



Adaptive-Fuzzy Controller Design Based on the EULERINT Criterion for Satellit

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Navabi M.*¹ PhD,
Hosseini Sh.¹ MSc

How to cite this article

Navabi M, Hosseini Sh. Adaptive-Fuzzy Controller Design Based on the EULERINT Criterion for Satellit. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(12):2895-2905.

ABSTRACT

Maneuvering with the highest speed and low power has always been a challenge to design a satellite and spacecraft control system. In this paper, apart from the complexity of modeling actuators, different control methods were used to control the satellite attitude in the presence of uncertainties and disturbances in satellites, in order to obtain an explicit response to minimize the EULERINT criterion. The EULERINT criterion is the integral of the Euler angles between the body axes and the target around Euler's axis over time and somehow interprets the speed of the satellite maneuver in the three control axes. First, using the proportional-derivative control, the comparison of the EULERINT criterion in the application of different kinematic representations (Euler, quaternion vectors and direction cosine matrix equations) in linear and nonlinear models of the satellite was carried out. Then the comparison of the EULERINT criterion between the different methods was presented using the quaternion kinematic, which has the least amount of EULERINT, through changing the proportional-derivative controller to linear-quadratic regulator controllers, pole placement, adaptive, fuzzy, and adaptive-fuzzy. The comparison was conducted to achieve the best control method in terms of frequency response, the lowest EULERINT and the least control effort to control the attitude of the satellite in the presence of disturbance and uncertainty.

Keywords Attitude Control; EULERINT; Adaptive-Fuzzy; Controllers Comparison

CITATION LINKS

[1] Nonlinear optimal control of space docking and Rendezvous problem [2] Modeling and simulating the earth's magnetic field utilizing the 10th generation of IGRF and comparison the linear and nonlinear transformation in order to use in satellite attitude control [3] Modeling and spacecraft attitude control using reaction wheel with feedback linearization, its performance study subject to power and EULERINT [4] Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach [5] Attitude control of spacecraft by state dependent Riccati equation and power series expansion of Riccati methods [6] Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems. Proceedings of the 14th International Conference on Control, Automation [7] A comparison between advanced model-free PID and model-based LQI attitude control of a quadcopter using asynchronous android flight data [8] MRAC control techniques applied to a quadrotor's attitude [9] Standard and robust backstepping control of a spacecraft with inertial uncertainty [10] Command Filtered modular adaptive backstepping attitude control spacecraft in presence of disturbance torque [11] Robust backstepping sliding-mode control and observer-based fault estimation for a quadrotor UAV [12] Control of a quadrotor helicopter using dual camera visual feedback [13] Robust optimal adaptive trajectory tracking control of quadrotor helicopter [14] Fuzzy gain scheduling of PID controllers [15] Fuzzy control of rigid spacecraft attitude maneuver with decay rate and input constraints [16] Fuzzy gain-scheduling applied for a very flexible aircraft [17] Adaptive satellite attitude control in the presence of inertia and CMG gimbal friction uncertainties [18] Stable adaptive fuzzy control of nonlinear systems [19] Direct adaptive fuzzy control of nonlinear strict-feedback systems [20] Investigation in to the effect of kinematic of the space craft attitude control using feedback linearization method [21] Modern control engineering [22] Modeling of fuel sloshing in a spacecraft and control it by active control method using nonlinear control [23] Nonlinear control and stability analysis of spacecraft attitude recovery

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: April 21, 2018

Accepted: May 26, 2019

ePublished: December 21, 2019

طراحی کنترل‌کننده تطبیقی فازی بر اساس معیار اولرینت برای ماهواره

محمد نوابی* PhD

دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

شهرام حسینی MSc

دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

چکیده

انجام مانور با بیشترین دقت، سرعت و کمترین توان همواره از چالش‌های مطرح در زمینه طراحی سیستم کنترل ماهواره‌ها و فضاییماها بوده است. در این مقاله انواع روش‌های کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره به‌دور از پیچیدگی مدل‌سازی عملگرها ولی در حضور عدم قطعیت و اغتشاشات موجود در ماهواره‌ها مقایسه شد تا پاسخی صریح برای کمینه‌کردن معیار اولرینت به دست آید که این معیار انتگرال زاویه اوایلر بین دستگاه بدنی و هدف، حول محور اوایلر در طول زمان و به‌نوعی تفسیری از سرعت عملکرد و خطای وضعیت ماهواره در هر سه محور کنترلی محسوب می‌شود. ابتدا با استفاده از کنترل تناسبی- مشتق‌گیر، مقایسه معیار اولرینت در اعمال روابط سینماتیکی مختلف (معادلات نرخ اوایلر، معادلات بردارهای کواترنیون و معادلات ماتریس کسینوس هادی) به مدل خطی و غیرخطی ماهواره انجام شد و سپس با استفاده از روابط سینماتیکی کواترنیون که کمترین مقدار اولرینت را داشت، با تغییر کنترل‌کننده تناسبی- مشتق‌گیر به کنترل‌کننده‌های بهینه تنظیم‌کننده مربعی خطی، جایابی قطب، تطبیقی، فازی و تطبیقی- فازی به مقایسه معیار اولرینت بین روش‌های مختلف پرداخته شد تا بهترین روش از لحاظ رفتار فرکانسی پاسخ، کمترین میزان معیار اولرینت و کمترین تلاش کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره و مقابله با اغتشاش و نامعینی به دست آید.

کلیدواژه‌ها: کنترل وضعیت ماهواره، اولرینت، تطبیقی- فازی، مقایسه کنترل‌کننده‌ها

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۲/۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۳/۵

* نویسنده مسئول: m_navabi@sbu.ac.ir

۱- مقدمه

مانور یا حفظ وضعیت در ماهواره را می‌توان مهم‌ترین وظیفه سیستم کنترل ماهواره دانست^[1, 2] و مطالعات فراوانی بر روی انواع روش‌های کنترلی برای دست‌یابی به معیارهای مختلفی برای بهتر انجام شدن این کنترل انجام گرفته است^[3]. کمینه کردن مقدار معیار اولرینت (اولرینت حاصل انتگرال زاویه اوایلر در طول مانور وضعیت حول محور اوایلر فرض شده است)^[4] در ماهواره باعث کاهش مسیر انجام مانور می‌شود که ضمن افزایش سرعت در عملکرد تأثیر افزایشی کمی در تلاش کنترلی دارد. با بررسی انواع روش‌های کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره به‌دور از پیچیدگی مدل‌سازی عملگرها و زیر سیستم‌های مختلف موجود در ماهواره، انتخاب اولیه مناسبی برای حداقل کردن معیار اولرینت ایجاد می‌شود. در تعدادی از مقالات به مقایسه برخی از روش‌های کنترلی پرداخته شده است^[5]. مرجع^[6] به مقایسه یک کنترل‌کننده تنظیم‌شده تناسبی مشتق‌گیر انتگرال‌گیر و یک کنترل تطبیقی مدل مرجع (Liner Quadratic LQR Regulator) و یک کنترل‌کننده تناسبی مشتق‌گیری انتگرال‌گیر تنظیم‌شده توسط یک حلقه LQR بر روی ماهواره پرداخته است که یک رفتار مناسب و نرم را بعد از یک ورودی غیرنرمال گزارش کرده است. در مرجع^[7] یک مدل آزاد پیشرفته کنترل تناسبی انتگرال‌گیر مشتق‌گیر (Proportional Integral Derivative; PID) و یک کنترل LQI (Integral Liner Quadratic Regulator) با هم مقایسه شده‌اند که کنترل‌کننده LQI معرفی شده مشخصات بهتری از نظر عملکرد و دنبال کردن فرمان‌های مرجع در حضور اغتشاشات،

