

کنترل مغناطیسی فعال برای ماهواره پایدار شده گرادیان جاذبه‌ای با استفاده از کنترل کننده‌های تناسبی - مشتقی و فازی

مهديه ترمه^۱ و سيد علي اكبر موسويان^۲ ابوالفضل زارع شاه آبادي^۳

دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه آزاد اسلامی، واحد یزد
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۰/۶/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۲/۱۲)

چکیده

به منظور بهره‌گیری بهتر از خدمات ماهواره، می‌بایست ماهواره وضعیت خود را در مدار تثبیت نماید و علی‌رغم اغتشاشات خارجی، سمت‌گیری حقیقی داشته باشد. هدف اولیه این پژوهش، توسعه قوانین کنترلی برای پایداری سه محوره در ماهواره‌های دارای عملگرهای مغناطیسی و بوم گرادیان جاذبه است. ماهواره باید در حالتی که بوم فضا را نشانه رفته است دارای پایداری سه محوره باشد. در این مقاله، به بررسی کنترل وضعیت پایدار ماهواره Uo - SAT با استفاده از عملگرهای گشتاور دهنده مغناطیسی و بوم گرادیان جاذبه‌ای با به کارگیری کنترل کننده‌های تناسبی - مشتقی و کنترل کننده‌های فازی پرداخته می‌شود. هدف اصلی این پژوهش، به دست آوردن زمان همگرایی کمتر و خطای حالت ماندگار کوچک‌تر است. در ادامه، آنالیز پایداری و جزئیات نتایج شبیه‌سازی آورده شده که کارآمد بودن ترکیب این دو عملگر را ثابت نموده و نتایج قابل قبولی داشته است.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، گشتاور دهنده مغناطیسی، بوم گرادیان جاذبه‌ای، کنترل کننده تناسبی - مشتقی، کنترل کننده فازی

Active Magnetic Control System for Gravity Gradient Stabilized Spacecraft Using Fuzzy Controllers

M. Termeh and S.A.A. Moosavian A. Zare Shahabadi
Mech. Eng. Dept. Mech. Eng. Dep't.
Kh.N. Toosi Univ. of Tech. Yazd Branch, Islamic Azad Univ.
(Received: 1 September, 2011; Accepted: 2 May, 2013)

ABSTRACT

This primary purpose of this work was to develop control laws for three axis stabilization of a magnetic actuated satellite with a passive gravity gradient boom .the satellite shall be three axis stabilized with its boom pointing outwards. This was achieved by classical linearized control of satellite .in addition to a theoretical treatment, the theses contain a large portion of application considerations.

Stability analysis was done to find the moment of inertia of a satellite, in order to reach the passive gravity gradient control with boom.

The control concept considered was that interaction between the earth's magnetic field and a magnetic field generated by a set of coils in the satellite can be used for actuation .magnetic torquing was found attractive for generation of control torques on small satellites. Since magnetic control systems are relatively lightweight, require low power and are inexpensive. However, this principle is inherently none linear and difficult to use, classical linearized control and fuzzy controllers were used to stabilized the satellite and their performance was tested via simulation.

Keywords: Attitude Control of a Satellite, Magnetic Torque, Gravity Gradient Boom, Proportional, Derivative Controller, Fuzzy Controller

۱- کارشناس ارشد: mahdie.termeh@gmail.com

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): moosavian@kntu.ac.ir

۳- استادیار: azs@iauyazd.ac.ir

۱- مقدمه

مقادیر ممان اینرسی قبل از باز شدن بوم گرادیان جاذبه به شرح زیر است:

$$I_x = 2/2 \text{ kg/m}^2, \quad I_y = 2/3 \text{ kg/m}^2, \quad I_z = 2 \text{ kg/m}^2,$$

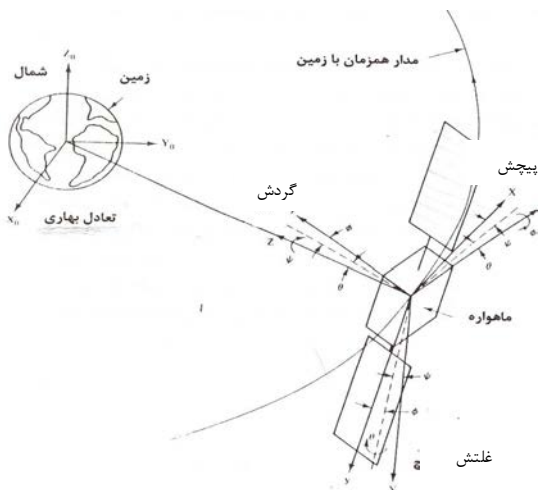
و مقادیر ممان اینرسی بعد از باز شدن بوم گرادیان جاذبه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$I_x = 80/2 \text{ kg/m}^2, \quad I_y = 80/3 \text{ kg/m}^2, \quad I_z = 2 \text{ kg/m}^2.$$

همچنین ماهواره با سرعت زاویه‌ای $\omega_0 = 0/001 \text{ }^\circ/\text{s}$ در مدار دایروی حرکت می‌کند.

