

طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره از لحظه‌ی پرتاب تا پایدارسازی سه محوره توسط عملگرهای مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی با اعمال بارزدایی

جلال ارسی^۱، محمد حسین کاظمی^۲

۱- دانشگاه شاهد - ابتدای آزادراه تهران قم، کدپستی 18651-33191

۲- دانشگاه شاهد - ابتدای آزادراه تهران قم، کدپستی 18651-33191

jalalarasi@yahoo.com

خلاصه

در این مقاله طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره بررسی شده است. این ماهواره مجهز به سه عملگر مغناطیسی و سه چرخ عکس‌العملی می‌باشد. مدهای مورد بررسی مد کاهش نوسانات پس از پرتاب و پایدارسازی سه محوره به منظور اشاره‌گیری به ندر می‌باشد که در هر یک کنترل مناسب طراحی شده است. در مد کاهش نوسانات پس از پرتاب، عملگرهای مغناطیسی با لحاظ نمودن گشتاور اغتشاشی گرادیان جاذبه که غیر قابل چشم‌پوشی است مورد استفاده می‌باشند. هم‌چنین این عملگرها در مد پایدارسازی سه محوره که از چرخ‌های عکس‌العملی استفاده می‌شود نیز به منظور بارزدایی از چرخ‌ها مورد استفاده می‌باشند. مد پایدارسازی سه محوره در دو حالت بررسی شده است. در حالت اول تنها اغتشاش اعمالی گشتاور گرادیان جاذبه بوده و در حالت دوم بدترین اغتشاش‌های مزاحم پیوسته لحاظ شده است. در این حالت توسط عملگر مغناطیسی مانع از اشباع چرخ‌های عکس‌العملی و آسیب دیدن آن‌ها می‌شویم.

کلمات کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، نوسانات پرتاب، پایدارسازی سه محوره، محرک مغناطیسی، چرخ عکس‌العملی، بارزدایی

۱. مقدمه

ماهواره‌ها تجهیزاتی مهم در صنعت و تحقیقات فضایی به شمار می‌آیند که ساخت آن‌ها هزینه بالایی را در پی دارد. با توجه به رشد روز افزون کشور در این زمینه و در فضای دانشگاهی و نظر به قرارگیری ماهواره‌ها در فضا و وجود نیروهای ناخواسته که منجر به گشتاور اغتشاشی و نامطلوب در برابر عملکرد آن‌ها می‌شوند، نیاز است تا شرایط صحت عملکرد آن‌ها فراهم شود. زیر سیستم تعیین و کنترل وضعیت یکی از زیر سیستم‌های ضروری ماهواره است که مسئول شناسایی و کنترل وضعیت آن است. یکی از روش‌ها جهت اطمینان از صحت عملکرد این زیرسیستم شبیه‌سازی در محیط نرم‌افزاری می‌باشد. در این مقاله به طراحی و شبیه‌سازی کنترل وضعیت توسط عملگرهای مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی که بخشی از زیرسیستم کنترل وضعیت می‌باشند، در زمینه‌ی کنترل لغزش‌های پس از پرتاب و سپس پایدارسازی سه محوره با در نظرگیری وجود نیروهای ناخواسته پرداخته شده است. لازم به ذکر است که تمامی شبیه‌سازی‌ها با دقت ۰.۱ ثانیه انجام شده است. جهت بدست آوردن وضعیت ماهواره به معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره نیازمندیم که در ادامه به آن می‌پردازیم.

۲. سینماتیک ماهواره

حرکت وضعی ماهواره در فضا شامل چگونگی جهت (وضعیت) و تغییرات جهت (تغییرات وضعیت) در هر نقطه مداری نسبت به یک مرجع می‌باشد. بیان وضعیت ماهواره (تغییرات زوایای سیستم مختصات بدنه نسبت به سیستم مختصات مرجع) با فرض گشتاور صفر و بدون نیروی خارجی صورت می‌پذیرد و از آن به سینماتیک ماهواره یاد می‌شود. با لحاظ نمودن سیستم مختصات مداری به عنوان مرجع می‌توان به بیان وضعیت دستگاه بدنه نسبت به مداری پرداخت. سیستم مختصات مداری به مرکز جرم ماهواره در هر نقطه از مدار ماهواره منطبق است و محور X_0 آن در جهت مماس بر مسیر ماهواره و محور Y_0 آن در جهت بردار عمود بر صفحه مداری و محور Z_0 آن در جهت مرکز زمین و به سمت زمین است. با تعریف سیستم مختصات

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی برق-کنترل

^۲ استادیار مهندسی برق-کنترل

بدنه Z_0 و Y_0 ، X_0 بر پیکره ماهواره، دوران سیستم مختصات مداری حول محورهای X_0 ، Y_0 و Z_0 به اندازه زوایای ϕ ، θ و ψ صورت می‌پذیرد تا بر سیستم مختصات بدنه منطبق شود [1].

