Archive of SID

ISSN 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. 2019;19(9) 2121-2128

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.

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

Correspondence
Address: New Technologies Engineering Faculty, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran. Postal Code: 1983969411
Phone: -
Fax: -
[redacted]

Article History
Received: March 21, 2018
Accepted: February 4, 2019
ePublished: September 01, 2019

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

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] Robatically controlled sloshing suppression in point-to-point liquid container transfer [12] Thrust-vector control of a tree-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

Copyright© 2019, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

www.SID.ir

Archive of SID

مدل‌سازی تلاطم سوخت در یک فضاپیما و کنترل آن به‌وسیله روش کنترل فعال با استفاده از کنترل غیرخطی

محمد نوابی* PhD
د نشکده مهندسی فناوری‌های نوین، د نشگاه شهید بهشتی، تهر ن، یر ن
علی داودی MSc
د نشکده مهندسی فناوری‌های نوین، د نشگاه شهید بهشتی، تهر ن، یر ن

چکیده
تلاطم سوخت یکی ز مهم‌ترین عو مل در برهم‌خوردن وضعیت فضاپیما ز حالت مطلوب در مانور مد ری ست بنابر ین کنترل ین پدیده ز ساسی‌ترین مسائل در کنترل وضعیت به حساب می‌آید دو نوع روش کنترلی فعال و غیرفعال بر ی کنترل تلاطم وجود د رد که با توجه به جو ب‌دهی بهتر کنترل فعال در کنترل هم‌زمان تلاطم و وضعیت فضاپیما، غلب ز کنترل فعال ستفاده می‌شود بر ی ین منظور در بتد باید دینامیک تلاطم ر مدل کرد در ین مقاله، دینامیک تلاطم به‌وسیله مدل چندآونگی توصیف شده و معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم به دست آمده ست در مدل رئه‌شده، آونگ‌ها به‌طور آز د نه می‌تو نند در فضای سه‌بعدی حرکت کنند و ین موضوع باعث می‌شود که مدل به و قعیت نزدیک‌تر باشد معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم، غیرخطی هستند، بنابر ین بر ی کنترل وضعیت در حالت و قعی‌تر باید ز روش کنترل غیرخطی ستفاده کرد در ین مقاله بر ی ین منظور بتد دو تابع نامزد لیاپانوف پیشنهاد شده ست و پس ز آن با ستفاده ز ین تو بع کنترلرها به دست آمده ند تأثیر کنترلرهای به‌دست‌آمده بر وضعیت فضاپیما و آونگ‌ها با نجام یک شبیه‌سازی نشان د ده شده ست نتایج شبیه‌سازی نشان ز عملکرد مناسب کنترلرهای طرحی‌شده د رند، گرچه تفاوت ندکی در پاسخگویی دو کنترلر نسبت به یکدیگر دیده می‌شود

کلیدو‌اژه‌ها: مدل‌سازی تلاطم، مدل سه‌بعدی، 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 فضاپیما یکی ز مسائلی ست که ز چند دهه گذشته تا به حال مورد مطالعه قر ر گرفته ست. در فضاپیماهای بزرگ، مقد ر قابل توجهی سوخت نیاز ست تا آنها ر در مد ر نهایی قر ر دهد. به‌عنو ن مثال جرم سوخت موجود در ماهو ره‌های زمین آهنگ تقریباً ۴۰% جرم کل ماهو ره ر به خود ختصاص می‌دهد[1]. حین نجام مانور مد ری، گر شتاب محوری یا دورنی فضاپیما تغییر کند، مقد ر زیادی سوخت در تانکر جابه‌جا می‌شود و باعث به‌وجودآمدن پدیده تلاطم می‌شود. به‌دلیل بالابودن درصد مقد ر سوخت نسبت به جرم فضاپیما، تلاطم آن به‌رحتی می‌تو ند وضعیت فضاپیما ر ز حالت مطلوب خارج کند و باعث شکست مأموریت شود[2]. مطالعات زیادی بر ی کاهش ثر ین پدیده روی وضعیت فضاپیما نجام شده ست. برخی ز ین مطالعات ز تکنیک‌هایی مانند قرر د ن میکروبافل‌ها در تانکر یا تقسیم‌کردن تانکر به بخش‌های کوچک‌تر ستفاده کرده ند[3]. ما ین روش‌ها که ز روش‌های غیرفعال کنترل به حساب می‌آیند، نمی‌تو نند به‌طور کامل ثرت تلاطم ر ز بین ببرند. به‌علاوه ین روش‌ها موجب فزیش وزن فضاپیما می‌شوند و ین موضوع باعث فزیش هزینه‌های مأموریت می‌شود. بنابر ین بر ی کنترل ین پدیده، نیاز به ستفاده ز روش‌های فعال ست. ین روش‌ها شامل به‌کارگیری یک قانون کنترلی مناسب و ستفاده ز پیشرن صلی فضاپیما، پیشرن‌های جانبی یا مومنتوم‌های حاصل ز چرخ‌های عکس‌لعملی، چرخ‌های مومنتوم و غیره به‌عنو ن ورودی قانون کنترلی ست. بر ی به‌کارگیری روش‌های فعال و قو نین کنترلی در مبحث کنترل تلاطم بتد باید معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم سوخت ر به دست آورد. در مطالعاتی که در ین زمینه نجام شده، نشان د ده شده ست که مدل‌سازی‌های مکانیکی مانند جرم- فنر یا آونگ می‌تو نند به‌خوبی دینامیک پیچیده تلاطم ر تقریب بزنند[4, 5]. در ین مطالعات بر ی توصیف پایین‌ترین مد تلاطم ز مدل تک‌آونگ[6-8] یا تک‌جرم- فنر[9] و بر ی توصیف چند مد ز تلاطم ز مدل چندآونگ[10] یا چندجرم- فنر[11, 12] ستفاده شده ست. همچنین در برخی ز ین مطالعات، کل جرم سوخت متلاطم در نظر گرفته شده و در برخی دیگر، قسمتی ز سوخت متلاطم و قسمتی دیگر ز آن غیرمتلاطم ست.

