

طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره برای تصویربرداری استریو، با تلفیق مانورهای طولی و عرضی

حسین بلندی^۱، فرهاد فانی صابری^۲، و بهمن قربانی واقعی^۳

۱، ۲ و ۳- دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی برق

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

Farhad_fanisaberi@ee.iust.ac.ir

در این مقاله، روش‌های اصلی تصویربرداری استریو توسط ماهواره‌های پیشرفته شامل روش طولی (Along-track) و روش عرضی (Across-track) بیان می‌شود و پس از بررسی مزایا و معایب آنها، یک روش نوین تصویربرداری استریو مطرح خواهد شد. روش پیشنهاد شده، تلفیقی از دو روش طولی و عرضی است. بنابراین با استفاده از این روش ماهواره در تصویربرداری استریو می‌تواند از مزایای هر دو روش پیشین بهره‌مند شود. همچنین در این مقاله سیستم کنترل وضعیت مناسب برای تصویربرداری استریو و با روش نوین تلفیق روش‌های طولی و عرضی مطرح شده است. در این روش تصویربرداری، مانورهای سریع و همزمان ماهواره حول محورهای رل و پیچ به‌عنوان راهکار اصلی مطرح می‌گردد. لذا، ترم‌های غیرخطی دینامیک چرخشی ماهواره در دقت کنترل و دقت پایداری بسیار مؤثر بوده و باید در طراحی قانون کنترل در نظر گرفته شوند. در این مقاله با به‌کارگیری چهار چرخ عکس‌العملی و با ساختار هرمی، یک قانون کنترل وضعیت غیرخطی مبتنی بر کنترل‌کننده‌های تناسبی- مشتقی و استوار بر کوآترینیون‌های خطا طراحی شده است و به منظور جلوگیری از اشباع چرخ‌ها بر اثر اغتشاشات محیطی، با استفاده از سه عملگر مغناطیسی، عمل باربرداری (unloading) از چرخ‌ها انجام می‌پذیرد. نتایج شبیه‌سازی بیانگر کارایی مناسب سیستم کنترل وضعیت طراحی شده در انجام سناریوی تصویربرداری استریو به روش تلفیقی است.

واژگان کلیدی: کنترل وضعیت، تصویربرداری استریو، چرخ‌های عکس‌العملی، اشباع، بارزدایی

فهرست علائم

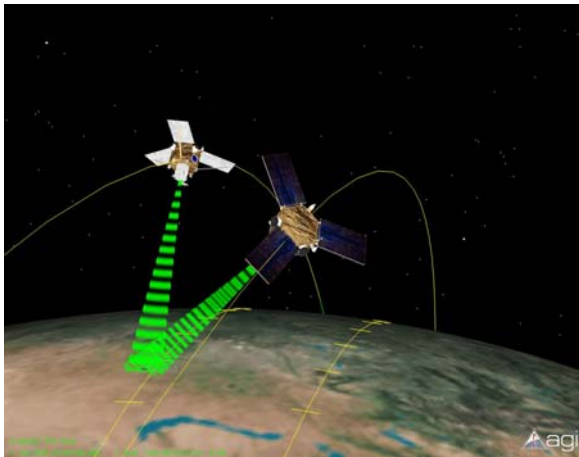
Z_B, Y_B, X_B : محورهای اصلی سیستم مختصات بدنه
 Z_O, Y_O, X_O : محورهای اصلی سیستم مختصات مداری
 ϕ : زاویه رول
 θ : زاویه پیچ
 ψ : زاویه یاو
 ω_o : سرعت زاویه‌ای ماهواره حول زمین
 ω : سرعت زاویه‌ای محورهای اصلی ماهواره
 Ω : بردار سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی

مقدمه

امروزه، کاربرد ماهواره‌ها با مأموریت تصویربرداری و با قابلیت جمع‌آوری اطلاعات سه بعدی، در زمینه‌های هواشناسی، کشاورزی،

B : بردار میدان مغناطیسی زمین
 C : ماتریس جهت قرارگیری چرخ‌ها
 H : اندازه حرکت زاویه‌ای کل سیستم
 h_w : ممانت زاویه‌ای حاصل از چرخ‌های عکس‌العملی
 I : ماتریس ممان اینرسی کل سیستم
 I_w : ماتریس ممان اینرسی چرخ‌ها
 J : ممان اینرسی ماهواره
 m : ممان مغناطیسی عملگرهای مغناطیسی
 q_i : مؤلفه‌های بردار کوآترینیون
 T : گشتاورهای خارجی وارد بر پیکره ماهواره
 u : گشتاور کنترلی چرخ‌های عکس‌العملی

برای تکرار عکسبرداری از نقطه‌ای خاص بر روی زمین و از زوایای مختلف، برای به‌دست‌آوردن تصاویر استریو نیز بطور چشمگیری کاهش یابد. در شکل (۲) تصویربرداری از یک منطقه ویژه و به منظور به‌دست آوردن تصاویر استریو و با ترکیب روش نوین تلفیقی طولی و عرضی نشان داده شده است.

