

# طراحی و پیاده‌سازی کنترل پسگام - مد لغزشی وضعیت ماهواره در بستر تست پردازشگر در حلقه

فرهاد فانی صابری<sup>۱\*</sup>، منصور کبگانیان<sup>۲</sup> و علیرضا فضل‌یاب<sup>۳</sup> و عباس آجرکار<sup>۴</sup>

۱- پژوهشکده علوم و فناوری فضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۲، ۳ و ۴- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

\* تهران، صندوق پستی ۴۴۱۳-۱۵۸۷۵

f.sabery@aut.ac.ir

در این مقاله، یک الگوریتم کنترل وضعیت مقاوم، مبتنی بر روش کنترل پسگام- مد لغزشی برای یک ماهواره با استفاده از چهار چرخ عکس‌عملی با ساختار هرمی طراحی شده است. پایداری مجانبی الگوریتم ارائه شده با کمک تئوری لیاپانوف در حضور دینامیک چرخ عکس‌عملی اثبات شده است. سپس یک بستر تست پردازشگر در حلقه کم هزینه و بلادرنگ به منظور ارزیابی عملکرد کنترل وضعیت طراحی شده، ساخته شده است. این بستر توانایی ارزیابی بلادرنگ کنترل وضعیت پسگام- مد لغزشی را دارد. در این بستر، مدل‌سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی وارد بر آن و مدل دقیق چرخ‌های عکس‌عملی در کامپیوتر شبیه‌ساز انجام شده و الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده برای تحقق مأموریت ماهواره، به‌صورت زمان حقیقی بر روی الکترونیک وضعیت پیاده‌سازی و عملکرد آن مورد بررسی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: چرخ عکس‌عملی، کنترل پسگام، کنترل وضعیت ماهواره، مد لغزشی، مدل‌سازی بلادرنگ، پردازشگر در حلقه

		علائم و اختصارات	
$K_m$	ثابت گشتاور موتور	$\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$	سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره
$L_a$	سلف آرماتور	$C$	ماتریس پیکربندی چرخ‌های عکس‌عملی
$R_a$	مقاومت آرماتور	$d$	اغتشاشات عملگر
$s$	سطح لغزش کنترلر مد لغزشی	$I$	ماتریس ممان اینرسی ماهواره
$T$	ماتریس تأخیر عملگر	$I_a$	جریان آرماتور
$T_{EXT}$	اغتشاشات خارجی	$I_W = \text{diag}\{I_{W1} \ I_{W2} \ I_{W3} \ I_{W4}\}$	ممان اینرسی چرخ‌های عکس‌عملی
$u$	گشتاور کنترلی	$J$	ماتریس ممان اینرسی سیستم
$v$	ولتاژ آرماتور	$K_b$	ثابت ولتاژ برگشتی EMF
$\beta$ و $\alpha$	زوایای نصب چرخ‌های عکس‌عملی		
$\Omega$	سرعت زاویه‌ای آرماتور		
$\psi_d, \theta_d, \phi_d$	زوایای اویلر مطلوب		
$\underline{\sigma}$	پارامترهای رودریگرز تعمیم‌یافته		
$\underline{\sigma}_d$	پارامترهای رودریگرز تعمیم‌یافته مطلوب		

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. استاد

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد

۴. دانشجوی کارشناسی ارشد

## مقدمه

هر فضاپیما به منظور تحقق مأموریت خود به زیرسیستم‌های متعددی نیاز دارد. یکی از مهم‌ترین این زیرسیستم‌ها، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) است. وظیفه اصلی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت فضاپیما سنجش و تعیین وضعیت، مانور وضعیت و حفظ سیستم در جهت مطلوب با دقت مناسب است. این زیرسیستم از قسمت‌های مختلفی همچون عملگر، حسگر، الگوریتم کنترل و برد الکترونیک وضعیت تشکیل شده است. الگوریتم کنترل وضعیت که وظیفه محاسبه گشتاورهای تولیدی عملگرها را بر عهده دارد بخش مهمی از زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به حساب می‌آید. مانور وضعیت ماهواره یک مسئله پیچیده شامل دینامیک‌های غیرخطی سیستم به دلیل مانورهای با زوایای بزرگ، عدم قطعیت‌ها و گشتاورهای ناشناخته محیطی در کنار قوانین کنترلی خطی یا غیرخطی است.

