




Original Research Paper

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

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

1. M. Sc., Department Flight Dynamics and Control, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
2. Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 28 January 2024
Revised 03 March 2024
Accepted 09 March 2024
Available Online 09 April 2024

Keywords:

Space Capsule
Re-Entry
Suborbital
Moving Mass
Stability
Control

ABSTRACT

This study explores the control of a space capsule during the re-entry phase. Spacecraft re-entry is a critical phase of a mission because, as the spacecraft enters Earth's atmosphere, aerodynamic forces and moments can disturb the angles of attack and sideslip, potentially leading to instability. If left uncontrolled, these disturbances can cause significant damage to the spacecraft and jeopardize the safety of its passengers. To mitigate these disturbances, moving mass controllers (MMC) are employed as efficient actuators. MMCs control the spacecraft by altering its center of mass and generating internal forces. The primary advantage of MMCs over other control methods, such as aerodynamic surfaces and thrust jets, is that they do not produce turbulent aerodynamic forces, which can impair the controller's performance. A vital aspect of this research is the design and analysis of the moving mass controller mechanisms. In addition to examining the more standard cross mechanism, this study also investigates the radial mechanism. The radial mechanism offers advantages over the cross mechanism, such as increased load-carrying capacity. Under the same conditions, the radial mechanism can reduce the mass of the actuators by half. Due to the nonlinear relationships governing the radial mechanism, a nonlinear controller is necessary. This study employs a nonlinear proportional-integral-derivative (PID) controller, demonstrating high efficiency.

*Corresponding Author's E-mail: tayefi@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Karim-Abadeh, and M. Tayefi, "Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 15-27, 2024, (in Persian), <https://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/).





مقاله پژوهشی

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

مسلم کریم‌آباده^۱ و مرتضی طایفی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، گروه دینامیک و کنترل پرواز، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، تهران، ایران
۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

در این پژوهش به طراحی کنترل برای یک فضایمای بازگشتی یا کپسول فضایی در فاز بازگشت به جو از یک پرواز زیرمداری بر مبنای مکانیزم جرم‌های انتقالی داخلی پرداخته می‌شود. فاز بازگشت به جو فضایمما یکی از مهم‌ترین مراحل انجام ماموریت یک فضایمما است، زیرا با ورود فضایمما 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 فضایمما و سرنشین‌های آن شود. علاوه بر این، مسیر پروازی فضایمما 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 تراست‌جت‌ها، عدم تولید نیروی آیرودینامیکی و پیشرانشی اضافی و محافظت از عملگرها در برابر گرمایش آیرودینامیکی ورود به جو می‌باشد. نوع چیدمان جرم‌های انتقالی نیز یک فاکتور مهم محسوب می‌شود که باید مورد تحلیل و بررسی قرار گیرد. در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی که مکانیزم مرسوم‌تری است، مکانیزم شعاعی نیز بررسی و تحلیل شده است. 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 ناگزیر به استفاده از یک کنترل‌کننده غیرخطی هستیم. در این مقاله کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی به‌عنوان یک کنترل‌کننده جدید استفاده شده و کارایی بالایی را از خود نشان داده است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۸ بهمن ۱۴۰۲
بازنگری ۱۳ اسفند ۱۴۰۲
پذیرش ۱۹ اسفند ۱۴۰۲
اولین انتشار ۲۱ فروردین ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

کپسول فضایی
بازگشت به جو
زیرمداری
جرم‌های انتقالی
پایداری
کنترل

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: tayefi@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Karim-Abadeh, and M. Tayefi, "Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, pp. 15-27, 2024, (in Persian), <https://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/).