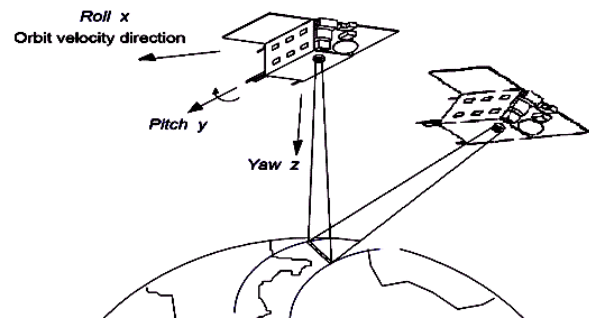


شکل ۲- تصویربرداری استریو با ترکیب روش‌های طولی و عرضی

به منظور انجام سناریوی تصویربرداری نشان داده شده در شکل (۲)، مهم‌ترین وظیفه زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، فراهم کردن قابلیت مانورها با زاویه بزرگ و سریع ماهواره به‌همراه دقت کنترل و پایداری بالاست. لیکن کنترل ماهواره در حضور مانورها با زاویه بزرگ مسئله‌ای مهم و دشوار است. برخی از این دشواری‌ها عبارتند از: مشخصات بسیار غیرخطی معادلات حاکم بر سیستم، نیاز به گشتاورهای بزرگ و محدودیت‌های مربوط به اشباع عملگرها. از طرفی در مانورهای بزرگ، دینامیک‌های غیرخطی موقعیت در مدل‌سازی سیستم وارد شده و استفاده از روش‌های خطی‌سازی و کنترل خطی امکان‌پذیر نخواهد بود. در مرجع [۲] مسئله کنترل وضعیت هر ماهواره با مأموریت تصویربرداری با روش کنترل پایداری سه محوره ممتنم صفر مطرح شده است. در این روش، کنترل‌کننده PID با به‌کارگیری خطای کواترنیون موقعیت، طراحی شده است. لیکن در این روش محدودیت اشباع عملگرها اعمال نشده است. در مرجع [۳]، کنترل وضعیت یک ماهواره با مانورهای سریع و با در نظر گرفتن محدودیت اشباع عملگرها مطرح می‌گردد. در مرجع [۴] یک روش کنترل برای ماهواره‌های با مانورهای بزرگ مطرح شده است. این روش کنترل بر اصول و ساختار کنترل‌کننده‌های پیش‌بین غیرخطی استوار است. در این روش، گشتاور مورد نیاز برای رسیدن به مسیر مطلوب پیش‌بینی خواهد شد. این مهم با حداقل‌سازی مربع نرم خطاهای بین مقادیر مطلوب و مقادیر پیش‌بینی‌شده انجام می‌شود. در این روش فرمول

زمین‌شناسی، تشخیص منابع زیرزمینی، ارزیابی آلودگی هوا، تشخیص سطوح برف و یخ و تهیه نقشه‌های جغرافیایی بسیار حائز اهمیت است. بنابراین تصویربرداری استریو بهترین روش جمع‌آوری تصاویر و اطلاعات سه‌بعدی در این ماهواره‌هاست [۱].

تصویربرداری استریو معمولاً با به‌کارگیری یکی از روش‌های طولی یا عرضی انجام می‌پذیرد. در روش طولی، جهت نشانه‌روی دوربین در امتداد مسیر حرکت ماهواره تغییر می‌کند. پس اخذ تصاویر متعدد از یک منطقه مشخص با چرخش ماهواره حول محور پیچ امکان‌پذیر خواهد بود. با استفاده از این روش گرفتن چندین تصویر از زوایای مختلف، با شرایط محیطی یکسان و به فاصله‌های زمانی کوتاه در طول یک مسیر حرکت ماهواره امکان‌پذیر است که این امر موجب بهبود وضوح تصاویر سه بعدی خواهد شد. لیکن زمان تکرار^{۱۳} در این روش، بسیار طولانی و در حدود چندین روز خواهد بود. این مسئله در برخی موارد و به دلیل تغییر شرایط محیطی، مانع از ایجاد تصویر سه بعدی با وضوح بالا خواهد شد (شکل ۱). در روش عرضی، جهت نشانه‌روی دوربین در راستای عمود بر مسیر حرکت ماهواره تغییر می‌کند. لذا تصویر دوم از منطقه مورد نظر باید از مسیرهای جانبی حرکت ماهواره گرفته شود. مثلاً تصویر اول در دور N ام و تصویر دوم در دور $(N+1)$ ام گرفته خواهد شد. برای این منظور ماهواره حول محور رول خود چرخش می‌نماید. با استفاده از این روش زمان مشاهده مجدد^{۱۴} منطقه مورد نظر بسیار کاهش می‌یابد. لیکن اخذ چندین تصویر از منطقه مشخص و با زوایای مختلف در یک مسیر حرکت ماهواره امکان‌پذیر نیست.