چرخش سیستم‌های مختصات را می‌توان بر اساس یک بردار کواترنیون توصیف کرد. بر طبق تعریف، چهار پارامتر کواترنیون بدین صورت تولید می‌شوند که هرگاه فریم $[R]$ را حول بردار $[e_1, e_2, e_3]^T$ به اندازه α دوران بدهیم، فریم جدید $[B]$ به وجود می‌آید که برای بیان وضعیت آن داریم [2].

$$q_i = e_i \sin \frac{\alpha}{2}, \quad i = 1, 2, 3$$

$$q_4 = \cos \frac{\alpha}{2}$$
(۱)

در واقع بردار $\vec{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]$ تعریف می‌شود. با به‌دست آوردن این بردار می‌توان جهت‌گیری ماهواره یا همان زوایای بین دستگاه بدنه ماهواره و دستگاه مداری را محاسبه کرد. سینماتیک ماهواره بر اساس کواترنیون‌ها به صورت زیر بیان می‌گردد [1].

$$\dot{\vec{q}} = \frac{1}{2} \underline{\Omega}(\omega) \vec{q}$$
(۲)

$$\underline{\Omega}(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix}$$
(۳)

که در آن ω سرعت دوران می‌باشد.

۳. دینامیک ماهواره

دینامیک ماهواره مبین تغییرات سرعت زاویه‌ای ناشی از گشتاورهای اعمالی است که به صورت زیر می‌باشد [1].

$$T_x = \dot{h}_{bx} + (\omega_x h_{bz} - \omega_z h_{by})$$

$$T_y = \dot{h}_{by} + (\omega_z h_{bx} - \omega_x h_{bz})$$

$$T_z = \dot{h}_{bz} + (\omega_x h_{by} - \omega_y h_{bx})$$

هم‌چنین در صورت استفاده از چرخ عکس‌العملی خواهیم داشت [1,3]:

$$T_x = \dot{h}_{bx} + \dot{h}_{wx} + (\omega_x h_{bz} - \omega_z h_{by}) + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy})$$

$$T_y = \dot{h}_{by} + \dot{h}_{wy} + (\omega_z h_{bx} - \omega_x h_{bz}) + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz})$$

$$T_z = \dot{h}_{bz} + \dot{h}_{wz} + (\omega_x h_{by} - \omega_y h_{bx}) + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})$$
(۵)

که در آن \vec{T} بردار گشتاورهای خارجی وارده بر پیکره ماهواره، $\vec{\omega}$ بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به سیستم مختصات اینرسیال است. \vec{h} بردار اندازه حرکت زاویه‌ای کل ماهواره است که برابر با اندازه حرکت زاویه‌ای بدنه ماهواره (h_B) و چرخ‌های عکس‌العملی (h_w) می‌باشد.

۴. طراحی کنترل مد کاهش نوسانات پس از پرتاب

پس از جدا شدن ماهواره از پرتابگر، لغزش‌های بزرگی در راستای سه محور آن ایجاد می‌شود، که باید در ابتدا تلاش نمود با اعمال گشتاور کنترلی مناسب به منظور کاهش لغزش‌های موجود، سرعت ماهواره را کاهش داد. در این راستا از عملگر مغناطیسی استفاده می‌شود که به دلیل سادگی ساختار، مصرف توان کم و جرم پایین توجه بسیاری را در ماهواره‌های LEO جلب نموده‌است. این عملگر در واقع سیم‌پیچ مغناطیسی حامل جریان است که ممان مغناطیسی آن به صورت زیر می‌باشد [1]:

$$(۶)$$

$$m = \mu N I A [Am^2]$$

μ ضریب نفوذپذیری هسته، N تعداد دورهای سیم‌پیچ، I جریان سیم‌پیچ و A بردار است که بر ناحیه‌ی در بر گرفته‌ی گشتاوردهنده‌ی مغناطیسی عمود است. در این مدل از قانون کنترل بی‌دات (\dot{B}) استفاده می‌نماییم که در آن با محاسبه‌ی میدان مغناطیسی زمین، به مخالفت با تغییرات میدان اقدام می‌کنیم. در این روش ممان مغناطیسی عملگر مغناطیسی و گشتاور حاصل از آن مطابق رابطه‌ی زیر می‌باشد [5]:

$$(۷)$$

$$m^B = -k \dot{B}$$

$$(۸)$$

$$T = m \times B \quad [NM]$$

که در آن m ممان دوقطبی مغناطیسی، B چگالی میدان ژئومغناطیسی محلی و T گشتاور مغناطیسی می‌باشد [5].

۵. طراحی کنترل پایدارسازی سه محوره

برای اینکه جهت‌گیری ماهواره در هر سه محور امکان‌پذیر شود، از پایدارسازی سه محوره استفاده می‌شود. در این راستا برای هر سه محور جهت مطلوب تعریف شده و با استفاده از اجزای کنترل سعی می‌شود که به این جهت‌ها رسیده و پایدار نمود بطوریکه پیکره ماهواره هیچگونه چرخشی نداشته باشد. این روش از دقت بسیار بالایی در حدود (۰.۰۱-۱) درجه و حتی بالاتر برخوردار می‌باشد. در این مقاله، با استفاده از سه عملگر چرخ عکس‌العملی و پایدارسازی سه محوره، جهت‌گیری ماهواره به سمت مرکز زمین، پس از مد کاهش نوسانات و کاستن سرعت زاویه‌ای آن انجام می‌شود. در این راستا زوایای رل، پیچ و یاو که مبین وضعیت دستگاه بدنه نسبت به دستگاه مداری می‌باشند، به حداقل (صفر) رسانده می‌شوند. قانون کنترلی مورد استفاده کنترل بهینه‌ی LQR می‌باشد و در آن هدف رساندن خطای وضعیت و سرعت به صفر می‌باشد. تابع هزینه به صورت زیر می‌باشد:

$$(۹)$$

$$J(u) = \frac{1}{2} \int_0^T [\tilde{x}^T Q \tilde{x} + u^T P u] dt$$

$$(۱۰)$$

$$\tilde{x}(t) = x(t) - x_d(t)$$

که در آن $x_d(t)$ حالت مطلوب و $\tilde{x}(t)$ خطای بین حالت واقعی و مطلوب است. P و Q ماتریس‌های وزنی بر تغییر حالت و گشتاور عملگر هستند. در این مقاله حالت‌ها به صورت $x = [q_1, q_2, q_3, W_{BO1}; W_{BO2}; W_{BO3}]$ می‌باشند که به ترتیب بیانگر کواترنین‌های مبین وضعیت و سرعت‌های بدنه نسبت دستگاه مداری می‌باشند. با اتخاذ این قانون ماتریس گین بهینه جهت استفاده در فیدبک حالت به دست می‌آید. در این مقاله حالت‌های مورد بررسی خطای کواترنین‌های وضعیت و سرعت دستگاه بدنه نسبت به دستگاه مداری می‌باشد و قانون کنترل با توجه به محدودیت‌های حالت‌ها تعیین شده است. که نهایتاً داریم:

$$(۱۱)$$

$$u = -Kx$$

که u همان گشتاور کنترلی است که توسط چرخ تولید می‌شود.

۶. طراحی کنترل در مد پایدارسازی سه محوره با در نظر گیری اغتشاشات پیوسته و اعمال بار زدایی از چرخ‌ها

در صورت وجود اغتشاشات محیطی به صورت پیوسته سرعت چرخ‌ها افزایش یافته و پس از مدتی به اشباع می‌روند و این موجب کاهش عمر چرخ و آسیب دیدن آن شود. جهت محاسبه‌ی این مدت در حالت پایدار و با فرض توزیع یکسان آن بین هر سه محور، ابتدا حداکثر نرخ افزایش ممتوم زاویه‌ای محاسبه شده که به صورت زیر است [6]:

(۱۲)

$$A = \left(\frac{T_{dis}}{\sqrt{3}} \right) \times 3600 \left(\frac{Nms}{h} \right)$$

که T_{dis} اغتشاشات محیطی اعمالی به طور پیوسته می‌باشد.

