

Design of Attitude Control System of an Axisymmetric Satellite with Gravity Gradient Stabilization and Slow Spinning about Yaw Axis

H. Bolandi^{1*}, B. Ghorbani-Vaghei², and F. Fani-Saberi³

1, 2, 3. Electrical Eng. Dept., Iran Univ. of Science and Tech. (IUST)

*Narmak, Tehran

h_bolandi@iust.ac.ir

Attitude control system of satellite with Gravity Gradient stabilization requires high moments of inertia ratio for providing stability and continuous orientation toward Earth. Although, this high ratio causes satellite has small body and reduce mission capability. In this paper, moments of inertia ratio is reduced using a closed form formula based on our previous work, in such a way that it could be provided more missions by augmented solar panels to satellite. Solar orientation could be yielded by rotating satellite about gravity gradient boom (yaw rotation). Interaction between yaw rotation and satellite rotation around Earth causes biased-attitude error in roll axis. To overcome this problem, it is necessary to reduce yaw rotation by adding a reaction wheel toward boom direction. To realization this method, stability criteria of gravity gradient is developed and control law for small and large angles rotation is designed in such a way that angular momentum and moment constraints of reaction wheel to be satisfied. Finally, fine performance of attitude control system will be illustrated with simulation based on specification of an on-orbit satellite and actual consideration.

Keywords: Attitude control of satellite, Gravity gradient, Slow spinning about yaw axis

طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره با پایداری گرادیان جاذبه‌ای به منظور جهت‌گیری به سمت خورشید

حسین بلندی^{۱*}، بهمن قربانی‌واقعی^۲، و فرهاد فانی صابری^۳

۱-۳- دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی برق

۲- دانشگاه علم و صنعت ایران، مرکز تحقیقات ماهواره

* تهران، نارمک، دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی برق

h_bolandi@iust.ac.ir

سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره با پایداری گرادیان جاذبه‌ای به منظور جهت‌گیری دائم به سمت زمین و ایجاد پایداری به نسبت ممان اینرسی زیاد نیاز دارد. در چنین ماهواره‌هایی، نسبت ممان اینرسی بسیار زیاد سبب کوچک‌شدن بدنه اصلی ماهواره و کاهش قابلیت‌های مأموریت می‌شود. در این مقاله، نسبت ممان اینرسی به‌وسیله یک فرمول بسته بر اساس فعالیت‌های گذشته، چنان کاهش داده می‌شود که بتوان قابلیت اضافه‌کردن پانل‌های خورشیدی و مأموریت‌های بیشتر را فراهم کرد. چرخش ماهواره به سمت خورشید با چرخش ماهواره حول محور بوم به‌دست می‌آید که در تلفیق با چرخش ماهواره بدور زمین سبب ایجاد خطا در راستای محور رول می‌شود. به منظور کاهش این خطا، می‌توان سرعت چرخش ماهواره حول محور بوم را کاهش داد. در راستای تحقق این راه حل، با اضافه‌کردن یک چرخ عکس‌العملی در راستای بوم گرادیان جاذبه‌ای، توسعه شرط پایداری سیستم گرادیان جاذبه‌ای، قابلیت چرخش ماهواره به‌صورت متناوب و تک‌جهته به سمت خورشید ایجاد می‌شود. در این راستا، قانون کنترل برای چرخ در دو حالت زوایای کوچک و بزرگ چنان طراحی می‌شود که گشتاور مورد نیاز و اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ محدود باشد. در نهایت با شبیه‌سازی بر روی دینامیک و مشخصات یک ماهواره فعال در مدار و در نظر گرفتن ملاحظات عملی، صحت عملکرد سیستم کنترل وضعیت نشان داده می‌شود.

واژگان کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، گرادیان جاذبه‌ای، جهت‌گیری به سمت خورشید

فهرست علائم

Z_B, Y_B, X_B : محورهای اصلی سیستم مختصات بدنه

Z_O, Y_O, X_O : محورهای اصلی سیستم مختصات مداری

I_{xx} : ممان اینرسی ماهواره حول محور X_B

I_{yy} : ممان اینرسی ماهواره حول محور Y_B

I_{zz} : ممان اینرسی ماهواره حول محور Z_B

$\frac{I_T}{I_{zz}}$: نسبت ممان اینرسی حداکثر به حداقل

ω_z : سرعت زاویه‌ای ماهواره حول بوم

$\omega_{z(max)}$: حداکثر سرعت زاویه‌ای ماهواره حول بوم

ω_0 : سرعت زاویه‌ای ماهواره حول زمین

گرادیان جاذبه‌ای چنان صورت گرفته است که با پرپود چرخش حول محور بوم حداکثر ۱۰ دقیقه و دقت مطلوب ۲ درجه، نسبت ممان اینرسی ۱۲۰ به دست آورده است.