شکل ۱- تصویربرداری استریو با روش طولی (چرخش ماهواره حول محور پیچ)

در این مقاله، یک روش نوین تصویربرداری استریو مطرح می‌شود. در این روش، سیستم کنترل وضعیت ماهواره به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که با تلفیق روش‌های طولی و عرضی از مزیت‌های هر دو روش بطور همزمان بهره خواهیم برد. این ویژگی موجب می‌شود، پیروی تکرار ماهواره برای منطقه مورد نظر و زمان مورد نیاز

13. repeat cycle

14. revisit period

به اندازه زوایای θ, ϕ و ψ صورت می‌پذیرد تا بر سیستم مختصات بدنه منطبق شود. با فرض توالی دوران ابتدا حول محور X_B و سپس حول محور Y_B و نهایتاً حول محور Z_B بترتیب با زوایای θ, ϕ و ψ ، ماتریس دوران بصورت زیر بدست می‌آید [۷]:

$$T_{o2B} = T_{\psi} \cdot T_{\theta} \cdot T_{\phi} \quad (۱)$$

که در آن

$$T_{\psi} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

$$T_{\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix}$$

بر اساس توالی فوق، معادلات سینماتیکی ماهواره به صورت زیر بدست می‌آیند [۸]:

(۲)

$$\omega_x = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta - \omega_z \cos \theta \sin \psi$$

$$\omega_y = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi - \omega_z (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi)$$

$$\omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi - \omega_x (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi)$$

در رابطه فوق، $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ سرعت‌های زوایای ماهواره، ω_o سرعت مداری ماهواره بدور زمین و ϕ, ψ, θ زوایای اوپلر هستند.

چرخش سیستم‌های مختصات را می‌توان بر اساس یک بردار کواترنیون نیز توصیف کرد. ویژگی بارز کواترنیون‌ها آن است که یک قانون ضرب مناسب برای چرخش‌ها و همچنین شکلی ساده از سینماتیک وضعیت را فراهم می‌نماید. 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 بوجود می‌آید که برای بیان وضعیت آن داریم [۸]:

$$q_i = e_i \sin \frac{\alpha}{2}, q_4 = \cos \frac{\alpha}{2}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (۳)$$

سه مؤلفه اول در واقع بخش برداری و مؤلفه آخر کمیت اسکالر آن است. معادله دیفرانسیلی سینماتیک وضعیت ماهواره بر حسب پارامترهای کواترنیون با مشتق‌گیری از روابط (۳) به دست می‌آید [۹]:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \bar{\omega} \cdot q_4 - \frac{1}{2} \bar{\omega} \times \bar{q}, \quad \dot{q}_4 = -\frac{1}{2} \bar{\omega} \cdot \bar{q} \quad (۴)$$

بندی معادلات به گونه‌ای است که عمل ردیابی وضعیت و سرعت به صورت همزمان یا ردیابی وضعیت به تنهایی امکان‌پذیر باشد. در مرجع [۵] یک قانون کنترل تطبیقی مدل مرجع برای مانور زاویه بزرگ یک ماهواره صلب و با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی مطرح شده است. در به دست آوردن این قانون کنترل، نیازی به مشخص بودن پارامترهای دینامیکی سیستم نظیر ممان‌های اینرسی و مقادیر اغتشاشات محیطی نیست. این کنترل‌کننده شامل یک سیستم مکانیکی در مسیر فیدبک بوده و قانون کنترل، تابعی غیرخطی از خطای وضعیت، نرخ خطای وضعیت و حالت‌های سیستم است. لیکن در این روش پاسخ سیستم در رسیدن به وضعیت مطلوب بسیار کند بوده و این روش در عکسبرداری استریو به روش نوین تلفیقی مطرح شده کاربرد ندارد. در مرجع [۶]، نشان داده شده است که از روش کنترل مود لغزشی می‌توان به منظور مانور زاویه بزرگ ماهواره و در حداقل زمان استفاده کرد. لیکن در این مقاله، کنترل وضعیت تنها با استفاده از سه چرخ عکس‌العملی انجام شده است. بنابراین در صورت ایجاد هرگونه نقص در هر یک از چرخ‌ها، سیستم کنترل وضعیت دچار اختلال خواهد شد.

در این مقاله، پس از استخراج سناریوی تصویربرداری استریو به روش تلفیقی و بیان مانورهای مورد نیاز برای انجام این سناریو، نیازمندی‌های زیرسیستم کنترل وضعیت مطلوب ارائه می‌شود. سپس به بیان سینماتیک و دینامیک غیرخطی ماهواره پرداخته و دینامیک کلی ماهواره در حضور N چرخ عکس‌العملی ارائه خواهد شد. سپس با توجه به پارامترهای دینامیکی ماهواره و به کارگیری چهار چرخ عکس‌العملی و با ساختار هرمی، یک قانون کنترل وضعیت غیرخطی مبتنی بر کنترل‌کننده‌های تناسبی-مشتقی و استوار بر کواترنیون‌های خطا طراحی خواهد شد. در ادامه به منظور جلوگیری از اشباع چرخ‌ها در حضور اغتشاشات محیطی، با استفاده از سه عملگر مغناطیسی، عمل باربرداری از چرخ‌ها انجام می‌پذیرد. در انتها، سیستم کنترل وضعیت طراحی شده شبیه‌سازی شده و نتایج آن ارائه خواهد شد.

