

طراحی سیستم کنترل وضعیت و مدیریت توان برای یک ماهواره سنجش از دور با در نظر گرفتن اثر اشباع چرخ‌ها

فرهاد فانی صابری^{۱*} و امیر اسلامی مهرجردی^۲

۱- پژوهشکده علوم و فناوری فضایی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۲- دانشگاه علم و صنعت ایران - مرکز تحقیقات فضایی

* تهران، خیابان حافظ، روبه‌روی سمیه

f.sabery@aut.ac.ir

در این مقاله، طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره سنجش از دور با استفاده از ۴ چرخ عکس‌عملی با ساختار هرمی و به‌منظور تصویربرداری استریو مطرح می‌شود. در این روش، به‌منظور تأمین بخشی از توان مورد نیاز ماهواره توسط انرژی ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌عملی، یک قانون مدیریت توان برای شارژ و دشارژ انرژی چرخ‌ها مطابق با پروفایل از پیش تعیین شده طراحی و به قانون کنترل وضعیت افزوده می‌گردد، به‌گونه‌ای که کنترل وضعیت ماهواره و مدیریت توان ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌عملی به طور همزمان انجام می‌پذیرد. در این روش، هنگامی که ماهواره در روشنایی قرار دارد و باتری‌ها شارژ هستند، سرعت چرخ‌ها تا حد مجاز افزایش می‌یابد و هنگامی که توان مورد نیاز برای زیرسیستم‌ها ناکافی باشد، با کاهش سرعت چرخ‌ها توان مورد نیاز به سیستم بازگردانده می‌شود. در طراحی این سیستم، اثر اشباع چرخ‌ها نیز به‌گونه‌ای منظور شده است که در صورت انجام مدیریت توان مطابق پروفایل از پیش تعیین شده، دقت کنترل وضعیت ماهواره تا حد امکان دچار اختلال نشود. نتایج شبیه‌سازی بیانگر کارایی مناسب سیستم کنترل وضعیت ماهواره در حضور سیستم مدیریت توان طراحی شده است.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، سیستم مدیریت توان، تصویربرداری استریو، چرخ‌های عکس‌عملی، اثر اشباع چرخ‌ها

ω_w	سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی
J	ممان اینرسی ماهواره
q_i	مؤلفه‌های بردار کوانترنیون
τ	گشتاورهای خارجی وارد بر پیکره ماهواره
u	گشتاور کنترلی چرخ‌های عکس‌عملی

مقدمه

امروزه، کاربرد ماهواره‌های سنجش از دور با مأموریت تصویربرداری استریو، در زمینه‌های تهیه نقشه‌های جغرافیایی و ایجاد تصاویر سه‌بعدی از اجسام بسیار حائز اهمیت است. این ماهواره‌ها قابلیت

فهرست علائم و اختصارات

A	ماتریس جهت قرارگیری چرخ‌ها
H	اندازه حرکت زاویه‌ای کل سیستم
h_w	ممنتوم زاویه‌ای حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی
I	ماتریس ممان اینرسی کل سیستم
I_w	ماتریس ممان اینرسی چرخ‌ها

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

ماهواره می‌شود. لذا تحقیقات گسترده‌ای از سال ۱۹۶۰ در راستای استفاده از چرخ‌های عکس‌عملی برای کنترل وضعیت ماهواره و ذخیره‌سازی انرژی به‌طور همزمان صورت گرفته است [۳-۹]. لیکن در این مقالات اثر اشباع چرخ‌های عکس‌عملی منظور نشده است و این مهم انجام همزمان کنترل وضعیت ماهواره و مدیریت توان مطابق پروفایل از پیش تعیین شده را با مشکل مواجه خواهد کرد. برای حل این مشکل، در این مقاله، طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره سنجش از دور با استفاده از ۴ چرخ عکس‌عملی با ساختار هرمی و به‌منظور انجام مأموریت تصویربرداری استریو مطرح می‌شود. در این روش به منظور تأمین بخشی از توان مورد نیاز ماهواره توسط انرژی ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌عملی، یک قانون مدیریت توان برای شارژ و دشارژ انرژی چرخ‌ها مطابق با پروفایل از پیش تعیین شده طراحی و به قانون کنترل وضعیت افزوده می‌شود، به‌گونه‌ای که کنترل وضعیت ماهواره و مدیریت توان ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌عملی بطور همزمان انجام می‌پذیرد. در طراحی این سیستم، اثر اشباع چرخ‌ها نیز به‌گونه‌ای منظور شده است که در صورت انجام مدیریت توان مطابق پروفایل از پیش تعیین شده، دقت کنترل وضعیت ماهواره تا حد امکان دچار اختلال نشود. در این روش، سیستم کنترل وضعیت طراحی شده برای انجام مأموریت تصویربرداری استریو بر اصول کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی و با استفاده از خطای کوارتونیون‌ها استوار است [۲-۱] و سیستم مدیریت توان برای تأمین پروفایل مطلوب شارژ و دشارژ انرژی ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌عملی بر اصول بیان شده در مرجع [۳-۴] استوار است. لیکن در این مقاله، طراحی به‌گونه‌ای اصلاح می‌پذیرد که توزیع و ذخیره‌سازی انرژی چرخ‌ها باعث اشباع چرخ‌ها و ایجاد اختلال در دقت کنترل وضعیت ماهواره نشود.