در ین مقاله هدف، مدل‌سازی تلاطم و کنترل هم‌زمان وضعیت فضاپیما و تلاطم ست. بر ی ین منظور، فضاپیمایی که در حال نجام مانور مد ری در فضای سه‌بعدی و د ر ی یک تانکر سوخت در نظر گرفته شده که بخشی ز آن پر ست. همچنین ز مدل چندآونگی در فضای سه‌بعدی بر ی توصیف مدهای تلاطم ستفاده شده که لبته سه‌بعدی‌بودن ین مدل که بر ی ولین بار نجام شده ست، باعث نزدیک‌ترشدن مدل‌سازی به و قعیت نسبت به سایر مطالعات نجام‌شده می‌شود. سوخت موجود در تانکر به دو بخش متلاطم و غیرمتلاطم تقسیم‌بندی شده ست. بخش متلاطم سوخت توسط مدل چندآونگی و بخش غیرمتلاطم توسط یک جرم صلب که در مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم قر ر د رد و همر ه با تانکر حرکت می‌کند، مدل شده ست. همچنین فضاپیما نیز توسط یک جرم صلب که در مرکز جرم آن قر ر د رد، مدل شده ست. پس ز نجام مدل‌سازی‌ها، معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم بر ی عمال کنترلر، به دست آمده ست. ین معادلات غیرخطی هستند و بنابر ین بر ی رسیدن به کنترل وضعیت در حالت و قعی‌تر باید ز یک روش کنترل غیرخطی ستفاده کرد[13, 14]. بر ی ین منظور، دو تابع نامزد لیاپانوف پیشنهاد شده که یکی ز آنها شامل ترم‌هایی ز دینامیک آونگ‌ها و دیگری فاقد ین ترم‌ها ست. سپس با ستفاده ز ین تو بع، کنترلرهای مناسب بر ی رسیدن به هد ف کنترلی یجاد شده ست. ورودی‌های قانون کنترلی در ین مقاله سه مومنتوم (M_X، M_y و M_z) حول جرم صلب موجود در مرکز جرم فضاپیما و دو ز ویه نحر ف گیمبال پیشرن صلی (δ_1 و δ_2) هستند.

۲- معادلات دینامیکی

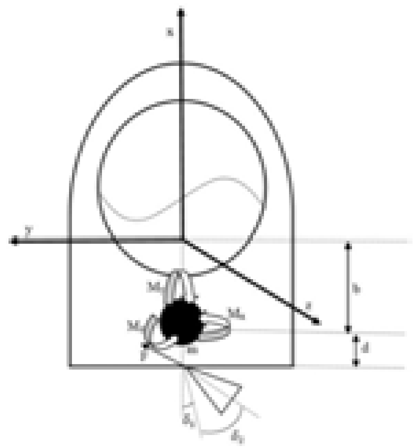
در کثر مطالعاتی که در زمینه تعامل بین دینامیک فضاپیما و تلاطم نجام شده، مدل‌سازی تلاطم در فضای دوبعدی صورت گرفته ست. ما مدل در فضای سه‌بعدی باعث می‌شود که مدل‌سازی به و قعیت نزدیک‌تر باشد. بنابر ین در ین بخش به مدل‌سازی تلاطم در فضای سه‌بعدی پرد خته می‌شود و معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم به دست خو هد آمد.

همان‌طور که در شکل ۱ می‌تو ن مشاهده کرد، فضاپیمای درنظرگرفته‌شده در حال نجام مانور مد ری در فضای سه‌بعدی ست. جرم کل فضاپیما به‌جز جرم سوخت به‌عنو ن یک جرم صلب (m) که در مرکز جرم آن قر ر د رد، مدل شده ست. مبدأ مختصات بر ی به‌دست‌آوردن معادلات دینامیکی، در مرکز جرم تانکر قر ر د رد. فاصله بین مبدأ مختصات تا مرکز جرم فضاپیما با b و فاصله بین مرکز جرم فضاپیما و نقطه تصال گیمبال با d نشان د ده شده ست. در شکل ۲ نیز می‌تو ن شماتیک مدل دوآونگی در فضای

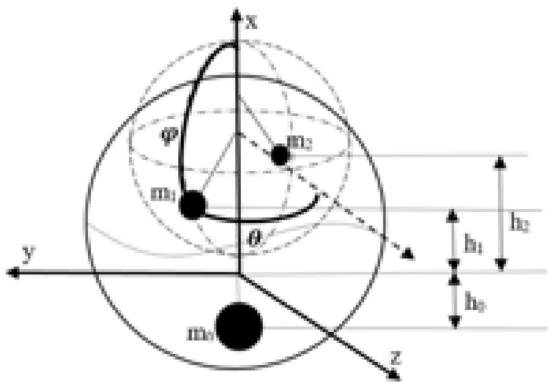
www.SID.ir

Archive of SID

سه‌بعدی ر مشاهده کرد که در ین مقاله ز آن بر ی مدل‌سازی تلاطم سوخت ستفاده شده ست.