نویز و عدم قطعیت در مقایسه با کنترل تناسبی مشتق‌گیر انتگرال‌گیر دارد. در مرجع^[8] یک کنترل‌کننده تناسبی مشتق‌گیر انتگرال‌گیر و یک کنترل‌کننده تطبیقی مدل مرجع برای کنترل وضعیت استفاده شده است و در نهایت نشان می‌دهد که (Model Reference MRAC) Adaptive Control در مقابل نویز مقاومت بیشتری دارد. یکی از کنترل‌کننده‌های مناسب برای کنترل وضعیت فضاییما و یا سایر پرنده‌ها کنترل گام به عقب است^[9, 10]. در مرجع^[11] عملکرد یک کنترل‌کننده گام به عقب و یک کنترل‌کننده حالت کشویی برای کنترل وضعیت کوادروتور استفاده شده است که در آخر کنترل‌کننده گام به عقب برای ادامه فعالیت‌ها پیشنهاد شده است. در مرجع^[12] دو روش کنترلی در مدل کوادروتور مقایسه شده است که این روش‌ها بر اساس خطی‌سازی پس‌خوراند و کنترل گام به عقب می‌باشد و عملکرد آن‌ها با هم مقایسه شده است. در مرجع^[13] یک کنترل‌کننده غیرخطی گام به عقب با یک کنترل‌کننده تناسبی مشتق‌گیر انتگرال‌گیر و LQR مقایسه شده است که نشان می‌دهد تکنیک لیاپانوف استفاده شده در کنترل‌کننده گام به عقب پایداری را تضمین کرده و عملکرد بهتری را نیز نسبت به دو روش دیگر نشان می‌دهد. در مرجع^[14] یک کنترل تناسبی انتگرال‌گیر مشتق‌گیر جدول‌بندی بهره فازی توسعه‌یافته که بر اساس منطق فازی و با استفاده از خطا و نرخ عملکرد کنترل PID را ارتقا داده است، ارائه گردید. در مرجع^[15] بر اساس مدل فازی تاکاگی- سوگنو طراحی یک سیستم کنترل فازی ارائه شده است که در این روش یک مدل دینامیک فازی برای سیستم در نظر گرفته شده و با استفاده از یک روش بهینه‌سازی برای طراحی کنترل‌کننده، سیستم را کنترل کرده است. همچنین در مرجع^[16] از یک کنترل فازی جدول‌بندی بهره برای کنترل وضعیت یک هواپیمای بسیار انعطاف‌پذیر استفاده شده است که عملکرد مناسب این کنترل را در مقابل کنترل‌های میانه‌بندی جدول‌بندی بهره معمول نشان داده است که بیان‌گر کارایی این روش در مقابل نامعینی در سیستم است. برای کنترل مدل با وجود اصطکاک در پایه ژیروسکوپ کنترل ممنوم و نامعینی ممان اینرسی ماهواره در مرجع^[17] نوعی کنترل تطبیقی ارائه شده است که نشان می‌دهد ردیابی مجانبی به خوبی انجام می‌شود. برخی از مقالات ترکیب دو کنترل تطبیقی و فازی را با عنوان اعمال کنترل تطبیقی- فازی مستقیم^[18] و غیرمستقیم^[19] در ماهواره بررسی کرده‌اند اما ایده کنترل تطبیقی- فازی مدل مرجع معرفی شده در انتهای این مقاله در مورد فازی‌سازی مدل مرجع است که در آن پارامترهای مشخص‌کننده رفتار مدل مرجع به‌وسیله منطق فازی محاسبه می‌شود، پس در اینجا هدف ارتقاء عملکرد مدل مرجع است.

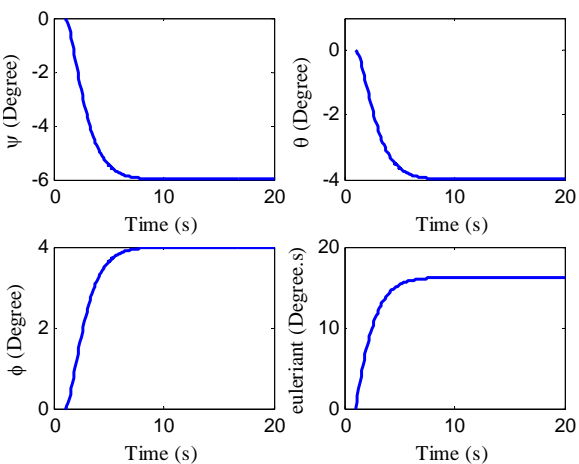
در این مقاله با استفاده از معیار اولرینت که از انتگرال زاویه اوایلر حول محور اوایلر در طول زمان محاسبه می‌شود به مقایسه روش‌های مختلف پرداخته شد. با توجه به اینکه زاویه اوایلر اختلاف زاویه بین وضعیت موجود و هدف است، پس انتگرال‌ش، تفسیر سرعت انجام مانور و یا خطای وضعیت در طول زمان محسوب شده که با توجه به تعامد تبدیل موجود بین هر وضعیت، این معیار به‌خوبی سرعت عملکرد در هر سه کانال کنترلی را بررسی می‌کند. البته کمینه کردن این معیار کمی در تقابل با کمینه کردن تلاش کنترلی است که در برخی از روش‌های کنترلی به موازنه مناسبی می‌توان رسید. ابتدا با استفاده از کنترل‌کننده تناسبی- مشتق‌گیر، مقایسه معیار اولرینت در اعمال روابط سینماتیکی مختلف^[20] (معادلات نرخ اوایلر، معادلات بردارهای کواترنیون و معادلات ماتریس کسینوس هادی)^[4] به مدل خطی و غیرخطی ماهواره سه درجه آزادی انجام شد و سپس با استفاده از روابط سینماتیکی کواترنیون که کمترین مقدار اولرینت

در رابطه ۶ منظور از $c(a) = \cos(a)$, $s(a) = \sin(a)$ با جایگذاری φ, θ, ψ هدف، ماتریس (A_T) و با جایگذاری φ, θ, ψ وضعیت ماهواره در رابطه ۶ ماتریس (A_S) به دست می آید.

برای مقایسه اولرینت در روش های مختلف یک مورد شبیه سازی ارائه شده است که در آن ممان اینرسی های ماهواره $I_x = 1000, I_y = 500, I_z = 700 (kg.m^2)$ و گشتاورهای کنترلی هیچ محدودیتی ندارند. فرکانس حلقه بسته $\omega_n = 1$ و میرایی حلقه بسته $\xi = 1$ است. با ضرایب اینرسی داده شده، بهره های تناسبی و نرخ در رابطه ۷ ذکر شده است.

$$\begin{aligned} K_x &= 1000, K_{xd} = -2000, K_y = 500, \\ K_{yd} &= -1000, K_z = 700, K_{zd} = -1400 \end{aligned} \quad (7)$$

نتیجه پیاده سازی این روش بر روی ماهواره برای زوایای فرمان کوچک اوایلر $\psi_{com} = -6^\circ, \theta_{com} = -4^\circ, \varphi_{com} = 4^\circ$ به صورت نمودار ۱ می شود.



نمودار ۱) پاسخ پله زوایای اوایلر برای مدل خطی با استفاده از قانون کنترل تناسبی- مشتق گیر برای زوایای: $\psi_{com} = -6^\circ, \theta_{com} = -4^\circ, \varphi_{com} = 4^\circ$

مقدار اولرینت در این حالت (مدل خطی، زوایا کوچک فرمان و کنترل تناسبی- مشتق گیر) برابر ۱۶/۲ شد.

برای بررسی اندازه معیار اولرینت در زوایای بزرگ فرمان با استفاده از کنترل تناسبی- مشتق گیر طراحی شده در این قسمت، از مدلی غیرخطی استفاده شد که در آن دینامیک و معادلات سینماتیک سیستم غیرخطی است. معادلات سینماتیکی بر اساس مدل به صورت معادلات ۸ می شود [4].

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= (p \sin(\psi) + q \cos(\psi)) / \cos(\varphi) \\ \dot{\varphi} &= (p \cos(\psi) + q \sin(\psi)) \end{aligned} \quad (8)$$

$\dot{\psi} = (p \sin(\psi) + q \cos(\psi)) \tan(\varphi) + r$
معادلات دینامیک سیستم به صورت معادلات ۹ است.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) \\ T_{cy} &= I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) \\ T_{cz} &= I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) \end{aligned} \quad (9)$$

در رابطه ۹، ω سرعت زاویه ای ماهواره در دستگاه اینرسی، تفسیر شده در دستگاه بدنی است. با توجه به اینکه مسئله در اینجا تنها کنترل وضعیت است می توان همه سرعت ها را در دستگاه اینرسی فرض کرد که در رابطه ۱۰ آمده است.

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (10)$$

را داشت، با تغییر کنترل کننده تناسبی- مشتق گیر به کنترل کننده های LQR، جایابی قطب، تطبیقی، فازی و تطبیقی- فازی به مقایسه معیار اولرینت بین روش مختلف پرداخته شد تا بهترین روش از لحاظ نوسانات مسیر و کمترین میزان معیار اولرینت برای کنترل وضعیت ماهواره به دست آید.

۲- معادلات

۱-۲ معادلات دینامیک و سینماتیک اوایلر

در ابتدا شبیه سازی و کنترل وضعیت ماهواره به وسیله خطای زوایای اوایلر با استفاده از معادلات دینامیک و سینماتیک خطی و غیرخطی انجام می شود. در مرحله اول با استفاده از معادلات خطی دینامیک و سینماتیک و ساده ترین قانون کنترلی خطای زوایای اوایلر، شبیه سازی ماهواره انجام پذیرفت. معادلات سینماتیک اوایلر با فرض کوچک بودن زوایا به صورت $p = \dot{\varphi}, q = \dot{\theta}, r = \dot{\psi}$ زده می شود [4] و برای شبیه سازی دینامیک سه درجه وضعیت ماهواره از معادلات خطی ۱ استفاده شده است.

$$\begin{aligned} T_{dx} + T_{cx} &= I_x \ddot{\varphi} \\ T_{dy} + T_{cy} &= I_y \ddot{\theta} \\ T_{dz} + T_{cz} &= I_z \ddot{\psi} \end{aligned} \quad (1)$$

در معادلات بالا φ, θ, ψ زوایای اوایلر، I ممان اینرسی ماهواره و T گشتاورهای کنترلی و اغتشاشی هستند. برای کنترل وضعیت ماهواره از معادلات ۲ استفاده می شود.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= k_x (\varphi_{com} - \varphi) + k_{xd} \dot{\varphi} = k_x \varphi_E + k_{xd} \dot{\varphi} \\ T_{cy} &= k_y (\theta_{com} - \theta) + k_{yd} \dot{\theta} = k_y \theta_E + k_{yd} \dot{\theta} \\ T_{cz} &= k_z (\psi_{com} - \psi) + k_{zd} \dot{\psi} = k_z \psi_E + k_{zd} \dot{\psi} \end{aligned}$$