مدل‌سازی دینامیک ماهواره

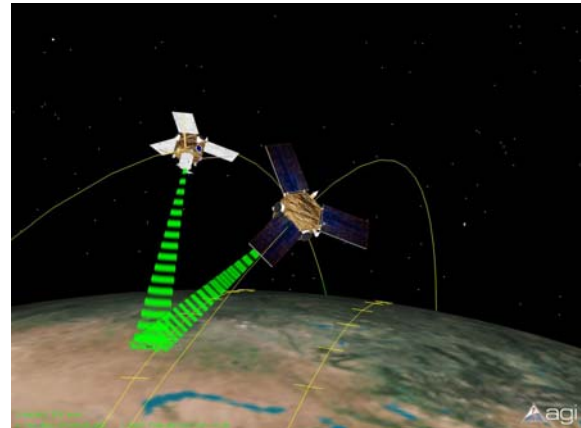
دینامیک ماهواره بیانگر تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره بر اثر گشتاورهای داخلی و خارجی است. بنابراین با استفاده از معادله اولر دینامیک ماهواره در حضور چرخ‌های عکس‌عملی به‌صورت زیر به‌دست می‌آید [۹-۱۰]:

$$J\dot{\omega} = \tau + \omega \times H - u \quad (1)$$

در رابطه فوق، ω سرعت زاویه‌ای ماهواره، u گشتاور کنترلی حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی، τ بیان‌کننده گشتاورهای خارجی وارد بر پیکره ماهواره و H ممتمم زاویه‌ای کل ماهواره است [۱۰]. بنابراین:

$$H = J\omega + Ah_a \quad (2)$$

چرخش همزمان حول محور پیچ و رل را دارند. این ویژگی، پرپود تکرار ماهواره و زمان مورد نیاز برای تکرار عکسبرداری از یک نقطه خاص بر روی زمین و از زوایای مختلف، برای به‌دست آوردن تصاویر استریو را به‌طور چشمگیری کاهش می‌دهد. در شکل (۱) سناریوی تصویربرداری از یک منطقه ویژه و به‌منظور به‌دست آوردن تصاویر استریو نشان داده شده است [۱-۲].



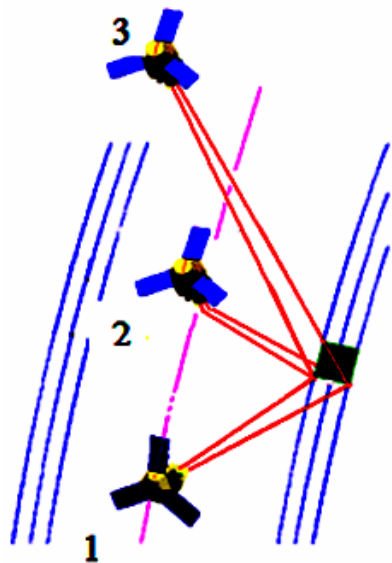
شکل ۱- تصویربرداری استریو به روش تلفیقی طولی و عرضی

به‌منظور اجرای این سناریو، مهم‌ترین وظیفه زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، فراهم‌کردن قابلیت مانورهای با زاویه بزرگ و سریع و تأمین دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری بالاست. برای این منظور از ۴ چرخ عکس‌عملی و با ساختار هرمی استفاده می‌نماییم [۱-۴].

