعت و شتاب جرم‌ها، بازبینی و ارتقا یابد.

مکانیزم صلیبی

شکل ظاهری این مکانیزم مانند علامت جمع (+) بوده و جرم‌های انتقالی به صورت متقاطع و در شیارهای تعبیه شده حرکت می‌کنند. شماتیک گفته‌شده در شکل ۷ مشاهده می‌شود.



شکل ۷- شماتیک صلیبی جرم‌های انتقالی در کپسول فضایی

همان‌گونه که در شکل مشخص است جرم‌های متحرک در شیارهای تعبیه شده حرکت کرده و باعث تغییر مکان مرکز جرم در راستای حرکت خود می‌شوند. که این تغییر مکان مرکز جرم باعث ایجاد تغییر در زاویه حمله و سرش‌جانبی می‌شود. حرکت جرم انتقالی m_2 در راستای محور z باعث تغییر مرکز جرم در این راستا گردیده و باعث ایجاد زاویه حمله می‌گردد، که این تغییر مکان جرم‌های انتقالی متناسب با زاویه اغتشاشی ایجاد شده است، به این صورت که با توجه به زاویه حمله نامطلوب ایجاد شده، کنترل‌کننده دستور تغییر مرکز جرم را صادر می‌کند که این تغییر مکان مرکز جرم با استفاده از حرکت جرم انتقالی ایجاد می‌گردد. حرکت جرم انتقالی m_1 در راستای محور y دستگاه مختصات به مانند بالا باعث کنترل زاویه سرش‌جانبی می‌شود.

مزیت این مکانیزم روابط ساده و خطی آن است که باعث می‌شود بتوانیم برای کنترل فضاپیما از کنترل‌کننده‌های خطی مانند تناسبی - انتگرالی - مشتقی (PID) نیز استفاده کنیم. روابط (۱۵) و (۱۶) نشان دهنده تغییرات مکان مرکز جرم بر اساس تغییر مکان جرم‌های متحرک است. لازم به ذکر است که روابط زیر با فرض این که مرکز جرم وسیله بدون حضور جرم‌های انتقالی در مرکز هندسی یا مبدا مختصات بدنی قرار دارد استخراج شده است.

$$y_{cg} = \frac{m_1 d_1}{m_1 + m_2 + m} \quad (15)$$

$$z_{cg} = \frac{m_2 d_2}{m_1 + m_2 + m} \quad (16)$$

در این کنترل کننده هر کدام از ضرایب PID با یک تابع غیرخطی $f(e)$ جایگزین می‌شوند. که یک تابع غیرخطی از تابع‌های علامت و نمایی از خطای سیستم هستند. چگونگی این امر با توجه به فرمولاسیون زیر توضیح داده می‌شود.

$$U_{NLPID} = f_1(e) + f_2(e) + f_3(e) \quad (20)$$

$$f_i = k_i(\gamma) |\gamma|^{\mu_i} \text{sign}(\gamma) \quad (21)$$

$$k_i(\gamma) = k_{i1} + \frac{k_{i2}}{1 + e^{\mu_i \gamma^2}} \quad (22)$$

در رابطه (۲۱) β شامل بردار e, \dot{e}, \ddot{e} و $\alpha_i \in R^+$ است. $k_i(\beta)$ یک تابع مثبت با ضرایب $k_{1i}, k_{2i}, \mu_i \in R^+$ هستند. برای بالا بردن حساسیت کنترل کننده از این ضریب استفاده می‌شود.

مشخص است که در این کنترل کننده به جای ۳ ضریب از ۱۲ ضریب استفاده می‌شود که کنترل کننده ما را انعطاف پذیرتر می‌کند. لازم به ذکر است که ضرایب سیستم از روش‌های مختلفی از جمله آزمون و خطا ژنتیک الگوریتم و غیره استخراج می‌شود. در این پژوهش ضرایب استفاده شده به روش آزمون و خطا به دست آمده است [11].