۲-۳- محورهاى مختصات مرجع

حرکت وضعیت یک ماهواره اغلب بر اساس سیستم مختصات سه محوری غلتش، گردش و پیچش توصیف می‌شود. محور پیچش نامی (X)، در طول بردار سرعت مدار است و محور گردش نامی (Z)، در طول برداری است که از مرکز جرم ماهواره به مرکز جرم زمین متصل است و محور غلتش نامی (Y)، عمود بر صفحه مدار حرکت است به طوری که سیستم مختصات XYZ یک فریم متعامد راست‌گرد باشد (شکل ۱). لازم به ذکر است که مبدأ سیستم مختصات در مرکز جرم ماهواره واقع است.



شکل (۱): تعریف زوایای اولر.

وضعیت منحرف شده سیستم مختصات XYZ که بر روی بدنه ماهواره ثابت است، دستگاه مختصات بدنی نامیده می‌شود. همچنین سیستم مختصاتی مداری که برای تعیین موقعیت مداری ماهواره به کار می‌رود، منطبق بر دستگاه بدنی در نظر گرفته می‌شود. سیستم مختصات XYZ بدنی توسط گردش (ψ) حول محور Z، غلتش (θ) حول محور یک بار

در سال‌های اخیر، مسئله تنظیم وضعیت یک ماهواره صلب که با معادلات اولر و زوایای مناسب مدل شده است، بسیار مورد توجه قرار گرفته است. اگر ماهواره مجهز به سه عملگر مستقل از هم باشد، یک حل کامل برای ردیابی و تنظیم وضعیت در دسترس خواهد بود. لازم به ذکر است روش‌های کنترلی برای مراحل مختلف (چه مرحله در اختیار گرفتن ماهواره و چه مرحله عملکرد نامی) توسعه یافته است [۱ و ۲].

عملگرهای رایج برای کنترل فعال ماهواره‌ها عبارتند از: تراسترها، چرخ‌های عکس‌العملی و گشتاور دهنده‌های مغناطیسی. در این میان گشتاور دهنده‌های مغناطیسی از جهت سبکی، ارزانی و نیاز کمتر به انرژی دارای جذابیت هستند [۳]. مزیت استفاده از کنترل‌کننده‌های فازی به جای کنترل‌کننده‌های کلاسیک، رسیدن به زمان همگرایی کمتر و خطای حالت ماندگار است [۴].

در این مقاله، از ترکیب روش کنترل غیرفعال گرادیان جاذبه‌ای و روش کنترل فعال گشتاور دهنده‌های مغناطیسی، به منظور کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده و نتایج قابل قبولی به دست آمده است [۵].

۲-۲- مشخصات ماهواره

ماهواره مورد نظر بر اساس مشخصات ماهواره Uo-SAT است که مجهز به بوم گرادیان جاذبه است و در مداری نزدیک به زمین و تقریباً قطبی گردش می‌کند [۶].

۲-۱- مدار ماهواره

برخی از مشخصات بارز مداری که ماهواره مورد نظر در آن قرار می‌گیرد، در جدول ۱ آمده است.

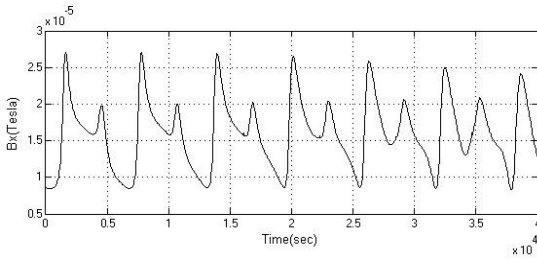
جدول (۱): مشخصات مدار ماهواره مورد نظر.

نوع مدار	دایروی
ارتفاع مدار	۸۵۰ کیلومتری
زاویه میل مدار	۵۷ درجه

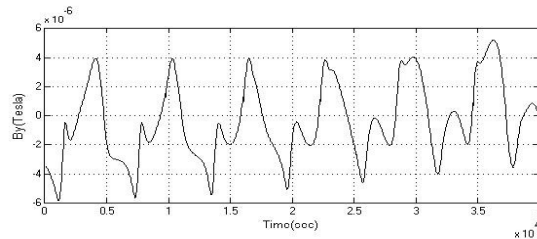
۲-۲- ممان اینرسی ماهواره

محاسبه ممان اینرسی ماهواره، بر مبنای مدل المان محدود طراحی شده به کمک رایانه، امکان پذیر است.

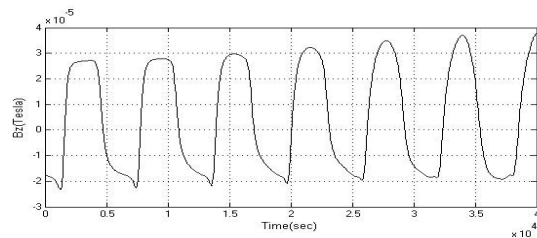
دهنده میدان مغناطیسی زمین در راستای محورهای پیچش، غلتش و گردش است (شکل‌های ۴-۲):



شکل (۲): تغییرات میدان مغناطیسی زمین در راستای محور پیچش.