با توجه به توان مصرفی زیاد چرخ‌های عکس‌عملی در انجام مأموریت فوق و در نظر گرفتن اهمیت انرژی در افزایش طول عمر ماهواره، جلوگیری از هدررفتن انرژی و ذخیره‌سازی آن در این ماهواره‌ها بسیار حائز اهمیت است. لذا در اغلب ماهواره‌ها از باتری‌های شیمیایی برای ذخیره‌سازی انرژی تولیدی مازاد توسط پنل‌های خورشیدی، زمانی که به سمت خورشید قرار می‌گیرند استفاده می‌شود و در هنگام خسوف یا به‌منظور تأمین توان‌های مصرفی لحظه‌ای زیاد زیرسیستم‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. مشکل اصلی در این روش، طول عمر باتری‌ها و افزایش وزن زیرسیستم انرژی به‌دلیل استفاده از سیستم‌های کنترل‌کننده سیکل شارژ و دشارژ باتری‌هاست. یکی از راهکارهای حل این مشکل، ذخیره‌سازی انرژی در چرخ‌های عکس‌عملی است. مزیت استفاده از این روش عبارتند از: افزایش کارایی و عملکرد در دمای محیطی نسبتاً بالا (۴۰ درجه سانتی‌گراد) و قابلیت انجام کنترل وضعیت ماهواره و ذخیره‌سازی انرژی به‌طور همزمان. همچنین استفاده از این روش موجب افزایش قابلیت اطمینان و کاهش وزن و ابعاد

سناریوی تصویربرداری استریو

در این بخش به منظور استخراج نیازمندی‌ها و طراحی یک زیرسیستم کنترل وضعیت مناسب، به بررسی سناریوی تصویربرداری استریو از یک منطقه مشخص و با استفاده از روش تلفیقی می‌پردازیم. برای این منظور، مطابق شکل ۳ و همزمان با تغییر موقعیت ماهواره، لازم است که ماهواره حول محور رول و پیچ بصورت همزمان مانورهایی داشته باشد تا در نقاط ۱، ۲ و ۳ از منطقه مورد نظر تصویربرداری کند [۲].



شکل ۳- سناریوی تصویربرداری استریو [۳]

این مانورها، بسیار سریع بوده و در حدود ۳۰ درجه در مدت زمان ۶۰ ثانیه می‌باشند. لذا با استفاده از چرخ‌های عکس‌عملی، وضعیت ماهواره به صورت بسیار سریع کنترل شده و دقت کنترل و پایداری کافی برای عکسبرداری در حین چرخش را فراهم می‌آورد. سناریوی تصویربرداری مطلوب در این مانوریت با مانورهای سریع در جدول (۱) بیان شده است. این مانورها بعنوان منحنی‌های مطلوب و مرجع در زیر سیستم کنترل وضعیت ماهواره مد نظر قرار خواهد گرفت [۲].

جدول ۱- مانورهای مطلوب ماهواره برای تصویربرداری استریو [۳]

مانور	توضیح	{رول، پیچ، یاو} درجه از
مانور اولیه	مانور از شرایط اولیه به سمت ندیر در ۶۰ ثانیه	{0,0,0} {5,-5,5} [0 60]sec
مانور ۱	مانور از ندیر به نقطه ۱ در مدت ۶۰ ثانیه	{0,0,0} {30,30,0} [60 120]sec
مانور ۲	مانور از نقطه ۱ به نقطه ۲ در مدت ۶۰ ثانیه	{0,0,0} {30,30,0} [120 180]sec

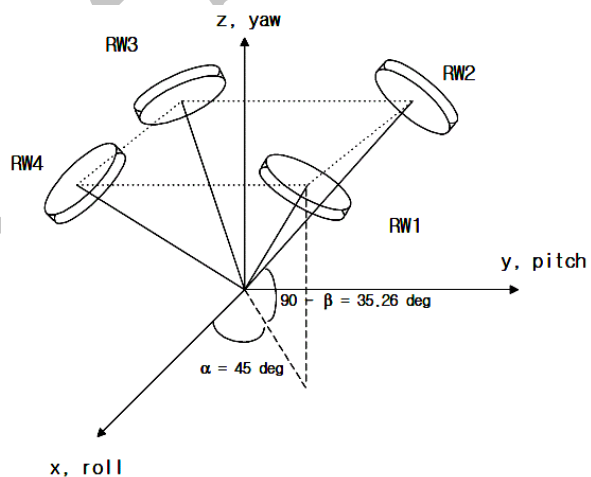
در رابطه فوق، ماتریس A بیانگر جهت قرارگیری چرخ‌ها و h_a بیان‌کننده ممتنم زاویه‌ای حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی است که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$h_a = I_w A^T \omega + I_w \omega_w \quad (3)$$

در رابطه فوق $I_w = \text{diag}\{I_{w1}, I_{w2}, \dots, I_{wn}\}$ ماتریس ممان اینرسی چرخ‌ها و ω_w سرعت زاویه‌ای آنهاست. لذا هدف از کنترل ماهواره توسط چرخ‌های عکس‌عملی، یافتن ممتنم زاویه‌ای مناسب برای چرخ‌ها به گونه‌ای است که ماهواره جهت‌گیری صحیح و مطلوب را اتخاذ کند. بنابراین داریم:

$$T_{out} = \dot{h}_w = [\dot{h}_{wx} \quad \dot{h}_{wy} \quad \dot{h}_{wz}] = A \dot{h}_a \quad (4)$$

در این مقاله، سیستم کنترل وضعیت مورد طراحی از چهار چرخ عکس‌عملی و با ساختار نشان داده شده در شکل (۲) تشکیل یافته است.