معادلات سینماتیکی ماهواره

سینماتیک هر ماهواره سه محوره با تعریف سیستم‌های مختصات مداری، بدنه و تعریف زوایای اوپلر، بدون در نظر گرفتن اثر گشتاورهای وارده، ارتباط بین سرعت زاویه‌ای و زوایای اوپلر را بیان می‌کند. سیستم مختصات مداری بر مرکز جرم ماهواره در هر نقطه از مدار ماهواره منطبق است و محور X_o آن در جهت مماس بر مسیر ماهواره و محور Y_o آن در جهت بردار عمود بر صفحه مداری و محور Z_o آن در جهت مرکز زمین و به سمت خارج آن است. با تعریف سیستم مختصات بدنه X_B, Y_B, Z_B بر پیکره ماهواره، دوران سیستم مختصات مداری حول محورهای X_o, Y_o, Z_o

دینامیک ماهواره

دینامیک ماهواره بیانگر تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره بر اثر گشتاورهای داخلی و خارجی است. با استفاده از معادلهٔ اویلر دینامیک ماهواره در حضور چرخ‌های عکس‌عملی به صورت زیر به دست می‌آید [۸، ۷]:

$$T_x = \dot{h}_x + \dot{h}_{wx} + (\omega_x h_z - \omega_z h_y) + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy}) \quad (5)$$

$$T_y = \dot{h}_y + \dot{h}_{wy} + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz})$$

$$T_z = \dot{h}_z + \dot{h}_{wz} + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})$$

در رابطهٔ فوق $T = [T_x \ T_y \ T_z]^T$ ، بیان‌کنندهٔ گشتاورهای خارجی وارد بر پیکرهٔ ماهواره نظیر گشتاور حاصل از تراسترها یا اغتشاشات محیطی و $h_w = [h_{wx} \ h_{wy} \ h_{wz}]^T$ بیان‌کنندهٔ ممتنم زاویه‌ای حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی است. هدف از کنترل ماهواره با چرخ‌های عکس‌عملی، یافتن ممتنم زاویه‌ای مناسب برای چرخ‌ها به گونه‌ای است که ماهواره جهت‌گیری صحیح و مطلوب را اتخاذ کند.

در عمل برای کنترل وضعیت ماهواره با دقت بالا و مانورهای هموار در هر سه محور از مجموعه چرخ‌های عکس‌عملی یکپارچه استفاده می‌شود. برای این منظور از سه یا چهار چرخ، استفاده می‌شود. محل و مکان قرارگیری چرخ‌ها در مجموعه یکپارچه نقش بسزایی دارند و وضعیت قرارگیری محور آنها را با یک ماتریس بیان می‌کنند. گشتاور حاصل از چرخ‌ها به صورت زیر محاسبه می‌شود [۷]:

$$\dot{h}_w = [\dot{h}_{wx} \ \dot{h}_{wy} \ \dot{h}_{wz}]^T = C \dot{h}_a \quad (6)$$

در رابطهٔ فوق ماتریس C بیانگر جهت قرارگیری چرخ‌ها و \dot{h}_a گشتاورهای حاصل از چرخش چرخ‌های عکس‌عملی است.

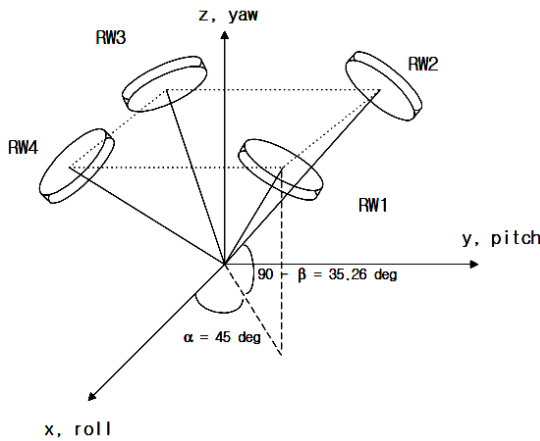
مدل‌سازی ماهواره با N چرخ عکس‌عملی

در این قسمت به مدل‌سازی ریاضی ماهواره‌ای با N چرخ عکس‌عملی پرداخته می‌شود. وضعیت و جهت محور چرخ‌ها دلخواه ولی ثابت با زمان فرض می‌شوند. حال فرض کنید، I ماتریس ممان اینرسی کل سیستم باشد و $I_w = \text{diag}\{I_{w_1}, I_{w_2}, \dots, I_{w_N}\}$ دلالت بر ماتریس ممان اینرسی چرخ‌ها داشته باشد. همان‌طور که قبلاً اشاره شد، برای بیان وضعیت چرخ‌ها در پیکرهٔ ماهواره از یک ماتریس وضعیت C استفاده می‌شود، که $C = \{c_1, c_2, \dots, c_N\}$ ماتریسی $3 \times N$ است و در ستون i ام آن وضعیت بردار محور چرخ i ام قرار دارد. از آنجاکه لزوماً برای قرارگیری چرخ‌ها بر پایهٔ محورهای اساسی پیکرهٔ ماهواره بنا نشده است، دلیلی بر قطری بودن I نیز وجود ندارد. در این مقاله، سیستم کنترل وضعیت مورد

طراحی از چهار چرخ عکس‌عملی و با ساختار نشان داده شده در شکل (۳) تشکیل یافته است.