شکل ۱) فضاپیما همره با تانکر کروی سوخت که تنها بخشی ز آن پر ست و در فضا مانور می‌دهد



شکل ۲) مدل دوآونگی تلاطم سوخت

همان‌طور که در ین شکل مشخص ست، سوخت موجود در تانکر فضاپیما به دو بخش متلاطم و غیرمتلاطم تقسیم‌بندی شده ست. بخش غیرمتلاطم توسط یک جرم صلب (I_0 ،m_0) که به تانکر چسبیده و همره با آن حرکت می‌کند، مدل شده ست. همچنین بخش متلاطم توسط دو جرم آونگی (m_i، I_i و $i = 1.2$) که توصیف‌کننده دو مد ول تلاطم هستند، مدل شده ست. ین آونگ‌ها آزد نه می‌تو نند در فضای سه‌بعدی حرکت کنند و زویه آنها با محور x و z به‌ترتیب با نمادهای φ و θ مشخص می‌شود. همچنین فو صل بین m_0 و m_i با مبدأ مختصات به‌ترتیب با h_0 و h_i مشخص می‌شود. پس ز مشخص‌شدن مدل‌سازی تلاطم و فضاپیما، حال باید معادلات دینامیک ترکیب‌شده آنها ر به دست آورد. بر ی ین منظور در ین مقاله ز معادلات زیر ستفاده می‌کنیم

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

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

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

معادلات ۱ و ۲، معادلات کیرشهف هستند که بر ی به‌دست‌آوردن دینامیک جرم صلبی که نشان‌دهنده جرم فضاپیما ست، ستفاده می‌شوند[15]. همچنین معادله ۳، معادله لاگر نژین ست که بر ی به‌دست‌آوردن دینامیک جرم‌های د خلی ستفاده می‌شود که در ینجا آونگ‌ها هستند. در معادلات بالا $V = [v_x\ v_y\ v_z]^T$ و $\Omega = [\Omega_1\ \Omega_2\ \Omega_3]^T$ به‌ترتیب برد رهای سرعت محوری و سرعت زویه ی مرکز جرم تانکر هستند. $\zeta = [\varphi\ \theta]$ برد ر زو یای وضعیت آونگ‌ها و τ_t و τ_r به‌ترتیب برد رهای نیروها و مونتوم‌های کلی هستند که روی مرکز جرم فضاپیما عمال می‌شوند.

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

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

همچنین بر ی برد ر دلخو ه p، در ین معادلات (۳-۱)، $\bar{p}$ ماتریسی پاد- متقارن ست.

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

L لاگر نژین ست و به‌دلیل ینکه در ین مقاله فرض بر ین بوده که فضاپیما در محیط بدون گر نش در حال نجام مانور مد ری ست، بنابر ین نرژی پتانسیل بر بر صفر خو هد بود. در نتیجه د ریم

$$L = T - U.U = 0 \Rightarrow L = T \qquad (4)$$

در ینجا T نرژی جنبشی تمام جز ی سیستم مدل فضاپیما و سوخت ست و ز ربطه زیر قابل محاسبه ست

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

در ینجا V_c برد ر سرعت محوری مرکز جرم فضاپیما، V_0 و V_i به‌ترتیب برد ر سرعت محوری مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم و آونگ iم هستند. برد رهای سرعت محوری ز رو بط زیر قابل محاسبه هستند

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

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

در ینجا V برد ر سرعت محوری مرکز جرم تانکر ست. همچنین r_c، r_0 و r_i نیز به‌ترتیب برد رهای موقعیت مرکز جرم فضاپیما، مرکز جرم سوخت غیرمتلاطم و آونگ iم نسبت به مبدأ مختصات هستند. برد رهای موقعیت نیز با توجه به شکل‌های ۱ و ۲ ز رو بط زیر به دست خو هند آمد

$$r_c = [x - b\ y\ z]^T.r_0 = [x - h_0\ y\ z]^T.$$
$$r_i = [x + h_i - l_i\cos\varphi_i\ \ y + l_i\sin\varphi_i\sin\theta_i\ \ z + l_i\sin\varphi_i\cos\theta_i] \qquad (7)$$

در ینجا l_i طول آونگ iم ست. در ربطه نرژی جنبشی I، ماتریس همانی با بعاد ۳×۳ ست. همچنین ω_i برد ر سرعت زویه ی آونگ‌ها و J ماتریس ممان ینرسی فضاپیما ست.

$$\omega_i = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_i \\ \dot{\theta}_i \end{bmatrix}.J = \begin{bmatrix} j_x & 0 & 0 \\ 0 & j_y & 0 \\ 0 & 0 & j_z \end{bmatrix}.\mathrm{I} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

در ینجا j_x، j_y و j_z ممان ینرسی‌های فضاپیما و در ین مقاله عد دی ثابت در نظر گرفته شده ند. در معادله ۳، R تابع تلاف ریلی بوده که بر ی درنظرگرفتن تلافات جرم‌های د خلی در

www.SID.ir

Archive of SID

معادلات دینامیکی که در ین سیستم آونگ‌ها هستند، ستفاده شده ست. ین تابع ز ربطه زیر محاسبه می‌شود

$$R = \sum_{i=1}^{N} \frac{1}{2}\varepsilon_i \left(\dot{\varphi}_i^{\,2} + \dot{\theta}_i^{\,2}\right) \qquad (۸)$$

در ینجا ε_i ضریب دمپینگ بری آونگ i م ست. با مشخص‌شدن پارمترهای ستفاده‌شده در معادلات ۳-۱ می‌تو ن ین معادلات ر عمال کرد و معادلات دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم ر به دست آورد. ین معادلات به‌شکل زیر خو هند بود