شکل (۳): تغییرات میدان مغناطیسی زمین در راستای محور غلتش.



شکل (۴): تغییرات میدان مغناطیسی زمین در راستای محور گردش.

۳-۳- مدل‌سازی گشتاور اغتشاشی پسای

آبرودینامیکی

حرکت ماهواره در مدار مربوط، موجب ایجاد نیروی پسای آبرودینامیکی می‌شود که با مجذور سرعت باد (سرعت نسبی آن با ذرات اطرافش)، چگالی هوا، سطح در معرض پسای ماهواره و با ضریب پسای ماهواره متناسب است. اگر نقطه اعمال این نیرو، بر مرکز جرم ماهواره مطابقت نداشته باشد، ایجاد گشتاور می‌کند. به دلیل این که چگالی هوا ثابت نیست، تأثیر نیروی پسا در واقع پریودیک است. برای مدار ماهواره ذکر شده، تغییرات چگالی هوا تقریباً ۵۰٪ مقدار متوسط آن است، از این رو می‌توان نیروی پسا را به صورت زیر در نظر گرفت [۶]:

جابه‌جا شده Y و پیچش (ϕ) حول محور دو بار جابه‌جا شده X ، ایجاد می‌شود.

زوایای ϕ ، θ و ψ به ترتیب خطاهای پیچش، غلتش و گردش نامیده می‌شوند.

۳- معادلات گشتاور اولر

گشتاور وارد بر بدنه جسم صلب، برابر با نرخ تغییر ممان زاویه‌ای جسم است [۷]:

$$\vec{M} = \dot{h}_1 = \dot{h}_B + \vec{\omega} \times \vec{h}. \quad (1)$$

معادله بالا غیرخطی بوده، بنابراین حل تحلیلی مشخصی ندارد. اگر ماتریس ممان اینرسی قطری باشد (یعنی محورها، محور اصلی باشند) بنابراین [۷]:

$$\begin{aligned} M_x &= I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y), \\ M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z), \\ M_z &= I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_y - I_x). \end{aligned} \quad (2)$$

با محاسبه بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی و جایگذاری در معادلات بالا و سپس خطی‌سازی آن خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} T_{dx} + T_{cx} &= I_x \ddot{\phi} + \omega_0^2 (I_y - I_z) \phi + \omega_0 (I_y - I_z - I_x) \dot{\psi}, \\ T_{dy} + T_{cy} &= I_y \ddot{\theta}, \\ T_{dz} + T_{cz} &= I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi + \omega_0 (I_z + I_x - I_y) \dot{\phi}. \end{aligned} \quad (3)$$

۳-۱- تحلیل خطی دینامیک ماهواره در حضور گشتاور

گرادیان جاذبه

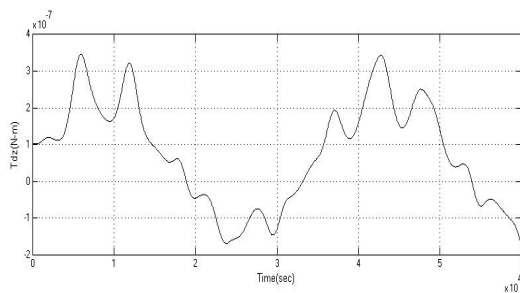
با فرض انحراف‌های جزئی زاویه‌ای، معادلات وضعیت ماهواره به صورت زیر است:

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

در روابط بالا، T_{cx} تا T_{cz} مؤلفه‌های گشتاور مغناطیسی اعمال شده به ماهواره در سه راستای x تا z هستند، T_{dx} تا T_{dz} مؤلفه‌های گشتاور اغتشاشی در سه راستای x تا z هستند.

۳-۲- مدل‌سازی میدان مغناطیسی زمین

با توجه به اینکه بردار میدان مغناطیسی زمین تقریباً پریودیک است و پریود تغییرات میدان مغناطیسی زمین، همان پریود مداری است، به منظور نشان دادن تغییرات میدان مغناطیسی در مدار، شبیه‌سازی آن بر اساس مدل ای-جی-آر-اف^۱ در محیط Matlab/Simulink انجام شده است [۸]. نتایج زیر نشان



شکل (۷): گشتاور پسی آیرو دینامیکی در جهت محور گردش.

۴- سخت افزارهای سیستم کنترل وضعیت

مجموعه حسگرها و عملگرهایی برای کنترل وضعیت ماهواره انتخاب شده‌اند که عبارتند از:

- ۱- مغناطیس سنج سه محوره،
- ۲- یک بوم گرادیان جاذبه که باید پایداری گرادیان جاذبه را فراهم نماید و
- ۳- سه سیم پیچ مغناطیسی به همراه جایگزین‌های مربوط برای استهلاک سرعت زاویه‌ای ماهواره و از بین بردن نوسانات بوم گرادیان جاذبه به منظور تصحیح نشانه روی و نگاه داشتن سرعت دورانی در محدوده مورد نظر.