شکل ۲- ساختار چرخ‌های عکس‌عملی

بنابراین ماتریس A به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$A = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (5)$$

در کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌عملی و با ساختار نشان داده شده در شکل (۲)، گشتاور وارد بر ماهواره توسط چرخ‌ها از دو بخش اصلی تشکیل می‌شود. بخشی از گشتاور که مربوط به گشتاوری است که در فضای ماتریس A وجود دارد و در کنترل وضعیت ماهواره موثر است و بخشی از گشتاور که در فضای پوچی ماتریس A قرار دارد و در کنترل وضعیت ماهواره اثری نداشته و تنها باعث افزایش انرژی/ممتنم چرخ‌ها می‌شود.

$$\dot{h}_a = A^+ T_{out} + g_n \quad (11)$$

در رابطه فوق A^+ اپراتور تصویربردار روی فضای A^T است و به صورت زیر محاسبه می شود [۴]:

$$A^+ T_{out} \in R(A^T) \quad (13)$$

$$g_n \in N(A)$$

در این صورت خواهیم داشت:

$$A g_n = 0 \quad (14)$$

با توجه به اینکه $A \dot{h}_a = A(A^+ T_{out} + g_n) = T_{out}$ بنابراین g_n در وضعیت ماهواره اثری نخواهد داشت. از طرفی توان ذخیره شده در چرخ ها عبارتند از [۴]:

$$P = \omega_w^T I_w \dot{\omega}_w \quad (15)$$

بنابراین هدف آن است که کنترل کننده g_n در فضای پوچی ماتریس A به گونه ای پیدا شود که تابع توان مورد نیاز $P(t)$ تأمین شود. بنابراین با توجه به رابطه (۱۰) و (۱۵) قانون کنترل باید به گونه ای طراحی شود که دو شرط زیر را برآورده کند [۴]:

$$\begin{pmatrix} A \\ \omega_w^T \end{pmatrix} \dot{h}_a = \begin{pmatrix} T_{out} \\ P \end{pmatrix} \quad (16)$$

مشخص است که گشتاور g_n در فضای پوچی ماتریس A باید رابطه زیر را برآورده سازد.

$$\omega_w^T (A^+ T_{out} + g_n) = P \quad (17)$$

از رابطه فوق مشخص است که:

$$P_m = P - \omega_w^T A^+ T_{out} \quad (18)$$

بنابراین گشتاور کنترل کننده توان به صورت زیر به دست می آید [۴]:

$$g_n = \rho_N \omega_w (\omega_w^T \rho_N \omega_w)^{-1} P_m \quad (19)$$

در رابطه فوق داریم:

$$\rho_N = I_N - A^T (A A^T)^{-1} A \quad (20)$$

بنابراین قانون کنترل وضعیت و قانون مدیریت توان را می توان به طور همزمان و به فرم زیر در معادله (۸) اعمال کرد.

$$T_{out} = A(A^+ u + g_n) \quad (21)$$

سیستم ضد اشباع

با توجه به اینکه در طراحی کنترل کننده و سیستم مدیریت توان طراحی شده در معادله (۲۱)، اثر ماکزیمم گشتاور قابل ایجاد توسط چرخ های عکس العملی دیده نشده است، بنابراین گشتاور محاسبه شده در این معادله می تواند باعث ایجاد اختلال در سیستم کنترل توان و کنترل وضعیت ماهواره شود. از این رو لازم است تا قبل از اعمال گشتاور به چرخ ها، میزان گشتاور فرمان هر چرخ مورد ارزیابی قرار گرفته و در صورت بیشتر بودن هر یک از درایه های گشتاور از

مانور	توضیح	{رل، پیچ، یاو} درجه به از
مانور ۳	مانور از نقطه ۲ به نقطه ۳ در مدت ۶۰ ثانیه	{0,0,0} {30,-30,0} [۱۸۰ ۲۴۰]sec
مانور ۴	مانور از نقطه ۳ به سمت ندیر در مدت ۶۰ ثانیه	{0,0,0} {30,-30,0} [۲۴۰ ۳۰۰]sec