برای ادامهٔ کار یک ماتریس J که تعریفی مطابق زیر دارد، تعریف می‌شود [۹]:

$$J = I - CI_w C^T \quad (7)$$



شکل ۳- ساختار چرخ‌های عکس‌عملی

ماتریس J را ماتریس شبه اینرسی می‌نامند و مفهوم فیزیکی آن این است که ماتریس J شبیه ماتریس ممان اینرسی سیستم معادلی رفتار می‌کند که روتورهای با ممان اینرسی صفر دارد. از طرفی بردار اندازهٔ حرکت زاویه‌ای کل سیستم به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$H = I\omega + CI_w \Omega \quad (8)$$

در رابطهٔ فوق، بردار $\Omega_{4 \times 1}$ بیانگر سرعت چرخ‌های عکس‌عملی است. بردار $1 \times N$ اندازهٔ حرکت زاویه‌ای چرخ‌ها، h_a ، نیز تعریفی این چنین دارد:

$$h_a = I_w C^T \omega + I_w \Omega \quad (9)$$

با توجه به تعریف h_a ، بردار اندازهٔ حرکت زاویه‌ای کل سیستم را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$H = J\omega + Ch_a \quad (10)$$

حال با توجه به رابطه (۱۰) می‌توان سرعت زاویه‌ای سیستم را به صورت زیر نوشت:

$$\omega = J^{-1}(H - Ch_a) \quad (11)$$

در نهایت با استفاده از معادلهٔ اویلر، معادلات دینامیکی حاکم بر این سیستم، به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{H} = T - \tilde{H}\omega \quad (12)$$

در رابطهٔ فوق از تعریف زیر استفاده شده است:

جدول ۱. مانورهای مطلوب ماهواره برای تصویربرداری استریو به روش تلفیقی

مانور	توضیح	{Roll,Pitch,Yaw} Degree به	از
مانور اولیه	مانور از شرایط اولیه به سمت نذیر در ۴۵ ثانیه	{5,-5,5}	{0,0,0} Time: [0 45]sec
مانور ۱	مانور از نذیر به نقطه ۱ در مدت ۴۵ ثانیه	{30,30,0}	{0,0,0} Time: [45 90]sec
مانور ۲	مانور از نقطه ۱ به نقطه ۲ در مدت ۴۵ ثانیه	{0,0,0}	{30,30,0} Time: [90 135]sec
مانور ۳	مانور از نقطه ۲ به نقطه ۳ در مدت ۴۵ ثانیه	{30,-30,0}	{0,0,0} Time: [135 180]sec
مانور ۴	مانور از نقطه ۳ به سمت نذیر در مدت ۴۵ ثانیه	{30,-30,0}	{0,0,0} Time: [180 300]sec

طراحی کنترل کننده وضعیت

در این بخش به منظور طراحی قانون کنترل مناسب، از کواترینون‌های خطا میان کواترینون‌های مطلوب و واقعی استفاده می‌شود که به صورت زیر تعریف می‌شوند [۹]:

$$\begin{bmatrix} q_{e1} \\ q_{e2} \\ q_{e3} \\ q_{e4} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_{c1} & q_{c2} & q_{c3} & q_{c4} \\ -q_{c2} & q_{c1} & q_{c4} & -q_{c3} \\ -q_{c3} & -q_{c4} & q_{c1} & q_{c2} \\ -q_{c4} & q_{c3} & -q_{c2} & q_{c1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (15)$$

در رابطه فوق $[q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3} \ q_{e4}]^T$ بیانگر کواترینون‌های خطا و $[q_{c1} \ q_{c2} \ q_{c3} \ q_{c4}]^T$ بیانگر کواترینون‌های مطلوب هستند. با استفاده از رابطه (۱۳)، قانون کنترل کننده وضعیت مناسب به صورت زیر محاسبه خواهد شد [۹]:

$$u = -\omega \times H + D\omega + K_p q_e \quad (16)$$

در رابطه فوق $q_e = [q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}]$ بردار کواترینون خطاست. همچنین ماتریس‌های D و K_p ، ماتریس‌های مثبت معین و قطری بوده که پایداری کنترل کننده PD را تضمین می‌کنند و آنها را می‌توان به صورت زیر انتخاب کرد [۹]:

$$K_p = 2kJ, \quad D = dJ \quad (17)$$

در رابطه فوق J ماتریس اینرسی ماهواره و پارامترهای d و k عبارتند از:

$$k = \omega_n^2, \quad d = 2\xi\omega_n \quad (18)$$

که در آن ξ نسبت میرایی و ω_n فرکانس طبیعی پاسخ مطلوب سیستم است. پس از محاسبه قانون کنترل مناسب، با استفاده از رابطه (۹) سرعت چرخش هر یک از چرخ‌ها از رابطه زیر به دست می‌آیند:

$$\Omega = I_w^{-1}(h_a - I_w C^T \omega) \quad (19)$$

$$H = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} \Rightarrow \tilde{H} = \begin{bmatrix} 0 & -h_z & h_y \\ h_z & 0 & -h_x \\ -h_y & h_x & 0 \end{bmatrix}$$