در میان تحقیقات صورت گرفته در این زمینه، روش‌های کنترلی متفاوتی وجود دارد که می‌توانند مشکلات کنترلی از قبیل دینامیک پیچیده سیستم را حل کنند مانند کنترل PID، کنترل بهینه [۱]، کنترل تطبیقی [۲، ۳، ۴، ۵]، کنترل مد لغزشی [۶] و کنترل مقاوم مانند کنترل ساختار متغیر که هم بر اساس خطای زوایای اوپلر و هم بر اساس خطای کوآترینیون‌ها طراحی شده‌اند.

الگوریتم‌های کنترلی در [۷، ۸، ۹]، مبتنی بر کنترل ساختار متغیر هستند. مقاوم بودن یکی از ویژگی‌های بارز سیستم‌های کنترل ساختار متغیر است [۱۰]. کنترل ساختار متغیر هر فضاپیما برای دوران‌های بزرگ در [۱۱، ۱۲] مورد مطالعه قرار گرفته است. در [۱۳، ۱۴]، کنترل مد لغزشی برای تعقیب فرامین ورودی هر فضاپیما مبتنی بر زوایای اوپلر ارائه شده است. در [۱۱]، الگوریتم کنترل مد لغزشی مبتنی بر کنترل ساختار متغیر با استفاده از کوآترینیون‌ها طراحی شده است. در [۱۵]، تکنیک کنترل مد لغزشی برای نشانه‌روی و پایداری یک فضاپیما براساس پارامترهای رودریگز طراحی شده است. علاوه بر این در [۱۶، ۱۷]، کنترلر مد لغزشی مبتنی بر پارامترهای رودریگز تعمیم یافته ارائه شده است که می‌تواند مانورهای با زوایای بزرگ را نیز انجام دهد. اما در این تکنیک‌ها، اثر دینامیک عملگرها و اغتشاشات خارجی مورد بررسی قرار نگرفته است؛ و به علت هزینه و ریسک بالای سیستم‌های پیچیده مانند ماهواره‌ها، تست‌های کاربردی قبل از پرتاب بسیار حائز اهمیت است. یک راه حل برای تست‌های کاربردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره، استفاده از روش پردازشگر در حلقه است که روشی ارزان و کاربردی است [۱۸].

در این مقاله، یک کنترلر وضعیت پسگام- مد لغزشی مبتنی بر کنترل ساختار متغیر برای یک ماهواره با استفاده از چهار چرخ عکس‌عملی با ساختار هرمی طراحی شده است. سپس پایداری مجانبی الگوریتم ارائه شده در حضور دینامیک چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از تئوری لیاپانوف اثبات شده است. در ادامه یک بستر پردازشگر در حلقه، برای ارزیابی عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت ارائه شده به صورت شرایط بلادرنگ طراحی و ساخته شده است. بستر ساخته شده توانایی ارزیابی بلادرنگ الگوریتم کنترل وضعیت پسگام- مد لغزشی را دارد. در این بستر، مدل‌سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی، چرخ‌های عکس‌عملی و ژيروسکوپ‌ها در کامپیوتر شبیه‌ساز صورت می‌گیرد و عملکرد الگوریتم کنترل پسگام مد لغزشی با پیاده‌سازی بر روی برد الکترونیکی بستر پردازشگر در حلقه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

## دینامیک و سینماتیک ماهواره

برای مدل‌سازی ریاضی، ماهواره به صورت جسم صلب در نظر گرفته شده است. معادله کلی حرکت دورانی جسم صلب در فضا (معادله اوپلر) در صورت وجود وسایل تبادل اندازه حرکت (مانند چرخ عکس‌عملی)، به صورت زیر است [۱۹].

$$\dot{\omega} = J^{-1}[J\omega \times] \omega + J^{-1}u \quad (1)$$

$$[J\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -(J\omega)_3 & (J\omega)_2 \\ (J\omega)_3 & 0 & -(J\omega)_1 \\ -(J\omega)_2 & (J\omega)_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