۴-۱- حسگر ماهواره (مغناطیس سنج)

مغناطیس سنج سه محوره، حسگرهای ماهواره‌ای هستند که میدان مغناطیسی زمین را اندازه‌گیری می‌کنند و از جمله ابزارهای خودکار اندازه‌گیری وضعیت تعقیب کننده‌های خورشیدی با دقت بالا هستند که اگر خورشید و زمین خارج از میدان دید باشند، عمل می‌کنند. سنسورهای خورشیدی نیز، از جمله وسایل اندازه‌گیری وضعیت می‌باشند. مغناطیس سنج سه محوره، خارج از بدنه ماهواره روی یک بازوی جداگانه باز شونده نصب شده است. این کار معمولاً به منظور حذف اغتشاشات مغناطیسی داخلی ماهواره از سنجش میزان میدان مغناطیسی زمین انجام می‌شود. مهم‌ترین مشخصات این حسگر در جدول ۲ نمایش داده شده است.

جدول (۲): مشخصات مغناطیس سنج [۶].

محدوده دینامیکی	$\pm 60 [\mu\text{Tesla}] (\pm 600 [\text{mGauss}])$
حساسیت	$12 [\text{nTesla/mVolt}]$
قائم بودن	$\pm 50 [\text{minutes of arc}]$
خطای خطی	$< 0.1\%$
نویز (پارازیت) ج (DC to 1 Hz)	$< 2.0 [\text{n Tesla}]_{\text{rms}}$
فرکانس پاسخ	DC to $5 [\text{Hz}]$

$$F_x = F_{ox} \cdot h \cos(\omega_0 t), \quad h = 2/\Delta, \quad (5)$$

$$F_{ox} = \left(\frac{1}{2}\right) C_D \rho v^2 A,$$

که در این رابطه، F_{ox} مقدار متوسط نیروی پسا است که بر اساس چگالی متوسط هوا به دست می‌آید، همچنین ρ جرم حجمی اتمسفر، v سرعت ذرات محیط اطراف ماهواره، A سطح ترشدن ماهواره^۱ و C_D ثابت پسا است.

نیروی پسا در نقطه‌ای به نام مرکز فشار اعمال می‌شود که موقعیت این نقطه در دستگاه بدنی با بردار γ مشخص می‌شود:

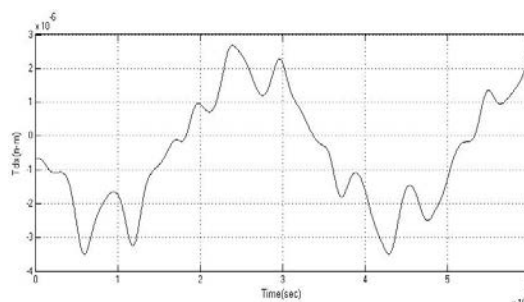
$$\gamma = [\gamma_x \quad \gamma_y \quad \gamma_z]^T. \quad (6)$$

بنابراین:

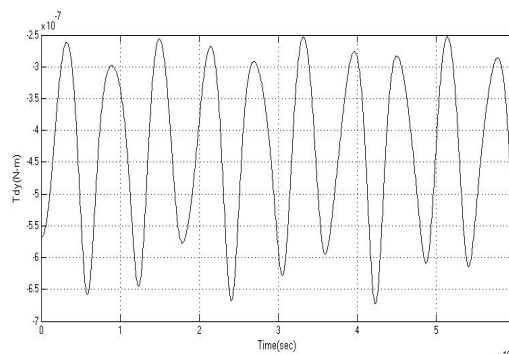
$$\vec{T}_d = \gamma \times \vec{F}_d,$$

$$\vec{T}_d(t) = \begin{bmatrix} T_{dx}(t) \\ T_{dy}(t) \\ T_{dz}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_x(\theta(t)\gamma_y + \psi(t)\gamma_z) \\ -F_x(-\theta(t)\gamma_x + \gamma_z) \\ F_x(\psi(t)\gamma_x + \gamma_y) \end{bmatrix}. \quad (7)$$

گشتاورهای اغتشاشی در راستای محورهای پیچش و غلتش و گردش در ادامه نشان داده شده است (شکل های ۷-۵).



شکل (۵): گشتاور پسی آیرو دینامیکی در جهت محور پیچش.