سیستم کنترل وضعیت ماهواره

همانگونه که در سناریوی تصویربرداری استریو بیان شد، در این بخش، به منظور طراحی قانون کنترل مناسب، بخشی از گشتاور که در فضای ماتریس A وجود دارد و در کنترل وضعیت ماهواره مؤثر است، مدنظر قرار می گیرد. برای این منظور از کواترینون های خطا میان کواترینون های وضعیت مطلوب و واقعی استفاده می شود که به صورت زیر تعریف می شوند [۱۰]:

$$\begin{bmatrix} q_{e1} \\ q_{e2} \\ q_{e3} \\ q_{e4} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_{c1} & q_{c2} & q_{c3} & q_{c4} \\ -q_{c2} & q_{c1} & q_{c4} & -q_{c3} \\ -q_{c3} & -q_{c4} & q_{c1} & q_{c2} \\ -q_{c4} & q_{c3} & -q_{c2} & q_{c1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (6)$$

در رابطه فوق $[q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3} \ q_{e4}]^T$ بیانگر کواترینون های خطای وضعیت و $[q_{c1} \ q_{c2} \ q_{c3} \ q_{c4}]^T$ بیانگر کواترینون های وضعیت مطلوب هستند. بنابراین، قانون کنترل کننده وضعیت مناسب به صورت زیر محاسبه خواهد شد [۱۰]:

$$u = -\omega \times H + D\omega + Kq_e \quad (7)$$

در رابطه فوق ماتریس های D و K ، ماتریس های مثبت معین و قطری بوده که پایداری کنترل کننده تناسبی - مشتقی را تضمین می کنند [۱۰]. بنابراین، گشتاور کنترلی چرخ ها به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$T_{out} = A \dot{h}_a = u \quad (8)$$

سپس سرعت چرخش هریک از چرخ ها نیز از رابطه زیر به دست می آیند:

$$(9)$$

$$\omega_w = I_w^{-1} (h_a - I_w A^T \omega)$$

سیستم مدیریت توان

همانگونه که بیان شده است، گشتاور چرخ ها برای کنترل وضعیت ماهواره بصورت زیر محاسبه می گردد:

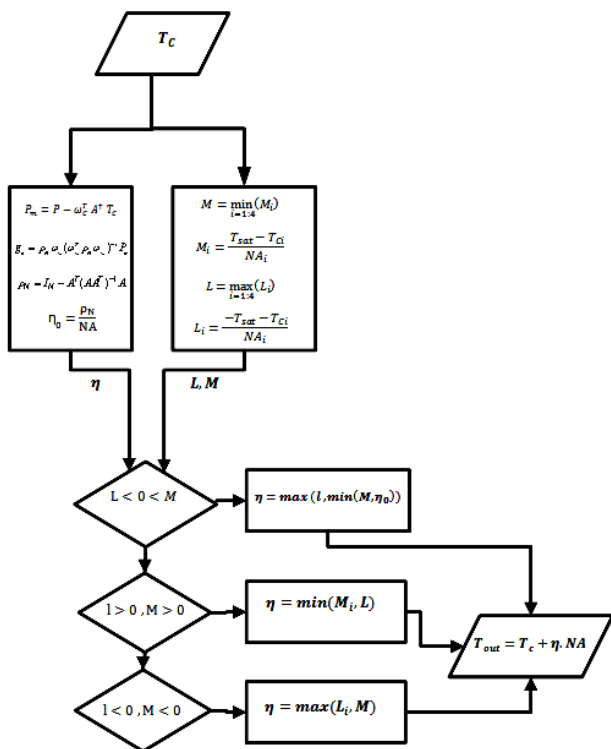
$$A \dot{h}_a = T_{out} \quad (10)$$

بنابراین، پاسخ کلی معادله فوق به صورت زیر محاسبه خواهد شد:

ضرایب کنترل کننده تناسبی - مشتقی به صورت زیر به دست خواهند آمد [۲]:

$$D = \begin{bmatrix} 188.68 & 0 & 0 \\ 0 & 190 & 0 \\ 0 & 0 & 85.81 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} 56.45 & 0 & 0 \\ 0 & 57.7 & 0 \\ 0 & 0 & 50.88 \end{bmatrix} \quad (30)$$

همچنین سیستم مدیریت توان ماهواره به گونه ای طراحی شده است که توان ذخیره شده در چرخ های عکس العملی در مدت ۳۰۰ ثانیه اول مأموریت تقریباً به ۷۰ وات برسد و سپس مطابق پروفایل زیر این توان را در مدت ۲۰۰ ثانیه به ماهواره بازگرداند.



