



Modeling of Fuel Sloshing in a Spacecraft and Control it by Active Control Method Using Nonlinear Control

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Navabi M.^{*1} PhD,
Davoodi A.¹ MSc

How to cite this article

Navabi M, Davoodi A. Modeling of Fuel Sloshing in a Spacecraft and Control it by Active Control Method Using Nonlinear Control. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(9): 2121-2128.

ABSTRACT

Fuel sloshing is one of the most important factors in disturb attitude of the spacecraft from desire in orbital maneuver. So, controlling this phenomenon is a critical problem in attitude control. There are active and passive control methods to control fuel sloshing. Active method has better responses to control fuel sloshing and its effect on attitude of the spacecraft in the same time; so, mostly this method is used. For this aim, it is necessary to model slosh dynamic. In this paper, slosh dynamic is modeled by a multi-pendulum model, and, then, coupled equations of the spacecraft and fuel slosh dynamic are derived. In the presented model, pendulums can move freely in 3D atmosphere, and this matter makes presented model closer to real. Coupled equations of the spacecraft and fuel slosh dynamic are nonlinear. Therefore, nonlinear control methods should be used to attitude control in more realistic mode. In this paper, two candidate Lyapunov functions are proposed; then, using these functions, controllers are obtained. The effectiveness of these controllers on attitude of the spacecraft and pendulums is described by a simulation. Although, there are some little differences in time responses based on two controllers, results of simulation illustrate good responsibility of controllers to control aims.

Keywords Slosh modeling; 3D model; Active control; Sloshing control

¹New Technologies Engineering Faculty, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: New Technologies Engineering Faculty, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran. Postal Code: 1983969411

Phone: -

Fax: -

m_navabi@sbu.ac.ir

Article History

Received: March 21, 2018

Accepted: February 4, 2019

ePublished: September 01, 2019

CITATION LINKS

[1] Dynamic characteristics of liquid motion in partially filled tanks of a spinning spacecraft [2] Thrust-vector control of a three-axis stabilized upper-stage rocket with fuel slosh dynamics [3] Dynamic characteristics of liquid filled rectangular tank with baffles [4] Nonlinear fluid slosh coupled to the dynamics of a spacecraft [5] Dynamic modeling and stability parametric analysis of a flexible spacecraft with fuel slosh [6] Equivalent mechanical model for liquid sloshing during draining [7] Attitude dynamics and control of spacecraft with a partially filled flexible panels [8] Using sliding mode control method to suppress fuel sloshing of a liquid-filled spacecraft [9] Maneuvering control problems for a spacecraft with unactuated fuel slosh dynamics [10] Modeling and control of fuel sloshing and its effect on spacecraft attitude [11] Robotically controlled sloshing suppression in point-to-point liquid container transfer [12] Thrust-vector control of a three-axis stabilized spacecraft with fuel slosh dynamics [13] Command filtered modular adaptive backstepping attitude control of spacecraft in presence of disturbance torque [14] Modeling and spacecraft attitude control using reaction wheel with feedback linearization, its performance study subject to power and EULERINT [15] State equations for a spacecraft with maneuvering flexible appendages in terms of quasi-coordinates [16] 3D modeling and control of fuel sloshing in a spacecraft

مدل سازی تلاطم سوخت در یک فضایپما و کنترل آن به وسیله روش کنترل فعال با استفاده از کنترل غیرخطی

محمد نوابی * PhD

دانشکده مهندسی فناوری های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

علی داودی MSc

دانشکده مهندسی فناوری های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

چکیده

تلاطم سوخت یکی از مهم ترین عوامل در برهم خوردن وضعیت فضایپما از حالت مطلوب در مانور مداری است. بنابراین کنترل این پدیده از اساسی ترین مسائل در کنترل وضعیت به حساب می آید. دو نوع روش کنترل فعال و غیرفعال برای کنترل تلاطم وجود دارد که با توجه به جواب دهی بهتر کنترل فعال در کنترل هم زمان تلاطم و وضعیت فضایپما، اغلب از کنترل فعال استفاده می شود. برای این منظور در ابتدا باید دینامیک تلاطم را مدل کرد. در این مقاله، دینامیک تلاطم به وسیله مدل چندآونگی توصیف شده و معادلات دینامیک ترکیب شده فضایپما و تلاطم به دست آمده است. در مدل ارائه شده، آونگ ها به طور آزادانه می توانند در فضای سه بعدی حرکت کنند و این موضوع باعث می شود که مدل به واقعیت نزدیک تر باشد. معادلات دینامیک ترکیب شده فضایپما و تلاطم، غیرخطی هستند، بنابراین برای کنترل وضعیت در حالت واقعی تر باید از روش کنترل غیرخطی استفاده کرد. در این مقاله برای این منظور ابتدا دو تابع نامزد لیپانوف پیشنهاد شده است و پس از آن با استفاده از این توابع کنترلرها به دست آمده اند. تأثیر کنترلرهای به دست آمده بر وضعیت فضایپما و آونگ ها با انجام یک شبیه سازی نشان داده شده است. نتایج شبیه سازی نشان از عملکرد مناسب کنترلرهای طراحی شده دارند، اگرچه تفاوت اندکی در پاسخگویی دو کنترلر نسبت به یکدیگر دیده می شود.

کلیدواژه ها: مدل سازی تلاطم، مدل سه بعدی، کنترل فعال، کنترل تلاطم

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۱/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۱۵

* نویسنده مسئول: m_navabi@sbu.ac.ir

۱- مقدمه

تلاطم سوخت در فضایپما یکی از مسائلی است که از چند دهه گذشته تا به حال مورد مطالعه قرار گرفته است. در فضایپماهای بزرگ، مقدار قابل توجهی سوخت نیاز است تا آنها را در مدار نهایی قرار دهد. به عنوان مثال جرم سوخت موجود در ماهواره های زمین آهنگ تقریباً ۴۰٪ جرم کل ماهواره را به خود اختصاص می دهد [1]. حین انجام مانور مداری، اگر شتاب محوری یا دورانی فضایپما تغییر کند، مقدار زیادی سوخت در تانکر جابه جا می شود و باعث به وجود آمدن پدیده تلاطم می شود. به دلیل بالا بودن درصد مقدار سوخت نسبت به جرم فضایپما، تلاطم آن به راحتی می تواند وضعیت فضایپما را از حالت مطلوب خارج کند و باعث شکست مأموریت شود [2]. مطالعات زیادی برای کاهش اثر این پدیده روی وضعیت فضایپما انجام شده است. برخی از این مطالعات از تکنیک هایی مانند قراردادن میکروبال ها در تانکر یا تقسیم کردن تانکر به بخش های کوچک تر استفاده کرده اند [3]. اما این روش ها که از روش های غیرفعال کنترل به حساب می آیند، نمی توانند به طور کامل اثرات تلاطم را از بین ببرند. به علاوه این روش ها موجب افزایش وزن فضایپما می شوند و این موضوع باعث افزایش هزینه های مأموریت می شود. بنابراین برای کنترل این پدیده، نیاز به استفاده از روش های فعال است. این روش ها شامل به کارگیری یک قانون کنترلی مناسب و استفاده از پیشران اصلی فضایپما، پیشران های جانبی یا مومنوم های حاصل از چرخ های