سپس با توجه به ظرفیت اشباع چرخ‌ها (h_N) زمان اشباع چرخ‌ها به صورت زیر می‌باشد

(۱۳)

$$t_{saturation} = \frac{h_N}{A} (h)$$

در این مقاله این عمل در حین مد پایدارسازی سه محوره بررسی شده است و به محض ورود چرخ به آستانه‌ی اشباع و رسیدن سرعت آن نزدیک میزان نامی، عملگر مغناطیسی وارد عمل شده و مانع از افزایش سرعت چرخ‌ها می‌شود. در این راستا ممان مغناطیسی عملگر مغناطیسی به صورت زیر می‌باشد [1]:

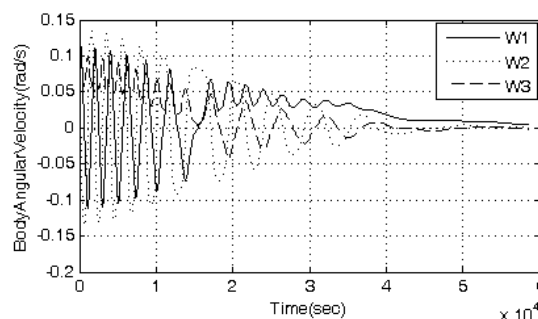
(۱۴)

$$m = k(dh \times B)$$

که در آن B بردار میدان مغناطیسی زمین و k ضریبی ثابت است. گشتاور نیز مانند رابطه‌ی (۷) می‌باشد.

۷. شبیه سازی کنترل مد کاهش نوسانات پس از پرتاب

سرعت اولیه پس از پرتاب برابر $5^\circ/s$ می‌باشد که با اعمال قانون کنترلی که در فرمول (۶) و (۷) ذکر شد و با در نظر گیری k برابر با 0.2 به کاهش آن پرداخته شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی که در شکل (۱) ذکر شده نشان می‌دهد موفق به کاهش سرعت در زمانی به اندازه‌ی یک پرورد مداری (۵۷۱۲ ثانیه) شده‌ایم.



شکل ۱- سرعت بدنه‌ی ماهواره در مد کاهش نوسانات

۸. شبیه سازی کنترل پایدارسازی سه محوره

این مد پس از یک پرورد مداری کامل و با شرایط اولیه‌ی حاصل از پایان کار مد بازلغزش و در دو حالت انجام شده است. به گونه‌ای که برای P و Q در تابع هزینه‌ی فرمول (۸) دو حالت اتخاذ شده است و در نتیجه دو مقدار K متفاوت منطبق با رابطه‌ی (۱۰) طراحی شده است.

ماتریس اینرسی و Q_1 و P_1 و همچنین Q_2 و P_2 به صورت زیر می‌باشند:

(۱۳)

$$I = \text{diag}([12.844, 11.513, 6.870])$$

(۱۴)

$$Q_1 = \text{diag}([1, 1, 1, 63000, 63000, 63000])$$

$$P_1 = 10000$$

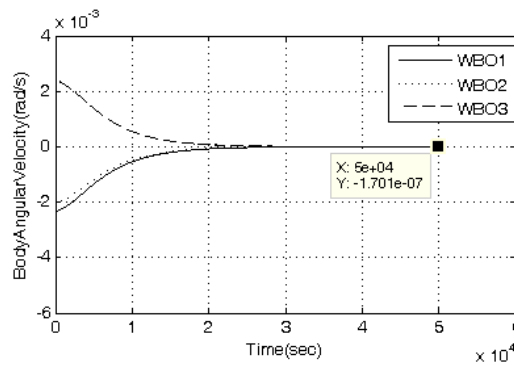
(۱۵)