در شکل (۹) نحوه کار کنترل کننده بیان شده است. طبق شکل مقدار خطای لحظه‌ای سیستم از مقدار مطلوب سیستم در هر لحظه کم شده و مقدار خطا را محاسبه می‌کند. خطای محاسبه شده وارد کنترل کننده شده و کنترلر برحسب میزان خطا دستور لازم را صادر می‌کند. دستور صادر شده از سوی کنترلر مقدار جابه‌جایی جرم‌های انتقالی هستند. خروجی کنترل کننده طبق فرمول‌های (۱۷) و (۱۸) یا (۲۰) تا (۲۲) بسته به اینکه از کدام کنترل کننده (PID خطی یا غیر خطی) استفاده کرده‌ایم به میزان جابه‌جایی مکان مرکز جرم تبدیل می‌شود. مرکز جرم لحظه‌ای جدید وارد دینامیک سیستم شده و بر روی متغیرهای کنترلی اثر می‌گذارد. مقدار جدید متغیرهای کنترلی به صورت فیدبک از مقدار مطلوب لحظه‌ای کم شده و بردار خطا را ایجاد می‌کند.

در معادلات بالا θ_1 و θ_2 زوایای ایجاد شده جرم‌های انتقالی با مرکز جرم هستند که در شکل ۸ نیز مشاهده می‌شوند. شعاع مقطع کپسول است. با توجه به معادلات یاد شده مشخص است که دو جرم انتقالی در تغییر مرکز جرم در راستاهای مختلف تاثیر مستقیم خواهند داشت.

به طور کلی در این پژوهش با محدودیت‌هایی همچون میزان جابه‌جایی جرم‌های انتقالی در مکانیزم صلیبی و میزان زاویه عملگرها در مکانیزم شعاعی مواجه هستیم. به این معنی که جرم‌های انتقالی نمی‌توانند آزادانه و به طور دلخواه و به هر میزان جابه‌جا شوند. بنابراین کنترل کننده با محدودیت اشباع مواجه است و هر سیگنال کنترلی را نمی‌تواند به سیستم اعمال کند.

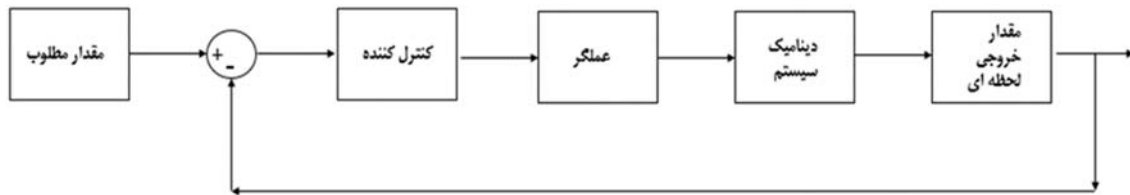
کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی خطی و غیرخطی

از [10] می‌دانیم که فرمول اصلی کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی خطی در رابطه (۱۹) نمایش داده شده است.

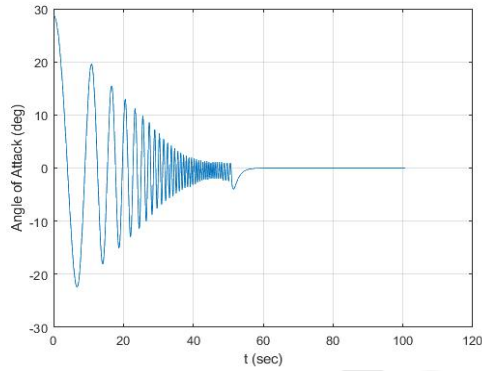
$$U_{PID} = k_p e + k_i \int e dt + k_d \dot{e} \quad (19)$$

در این رابطه U معرف تلاش کنترلی یا خروجی کنترل کننده، e معرف خطا k_p ضریب تناسبی، k_i ضریب انترگالی و k_d ضریب مشتقی در نظر گرفته می‌شود. روش‌های طراحی متفاوتی به تفصیل در منابع مختلف شرح داده شده‌است.