به منظور افزایش جذب انرژی بیشتر در ماهواره، نیاز به پانل های خورشیدی است که مستلزم وجود قابلیت جهت‌گیری به سمت خورشید است. جهت‌گیری به سمت خورشید به معنای عمود کردن پرتوهای نور خورشید بر صفحه پانل‌های خورشیدی ماهواره است. در این راستا فعالیت‌های زیادی صورت پذیرفته است. اخیراً بیان جدیدی از شیوه‌ای کاربردی در این زمینه مطرح شده است [۵-۷] که از یک مجموعه چهارتایی چرخ ممتوم و سه رانشگر استفاده کرده است و کنترل آنتن به سمت ایستگاه زمینی و خورشید هدف این ماهواره است. برای این کار از یک ژایروی ممان کنترل خاص استفاده شده است که به دلیل قابلیت تغییر سرعت آن بر خلاف سایر ژایروهای ممان کنترلی، قابلیت همزمان کنترل وضعیت و انرژی را می‌دهد. در سایر فعالیت‌ها از رانشگرها و چرخ‌های ممتوم / عکس‌العملی استفاده شده است چنانکه ملاحظه می‌شود، کلیه فعالیت‌های همزمان وضعیت و تأمین انرژی در سال‌های اخیر، بر روی ماهواره سه‌محوره با رانشگرها و چرخ‌های ممتوم / عکس‌العملی یا ژایروی کنترل ممان است و بسیار پیچیده و پرهزینه است. در حالی‌که روش ارائه شده در این مقاله بسیار ساده و فقط با استفاده از یک بوم گرادیان جاذبه‌ای و چرخ است.

در این مقاله، ضمن کاهش نسبت ممان اینرسی، قابلیت چرخش حول محور بوم به سیستم کنترل وضعیت اضافه شده تا بتوان جهت‌گیری به سمت خورشید به آن اضافه شود. در این صورت با قراردادن پانل خورشیدی در دو طرف ماهواره، امکان جهت‌گیری تک‌جهته به سمت خورشید برای آرایه‌های خورشیدی فراهم و قابلیت جذب انرژی بیشتر می‌شود. این مسئله توان تولیدی و به تبع آن قابلیت‌های مانور ماهواره را افزایش می‌دهد.

در این مقاله، ابتدا نسبت ممان اینرسی بر اساس فعالیت های گذشته طراحی می‌شود. سپس هندسه جهت‌گیری به سمت خورشید و مسئله کنترل شرح داده می‌شود و در ادامه شرط پایداری سیستم گرادیان جاذبه‌ای توسعه داده می‌شود. به منظور جهت‌گیری به سمت خورشید، ابتدا عملکرد چرخ عکس‌العملی در تغییر وضعیت ماهواره مدل‌سازی شده و سپس قوانین کنترل مناسب در مانورهای زوایای کوچک و بزرگ طراحی می‌شود. در نهایت با شبیه‌سازی نشان داده می‌شود که ضمن حفظ دقت کنترلی سیستم گرادیان جاذبه‌ای، جهت‌گیری به سمت خورشید نیز فراهم شده است و عملکرد سیستم کنترل وضعیت مطلوب است.

ϕ : زاویه رول

θ : زاویه پیچ

ψ : زاویه یاو

$\psi^{desired}$: زاویه یاو مطلوب

h_w : اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ

$h_w^{(max)}$: حداکثر اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ

\dot{h}_w : تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ

\dot{h}_{max} : حداکثر تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای (گشتاور) چرخ