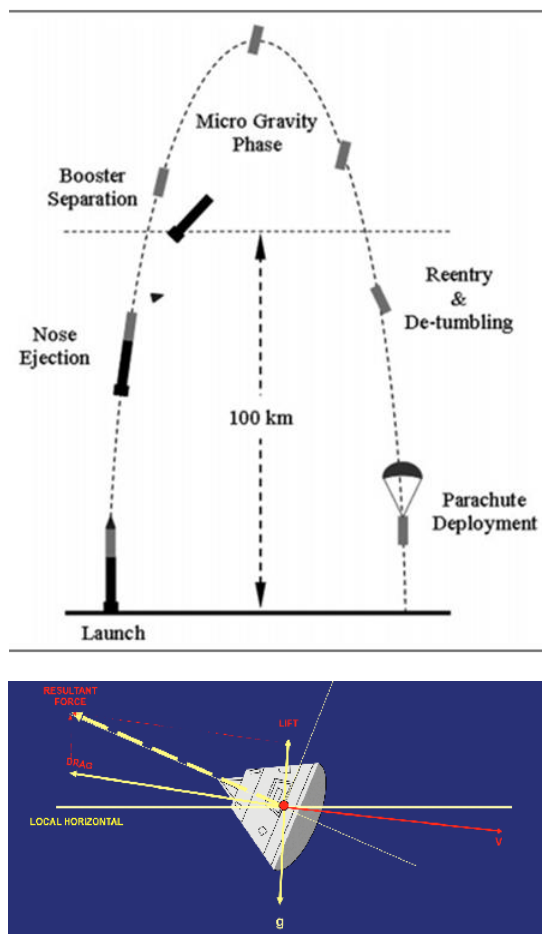
فهرست علائم

C_{lr}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای r
C_{m0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Y وابسته به ظاهر کپسول
C_{mq}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Y نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{n0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z وابسته به ظاهر کپسول
C_{np}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای p
C_{nr}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای r
X_{cg}, Y_{cg}, Z_{cg}	مکان مرکز جرم در راستاهای X, Y, Z
S_{ref}	مساحت مرجع
L_{ref}	طول مرجع
Q	فشار دینامیکی
m_1	جرم، جرم انتقالی اول
m_2	جرم، جرم انتقالی دوم
d_1	فاصله جرم انتقالی اول تا مرکز جرم در راستای Y
d_2	فاصله جرم انتقالی دوم تا مرکز جرم در راستای Z
θ_1	زاویه جرم انتقالی اول
θ_2	زاویه جرم انتقالی دوم

m	جرم کل فضاپیما
V_b	سرعت خطی
ω_b	سرعت دورانی
I	ممان اینرسی
α	زاویه حمله
β	زاویه سرش‌جانبی
u, v, w	سرعت خطی د راستاهای X, Y, Z
p, q, r	سرعت دورانی حول محورها X, Y, Z
ϕ, θ, ψ	زوایای اویلر
F	نیروهای وارد بر فضاپیما
M	ممان‌های وارد بر فضاپیما
C_x	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور X
C_y	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور Y
C_z	ضریب نیروی آیرودینامیکی در راستای محور Z
C_l	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور X بدنی
C_m	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور Y بدنی
C_n	ضریب ممان آیرودینامیکی حول محور Z بدنی
C_{A0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت X وابسته به ظاهر کپسول
C_{Aq}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور X نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{y0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت Y وابسته به ظاهر کپسول
C_{yp}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Y نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای p
C_{yr}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Y نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای r
C_{N0}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در جهت Z وابسته به ظاهر کپسول
C_{Nq}	تغییرات نیرو آیرودینامیکی در راستای محور Z نسبت به تغییرات سرعت زاویه‌ای q
C_{l0}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X وابسته به ظاهر کپسول
C_{lp}	تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور X نسبت تغییرات سرعت زاویه‌ای p

مقدمه

فضاپیماها 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 ماموریت یا برای انجام ماموریت به جو زمین بر می‌گردند. در مرحله آخر وارد فاز بازگشت به جو شده و توسط چتر بازیابی می‌شوند. فاز بازگشت به جو یکی از مهم‌ترین بخش‌های ماموریت یک کپسول فضایی بازگشتی است [۱]. 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 اغتشاش‌ها مهار نشود می‌تواند آسیب‌های جدی به پرنده



شکل ۱- مراحل پرواز زیرمداری شامل فرآیند پرتاب و بازیابی (بالا) و نمایی از کپسول فضایی در مرحله بازگشت به جو (پایین) [2]

Figure 1. The stages of suborbital flight including the launch and recovery process (top) and a view of the space capsule during the reentry stage (bottom)[2]

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 [۳]. علاوه بر این راندمان کنترل سطوح آیرودینامیکی با افزایش ارتفاع به سرعت کاهش پیدا می‌کند [۹] 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 کامل می‌برند که باعث صرفه‌جویی می‌شود و توانایی حمل بار را به حداکثر می‌رساند [۳].

و سرنشین‌های احتمالی داخل آن وارد کند. مراحل کلی مأموریت یک فضایی‌بازگشتی در پرواز زیرمداری در شکل ۱ قابل مشاهده است 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 [۲] طرح جرم‌های انتقالی صلیبی برای فرم هندسی استوانه‌ای کار شده است.