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

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

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

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

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

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

$$\sum_{i=1}^{2}(m_i \,(l_i(\sin\varphi_i(\dot{v}_x + l_i\ddot{\varphi}_i\sin\varphi_i + l_i\dot{\varphi}_i^{\,2}\cos\varphi_i) + \cos\varphi_i\sin\theta_i \left(\dot{\Omega}_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + \dot{v}_y\right) + \dot{\varphi}_i\sin\varphi_i\sin\theta_i(\Omega_3(h_i - l_i \cos\varphi_i) + v_y) + \dot{\theta}_i\cos\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + v_y) + \cos\varphi_i\cos\theta_i(-\dot{\Omega}_2(h_i - l_i\cos\varphi_i) + \dot{v}_z) + \dot{\varphi}_i\sin\varphi_i\cos\theta_i (\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \dot{\theta}_i\sin\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) - \left(\Omega_3^{\,2}+\Omega_2^{\,2}\right)\sin\varphi_i(h_i - l_i\cos\varphi_i) + v_x(-\Omega_3\sin\varphi_i + \Omega_1\cos\varphi_i\cos\theta_i + \dot{\varphi}_i\sin\varphi_i\sin\theta_i - \dot{\theta}_i\cos\varphi_i\cos\theta_i) + v_z (\Omega_2\sin\varphi_i - \Omega_1\cos\varphi_i\cos\theta_i)))) + I_i(\ddot{\varphi}_i + \dot{\Omega}_1) - \epsilon_i\dot{\varphi}_i = 0.\,\forall i \qquad (۱۵)$$

$$\sum_{i=1}^{2}(m_i \,(l_i(\sin\varphi_i\cos\theta_i(\dot{\Omega}_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + \dot{v}_y) + \dot{\varphi}_i\cos\varphi_i \cos\theta_i(\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \dot{\theta}_i\sin\varphi_i\sin\theta_i(-\Omega_3(h_i - l_i \cos\varphi_i)) + \sin\varphi_i\sin\theta_i\left(\dot{\Omega}_2\left(h_i - l_i\cos\varphi_i\right) - \dot{v}_z\right) + \dot{\varphi}_i \cos\varphi_i\sin\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \dot{\theta}_i\sin\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + v_x(\Omega_3\sin\varphi_i\cos\theta_i + \Omega_2\sin\varphi_i\sin\theta_i) - v_y\Omega_1 \sin\varphi_i\sin\theta_i - v_z\Omega_1\sin\varphi_i\cos\theta_i))) + I_i(\ddot{\theta}_i + \dot{\Omega}_3) + \epsilon_i\dot{\theta}_i = 0.\,\forall i \qquad (۱۶)$$

در شبیه‌سازی‌ها معادلات به‌صورت کامل در نظر گرفته شده ند[16]. در معادلات بالا، I_i مومنتوم ینرسی آونگ i م و در ین مقاله عددی ثابت در نظر گرفته شده ست. همچنین $a = [a_x\ a_y\ a_y]^T$ برد ر شتاب مرکز جرم تانکر ست و ز ربطه زیر به دست می‌آید

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

۳- قانون کنترلی

سیستم و معادلات دینامیکی به‌دست‌آمده در بخش قبل ر در نظر می‌گیریم. همان‌طور که مشخص ست، معادلات دینامیکی غیرخطی هستند. بنابرین بری کنترل وضعیت فضاپیما و آونگ‌ها در حالت و قعی‌تر باید ز روش‌های کنترل غیرخطی ستفاده کرد که لبته در ین بخش، دو قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف طرحی می‌شود. بری ین منظور بتد با درنظرگرفتن معادلات دینامیکی فرض می‌کنیم که ورودی‌های قانون کنترلی (مومنتوم‌های حول مرکز جرم و زو یای نحرف گیمبال)، صفر و نیروی پیشرن صلی ثابت و بربر با F باشد. آنگاه یک ربطه تعادل نسبی به‌صورت زیر برقر ر خو هد بود

$$v_y = \tilde{v}_y.\, v_z = \tilde{v}_z.\, \vartheta = \tilde{\vartheta}.\, \Omega = 0.\, \zeta = \dot{\zeta} = 0 \qquad (۱۸)$$

در ینجا $\vartheta = [\vartheta_1\ \vartheta_2\ \vartheta_3]^T$ برد ر زو یای وضعیت فضاپیما ست. همچنین در ینجا $\tilde{v}_y$ و $\tilde{v}_z$ عد دی ثابت و دلخو ه هستند که لبته در ینجا صفر در نظر گرفته می‌شوند. با ین فرض معادله ۹ به ربطه زیر تبدیل می‌شود

www.SID.ir

Archive of SID

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

حال معادلات (۱۶-۱۰) ر در نظر می‌گیریم و با تبدیل ورودی‌های کنترل به ورودی‌های جدید (u_{1-5})، ین معادلات ر به‌شکل کاهش‌یافته می‌نویسیم

$$\dot v_y = u_1 - v_x\Omega_3 + v_z\Omega_1 \quad (۲۰)$$

$$\dot v_z = u_2 - v_y\Omega_1 + v_x\Omega_2 \quad (۲۱)$$

$$\dot\Omega_1 = u_3 \quad (۲۲)$$

$$\dot\Omega_2 = u_4 \quad (۲۳)$$

$$\dot\Omega_3 = u_5 \quad (۲۴)$$

$$\ddot\varphi_i = \Big(\frac{-1}{(m_i l_i^2 \sin\varphi_i^2 + I_i)}\big(l_i(\sin\varphi_i(\dot v_x + l_i\dot\varphi_i^2\cos\varphi_i) + \cos\varphi_i\sin\theta_i(\dot\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + \dot v_y) + \dot\varphi_i\sin\varphi_i\sin\theta_i(\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + v_y) + \dot\theta_i\cos\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i) + v_y) + \cos\varphi_i\cos\theta_i(-\dot\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i) + \dot v_z) + \dot\varphi_i\sin\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \dot\theta_i\sin\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) - (\Omega_3^2 + \Omega_2^2)\sin\varphi_i(h_i - l_i\cos\varphi_i) + v_x(-\Omega_3\sin\varphi_i + \Omega_1\cos\varphi_i\cos\theta_i + \dot\varphi_i\sin\varphi_i\sin\theta_i - \dot\theta_i\cos\varphi_i\cos\theta_i) + v_z(\Omega_2\sin\varphi_i - \Omega_1\cos\varphi_i\cos\theta_i))\big) + \frac{I_i\dot\Omega_1}{m_i} - \frac{\epsilon_i\dot\varphi_i}{m_i}\Big) \quad (۲۵)$$