با ترکیب روابط (۱۲) و (۱۰) خواهیم داشت:

$$J\dot{\omega} = T - \tilde{H}\omega - u \quad (13)$$

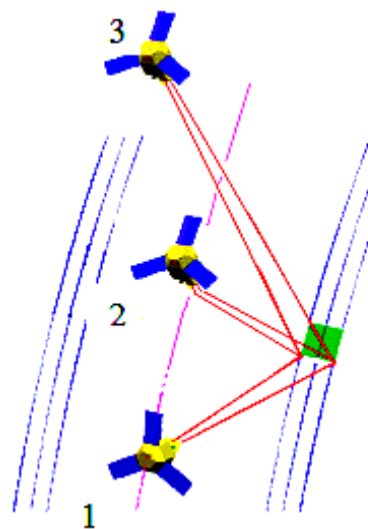
در رابطه فوق، u گشتاوری کنترلی بوده که با چرخ‌های عکس‌العملی به ماهواره اعمال می‌گردد و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$u = C\dot{h}_a \quad (14)$$

از آنجاکه در این ماهواره تراستر وجود ندارد، عبارت T تنها شامل اغتشاشات محیطی است.

سناریوی تصویربرداری استریو

در این بخش به منظور استخراج نیازمندی‌ها و طراحی یک زیرسیستم کنترل وضعیت مناسب، به بررسی سناریوی تصویربرداری استریو از منطقه‌ای مشخص و با استفاده از روش تلفیقی می‌پردازیم. برای این منظور، مطابق شکل (۴) و همزمان با تغییر موقعیت ماهواره، لازم است که ماهواره حول محور رل و پیچ به صورت همزمان مانورهایی داشته باشد تا در نقاط ۱، ۲ و ۳ از منطقه مورد نظر تصویربرداری کند. این مانورها، بسیار سریع بوده و در حدود ۳۰ درجه در مدت زمان ۴۵ ثانیه هستند. بنابراین با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی، وضعیت ماهواره به صورت بسیار سریع کنترل می‌شود و دقت کنترل و پایداری کافی برای عکسبرداری در حین چرخش را فراهم می‌آورد. سناریوی تصویربرداری مطلوب در این مأموریت با مانورهای سریع در جدول (۱) بیان شده است.



شکل ۴- سناریوی تصویربرداری استریو به روش تلفیقی طولی و عرضی

باربرداری از چرخ‌های عکس‌العملی

یکی از مشکلات چرخ‌های عکس‌العملی اشباع آنها در حضور گشتاورهای اغتشاشی است. همچنین پس از انجام مانورهای سریع ماهواره، ممتنم زاویه‌ای چرخ‌ها افزوده شده که موجب می‌شود پس از مدت کوتاهی بر اثر گشتاورهای اغتشاشی چرخ‌ها اشباع شوند. در این صورت، چرخ‌ها دیگر قادر به تولید گشتاور کنترلی نبوده و تنها با حداکثر سرعت مجاز خود می‌چرخند. لذا دستیابی به دقت کنترلی مطلوب و انجام مانورهای سریع امکان‌پذیر نخواهد بود. در صورت اشباع مکرر چرخ‌ها، عمر آنها به شدت کاهش یافته و سریعاً فرسوده خواهند شد و این مسئله موجب کوتاه شدن عمر ماهواره می‌شود. در این حالت انجام مأموریت ماهواره امکان‌پذیر نیست و تنها راه حصول نیازمندی‌های کنترلی بارزدایی از چرخ‌هاست. وضعیت اشباع چرخ‌ها با اندازه‌گیری سرعت چرخ‌ها توسط تاکومتر و محاسبه گشتاور چرخ‌ها قابل تشخیص است. همچنین با توجه به ظرفیت چرخ‌ها، مانورهای از پیش تعیین شده برای ماهواره و گشتاورهای اغتشاشی محیطی، تقریباً می‌توان زمان اشباع چرخ‌ها را محاسبه کرد که این زمان با توجه به مانورهای ماهواره و نوع مأموریت آن معمولاً از چند دقیقه تا ۳۴ ساعت است. پس از این مدت و پیش از اشباع کامل چرخ‌ها، مود بارزدایی ماهواره اجرا خواهد شد. در این مود به منظور بارزدایی از چرخ‌ها نیاز به گشتاورهای خارجی است که معمولاً استفاده از عملگرهای مغناطیسی بدلیل مصرف کم توان بسیار رایج هستند. ممان مغناطیسی مورد نیاز عملگرهای مغناطیسی به صورت زیر محاسبه می‌شوند [۷]:

$$m = k(h_w \times B) \quad (20)$$

در رابطه فوق، B بردار میدان مغناطیسی زمین در دستگاه بدنه و k ضریب ثابت است. بنابراین گشتاور مورد نیاز برای باربرداری چرخ‌ها به صورت زیر به دست می‌آید [۷]:

$$T_{unloading} = m \times B \quad (21)$$

با اعمال این گشتاور خارجی به ماهواره، چرخ‌ها پس از مدت قابل محاسبه، بارزدایی شده و سرعت چرخش آنها به نزدیک صفر خواهد رسید. لیکن در این مود به دلیل اعمال گشتاور خارجی مغناطیسی از دقت کنترل وضعیت ماهواره کاسته خواهد شد.