برای محاسبه ضرایب کنترل تناسبی- مشتق گیر (Proportional Derivative; PD) از روابط ۳ که در زیر آمده استفاده می شود.

$$\begin{aligned} I \ddot{\varphi} &= k (\varphi_{com} - \varphi) + k_d \dot{\varphi} \rightarrow \\ \frac{\varphi}{\varphi_{com}} &= \frac{k/I}{s^2 - (k_d/I)s + k/I} \rightarrow \\ \frac{\varphi}{\varphi_{com}} &= \frac{k/I}{s^2 - (k_d/I)s + k/I} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\Rightarrow \{k = \omega_n^2 I\}$$

$$\Rightarrow \{k_d = -2\xi\omega_n I\}$$

برای به دست آوردن خطای اولرینت از معادلات ۴ استفاده شد که در این معادله α زاویه اوایلر برای چرخش حول محور اوایلر برای انتقال دستگاه است.

$$\begin{aligned} \cos(\alpha) &= \frac{1}{2} (\text{trace}(A_E) - 1) \\ \text{eulerint} &= \int \alpha dt \end{aligned} \quad (4)$$

برای به دست آوردن ماتریس A_E در معادلات ۴ از رابطه ۵ استفاده شده است.

$$[A_E] = [A_S][A_T]^T \quad (5)$$

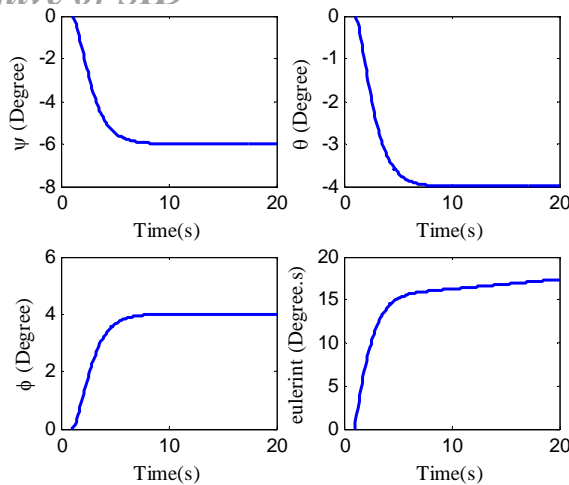
در رابطه ۵ ماتریس هدف A_T و ماتریس وضعیت ماهواره A_S با استفاده از رابطه ۶ که برای تبدیل زوایای اوایلر به ماتریس انتقال است به دست می آید.

$$A = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & & & & \\ -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & & & & \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & & & & \\ c(\theta)s(\psi) & & & -s(\theta) & \\ c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & & & s(\phi)c(\theta) & \\ -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & & & c(\phi)c(\theta) & \end{bmatrix} \quad (6)$$

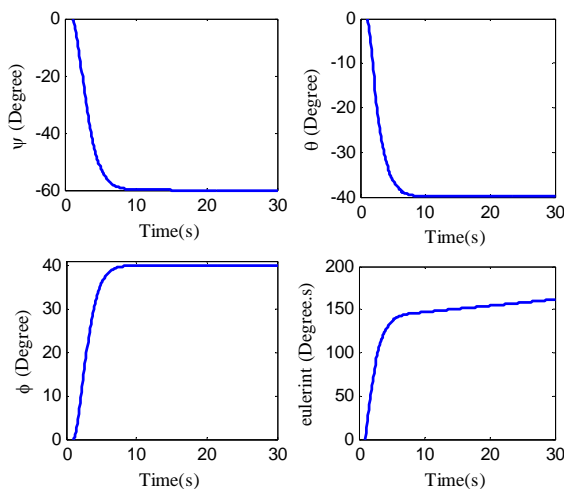
قانون کنترل تناسبی- مشتق‌گیر خطای زوایای اوایلر نیز در این حالت به صورت معادله ۱۱ اصلاح می‌شود.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= k_x(\varphi_{com} - \varphi) + k_{xd}p \\ T_{cy} &= k_y(\theta_{com} - \theta) + k_{yd}q \\ T_{cz} &= k_z(\psi_{com} - \psi) + k_{zd}r \end{aligned} \quad (11)$$

نتایج حاصل از شبیه‌سازی این سیستم را در نمودار ۲ مشاهده می‌کنید.



نمودار ۳) پاسخ پله زوایای اوایلر برای مدل خطی با استفاده از قانون کنترل تناسبی- مشتق‌گیر برای زوایای: $\psi_{com} = -6^\circ, \theta_{com} = -4^\circ, \varphi_{com} = 4^\circ$



نمودار ۴) پاسخ پله زوایای اوایلر برای مدل خطی با استفاده از کنترل تناسبی- مشتق‌گیر برای زوایای: $\psi_{com} = -60^\circ, \theta_{com} = -40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

۳-۲- معادلات سینماتیک بردار کواترنیون

در این قسمت معادلات سینماتیک مدل طبق روابط ۱۴ به بردار کواترنیون تغییر می‌کند.

$$\frac{d}{dt} q_s = .5[\Omega']q_s \quad (14)$$

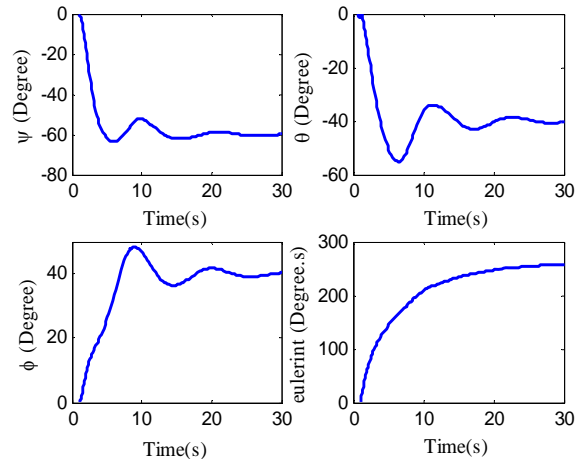
$$[\Omega'] = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix}$$

در رابطه ۱۴، بردار وضعیت ماهواره است. قانون کنترل برای بردار خطای کواترنیون طبق معادله ۱۵ به صورت زیر است.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2k_x q_{1E} q_{4E} + k_{xd}p \\ T_{cy} &= 2k_y q_{2E} q_{4E} + k_{yd}q \\ T_{cz} &= 2k_z q_{3E} q_{4E} + k_{zd}r \end{aligned} \quad (15)$$

در معادله ۱۵، بردار q_E بردار خطای کواترنیون است که با استفاده از رابطه ۱۶ به دست می‌آید.

$$q_E = \begin{bmatrix} q_{T4} & q_{T3} & -q_{T2} & q_{T1} \\ -q_{T3} & q_{T4} & q_{T1} & q_{T2} \\ q_{T2} & -q_{T1} & q_{T4} & q_{T3} \\ -q_{T1} & -q_{T2} & -q_{T3} & q_{T4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -q_{s1} \\ -q_{s2} \\ -q_{s3} \\ +q_{s4} \end{bmatrix} \quad (16)$$



نمودار ۲) پاسخ پله زوایای اوایلر برای مدل خطی با استفاده از کنترل تناسبی- مشتق‌گیر برای زوایای: $\psi_{com} = -60^\circ, \theta_{com} = -40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

میزان معیار اولرینت برای این حالت (مدل غیرخطی، زوایا بزرگ فرمان و کنترل تناسبی- مشتق‌گیر) برابر ۲۷۵/۷ شد.

۲-۲- معادلات سینماتیک کسینوس هادی

در این قسمت از معادلات سینماتیک کسینوس هادی برای مدل، طبق روابط ۱۲ استفاده می‌شود.

$$\frac{dA}{dt} = [\Omega][A] \quad (12)$$

$$[\Omega] = \begin{bmatrix} 0 & w_z & -w_y \\ -w_z & 0 & w_x \\ w_y & -w_x & 0 \end{bmatrix}$$

در این اینجا ماتریس A همان ماتریس A_S است که در قسمت قبل برای محاسبه ماتریس A_E استفاده شد.

برای محاسبه گشتاورهای کنترلی از رابطه ۱۳ یعنی قانون خطای ماتریس کسینوس هادی که در زیر آمده است استفاده می‌شود و ضرایب کنترل در این قانون کنترل همان ضرایب کنترل قسمت قبل است.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= k_x a_{32E} + k_{xd}p \\ T_{cy} &= k_y a_{13E} + k_{yd}q \\ T_{cz} &= k_z a_{21E} + k_{zd}r \end{aligned} \quad (13)$$

عبارت a_{ijE} المان‌های ماتریس A_E هستند.

با استفاده از رابطه سینماتیک کسینوس هادی پاسخ مدل ماهواره به ورودی‌های پله برای زوایای بزرگ و کوچک فرمان و میزان اولرینت بررسی می‌شود.

نمودار ۳ پاسخ ماهواره به زوایای فرمان کوچک است. مقدار اولرینت در این حالت (مدل خطی، زوایا کوچک فرمان و کنترل تناسبی- مشتق‌گیر) برابر ۱۸/۳ شد.

نمودار ۴ پاسخ ماهواره به زوایای فرمان بزرگ است. میزان معیار اولرینت برای این حالت (مدل غیرخطی، زوایا بزرگ فرمان و کنترل تناسبی- مشتق‌گیر) ۱۶۱/۵ شد.