$$\ddot\theta_i = \Big(\frac{-1}{I_i}\big(l_i(\sin\varphi_i\cos\theta_i(\dot\Omega_3(h_i - l_i cos\varphi_i) + \dot v_y) + \dot\varphi_i\cos\varphi_i\cos\theta_i\left(\Omega_3\left(h_i - l_i\cos\varphi_i\right)\right) + \dot\theta_i\sin\varphi_i\sin\theta_i(-\Omega_3(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \sin\varphi_i\sin\theta_i\left(\dot\Omega_2\left(h_i - l_i\cos\varphi_i\right) - \dot v_z\right) + \dot\varphi_i\cos\varphi_i\sin\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + \dot\theta_i\sin\varphi_i\cos\theta_i(\Omega_2(h_i - l_i\cos\varphi_i)) + v_x(\Omega_3\sin\varphi_i\cos\theta_i + \Omega_2\sin\varphi_i\sin\theta_i) - v_y\Omega_1\sin\varphi_i\sin\theta_i - v_z\Omega_1\sin\varphi_i\cos\theta_i)\big) + \frac{I_i\dot\Omega_3}{m_i} - \frac{\epsilon_i\dot\theta_i}{m_i}\Big) \quad (۲۶)$$

حال تابع نامزد لیاپانوف V_1 ر با درنظرگرفتن معادلات دینامیکی آونگ‌ها ($\ddot\varphi$ و $\ddot\theta$) و تابع نامزد لیاپانوف V_2 ر بدون درنظرگرفتن معادلات دینامیکی آونگ‌ها بر ی پاید رسازی ربطه تعادل نسبی (۱۸) معرفی می‌کنیم.

$$V_1 = \frac{1}{2}(r_1 v_y^2 + r_2 v_z^2 + r_3\vartheta_1^2 + r_4\Omega_1^2 + r_5\vartheta_2^2 + r_6\Omega_2^2 + r_7\vartheta_3^2 + r_8\Omega_3^2) + \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{2} m_i\Big(r_9\Big(\dot\varphi_i^2 + \Big(\frac{-1}{(l_i^2\sin\varphi_i^2 + I_i)}\Big)(-2\dot\varphi_i\Omega_3 h_i l_i\cos\varphi_i\sin\theta_i + 2\dot\varphi_i\Omega_2 h_i l_i\cos\varphi_i\cos\theta_i - 2\dot\varphi_i\Omega_1 I_i\Big) + r_{10}\Big(\dot\theta_i^2 + \Big(\frac{-1}{I_i}\Big)(-2\dot\theta_i\Omega_3 I_i - 2\dot\theta_i\Omega_3 h_i l_i\sin\varphi_i\cos\theta_i - 2\dot\theta_i\Omega_2 h_i l_i\sin\varphi_i\sin\theta_i)\Big)\Big) \quad (۲۷)$$

$$V_2 = \frac{1}{2}(r_1 v_y^2 + r_2 v_z^2 + r_3\vartheta_1^2 + r_4\Omega_1^2 + r_5\vartheta_2^2 + r_6\Omega_2^2 + r_7\vartheta_3^2 + r_8\Omega_3^2) \quad (۲۸)$$

تابع V_2 حاصل مجموع مربعات متغیرهای حالت سیستم فضاپیما و آونگ‌ها بوده، بنابرین تابعی مثبت ست. تابع V_1 نیز به‌دلیل ینکه $r_{3-8} \ll 1 \ll r_{9.10}$ بوده، تابعی مثبت ست. بنابرین دو تابع نامزد لیپانوف معرفی‌شده بری طرحی کنترلر، توبعی پاید ر هستند. بری تعیین ورودی‌های کنترلر جدید، ز توبع لیاپانوف پیشنهادی نسبت به زمان مشتق می‌گیریم و سپس با توجه به معادلات کاهش‌یافته دینامیک فضاپیما (۲۶-۲۰)، ورودی‌های جدید کنترل ر در آنها جای‌گذ ری می‌کنیم. بنابرین مشتق توبع نامزد لیاپانوف، توبعی به‌شکل زیر خو هند 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 ینجا $[A]$، $[B]$، $[C]$، f_{i1}، f_{i2}، f_{i3}، g_i، $[\hat A]$، $[\hat B]$، $[\hat C]$، $\hat f_{i1}$، $\hat f_{i2}$، $\hat f_{i3}$ و $\hat g_i$ توبعی ز متغیرهای حالت سیستم خو هند بود. ورودی‌های جدید کنترل حاصل ز تابع نامزد V_1 ز روبط زیر به دست خو هند 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 ز تابع نامزد V_2 ز روبط زیر به دست خو هند 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 روبط بالا w_{1-5} مقادیری مثبت و دلخو ه هستند. در بخش بعدی، تفاوت ین دو نوع کنترلرهای طرحی‌شده مبنی بر دو تابع نامزد لیپانوف متفاوت بررسی خو هد شد.

