

## طراحی کنترل کننده برای یک فضاپیما با استفاده از مستهلك کننده فعال مغناطیسی

علیرضا نوین زاده<sup>۱</sup>، محمد مهدی سربازی<sup>۲</sup>، مهدی زارعی فرکوش<sup>۳</sup>

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

### چکیده

در این مقاله به بررسی پایداری یک فضاپیما با مشخصات معلوم تحت تاثیر گرادیان جاذبه پرداخته می‌شود. استراتژی اصلی کنترل فضاپیمای مفروض بر مبنای استهلاک فعال مغناطیسی حول هر سه محور است. ابتدا لازم است پاسخ‌های ناشی از اختلالات، بدون در نظر گرفتن المان-های فعال کنترلی مورد بررسی قرار گیرند و سپس با مشاهده نتایج و اتخاذ تصمیم در مورد کنترل وضعیت فعال این فضاپیما، به طراحی کنترل کننده برای هر یک از کانال‌های وضعی اقدام شود. برای این منظور دو روش کنترلی طراحی به کمک مکان هندسی ریشه‌ها (PD) و روش بهینه (LQR) را در نظر گرفته و به مقایسه نتایج حاصل از هر کدام پرداخته می‌شود. پس از طراحی کنترل کننده بر مبنای هر یک از استراتژی‌های فوق از خروجی کنترل کننده به عنوان گشتاور کنترلی بهره گرفته می‌شود و طی روندی که شامل چندین انتقال از دستگاه‌های مختصاتی مختلف به یکدیگر است، دو قطبی‌های مغناطیسی بدست خواهد آمد. در ادامه به مقایسه نتایج بدست آمده از هر یک از روش‌های کنترلی پرداخته شده و نحوه‌ی انتخاب طرح کنترلی مناسب تشریح می‌گردد.

**واژه‌های کلیدی:** کنترل فضاپیما، دوقطبی مغناطیسی، کنترل کننده تناسبی مشتقی، کنترل کننده بهینه

## Spacecraft Controller Design by Active Magnetic Damper

A.R.Novinzadeh, M.M.Sarbazi, M.Zareie-Farkoosh

Mechanical And Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University

### Abstract

The present paper is going to study the stability of a spacecraft with pre-determined specification under influence of gravity gradient. The main strategy of spacecraft control about the three axes is based on active magnetic damper. Firstly, the response of satellite without controlling actions will be studied, depending on the results obtained; the proper decision will be made on the control design. For this purpose, two controlling strategies of PD and LQR will be applied and finally, their results will be compared.

**Key Words:** Spacecraft Control, Magnetic Dipole, PD Controller, Optimal Control

۱ استادیار

۲ دانشجوی کارشناسی ارشد

۳ دانشجوی کارشناسی ارشد ( نویسنده پاسخگو): Mahdi\_Zareie\_Farkoosh@Yahoo.com

## ۱- مقدمه

ماهواره‌ها در کل دارای دو نوع کنترل کننده مدار و وضعیت می‌باشند. کنترل وضعیت ماهواره با توجه به نوع ماموریت آن انجام می‌شود. برای مثال در ماهواره‌های عکس برداری، کنترل وضعیت نیاز به دقت و پایداری بسیار بالا دارد، زیرا بروز خطایی کوچک در وضعیت ماهواره ممکن است موجب ایجاد فواصل بسیار زیاد بر روی سطح زمین گردد [۱].

در این مقاله به پایدار سازی وضعیت<sup>۱</sup> یک ماهواره در مدار دایروی حول زمین توسط گشتاور سازهای مغناطیسی<sup>۲</sup> پرداخته شده است. در ابتدا، معادلات دینامیک سیستم در سه کانال حرکتی ماهواره بیان می‌شود. اگر چه دینامیک حاکم بر اکثر فرایندها و سیستم‌های واقعی غیر خطی است، تحلیل و طراحی سیستم‌های کنترل برای حالت غیر خطی بسیار دشوار و پیاده سازی کنترل کننده‌های غیر خطی در بسیاری از موارد عملی و کاربردی امری غیر ضروری است. در واقع، در عمل نشان داده شده است که سیستم‌های کنترل خطی، رده بسیار وسیعی از سیستم‌های واقعی را بخوبی کنترل می‌نمایند. از این رو بدست آوردن مدل‌های دقیق خطی از سیستم‌های غیر خطی از نظر هندسی بسیار مهم و اجتناب ناپذیر است.

با توجه به اینکه فضای حالت سیستم، تصویر کاملی از ساختار داخلی آن بدست می‌دهد، از این روش به منظور پایه‌ی اصلی تمامی معادلات استفاده می‌گردد.

روش‌های به کارگرفته شده برای طراحی کنترلر در این مقاله، دو روش کلاسیک<sup>۳</sup> و کنترل کننده‌ی بهینه‌ی مرتبه‌ی دو<sup>۴</sup> می‌باشند که پس از بررسی روند طراحی، با در نظر گرفتن یک گشتاور اختلالی در هر کانال به شبیه سازی خروجی‌های زاویه‌ی وضعیت ماهواره پرداخته می‌شود و در نهایت با مقایسه‌ی خروجی‌های دو روش، مزایا و معایب هر روش بررسی و نتیجه گیری می‌شود.