برای کنترل فاز بازگشت به جو از عملگرهای مرسوم مانند سطوح کنترلی و تراست جت‌ها استفاده می‌شود که هر کدام 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 فضایی‌بازگشتی در هر لحظه می‌شود که این موضوع باعث تغییر گشتاورهای آیرودینامیکی می‌گردد. که می‌توان با این گشتاورها به کنترل جسم پرنده پرداخت [۳]. از جرم‌های انتقالی در وسایل هوافضایی مختلفی استفاده می‌شود که به برخی از آن‌ها می‌پردازیم. از این عملگر برای کنترل زاویه پیش‌خیز و زاویه گردش در پهنپایان استفاده می‌شود. در پهنپایان 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 [۴]. همین‌طور از جرم‌های انتقالی در کنترل پهنپایان 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 [۵] از این عملگر کنترلی برای تریب 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 تریب کردن محموله بازگشت به جو دارد. استفاده از جرم‌های انتقالی نه تنها دقت بالاتری داشته به دلیل نیاز به مانورهای بزرگ مقام‌تر نیز هستند [۶] زاویه غلت به‌عنوان یکی از زوایای اولیه در بسیاری از موارد مستلزم وجود یک کنترل‌کننده می‌باشد. از جرم‌های انتقالی می‌توان برای کنترل زاویه رول نیز [۷]. در [۸] 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 از نیروی تراست است. همچنین امکان استفاده از موتورها از غیرالکتریکی در کوادکوپتر را به ما می‌دهد.

که در آن

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

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.

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

در روابط بالا C_{A0} نیرویی است که بدون در نظر گرفتن زاویه حمله و و صرفاً از لحاظ شکل ظاهری پرنده در راستای x به پرنده

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 توجیه 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، فضایی 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:

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

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.

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_b &= \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\omega} &= \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

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

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

همچنین، براساس قانون دوم نیوتن برای مجموع گشتاورها داریم:

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

• 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 بدهیم که این انتقال با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید.

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

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

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

بنابراین نیروی وزن در نهایت به شکل زیر به دست می‌آید:

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

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 سرش‌جانبی هستند. این متغیرها از طریق سینتیک ذرات و با توجه به روابط زیر به دست می‌آیند.

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

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

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

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

اعمال می‌شود. تغییرات نیرو در جهت محور γ در حالتی است که کاوشگر هیچ‌گونه زاویه‌ی حمله و سرش‌جانبی نداشته باشد و فقط به شکل ظاهری کپسول فضایی مربوط است و از سایر فاکتورها جدا است. C_{Yr} ، C_{Yp} تغییرات نیرو در جهت محور γ 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_Z ، C_Y ، C_X به ترتیب ضرایب نیروی آیرودینامیکی در راستای x ، y و Z است که نشان‌دهنده 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.

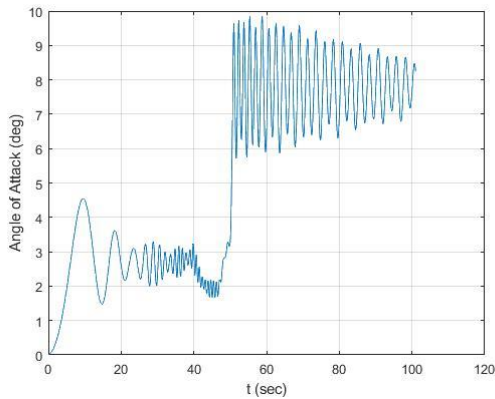
$$\begin{aligned} c_l &= c_{l0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} (rc_{lr} + pc_{lp}) + \frac{c_y}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{c_z}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cgr}) \\ c_m &= c_{m0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} qc_{mq} + \frac{c_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{c_z}{L_{ref}} (x_{cg} - x_{cgr}) \\ c_n &= c_{n0} + \frac{L_{ref}}{2|V_b|} (rc_{nr} + pc_{np}) + \frac{c_x}{L_{ref}} (z_{cg} - z_{cgr}) - \frac{cy}{L_{ref}} (y_{cg} - y_{cgr}) \end{aligned} \quad (8)$$

در روابط بالا x_{cg} ، y_{cg} ، z_{cg} 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 محورهای x و Z هستند. C_{nr} و C_{np} به ترتیب تغییرات ممان آیرودینامیکی حول محور Z با توجه به تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای x و Z هستند. C_{mq} نیز تغییرات ممان حول محور γ با توجه به تغییرات سرعت دورانی حول همین محور است. C_{m0} و C_{l0} و C_{n0} 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 می‌آیند:

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

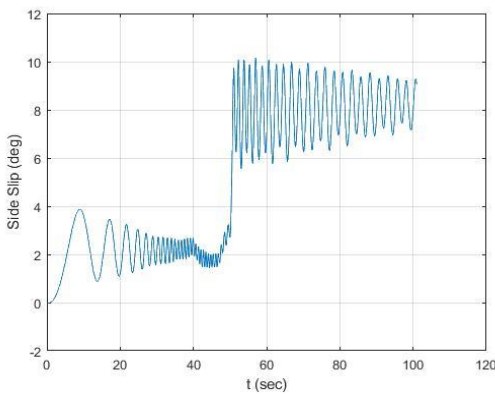
$$\mathbf{M}_b = QS_{ref} [c_l \ c_m \ c_n]^T \quad (10)$$

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.