شکل (۶): گشتاور پسی آیرو دینامیکی در جهت محور غلتش.

$$\begin{aligned} m_x &= K_{px} (\phi - \phi_{ref}) + K_{dx} (\dot{\phi} - \dot{\phi}_{ref}), \\ m_y &= K_{py} (\theta - \theta_{ref}) + K_{dy} (\dot{\theta} - \dot{\theta}_{ref}), \\ m_z &= K_{pz} (\psi - \psi_{ref}) + K_{dz} (\dot{\psi} - \dot{\psi}_{ref}). \end{aligned} \quad (10)$$

\vec{m} بردار اصلاح خطا نامیده می‌شود.

$$\vec{T}_c = (1/\sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2}) \cdot \begin{bmatrix} -(B_y^2 + B_z^2) & B_x B_y & B_x B_z \\ B_x B_y & -(B_x^2 + B_z^2) & B_y B_z \\ B_x B_z & B_y B_z & -(B_y^2 + B_x^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}. \quad (11)$$

حال با جایگذاری روابط بالا در معادله شماره (۴)، تحلیل خطی دینامیک ماهواره در حضور گشتاور مغناطیسی به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} T_{dx} &= I_x \ddot{\phi} + 4\omega_0^2 (I_y - I_z) \phi - \omega_0 (I_x + I_z - I_y) \dot{\psi} + \{[(B_y^0)^2 + (B_z^0)^2]/|B_B^0|\} [K_{px} \phi + K_{dx} \dot{\phi}] - \\ & (B_x^0 B_y^0 / |B_B^0|) [K_{py} \theta + K_{dy} \dot{\theta}] - (B_x^0 B_z^0 / |B_B^0|) [K_{pz} \psi + K_{dz} \dot{\psi}], \\ T_{dy} &= I_y \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta + [(B_x^0)^2 + (B_z^0)^2]/|B_B^0| [K_{py} \theta + K_{dy} \dot{\theta}] - \\ & (B_x^0 B_y^0 / |B_B^0|) [K_{px} \phi + K_{dx} \dot{\phi}] - (B_y^0 B_z^0 / |B_B^0|) [K_{pz} \psi + K_{dz} \dot{\psi}], \\ T_{dz} &= I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi + \omega_0 (I_z + I_x - I_y) \dot{\phi} + \\ & [(B_x^0)^2 + (B_y^0)^2]/|B_B^0| [K_{pz} \psi + K_{dz} \dot{\psi}] - (B_x^0 B_z^0 / |B_B^0|) [K_{px} \phi + K_{dx} \dot{\phi}] - \\ & (B_y^0 B_z^0 / |B_B^0|) [K_{py} \theta + K_{dy} \dot{\theta}]. \end{aligned} \quad (12)$$

در این الگوریتم کنترل، مؤلفه‌های میدان مغناطیسی زمین در دستگاه‌های مختصات مداری و بدنی محاسبه می‌شود، سپس گشتاورهای گرادیان جاذبه‌ای و پسا اتمسفری وارد بر ماهواره محاسبه شده و در نهایت گشتاورهای مغناطیسی توسط گشتاور دهنده‌ها اعمال می‌شود. با توجه به این گشتاور و از روی معادلات وضعیت، وضعیت ماهواره تا شروع سیکل بعدی تعیین می‌شود.

۶- روش کنترلی فازی

کنترل ماهواره با استفاده از کنترل کننده فازی توسط سه کنترل کننده جدا از هم انجام می‌شود که هرکدام شامل دو ورودی و یک خروجی می‌باشند. در کنترل کننده فازی ۱ ورودی به کنترل کننده تغییرات زاویه پیچش ϕ است، نرخ تغییرات زاویه‌ای پیچش $\dot{\phi}$ و خروجی از کنترل کننده گشتاور دو قطبی مغناطیسی m_x است. در کنترل کننده فازی ۲

۴-۲- عملگرهای ماهواره

سیم پیچ‌های مغناطیسی: از سه سیم پیچ مغناطیسی به همراه جایگزین‌های مربوط، برای استهلاک و دمپ نوسانات بوم گرادیان جاذبه، به منظور تصحیح نشانه روی و پایدارسازی سرعت دورانی استفاده شده است که خلاصه مشخصات سیم پیچ‌های به کار رفته در جدول ۳ نشان شده است.

جدول (۳): مشخصات کوئل‌ها.

گشتاور دوقطبی خطی در ۲۸ ولت	۱۰ Am ²
بیشینه گشتاور اشباع	۱۳ Am ²
بیشینه گشتاور مانده	۰/۵ %
L/R Time Constant	< ۱۵۰ ms
بیشینه مصرف قدرت در ۲۸ ولت	< ۲ W
تعداد دور سیم‌پیچ	۱۰۰۰
شعاع سیم‌پیچ	۴ Cm

بوم گرادیان جاذبه: پایداری می‌بایست با استفاده از گرادیان جاذبه حاصل شود، به همین منظور یک مکانیزم باز شونده برای ایجاد گشتاور لازم، مهیا شده است.