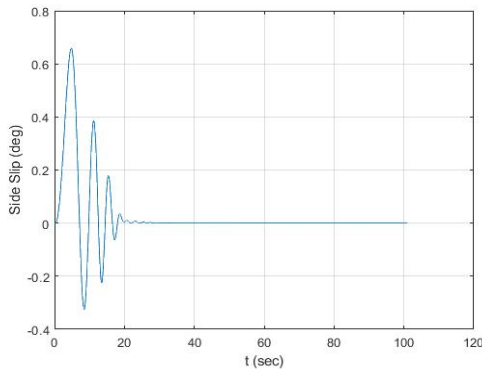
همان‌گونه که گفته شد در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی، مکانیزم شعاعی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به دینامیک عملگرها در مکانیزم شعاعی کنترل کننده خطی قادر به پاسخ‌گویی به این دینامیک نمی‌باشد که این موضوع در بخش‌های بعدی نشان داده می‌شود. بنابراین نیاز به یک کنترل کننده غیرخطی مشخص است. در این پژوهش به‌عنوان یک کنترل کننده غیرخطی از کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی غیرخطی استفاده می‌کنیم.



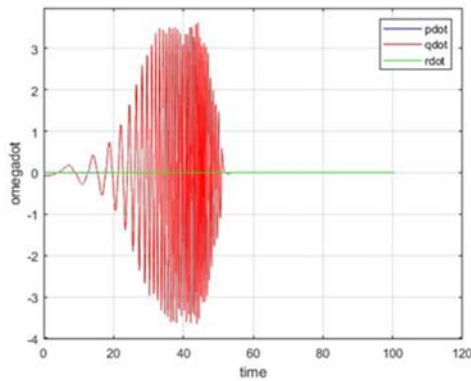
شکل ۹- بلوک دیاگرام سیستم کنترل



شکل ۱۲- زاویه حمله کنترل شده با وجود نامعینی



شکل ۱۳- زاویه سرش‌جانبی کنترل شده با وجود نامعینی



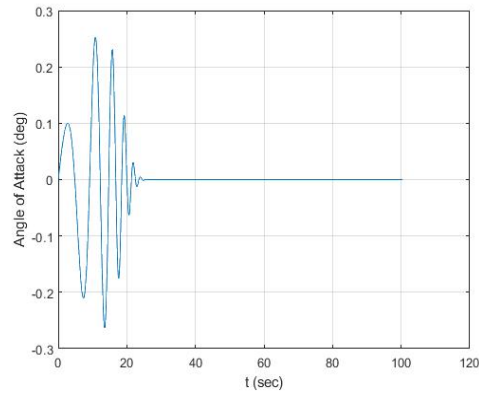
شکل ۱۴- سرعت‌های زاویه‌ای بر حسب زمان

با گذشت زمان و با کاهش ارتفاع فضاپیما، میزان فشار اتمسفر و به دنبال آن ضرایب آیرودینامیکی افزایش پیدا کرده و ضرایب اغتشاشی بزرگی ایجاد می‌شود که در بخش قبل توضیح داده شد. از طرفی دیگر هر چه ارتفاع کاهش پیدا کند به دلیل افزایش غلظت اتمسفر، کنترل کننده عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهند. پس

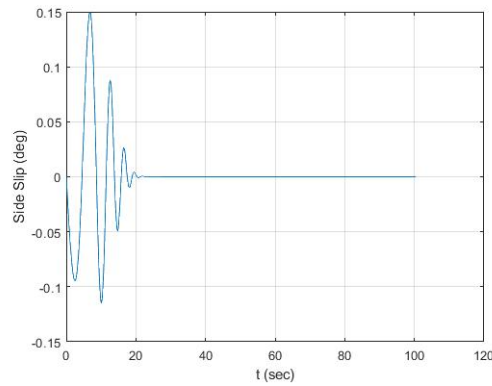
شبیه‌سازی

همان‌گونه که گفته شد مولفه‌های اصلی، کنترل زاویه حمله و زاویه سرش‌جانبی می‌باشد. معیار اصلی که برای طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته شده است فراجهدش ۵ درصد است. با فرض این که هر کدام از جرم‌های انتقالی ۱۰ کیلوگرم جرم داشته باشند کنترل PID برای سیستم طراحی شده و نتایج زیر حاصل گشته است.