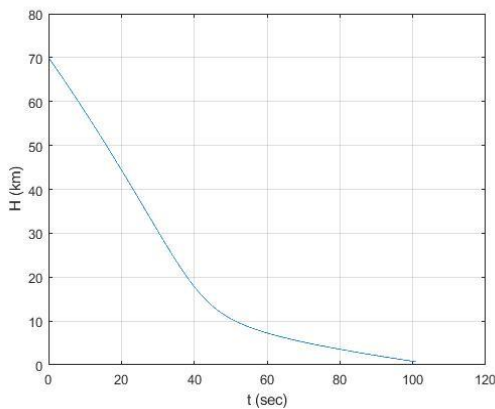
شکل ۴- زاویه حمله بدون کنترل کننده با وجود نامعینی در مرکز جرم

Figure. 4. Angle of attack without controller with uncertainty in center of mass



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

Figure. 5. Side slip without controller with uncertainty in center of mass



شکل ۶- نمودار تغییر ارتفاع

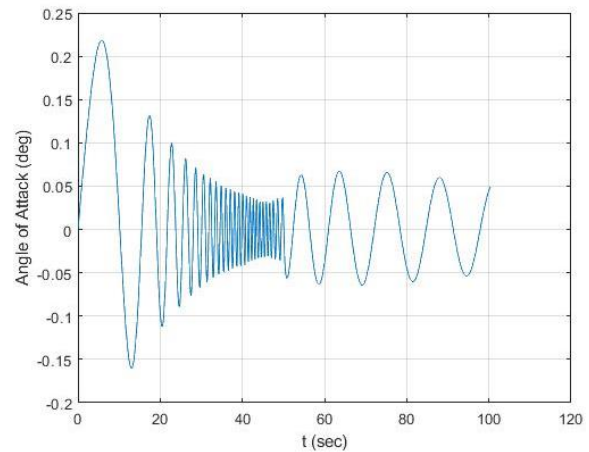
Figure. 6. Altitude change chart

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 به‌طور 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.

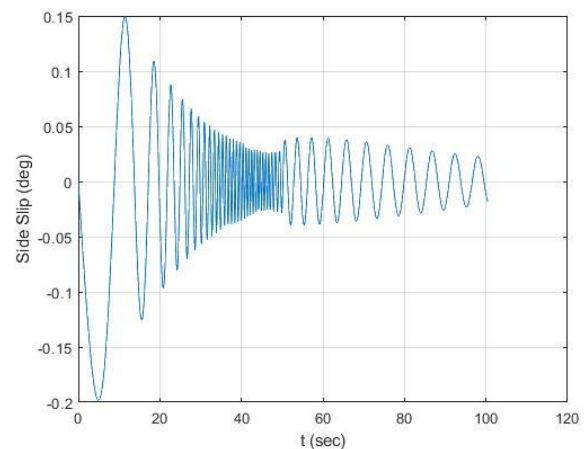
نمودار تغییرات ارتفاع با گذشت زمان را نیز در شکل (۶) مشاهده

می‌کنید.



شکل ۲- زاویه حمله بدون کنترل کننده

Figure. 2. Angle of attack without controller



شکل ۳- زاویه سرش‌جانبی بدون کنترل کننده

Figure. 3. Side slip angle without controller

هندسی یا مبدا مختصات بدنی قرار دارد استخراج شده است.

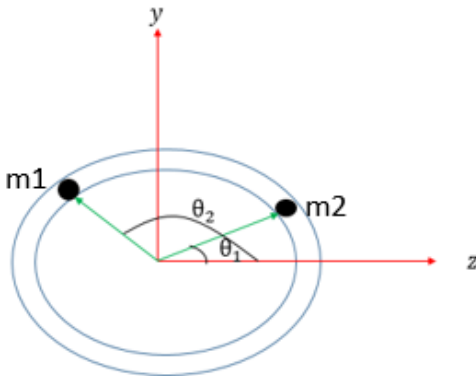
$$y_{cg} = \frac{m_1 d_1}{m_1 + m_2 + m} \quad (15)$$

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

در 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 به‌صورت 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