این مکانیزم باید یک سیستم بوم گرادیان جاذبه متراکم و جمع شده باشد، به نحوی که به جرم متمرکز نصب شده در نوک آن اجازه می‌دهد که به میزان حداکثر ۶ متر باز شود. بر مبنای مدل طراحی شده به کمک رایانه، ماتریس ممان اینرسی قبل از باز شدن بوم گرادیان جاذبه به شرح زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} I_x &= ۲/۲ \text{ kg/m}^2, \\ I_y &= ۳/۲ \text{ kg/m}^2, \\ I_z &= ۲ \text{ kg/m}^2. \end{aligned} \quad (8)$$

مقادیر ممان اینرسی بعد از باز شدن بوم گرادیان جاذبه نیز به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} I_x &= ۸۰/۲ \text{ kg/m}^2, \\ I_y &= ۸۰/۳ \text{ kg/m}^2, \\ I_z &= ۲ \text{ kg/m}^2. \end{aligned} \quad (9)$$

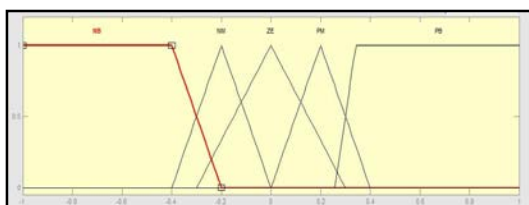
جرم مجموعه مکانیزم بدون در نظر گرفتن جرم متمرکز ۶۵ kg و جرم متمرکز ۶۷ kg است.

۵- الگوریتم تعیین وضعیت و کنترل تناسبی - مشتقی

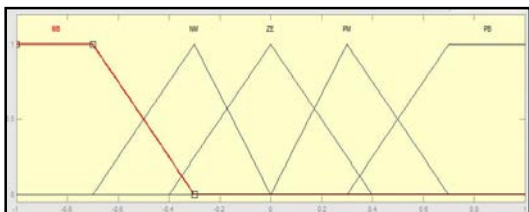
با فرض آنکه زوایای اوپلری پیچش (ϕ) ، غلتش (θ) و گردش (ψ) توسط پردازشگر تعیین شده باشند، بنابراین:

کلیه توابع عضویت به کار رفته شده مثلثی هستند و نحوه قرار گرفتن آن در بازه‌های مفروض در شکل‌های ۸ تا ۱۴ نشان داده شده است.

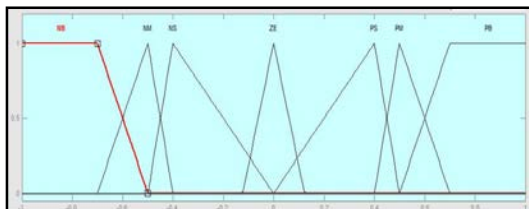
حال با استفاده از جعبه ابزار فازی در نرم‌افزار Matlab در قسمت ویرایشگر FIS ورودی‌ها و خروجی را تعیین کرده سپس با فرض استنتاج ممدانی، قوانین نوشته می‌شود.



شکل (۸): توابع عضویت مثلثی برای ورودی‌های پیچش و غلتش و گردش به کنترل کننده.



شکل (۹): توابع عضویت مثلثی برای ورودی نرخ تغییرات پیچش و غلتش و گردش به کنترل کننده.



شکل (۱۰): توابع عضویت مثلثی برای خروجی m_x ، m_y و m_z از کنترل کننده.

۳-۶- پایگاه قواعد^۱

طراح کنترل کننده یا اپراتور متخصص، برای یک کاربرد مشخص، قاعده فازی را طراحی می‌کند. طراحی قاعده فازی یک فرایند عملی است که به طور مشخص با سعی و خطا به نتیجه می‌رسد [۹]. در اینجا از ۲۵ قانون استفاده شده است که در جدول ۵ آمده است. یک نمونه از قوانین ذکر شده IF E(FI) IS NB and DE(FI) IS NB Then MX IS NB است.

ورودی به کنترل کننده تغییرات زاویه غلتش θ ، نرخ تغییرات زاویه‌ای غلتش $\dot{\theta}$ و خروجی از کنترل کننده گشتاور دو قطبی مغناطیسی m_y می‌باشد. در کنترل کننده فازی ۳ ورودی به کنترل کننده تغییرات زاویه گردش ψ و نرخ تغییرات زاویه‌ای گردش $\dot{\psi}$ و خروجی از کنترل کننده گشتاور دو قطبی مغناطیسی m_z است.

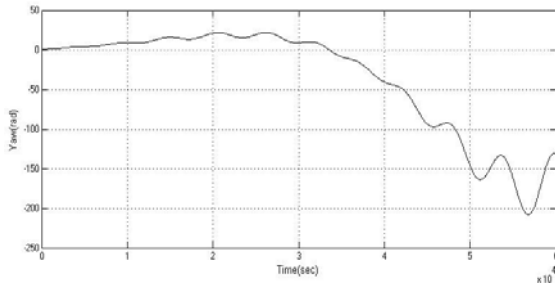
۱-۶- تعیین توابع عضویت

تعداد توابع عضویت به کار رفته شده برای ورودی و خروجی در ورودی مربوط به ϕ ، θ و ψ از ۵ تابع عضویت و در ورودی مربوط به $\dot{\phi}$ ، $\dot{\theta}$ و $\dot{\psi}$ نیز از ۵ تابع عضویت و در خروجی مربوط به گشتاوردهنده‌های مغناطیسی m_x ، m_y و m_z از ۹ تابع عضویت استفاده می‌شود (جدول ۴).