۳- کنترل LQR

برای استفاده از روش کنترل بهینه LQR [21] ابتدا باید معادله ریگاتی تشکیل و حل شود که به دلیل ثابت بودن ماتریس مشخصه A و B ، معادله ریگاتی جبری می شود که به صورت معادله ۱۹ است.

$$A^T P + PA + Q - PBR^{-1}B^T P = 0 \quad (19)$$

$$k = R^{-1}B^T P$$

در رابطه ۱۹، R, Q ، ماتریس های وزنی هستند. با در نظر گرفتن ماتریس های موجود در روابط ۲۰، معادله ریگاتی حل می شود.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$Q = \begin{bmatrix} q_1 & 0 \\ 0 & q_2 \end{bmatrix}, p = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} \\ p_{12} & p_{22} \end{bmatrix}, R = r$$

با قرار دادن ماتریس های ۲۰ در معادله ریگاتی، معادله ۲۱ حاصل می شود.

$$\begin{bmatrix} q_1 - \frac{p_{12}^2}{rI^2} & p_{11} - \frac{p_{12}p_{22}}{rI^2} \\ p_{11} - \frac{p_{12}p_{22}}{rI^2} & 2p_{12} + q_2 - \frac{p_{22}^2}{rI^2} \end{bmatrix} = 0 \quad (21)$$

از طرفی با تشکیل معادلات حلقه بسته فضای حالت ماهواره معادلات ۲۲ نتیجه می شود.

$$\dot{X} = [A - Bk]X = [A - BR^{-1}B^T P]X \quad (22)$$

که مجدداً با قرار دادن ماتریس های رابطه ۲۰، معادله مشخصه سیستم به صورت معادله ۲۳ درمی آید.

$$|SI - A + Bk| = S^2 + \frac{p_{22}}{rI^2}S + \frac{p_{12}}{rI^2} \quad (23)$$

برای دستیابی به فرکانس طبیعی $\omega = 1$ و ضریب میرایی $\xi = 1$ از معادله ۲۳ استفاده شده است که المان های ماتریس P طبق رابطه ۲۴ به دست می آید.

$$S^2 + \frac{p_{22}}{rI^2}S + \frac{p_{12}}{rI^2} = S^2 + 2S + 1 \rightarrow \quad (24)$$

$$\rightarrow p_{12} = rI^2, p_{22} = 2rI^2$$

در مرحله بعد با استفاده از معادله ۲۱ و ۲۳ المان های ماتریس های وزنی R, Q به دست می آید.

$$\frac{q_1}{r} = I^2, \frac{q_2}{r} = 2I^2 \quad (25)$$

طبق رابطه ۲۵ با فرض $\frac{1}{r} = r$ ماتریس Q به صورت زیر می شود.

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (26)$$

در حالت فرمان زوایای کوچک رفتار دقیقاً مطابق نمودار ۱ می شود که مقدار اولرینت در این حالت مجدد (مدل خطی، زوایای کوچک فرمان و کنترل LQR) برابر ۱۶/۲ شد.

برای اعمال کنترل LQR طراحی شده این قسمت در زوایای بزرگ فرمان، از معادلات دینامیک غیرخطی و بردار کواترنیون برای تبدیل سرعت ها استفاده می شود و برای به دست آوردن بردار خطا نیز از بردار خطای کواترنیون استفاده شده که در روابط ۲۷ مشاهده می شود.

$$\dot{X} = [A - Bk][X - X_{com}] \quad (27)$$

$$[X - X_{com}] = \begin{bmatrix} -2q_{Ei}q_{E4} \\ X_{21} - 0 \end{bmatrix}$$

در شبیه سازی مدل غیرخطی پاسخ زمانی دقیق مشابه نمودار ۵ شد و میزان معیار اولرینت برای این حالت مجدد (مدل غیرخطی، زوایای بزرگ فرمان و کنترل LQR) برابر ۱۵۶/۱ شد که برابر کنترل تناسبی مشتق گیر بود. یکسان بودن میزان اولرینت در کنترل LQR و PD به دلیل یکسان در نظر گرفتن رفتار فرکانسی هر دو کنترل کننده در طراحی است.

در رابطه ۱۶ q_{Si} از رابطه ۱۴ و q_T که ماتریس هدف است از رابطه ۱۷ محاسبه می شود.

$$q_T = \begin{bmatrix} s(\phi_c/2)c(\theta_c/2)c(\psi_c/2) - c(\phi_c/2)s(\theta_c/2)s(\psi_c/2) \\ c(\phi_c/2)s(\theta_c/2)c(\psi_c/2) + s(\phi_c/2)c(\theta_c/2)s(\psi_c/2) \\ c(\phi_c/2)c(\theta_c/2)s(\psi_c/2) - s(\phi_c/2)s(\theta_c/2)c(\psi_c/2) \\ c(\phi_c/2)c(\theta_c/2)c(\psi_c/2) + s(\phi_c/2)s(\theta_c/2)s(\psi_c/2) \end{bmatrix} \quad (17)$$

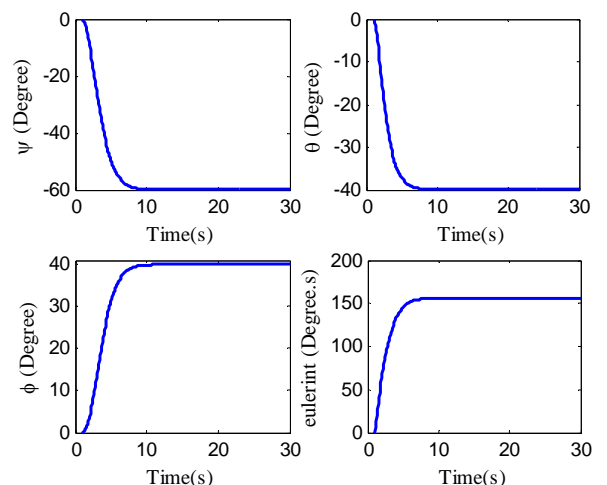
در رابطه ۱۷ منظور از $c(a) = \cos(a)$ ، $s(a) = \sin(a)$ است. برای محاسبه اولرینت باید ماتریس $[A_E] = [A_S][A_T]^T$ محاسبه شود که برای محاسبه ماتریس های A_T و A_S از رابطه ۶ استفاده می کنیم.

$$(18)$$

$$A(q) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 - q_2q_4) & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

با استفاده از رابطه سینماتیک بردار کواترنیون پاسخ مدل ماهواره به ورودی های پله برای زوایای بزرگ و کوچک فرمان و میزان اولرینت بررسی می شود.

در حالت فرمان زوایای کوچک رفتار دقیقاً مطابق نمودار ۱ می شود که مقدار اولرینت در این حالت مجدد (مدل خطی، زوایای کوچک فرمان و کنترل تناسبی- مشتق گیر) برابر ۱۶/۲ شد. نمودار ۵ پاسخ ماهواره به زوایای فرمان بزرگ است.



نمودار ۵) پاسخ پله زوایای اولرینت برای مدل خطی با استفاده از کنترل تناسبی- مشتق گیر برای زوایای: $\psi_{com} = -60^\circ, \theta_{com} = -40^\circ, \phi_{com} = 40^\circ$

میزان معیار اولرینت برای این حالت (مدل غیرخطی، زوایای بزرگ فرمان و کنترل تناسبی- مشتق گیر) برابر ۱۵۶/۱ شد.

با توجه به حداقل بودن میزان اولرینت با استفاده از معادلات سینماتیکی و بردار خطای کواترنیون در کنترل وضعیت ماهواره و عدم وجود نوسان در کنترل ماهواره، در ادامه این مقاله با استفاده از همین معادلات سینماتیکی ولی با اعمال انواع کنترل مدرن در کنترل وضعیت ماهواره، به بررسی پاسخ مدل می پردازیم.

۴- کنترل جایابی قطب

در این مرحله با استفاده از دینامیک خطی ماهواره و با استفاده از کنترل جایابی قطب، کنترل وضعیت ماهواره انجام می‌شود. ابتدا مدل فضای حالت دینامیک ماهواره در معادله ۲۸ آورده شده است.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I \end{bmatrix} u \quad (28)$$

با استفاده از قانون کنترل ۲۹ معادله حلقه بسته ۳۰ تشکیل می‌شود.

$$u = -[k_1 \quad k_2][X_1 \quad X_2]^T \quad (29)$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_1/I & -k_2/I \end{bmatrix} X \quad (30)$$

حال با استفاده از ضرایب کنترل (k_1, k_2) به جانمایی قطب‌های معادله مشخصه سیستم در محل قطب‌های سیستم ۳۱ که دارای فرکانس طبیعی $\omega = 1$ و ضریب میرایی $\xi = 1$ است پرداخته می‌شود.

$$\frac{1}{s^2 + 2s + 1} \quad (31)$$

$$s^2 + 2s + 1 = s^2 + 2\frac{k_2}{I}s + \frac{k_1}{I} \quad (32)$$

با توجه به معادله ۳۲ ضرایب کنترل (k_1, k_2) به صورت ۳۳ می‌شود.

$$k_1 = I, k_2 = 2I \quad (33)$$

که نهایتاً با جایگذاری X_{com} در معادلات فضای حالت ۳۴ حاصل می‌شود.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_1/I & -k_2/I \end{bmatrix} X \quad (34)$$

$$X = [X - X_{com}]$$

در حالت فرمان زوایای کوچک رفتار دقیقاً مطابق نمودار ۱ می‌شود که مقدار اولرینت در این حالت مجدد (مدل خطی، زوایای کوچک فرمان و کنترل جایابی قطب) برابر ۱۶/۲ شد.