## ۲- مدل سازی دینامیکی

توصیف فضای حالت سیستم، تصویر کاملی از ساختار داخلی آن بدست می‌دهد که متغیرهای حالت چگونه بر روی یکدیگر تداخل ایجاد کرده، ورودی سیستم چگونه بر متغیرهای حالت سیستم اثر گذاشته و چگونه می‌توان با ترکیب‌های مختلف متغیرهای حالت، خروجی سیستم را محاسبه نمود. از مزایای مدل‌سازی فضای حالت، مدل‌سازی ساده سیستم‌های تغییر پذیر با زمان است. همچنین با این مدل‌سازی می‌توان مدل‌های سیستم‌های یک ورودی و یک خروجی را به سادگی به سیستم‌های چند ورودی و چند خروجی تعمیم داد [۲].

از دیگر مزایای استفاده از نمایش فضای حالت، وارد کردن شرایط اولیه در تحلیل و طراحی سیستم است. همچنین بهینه‌سازی عملکرد سیستم حلقه بسته در فرموله‌سازی فضای حالت براحتی انجام می‌پذیرد و لذا می‌توان سیستم‌های کنترل بهینه را در فضای حالت طراحی نمود. کنترل سیستم‌های پیچیده با عملکرد بهتر و بهینه نیازمند طراحی‌های پیشرفته سیستم‌های کنترل است. تحلیل و طراحی سیستم‌های کنترل پیشرفته که در برخورد با این گونه سیستم‌های موفق عمل کنند، به مدل‌هایی جامع تر از توابع تبدیل یک ورودی یک خروجی نیازمند است [۳].

### ۲-۱- معادلات حاکم پس از خطی سازی

معادلات در سه راستای محورهای بدنی ماهواره با توجه به گشتاورهای اختلالی و گشتاورهای کنترلی عبارتند از:

$$\begin{aligned} T_{dx} + T_{cx} &= I_x \ddot{\phi} + 4\omega_0^2 (I_y - I_x) \phi - \omega_0 (I_x + I_z - I_y) \dot{\psi} & \text{الف-۱} \\ T_{dz} + T_{cz} &= I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi + \omega_0 (I_z + I_x - I_y) \dot{\phi} & \text{ب-۱} \\ T_{dy} + T_{cy} &= I_z \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta & \text{ج-۱} \end{aligned}$$

که در آن،  $T_d$  گشتاور اختلالی<sup>۵</sup>،  $T_c$  گشتاور کنترلی<sup>۶</sup>،  $I$  ممان اینرسی،  $\omega$  سرعت زاویه‌ای مدار دایروی،  $\phi$ ،  $\psi$ ،  $\theta$  زوایای اوایلر ماهواره و نیز بیانگر وضعیت ماهواره می‌باشند.

<sup>1</sup> Satellite Attitude Control

<sup>2</sup> Magnetic Torque Road

<sup>3</sup> PID

<sup>4</sup> LQR

<sup>5</sup> Disturbance Momentum

<sup>6</sup> Control Momentum

این بردارها در ماتریس‌های دوران تولید شده بردارهای میدان را راستای بدنی خواهیم داشت [۵].

$$R_{sc} = C_p^i r_{sc} \quad (۵)$$

که در آن

$$C_p^i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (۶)$$

همچنین  $i$  و  $\Omega$  زاویه‌های میل و فراز مدار ماهواره است. با توجه به موقعیت و روابط میدان مغناطیسی در اطراف زمین بردارهای این میدان برابرند با: [۶]

$$\begin{aligned} B_s &= [B_r \quad B_\theta \quad B_\Phi] \\ B_r &= 2 \left( \frac{R_c}{r} \right)^3 [g_1^0 \cos \theta + g_1^1 \cos \Phi \sin \theta + h_1^1 \sin \Phi \cos \theta] \\ B_\theta &= \left( \frac{R_c}{r} \right)^3 [g_1^0 \sin \theta - g_1^1 \cos \Phi \cos \theta + h_1^1 \sin \Phi \sin \theta] \\ B_\Phi &= \left( \frac{R_c}{r} \right)^3 [g_1^1 \sin \Phi \cos \theta + h_1^1 \sin \Phi] \end{aligned} \quad (۷)$$

که در آن  $\Phi$  و  $\theta$  طول و متمم عرض جغرافیایی می‌باشند. این بردار در دستگاه کروی زمین مرکز است. بردارهای یک‌ه‌ی مرجع در دستگاه مرجع زمین مرکز عبارتند از: [۷]

$$\begin{aligned} q &= [-\sin i \sin \Omega \quad \sin i \cos \Omega \quad -\cos i]^T, \\ w &= [-\sin \theta \cos \Phi \quad \sin \theta \sin \Phi \quad \cos \theta]^T, \\ p &= y \times z. \end{aligned} \quad (۸)$$