شبیه‌سازی

در این بخش به منظور بررسی عملکرد کنترل‌کننده طراحی شده، مأموریت ماهواره در مود عکس‌برداری مطابق شکل (۴) تعریف می‌شود. به منظور در نظر گرفتن اثرات تصویربرداری استریو، مانور ماهواره حول محور رل و پیچ به‌طور همزمان و مطابق جدول (۱) در نظر گرفته شده است. ماتریس ممان اینرسی ماهواره، چرخ‌ها، ماتریس برای نصب چرخ‌ها و

پارامترهای کنترل‌کننده به صورت زیر هستند:

$$J = \begin{bmatrix} 5.5384 & -0.0276 & -0.0242 \\ -0.0276 & 5.6001 & -0.0244 \\ -0.0242 & -0.0244 & 4.2382 \end{bmatrix} \quad (22)$$

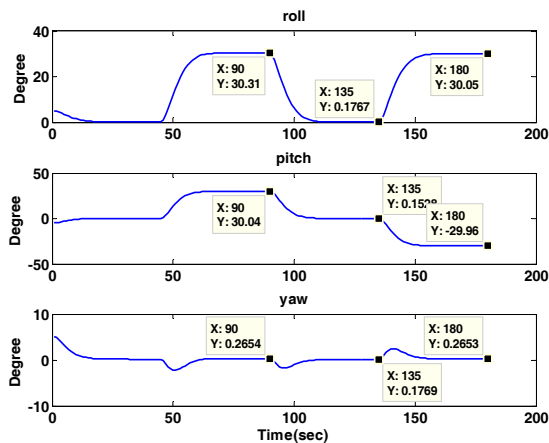
$$C = \begin{bmatrix} 0.64 & -0.64 & -0.64 & 0.64 \\ 0.64 & 0.64 & -0.64 & -0.64 \\ 0.42 & 0.42 & 0.42 & 0.42 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$I_w = \text{diag}(0.008, 0.008, 0.008, 0.008) \quad (24)$$

$$D = \text{diag}(2.1224, 2.3224, 2.1224)$$

$$K_p = \text{diag}(0.64, 0.74, 0.54787), K = 500$$

در این شبیه‌سازی گشتاور اغتشاشی گرادیان جاذبه‌ای به‌علاوه یک گشتاور ثابت به اندازه $10^{-4} Nm$ بر روی هر یک از محورها اعمال شده است. همچنین فرض می‌نماییم ظرفیت چرخ انتخاب شده $INms$ و حداکثر سرعت آن $1200 RPM$ باشد. لذا پس از انجام مانورهای تعریف شده در جدول (۱) و در حضور گشتاورهای اغتشاشی فوق، چرخ اول پس از گذشت $16/66$ دقیقه (۱۰۰۰ ثانیه) اشباع خواهد شد. لذا به منظور جلوگیری از اشباع چرخ‌ها از زمان ۱۰۰۰ ثانیه به بعد عملگرهای مغناطیسی برای باربرداری چرخ‌ها فعال می‌شوند و مود بارزدایی انجام خواهد شد. شکل (۵) نشان می‌دهد با اعمال قانون کنترل طراحی شده و در نظر گرفتن ترم‌های غیرخطی ماهواره بر اثر مانورهای سریع، دقت کنترل بهتر از $0/3$ درجه قابل حصول است. همچنین شکل (۶) نیز بیانگر دقت پایداری محورهای ماهواره است. با توجه به این شکل مشخص است که قانون کنترل طراحی شده قابلیت فراهم کردن دقت پایداری بهتر از 3×10^{-4} رادیان بر ثانیه را دارد. گشتاور چرخ‌های عکس‌العملی برای انجام سناریوی تصویربرداری استریو به روش نوین در شکل (۷) نشان داده شده است. شکل (۸) نیز بیانگر سرعت چرخ‌ها و شکل (۹) بیانگر ممتنم زاویه‌ای هر یک از چرخ‌های عکس‌العملی است. در شکل‌های (۸) و (۹) اثر اشباع چرخ‌ها و اثر باربرداری از چرخ‌ها از زمان ۱۰۰۰ ثانیه به‌وضوح مشاهده می‌شود.