۴- شبیه‌سازی و نتایج

قو نین کنترلی طرحی‌شده در بخش قبل بری سیستم فضاپیما و تلاطم سوختی که تلاطم آن به‌وسیله مدل دوآونگی در فضای سه‌بعدی بری توصیف دو مد ول تلاطم مدل‌سازی شده، طرحی شده ست. حال در ین بخش با نجام یک شبیه‌سازی و عمال قو نین کنترلی طرحی‌شده روی یک مثال ز سیستم فضاپیما و تلاطم، تأثیر ین قو نین روی وضعیت فضاپیما و آونگ‌ها ر بررسی می‌کنیم. بری ین منظور، معادلات کاهش‌یافته دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم (۲۶-۲۰) ر در نظر می‌گیریم و ورودی‌های کنترل (u_{1-5}) ر ز روبط (۳۶-۳۱) در آن جای‌گذ ری می‌کنیم. همچنین پارمترهای فیزیکی موجود در ین معادلات ز جدول ۱ و پارمترهای کنترلی ز جدول ۲ ستخرج می‌شوند.

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۱) پارامترهای فیزیکی

m =۹۷۵ m_0 =۴۸۰ m_1 =۵۰ m_2 =۵	Kg	h_0 =۰/۰۵ h_1 =۰/۶ h_2 =۰/۹ b =-۰/۶ d =۱/۲	m
I_1 =۱۰ I_2 =۱	$\mathrm{Kg.m^2}$	F =۲۴۵۰	N
l_1 =۰/۲ l_2 =۰/۱	m	ε_1 =۳/۷ ε_2 =۰/۵	$\mathrm{Kg.m^2/s}$

جدول ۲) پارامترهای کنترلی

$r_1 = r_2 =$ ۸ × ۱۰$^{-۷}$	$r_4 = r_6 = r_8 =$۵۰۰
$r_3 = r_5 = r_7 =$ ۱ × ۱۰	$r_9 = r_{10} =$ ۱ × ۱۰$^{-۵}$
$w_1 = w_2 =$ ۱ × ۱۰	$w_3 = w_4 = w_5 =$ ۴ × ۱۰

شریط ولیه در ین شبیه‌سازی به‌شرح زیر ست

$$v_{x_0} = 3000\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}.v_{y_0} = 75\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}.v_{z_0} = 25\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}.\vartheta_{1_0} = 5^{\circ}.\vartheta_{2_0} = 2^{\circ}.$$
$$\vartheta_{3_0} = -5^{\circ}.\varphi_{1_0} = 30^{\circ}.\varphi_{2_0} = 40^{\circ}.\theta_{1_0} = 20^{\circ}.\theta_{2_0} = 10^{\circ}.$$
$$\dot{\vartheta}_{1_0} = \dot{\vartheta}_{2_0} = \dot{\vartheta}_{3_0} = \dot{\varphi}_{1_0} = \dot{\varphi}_{2_0} = \dot{\theta}_{1_0} = \dot{\theta}_{2_0} = 0\frac{\mathrm{rad}}{\mathrm{s}}$$

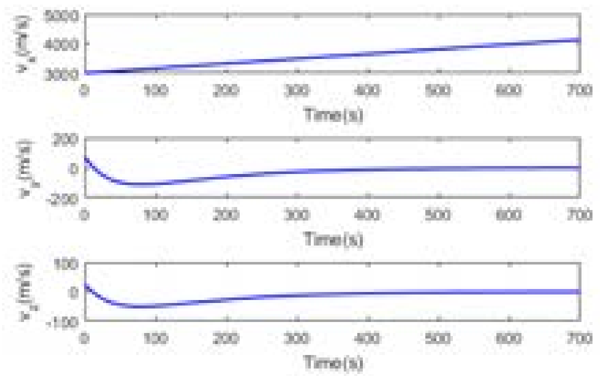
در بتد تأثیر کنترلرهای طرحی‌شده مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_1 ر بررسی می‌کنیم. پاسخ زمانی برد رهای سرعت فضاپیما در نمود ر ۱ آورده شده ست. می‌تو ن مشاهده کرد که برد رهای سرعت متقاطع فضاپیما (v_y و v_z) به‌صورت مماسی بعد ز گذشت ۵۰۰ثانیه به سمت صفر میل می‌کنند و ین در حالی بوده که برد ر سرعت فضاپیما در رستای محور طولی آن با شتاب a_x در حال فزیش ست. همچنین پاسخ زمانی زو یای وضعیت فضاپیما نیز در نمود ر ۲ آورده شده ست و می‌تو ن مشاهده کرد که زو یای وضعیت فضاپیما (ϑ_1، ϑ_2 و ϑ_3) نیز پس ز گذشت ۲۰۰ثانیه به سمت صفر میل می‌کنند.

پاسخ زمانی زویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (φ) در نمود ر ۳ آورده شده ست. می‌تو ن مشاهده کرد که ین زویه بر ی هر دو آونگ بعد ز گذشت ۷۰۰ثانیه به‌صورت مماسی به سمت صفر میل می‌کند. همچنین پاسخ زمانی زویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور z (θ) نیز در نمود ر ۴ آورده شده و می‌تو ن مشاهده کرد که ین زویه بر ی آونگ ول که توصیف‌کننده مد ول ز تلاطم ست، پس ز چند نوسان و بعد ز گذشت ۷۰۰ثانیه پاید ر می‌شود. بر ی آونگ دوم نیز نوسان ین زویه نسبت به آونگ ول کمتر ست و پس ز گذشت ۱۰۰ثانیه پاید ر می‌شود.