و ماتریس دوران آن بصورت زیر خواهد بود:

$$C_p^i = \begin{bmatrix} p_1 & q_1 & w_1 \\ p_2 & q_2 & w_2 \\ p_3 & q_3 & w_3 \end{bmatrix} \quad (۹)$$

در نهایت، به یک ماتریس دوران دیگر جهت زوایای اوپلر ماهواره نیاز است تا با داشتن میدان مغناطیسی و گشتاورهای دوقطبی لازم محاسبه شوند. چون ماتریس معکوس میدان دارای تکینگی است، برای حل عددی آن می‌توان از روش  $SVD$  یا تقریب زیر بهره جست:

## ۲-۲- معادلات حالت

با در نظر گرفتن زوایای اوپلر و تغییرات آن بر حسب زمان به عنوان متغیرهای حالت سیستم، روابط فضای حالت سیستم به صورت زیر بدست آورده می‌شوند [۴].

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_0^2 \frac{(I_x - I_y)}{I_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_0^2 \frac{(I_x - I_z)}{I_x} & 0 & 0 & \frac{\omega_0(I_x + I_z - I_y)}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\omega_0(I_x + I_z - I_y)}{I_x} & -\omega_0^2 \frac{(I_y - I_z)}{I_x} & 0 \end{bmatrix}, \quad (۱۰)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\Phi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \theta \\ \Phi \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_y} & \frac{1}{I_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_x} & \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{cy} \\ T_{dy} \\ T_{cx} \\ T_{dx} \\ T_{cz} \\ T_{dz} \end{bmatrix}, \quad (۱۱)$$

$$y = \begin{bmatrix} \theta \\ \Phi \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \Phi \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} \quad (۱۲)$$

## ۳-۲- معادلات دوقطبی‌ها

با عبور جریان الکتریکی از دوقطبی‌ها گشتاوری ایجاد می‌شود که برابر با حاصل ضرب خارجی میدان مغناطیسی زمین در آن نقطه و میدان تولید شده توسط دوقطبی است. بنابراین برای ایجاد یک گشتاور مناسب نیاز به دانستن میدان مغناطیسی زمین در راستاهای بدنی ماهواره است. به این منظور، ابتدا میدان مغناطیسی در محل ماهواره در دستگاه مرجع زمین مرکز<sup>۱</sup> مشخص شده، سپس این میدان در دستگاه مرجع مداری<sup>۲</sup> تصویر می‌شود. در نهایت با استفاده از زوایای اوپلر این میدان در دستگاه بدنی تصویر خواهد شد. بدین منظور ابتدا موقعیت ماهواره در مدار را توسط ماتریس دوران به دستگاه مرجع زمین مرکز منتقل کرده و سپس با توجه به طول و عرض جغرافیایی میدان در این نقطه در دستگاه مرجع زمین مرکز محاسبه می‌گردد که به علت بزرگ بودن ترم نخست نسبت به ترم‌های دوم و بالاتر، تنها به ترم اول این معادلات اکتفا می‌شود. پس از آن با ضرب

<sup>3</sup> Inclination & Right Ascension

<sup>1</sup> ECI (Erath Center Inertial Coordinate System)

<sup>2</sup> Orbit Reference Coordinate System

$$\frac{\theta(s)}{T_{dy}} = \frac{0.01932s^4 + 9.5537589 \cdot 10^{-8}s^2 + 5.9 \cdot 10^{-14}}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2},$$

$$\frac{\dot{\theta}(s)}{T_{dy}} = \frac{0.01932s^5 + 9.5537589 \cdot 10^{-8}s^3 + 5.9 \cdot 10^{-14}s}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2},$$

$$\frac{\varphi(s)}{T_{dx}} = \frac{0.02s^4 + 7.3 \cdot 10^{-8}s^2 + 4.2 \cdot 10^{-14}}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2},$$

$$\frac{\dot{\varphi}(s)}{T_{dx}} = \frac{0.02s^5 + 7.3 \cdot 10^{-8}s^3 + 4.2 \cdot 10^{-14}s}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2},$$

$$\frac{\psi(s)}{T_{dz}} = \frac{0.3333s^4 + 2.39 \cdot 10^{-6}s^2 + 4.144 \cdot 10^{-12}}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2},$$

$$\frac{\dot{\psi}(s)}{T_{dz}} = \frac{0.3333s^5 + 2.39 \cdot 10^{-6}s^3 + 4.144 \cdot 10^{-12}s}{s^6 + 7.9 \cdot 10^{-6}s^4 + 1.7628 \cdot 10^{-11}s^2}.$$

### ۵- شبیه سازی

در این قسمت با در نظر گرفتن مقادیری برای پارامترهای فیزیکی ماهواره، اقدام به شبیه سازی دینامیکی سیستم می‌نماییم.