Figure 8. Radial mechanism moving mass in the space capsule

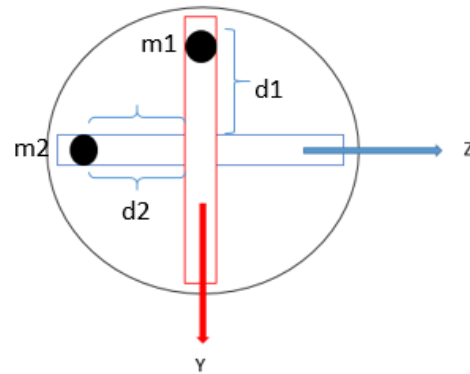
همان‌گونه که در شکل مذکور مشخص است جرم‌های انتقالی دیگر در راستای محورهای مختصات حرکت نمی‌کنند و به دور کپسول می‌چرخند. نکته مثبت این مکانیزم این است که هر دو جسم می‌توانند بر مرکز جرم در راستاهای مختلف تاثیر بگذارند. این امر سبب می‌شود که در صورت ایجاد نامعینی بزرگ یا ورودی اغتشاشی بزرگ که یک جرم نتواند 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.

مکانیزم‌های چیدمان جرم‌های متحرک

در این پژوهش از دو مکانیزم صلیبی و شعاعی برای نحوه عملکرد جرم‌های انتقالی استفاده می‌کنیم که به تفصیل به‌آنها 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 آزمایشگاهی لازم است سیستم کنترل با فرض لحاظ کردن دینامیک یا به‌عبارتی سرعت و شتاب جرم‌ها، بازبینی و ارتقا یابد.

مکانیزم صلیبی

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



شکل ۷- شماتیک صلیبی جرم‌های انتقالی در کپسول فضایی

Figure 7. Cross mechanism moving mass in the space capsule

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 به‌مانند 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) نشان‌دهنده تغییرات مکان مرکز جرم بر اساس تغییر مکان جرم‌های متحرک است. لازم به‌ذکر است که روابط زیر با فرض این که مرکز جرم وسیله بدون حضور جرم‌های انتقالی در مرکز

می‌شود. بنابراین نیاز به یک کنترل‌کننده غیرخطی مشخص است. در این پژوهش به‌عنوان یک کنترل‌کننده غیرخطی از کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی غیرخطی استفاده می‌کنیم. در این کنترل‌کننده 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.

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

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

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

در رابطه (۲۱) β شامل بردار e, \dot{e} و $\int edt$ و $\alpha_i \in R^+$ است. برای $k_i(\beta)$ یک تابع مثبت با ضرایب $k_{1i}, k_{2i}, \mu_i \in R^+$ هستند. برای بالا بردن حساسیت کنترل‌کننده از این ضریب استفاده می‌شود. مشخص است که در این کنترل‌کننده به‌جای ۳ ضریب از ۱۲ ضریب استفاده می‌شود که کنترل‌کننده ما را انعطاف پذیرتر می‌کند. لازم به‌ذکر است که ضرایب سیستم از روش‌های مختلفی از جمله آزمون و خطا، ژنتیک الگوریتم و غیره استخراج می‌شود. در این پژوهش ضرایب استفاده‌شده به‌روش آزمون و خطا به‌دست آمده است. [۱۱]. در شکل (۹) نحوه کار کنترل‌کننده 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 کنترل‌کننده شده و کنترلر برحسب میزان خطا دستور لازم را صادر می‌کند. دستور صادر شده از سوی کنترل‌کننده مقدار جابه‌جایی جرم‌های انتقالی هستند. خروجی کنترل‌کننده طبق فرمول‌های (۱۷) و (۱۸) یا (۲۰) تا (۲۲) بسته به اینکه از کدام کنترل‌کننده (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 به‌صورت فیدبک از مقدار مطلوب لحظه‌ای کم شده و بردار خطا را ایجاد می‌کند

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

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

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

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. به‌طور 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 به‌طور دلخواه و به هر میزان جابه‌جا شوند. بنابراین کنترل‌کننده با محدودیت اشباع مواجه است و هر سیگنال کنترلی را نمی‌تواند به سیستم اعمال کند.

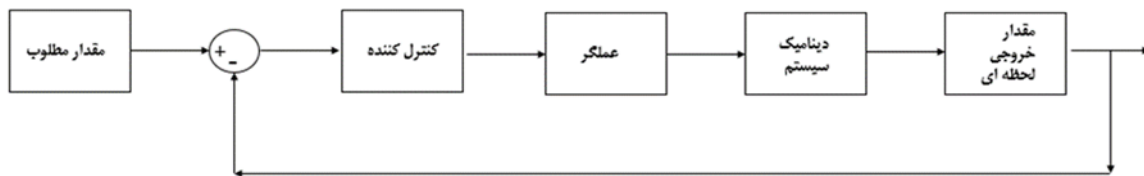
کنترل‌کننده تناسبی - انتگرالی - مشتقی خطی و غیر خطی

از [۱۰] می‌دانیم که فرمول اصلی کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی خطی در رابطه (۱۹) نمایش داده شده است.