$$Q_2 = \text{diag}([1, 1, 1, 1, 1, 1])$$

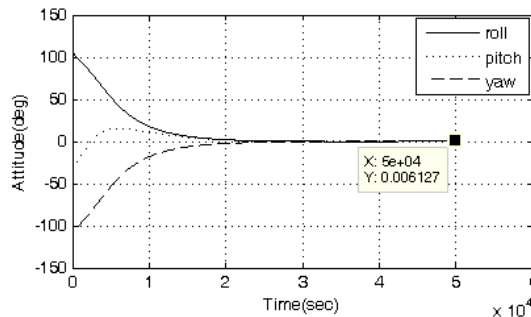
$$P_2 = 1000$$

مورد اول بر اساس [4] می‌باشد و بگونه‌ای طراحی شده است که حالت‌ها از مقدار اولیه بیشتر نشوند و به این ترتیب اجازه‌ی افزایش سرعت را به بیش از مقدار نهایی حاصل از مد کاهش نوسانات نمی‌دهیم، درحالی‌که به دقت بسیار خوبی تا حد 0.005° و پایداری تا حد 10^{-7} rad/s دست یافته‌ایم. لازم به ذکر است این امر حدوداً پس از ۳۰۰۰ ثانیه نایل شده است. در شکل‌های (۲) و (۳) به ترتیب سرعت بدنه و وضعیت آن در این مورد ذکر شده‌اند.

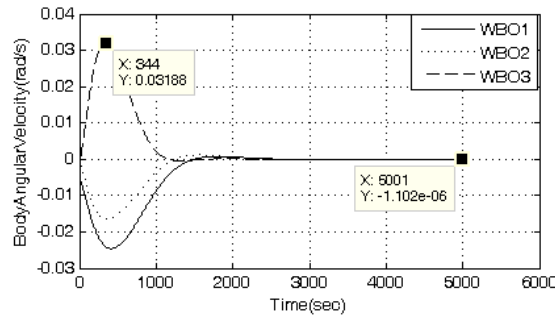
مورد دوم را بگونه‌ای طراحی نموده‌ایم که در زمان بسیار کمتر و در حدود ۳۰۰ ثانیه به پایداری برسیم. در این مورد به دقت قابل قبولی و تا حد 0.02° و پایداری تا حد 10^{-6} rad/s رسیده‌ایم. در شکل‌های (۴) و (۵) به ترتیب سرعت بدنه و وضعیت آن در این مورد ذکر شده‌اند. مطابق شکل (۴) سرعت بدنه تا 0.03 rad/s حد می‌رسد و سپس کاهش می‌یابد. این امر مستلزم مصرف توان بسیار بیشتر می‌باشد.



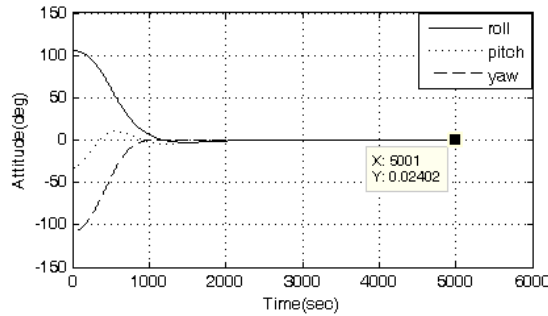
شکل ۲- سرعت بدنه در مد پایداری سه محوره



شکل ۳- وضعیت دستگاه بدنه نسبت به مدار



شکل ۴- سرعت بدنه در مد پایدارسازی سه محوره در حالت دوم



شکل ۵- وضعیت دستگاه بدنه نسبت به مدار در حالت دوم

۹. شبیه سازی کنترل در مد پایدارسازی سه محوره با در نظر گیری اغتشاشات پیوسته و اعمال بار زدایی از چرخ‌ها

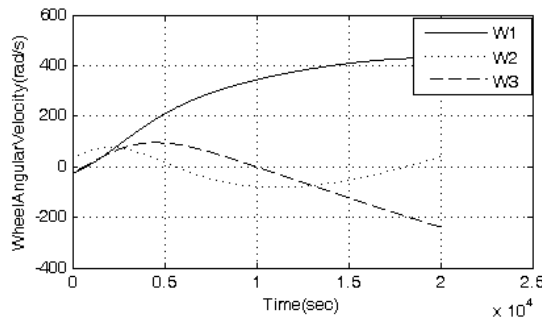
در قسمت طراحی حداکثر نرخ افزایش ممتوم زاویه‌ای و زمان اشباع چرخ‌ها بیان شد. با در نظر گیری میزان اغتشاش واردی کل ۰.۰۰۰۵ بر بدنه‌ی پایدار شده و توزیع آن به صورت یکسان بین سه محور داریم:

(۱۶)

$$T_{dis} = 0.0005 \text{ N.m}$$

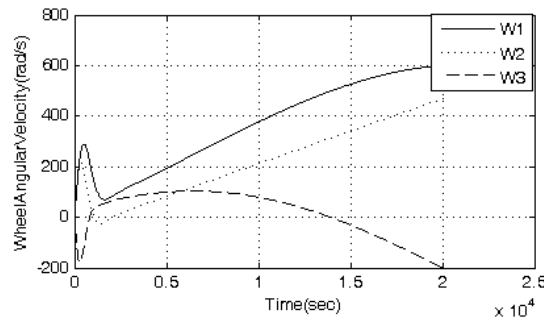
$$t_{saturation} = 1110 \text{ s}$$

در اینجا مانند حالت قبل پس از یک پرورد مداری کامل و با شرایط اولیه‌ی حاصل از پایان کار مد بازلغزش و این بار با در نظر گیری میزان اغتشاش واردی کل ۰.۰۰۰۵ بر بدنه و توزیع آن به صورت یکسان بین سه محور و همچنین همانگونه که در ابتدا ذکر شد با اعمال گشتاور اغتشاشی گردادیان جاذبه‌ای به بارزدایی در حین مد پایدارسازی سه محوره، پرداخته شده است. شکل‌های (۶) و (۷) سرعت چرخ‌ها را با وجود گشتاور اغتشاشی پیوسته و بدون بارزدایی و در دو حالت کنترلی که در بخش قبل ذکر شد، نشان می‌دهند. همانطور که مشخص است، سرعت چرخ رو به افزایش می‌باشد و پس از مدتی از میزان نامی تجاوز می‌نماید. در شکل‌های (۸)، (۹) و (۱۰) به ترتیب وضعیت بدنه، سرعت بدنه و سرعت چرخ‌ها با محدود نمودن سرعت چرخ به حدود میزان نامی آن به منظور بارزدایی و در حالت اول انجام شده است. در شکل‌های (۱۱)، (۱۲) و (۱۳) به ترتیب وضعیت بدنه، سرعت بدنه و سرعت چرخ‌ها با محدود نمودن سرعت چرخ به حدود میزان نامی آن به منظور بارزدایی و در حالت دوم انجام شده است.

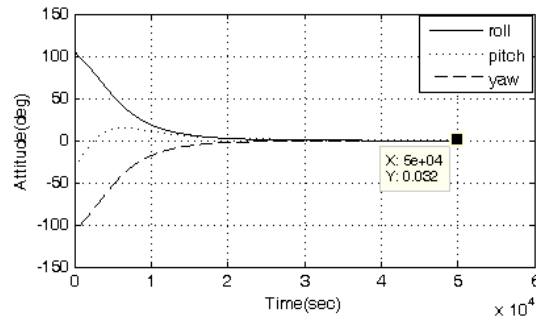


شکل ۶- سرعت چرخ بدون اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته

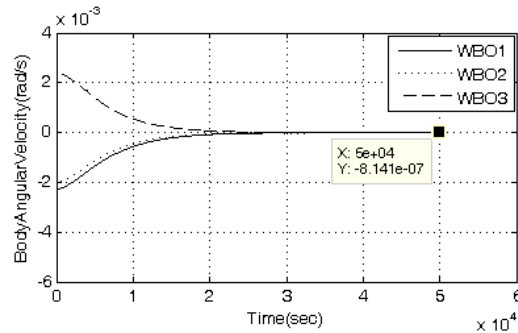
2nd National Conference on Applied Researches in
Electrical, Mechanical and Mechatronics Engineering



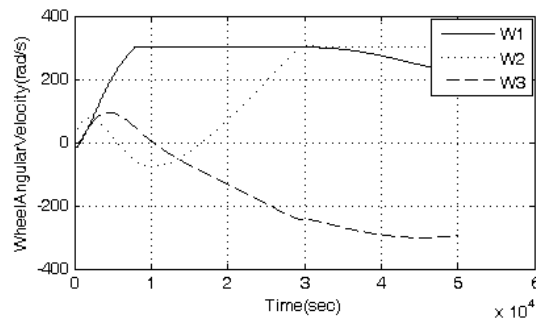
شکل ۷- سرعت چرخ بدون اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته در حالت دوم