ماهواره در مداری دایروی حول زمین در ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری و با زوایای میل ۳۰ درجه و فراز ۴۵ درجه قرار دارد و کاملاً صلب و متقارن فرض می‌شود. بنابراین سرعت زاویه‌ای چرخش ماهواره به دور زمین و ماتریس ممان اینرسی ماهواره به صورت زیر است:

$$\omega = 0.001038 \quad \text{rad/sec},$$

$$I = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 \\ 0 & 52 & 0 \\ 0 & 0 & 3 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2.$$

با توجه به این مقادیر، ماتریس‌های توصیف فضای حالت سیستم به صورت زیر مشخص می‌شود:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -2.93 \cdot 10^8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -4.23 \cdot 10^8 & 0 & 0 & 2.08 \cdot 10^5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -3.46 \cdot 10^4 & -7.21 \cdot 10^7 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.92 \cdot 10^{-2} & 1.92 \cdot 10^{-2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \cdot 10^{-2} & 2 \cdot 10^{-2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 3.33 \cdot 10^{-2} & 3.33 \cdot 10^{-2} \end{bmatrix}$$

گشتاورهای اختلالی اعمالی بر روی ماهواره به صورت ثابت در هر کانال حرکتی در زیر بیان شده است:

$$T_{dx} = 10^{-6} \text{ Nm}, \quad T_{dy} = 10^{-5} \text{ Nm}, \quad T_{dz} = 10^{-6} \text{ Nm}$$

$$\vec{M} = \frac{1}{B^2} (\vec{B} \times \vec{T}_c) \quad (10)$$

### ۳- سیستم تنظیم کننده بهینه مرتبه دو LQR

برای بکارگیری این روش باید سیستم دارای کنترل پذیری کامل حالت باشد و سپس با انتخاب مناسب بهره‌های فیدبک، قطب‌های حلقه بسته سیستم در مکان‌های مورد نظر جایابی می‌شوند. ماتریس بردار کنترل بهینه K که به صورت زیر است:

$$u(t) = -kx(t) \quad (11)$$

تعیین این پارامتر به نحوی است که تابع هزینه زیر حداقل گردد [۸]:

$$J = \int_0^{\infty} (x^* Q x + u^* R u) dt \quad (12)$$

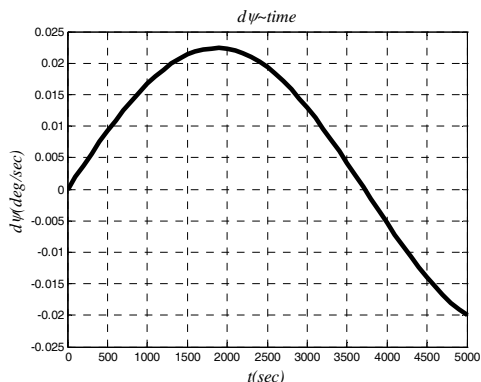
اگر عناصر ماتریس k طوری تشکیل شوند که تابع هزینه بالا حداقل گردد، آنگاه  $u(t) = -kx(t)$  برای هر حالت اولیه  $x(0)$  تابع هزینه بالا می‌توان مقدار بهینه ای برای ماتریس k بدست آورد.

مزیت روش کنترل بهینه مرتبه دو (LQR) نسبت به روش استقرار قطب در این است که روشی سیستماتیک برای محاسبه ماتریس بهره کنترل پس‌خورد حالت را فراهم می‌کند و با جایگذاری قطب‌ها در نقاط بهینه باعث بدست آوردن پاسخ‌های مناسب سیستم می‌شود [۹].

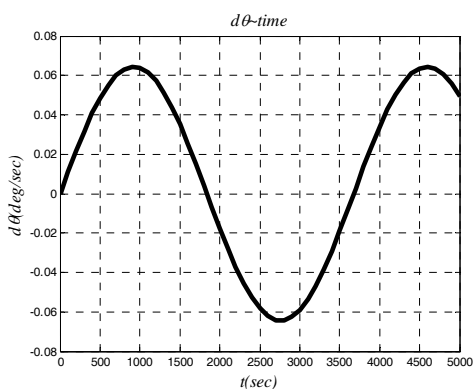
### ۴- کنترل کننده‌ی PD

در طراحی کنترل کننده به کمک مکان هندسی ریشه‌ها، ابتدا با استفاده از معادلات فضای حالت به استخراج توابع تبدیل زوایای اوپلر و مشتقات آنها بر مبنای اختلالات وارد شده حول هریک از محورها پرداخته می‌شود. پس از آن مکان هندسی ریشه‌های توابع تبدیل را مورد بررسی قرار داده و در هریک از کانال‌های وضعی برای دستیابی به میرایی و فرکانس طبیعی مطلوب به طراحی بهره‌های کنترلی مناسب پرداخته می‌شود. کنترل کننده انتخابی باتوجه به زوایای اوپلر و مشتقات مرتبه اول آنها بصورت تناسبی- مشتقی در نظر گرفته شده است [۱۰].

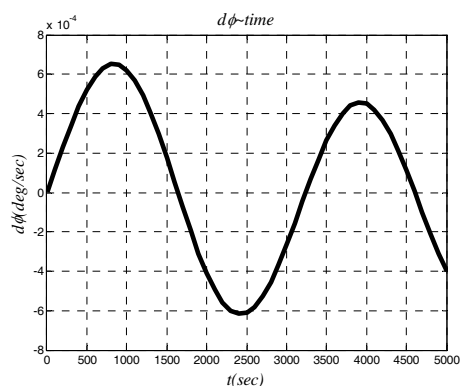
و نرخ تغییرات این زوایا در مدت مشابه یعنی ۵۰۰۰ ثانیه برابر است با:



شکل (۴): نرخ تغییرات زاویه یا بدون کنترل کننده.