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

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

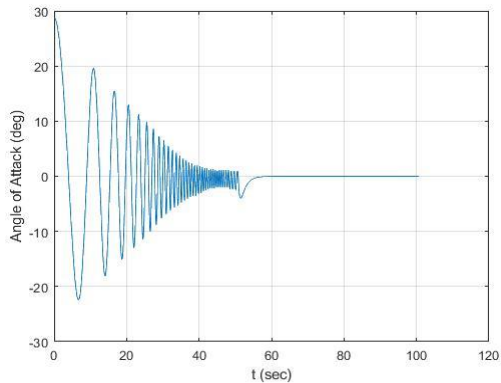
همان‌گونه که گفته شد در این پژوهش علاوه بر مکانیزم صلیبی، مکانیزم شعاعی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به دینامیک عملگرها در مکانیزم شعاعی کنترل‌کننده خطی قادر به پاسخ‌گویی به این دینامیک نمی‌باشد که این موضوع در بخش‌های بعدی نشان داده



شکل ۹- بلوک دیاگرام سیستم کنترل

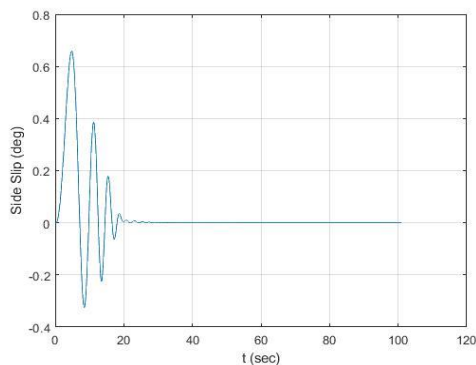
Figure. 9. Block diagram of the control system

شکل‌های (۱۲) و (۱۳) مشخص است. سرعت‌های زاویه ای مربوطه نیز در شکل (۱۴) نشان داده شده است.



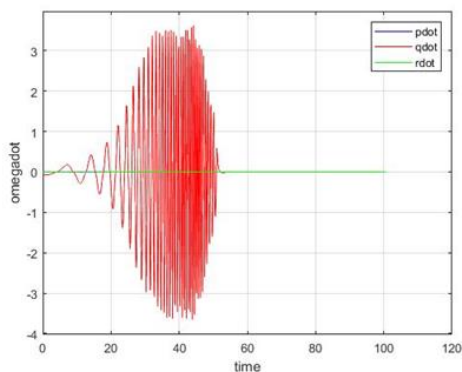
شکل ۱۲- زاویه حمله کنترل شده با وجود نامعینی

Figure 12. Angle of attack with uncertainty in center of mass after applying the controller



شکل ۱۳- زاویه سرش جانبی کنترل شده با وجود نامعینی

Figure 13. Side slip with uncertainty in center of mass after applying the controller



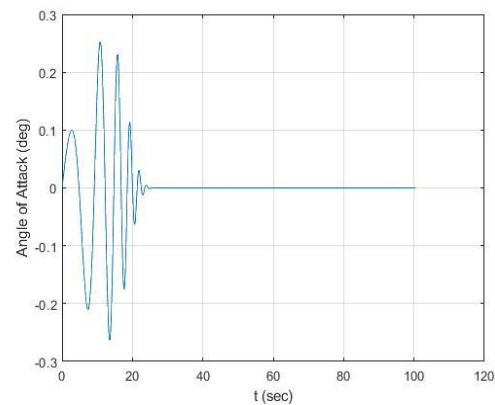
شکل ۱۴- سرعت‌های زاویه‌ای بر حسب زمان

Figure 14. Angular velocities

شبیه‌سازی

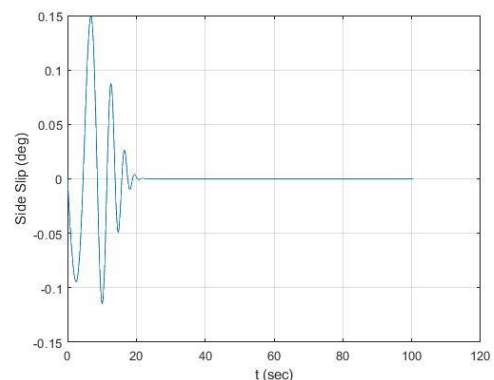
همان‌گونه که گفته شد مولفه‌های اصلی، کنترل زاویه حمله و زاویه سرش جانبی می‌باشد. معیار اصلی که برای طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته شده است فراجبهش ۵ درصد است. با فرض این که هرکدام از جرم‌های انتقالی ۱۰ کیلوگرم جرم داشته باشند کنترل PID برای سیستم طراحی شده و نتایج زیر حاصل شده است.