در معادله (۱)،  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$  سرعت زاویه‌ای فضاپیما بیان شده در دستگاه مختصات بدنی و  $u$  گشتاور کنترلی است. همچنین،  $J = I - CIWC^T$  که در آن  $I$ ، تانسور ممان اینرسی ماهواره و  $I_W = \text{diag}\{I_{W1} \ I_{W2} \ I_{W3} \ I_{W4}\}$  ممان‌های اینرسی چهار چرخ عکس‌عملی است که در ساختاری هرمی شکل حول محور یاو ماهواره، مطابق شکل (۱) قرار گرفته‌اند. ماتریس جهت‌گیری چهار چرخ عکس‌عملی به صورت یک ماتریس  $3 \times 4$  است (ماتریس  $C$ ) که به صورت زیر بیان می‌شود که ستون‌های ماتریس بردارهای محور چرخ‌ها هستند.

$$C = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

در معادله (۷)،  $I_a, \Omega, K_b, L_a, R_a, \nu$  به ترتیب مقاومت آرماتور، سلف آرماتور،  $K_b$  ثابت ولتاژ برگشتی EMF، سرعت زاویه‌ای موتور، جریان آرماتور و ولتاژ اعمالی آرماتور هستند. از سوی دیگر، گشتاور  $u$  که توسط موتور تولید می‌شود با جریان آرماتور نسبت مستقیم دارد.

$$u = K_m I_a \quad (۸)$$

در معادله (۸)  $K_m$  ثابت گشتاور موتور است. با جایگذاری معادله (۸) در معادله (۷)، رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\frac{L_a}{K_m} \dot{u} + \frac{R_a}{K_m} u + K_b \Omega = \nu \quad (۹)$$

حال یک رابطه عمومی خطی برای مدل چرخ عکس‌العملی توسط معادله (۱۰) تعریف می‌کنیم که در آن  $\underline{u} \in \mathcal{R}^M$  بردار کنترل ورودی واقعی،  $T = T^T > 0$  ماتریس قطری با ثابت زمانی مثبت،  $d$  اغتشاشات ورودی و محدود و  $A$  یک مقدار ثابت مثبت هستند.

$$T \dot{\underline{u}} + A \underline{u} + d = \underline{\nu} \quad (۱۰)$$

اغتشاشاتی که توسط چرخ عکس‌العملی تولید می‌شوند و بر دقت کنترل وضعیت و پایداری ماهواره بسیار مؤثر هستند عبارتند از: نامیزانی دینامیک ( $U_d$ )، نامیزانی استاتیکی ( $U_s$ )، اغتشاشات یاتاقان‌ها ( $t_{rb}$ )، گشتاور ریبیل موتور ( $t_r$ ) و گشتاورهای ناشی از اصطکاک خشک و ویسکوز ( $T_f + T_v$ ). این اغتشاشات مستقیماً به ماهواره به عنوان اغتشاشات خارجی وارد می‌شوند ( $T_{EXT}$ ) و بر دقت کنترل وضعیت و پایداری ماهواره اثر می‌گذارند، بنابراین معادله دینامیک ماهواره در حضور مدل چرخ عکس‌العملی به صورت رابطه (۱۱) در می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{\omega} = J^{-1}([J\omega \times] \omega) + J^{-1} \underline{u} + J^{-1} T_{EXT} \\ T \dot{\underline{u}} + A \underline{u} + d = \underline{\nu} \end{cases} \quad (۱۱)$$

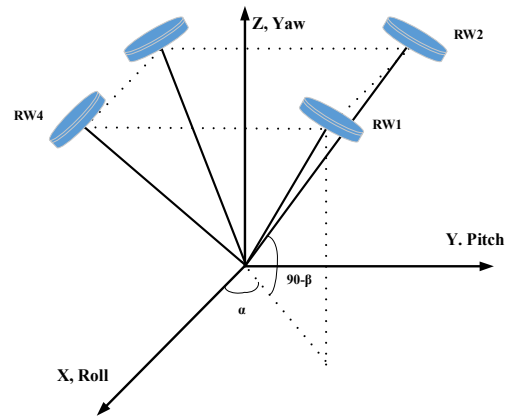
در بخش بعدی این دینامیک برای طراحی یک کنترلر مقاوم پسگام- مد لغزشی در نظر گرفته می‌شود و پایداری سیستم اثبات می‌شود.

### طراحی کنترلر پسگام- مد لغزشی

در این بخش، کنترلر پسگام- مد لغزشی با استفاده از پارامترهای رودریگز تعمیم یافته و در حضور مدل دینامیک چرخ‌های عکس‌العملی طراحی می‌شود.