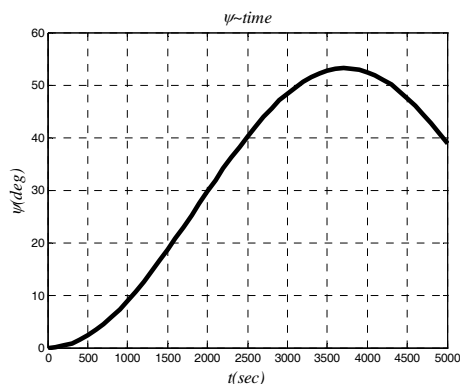
شکل (۵): نرخ تغییرات زاویه پیچ بدون کنترل کننده.



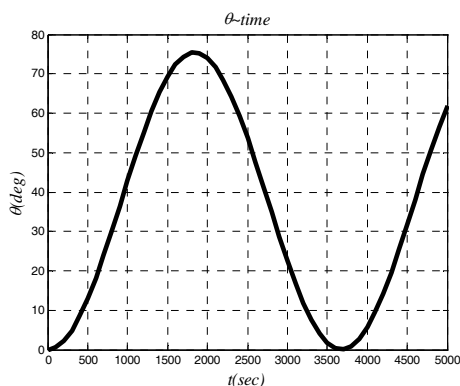
شکل (۶): نرخ تغییرات زاویه رول بدون کنترل کننده.

۵-۱- شبیه سازی کنترل کننده بهینه مرتبه‌ی دو با فرض وجود تاخیر زمانی در سنسورهای اندازه گیری و همچنین در اجرای فرامین کنترلی صادر شده، زوایای وضعیت ماهواره با استفاده از روش LQR در ۱۲۰ ثانیه به

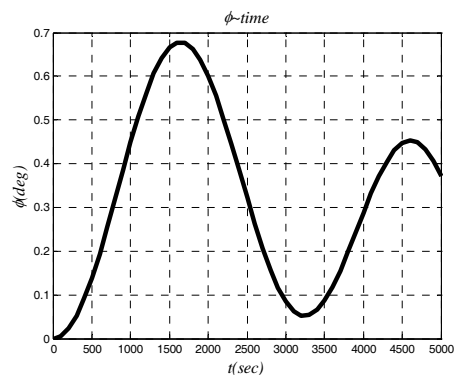
ابتدا با در اختیار داشتن مشخصات فیزیکی ماهواره اقدام به شبیه سازی رفتار آن بدون کنترل کننده می‌شود که نتایج بصورت زیر خواهند بود (اشکال ۱ تا ۶). واضح است که سیستم بدون کنترل دارای رفتار ناپایدار است و حتی با توجه به تغییرات کم بعضی از متغیرهای حالت این متغیرها پایدار نمی‌شود.



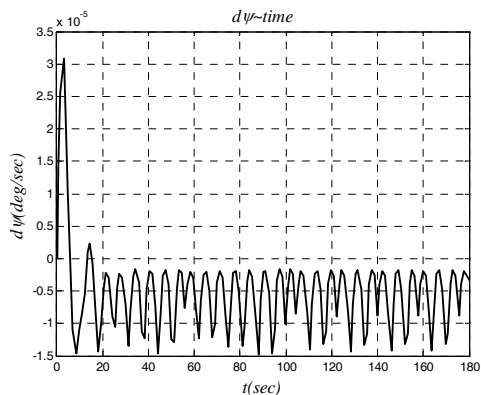
شکل (۱): تغییرات زاویه یا بدون کنترل کننده.



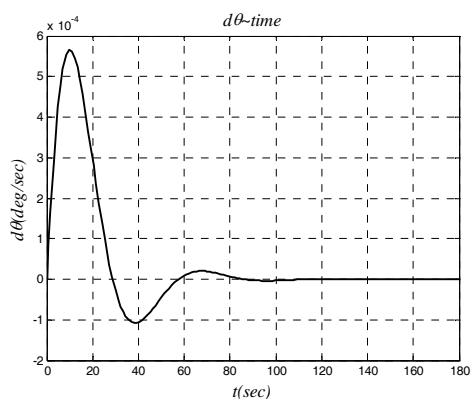
شکل (۲): تغییرات زاویه پیچ بدون کنترل کننده.



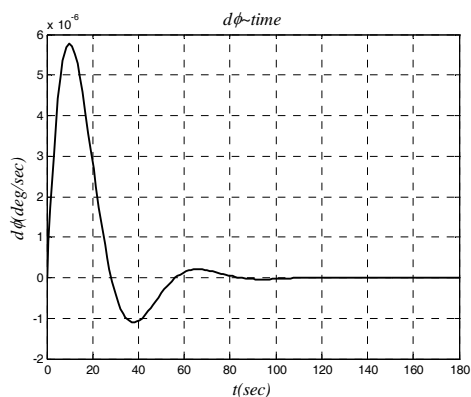
شکل (۳): تغییرات زاویه رول بدون کنترل کننده.