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

Figure 10. Angle of attack after applying the controller

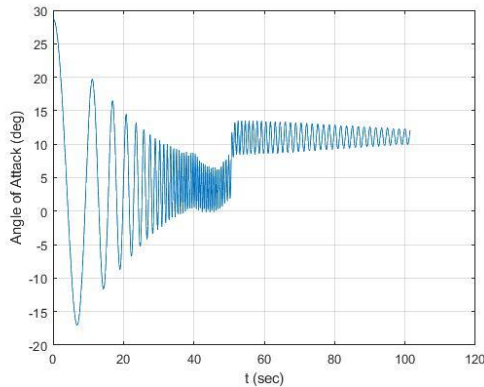


شکل ۱۱- زاویه سرش جانبی کنترل شده

Figure 11. side slip after applying the controller

اکنون زاویه حمله اولیه هنگام ورود به جو فضاپیما را افزایش داده تا سیستم ورودی‌های اغتشاشی بزرگ‌تری را تجربه کند. ضمن این‌که به‌عنوان یک نامعینی مکان مرکز جرم با یک سانتی‌متر انحراف از مقدار نامی خود در نظر گرفته شده است. نتایج حاصله در

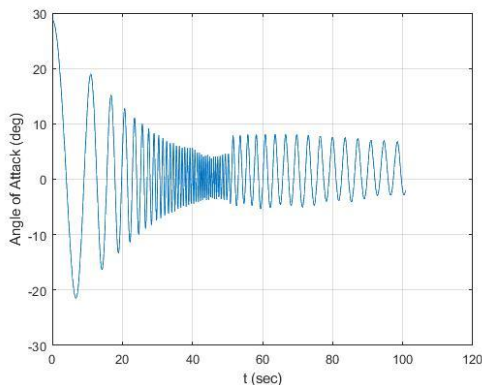
اگر به جای مکانیزم صلیبی از مکانیزم شعاعی استفاده کنیم دیگر کنترل کننده PID توانایی کنترل سیستم را ندارد. دلیل این موضوع روابط غیرخطی حاکم بر مکانیزم شعاعی می‌باشد. که این امر در مورد زاویه‌ی حمله در شکل ۱۷ قابل مشاهده است.



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

Figure 17. Angle of attack controlled using radial mechanism and PID control

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 می‌کند. اگر جرم عملگرها را به ۵ کیلوگرم کاهش داده و از چیدمان شعاعی همراه با کنترل کننده تناسبی-انترالی-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 می‌دهد 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.

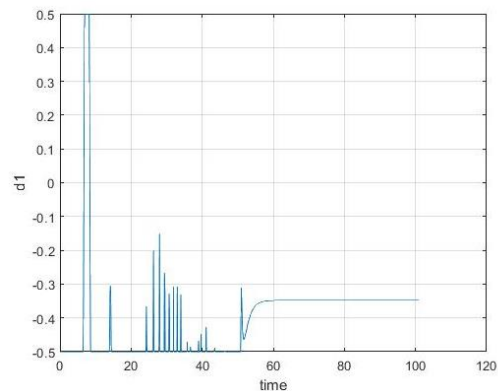


شکل ۱۸- زاویه حمله کنترل شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg

Figure 18. angle of attack controlled using cross mechanism while $m=5\text{kg}$.

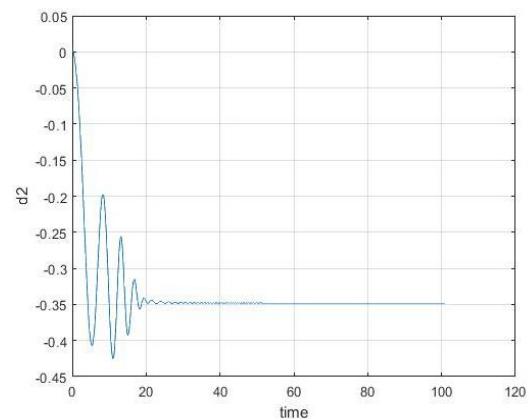
با گذشت زمان و با کاهش ارتفاع فضاپیما، میزان فشار اتمسفر و به دنبال آن ضرایب آیرودینامیکی افزایش پیدا کرده و ضرایب اغتشاشی بزرگی ایجاد می‌شود که در بخش قبل توضیح داده شد. از طرفی دیگر هر چه ارتفاع کاهش پیدا کند به دلیل افزایش غلظت اتمسفر، کنترل کننده عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهند. پس با توجه به نمودارهای (۱۲) و (۱۳) مقایسه آن‌ها با شکل‌های (۴) و (۵) می‌توان 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 زاویه‌های اغتشاشی ایجاد شده را به خوبی کنترل کرده است. همان‌طور که گفته شد میزان انحراف جرم‌های متحرک محدود بوده و وابسته به قطر فضاپیما است. در این پژوهش قطر کپسول ۱۵۰ سانتی‌متر است و این بدین معنی است که هر کدام از این جرم‌های متحرک می‌توانند از صفر تا ۷۰ سانتی‌متر حرکت کنند و کنترل کننده طراحی شده با وجود این قید سیستم را کنترل کرده است.