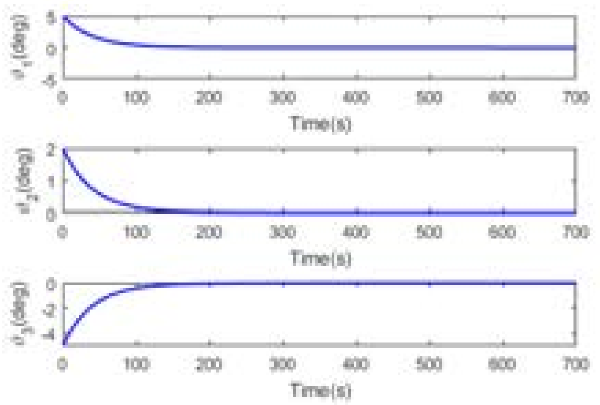
با جای‌گذ ری معادلات کاهش‌یافته دینامیک ترکیب‌شده فضاپیما و آونگ‌ها (۲۶–۲۰) در معادلات دینامیکی کامل (۱۴–۱۰) می‌تو ن پاسخ زمانی ورودی‌های کنترلی (M_X، M_y، M_z، δ_1 و δ_2) ر مشاهده کرد. پاسخ زمانی ورودی‌های کنترل در نمود رهای ۵ و ۶ آورده شده ست.

در بخش قبل، دو تابع نامزد لیاپانوف بر ی طرحی قانون کنترلی معرفی شد. در بتد ی ین بخش به بررسی نتایج قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_1 پرد خته شد که شامل ترم‌هایی با درنظرگرفتن معادلات دینامیکی کاهش‌یافته وضعیت آونگ‌ها ($\ddot{\varphi}$ و $\ddot{\theta}$) بود.

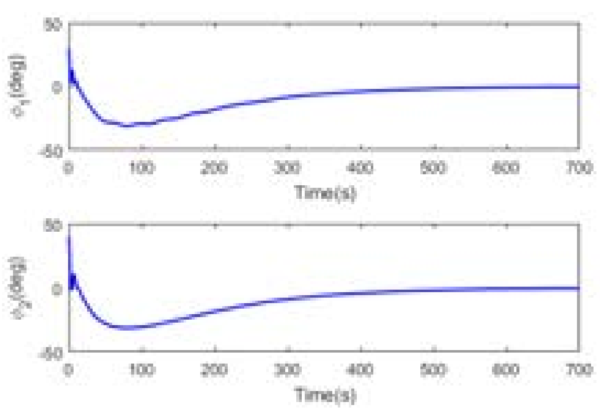
حال تفاوت دو قانون کنترلی طرحی‌شده در بخش قبل ر مورد بررسی قرر می‌دهیم. بر ی ین منظور، شبیه‌سازی بر ی بررسی قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف V_2 با همان پارمترهای فیزیکی، پارمترهای کنترلی و شریط ولیه حالت قبل (بررسی قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد V_1) نجام شد. ین شبیه‌سازی نشان د د که پاسخ زمانی برد رهای سرعت و زو یای وضعیت فضاپیما در دو حالت، مشابه و منطبق بر یکدیگر هستند. ما پاسخ زمانی زو یای وضعیت آونگ‌ها بر یکدیگر منطبق نیستند و ندکی تفاوت د رند. زو یای وضعیت آونگ‌ها در حالتی که قانون کنترلی بر‌ساس تابع نامزد V_2 طرحی شده ست، در ثانیه‌های ولیه شبیه‌سازی، ندکی نوسان بیشتری د رند. ین تفاوت در پاسخ‌های زمانی بر ی دو حالت، در نمود رهای ۷ و ۸ آورده شده ست.



نمودار ۱) پاسخ زمانی برد رهای سرعت مرکز جرم تانکر



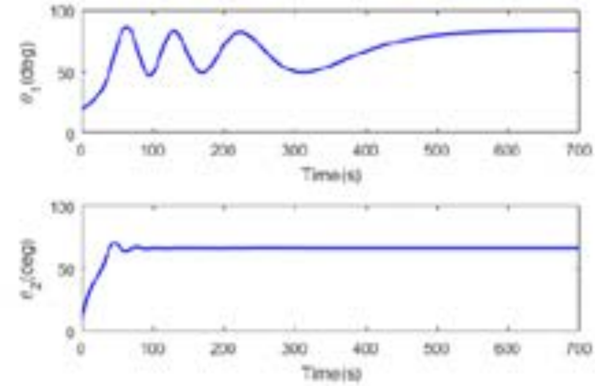
نمودار ۲) پاسخ زمانی زو یای وضعیت فضاپیما



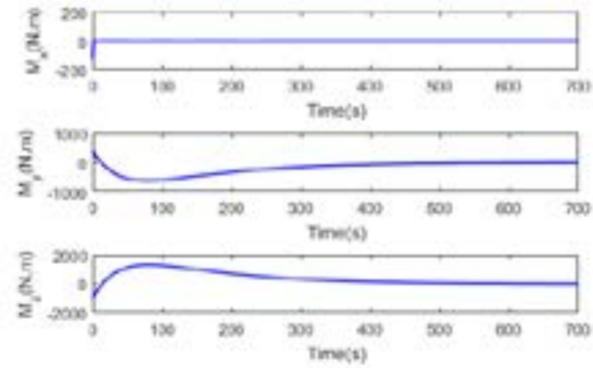
نمودار ۳) پاسخ زمانی ز ویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (φ)