عکس العملی، چرخ های مومنوم و غیره به عنوان ورودی قانون کنترلی است. برای به کارگیری روش های فعال و قوانین کنترلی در مبحث کنترل تلاطم ابتدا باید معادلات دینامیک ترکیب شده فضایپما و تلاطم سوخت را به دست آورد. در مطالعاتی که در این زمینه انجام شده، نشان داده شده است که مدل سازی های مکانیکی مانند جرم- فنر یا آونگ می توانند به خوبی دینامیک پیچیده تلاطم را تقریب بزنند [4, 5]. در این مطالعات برای توصیف پایین ترین مد تلاطم از مدل تک-آونگ [6-8] یا تک-جرم- فنر [9] و برای توصیف چند مد از تلاطم از مدل چندآونگ [10] یا چندجرم- فنر [11, 12] استفاده شده است. همچنین در برخی از این مطالعات، کل جرم سوخت متلاطم در نظر گرفته شده و در برخی دیگر، قسمتی از سوخت متلاطم و قسمتی دیگر از آن غیرمتلاطم است.

در این مقاله هدف، مدل سازی تلاطم و کنترل هم زمان وضعیت فضایپما و تلاطم است. برای این منظور، فضایپمایی که در حال انجام مانور مداری در فضای سه بعدی و دارای یک تانکر سوخت در نظر گرفته شده که بخشی از آن پر است. همچنین از مدل چندآونگی در فضای سه بعدی برای توصیف مدهای تلاطم استفاده شده که البته سه بعدی بودن این مدل که برای اولین بار انجام شده است، باعث نزدیک تر شدن مدل سازی به واقعیت نسبت به سایر مطالعات انجام شده می شود. سوخت موجود در تانکر به دو بخش متلاطم و غیرمتلاطم تقسیم بندی شده است. بخش متلاطم سوخت توسط مدل چندآونگی و بخش غیرمتلاطم توسط یک جرم صلب که در مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم قرار دارد و همراه با تانکر حرکت می کند، مدل شده است. همچنین فضایپما نیز توسط یک جرم صلب که در مرکز جرم آن قرار دارد، مدل شده است. پس از انجام مدل سازی ها، معادلات دینامیک ترکیب شده فضایپما و تلاطم برای اعمال کنترلر، به دست آمده است. این معادلات غیرخطی هستند و بنابراین برای رسیدن به کنترل وضعیت در حالت واقعی تر باید از یک روش کنترل غیرخطی استفاده کرد [13, 14]. برای این منظور، دو تابع نامزد لیپانوف پیشنهاد شده که یکی از آنها شامل ترم هایی از دینامیک آونگ ها و دیگری فاقد این ترم ها است. سپس با استفاده از این توابع، کنترلرهای مناسب برای رسیدن به اهداف کنترلی ایجاد شده است. ورودی های قانون کنترلی در این مقاله سه مومنوم (M_x, M_y, M_z) حول جرم صلب موجود در مرکز جرم فضایپما و دو زاویه انحراف گیمبال پیشران اصلی (δ_1 و δ_2) هستند.

۲- معادلات دینامیکی

در اکثر مطالعاتی که در زمینه تعامل بین دینامیک فضایپما و تلاطم انجام شده، مدل سازی تلاطم در فضای دوبعدی صورت گرفته است. اما مدل در فضای سه بعدی باعث می شود که مدل سازی به واقعیت نزدیک تر باشد. بنابراین در این بخش به مدل سازی تلاطم در فضای سه بعدی پرداخته می شود و معادلات دینامیک ترکیب شده فضایپما و تلاطم به دست خواهد آمد. همان طور که در شکل ۱ می توان مشاهده کرد، فضایپمای در نظر گرفته شده در حال انجام مانور مداری در فضای سه بعدی است. جرم کل فضایپما به جز جرم سوخت به عنوان یک جرم صلب (m) که در مرکز جرم آن قرار دارد، مدل شده است. مبدأ مختصات برای به دست آوردن معادلات دینامیکی، در مرکز جرم تانکر قرار دارد. فاصله بین مبدأ مختصات تا مرکز جرم فضایپما با b و فاصله بین مرکز جرم فضایپما و نقطه اتصال گیمبال با d نشان داده شده است. در شکل ۲ نیز می توان شماتیک مدل دواونگی در فضای

می شوند [15]. همچنین معادله ۳، معادله لاگرانژین است که برای به دست آوردن دینامیک جرم های داخلی استفاده می شود که در اینجا آونگ ها هستند. در معادلات بالا $V = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ و $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3]^T$ به ترتیب بردارهای سرعت محوری و سرعت زاویه ای مرکز جرم تانکر هستند. $\zeta = [\varphi \ \theta]$ بردار زوایای وضعیت آونگ ها و τ_r و τ_t به ترتیب بردارهای نیروها و مونتوم های کلی هستند که روی مرکز جرم فضاپیما اعمال می شوند.

$$\tau_t = \begin{bmatrix} F \cos \delta_1 \cos \delta_2 \\ F \sin \delta_2 \\ -F \sin \delta_1 \cos \delta_2 \end{bmatrix}$$

$$\tau_r = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y - F(b+d) \sin \delta_1 \cos \delta_2 \\ M_z - F(b+d) \sin \delta_2 \end{bmatrix}$$

همچنین برای بردار دلخواه p ، در این معادلات (۳-۱)، $\bar{p}$ ماتریسی پاد-متقارن است.

$$p = [p_1 \ p_2 \ p_3]^T, \bar{p} = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix}$$

L لاگرانژین است و به دلیل اینکه در این مقاله فرض بر این بوده که فضاپیما در محیط بدون گرانش در حال انجام مانور مداری است، بنابراین انرژی پتانسیل برابر صفر خواهد بود. در نتیجه داریم:

$$L = T - U, U = 0 \Rightarrow L = T \quad (4)$$

در اینجا T انرژی جنبشی تمام اجزای سیستم مدل فضاپیما و سوخت است و از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$T = \frac{1}{2} m V_c^2 + \frac{1}{2} m_0 V_0^2 + \frac{1}{2} \Omega^T (J + I_0 I) \Omega + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N [m_i V_i^2 + (\omega_i + \Omega)^T (I_i I) (\omega_i + \Omega)] \quad (5)$$

در اینجا V_c بردار سرعت محوری مرکز جرم فضاپیما، V_0 و V_i به ترتیب بردار سرعت محوری مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم و آونگ آم هستند. بردارهای سرعت محوری از روابط زیر قابل محاسبه هستند:

$$V_c = \dot{r}_c + \Omega \times r_c, V_0 = \dot{r}_0 + \Omega \times r_0, V_i = \dot{r}_i + \Omega \times r_i,$$

$$V = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} + \Omega \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (6)$$

در اینجا V بردار سرعت محوری مرکز جرم تانکر است. همچنین r_c و r_0 نیز به ترتیب بردارهای موقعیت مرکز جرم فضاپیما، مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم و آونگ آم نسبت به مبدأ مختصات هستند. بردارهای موقعیت نیز با توجه به شکل های ۱ و ۲ از روابط زیر به دست خواهند آمد:

$$r_c = [x - b \ y \ z]^T, r_0 = [x - h_0 \ y \ z]^T,$$

$$r_i = [x + h_i - l_i \cos \varphi_i \ y + l_i \sin \varphi_i \sin \theta_i \ z + l_i \sin \varphi_i \cos \theta_i]$$