با فرض بر اینکه که جرم‌های انتقالی با هم برخورد نمی‌کنند میزان جابه‌جایی جرم‌های متحرک در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) مشاهده می‌شود.



شکل ۱۵- میزان جابه‌جایی جرم متحرک d1

Figure 15. displacement of moving mass d1



شکل ۱۶- میزان جابه‌جایی جرم متحرک d2

Figure 16. displacement of moving mass d2

نتیجه گیری

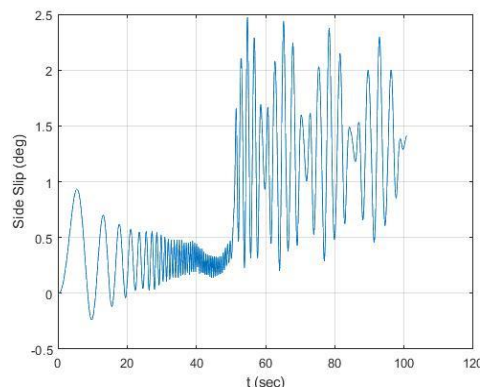
فاز بازگشت به جو در یک فضاپیما یکی از مهم‌ترین مراحل ماموریت آن می‌باشد. نیروهای وارد شده به فضاپیما در این فاز باعث ایجاد زاویه‌های اغتشاشی می‌شود. که این زاویا باعث آسیب به وسیله و سرنشینان آن و انحراف مسیر پرواز می‌شود. برای کنترل این زوایای اغتشاشی می‌توان از جرم‌های انتقالی به‌عنوان عملگر استفاده کرد. این عملگر به دلیل استفاده از نیروی داخلی مزیت‌هایی نسبت به سطوح کنترلی و تراسست 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 فضاپیما 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 به دلیل روابط غیرخطی حاکم بر آن باید از یک 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.

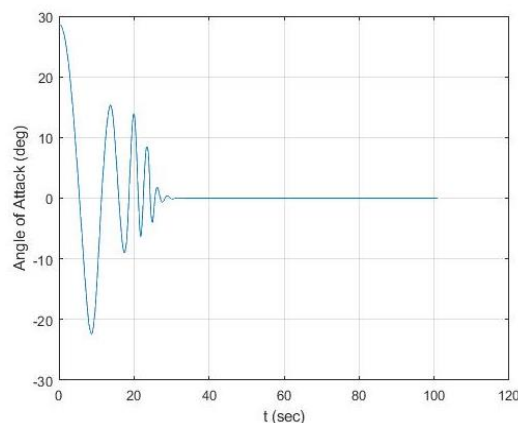
مراجع

- [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, <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, <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, <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*



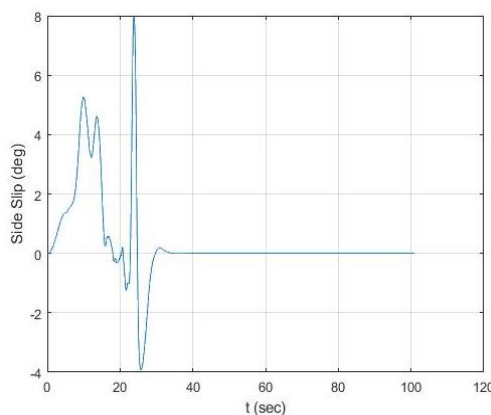
شکل ۱۹- زاویه سرش جانبی کنترل شده با مکانیزم صلیبی و جرم عملگر ۵kg

Figure. 19. Side slip angle controlled using cross mechanism while $m=5\text{kg}$.



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

Figure. 20. angle of attack controlled using radial mechanism while $m=5\text{kg}$.



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

Figure. 21. Side slip angle controlled using radial mechanism while $m=5\text{kg}$

- on *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Arlington, VA, USA, 2016, pp. 1327-1334, <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502680>.
- [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, <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 algorithms; simulation and comparison in quadrotor," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 23-33, 2024, <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, <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2019.02.005>.
- Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, Art. no. 0622, <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, 2020, Art. no. 106238, <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, <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, <https://doi.org/10.2514/3.55707>.
- [8] T. Haus, M. Orsag, and S. Bogdan, "design considerations for a large quadrotor with moving mass control," in *2016 International Conference*