شکل (۱۰): نرخ تغییرات زاویه یاو با کنترل کننده LQR.



شکل (۱۱): نرخ تغییرات زاویه پیچ با کنترل کننده LQR.



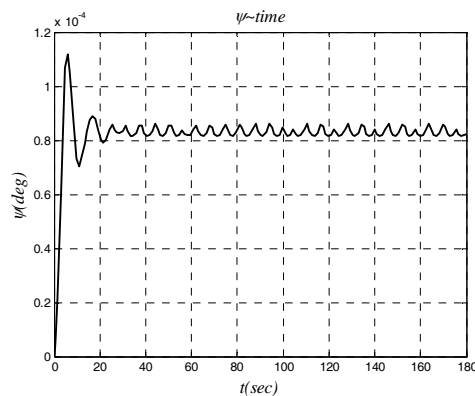
شکل (۱۲): نرخ تغییرات زاویه رول با کنترل کننده

LQR

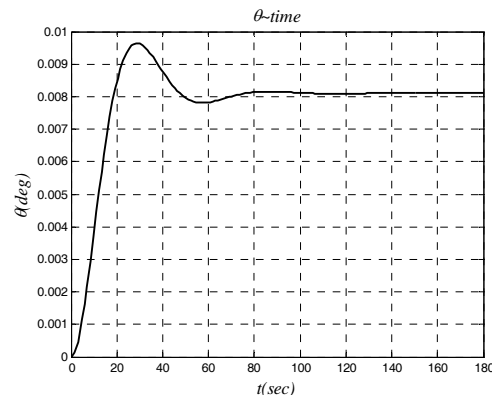
### ۲-۵- شبیه سازی کنترل کنندهی PD

با فرض وجود یک تاخیر زمانی در سنسورهای اندازه گیری و همچنین در اجرای فرامین کنترلی صادر شده، زوایای

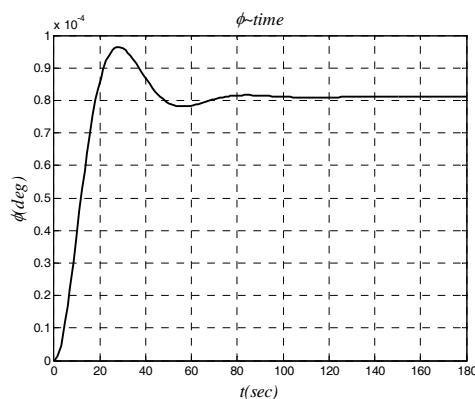
صورت زیر شبیه سازی شده است (اشکال ۷ تا ۱۳). همچنین نمودار بلوکی حلقه‌ی کنترلی کنترل کننده در پیوست ارائه شده است.



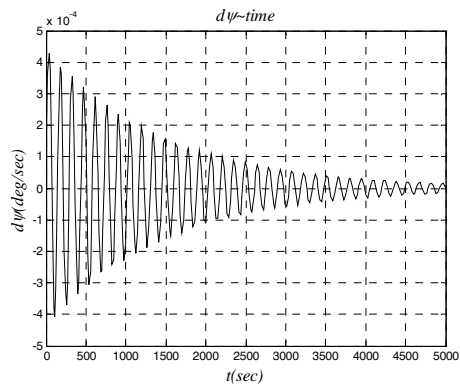
شکل (۷): تغییرات زاویه یاو با کنترل کننده LQR.



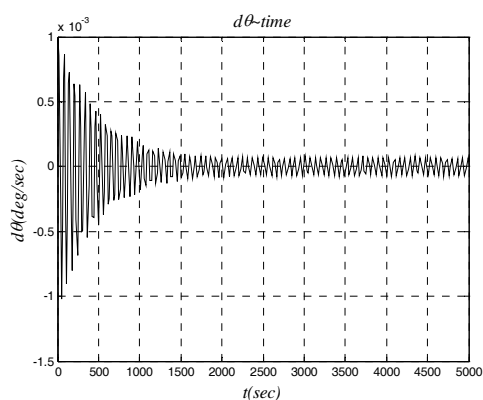
شکل (۸): تغییرات زاویه پیچ با کنترل کننده LQR.



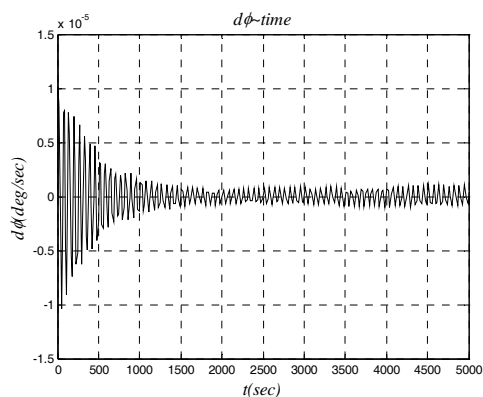
شکل (۹): تغییرات زاویه رول با کنترل کننده LQR.



شکل (۱۷): نرخ تغییرات زاویه یابو باکنترل کننده PD.