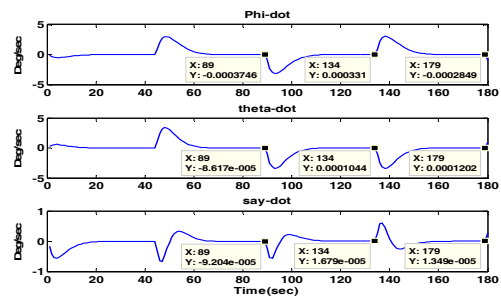
شکل ۵- زوایای رل، پیچ، یاو در مود عکس‌برداری استریو

نتیجه گیری

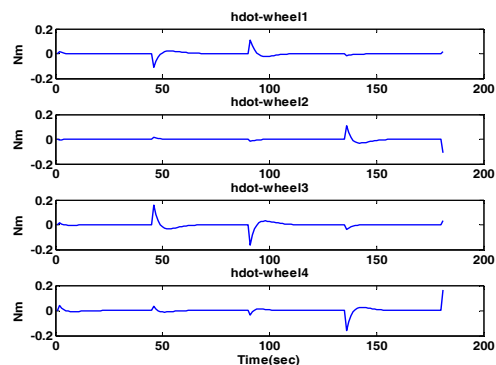
در این مقاله، هر سیستم کنترل وضعیت به گونه‌ای طراحی شده است که با تلفیق روش‌های طولی و عرضی مزیت‌های هر دو روش به طور همزمان استفاده شود. در این زمینه پس از استخراج سناریوی تصویربرداری استریو به روش تلفیقی و بیان مانورهای مورد نیاز، نیازمندی‌های زیرسیستم کنترل وضعیت مطلوب ارائه گردید. سپس سینماتیک و دینامیک غیرخطی ماهواره در حضور N چرخ عکس‌العملی استخراج شد. با به کارگیری چهار چرخ عکس‌العملی و با ساختار هرمی، قانون کنترل وضعیت غیرخطی مبتنی بر کنترل کننده‌های تناسبی- مشتقی و استوار بر کوآترینیون‌های خطا طراحی شده و به منظور جلوگیری از اشباع چرخ‌ها بر اثر اغتشاشات محیطی، با استفاده از سه عملگر مغناطیسی، عمل باربرداری از چرخ‌ها انجام پذیرفت. نتایج شبیه‌سازی بیانگر کارایی مناسب سیستم کنترل وضعیت طراحی شده در فراهم کردن قابلیت مانورپذیری سریع ماهواره به همراه دقت کنترل و دقت پایداری مناسب است.

مراجع

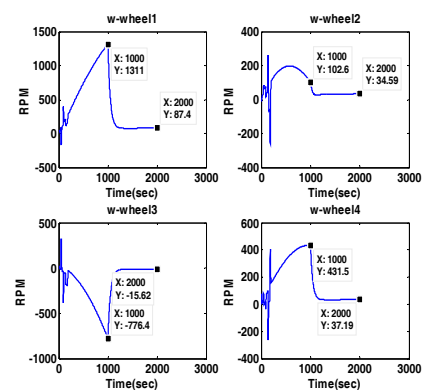
- [1] Florin Savopol and Costas Armenakis, "Modelling of the IRS-1C Satellite Pan Stereo-Imagery Using the DLT Approach" ISPRS Commission IV Symposium on GIS, Vol. 32 No.4, Center for Topographic Information (CTI) Geomatics Canada.
- [2] Qiyu Wang, Jianping Yuan and Zhanxia Zhu, "The Application of Error Quaternion and PID Control Method in Earth Observation Satellite's Attitude Control System", IEEE, 2005.
- [3] Hyochoong Bang, Min-Jea Tahka and Hyung-Don Cho. "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation, Control Engineering Practice 11, pp. 989-997, elsevier 2003.
- [4] John L. Crassidis, F. Landis Markley, Tobin C. Anthony and Stephen F. Andrews, Nonlinear Predictive Control of Spacecraft, 1997.
- [5] Sahjendra N. Singh. "Model Reference Adaptive Attitude Control of Spacecraft Using Reaction Wheels", Proceedings of 25th Conference on Decision and Control, Greece, 1986.
- [6] Y. W. Jan, J. C. Chiou, Minimum-time spacecraft maneuver using sliding-mode control, Acta Astronautica 54 (2003) 69 - 75, @elsevier 2003.
- [7] Sidi Marcel, Spacecraft Dynamics and Control, Cambridge University Press, 1997.
- [8] R. J. Spacecraft Attitude Determination And Control, Kluwer Academic Publishers, 1978.
- [9] Hyochoong Bang, Min-Jea Tahka and Hyung-Don Cho, "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation", Control Engineering Practice 11 (2003) 989-997, Elsevier, 2003.



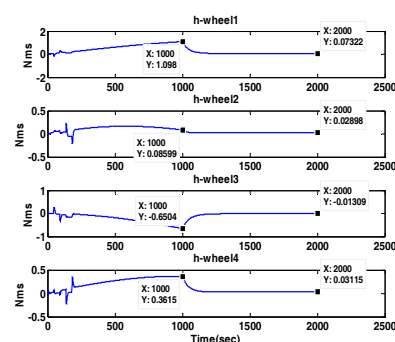
شکل ۶- دقت پایداری ماهواره



شکل ۷- گشتاور چرخ‌های عکس‌العملی



شکل ۸- سرعت چرخ‌های عکس‌العملی



شکل ۹- ممتمم زاویه‌ای چرخ‌ها