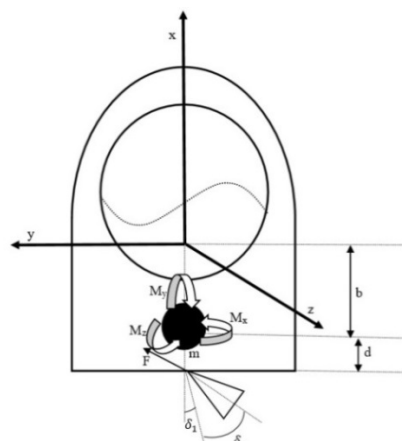
(۷)

در اینجا l_i طول آونگ آم است. در رابطه انرژی جنبشی I ، ماتریس همانی با ابعاد ۳×۳ است. همچنین ω_i بردار سرعت زاویه ای آونگ ها و J ماتریس ممان اینرسی فضاپیما است.

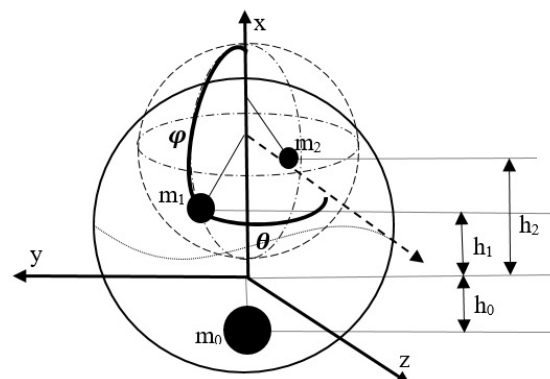
$$\omega_i = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_i \\ \dot{\theta}_i \end{bmatrix}, J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}, I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

در اینجا $\dot{J}_x$ ، $\dot{J}_y$ و $\dot{J}_z$ ممان اینرسی های فضاپیما و در این مقاله اعدادی ثابت در نظر گرفته شده اند. در معادله ۳، R تابع اتلاف رایلی بوده که برای در نظر گرفتن اتلافات جرم های داخلی در

سه بعدی را مشاهده کرد که در این مقاله از آن برای مدل سازی تلاطم سوخت استفاده شده است.



شکل ۱) فضاپیما همراه با تانکر کروی سوخت که تنها بخشی از آن پر است و در فضا مانور می دهد.



شکل ۲) مدل دواونگی تلاطم سوخت

همان طور که در این شکل مشخص است، سوخت موجود در تانکر فضاپیما به دو بخش متلاطم و غیرمتلاطم تقسیم بندی شده است. بخش غیرمتلاطم توسط یک جرم صلب (I_0, m_0) که به تانکر چسبیده و همراه با آن حرکت می کند، مدل شده است. همچنین بخش متلاطم توسط دو جرم آونگی (I_i, m_i) و (I_i, m_i) که توصیف کننده دو مد اول تلاطم هستند، مدل شده است. این آونگ ها آزادانه می توانند در فضای سه بعدی حرکت کنند و زاویه آنها با محور x و z به ترتیب با نمادهای φ و θ مشخص می شود. همچنین فواصل بین m_0 و m_i با مبدأ مختصات به ترتیب با h_0 و h_i مشخص می شود. پس از مشخص شدن مدل سازی تلاطم و فضاپیما، حال باید معادلات دینامیک ترکیب شده آنها را به دست آورد. برای این منظور در این مقاله از معادلات زیر استفاده می کنیم:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial V} + \bar{\Omega} \times \frac{\partial L}{\partial V} = \tau_t \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \Omega} + \bar{\Omega} \times \frac{\partial L}{\partial \Omega} + \bar{V} \times \frac{\partial L}{\partial V} = \tau_r \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \zeta} - \frac{\partial L}{\partial \zeta} + \frac{\partial R}{\partial \zeta} = 0 \quad (3)$$

معادلات ۱ و ۲، معادلات کیرشهف هستند که برای به دست آوردن دینامیک جرم صلبی که نشان دهنده جرم فضاپیما است، استفاده

معادلات دینامیکی که در این سیستم آونگ‌ها هستند، استفاده شده است. این تابع از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$R = \sum_{i=1}^N \frac{1}{2} \varepsilon_i (\dot{\phi}_i^2 + \dot{\theta}_i^2) \quad (۸)$$

در اینجا ε_i ضریب دمپینگ برای آونگ نام است. با مشخص شدن پارامترهای استفاده شده در معادلات ۱-۳ می‌توان این معادلات را اعمال کرد و معادلات دینامیک ترکیب شده فضاپیما و تلاطم را به دست آورد. این معادلات به شکل زیر خواهند بود:

$$(m + m_0)a_x + (mb + m_0h_0)(\Omega_2^2 + \Omega_3^2) + \sum_{i=1}^2 m_i (a_x + l_i (\ddot{\phi}_i \sin \phi_i + \dot{\phi}_i^2 \cos \phi_i + 2\dot{\phi}_i \Omega_2 \cos \phi_i \cos \theta_i - 2\dot{\theta}_i \Omega_2 \sin \phi_i \sin \theta_i - 2\dot{\phi}_i \Omega_3 \cos \phi_i \sin \theta_i - 2\dot{\theta}_i \Omega_3 \sin \phi_i \cos \theta_i + \dot{\Omega}_2 \sin \phi_i \cos \theta_i - \dot{\Omega}_3 \sin \phi_i \sin \theta_i + (\Omega_2^2 - \Omega_3^2)(h_i - l_i \cos \phi_i) + \Omega_1 \Omega_3 \sin \phi_i \cos \theta_i + \Omega_1 \Omega_2 \sin \phi_i \sin \theta_i)) = F \cos \delta_1 \cos \delta_2 \quad (۹)$$

$$(m + m_0)a_y - (mb + m_0h_0)(\Omega_3 + \Omega_1 \Omega_2) + \sum_{i=1}^2 m_i (a_y + l_i (\ddot{\phi}_i \cos \phi_i \sin \theta_i + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \cos \theta_i - \dot{\phi}_i^2 \sin \phi_i \sin \theta_i - \dot{\theta}_i^2 \sin \phi_i \sin \theta_i + 2\dot{\phi}_i \Omega_1 \cos \phi_i \cos \theta_i + 2\dot{\theta}_i \Omega_1 \sin \phi_i \sin \theta_i + 2\dot{\phi}_i \Omega_3 \sin \phi_i + 2\dot{\theta}_i \dot{\phi}_i \cos \phi_i \cos \theta_i - (\dot{\Omega}_1 - \Omega_2 \Omega_3) \sin \phi_i \cos \theta_i - (\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \sin \phi_i \sin \theta_i + (\dot{\Omega}_3 + \Omega_1 \Omega_2)(h_i - l_i \cos \phi_i))) = F \sin \delta_2 \quad (۱۰)$$