لم ۱. سیستم  $\begin{cases} \dot{\eta} = f(\eta) + g(\eta) \underline{\xi} \\ \dot{\underline{\xi}} = \underline{u} \end{cases}$  را در نظر بگیرید. اگر  $\phi(\eta)$

کنترل فیدبک حالت برای  $\dot{\eta} = f(\eta) + g(\eta) \underline{\xi}$  با در نظر گرفتن شرط



شکل ۱- نحوه قرارگیری چهار چرخ عکس‌العملی با ساختاری هرمی

در معادله (۳)،  $\alpha$  و  $\beta$  به ترتیب برابر با  $45^\circ$  و  $54.74^\circ$  در نظر گرفته شده‌اند.

برای بیان معادلات سینماتیک ماهواره از پارامترهای رودریگز تعمیم یافته ( $\underline{\sigma}$ ) که یک بردار  $3 \times 1$  است استفاده شده است که به صورت زیر هستند [۲۰].

$$\dot{\underline{\sigma}} = F(\underline{\sigma}) \underline{\omega} \quad (۴)$$

$$F(\underline{\sigma}) = \frac{1}{2} (I_{3 \times 3} + [\underline{\sigma} \times] + \underline{\sigma} \underline{\sigma}^T) - \left[ \frac{1}{2} (1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma}) \right] I_{3 \times 3} \quad (۵)$$

در معادله (۵)،  $I_{3 \times 3}$  یک ماتریس همانی و  $[\underline{\sigma} \times]$  یک اپراتور ضرب است که توسط معادله (۶) تعریف می‌شود.

$$(\underline{\sigma} \times) = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (۶)$$

### مدل دینامیک چرخ عکس‌العملی

چرخ عکس‌العملی اساساً از یک چرخ با یک محور ثابت و یک موتور DC تشکیل شده است، که برای عملکرد با بایاس صفر طراحی شده است. رفتار دینامیکی چرخ عکس‌العملی از پاسخ چرخ ناشی می‌شود. دینامیک ماهواره با گشتاور کنترلی  $u$ ، که توسط چرخ‌های عکس‌العملی به ماهواره اعمال می‌شوند، کنترل می‌شود. برای تولید این گشتاور، ولتاژ چرخ‌ها باید کنترل شوند. این عمل با طراحی کنترلر وضعیت با در نظر گرفتن دینامیک موتور عملگر انجام می‌گیرد. معادله دیفرانسیل برای مدار آرماتور موتور DC به صورت زیر است [۲۱].

$$L_a \dot{I}_a + R_a I_a + K_b \Omega = \nu \quad (۷)$$

که در آن  $K$ ، یک ماتریس  $3 \times 3$  مثبت معین قطری و  $\varepsilon$  یک کمیت مثبت کوچک است. تابع اشباع که برای کاهش نوسانات و تغییرات شدید در گشتاور کنترلی استفاده شده است،  $G(\underline{\sigma})$  و  $\frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}}$  به صورت رابطه (۱۸) تعریف می‌شود:

$$sat_i(s_i, \varepsilon) = \begin{cases} 1 & \text{for } s_i > \varepsilon \\ \frac{s_i}{\varepsilon} & \text{for } |s_i| \leq \varepsilon \\ -1 & \text{for } s_i < -\varepsilon \end{cases} \quad (18)$$

$$G(\underline{\sigma}) = \frac{1}{2}(I + (\underline{\sigma} \times) + \underline{\sigma} \underline{\sigma}^T - [\frac{1}{2}(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})I]) \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}} = & 4\lambda(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-1} \{ I_{3 \times 3} \\ & - 2(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-1} \underline{\sigma} \underline{\sigma}^T \} \\ & - 8\lambda(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-2} \\ & \{ \underline{\sigma} \underline{\sigma}_d^T - \underline{\sigma}_d \underline{\sigma}^T + [\underline{\sigma}_d \times] + (\underline{\sigma}_d^T \underline{\sigma}) I_{3 \times 3} \} \\ & + 16\lambda(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-3} \{ (1 - \underline{\sigma}^T \underline{\sigma}) I_{3 \times 3} \\ & - 2[\underline{\sigma} \times] + 2\underline{\sigma} \underline{\sigma}^T \} \underline{\sigma}_d \underline{\sigma}^T \end{aligned} \quad (20)$$