مشاهده می‌شود که متغیرهای تحت کنترل به خوبی و با سرعت قابل قبولی کنترل شده است. که این موضوع در مقایسه شکل‌های (۱۰) و (۱۱) با شکل‌های (۲) و (۳) قابل مشاهده است.

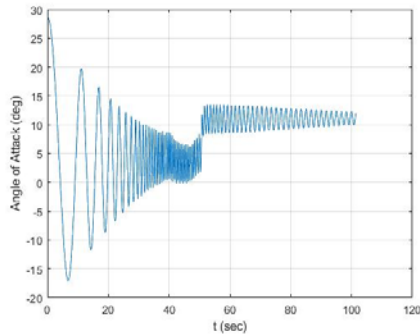


شکل ۱۰- زاویه حمله کنترل شده



شکل ۱۱- زاویه سرش‌جانبی کنترل شده

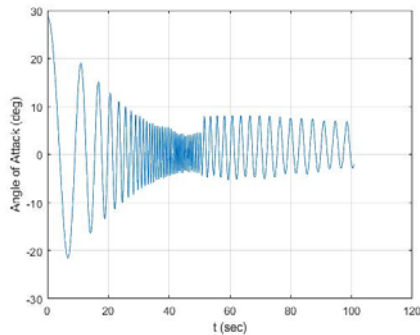
اکنون زاویه حمله اولیه هنگام ورود به جو فضاپیما را افزایش داده تا سیستم ورودی‌های اغتشاشی بزرگ‌تری را تجربه کند. ضمن این که به‌عنوان یک نامعینی مکان مرکز جرم با یک سانتی‌متر انحراف از مقدار نامی خود در نظر گرفته شده است. نتایج حاصله در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) مشخص است. سرعت‌های زاویه‌ای مربوطه نیز در شکل (۱۴) نشان داده شده است.



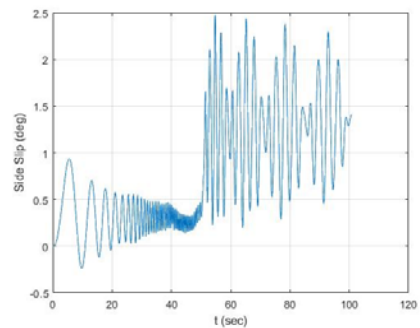
شکل ۱۷- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم شعاعی و کنترل PID

همچنین، واضح است که اگر جرم عملگرها را نصف کنیم مکانیزم صلیبی و کنترل کننده PID دیگر جوابگو نیست و احتیاج داریم تا از مکانیزم شعاعی استفاده کنیم. نمودارهای ۱۸ و ۱۹ صحت این موضوع را تایید می کند. اگر جرم عملگرها را به ۵ کیلوگرم کاهش داده و از چیدمان شعاعی همراه با کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی استفاده کنیم نتایج به دست آمده متفاوت خواهد شد.

نمودارهای (۲۰) و (۲۱) بیانگر این است که چیدمان شعاعی این امکان را به ما می دهد تا جرم عملگرهای خود را به نصف برسانیم به شرط آنکه از یک کنترل کننده غیرخطی مانند کنترل کننده به کار برده شده در این پژوهش استفاده کنیم.