\dot{h}_s : اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره

t_0 : زمان آغاز مانور

t_f : زمان پایان مانور

θ_f : زاویه مانور

ψ_0 : زاویه یاو در زمان t_0

ψ_f : زاویه یاو در زمان t_f

مقدمه

سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره با پایدارسازی گرادیان جاذبه ای از خاصیت دمبلی استفاده می‌کند و راستای بوم گرادیان جاذبه‌ای را بطور دائم به سمت زمین جهت می‌دهد. از آنجا که ممان اینرسی حداقل در راستای بوم و ممان اینرسی حداکثر در راستای عمود بر بوم قرار دارد، لذا راستای بوم قابلیت مانور ندارد و می‌توان فقط حول محور بوم مانور داد. اولین بار در سال ۱۹۶۹، برای ماهواره‌ای که ساترن-۱ شناخته می‌شد و در ارتفاع ۴۰۰ کیلومتری قرار داشت، اثر گرادیان جاذبه‌ای به‌طور عملی گزارش شده است [۱]. از آن به بعد در کاربردهای زیادی از سیستم گرادیان جاذبه‌ای استفاده شده است ولی در اکثر آنها نسبت ممان اینرسی بسیار بزرگ و بیشتر از ۲۰ است. نسبت ممان اینرسی زیاد سبب کوچک و باریک‌شدن پیکره ماهواره شده به‌طوری‌که فقط مأموریت‌ها با قابلیت پایین را امکان‌پذیر می‌ساخت. به منظور ارتقای مأموریت ماهواره و افزایش قابلیت های مأموریت باید بتوان نسبت ممان اینرسی را کاهش داد و این مسئله مستلزم کاهش سرعت زاویه‌ای حول محور بوم گرادیان جاذبه‌ای است [۲]. با استفاده از چرخ عکس‌العملی سرعت زاویه‌ای را می‌توان کاهش داد بنابراین امکان افزایش نسبت ممان اینرسی فراهم می‌شود. در زمینه طراحی نسبت ممان اینرسی فعالیت‌های زیادی صورت گرفته است. در [۳] نسبت ممان اینرسی با شرط پایداری $I_{yy} > I_{xx} > I_{zz}$ به صورت سعی و خطا و با یک منطق سریع چنان طراحی شده است که در مقابل اغتشاشات در رنج دقت قرارگیرد. در [۴] طراحی سیستم

باشد. این زاویه بایاس نباید هیچگاه از رنج دقت خارج و باید محدود شود. برای محدود کردن این زاویه، اولین عامل نسبت ممان اینرسی است که در بخش قبل طراحی شده است. دومین عامل، محدود کردن سرعت زاویه‌ای چرخ (h_w) و تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای \dot{h}_w است. تنها نیازمندی که در این شرایط باید انجام شود، سوق دادن وضعیت ماهواره به سمت زوایای رول (ϕ) و پیچ (θ) برابر صفر است. این فعالیت در [۲] به خوبی انجام شده است و قوانین کنترل مناسب برای این امر طراحی و شبیه‌سازی شده‌اند.

توسعه شرط ممان اینرسی برای پایداری سیستم گرادیان جاذبه‌ای

به منظور جهت‌گیری به سمت خورشید باید زاویه ψ حول 90° نوسان کند. این امر بدین معنی است که باید محور X_B در راستای بردار عمود بر صفحه مدار قرار گیرد و محور Y_B مماس بر مسیر ماهواره باشد. بنابراین در عمل برای جهت‌گیری به سمت خورشید باید جایگاه‌های محوره‌های X_B و Y_B عوض شود. بنابراین شرط ممان اینرسی را که بر اساس [۳] با رابطه $I_{yy} > I_{xx} > I_{zz}$ بیان می‌شود، به صورت زیر تغییر می‌دهیم:

(۵)

بنابراین با شرط فوق، در هنگام جهت‌گیری به سمت خورشید، دچار ناپایداری و شرایط بوم معکوس نخواهیم شد.

مدل‌سازی مانور بر اساس چرخ عکس‌العملی

هدف آن است که به اندازه یک زاویه مشخص $\psi^{desired}$ حول بوم گرادیان جاذبه‌ای مانور دهیم. قبل از آنکه به طراحی قانون کنترل قابل پیاده‌سازی در چرخ عکس‌العملی بپردازیم، ابتدا باید مدل عملکرد چرخ را بر روی زاویه تحت کنترل استخراج کنیم. هدف آن است که به اندازه یک زاویه مشخص مانند θ_f در راستای بوم گرادیان جاذبه‌ای مانور دهیم. از آنجا که چرخ عکس‌العملی یک گشتاور داخلی محسوب می‌شود، اگر اندازه گشتاور تولیدی توسط چرخ عکس‌العملی را \dot{h}_w بنامیم، اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره \dot{h}_s چنان تغییر می‌کند که برآیند دو گشتاور برابر صفر شود. به عبارت دیگر:

$$\dot{h}_s = -\dot{h}_w \quad (۶)$$

از طرفی دیگر تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره با تغییر سرعت زاویه‌ای ماهواره متناسب است. لذا سرعت زاویه‌ای ایجاد شده در راستای بوم بصورت زیر خواهد شد:

طراحی نسبت ممان اینرسی

به منظور طراحی سیستم گرادیان جاذبه‌ای، ابتدا فرض می‌کنیم که ماهواره متقارن بوده بنابراین:

$$I_{yy} = I_{xx} = I_T \quad (۱)$$

تحت شرایط (۱)، در [۲] یک فرمول قابل توجه ارائه شده است که ارتباط سرعت زاویه‌ای حول محور بوم و زوایای وضعیت بوم گرادیان جاذبه‌ای را بر حسب نسبت ممان اینرسی $\frac{I_T}{I_{zz}}$ ارائه می‌کند که چنین است:

$$\sin(\phi) = \frac{\frac{\omega_z}{\omega_0}}{(4\frac{I_T}{I_{zz}} - 3)} \quad (۲)$$

در رابطه فوق، زاویه رول (ϕ) باید کمتر از رنج دقت باشد. همان‌طور که در بخش بعد دیده می‌شود برای دنبال کردن خورشید حداکثر سرعت زاویه‌ای مورد نیاز با سرعت زاویه‌ای مداری ماهواره به دور زمین برابر است:

$$\omega_z \approx \omega_0 \quad (۳)$$

در این صورت با فرض دقت کمتر از ۲ درجه، نسبت ممان اینرسی بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\frac{I_T}{I_{zz}} > 7.9 \quad (۴)$$

در قسمت بعد با در نظر گرفتن شرایط فوق به طراحی سیستم چرخ عکس‌العملی برای جهت‌گیری به سمت خورشید می‌پردازیم.

هندسه جهت‌گیری به سمت خورشید و شرح مسئله

همان‌طور که در بخش قبل بیان شده است، به منظور جهت‌گیری ماهواره به سمت خورشید لازم است که ماهواره را حول محور بوم گرادیان جاذبه‌ای بچرخانیم. به عبارت دیگر، باید زاویه ψ را به سمت زاویه مطلوب ($\psi^{desired}$) سوق دهیم که حول زاویه $\frac{\pi}{2}$ بین زوایای $\frac{\pi}{6}$ و $\frac{5\pi}{6}$ متغیر است [۸]. نظر به تحلیل‌ها و شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، حداکثر سرعت مورد نیاز حول محور بوم برای دنبال کردن خورشید، برابر ω_0 است [۸]. بنابراین با قرار دادن یک چرخ عکس‌العملی در راستای بوم گرادیان جاذبه‌ای می‌توانیم به قابلیت جهت‌گیری به سمت خورشید و تأمین پایداری مناسب دست یابیم. در این صورت، ماهواره دارای یک حرکت چرخشی حول محور Y_B به دور زمین با نرخ ω_0 و یک حرکت چرخشی حول Z_B برای جهت‌گیری به سمت خورشید با نرخ ψ است. این دو حرکت سبب خواهد شد که ماهواره حول محور رول به اندازه زاویه ϕ بایاس داشته

با انتگرال‌گیری از رابطه فوق، تغییرات زوایای وضعیت به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\theta_f = \frac{\dot{h}_{max}}{2I_{zz}} (t_o^2 + t_f^2 - t_1^2 + t_2^2 - 2t_2 t_f + 2t_1 t_2 - 2t_o t_2) \quad (11)$$

با توجه به روابط فوق و بر اساس محدودیت‌های چرخ و سیستم گردایان جاذبه‌ای به بررسی حالت‌های ممکن چرخ می‌پردازیم.

طراحی قانون کنترل چرخ عکس‌عملی بر اساس مانور کوچک

برای اینکه بتوانیم با حداکثر مقدار گشتاور چرخ (\dot{h}_{max}) یک حرکت سریع داشته باشیم، باید:

$$t_1 = t_2 = \frac{t_o + t_f}{2} \quad (12)$$

باشد، و تحت این شرایط، رابطه (۱۱) به صورت زیر اصلاح می‌شود:

$$\theta_f = \frac{\dot{h}_{max}}{4I_{zz}} (t_f + t_o)^2 \quad (13)$$

و اگر زمان اولیه را صفر فرض کنیم، خواهیم داشت:

$$\theta_f = \frac{\dot{h}_{max}}{4I_{zz}} t_f^2 \quad (14)$$

حال اگر بخواهیم، در مدت زمان محدود t_f ، زاویه مانوری برابر با θ_f داشته باشیم:

$$\dot{h}_{max} = \frac{4I_{zz} \theta_f}{t_f^2} \quad (15)$$

در این صورت به کمک رابطه (۱۰)، حداکثر ظرفیت اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ چنین مشخص می‌شود:

$$h_{w(max)} = \frac{4I_{zz} \theta_f}{t_f^2} \left(\frac{t_f}{2} \right) = \frac{2I_{zz} \theta_f}{t_f} \quad (16)$$