در ادامه به بررسی پیاده‌سازی کنترل جایابی قطب بر روی مدل غیرخطی پرداخته می‌شود. از قانون خطای بردار کواترنیون یعنی معادله ۱۵ در مقایسه با قانون خطای زوایای اوپلر یعنی معادله ۱۱ می‌توان معادله ۳۵ را نتیجه گرفت.

$$\begin{aligned} 2q_{E1}q_{E4} &= \varphi_{com} - \phi \\ 2q_{E2}q_{E4} &= \theta_{com} - \theta \\ 2q_{E3}q_{E4} &= \psi_{com} - \psi \end{aligned} \quad (35)$$

با توجه به رابطه ۳۵، معادله ۳۴ به معادلات ۳۶ تبدیل می‌شود.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_1/I & -k_2/I \end{bmatrix} X \quad (36)$$

$$X = \begin{bmatrix} c - 2q_{Ei}q_{E4} \\ X_{21} - 0 \end{bmatrix}$$

در شبیه‌سازی مدل غیرخطی پاسخ زمانی دقیق مشابه نمودار ۵ شد و میزان معیار اولرینت برای این حالت نیز (مدل غیرخطی، زوایای بزرگ فرمان و کنترل جایابی قطب) برابر ۱۵/۱ شد که برابر کنترل تناسبی مشتق‌گیر بود. یکسان بودن میزان اولرینت در کنترل جایابی قطب و PD به دلیل یکسان در نظر گرفتن رفتار فرکانسی هر دو کنترل‌کننده در طراحی است.

۵- کنترل خطی‌ساز پسخورد تطبیقی مدل مرجع

در این بخش از کنترل تطبیقی مدل مرجع و بدون وجود عدم قطعیت و بر اساس یک مدل مرجع با فرکانس طبیعی $\omega = 1$ و

ضریب میرایی $\xi = 1$ استفاده شده است. در ابتدا مدل خطی و سپس مدل غیرخطی ماهواره بررسی شده است. مطابق رابطه ۳۷ مدل مرجعی مرتبه دو ارائه شده است [22].

$$\lambda_1 = 2, \lambda_2 = 1 \quad (37)$$

$$\ddot{x}_m + \lambda_1 \dot{x}_m + \lambda_2 x_m = \lambda_2 r(t)$$

قانون کنترل در معادله ۳۸ داده شده است.

$$\tilde{x} = x - x_m \quad (38)$$

$$u = \hat{I}(\dot{x}_m - 2\lambda\tilde{x} - \lambda^2\tilde{x})$$

در رابطه ۳۸، $\lambda = 2$ و \hat{I} ممان اینرسی تخمین زده شده توسط قانون تطبیق است. برای تخمین ممان اینرسی، قانون تطبیق مطابق معادله ۳۹ ارائه شده است.

$$v = \ddot{x}_m - 2\lambda\dot{\tilde{x}} - \lambda^2\tilde{x} \quad (39)$$

$$s = \dot{\tilde{x}} + \lambda\tilde{x}$$

$$\dot{\hat{I}} = -\gamma v s$$

با قرار دادن u در معادلات سیستم، معادله ۴۰ حاصل می‌شود.

$$\dot{\tilde{I}} = I - \hat{I} \quad (40)$$

$$I\dot{s} + \lambda I s - \tilde{I} v = 0$$

با حل معادله ۴۰ و معادله ۳۷ به ازای $r(t) = X_{com}$ پاسخ سیستم به ورودی‌های خواسته شد به دست می‌آید.

در حالت فرمان زوایای کوچک رفتار مدل دقیقاً مطابق نمودار ۱ می‌شود که مقدار اولرینت در این حالت مجدد (مدل خطی، زوایای کوچک فرمان و کنترل MRAC) برابر ۱۶/۲ شد.

برای بررسی اندازه معیار اولرینت در زوایای بزرگ فرمان با استفاده از کنترل تطبیقی طراحی شده در این قسمت از مدل غیرخطی استفاده شده است که در آن مجدد دینامیک سیستم خطی و معادلات سینماتیک سیستم غیرخطی است که معادلات سینماتیک غیرخطی کواترنیون برای تبدیل سرعت‌ها استفاده می‌شود. فرم خلاصه شده معادلات غیرخطی ماهواره به صورت رابطه ۴۱ می‌شود.

$$H\ddot{X} - C\dot{X} = T \quad (41)$$

با استفاده از روش خطی‌سازی پسخورد قسمت غیرخطی $C\dot{X}$ از معادله ۴۱ حذف می‌گردد.

$$T = U - C\dot{X} \quad (42)$$

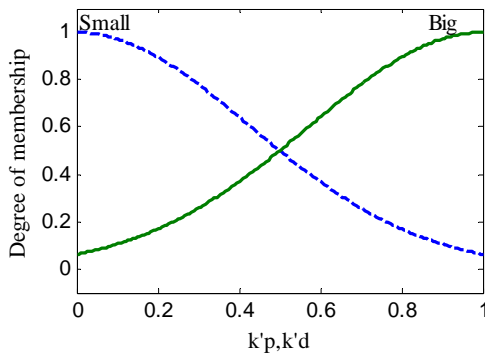
$$H\ddot{X} = U$$

حال با انتخاب یک U مناسب کنترل تطبیقی مرحله قبل بر اساس مدل مرجع ارائه شده در رابطه ۳۷ پیاده‌سازی می‌شود.

$$U = \begin{bmatrix} \hat{I}_x(\ddot{x}_m - 2\lambda\dot{\tilde{x}}_x - \lambda^2\tilde{x}_x) \\ \hat{I}_y(\ddot{x}_m - 2\lambda\dot{\tilde{x}}_y - \lambda^2\tilde{x}_y) \\ \hat{I}_z(\ddot{x}_m - 2\lambda\dot{\tilde{x}}_z - \lambda^2\tilde{x}_z) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (43)$$

با جایگذاری U در رابطه ۴۲ و شبیه‌سازی سیستم، نتایج حاصل از شبیه‌سازی این سیستم در نمودار ۶ نشان داده شده است. میزان معیار اولرینت برای این حالت (مدل غیرخطی، زوایای بزرگ فرمان و کنترل تطبیقی) برابر ۱۳۲/۲ شد که کمترین مقدار اولرینت در کنترل زوایای فرمان بزرگ اوپلر است.

همان‌طور که مشاهده کردید میزان اولرینت برای زوایای کوچک در تمام حالات تقریباً یکسان است پس در ادامه روند مقاله تنها به بررسی این معیار در زوایای بزرگ فرمان پرداخته می‌شود.



نمودار ۸) تابع عضویت ضرایب کنترل

جدول ۱) قوانین تنظیم k'_p

		\dot{e}							
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	
e	NB	B	B	B	B	B	B	B	
	NM	S	B	B	B	B	B	S	
	NS	S	S	B	B	B	S	S	
	ZO	S	S	S	B	S	S	S	
	PS	S	S	B	B	B	S	S	
	PM	S	B	B	B	B	B	S	
	PB	B	B	B	B	B	B	B	

جدول ۲) قوانین تنظیم k'_d

		\dot{e}							
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB	
e	NB	S	S	S	S	S	S	S	
	NM	B	S	S	S	S	S	B	
	NS	B	B	S	S	S	B	B	
	ZO	B	B	B	S	B	B	B	
	PS	B	B	S	S	S	B	B	
	PM	B	S	S	S	S	S	B	
	PB	S	S	S	S	S	S	S	

در جداول ۱ و ۲، B یعنی Big و S به معنی Small است. مؤلفه μ برای محاسبه ضرایب خروجی طبق ۴۵ از ضرب مقادیر تابع عضویت خطا و نرخش به دست می‌آید [14].

$$\mu_i = \mu_{A_i}(e) \cdot \mu_{B_i}(\dot{e}) \quad (45)$$

با توجه به تولید ضرایب نرمال شده توسط این الگوریتم فازی، ضرایب کنترلی ورودی به مدل ماهواره از رابطه ۴۶ محاسبه می‌شوند [14].

$$k_p = (k_{pmax} - k_{pmin})k'_p + k_{pmin} \quad (46)$$

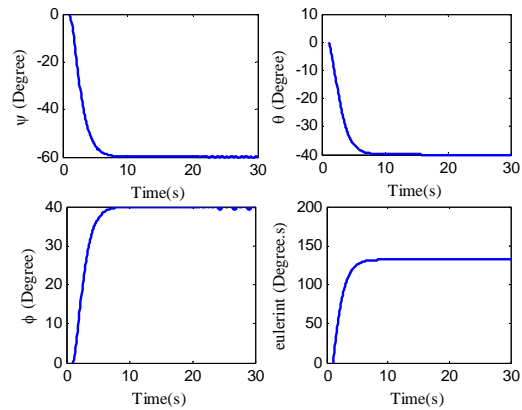
$$k_d = (k_{dmax} - k_{dmin})k'_d + k_{dmin}$$

بر اساس شبیه‌سازی‌های متعدد و با استفاده از چندین مدل متفاوت، متغیرهای تعیین دامنه ضرایب کنترل، از روابط ۴۷ حاصل می‌شوند.

$$k_{pmin} = 0.28k_r, k_{pmax} = 3k_r \quad (47)$$

$$k_{dmin} = 0.08k_r T_r, k_{dmax} = 0.15k_r T_r$$

در رابطه ۴۷ ضریب تناسبی و زمان نشست یعنی T_r و k_r ضرایب تناسبی کنترل کننده PD و زمان نشست مدل هستند، زمانی که عملگرها حداکثر در ۵۰ درصد دامنه کاری خود فعال هستند. مقایسه کنترل PD و فازی در نمودار ۹ نشان داده شده است.