پایداری مجانبی کنترلر وضعیت طراحی شده با تعریف تابع لیپانوفی به شکل  $V(t) = \frac{1}{2} \underline{s}^T \underline{s}$  اثبات می‌شود. به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) = & \underline{s}^T \dot{\underline{s}} = \underline{s}^T (\dot{\underline{\omega}} - \dot{m}(\underline{\sigma})) \\ = & \underline{s}^T (f(\underline{\omega}) + J^{-1} \underline{u} - \dot{m}(\underline{\sigma})) \\ \Rightarrow \dot{V}(t) = & \underline{s}^T \left( f(\underline{\omega}) + J^{-1} \underline{u} - \frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}} F(\underline{\sigma}) \underline{\omega} \right) \\ \dot{V}(t) = & \underline{s}^T (f(\underline{\omega}) + \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} & J^{-1} \{ -J(f(\underline{\omega})) - \frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}} [F(\underline{\sigma}) \underline{\omega}] + K sat(\underline{s}, \varepsilon) \} \\ & - \frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}} [F(\underline{\sigma}) \underline{\omega}] \\ \dot{V}(t) = & \underline{s}^T K sat(\underline{s}, \varepsilon) \leq -W(\underline{s}) \end{aligned}$$

در معادله (۲۱)،  $W(\underline{s})$  یک تابع مثبت معین است، بنابراین منفی معین خواهد شد و در نتیجه پایداری مجانبی اثبات خواهد شد. در ادامه قصد داریم تابع  $\underline{v}$  را چنان پیدا کنیم که معادله (۱۲) پایدار شود. بدین منظور، معادله (۱۲) را به صورت زیر می‌نویسیم، که به مدل دینامیک ماهواره شبیه است.

$$\begin{cases} \dot{\underline{\omega}} = J^{-1} ([J\underline{\omega} \times] \underline{\omega} + J^{-1} T_{EXT} + \underline{\phi}(\underline{\omega})) + J^{-1} (\underline{u} - \underline{\phi}(\underline{\omega})) \\ \dot{\underline{u}} = \underline{w} \end{cases} \quad (22)$$

$\dot{V}(\underline{\eta}) < 0$  باشد و همچنین تابع لیپانوفی با شرط  $\phi(0) = 0$  و برای آن موجود باشد، آنگاه با تابع لیپانوف  $V(\underline{\eta}) + \frac{[\underline{\xi} - \phi(\underline{\eta})]^2}{2}$  می‌توان مبدأ سیستم کلی را با فیدبک حالت پایدار کرد [۲۲].

حال در ادامه می‌خواهیم با بررسی معادله (۱۱) به عنوان دینامیک ماهواره در حضور دینامیک چرخ عکس‌العملی و با توجه به لم ۱، نشان دهیم که قانون کنترلی به فرم  $\underline{v} = T[-(J^{-1})^T \underline{s} - k_1 \underline{z} + \underline{\phi}(\underline{\omega}) + T^{-1} A \underline{u} + T^{-1} d]$  می‌تواند مبدأ سیستم (۱۱) را پایدار کند.

بر اساس لم ۱، فرم استاندارد ماهواره در حضور مدل دینامیک چرخ عکس‌العملی به صورت زیر است:

$$\begin{cases} \dot{\underline{\omega}} = J^{-1} ([J\underline{\omega} \times] \underline{\omega}) + J^{-1} \underline{u} + J^{-1} T_{EXT} \\ \dot{\underline{u}} = -T^{-1} A \underline{u} + T^{-1} \underline{v} - T^{-1} d = \underline{w} \end{cases} \quad (12)$$

$$\underline{v} = T(\underline{w} + T^{-1} A \underline{u} + T^{-1} d) \quad (13)$$

در معادله (۱۲)،  $\underline{v}$  ولتاژ موتور DC چرخ عکس‌العملی به عنوان ورودی کنترل است. حال با توجه به لم ۱، در ابتدا قصد داریم تابع  $\underline{u} = \underline{\phi}(\underline{\omega})$  را به صورتی پیدا کنیم که معادله (۱۴) (دینامیک ماهواره) را پایدار کند.

$$\dot{\underline{\omega}} = J^{-1} ([J\underline{\omega} \times] \underline{\omega}) + J^{-1} \underline{u} + J^{-1} T_{EXT} \quad (14)$$

در این جا  $\underline{u} = \underline{\phi}(\underline{\omega})$ ، را بر اساس کنترلر مد لغزشی انتخاب می‌کنیم. برای این منظور قانون کنترل در [۲۰]، را با اضافه کردن اغتشاشات خارجی چرخ عکس‌العملی برای اثبات پایداری به صورت زیر بهبود می‌بخشیم.