شکل ۴ - نمودار تعیین گشتاور کنترلی مناسب چرخ ها در حضور سیستم ضد اشباع

$$P_m = 40(1 - e^{500-t}) \quad (31)$$

در این راستا، گشتاورهای کنترلی چرخ ها را مطابق با فلوجارت نشان داده شده در شکل (۴) محاسبه کرده و به ماهواره اعمال می نمایم.

نتایج وضعیت ماهواره و سرعت های زاویه ای چرخ ها در شکل های (۵) و (۶) نمایش داده شده است. همچنین منحنی پروفایل شارژ و دشارژ توان ذخیره شده در چرخ های عکس العملی و پروفایل شارژ و دشارژ توان کل در چرخ های عکس العملی در شکل های (۷) و (۸) نشان داده شده است.

میزان ماکزیمم تعریف شده برای چرخ ها، میزان گشتاور اعمال شده در راستای پوچی وضعیت چرخ ها مورد ارزیابی مجدد قرار گیرد. در این حالت برای محاسبه اندازه فرمان در راستای پوچی وضعیت چرخ ها، لازم است تا حداکثر تغییرات مجاز برای اندازه این بردار (η)، محاسبه شود، به گونه ای که گشتاور اعمالی به چرخ ها در محدوده مجاز چرخ ها قرار گیرد. برای این منظور محدوده η برای حفظ گشتاور چرخ ها در محدوده مجاز به روش زیر محاسبه می شود:

$$M = \min_{i=1:4}(M_i) \quad (22)$$

$$M_i = \frac{T_{sat} - T_{Ci}}{NA_i} \quad (23)$$

$$L = \max_{i=1:4}(L_i) \quad (24)$$

$$L_i = \frac{-T_{sat} - T_{Ci}}{NA_i} \quad (25)$$

در این معادله، NA_i درایه i م فضای پوچی نرمال شده ماتریس وضعیت چرخ ها و T_{Ci} گشتاور اعمالی به هر چرخ و T_{sat} گشتاور اشباع چرخ هاست. در این معادله M و L به ترتیب ماکزیمم و می نیمم تغییرات مجاز برای η است. در این صورت منفی بودن M و یا مثبت بودن L نشانگر اشباع شدن یکی از چرخ ها و در نتیجه فعال شدن مود ضد اشباع می شود. در این حالت میزان η بر اساس محدوده مجاز برای حفظ گشتاور چرخ ها به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\eta = \min_{i=1:4}(M, L_i) \quad M < 0 \ \& \ L < 0 \quad (26)$$

$$\eta = \max_{i=1:4}(L, M_i) \quad M > 0 \ \& \ L > 0 \quad (27)$$

که در این صورت گشتاور اعمالی به چرخ ها به صورت زیر محاسبه می شود.

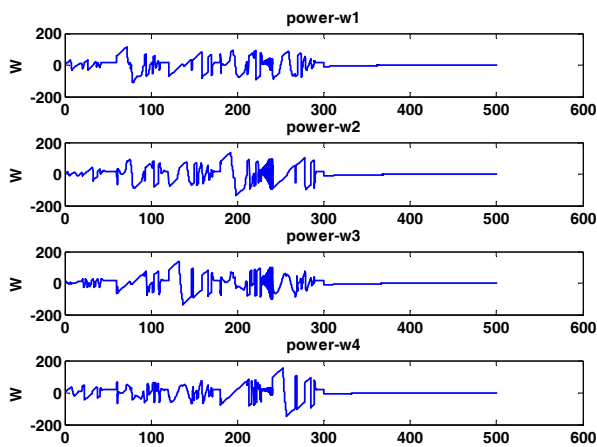
$$T_{out_s} = T_{out} + \eta \cdot NA \quad (28)$$

نمودار تعیین گشتاور کنترلی مناسب چرخ ها در سیستم کنترل وضعیت و سیستم مدیریت توان ماهواره در حضور سیستم ضد اشباع در شکل (۴) نشان داده شده است.