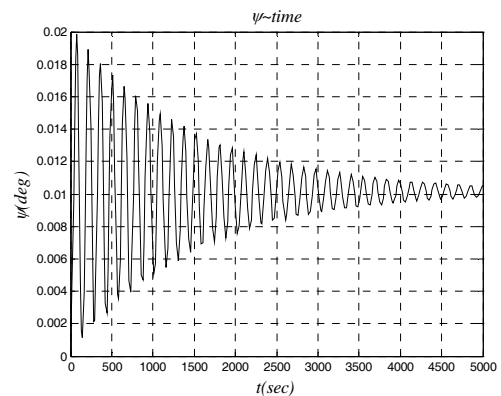
شکل (۱۸): نرخ تغییرات زاویه پیچ باکنترل کننده PD.



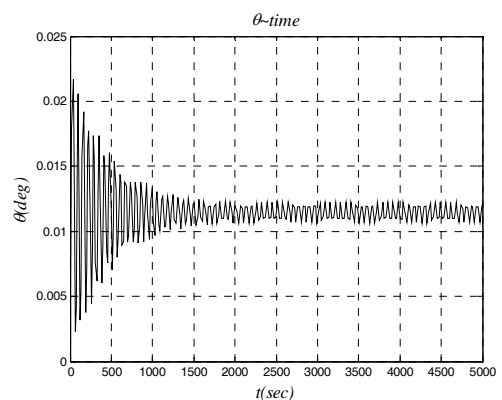
شکل (۱۹): نرخ تغییرات زاویه رول باکنترل کننده PD.

با توجه به اینکه در عمل یک تاخیر زمانی در خواندن خروجی در مسیر بازخورد وجود دارد. برای واقعی تر نمودن نتایج بدست آمده از یک المان تاخیری استفاده نموده و نتایج را از حالت ایده آل به شرایط واقعی نزدیک تر می نمایم (اشکال ۲۰ تا ۲۵).

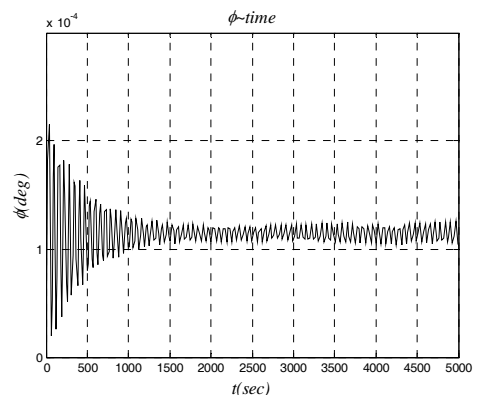
وضعیت ماهواره با استفاده از روش PD در ثانیه به صورت زیر شبیه سازی شده است ( اشکال ۱۴ تا ۱۹).



شکل (۱۴): تغییرات زاویه یابو باکنترل کننده PD.

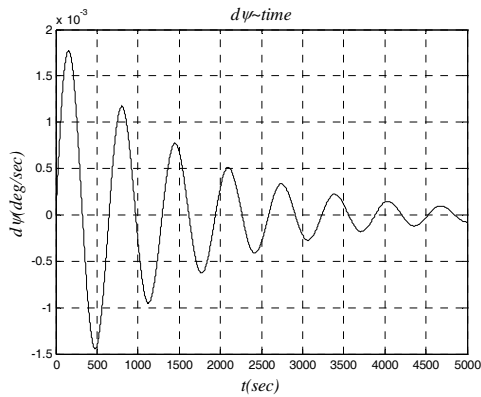


شکل (۱۵): تغییرات زاویه پیچ باکنترل کننده PD.

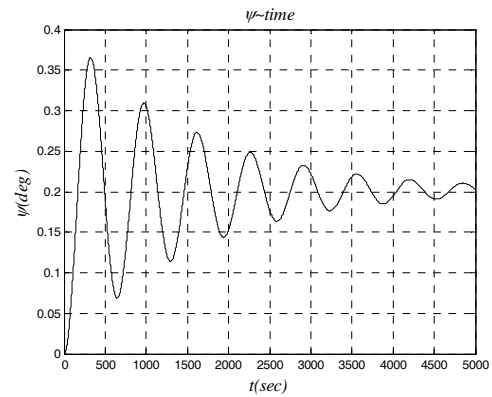


شکل (۱۶): تغییرات زاویه رول باکنترل کننده PD.