در ماهواره تحت طراحی، حداکثر تغییرات قابل قبول حول محور بوم برابر $0.1 \frac{rad}{sec}$ است و تحت این شرایط اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ باید به صورت زیر باشد:

$$h_w \leq I_{zz} \omega_z(max) \leq 1.7 N.m.s \quad (17)$$

از آنجا که حداکثر اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ مطابق رابطه فوق محدود شده است، در این صورت حداکثر مانوری که می‌توان داد، از تلفیق معادلات (۱۵) و (۱۶) و حذف پارامتر t_f ، چنین به دست می‌آید:

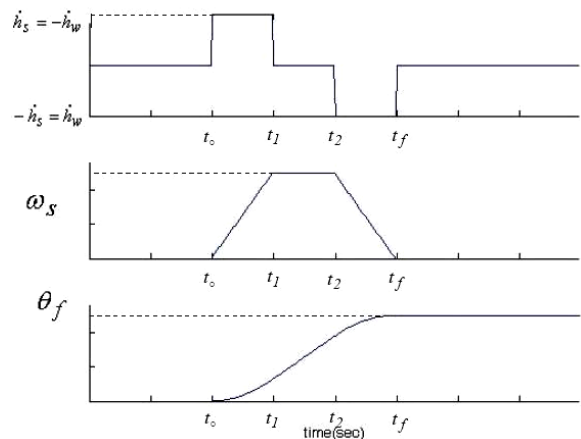
$$\theta_f = \frac{h_w^2(max)}{I_{zz} \cdot \dot{h}_w(max)} \quad (18)$$

$$\omega_s = \frac{\dot{h}_s}{I_{zz}} = \frac{-\dot{h}_w}{I_{zz}} \quad (7)$$

با این سرعت زاویه‌ای مقدار زاویه تغییر یافته چنین می‌شود:

$$\theta_f = \psi_f - \psi_o = \int_{t_o}^{t_f} \omega_s dt = \int_{t_o}^{t_f} \dot{\psi} dt \quad (8)$$

از طرفی دیگر می‌خواهیم پس از پایان مانور، سرعت زاویه‌ای چرخ صفر شود. بنابراین در بازه زمانی $[t_o, t_f]$ سعی می‌کنیم که سرعت را به مقدار حداکثر مجاز رسانده و سپس چنان سرعت را کاهش می‌دهیم که در پایان مانور، سرعت چرخ به سمت صفر میل کند. به عبارت دیگر با اعمال حداکثر جریان راه‌انداز، حداکثر گشتاور ممکن را ایجاد می‌کنیم تا مانوری سریع داشته باشیم. پس از رسیدن به حداکثر سرعت زاویه‌ای چرخ، گشتاور را صفر کرده تا با سرعت ثابت، مانور ادامه یابد. سپس نزدیک زاویه مطلوب، گشتاور معکوس را اعمال کرده تا همزمان با رسیدن به زاویه مطلوب، سرعت زاویه‌ای نهایی صفر شود. در این صورت مدل حرکت چرخ به صورت شکل (۱) می‌شود.



شکل ۱- چگونگی مانور در چرخ عکس‌عملی ماهواره بر حسب زمان

با مدل‌سازی تغییرات اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ در شکل (۱) خواهیم داشت:

$$\dot{h}_w = \begin{cases} -\dot{h}_{max} & t_o \leq t \leq t_1 \\ 0 & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \dot{h}_{max} & t_2 \leq t \leq t_f \end{cases} \quad (9)$$

با انتگرال‌گیری از رابطه فوق، اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ چنین به دست می‌آید:

$$h_w = \begin{cases} -\dot{h}_{max}(t-t_o) & t_o \leq t \leq t_1 \\ -\dot{h}_{max}(t_1-t_o) & t_1 \leq t \leq t_2 \\ -\dot{h}_{max}(t_1-t_o) + \dot{h}_{max}(t-t_2) & t_2 \leq t \leq t_f \end{cases} \quad (10)$$

این شد که مانور وضعیت در زوایای کوچک داشته باشیم. اما وضعیت ماهواره از لحظه پرتاب تا قبل از جهت‌گیری به سمت خورشید، می‌تواند چنان تغییر کند که اختلاف زاویه بین $\psi(t)$ و $\psi^{desired}(t)$ بیش از 2° باشد و تحت این شرایط نیاز به این داریم که زاویه $\psi(t)$ را به محدوده مناسب برسانیم. بیشترین زاویه مورد نیاز $\psi^{desired}(t) = \frac{5\pi}{6}$ است. پس از اینکه ماهواره به محدوده $\psi^{desired}(t)$ رسید، و خطای زاویه‌ای در رنج زوایای کوچک ($\theta_f = 17^\circ$) شد، در این صورت از قانون کنترل مانور کوچک (رابطه ۱۲) استفاده می‌کنیم.