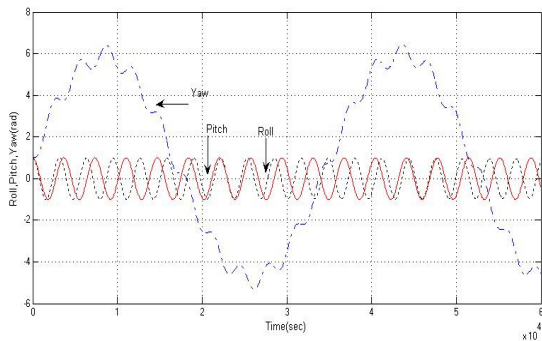
ورودی مربوط به ϕ و θ و ψ از ۵ متغیر کلامی (NB, NM, ZE, PM, PB) و در ورودی مربوط به $\dot{\phi}$ ، $\dot{\theta}$ و $\dot{\psi}$ نیز از ۵ متغیر کلامی (NB, NM, ZE, PM, PB) و در خروجی مربوط به گشتاوردهنده‌های مغناطیسی m_x ، m_y و m_z از ۷ متغیر کلامی (NB, NM, NS, ZE, PS, PM, PB) که استفاده می‌شود، لازم به ذکر است متغیر کلامی PB بیانگر مثبت بزرگ، PM مثبت متوسط، PS مثبت کوچک، ZE صفر، NB بیانگر منفی بزرگ، NM منفی متوسط، NS منفی کوچک، است.

جدول (۴): معرفی متغیرها و مجموعه‌های فازی.

متغیرها	مجموعه‌های فازی
تغییرات پیچش	NB,NM,ZE,PM,PB
نرخ تغییرات پیچش	NB,NM,ZE,PM,PB
تغییرات غلتش	NB,NM,ZE,PM,PB
نرخ تغییرات غلتش	NB,NM,ZE,PM,PB
تغییرات گردش	NB,NM,ZE,PM,PB
نرخ تغییرات گردش	NB,NM,ZE,PM,PB
گشتاور دو قطبی مغناطیسی در راستای پیچش	NB,NM,NS,ZE,PS,PM,PB
گشتاور دو قطبی مغناطیسی در راستای غلتش	NB,NM,NS,ZE,PS,PM,PB
گشتاور دو قطبی مغناطیسی در راستای گردش	NB,NM,NS,ZE,PS,PM,PB

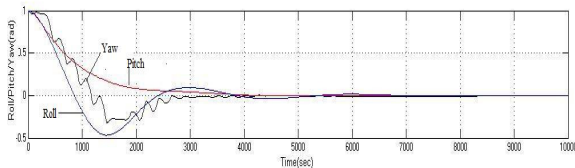


شکل (۱۳): زاویه اولر (گردش) مربوط به معادلات خطی شده گشتاور اولر ماهواره در حضور گشتاور پسای آیرودینامیکی قبل از باز شدن بوم.



شکل (۱۴): زوایای اولر (پیچش، غلتش و گردش) مربوط به معادلات خطی شده ماهواره در حضور گشتاور پسای آیرودینامیکی بعد از باز شدن بوم.

نتایج شبیه‌سازی کنترل در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ آورده شده است. این نتایج با شرایط اولیه زیر [۰ ۰ ۱ ۱] به دست آمده است:

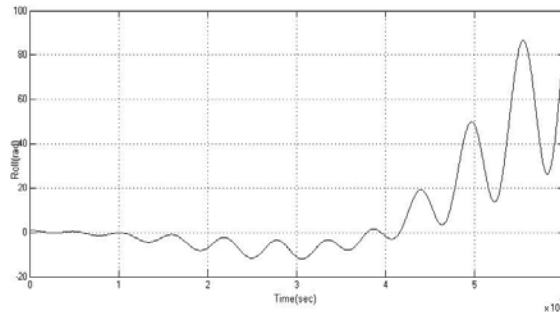


شکل (۱۵): زوایای اولر (پیچش، غلتش و گردش) مربوط به معادلات خطی شده گشتاور اولر ماهواره در حضور گشتاور آیرودینامیکی و گرادیان جاذبه و کنترل کننده تناسبی - مشتقی.

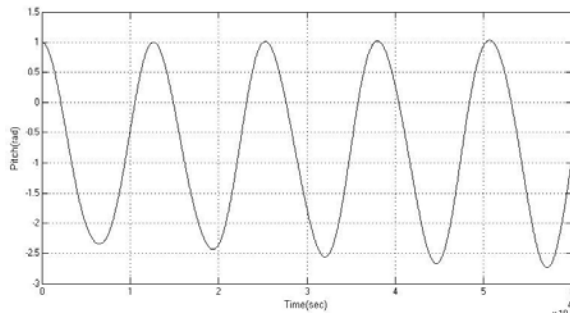
به منظور بررسی عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره، مدلی کامل در محیط MATLAB/SIMULINK شبیه‌سازی شده است. به این صورت که ابتدا مدار ماهواره، همچنین معادلات گشتاور اولر با در نظر گرفتن گشتاورهای اغتشاشی و پس از آن کنترل کننده ماهواره شبیه‌سازی شده است و گشتاور کنترلی به معادلات اولر باز خورد می‌شود.