نمودار ۹) پاسخ پله زوایای اوپلر برای مدل غیرخطی با استفاده از کنترل تطبیقی

$$\psi_{com} = -60^\circ, \theta_{com} = -40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$$

۶- کنترل جدول بندی فازی تناسبی انتگرال گیر مشتق گیر

همان طور که مشاهده شد در رابطه ۱۵ فرض شده است که T گشتاور کنترلی، k_p, k_d ضرایب کنترل کننده PD هستند و q_{iE} المان های بردار خطای کوآرتنیون در نظر گرفته شده است.

نقش منطق فازی در این کنترل کننده اعمال یک برنامه از قوانین فازی و در نظر گرفتن توابعی جهت درجه عضویت پارامترهای کنترل به منظور تغییر ضرایب کنترل کننده PD برای بهبود عملکرد در شرایط مختلف کاری است.

ورودی های کنترل کننده فازی خطا (e) و نرخ خطا (\dot{e}) هستند که برای محاسبه ضرایب کنترل کننده PD استفاده می‌شوند. ضرایب کنترل فازی از قوانینی مانند زیر حاصل می‌شوند:

(اگر e برابر A_i و \dot{e} برابر B_i باشد پس k_p برابر C_i و k_d برابر D_i است که $(i = 1, 2, \dots, n)$. در این رابطه چهار متغیر A_i و B_i و C_i و D_i یک مجموعه فازی را تشکیل می‌دهند.

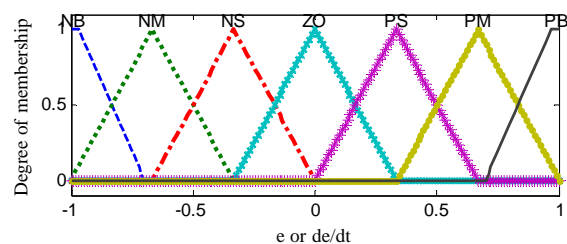
در نمودار ۷ توابع عضویت خطا و نرخ خطا نشان داده شده است [14]. در این نمودار، P یعنی مثبت و N منفی، ZO صفر تقریبی، B بزرگ، M متوسط و S کوچک است.

در نمودار ۸ تابع عضویت k'_p, k'_d نشان داده شده است. تابع عضویت ضرایب کنترل کننده که به صورت گوسی در نظر گرفته شده در رابطه ۴۴ ارائه گردیده است.

$$\mu_{small}(x) = \exp\left(-\frac{x^2}{2}\right) \quad (44)$$

$$\mu_{big}(x) = \exp\left(-\frac{1-x^2}{2}\right)$$

در رابطه ۴۴، μ عدد عضویت ضرایب کنترل است. برای انتخاب نوع عضویت از لحاظ بزرگی و یا کوچکی تابع عضویت جداول قوانین تنظیم ۱ و ۲ ارائه شده است که تعیین کننده قوانین خبره هستند [14].



نمودار ۱۰) تابع عضویت خطا و نرخ خطا

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \\ -q_1 & q_0 & q_3 & -q_2 \\ -q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \\ -q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$= 2Q^T \dot{q}$$

پس ω تابعی بر حسب (q, \dot{q}) است. طبق مرجع [23] با جایگذاری رابطه ۵۰ در ۴۹ رابطه کلی ۵۱ حاصل می‌شود.

$$\ddot{q} = -\frac{1}{4}(\omega^T(q, \dot{q})\omega(q, \dot{q}))q - \frac{1}{2}Q[c - I^{-1}(\omega(q, \dot{q}) \times I\omega(q, \dot{q}))] + \frac{1}{2}Q[cI^{-1}T]$$

با در نظر گرفتن رابطه ۵۱ به صورت خلاصه شده، رابطه ۵۲ حاصل می‌شود.

$$\ddot{q} = F(q) + G(q)T \quad (52)$$

می‌توان معادله غیرخطی ۵۲ را با استفاده از روش پس‌خورده خطی‌سازی به فرم معادله خطی ۵۳ درآورد.

$$T = G^{-1}(-f + U) \quad (53)$$

$$\ddot{q} = U$$

اگر طبق مرجع [23] قانون خطا مطابق رابطه ۵۴ تعریف شود:

$$\ddot{q}_{error} = \begin{bmatrix} -q_1 & q_0 & q_3 & -q_2 \\ -q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \\ -q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} q_m \quad (54)$$

قانون کنترل تطبیقی نیز مشابه رابطه ۳۸ به صورت رابطه ۵۵ خواهد شد.

$$U = \begin{bmatrix} \hat{I}_x(\ddot{q}_{m1} - 2\lambda\dot{q}_1 - \lambda^2\ddot{q}_1) \\ \hat{I}_y(\ddot{q}_{m2} - 2\lambda\dot{q}_2 - \lambda^2\ddot{q}_2) \\ \hat{I}_z(\ddot{q}_{m3} - 2\lambda\dot{q}_3 - \lambda^2\ddot{q}_3) \end{bmatrix} \quad (55)$$

با توجه به این موضوع که متغیر خروجی منطق فازی همیشه عددی بین ۰ و ۱ است، مقدار پارامتر ورودی به مدل کنترلی بستگی به دامنه تعیین شده برای این پارامتر توسط کاربر دارد و با توجه به دامنه طراحی شده برای متغیرهای λ_1 و λ_2 در این مقاله، مدل مرجع مرتبه دو ارائه شده در معادله ۳۷ همیشه دارای دو ریشه با مقادیر حقیقی منفی است و با توجه به این موضوعه که مدل مرجع به نوعی یک مدل دینامیکی مرتبه دو خطی است که توسط یک کنترل‌کننده PD فازی جدول‌بندی بهره کنترل شده است، اثبات پایداری برای این مدل به صورت کامل در مرجع [14] بحث شده است. پس مدل مرجع فازی ارائه شده همواره پایدار است.

اینک پایداری کلی مدل با استفاده از کنترل تطبیقی- فازی ارائه شده بررسی می‌شود. برای اثبات پایداری این روش از روش توابع لیاپانوف استفاده می‌شود، به این صورت که با توجه به خطی شدن مدل با استفاده از معادلات ۵۳ می‌توان هر کانال کنترلی را به صورت مجزا مورد بررسی قرار داد. تابع لیاپانوف پیشنهادی به صورت رابطه ۵۶ در نظر گرفته شده است.

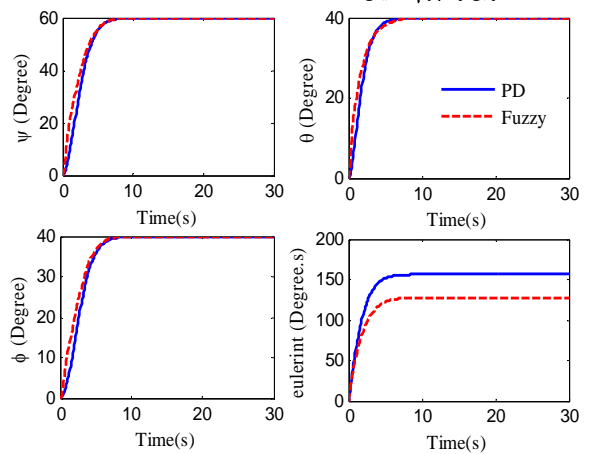
$$s = \dot{q} + \lambda\ddot{q}, V = \frac{1}{2}(Is^2 + \frac{1}{\gamma}\ddot{I}^2) \quad (56)$$

با مشتق‌گیری از رابطه ۵۶ و تشکیل \dot{V} مطابق رابطه ۵۷ مشاهده می‌شود که این عبارت منفی است و در نتیجه با استفاده از لم باربلا ارائه شده در مرجع [22] پایداری مدل اثبات می‌گردد.

$$\dot{V} = -\lambda Is^2 \quad (57)$$

۹- مقایسه روش‌ها در حضور اغتشاش و عدم قطعیت

نتایج مقایسه دو کنترل‌کننده PD و فازی در حضور اغتشاش یکسان در نمودار ۱۱ و در حضور نامعینی در نمودار ۱۲ نشان داده شده است.