تحت شرایط ایده‌آل، مسیر حالات به سمت سطح لغزش ( $\underline{s} = 0$ ) حرکت می‌کند، که  $\underline{s}$  به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\underline{s} = \underline{\omega} - m(\underline{\sigma}) \quad (15)$$

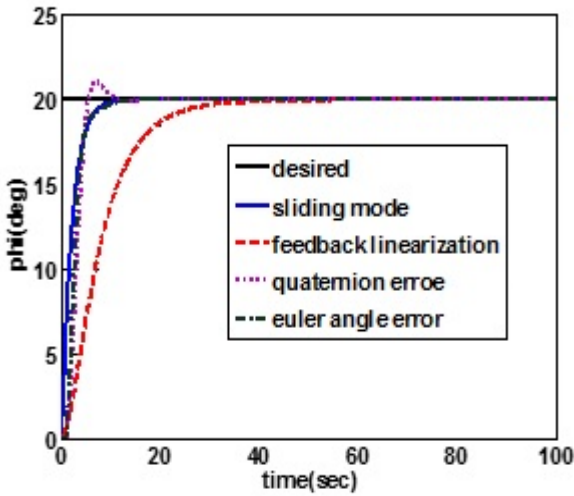
در معادله (۱۵)،  $m(\underline{\sigma})$  با استفاده از میدان بردار مطلوب معادلات سینماتیک به صورت رابطه (۱۶) تعریف شده است.

$$\begin{aligned} m(\underline{\sigma}) = & 4\lambda(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-1} \underline{\sigma} \\ & - 4\lambda(1 + \underline{\sigma}^T \underline{\sigma})^{-1} \{ (1 - \underline{\sigma}^T \underline{\sigma}) I_{3 \times 3} - 2[\underline{\sigma} \times] \\ & + 2\underline{\sigma} \underline{\sigma}^T \} \underline{\sigma}_d \end{aligned} \quad (16)$$

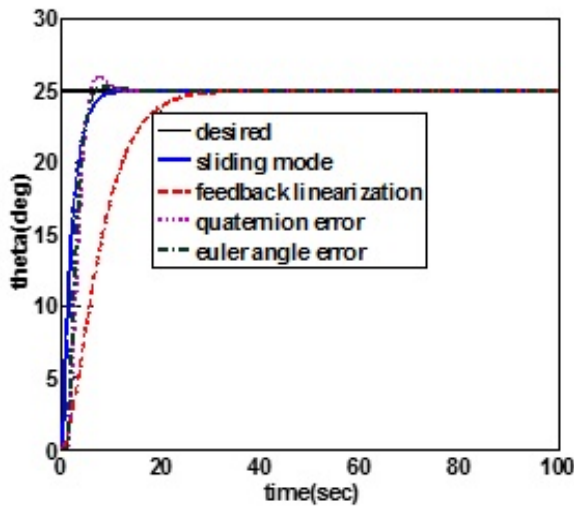
که در آن  $\underline{\sigma}_d$ ، پارامترهای رودریگز تعمیم یافته مطلوب و  $\lambda$  یک پارامتر منفی است. کنترلر مد لغزشی که مشتق منفی تابع لیپانوف را ایجاد می‌کند به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \underline{u} = & -J \left\{ f(\underline{\omega}) - \frac{\partial m}{\partial \underline{\sigma}} [G(\underline{\sigma}) \underline{\omega}] + K sat(\underline{s}, \varepsilon) \right\} \\ f(\underline{\omega}) \equiv & J^{-1} [J\underline{\omega} \times] \underline{\omega} + J^{-1} T_{EXT} \end{aligned} \quad (17)$$