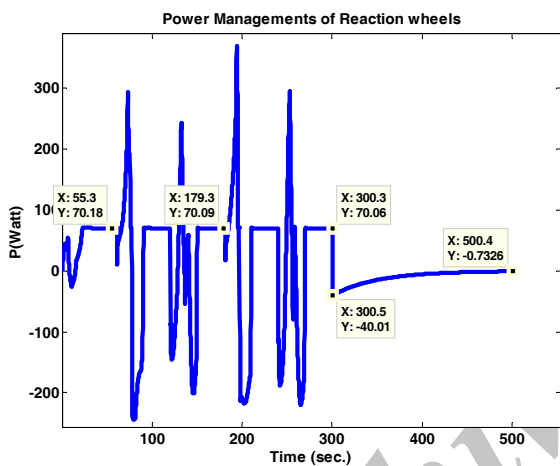
شیبه سازی

در این بخش به منظور بررسی عملکرد سیستم کنترل وضعیت و سیستم مدیریت توان طراحی شده در حضور سیستم ضد اشباع چرخ ها برای انجام مأموریت تصویربرداری استریو، مانورهای مطلوب ماهواره را مطابق جدول (۱)، در نظر می گیریم. در ماهواره مورد طراحی با در نظر گرفتن ماتریس ممان اینرسی ماهواره بصورت زیر:

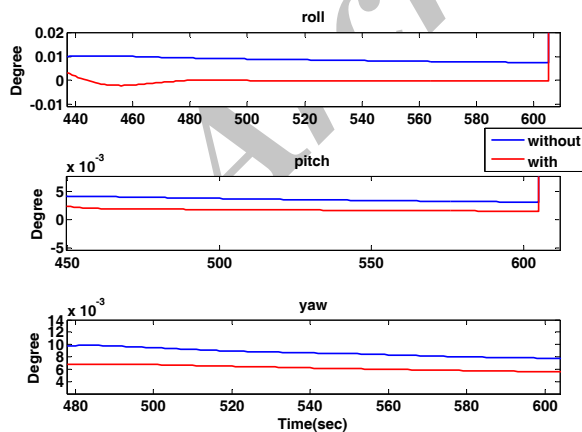
$$J = \begin{bmatrix} 389.99 & -3.28 & -11.57 \\ -3.28 & 391.83 & -7.42 \\ -11.57 & -7.42 & 176.58 \end{bmatrix} Kg m^2 \quad (29)$$



شکل ۷- پروفایل شارژ و دشارژ توان ذخیره شده در چرخ‌ها



شکل ۸- پروفایل شارژ و دشارژ توان ذخیره شده کل در چرخ‌ها



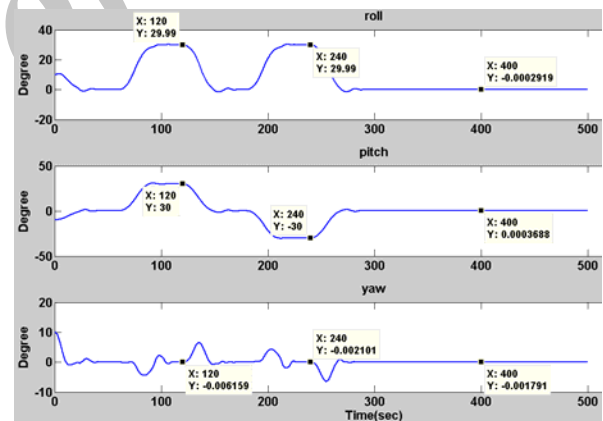
شکل ۹- خطای وضعیت ماهواره بدون حضور و با حضور سیستم ضد اشباع چرخ‌ها

نتیجه گیری

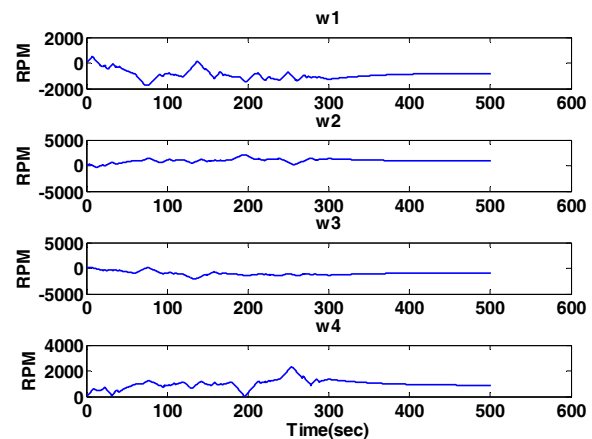
در این مقاله، طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره سنچس از دور با استفاده از ۴ چرخ عکس‌العملی با ساختار هرمی و به منظور

همانگونه که در شکل (۴) مشخص است، وضعیت ماهواره در انجام سناریوی تصویربرداری استریو با دقت مناسبی کنترل شده است. همچنین با توجه به شکل (۸) مشخص است که در مدت زمان ۳۰۰ ثانیه ابتدای سناریو، توان متوسط حدود ۷۰ وات به خوبی در چرخ‌ها ذخیره شده است و از زمان ۳۰۰ ثانیه به بعد توان ذخیره شده در چرخ‌ها مطابق پروفایل تعریف شده در حال بازگشت به سیستم است. بنابراین، سیستم کنترل وضعیت به منظور انجام سناریوی تصویربرداری استریو در حضور سیستم مدیریت توان چرخ‌ها به خوبی عمل می‌کند.