$$(m + m_0)a_z + (mb + m_0h_0)(\dot{\Omega}_2 - \Omega_1 \Omega_3) + \sum_{i=1}^2 m_i (a_z + l_i (\ddot{\phi}_i \cos \phi_i \cos \theta_i - \dot{\theta}_i \sin \phi_i \sin \theta_i - \dot{\phi}_i^2 \sin \phi_i \cos \theta_i - \dot{\theta}_i^2 \sin \phi_i \cos \theta_i + 2\dot{\phi}_i \Omega_2 \sin \phi_i - 2\dot{\theta}_i \dot{\phi}_i \cos \phi_i \sin \theta_i + (\dot{\Omega}_1 + \Omega_2 \Omega_3) \sin \phi_i \sin \theta_i - (\Omega_1^2 + \Omega_2^2) \sin \phi_i \sin \theta_i - (\dot{\Omega}_2 - \Omega_1 \Omega_3)(h_i - l_i \cos \phi_i))) = -F \sin \delta_1 \cos \delta_2 \quad (۱۱)$$

$$\dot{\Omega}_1(J_x + I_0) + \Omega_2 \Omega_3(J_z - J_y) + \sum_{i=1}^2 m_i (l_i (\sin \phi_i \cos \theta_i (-\dot{\Omega}_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + 2\dot{\theta}_i \Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i) - a_y - \Omega_1 \Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i) + \sin \phi_i \sin \theta_i (-\dot{\Omega}_2(h_i - l_i \cos \phi_i) + 2\dot{\theta}_i \Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + a_z) + \dot{\phi}_i \cos \phi_i \sin \theta_i (2\Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i))) + \frac{l_i}{m_i} (\ddot{\phi}_i + \dot{\Omega}_1) + l_i (\dot{\theta}_i \Omega_2 + \Omega_2 \Omega_3) - \Omega_3 v_z (h_i - l_i \cos \phi_i))) = M_x \quad (۱۲)$$

$$(mb + m_0h_0)(\dot{\Omega}_2 + a_z) + \dot{\Omega}_2(J_y + I_0) + \Omega_1 \Omega_3(J_x - J_z) + \sum_{i=1}^2 m_i (l_i (\sin \phi_i \cos \theta_i (-\Omega_3^2(h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_x - \Omega_3 v_y) + \sin \phi_i \sin \theta_i (2\Omega_3 v_z - 2\Omega_1 v_x) - (h_i - l_i \cos \phi_i) (-2\dot{\phi}_i \Omega_2 \sin \phi_i + \Omega_2 \Omega_3 \sin \phi_i \sin \theta_i)) - (h_i - l_i \cos \phi_i) ((-\dot{\Omega}_2 + \Omega_1 \Omega_3)(h_i - l_i \cos \phi_i) + a_z) + \frac{l_i \dot{\Omega}_2}{m_i} + l_i \Omega_3 (\dot{\phi}_i + \Omega_1) - l_i \Omega_1 (\dot{\theta}_i + \Omega_3)) = M_y - F(b + d) \sin \delta_1 \cos \delta_2 \quad (۱۳)$$

$$(mb + m_0h_0)(\dot{\Omega}_3 - a_y) + \dot{\Omega}_3(J_z + I_0) + \Omega_1 \Omega_2(J_y - J_x) + \sum_{i=1}^2 m_i (l_i (\sin \phi_i \sin \theta_i (a_x + \Omega_2^2(h_i - l_i \cos \phi_i)) + \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2 \Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i) - 2\Omega_2 v_y) - \Omega_1 \Omega_2 \cos \phi_i) + (h_i - l_i \cos \phi_i) (a_y + (\dot{\Omega}_3 + \Omega_1 \Omega_2)(h_i - l_i \cos \phi_i)) + \frac{l_i}{m_i} (\ddot{\theta}_i + \dot{\Omega}_3) + l_i \Omega_2 (-\dot{\phi}_i - \Omega_1) + l_i \Omega_1 \Omega_2) = M_z - F(b + d) \sin \delta_2 \quad (۱۴)$$

$$\sum_{i=1}^2 (m_i (l_i (\sin \phi_i (\dot{v}_x + l_i \ddot{\phi}_i \sin \phi_i + l_i \dot{\phi}_i^2 \cos \phi_i) + \cos \phi_i \sin \theta_i (\dot{\Omega}_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_y) + \dot{\phi}_i \sin \phi_i \sin \theta_i (\Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + v_y) + \dot{\theta}_i \cos \phi_i \cos \theta_i (\Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + v_y) + \cos \phi_i \cos \theta_i (-\dot{\Omega}_2(h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_z) + \dot{\phi}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i)) - (\Omega_3^2 + \Omega_2^2) \sin \phi_i (h_i - l_i \cos \phi_i) + v_x (-\Omega_3 \sin \phi_i + \Omega_1 \cos \phi_i \cos \theta_i + \dot{\phi}_i \sin \phi_i \sin \theta_i - \dot{\theta}_i \cos \phi_i \cos \theta_i) + v_z (\Omega_2 \sin \phi_i - \Omega_1 \cos \phi_i \cos \theta_i))) + l_i (\ddot{\phi}_i + \dot{\Omega}_1) - \varepsilon_i \dot{\phi}_i = 0, \forall i \quad (۱۵)$$

$$\sum_{i=1}^2 (m_i (l_i (\sin \phi_i \cos \theta_i (\dot{\Omega}_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_y) + \dot{\phi}_i \cos \phi_i \cos \theta_i (\Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \sin \theta_i (-\Omega_3(h_i - l_i \cos \phi_i) + \sin \phi_i \sin \theta_i (\dot{\Omega}_2(h_i - l_i \cos \phi_i) - \dot{v}_z) + \dot{\phi}_i \cos \phi_i \sin \theta_i (\Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2(h_i - l_i \cos \phi_i)) + v_x (\Omega_3 \sin \phi_i \cos \theta_i + \Omega_2 \sin \phi_i \sin \theta_i) - v_y \Omega_1 \sin \phi_i \sin \theta_i - v_z \Omega_1 \sin \phi_i \cos \theta_i))) + l_i (\ddot{\theta}_i + \dot{\Omega}_3) + \varepsilon_i \dot{\theta}_i = 0, \forall i \quad (۱۶)$$

در شبیه‌سازی‌ها معادلات به صورت کامل در نظر گرفته شده‌اند [۱۶]. در معادلات بالا، I_i مومنتوم اینرسی آونگ نام و در این مقاله عددی ثابت در نظر گرفته شده است. همچنین $a = [a_x \ a_y \ a_z]^T$ بردار شتاب مرکز جرم تانکر است و از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$a = \dot{V} + \Omega \times V \quad (۱۷)$$

۳- قانون کنترل

سیستم و معادلات دینامیکی به دست آمده در بخش قبل را در نظر می‌گیریم. همان‌طور که مشخص است، معادلات دینامیکی غیرخطی هستند. بنابراین برای کنترل وضعیت فضاپیما و آونگ‌ها در حالت واقعی‌تر باید از روش‌های کنترل غیرخطی استفاده کرد که البته در این بخش، دو قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف طراحی می‌شود. برای این منظور ابتدا با در نظر گرفتن معادلات دینامیکی فرض می‌کنیم که ورودی‌های قانون کنترلی (مومنتوم‌های حول مرکز جرم و زوایای انحراف گیمبال)، صفر و نیروی پیشران اصلی ثابت و برابر با F باشد. آنگاه یک رابطه تعادل نسبی به صورت زیر برقرار خواهد بود:

$$v_y = \tilde{v}_y, v_z = \tilde{v}_z, \theta = \tilde{\theta}, \Omega = 0, \zeta = \tilde{\zeta} = 0 \quad (۱۸)$$