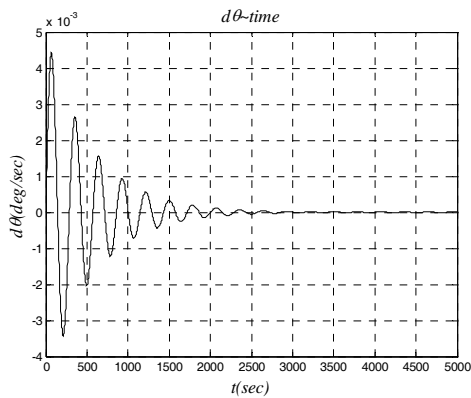
و نرخ تغییرات این زوایا در مدت مشابه یعنی ۵۰۰۰ ثانیه برابر است با:



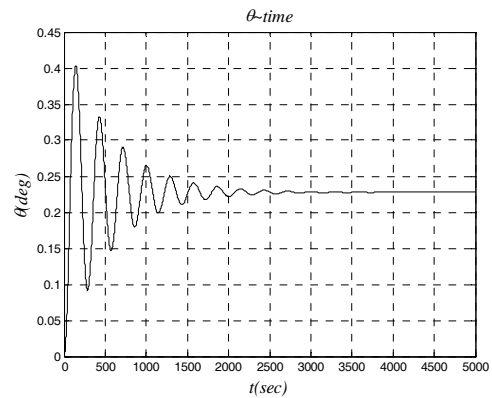
شکل (۲۳): نرخ تغییرات زاویه یاو با کنترل کننده PD (تاخیری).



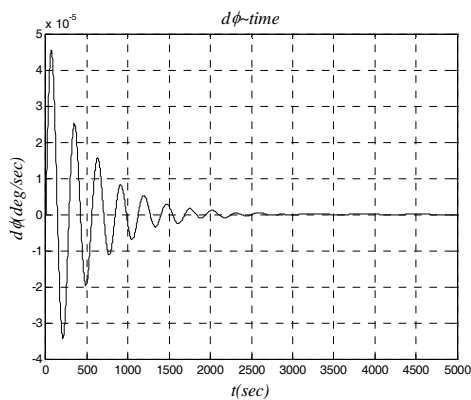
شکل (۲۰): تغییرات زاویه یاو با کنترل کننده PD (تاخیری).



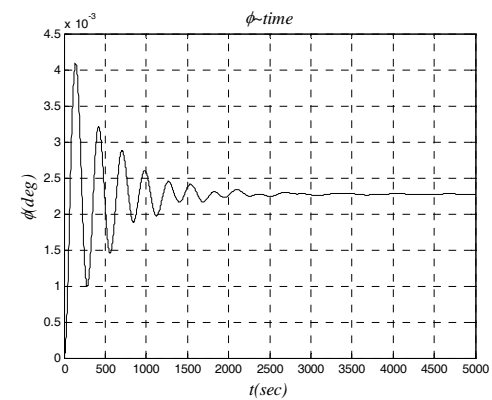
شکل (۲۴): نرخ تغییرات زاویه پیچ با کنترل کننده PD (تاخیری).



شکل (۲۱): تغییرات زاویه پیچ با کنترل کننده PD (تاخیری).



شکل (۲۵): نرخ تغییرات زاویه رول با کنترل کننده PD (تاخیری).



شکل (۲۲): تغییرات زاویه رول با کنترل کننده PD (تاخیری).

و نرخ تغییرات این زوایا در مدت مشابه یعنی ۵۰۰۰ ثانیه برابر است با:



## ۶- نتیجه گیری

در روش PD با توجه به اینکه انتخاب بهره‌های کنترلی بر مبنای مکان هندسی ریشه‌ها صورت می‌گیرد، حل در حالت کلی دارای اعتبار است. اما از آنجایی که معادلات در کانال‌های رل و یاو کوپل می‌باشند، تغییر در هر یک از بهره‌های کنترلی بر روی نتایج تاثیر گذار خواهد بود. در طراحی صورت گرفته، مبنای بهره‌های کانال‌های رل و یاو بوده و برای واقعی‌تر نمودن نتایج از المان‌های تاخیری کمک گرفته شده است.

کنترل به روش LQR که در واقع یک روش جایدهی بهینه قطب است، مشاهده می‌شود که ضریب میرایی قابل قبولی در کانال رل و یاو دارا است، اما در کانال یاو نوسانات تا مدت زمان بیشتری ادامه پیدا می‌کنند. فرایند پایدارسازی با اعمال شرایط تاخیری دچار خطای پایدار بزرگتری خواهد شد.

## مراجع

1. Sidi, Marcel J., "Spacecraft Dynamics & Control", 1<sup>st</sup> Ed., Cambridge University Press, New York, 1997.
2. Chobotov, V.A., "Orbital Mechanics", AIAA, Washington D.C., 1991.
3. Balmino, G., "Le Mouvement Elliptique Partube". Toulouse, France, Centre Natinal d'Etades Spatiales, pp. 59-84.
4. Curtis, D.Havard, "Orbital Mechanics for Engineering Student", Elsevier, Oxford, 2005.
5. Kaplan, M.H., "Modern Spacecraft Dynamics and Control", Wiley, New York, 1976.
6. Wertz, J.R., "Space Craft Attiude Determination and Control", Reidel, Dordrecht, 1978.
7. Titerton, D.H., "Strapdown Inertial Navigation Technology", 2<sup>nd</sup>Ed., AIAA, Hertz, 2004.
8. Kailath, T., "Linear Systems, Prentice Hall", New York, 1980.
9. Kirk, Donald E., "Optimal Control Theory an Introduction", Dover, New York, 1998.
10. Kwakernaak, H., "Sivan, R., Linear Optimal Control System", Wiley, New York, 1972.