www.SID.ir

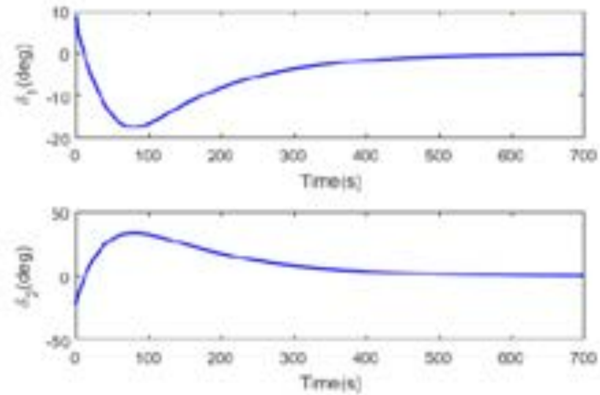
Archive of SID



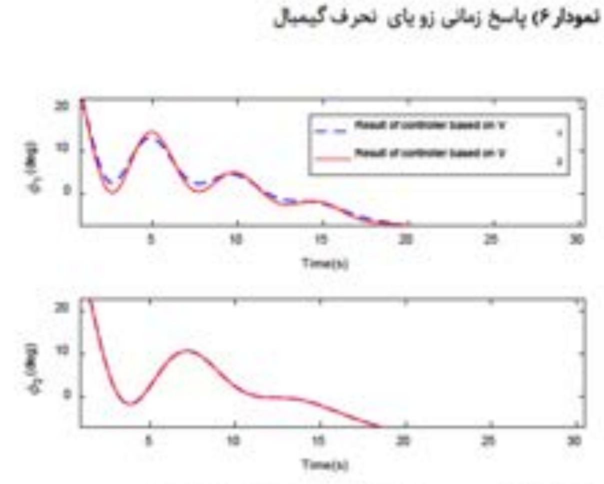
نمودار ۴) پاسخ زمانی زویه وضعیت آونگ‌ها نسبت به محور x (θ)



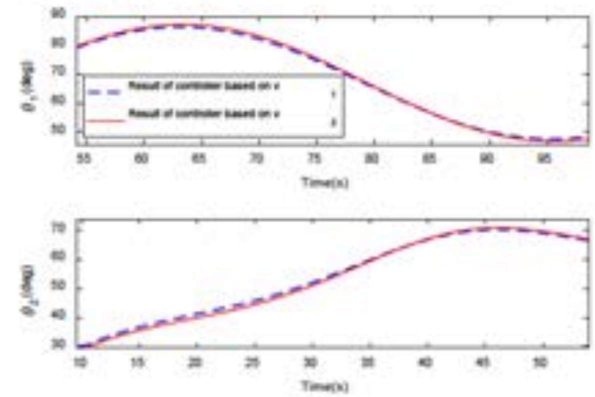
نمودار ۵) پاسخ زمانی مومنتوم‌های حول مرکز جرم فضاپیما



نمودار ۶) پاسخ زمانی زوبای نحرف گیمبال



نمودار ۷) تفاوت بین پاسخ زمانی φ بری دو کنترلر طرح‌شده



نمودار ۸) تفاوت بین پاسخ زمانی θ بری دو کنترلر طرح‌شده

۵- نتیجه‌گیری

در ین مقاله، دینامیک تلاطم در تانکر فضاپیمایی که تنها بخشی ز آن پر ست، به‌وسیله مدل مکانیکی دوآونگی بری بررسی دو مد ول ز تلاطم، مدل شد. ین مدل‌سازی در فضای سه‌بعدی صورت گرفت و ین موضوع باعث نزدیک‌ترشدن مدل‌سازی به وقعیت می‌شود. پس ز آن معادلات ترکیب‌شده فضاپیما و تلاطم به دست آمد. ین معادلات غیرخطی بودند، به همین دلیل بری کنترل وضعیت فضاپیما که هدف ز یجاد قانون کنترلی بود، دو قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف یجاد شد. یکی ز توبع لیاپانوف پیشنهادی شامل پارمترهایی ز دینامیک تلاطم و دیگری فاقد ین پارمترها بود. با نجام شبیه‌سازی مشاهده شد که هر دو قانون کنترلی یجادشده در خنثی‌کردن ثر تلاطم روی وضعیت فضاپیما به‌خوبی عمل کردند. ما تفاوت‌های ندکی در نتایج دو قانون کنترلی وجود د شت که با بررسی تفاوت‌ها به ین نتیجه رسیده شد که قانون کنترلی مبنی بر تابع نامزد لیاپانوف شامل پارمترهای دینامیک تلاطم در خنثی‌کردن ثر تلاطم، عملکرد بهتری د رد.

تشکر و قدردانی: نویسندگان مقاله ز دبیر و هیئت تحریریه مجله مهندسی مکانیک مدرس، کمال تشکر و قدرد نی ر د رند.

تاییدیه اخلاقی: ین مقاله در نشریه دیگری (به‌طور کامل یا بخشی ز آن) به چاپ نرسیده و به نشریه دیگری نیز رسال نشده ست. ضمناً محتویات علمی و دبی مقاله، منتج ز فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و عتبار نتایج آن، بر عهده آنها ست.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ‌گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و شخاص دیگر ند رد.

سهم نویسندگان: محمد نوبی (نویسنده ول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس (۵۰%)؛ علی د ودی (نویسنده دوم)، پژوهشگر صلی/نگارنده بحث (۵۰%)

منابع مالی: هزینه‌های نجام ین پژوهش ز منابع شخصی تأمین شده ست.

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.

www.SID.ir

Archive of SID

3- Biswal KC, Bhattacharrya 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. Equvalent 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. [Persian]
11- Reyhanoglu M, Hervas JR. Robatically 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 tree-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 (KBEI), 22-22 Dec 2017, Tehran, Iran. Piscataway: IEEE; 2017.

www.SID.ir