در اینجا $\theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \theta_3]^T$ بردار زوایای وضعیت فضاپیما است. همچنین در اینجا $\tilde{v}_z$ و $\tilde{v}_y$ اعدادی ثابت و دلخواه هستند که البته در اینجا صفر در نظر گرفته می‌شوند. با این فرض معادله ۹ به رابطه زیر تبدیل می‌شود:

و آونگ‌ها بوده، بنابراین تابعی مثبت است. تابع V_1 نیز به دلیل اینکه $r_{9,10} \gg 1 \gg r_{3-8}$ بوده، تابعی مثبت است. بنابراین دو تابع نامزد لیپانوف معرفی شده برای طراحی کنترلر، تابعی پایدار هستند. برای تعیین ورودی‌های کنترلر جدید، از توابع لیپانوف پیشنهادی نسبت به زمان مشتق می‌گیریم و سپس با توجه به معادلات کاهش‌یافته دینامیک فضاپیما (۲۶-۲۰)، ورودی‌های جدید کنترل را در آنها جای‌گذاری می‌کنیم. بنابراین مشتق توابع نامزد لیپانوف، تابعی به شکل زیر خواهند بود:

$$\dot{V}_1 = [A] + [B]u_1 + [C]u_2 + \sum_{i=1}^3 [(f_{i1}u_3 + f_{i2}u_4 + f_{i3}u_5 + g_i) \Omega_i] \quad (۲۹)$$

$$\dot{V}_2 = [\hat{A}] + [\hat{B}]\hat{u}_1 + [\hat{C}]\hat{u}_2 + \sum_{i=1}^3 [(\hat{f}_{i1}\hat{u}_3 + \hat{f}_{i2}\hat{u}_4 + \hat{f}_{i3}\hat{u}_5 + \hat{g}_i) \Omega_i] \quad (۳۰)$$

در اینجا $[\hat{A}]$ ، $[B]$ ، $[C]$ ، g_i ، f_{i3} ، f_{i2} ، f_{i1} ، $[\hat{C}]$ ، $[\hat{B}]$ ، $[\hat{A}]$ ، $\hat{f}_{i3}$ ، $\hat{f}_{i2}$ و $\hat{g}_i$ از متغیرهای حالت سیستم خواهند بود. ورودی‌های جدید کنترل حاصل از تابع نامزد V_1 از روابط زیر به دست خواهند آمد:

$$u_1 = w_1[B] \quad (۳۱)$$

$$u_2 = w_2[C] \quad (۳۲)$$

$$\begin{bmatrix} u_3 \\ u_4 \\ u_5 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} & f_{13} \\ f_{21} & f_{22} & f_{23} \\ f_{31} & f_{32} & f_{33} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} g_1 + w_3\Omega_1 \\ g_2 + w_4\Omega_2 \\ g_3 + w_5\Omega_3 \end{bmatrix} \quad (۳۳)$$

همچنین ورودی‌های جدید کنترل حاصل از تابع نامزد V_2 از روابط زیر به دست خواهند آمد:

$$u_1 = w_1[\hat{B}] \quad (۳۴)$$

$$u_2 = w_2[\hat{C}] \quad (۳۵)$$

$$\begin{bmatrix} u_3 \\ u_4 \\ u_5 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \hat{f}_{11} & \hat{f}_{12} & \hat{f}_{13} \\ \hat{f}_{21} & \hat{f}_{22} & \hat{f}_{23} \\ \hat{f}_{31} & \hat{f}_{32} & \hat{f}_{33} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \hat{g}_1 + w_3\Omega_1 \\ \hat{g}_2 + w_4\Omega_2 \\ \hat{g}_3 + w_5\Omega_3 \end{bmatrix} \quad (۳۶)$$

در روابط بالا w_{1-5} مقادیری مثبت و دلخواه هستند. در بخش بعدی، تفاوت این دو نوع کنترلرهای طراحی شده مبنی بر دو تابع نامزد لیپانوف متفاوت بررسی خواهد شد.

۴- شبیه‌سازی و نتایج

قوانین کنترلی طراحی شده در بخش قبل برای سیستم فضاپیما و تلاطم سوختی که تلاطم آن به وسیله مدل دواونگی در فضای سه‌بعدی برای توصیف دو مد اول تلاطم مدل‌سازی شده، طراحی شده است. حال در این بخش با انجام یک شبیه‌سازی و اعمال قوانین کنترلی طراحی شده روی یک مثال از سیستم فضاپیما و تلاطم، تأثیر این قوانین روی وضعیت فضاپیما و آونگ‌ها را بررسی می‌کنیم. برای این منظور، معادلات کاهش‌یافته دینامیک ترکیب شده فضاپیما و تلاطم (۲۶-۲۰) را در نظر می‌گیریم و ورودی‌های کنترل (u_{1-5}) را از روابط (۳۶-۳۱) در آن جای‌گذاری می‌کنیم. همچنین پارامترهای فیزیکی موجود در این معادلات از جدول ۱ و پارامترهای کنترلی از جدول ۲ استخراج می‌شوند.

$$a_x = \frac{F}{m + m_0 + \sum_{i=1}^2 m_i} \quad (۱۹)$$

حال معادلات (۱۶-۱۰) را در نظر می‌گیریم و با تبدیل ورودی‌های کنترل به ورودی‌های جدید (u_{1-5})، این معادلات را به شکل کاهش‌یافته می‌نویسیم:

$$\dot{v}_y = u_1 - v_x\Omega_3 + v_z\Omega_1 \quad (۲۰)$$

$$\dot{v}_z = u_2 - v_y\Omega_1 + v_x\Omega_2 \quad (۲۱)$$

$$\dot{\Omega}_1 = u_3 \quad (۲۲)$$

$$\dot{\Omega}_2 = u_4 \quad (۲۳)$$

$$\dot{\Omega}_3 = u_5 \quad (۲۴)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\phi}_i = & \left(\frac{-1}{(m_i l_i^2 \sin^2 \phi_i + I_i)} (l_i (\sin \phi_i (\dot{v}_x + l_i \dot{\phi}_i^2 \cos \phi_i) + \right. \\ & \cos \phi_i \sin \theta_i (\dot{\Omega}_3 (h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_y) + \dot{\phi}_i \sin \phi_i \sin \theta_i \\ & (\Omega_3 (h_i - l_i \cos \phi_i) + v_y) + \dot{\theta}_i \cos \phi_i \cos \theta_i (\Omega_3 (h_i - l_i \\ & \cos \phi_i) + v_y) + \cos \phi_i \cos \theta_i (-\dot{\Omega}_2 (h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_z) + \\ & \dot{\phi}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2 (h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2 \\ & (h_i - l_i \cos \phi_i)) - (\Omega_3^2 + \Omega_2^2) \sin \phi_i (h_i - l_i \cos \phi_i) + v_x \\ & (-\Omega_3 \sin \phi_i + \Omega_1 \cos \phi_i \cos \theta_i + \dot{\phi}_i \sin \phi_i \sin \theta_i - \dot{\theta}_i \cos \phi_i \\ & \left. \cos \theta_i) + v_z (\Omega_2 \sin \phi_i - \Omega_1 \cos \phi_i \cos \theta_i) \right) + \frac{l_i \dot{\Omega}_1}{m_i} - \\ & \frac{\epsilon_i \dot{\phi}_i}{m_i} \end{aligned} \quad (۲۵)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\theta}_i = & \left(\frac{-1}{I_i} (l_i (\sin \phi_i \cos \theta_i (\dot{\Omega}_3 (h_i - l_i \cos \phi_i) + \dot{v}_y) + \dot{\phi}_i \cos \phi_i \right. \\ & \cos \theta_i (\Omega_3 (h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \sin \theta_i (-\Omega_3 (h_i - l_i \\ & \cos \phi_i) + \sin \phi_i \sin \theta_i (\dot{\Omega}_2 (h_i - l_i \cos \phi_i) - \dot{v}_z) + \dot{\phi}_i \\ & \cos \phi_i \sin \theta_i (\Omega_2 (h_i - l_i \cos \phi_i)) + \dot{\theta}_i \sin \phi_i \cos \theta_i (\Omega_2 (h_i - \\ & l_i \cos \phi_i)) + v_x (\Omega_3 \sin \phi_i \cos \theta_i + \Omega_2 \sin \phi_i \sin \theta_i) - v_y \Omega_1 \\ & \left. \sin \phi_i \sin \theta_i - v_z \Omega_1 \sin \phi_i \cos \theta_i) \right) + \frac{l_i \dot{\Omega}_3}{m_i} - \frac{\epsilon_i \dot{\theta}_i}{m_i} \end{aligned} \quad (۲۶)$$

حال تابع نامزد لیپانوف V_1 را با در نظر گرفتن معادلات دینامیکی آونگ‌ها ($\ddot{\theta}$ و $\ddot{\phi}$) و تابع نامزد لیپانوف V_2 را بدون در نظر گرفتن معادلات دینامیکی آونگ‌ها برای پایداری رابطه تعادل نسبی معرفی می‌کنیم.

$$\begin{aligned} V_1 = & \frac{1}{2} (r_1 v_y^2 + r_2 v_z^2 + r_3 \theta_1^2 + r_4 \Omega_1^2 + r_5 \theta_2^2 + r_6 \Omega_2^2 + r_7 \\ & \theta_3^2 + r_8 \Omega_3^2) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 m_i (r_9 (\dot{\phi}_i^2 + \left(\frac{-1}{(l_i^2 \sin^2 \phi_i + I_i)} \right) \\ & (-2\dot{\phi}_i \Omega_3 h_i l_i \cos \phi_i \sin \theta_i + 2\dot{\phi}_i \Omega_2 h_i l_i \cos \phi_i \cos \theta_i - 2\dot{\phi}_i \\ & \Omega_1 I_i) + r_{10} (\dot{\theta}_i^2 + \left(\frac{-1}{I_i} \right) (-2\dot{\theta}_i \Omega_3 I_i - 2\dot{\theta}_i \Omega_2 h_i l_i \sin \phi_i \\ & \cos \theta_i - 2\dot{\theta}_i \Omega_2 h_i l_i \sin \phi_i \sin \theta_i)) \end{aligned} \quad (۲۷)$$

$$V_2 = \frac{1}{2} (r_1 v_y^2 + r_2 v_z^2 + r_3 \theta_1^2 + r_4 \Omega_1^2 + r_5 \theta_2^2 + r_6 \Omega_2^2 + r_7 \theta_3^2 + r_8 \Omega_3^2) \quad (۲۸)$$

تابع V_2 حاصل مجموع مربعات متغیرهای حالت سیستم فضاپیما

m	$h_0 = 0.05$	Kg	$m = 975$
	$h_1 = 0.06$		$m_0 = 480$
	$h_2 = 0.09$		$m_1 = 50$
	$b = -0.06$		$m_2 = 5$
	$d = 1/2$		
N	$F = 2450$	Kg.m ²	$I_1 = 10$
			$I_2 = 1$
Kg.m ² /s	$\varepsilon_1 = 3/7$	m	$l_1 = 0.2$
	$\varepsilon_2 = 0.5$		$l_2 = 0.1$

جدول (۲) پارامترهای کنترلی

$r_4 = r_6 = r_8 = 500$	$r_1 = r_2 = 8 \times 10^{-9}$
$r_9 = r_{10} = 1 \times 10^{-5}$	$r_3 = r_5 = r_7 = 1 \times 10^{-3}$
$w_3 = w_4 = w_5 = 4 \times 10^{-6}$	$w_1 = w_2 = 1 \times 10^{-6}$

شرایط اولیه در این شبیه‌سازی به شرح زیر است:

$$v_{x_0} = 3000 \frac{m}{s}, v_{y_0} = 75 \frac{m}{s}, v_{z_0} = 25 \frac{m}{s}, \theta_{1_0} = 5^\circ, \theta_{2_0} = 2^\circ,$$

$$\theta_{3_0} = -5^\circ, \varphi_{1_0} = 30^\circ, \varphi_{2_0} = 40^\circ, \theta_{1_0} = 20^\circ, \theta_{2_0} = 10^\circ,$$

$$\dot{\theta}_{1_0} = \dot{\theta}_{2_0} = \dot{\theta}_{3_0} = \dot{\varphi}_{1_0} = \dot{\varphi}_{2_0} = \dot{\theta}_{1_0} = \dot{\theta}_{2_0} = 0 \frac{rad}{s}$$

در ابتدا تأثیر کنترلرهای طراحی شده مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_1 را بررسی می‌کنیم. پاسخ زمانی بردارهای سرعت فضایی در نمودار ۱ آورده شده است. می‌توان مشاهده کرد که بردارهای سرعت متقاطع فضایی (v_y, v_z) به صورت مماسی بعد از گذشت ۵۰۰ ثانیه به سمت صفر میل می‌کنند و این در حالی بوده که بردار سرعت فضایی در راستای محور طولی آن با شتاب a_x در حال افزایش است. همچنین پاسخ زمانی زوایای وضعیت فضایی نیز در نمودار ۲ آورده شده است و می‌توان مشاهده کرد که زوایای وضعیت فضایی $(\theta_1, \theta_2, \theta_3)$ و نیز پس از گذشت ۲۰۰ ثانیه به سمت صفر میل می‌کنند.