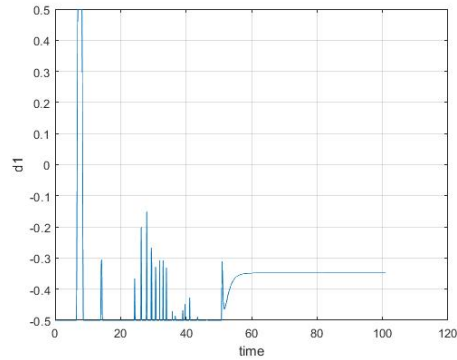
شکل ۱۸- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg



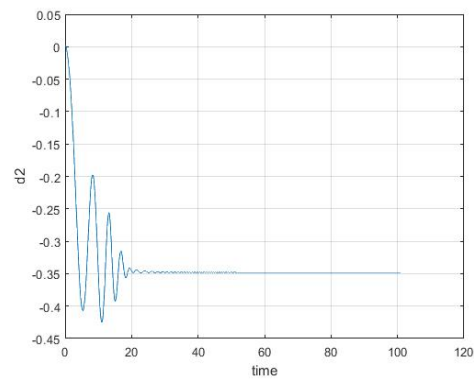
شکل ۱۹- زاویه سرش جانی کنترل شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg

باتوجه به نمودارهای (۱۲) و (۱۳) مقایسه آن ها با شکل های شکل (۴) و شکل (۵) می توان نتیجه گرفت که کنترل کننده بعد از ورود به جو و به خصوص در هنگام غلیظ شدن جو عملکرد بسیار مطلوبی از خود نشان داده و زاویه های اغتشاشی ایجاد شده را به خوبی کنترل کرده است. همان طور که گفته شد میزان انحراف جرم های متحرک محدود بوده و وابسته به قطر فضاپیما است. در این پژوهش قطر کپسول ۱۵۰ سانتی متر است و این بدین معنی است که هر کدام از این جرم های متحرک می توانند از صفر تا ۷۰ سانتی متر حرکت کند و کنترل کننده طراحی شده با وجود این قید سیستم را کنترل کرده است.

با فرض بر اینکه که جرم های انتقالی با هم برخورد نمی کنند میزان جابه جایی جرم های متحرک در شکل های (۱۵) و (۱۶) مشاهده می شود.



شکل ۱۵- میزان جابه جایی جرم متحرک d1



شکل ۱۶- میزان جابه جایی جرم متحرک d2

اگر به جای مکانیزم صلیبی از مکانیزم شعاعی استفاده کنیم دیگر کنترل کننده PID توانایی کنترل سیستم را ندارد. دلیل این موضوع روابط غیرخطی حاکم بر مکانیزم شعاعی می باشد. که این امر در مورد زاویه ی حمله در شکل ۱۷ قابل مشاهده است.

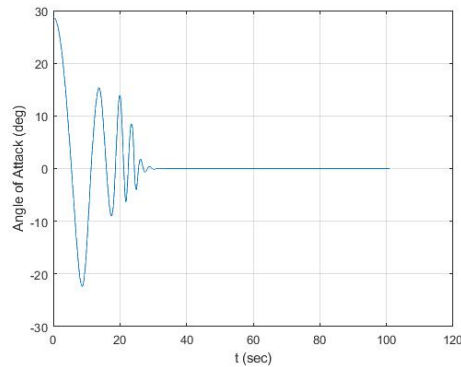
کنترل‌کننده غیرخطی استفاده شود. کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی به‌عنوان یک کنترل‌کننده جدید استفاده شده و کارایی بالایی را از خود نشان داده است.