به منظور نمایش دقیق‌تر اثر سیستم ضد اشباع چرخ‌ها، خطای وضعیت ماهواره بدون حضور سیستم ضد اشباع و در حضور سیستم ضد اشباع به طور همزمان در شکل (۹) نمایش داده شده است. همانگونه که از این شکل پیداست، وضعیت ماهواره بدون حضور سیستم ضد اشباع و بر اثر اشباع چرخ‌ها کمی دچار اختلال شده است و دارای خطای بیشتری است. در حالی که مدیریت توان ذخیره شده در چرخ‌ها و کنترل وضعیت ماهواره در حضور سیستم ضد اشباع چرخ‌ها به خوبی و با دقت مناسبی انجام شده است.



شکل ۱۰- وضعیت ماهواره در سناریوی تصویربرداری استریو



شکل ۱۱- سرعت چرخ‌های عکس‌العملی

International Conference IAS2010, Tarbiat Modares University, Iran, 2010.

- [4] Tsiotras, P. and Shen, H., "Satellite Attitude Control and Power Tracking with Energy/Momentum Wheels," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 4, No. 1, January-February, 2001.
- [5] Roes, J. B., "An Electro-Mechanical Energy Storage System for Space Application," *Progress in Astronautics and Rocketry*, Vol. 3, Academic, New York, 1961, pp. 613-622.
- [6] Anderson, W. W., and Keckler, C. R., "An Integrated Power/Attitude Control System (IPACS) for Space Application," *Proceedings of the 5th IFAC Symposium on Automatic Control in Space*, Pergamon, New York, 1973, pp. 81- 82.
- [7] Cormack III, A., Three Axis Flywheel Energy and Control Systems, NASA TN-73-G&C-8, 1973.
- [8] Keckler, C. R., and Jacobs, K. L., "A Spacecraft Integrated Power/Attitude Control System," *Proceedings of the 9th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, American Society of Mechanical Engineers, New York, 1974, pp. 20-25.
- [9] Will, R. W., Keckler, C. R., and Jacobs, K. L., Description and Simulation of an Integrated Power and Attitude Control System Concept for Space-Vehicle Application, NASA TN D-7459, 1974.
- [10] Bang, H. and Tahka, M. J., Hyung-Don Ch., "Large Angle Attitude Control of Spacecraft with Actuator Saturation, Control Engineering Practice 11," *Elsevier*, Vol. 11, No. 9, 2003, pp. 989-997.
- [11] Marcel, Si., *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997.

انجام مأموریت تصویربرداری استریو طراحی شد. در این روش به منظور تأمین بخشی از توان مورد نیاز ماهواره توسط انرژی ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌العملی، یک قانون مدیریت توان برای شارژ و دشارژ انرژی چرخ‌ها مطابق با پروفایل از پیش تعیین شده طراحی و به قانون کنترل وضعیت افزوده شد، به گونه‌ای که کنترل وضعیت ماهواره و مدیریت توان ذخیره شده در چرخ‌های عکس‌العملی به‌طور همزمان انجام می‌پذیرد. در طراحی این سیستم، با طراحی مناسب یک سیستم ضد اشباع چرخ‌ها، اثر اشباع چرخ‌ها نیز به‌گونه‌ای منظور شده است که در صورت انجام مدیریت توان مطابق پروفایل از پیش تعیین شده، دقت کنترل وضعیت ماهواره تا حد امکان دچار اختلال نشود.

مراجع

- [1] Bolandi, H. , Fani Saberi, F. and Ghorbani Vaghei, B. , "Attitude Control of a Stereo – Imaging Satellite with Large Angle Maneuvers Using Reaction Wheels", *7th Aerospace International Conference, Sharif University of Technology*, Iran, 2008.
- [2] Bolandi, H. , Fani Saberi, F. , Vaghei, B. G., "Large-Angle Maneuver Attitude Control for a Stereo Imaging Satellite using Along-Track and Across-Track Maneuvers", *Journal of Space Science & Technology*, Vol. 1, No. 2, 2008, pp. 9-15, (In Persian).
- [3] Bolandi, H., Fani Saberi, "Design of Attitude Control System and Power Management of a Satellite using Four Pyramidal Reaction Wheels", *10th Aerospace*