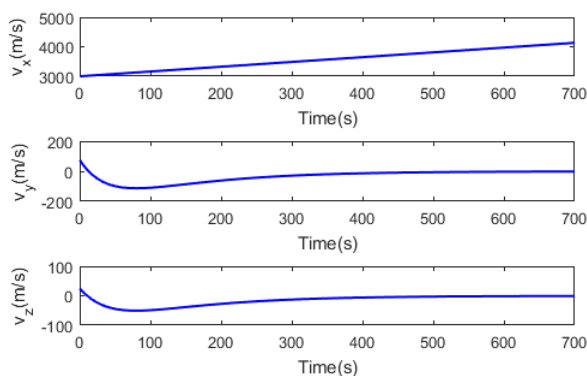
پاسخ زمانی زاویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (φ) در نمودار ۳ آورده شده است. می‌توان مشاهده کرد که این زاویه برای هر دو آونگ بعد از گذشت ۷۰۰ ثانیه به صورت مماسی به سمت صفر میل می‌کند. همچنین پاسخ زمانی زاویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور z (θ) نیز در نمودار ۴ آورده شده و می‌توان مشاهده کرد که این زاویه برای آونگ اول که توصیف‌کننده مد اول از تلاطم است، پس از چند نوسان و بعد از گذشت ۷۰۰ ثانیه پایدار می‌شود. برای آونگ دوم نیز نوسان این زاویه نسبت به آونگ اول کمتر است و پس از گذشت ۱۰۰ ثانیه پایدار می‌شود.

با جای‌گذاری معادلات کاهش‌یافته دینامیک ترکیب شده فضایی و آونگ‌ها (۲۶-۲۰) در معادلات دینامیکی کامل (۱۴-۱۰) می‌توان پاسخ زمانی ورودی‌های کنترلی $(M_x, M_y, M_z, \delta_1, \delta_2)$ را مشاهده کرد. پاسخ زمانی ورودی‌های کنترل در نمودارهای ۵ و ۶ آورده شده است.

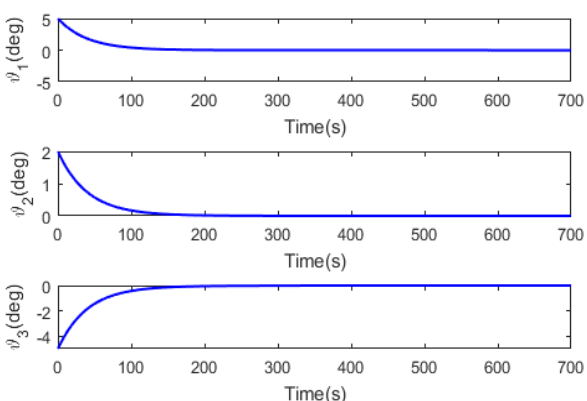
در بخش قبل، دو تابع نامزد لیاپانوف برای طراحی قانون کنترلی معرفی شد. در ابتدای این بخش به بررسی نتایج قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_1 پرداخته شد که شامل ترم‌هایی با در نظر گرفتن معادلات دینامیکی کاهش‌یافته وضعیت آونگ‌ها ($\ddot{\theta}$ و $\ddot{\varphi}$) بود.

حال تفاوت دو قانون کنترلی طراحی شده در بخش قبل را مورد بررسی قرار می‌دهیم. برای این منظور، شبیه‌سازی برای بررسی

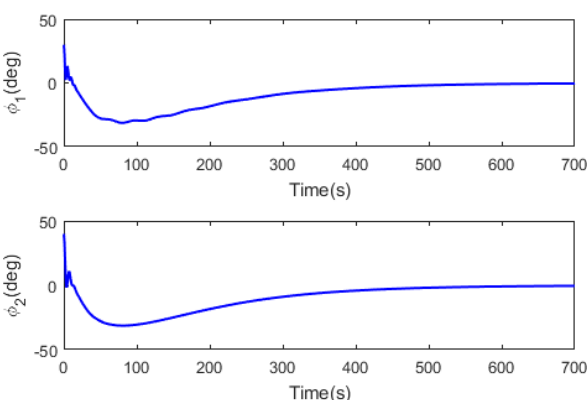
قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_2 با همان پارامترهای فیزیکی، پارامترهای کنترلی و شرایط اولیه حالت قبل (بررسی قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد V_1) انجام شد. این شبیه‌سازی نشان داد که پاسخ زمانی بردارهای سرعت و زوایای وضعیت فضایی در دو حالت، مشابه و منطبق بر یکدیگر هستند. اما پاسخ زمانی زوایای وضعیت آونگ‌ها بر یکدیگر منطبق نیستند و اندکی تفاوت دارند. زوایای وضعیت آونگ‌ها در حالتی که قانون کنترلی براساس تابع نامزد V_2 طراحی شده است، در ثانیه‌های اولیه شبیه‌سازی، اندکی نوسان بیشتری دارند. این تفاوت در پاسخ‌های زمانی برای دو حالت، در نمودارهای ۷ و ۸ آورده شده است.



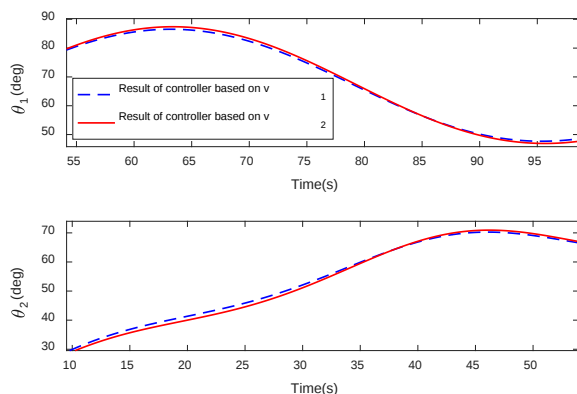
نمودار (۱) پاسخ زمانی بردارهای سرعت مرکز جرم تانکر



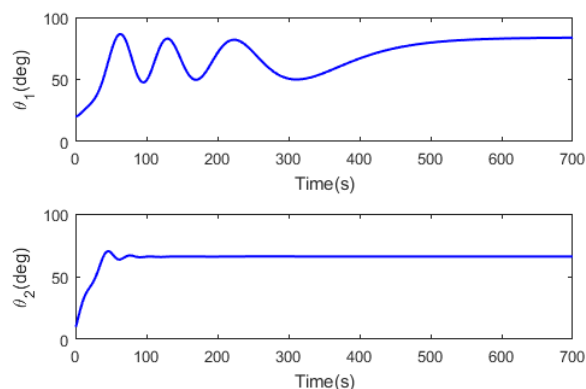
نمودار (۲) پاسخ زمانی زوایای وضعیت فضایی



نمودار (۳) پاسخ زمانی زاویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (φ)



نمودار ۸) تفاوت بین پاسخ زمانی θ برای دو کنترلر طراحی شده



نمودار ۹) پاسخ زمانی زاویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (θ)

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، دینامیک تلاطم در تانکر فضاپیمایی که تنها بخشی از آن پر است، به وسیله مدل مکانیکی دوآونگی برای بررسی دو مد اول از تلاطم، مدل شد. این مدلسازی در فضای سه‌بعدی صورت گرفت و این موضوع باعث نزدیک‌تر شدن مدلسازی به واقعیت می‌شود. پس از آن معادلات ترکیب شده فضاپیما و تلاطم به دست آمد. این معادلات غیرخطی بودند، به همین دلیل برای کنترل وضعیت فضاپیما که هدف از ایجاد قانون کنترلی بود، دو قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف ایجاد شد. یکی از توابع لیاپانوف پیشنهادی شامل پارامترهایی از دینامیک تلاطم و دیگری فاقد این پارامترها بود. با انجام شبیه‌سازی مشاهده شد که هر دو قانون کنترلی ایجاد شده در خنثی‌کردن اثر تلاطم روی وضعیت فضاپیما به خوبی عمل کردند. اما تفاوت‌های اندکی در نتایج دو قانون کنترلی وجود داشت که با بررسی تفاوت‌ها به این نتیجه رسیده شد که قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف شامل پارامترهای دینامیک تلاطم در خنثی‌کردن اثر تلاطم، عملکرد بهتری دارد.