به منظور انجام مانور بزرگ از معادلات (۱۵) و (۱۶) استفاده می‌کنیم با این تفاوت که محدودیتی روی اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ نمی‌گذاریم و از روی این مانور، ظرفیت مورد نیاز را محاسبه می‌کنیم. از آنجا که زاویه $\psi(t) \in [0^\circ \ 180^\circ]$ است، لذا برای رسیدن به زاویه $\psi^{desired}(t) = \frac{5\pi}{6}$ ، حداکثر مقدار مانور زاویه‌ای مورد نیاز به صورت زیر است:

$$\theta_f = \frac{5\pi}{6} \quad (23)$$

در اینجا فرض می‌شود که اندازه گشتاور تولیدی چرخ به صورت زیر محدود است:

$$|\dot{h}_w(max)| \leq 0.01 N.m \quad (24)$$

لذا از روی (۱۵) داریم:

$$t_f = \sqrt{\frac{4 I_{zz} \theta_f}{\dot{h}_w(max)}} \approx 133 \text{ sec} \quad (25)$$

و با جاگذاری این رابطه در رابطه (۱۶) خواهیم داشت:

$$h_w(max) = \frac{2 I_{zz} \theta_f}{t_f} \approx 0.67 N.m.s \quad (26)$$

لذا با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان، ظرفیت چرخ را با ضریب تقریباً ۲ و بر اساس محدودیت (۱۷) به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$h_w(max) = 1.2 N.m.s \quad (27)$$

بنابراین مانور بزرگ انجام‌شدنی است. تنها نکته این است که به دلیل بزرگ شدن اندازه حرکت زاویه‌ای، انحراف زوایای رول و پیچ بیشتر خواهد شد.

شبیه‌سازی

با اعمال گشتاور چرخ بر حسب رابطه (۲۱) تحت شرایط (۲۲) بر روی معادله دینامیکی ماهواره [۸]، نتایج شبیه‌سازی بهمانند شکل (۲) و (۳) می‌گردد. همان‌طور که در شکل (۳) ملاحظه می‌شود، دنبال‌روی خورشید بخوبی و با خطای کمتر از 2°

با توجه به مشخصات چرخ عکس‌العملی ماهواره تحت طراحی، حداکثر زاویه به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\theta_f = 17^\circ \quad (19)$$

این مقدار زاویه از روی رابطه (۱۶) در مدت زمان زیر به دست می‌آید:

$$t_f \approx 2.5 \text{ sec} \quad (20)$$

به عبارت دیگر در مدت زمان $2/5$ ثانیه می‌توان مانوری به اندازه $\theta_f = 17^\circ$ داشت. لازم به ذکر است که در صورت به کارگیری این قانون مطابق رابطه (۹)، در فواصل زمانی از t_0 تا t_f بدون فیدبک از زاویه و فقط با استفاده از سرعت چرخ (فیدبک سرعت چرخ به کمک تاکومتر) عمل جهت‌گیری خورشیدی انجام می‌شود. این امر مستلزم پیش‌بینی دقیق وضعیت خورشید نسبت به ماهواره در فواصل زمانی $2/5$ ثانیه‌ای است و از آنجا که مدل واقعی دارای خطاست، لذا این فعالیت سبب خواهد شد که خطای جهت‌گیری به طور مداوم افزایش یابد و از کیفیت جهت‌گیری خواهد کاست.

از طرفی دیگر، سیستم دارای حسگرهای خورشید و مغناطیسی است و می‌توان از الگوریتم‌های تعیین وضعیت استفاده کرد [۸] و به طور زمان-حقیقی زاویه $\psi(t)$ و تغییر زاویه‌ای $\dot{\psi}(t)$ را داشت. تحت این شرایط و به دلیل آنکه در جهت‌گیری به سمت خورشید نرخ پایداری مورد نیاز نیست، می‌توان قانون کنترل چرخ عکس‌العملی را به صورت زیر طراحی کرد:

$$\dot{h}_w = [\psi(t) - \psi^{desired}(t)] \dot{h}_{max} \quad (21)$$

که $\psi^{desired}(t)$ از روی مدل‌های ارائه شده در [۹] به دست می‌آید و $\psi(t)$ نیز به کمک داده‌های حسگر خورشید به طور مستقیم یا به کمک تعیین وضعیت با استفاده از روش جبری ارائه شده در [۸] قابل محاسبه است. با توجه به کوچک بودن چرخ، رنج گشتاور تولیدی توسط چرخ به صورت زیر است:

$$|\dot{h}_{max}| \leq 0.01 N.m \quad (22)$$

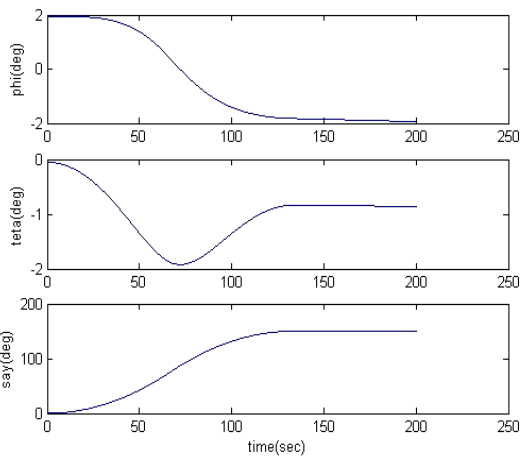
با توجه به طراحی فوق، در بخش بعد به کمک شبیه‌سازی خواهیم دید که دقت کمتر از 2° برای جهت‌گیری به سمت خورشید به دست خواهد آمد و روابط فوق را می‌توان برای زوایای کمتر از $\theta_f = 17^\circ$ پیاده‌سازی کرد.

طراحی قانون کنترل چرخ عکس‌العملی بر اساس مانور بزرگ

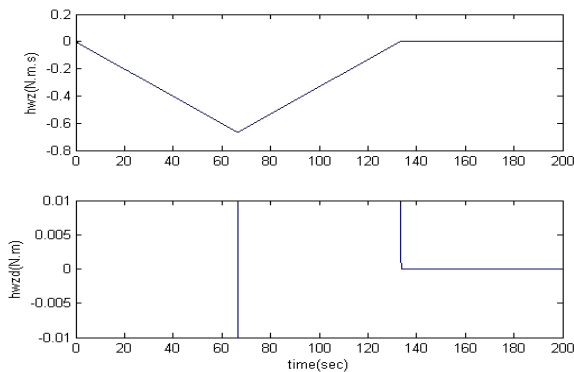
همان‌طور که گفته شد، چنانچه بخواهیم، همزمان با جهت‌گیری به سمت خورشید به سمت زمین نیز جهت‌گیری کنیم، باید نرخ چرخش $\dot{\psi}(t)$ محدود شود و این مسئله در قسمت قبل منجر به

نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا نسبت ممان اینرسی بر اساس فعالیت‌های گذشته [۲] چنان طراحی شد که ضمن کاهش نسبت ممان اینرسی، خطای وضعیت زاویه رول در رنج دقت قرارگیرد. به منظور حفظ دقت پایداری، با قراردادن یک چرخ عکس‌العملی در راستای بوم، ضمن کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره حول بوم به مقدار کمتر از سرعت مداری ماهواره، قابلیت جهت‌گیری متناوب و تک‌جهته به سمت خورشید ایجاد شد. در ادامه با مدل‌سازی جهت‌گیری به سمت خورشید، تحلیل زوایای خورشید و چگونگی تغییرات وضعیت ماهواره بر اساس مدل‌های عملکردی چرخ عکس‌العملی، شرط پایداری سیستم‌گرادیان جاذبه‌ای توسعه داده شد. سپس یک قانون کنترل تناسبی ساده برای مانور کوچک و یک قانون کنترل برای مانور بزرگ چنان طراحی شد که دقت جهت‌گیری به سمت خورشید تأمین گردد و دقت جهت‌گیری به سمت زمین تغییر نکند. در نهایت، صحت عملکرد جهت‌گیری به سمت خورشید با وجود سیستم‌گرادیان جاذبه‌ای نشان داده شد.