نمودار ۹) پاسخ پله زوایای اویلر برای مدل غیرخطی با استفاده از کنترل فازی برای زوایای: $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

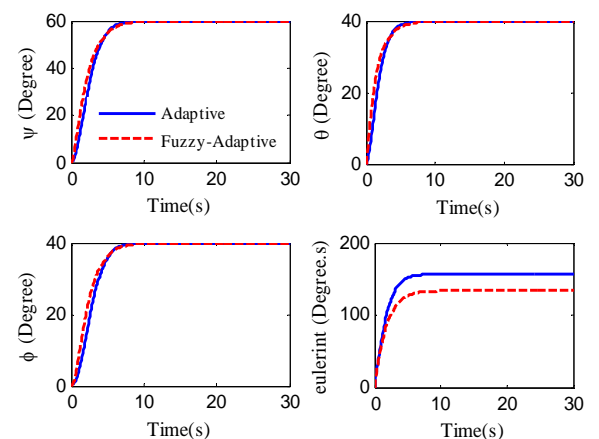
۷- کنترل تطبیقی- فازی

برای بهره بردن از مزایای کنترل فازی و تطبیقی به صورت هم‌زمان این دو نوع کنترل را می‌توان با هم استفاده کرد. در این مقاله ایده فازی‌سازی کنترل تطبیقی با توجه به تلاش کنترلی کمتر کنترل فازی و پاسخ زمانی بهتر کنترل تطبیقی به این صورت است که مدل مرجع کنترل تطبیقی به صورت یک مدل فازی در نظر گرفته می‌شود که پارامترهای تعیین کننده رفتار مدل مرجع با توجه به اندازه خطای تعقیب و نرخش تغییر می‌کند.

برای فازی‌سازی مدل مرجع کنترل تطبیقی ارائه شده در بخش ۵، پارامترهای رفتار مدل مرجع رابطه ۳۷ یعنی λ_1 و λ_2 از یک مدل فازی ممدانی به دست می‌آید که در معادله ۴۸ بیان شده‌اند.

$$\lambda_1 = \frac{k_p}{I}, \lambda_2 = \frac{k_d}{I} \quad (48)$$

پارامترهای k_p و k_d از مدل فازی ارائه شده در بخش ۶ به دست آمده. مقایسه کنترل تطبیقی و تطبیقی- فازی در نمودار ۱۰ آمده است.

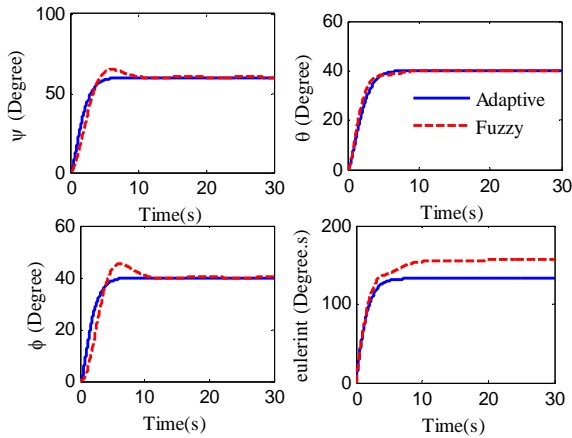


نمودار ۱۰) پاسخ پله زوایای اویلر برای مدل غیرخطی با استفاده از کنترل تطبیقی- فازی برای زوایای: $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

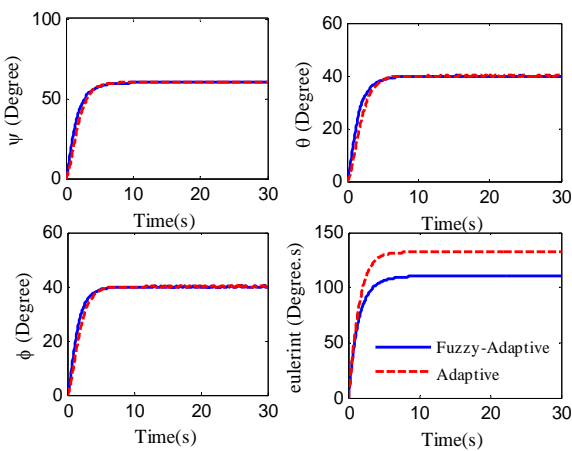
۸- اثبات پایداری روش کنترل تطبیقی- فازی

با توجه به اثبات ارائه شده در مرجع [23] برای سادگی روابط، معادلات دینامیک و سینماتیک مدل غیرخطی مجدد به صورت روابط ۴۹ و ۵۰ ارائه می‌شود.

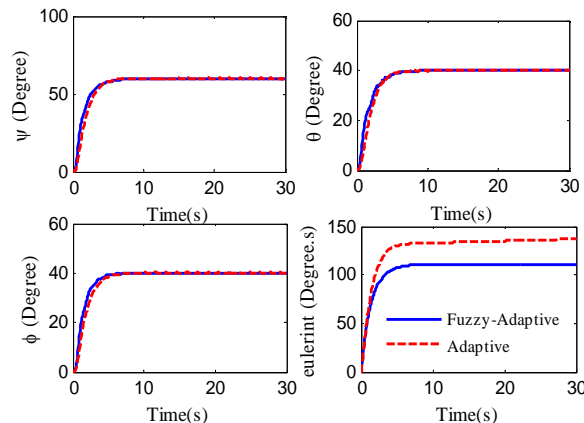
$$\dot{\omega} = -I^{-1}[(\omega \times I\omega) + T] \quad (49)$$



نمودار ۱۴) پاسخ زمانی مدل برای کنترل فازی و تطبیقی در حضور نامعینی برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$



نمودار ۱۵) مقایسه پاسخ زوایای اولرینت برای کنترل تطبیقی- فازی و تطبیقی برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$



نمودار ۱۶) پاسخ زمانی مدل برای کنترل تطبیقی- فازی و تطبیقی در حضور نامعینی برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

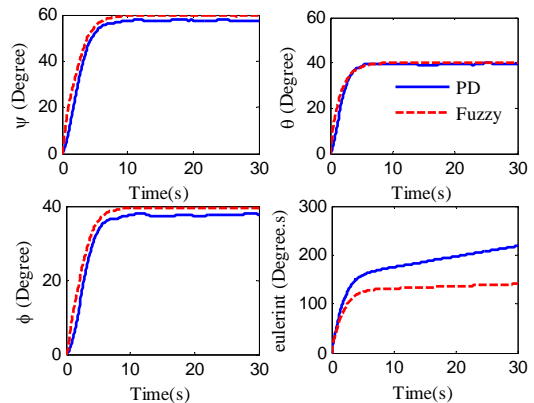
همان طور که در نمودار ۱۱ تا نمودار ۱۶ مشاهده می شود، پاسخ زمانی روش تطبیقی- فازی نسبت به کنترل PD از لحاظ نوسانات، میزان فراچرخش و زمان نشست بهتر است و بهترین مقدار اولرینت در مقابله با اغتشاش و نامعینی در سیستم، متعلق به کنترل کننده تطبیقی- فازی است زیرا هم از قدرت تخمین پارامتر بهره می برد و هم مدل مرجع فازی این روش توانایی تغییر رفتار متناسب با شرایط مختلف ورودی را دارد.

نتایج مقایسه دو کنترل کننده تطبیقی و فازی در حضور اغتشاش یکسان در نمودار ۱۳ نشان داده شده است.

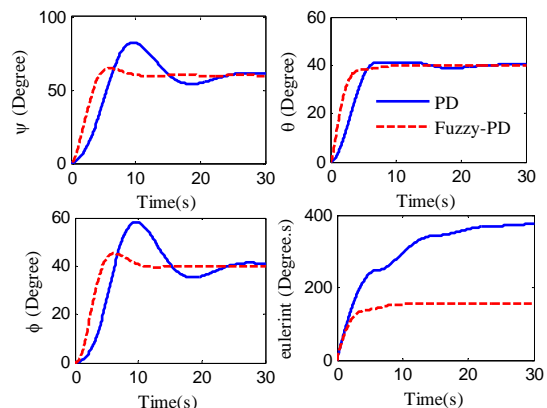
نتایج حاصل از مقایسه دو روش کنترلی فازی و تطبیقی مدل مرجع در حضور عدم قطعیت در ممان اینرسی ماهواره در نمودار ۱۴ نشان داده است.

نتایج مقایسه دو کنترل کننده تطبیقی- فازی و تطبیقی در حضور اغتشاش یکسان در نمودار ۱۵ نشان داده شده است.

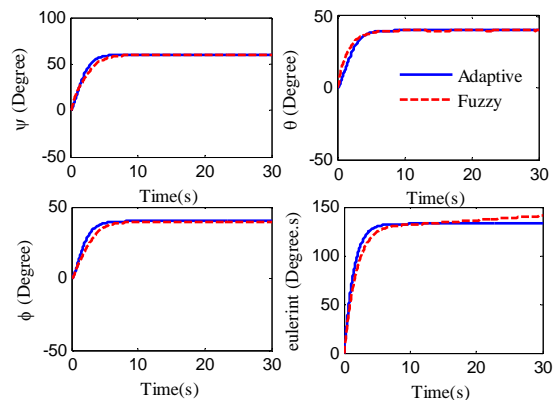
نتایج حاصل از مقایسه دو روش کنترلی تطبیقی- فازی و تطبیقی در حضور عدم قطعیت در ممان اینرسی ماهواره در نمودار ۱۶ نشان داده است.



نمودار ۱۷) مقایسه پاسخ زوایای اولرینت برای کنترل فازی و PD برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$



نمودار ۱۸) مقایسه پاسخ زوایای اولرینت برای کنترل فازی و PD برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$



نمودار ۱۹) پاسخ زمانی مدل برای کنترل فازی و تطبیقی در حضور نامعینی برای زوایای $\psi_{com} = 60^\circ, \theta_{com} = 40^\circ, \varphi_{com} = 40^\circ$

۱۰- نتایج شبیه‌سازی

با توجه به مقادیر اولرینت روش‌های مختلف برای زوایای کوچک فرمان که تقریباً در تمامی روش‌ها این مقدار برابر ۱۶/۲ بود، می‌توان دریافت که تفاوت چندان در انواع مدل‌ها برای کنترل ماهواره در زوایای کوچک وجود ندارد.