تعارض منافع

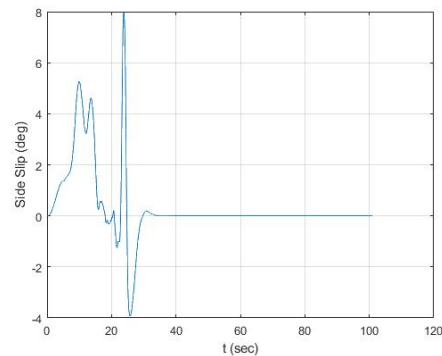
هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] A. Fedele, S. Carannante, M. Grassi, and R. Savino, "Aerodynamic control system for a deployable re-entry capsule," *Acta Astronautica*, vol. 181, pp. 707-716, 2021, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.049>.
- [2] A. Mohammadi and M. Tayefi, "Moving mass control system in conjunction with brain emotional learning-based intelligent control for rate regulation of suborbital reentry payloads," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 226, no. 9, pp. 1183-1192, 2012, doi: <https://doi.org/10.1177/0959651812453391>.
- [3] J. Li, C. Gao, C. Li, and W. Jing, "A survey on moving mass control technology," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82, pp. 594-606, 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.033>.
- [4] S. A. Erturk and A. Dogan, "Trim analysis of a moving-mass actuated airplane in steady turn," in *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 622, 2013, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-622>.
- [5] S. Darvishpoor, J. Roshanian, and M. Tayefi, "A novel concept of VTOL bi-rotor UAV based on moving mass control," *Aerospace Science and Technology*, vol. 107, p. 106238, 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106238>.
- [6] R. D. Robinett III, B. R. Sturgis, and S. A. Kerr, "Moving mass trim control for aerospace vehicles," *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, vol. 19, no. 5, pp. 1064-1070, 1996, doi: <https://doi.org/10.2514/3.21746>.
- [7] T. Petsopoulos, F. J. Regan, and J. Barlow, "Moving-mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 1, pp. 54-60, 1996, doi: <https://doi.org/10.2514/3.55707>.
- [8] T. Haus, M. Orsag, and S. Bogdan, "Design considerations for a large quadrotor with



شکل ۲۰- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم شعاعی و جرم عملگر ۵ kg



شکل ۲۱- زاویه سرش جانبی کنترل شده با مکانیزم شعاعی و جرم عملگر ۵ kg

نتیجه گیری

فاز بازگشت به جو در یک فضایما یکی از مهم‌ترین مراحل ماموریت آن می‌باشد. نیروهای وارد شده به فضایما در این فاز باعث ایجاد زاویه‌های اغتشاشی می‌شود. که این زاویا باعث آسیب به وسیله و سرنشینان آن و انحراف مسیر پرواز می‌شود. برای کنترل این زوایای اغتشاشی می‌توان از جرم‌های انتقالی به‌عنوان عملگر استفاده کرد. این عملگر به دلیل استفاده از نیروی داخلی مزیت‌هایی نسبت به سطوح کنترلی و تراست جت‌ها دارند. هر دو مکانیزم صلیبی و شعاعی توانایی کنترل وسیله پرنده را دارند. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین فرکانس زوایای اغتشاشی در ارتفاع ۲۰ تا ۳ کیلومتری سطح زمین است. اغتشاشات فرکانس بالا بیشترین صدمه را به فضایما و سرنشین‌های آن وارد می‌کند. کنترل‌کننده طراحی شده در این محدوده زمانی عملکرد بسیار مناسبی را در هر دو مکانیزم شعاعی و صلیبی نشان می‌دهد. مکانیزم شعاعی مزیت‌های بیشتری نسبت به مکانیزم صلیبی داشته و توانایی حمل بار را افزایش می‌دهد. در شرایط یکسان می‌توانیم جرم عملگرها را در مکانیزم شعاعی به نصف برسانیم. برای استفاده از مکانیزم شعاعی به‌دلیل روابط غیرخطی حاکم بر آن باید از یک

- Algorithms; Simulation and Comparison in Quadrotor," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 23-33, 2024,
doi: . <https://doi.org/10.30699/jtae.2023.7.4.3>.
- [11] A. A. Najm and I. K. Ibraheem, "Nonlinear PID controller design for a 6-DOF UAV quadrotor system," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 22, no. 4, pp. 1087-1097, 2019,
doi: <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2019.02.005>.
- moving mass control," in *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 1327-1334: IEEE, 2016.
- [9] J. Wang, L. Liu, P. Wang, and G. Tang, "Guidance and control system design for hypersonic vehicles in dive phase," *Aerospace Science and Technology*, vol. 53, pp. 47-60, 2016,
doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.010>.
- [10] M. Ghanifar, M. Kamzan, and M. Tayefi, "Adjust PID Controller Parameters with Adaptive and Non-Adaptive Intelligent