جدول شماره (۵): پایگاه قواعد کنترل کننده فازی.

تغییرات زوایای اولر و نرخ آن	NB	NM	ZE	PM	PB
NB	NB	NB	NM	NS	ZE
NM	NB	NM	NS	ZE	PS
ZE	NM	NS	ZE	PS	PM
PM	NS	ZE	PS	PM	PB
PB	ZE	PS	PM	PB	PB



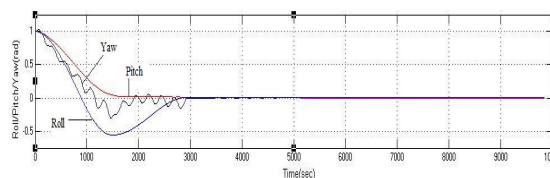
شکل (۱۶): زاویه اولر (پیچش) مربوط به معادلات خطی شده گشتاور اولر ماهواره در حضور گشتاور پسای آیرودینامیکی قبل از باز شدن بوم.



شکل (۱۷): زاویه اولر (غلتش) مربوط به معادلات خطی شده گشتاور اولر ماهواره در حضور گشتاور پسای آیرودینامیکی قبل از باز شدن بوم.

مراجع

1. Martel, F., Parimal, K.P., and Psiaki, M. "Active Magnetic Control System for Gravity Gradient Stabilized Spacecraft", Proc. of the 2nd Annual AIAA/Utah State Univ. Conf. on Small Satellites, 1988.
2. Moradi M., Mousavian S.A.A., Daneshvar A., "Orbital Dynamics Modeling, Based on Separating Orbital Elements to Control Low-Altitude Satellites", Aerospace Mech. J., Vol. 7, No. 1, pp. 41-54, 2012 (In Persian).
3. Wisniewski, R. and Blanke, M. "Fully Magnetic Attitude Control for Spacecraft Subject To Gravity Gradient", Automatica, Vol. 35, No.7 pp. 1201-1214, 1999.
4. Corno, M. and Lovera, M. "Spacecraft Attitude Dynamics and Control in the Presence of Large Magnetic Residuals", Control Engineering Practice, Vol. 17, No.4, pp. 456-468, 2009.
5. Hodgart, M.S. "Gravity Gradient and Magnetorquing Attitude Control for Low-Cost Low-Earth Orbit Satellites, the U-SAT Experience", PhD. Thesis, Dep't of Electronic and Electronical Eng., Univ. of Surrey, 1989.
6. Bahrami, A.H. "Dynamic and Control of a Satellite in Low Earth Orbit", MSc. Thesis, Dept of Mech. Eng., K.N. Toosi Univ., 2004.
7. Sidi Olson, M.J. , "Spacecraft Dynamics and Control , A practical Engineering Approach", Cambridge University press, Cambridge ,UK, 1997
8. Barton, C.E. "International Geomagnetic Reference Field", the Seventh Generation, 1997.
9. Cheng, C. Shu, S. Cheng, P. "Attitude Control of Satellite Using Fuzzy Controllers", J. Expert syst. with Appl., Vol. 36, No. 3, pp. 6618-6620, 2009.



شکل (۱۶): زوایای اولر (پیچش، غلتش و گردش) مربوط به معادلات خطی شده گشتاور اولر در حضور اغتشاشات و با استفاده از کنترل کننده فازی.

۷- نتیجه گیری

عملکرد کنترل کننده‌های تناسبی- مشتقی در مرحله مستهلک نمودن ارتعاشات و نوسانات، هم در راستای محورهای پیچش، غلتش و گردش بسیار مطلوب هستند و هم سرعت زاویه‌ای نامطلوب در راستای این سه محور را دمپ می‌کنند. عملکرد این الگوریتم در مرحله هم‌راستا نمودن بوم‌گردایان جاذبه و راستای ندر^۱ قابل قبول است. بنابراین کنترل کننده مورد نیاز طراحی و عملکرد آن با شبیه‌سازی تأیید شده است.

در ادامه، کنترل کننده‌های فازی بر اساس توابع عضویت تعریف شده برای ورودی‌ها و خروجی‌های مشخص، طراحی شده و عملکرد آنها در MATLAB/SIMULINK شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که استفاده از کنترل کننده‌های فازی در میرا نمودن و پایدارسازی ماهواره بسیار مطلوب‌تر است. در مجموع می‌توان گفت که تعداد نوسانات زوایای اولر، میزان خطا و میزان توان مصرفی در حالت استفاده از کنترل کننده فازی به مقدار زیادی کاهش یافته است و این در حالی است که سرعت همگرایی سیستم نیز به مراتب افزایش یافته و میرا نمودن نوسانات هم سریع‌تر است. با این وجود زمان لازم برای انجام محاسبات، نسبت به استفاده از کنترل کننده تناسبی- مشتقی طولانی‌تر است.