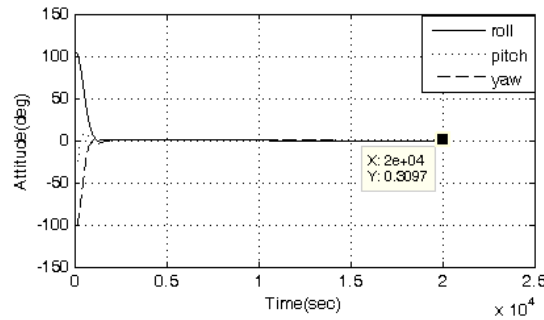
شکل ۸- وضعیت با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته



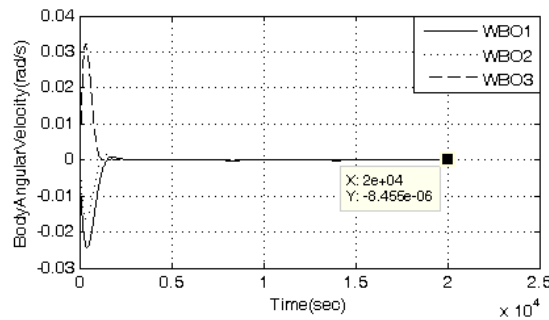
شکل ۹- سرعت بدنه با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته



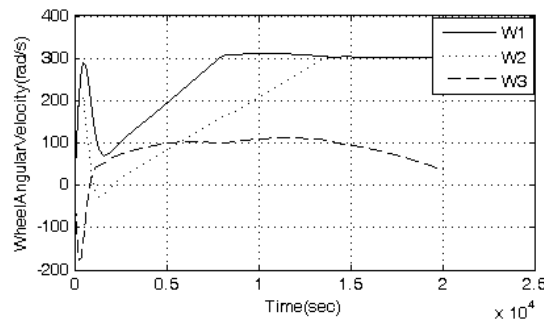
شکل ۱۰- سرعت چرخ با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته



شکل ۱۱- وضعیت با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته در حالت دوم



شکل ۱۲- سرعت بدنه با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته در حالت دوم



شکل ۱۳- سرعت چرخ با اعمال بارزدایی با وجود اغتشاش پیوسته در حالت دوم

۱۰. نتیجه‌گیری

در این مقاله به کنترل وضعیت ماهواره از لحظه‌ی پرتاب تا پایدارسازی سه محوره به منظور اشاره‌گیری به ندریر پرداخته شده است. در مد کاهش نوسانات با استفاده از قانون کنترلی \dot{B} موفق به کاهش سرعت به کمتر از 0.00873 rad/s (معادل 0.5%) و در مد پایدارسازی سه محوره با استفاده از قانون کنترل بهینه‌ی LQR موفق به رساندن وضعیت به حالت مطلوب و با دقت 0.006 و دقت پایداری تا حد 10^{-6} rad/s رسیدیم. هم‌چنان این مد به صورت جداگانه و با اعمال بدترین حالت گشتاور اغتشاشی انجام شده و موفق به بارزدایی از چرخ‌ها به کمک عملگر مغناطیسی شده ایم.

۱۲. مراجع

1. Sidi Marcel, Spacecraft Dynamics And Control. Cambridge University Press, 1997.
2. Bekir, Esmat. Introduction Tto Modern Navigation Systems. World scientific, 2007
3. Wertz, James Richard, ed. Spacecraft Attitude Determination And Control. Vol. 73. Springer, 1978
4. KAPLAN, CEREN., Leo satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques. Diss. MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY, 2006.



دومین همایش ملی پژوهش های کاربردی در « مهندسی برق، مکانیک و مکاترونیک »

**2nd National Conference on Applied Researches in
Electrical, Mechanical and Mechatronics Engineering**

5. Shou, Ho-Nien, Jia-Shing Sheu, and Jyh-Haw Wang., Micro-satellite detumbling mode attitude determination and control: UKF approach. *Control and Automation (ICCA), 2010 8th IEEE International Conference on*. IEEE, 2010
۶. فانی صابری، فرهاد، طراحی و مدلسازی یک سیستم تعیین و کنترل وضعیت سه محوره برای یک ماهواره تصویربرداری با ماموریت عکسبرداری

استریو، پایان نامه ی دکتری، دانشگاه علم و صنعت، زمستان ۱۳۸۶