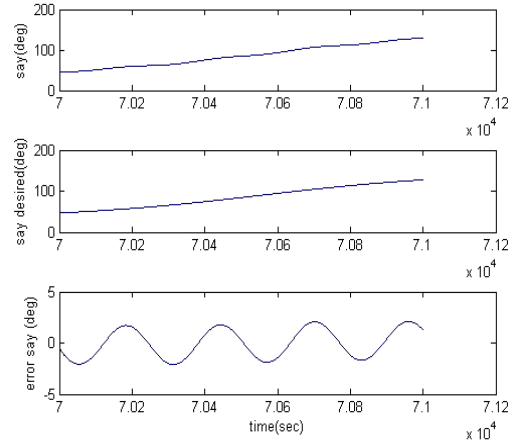


شکل ۴- نمودار زوایای وضعیت در مانور بزرگ

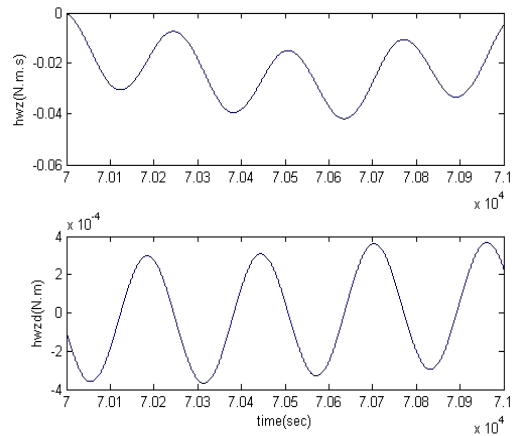


شکل ۵- تغییرات گشتاور و اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی در مانور بزرگ

انجام شده است. شکل (۳) نیز تغییرات اندازه حرکت زاویه‌ای و گشتاور چرخ را نشان می‌دهد که همگی در رنج (۲۲) و (۲۷) قرار دارند. بنابراین در زوایای کوچک عمل دنبال‌روی بخوبی انجام می‌شود.



شکل ۶- نمودار تغییرات خطای دنبال‌روی زاویه یاو



شکل ۷- تغییرات گشتاور و اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی

برای شبیه‌سازی مانور بزرگ، فرض می‌گردد که زاویه اولیه یاو صفر باشد و هدف این است که باید به بزرگ‌ترین مقدار ممکن یعنی زاویه $\frac{5\pi}{6}$ برسیم. تحت این شرایط با اعمال قانون کنترل (۹) و با محاسبه مقدار t_f از روی رابطه (۲۵) و شرایط محدودیتی (۲۴) و (۲۷) بر روی دینامیک ماهواره [۸] نتایج شبیه‌سازی بمانند شکل‌های (۳) و (۴) می‌شود. همان‌طور که از شکل (۵) ملاحظه می‌شود، چنانچه وضعیت اولیه در محدوده دقت باشد، پس از پایان مانور نیز در محدوده دقت خواهد بود.

- [5] Tsiotras, P. and Shen, H. "Satellite Attitude Control and Power Tracking with Energy/Momentum Wheels", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 1, 2001, pp. 23-34.
- [6] Yoon, H. and Tsiotras, P. "Spacecraft Adaptive Attitude and Power Tracking with Variable Speed Control Momentum Gyroscopes", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 6, pp. 1081-1090, 2002.
- [7] Hall, C. D., Tsiotras, P. and Shen, H., "Tracking Rigid Body Motion Using Thrusters and Momentum Wheels", *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 50, No. 3, 2003.
- [۸] قربانی‌واقعی، بهمن. مدل‌سازی و طراحی سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره برای جهت‌گیری دائم به سمت زمین و جهت‌گیری متناوب به سمت خورشید، پایان‌نامه دکتری برق- کنترل، دانشگاه علم و صنعت ایران، اردیبهشت ۱۳۸۶.
- [9] Bolandi, H., Soleimanzadeh, M. and Ghorbani, B. "A Coarse Sun Sensor for Attitude Determination of Spacecraft", *The 6th Iranian Aerospace Society Conference*, K. N. Toosi University of Technology, Feb. 2007.

مراجع

- [1] Nurre, G. S. and Weygandt, P. C., "Application of GG Stabilization to large manned Space Vehicles", *Proceeding of Symposium on gravity Gradient attitude Stabilization EL Segundo CA Airforce System Command*, Sep. 1969.
- [۲] بلندی، حسین و قربانی واقعی، بهمن. «طراحی سیستم گرادیان جاذبه‌ای برای یک ماهواره متقارن با چرخش محدود حول محور یاو با استفاده از کنترل مغناطیسی»، ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، اسفند ۱۳۸۵.
- [۳] بلندی، حسین، فرهادی، علیرضا و عطایی، محمد. «ارائه دو الگوریتم جدید برای طراحی سیستم کنترل وضعیت و پایدارسازی یک ماهواره با استفاده از گرادیان جاذبه‌ای»، هفتمین کنفرانس مهندسی برق ایران، مرکز تحقیقات مخابرات ایران، اردیبهشت ۱۳۷۸.
- [4] Hodgart, M. S., Gravity Gradient and magnetorquing Attitude Control for Low-Cost Low-Earth Orbit Satellites-The Uosat Experience, Ph. D Dissertation, University of Surrey, June 1989.