تشکر و قدردانی: نویسندگان مقاله از دبیر و هیئت تحریریه مجله مهندسی مکانیک مدرس، کمال تشکر و قدردانی را دارند.

تاییدیه اخلاقی: این مقاله در نشریه دیگری (به طور کامل یا بخشی از آن) به چاپ نرسیده و به نشریه دیگری نیز ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی و ادبی مقاله، منتج از فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج آن، بر عهده آنها است.

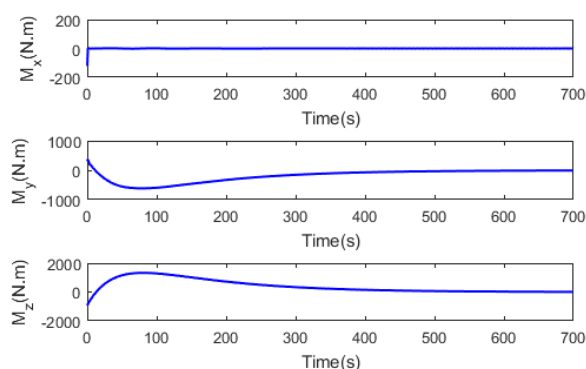
تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: محمد نوابی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس (۵۰٪)؛ علی داودی (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۵۰٪)

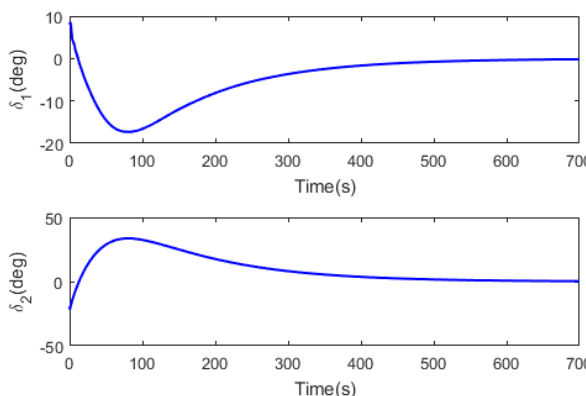
منابع مالی: هزینه‌های انجام این پژوهش از منابع شخصی تأمین شده است.

منابع

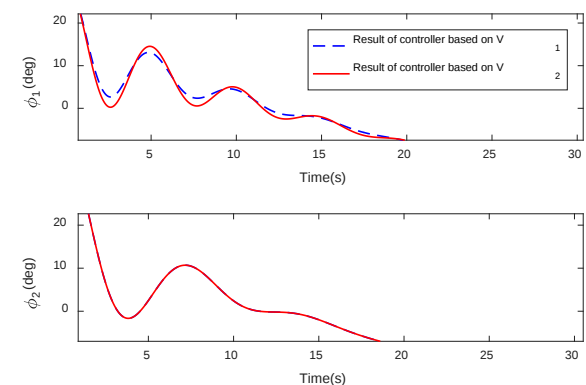
- 1- Agrawal BN. Dynamic characteristics of liquid motion in partially filled tanks of a spinning spacecraft. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1993;16(4):636-640.
- 2- Hervas JR, Reyhanoglu M. Thrust-vector control of a three-axis stabilized upper-stage rocket with fuel slosh dynamics. Acta Astronautica. 2014;98:120-127.



نمودار ۱۰) پاسخ زمانی مومنتوم‌های حول مرکز جرم فضاپیما



نمودار ۱۱) پاسخ زمانی زوایای انحراف گیمبال



نمودار ۱۲) تفاوت بین پاسخ زمانی φ برای دو کنترلر طراحی شده

[Persian]

- 11- Reyhanoglu M, Hervas JR. Robotically controlled sloshing suppression in point-to-point liquid container transfer. *Journal of Vibration and Control*. 2012;19(14):2137-2144.
- 12- Hervas JR, Reyhanoglu M, Tang H. Thrust-vector control of a three-axis stabilized spacecraft with fuel slosh dynamics. 13th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), 20-23 Oct 2013, Gwangju, South Korea. Piscataway: IEEE; 2013.
- 13- Navabi M, Soleymanpour S. Command filtered modular adaptive backstepping attitude control of spacecraft in presence of disturbance torque. *Modares Mechanical Engineering*. 2015;15(7):285-296. [Persian]
- 14- Navabi M, Hosseini MR. Modeling and spacecraft attitude control using reaction wheel with feedback linearization, its performance study subject to power and EULERINT. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;18(1):51-61. [Persian]
- 15- Meirovitch L, Kwak MK. State equations for a spacecraft with maneuvering flexible appendages in terms of quasi-coordinates. *Applied Mechanics Reviews*. 1989;42(11S):S161-S170.
- 16- Navabi M, Davoodi A. 3D modeling and control of fuel sloshing in a spacecraft. *IEEE 4th International Conference on Knowledge-Based Engineering and Innovation (KBEL)*, 22-22 Dec 2017, Tehran, Iran. Piscataway: IEEE; 2017.

- 3- Biswal KC, Bhattacharyya SK, Sinha PK. Dynamic characteristics of liquid filled rectangular tank with baffles. *Journal Institution of Engineers India Part Cv Civil Engineering Division*. 2003;84:145-148.
- 4- Peterson LD, Crawley EF, John Hansman R. Nonlinear fluid slosh coupled to the dynamics of a spacecraft. *AIAA Journal*. 1989;27(9):1230-1240.
- 5- Gasbarri P, Sabatini M, Pisculli A. Dynamic modeling and stability parametric analysis of a flexible spacecraft with fuel slosh. *Acta Astronautica*. 2016;127:141-159.
- 6- Li Q, Ma X, Wang T. Equivalent mechanical model for liquid sloshing during draining. *Acta Astronautica*. 2011;68(1-2):91-100.
- 7- Liu F, Yue B, Zhao L. Attitude dynamics and control of spacecraft with a partially filled flexible panels. *Acta Astronautica*. 2018;143:327-336.
- 8- Yu SX, Yun QR. Using sliding mode control method to suppress fuel sloshing of a liquid-filled spacecraft. 27th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 23-25 May 2015, Qingdao, China. Piscataway: IEEE; 2015.
- 9- Reyhanoglu M. Maneuvering control problems for a spacecraft with unactuated fuel slosh dynamics. *Proceedings of IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, 25-25 June 2003, Istanbul, Turkey. Piscataway: IEEE; 2003.
- 10- Navabi M, Davodi A. Modeling and control of fuel sloshing and its effect on spacecraft attitude. *Journal of Space Science & Technology*. 2019;11(4):11-22.