مقادیر اولرینت برای زوایای بزرگ فرمان روش‌های مختلف در عدم حضور اغتشاش و نامعینی در سیستم، در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۳) اولرینت زوایای بزرگ فرمان

روش	مقدار اولرینت
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک اوپلر	۲۷۵/۷
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک کواترانیون	۱۵۶/۱
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک کسینوس هادی	۱۶۱/۵
کنترل جایابی قطب	۱۵۶/۱
کنترل LQR	۱۵۶/۱
کنترل تطبیقی	۱۳۲/۲
کنترل فازی	۱۲۷/۸
کنترل تطبیقی- فازی	۱۱۱/۸

با توجه به جدول ۳ مشاهده می‌کنید که مناسب‌ترین روش جهت حداقل کردن معیار اولرینت برای کنترل وضعیت ماهواره در زوایای بزرگ فرمان، کنترل تطبیقی- فازی در مقایسه با روش‌های ذکر شده در این مقاله است. البته باید توجه داشت که تأثیر بسیار زیاد معادلات سینماتیکی در مدل‌سازی، غیرقابل چشم‌پوشی است و باید از روشی مناسب مانند بردارهای کواترانیون استفاده کرد. مقادیر تلاش کنترلی برای روش‌های مختلف در عدم حضور نامعینی و اغتشاش در سیستم، در جدول ۴ آورده شده است.

همان‌طور که از جدول ۴ مشاهده می‌کنید، به‌طور نسبی با کاهش میزان اولرینت که به معنای افزایش سرعت عملکرد است، میزان تلاش کنترلی افزایش می‌یابد. به عنوان نمونه میزان تلاش کنترلی کنترل تطبیقی نسبت به کنترل کننده PD به دلیل افزایش سرعت (کاهش میزان اولرینت) افزایش یافته است. ولی در مقایسه سه کنترل کننده PD با افزایش اولرینت میزان تلاش کنترلی نیز افزایش یافته است، زیرا در اینجا دلیل افزایش اولرینت، کاهش سرعت نیست بلکه افزایش خطا در همان رفتار فرکانسی تقریباً یکسان هر سه روش PD است. اما در کنترل فازی و تطبیقی- فازی هر چند میزان اولرینت نسبت به روش تطبیقی کاهش یافته است اما میزان تلاش کنترلی افزایش چندان نسبت به کنترل کننده PD نداشته است که بهترین روش در اینجا کنترل تطبیقی- فازی است.

جدول ۴) تلاش کنترلی زوایای بزرگ فرمان

روش	تلاش کنترلی (N.m.s)
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک اوپلر	۴۷۷۰
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک کواترانیون	۲۹۵۴
کنترل تناسبی- مشتق‌گیر معادله سینماتیک کسینوس هادی	۳۶۵۲
کنترل جایابی قطب	۲۹۵۴
کنترل LQR	۲۹۵۴
کنترل تطبیقی	۳۶۹۴
کنترل فازی	۳۴۸۲
کنترل تطبیقی- فازی	۳۲۲۷

۱۱- نتیجه‌گیری

در روند طراحی کنترل کننده برای مدل دینامیکی ماهواره با استفاده از روابط سینماتیک مختلف، از معیار اولرینت که به نوعی معرف

سرعت عملکرد و خطای وضعیت ماهواره است استفاده شد. ابتدا با استفاده از کنترل کننده PD، سه بیان سینماتیکی زوایای اوپلر، ماتریس کسینوس هادی و بردار کواترانیون با هم مقایسه شد که مشخص گردید کمترین اولرینت متعلق به زمانی است که از روابط سینماتیک کواترانیون برای بیان قانون کنترل استفاده می‌شود. سپس با استفاده از روابط سینماتیک کواترانیون، قوانین کنترل جایابی قطب، کنترل بهینه LQR، تطبیقی، فازی و روش جدید تطبیقی- فازی مدل مرجع به ماهواره اعمال شد که نشان می‌دهد، کمترین میزان اولرینت متعلق به کنترل تطبیقی- فازی است؛ در صورتی که افزایش چندان در تلاش کنترلی ایجاد نمی‌کند. با اعمال اغتشاش و نامعینی در مدل غیرخطی ماهواره نیز دیده می‌شود که بهترین عملکرد متعلق به کنترل تطبیقی- فازی ارائه شده در این مقاله است، زیرا هم کمترین اولرینت را دارد و هم نسبت به روش کنترل تطبیقی دارای تلاش کنترلی کمتری است.

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

تأییدیه اخلاقی: این مقاله در نشریه دیگری به چاپ نرسیده و به نشریه دیگری نیز ارسال نشده است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ‌گونه تعارض منافی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

سهم نویسندگان: محمد نوابی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۵۰٪)؛ شهرام حسینی (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۵۰٪) **منابع مالی:** به صورت شخصی تأمین شده است.

منابع

- 1- Navabi M, Akhloadi MR. Nonlinear optimal control of space docking and Rendezvous problem. Journal of Space Science and Technology. 2015;8(3):27-40. [Persian]
- 2- Navabi M, Nasiri N. Modeling and simulating the earth's magnetic field utilizing the 10th generation of IGRF and comparison the linear and nonlinear transformation in order to use in satellite attitude control. Journal of Space Science and Technology. 2010;3(4):45-52. [Persian]
- 3- Navabi M, Hosseini M. 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]
- 4- Sidi MJ. Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach. Cambridge: Cambridge University Press; 1997.
- 5- Navabi M, Tavana M, Mirzaei HR. Attitude control of spacecraft by state dependent Riccati equation and power series expansion of Riccati methods. Journal of Space Science and Technology. 2014;7(4):39-49. [Persian]
- 6- Aydogan A, Hasturk O. Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems. Proceedings of the 14th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision (ICARCV); 2016 Nov 13-15; Phuket, Thailand. IEEE; 2017. p. 1-6.
- 7- Alsharif MA, Arslantas YE, Hölzel MS. A comparison between advanced model-free PID and model-based LQI attitude control of a quadcopter using asynchronous android flight data. Proceedings of the 25th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED); 2017 July 3-6; Valletta, Malta. IEEE; 2017. p. 1023-1028.
- 8- Zeng Y, Jiang Q, Liu Q, Jing H. PID vs. MRAC control techniques applied to a quadrotor's attitude. Proceedings

16- Barbosa GC, Bertolin R, González PJ, Neto ABG, Silvestre FJ. Fuzzy gain-scheduling applied for a very flexible aircraft. Proceedings of the Guidance, Navigation, and Control Conference; 2018 Jan 8-12; Kissimmee, Florida.

17- MacKunis W, Dupree K, Fitz-Coy N, Dixon WE. Adaptive satellite attitude control in the presence of inertia and CMG gimbal friction uncertainties. The Journal of the Astronautical Sciences. 2008;56(1):121-134.

18- Wang LX. Stable adaptive fuzzy control of nonlinear systems. IEEE Transactions on Fuzzy Systems. 1993;1(2):146-155.

19- Chen B, Liu X, Liu K, Lin C. Direct adaptive fuzzy control of nonlinear strict-feedback systems. Automatica. 2009;45(6):1530-1535.

20- Navabi M, Hosseini MR. Investigation in to the effect of kinematic of the space craft attitude control using feedback linearization method. Journal of Space Science and Technology. 2018;11(1):59-71. [Persian]

21- Ogata K. Modern control engineering. 5th Edition. Upper Saddle River, New Jersey: Prentice Hall; 2010.

22- 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.

23- Tafazoli S, Khorasani K. Nonlinear control and stability analysis of spacecraft attitude recovery. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2006;42(3):825-845.

of the 2nd International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control; 2012 Dec 8-10; Harbin, China. IEEE; 2013. p. 1086-1089.

9- Navabi M, Soleymanpour S. Standard and robust backstepping control of a spacecraft with inertial uncertainty. Modares Mechanical Engineering. 2015;14(16):112-124. [Persian]

10- Navabi M, Soleymanpour S. Command Filtered modular adaptive backstepping attitude control spacecraft in presence of disturbance torque. Modares Mechanical Engineering. 2015;15(7):285-296. [Persian]

11- Chen F, Jiang R, Zhang K, Jiang B, Tao G. Robust backstepping sliding-mode control and observer-based fault estimation for a quadrotor UAV. IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2016;63(8):5044-5056.

12- Altuğ E, Ostrowski JP, Taylor CJ. Control of a quadrotor helicopter using dual camera visual feedback. The International Journal of Robotics Research. 2005;24(5):329-341.

13- Navabi M, Mirzaei H. Robust optimal adaptive trajectory tracking control of quadrotor helicopter. Latin American Journal of Solids and Structures. 2017;14(6):1040-1063.

14- Zhao ZY, Tomizuka M, Isaka S. Fuzzy gain scheduling of PID controllers. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. 1993;23(5):1392-1398.

15- Zhang X, Zeng M, Yu X. Fuzzy control of rigid spacecraft attitude maneuver with decay rate and input constraints. International Journal of Uncertainty, Fuzziness and Knowledge-Based Systems.