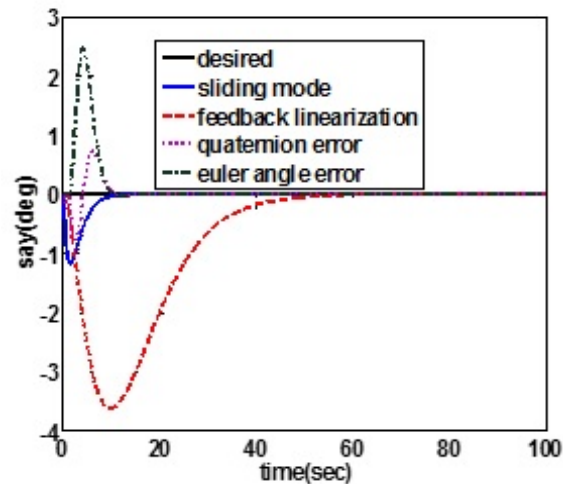
خطای کم‌تری به زوایای مطلوب می‌رسد. در بخش بعد، طراحی بستر پردازشگر در حلقه برای پیاده‌سازی کنترلر وضعیت ارائه خواهد شد.



شکل ۱- مقایسه عملکرد کنترلر مد لغزشی با سایر کنترلرها برای کانال رول



شکل ۲- مقایسه عملکرد کنترلر مد لغزشی با سایر کنترلرها برای کانال پیچ



شکل ۳- مقایسه عملکرد کنترلر مد لغزشی با سایر کنترلرها برای کانال یاء

با تغییر متغیرهای  $\underline{p} = \underline{w} - \dot{\phi}$  و  $\underline{z} = \underline{u} - \phi$  معادله (۲۲) به صورت معادله (۲۳) در خواهد آمد. بنابراین با توجه به لم ۱، دینامیک داخلی  $(\dot{\omega} = J^{-1}([J\omega \times] \omega + J^{-1}T_{EXT} + \phi(\omega)))$  به صورت مجانبی با اعمال  $\underline{u} = \phi(\omega)$  پایدار خواهد شد.

$$\begin{cases} \dot{\omega} = J^{-1}([J\omega \times] \omega + J^{-1}T_{EXT} + \phi(\omega)) + J^{-1} \underline{z} \\ \dot{\underline{z}} = \underline{w} - \dot{\phi}(\omega) = \underline{p} \end{cases} \quad (23)$$

حال، دوباره با استفاده از لم ۱ به آسانی با استفاده از یک تابع لیاپانوف به شکل رابطه (۲۴) می‌توان پایداری کل سیستم را اثبات کرد:

$$V_a = \frac{1}{2} \underline{s}^T \underline{s} + \frac{1}{2} \underline{z}^T \underline{z} \quad (24)$$

$\dot{V}_a$  به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V}_a &= \underline{s}^T (\dot{\omega} - \dot{m}(\sigma)) + \underline{z}^T \underline{p} \\ \dot{V}_a &= \underline{s}^T (J^{-1}([J\omega \times] \omega + J^{-1}T_{EXT} + \phi(\omega))) \\ &+ J^{-1} \underline{z} - \frac{\partial m}{\partial \sigma} [F(\sigma) \omega] + \underline{z}^T \underline{p} \end{aligned} \quad (25)$$

بنابراین، تابع  $\underline{p}$  باید به نحوی انتخاب شود که  $\dot{V}_a$  منفی معین شود. چون اسکالر است،  $\dot{V}_a$  را می‌توان به شکل  $\underline{p}^T \underline{z}$  نوشت. بنابراین معادله (۲۶) در خواهد آمد:

$$\dot{V}_a \leq -W(\underline{s}) + \underline{s}^T J^{-1} \underline{z} + \underline{p}^T \underline{z} \quad (26)$$

با انتخاب  $\underline{p}^T$  به شکل معادله (۲۷)،  $\dot{V}_a$  منفی معین خواهد شد. بنابراین پایداری مجانبی کل سیستم اثبات خواهد شد.

$$\underline{p}^T = -\underline{s}^T J^{-1} - k_1 \underline{z}^T \Rightarrow \dot{V}_a \leq -W(\underline{s}) - k_1 \underline{z}^T \underline{z} < 0 \quad (27)$$

در معادله (۲۷)،  $k_1$  یک ثابت مثبت است. حال می‌توان ورودی کنترل ( $\underline{v}$ ) را به صورت معادله (۲۸) تعریف کرد.

$$\underline{v} = T \left[ - (J^{-1})^T \underline{s} - k_1 \underline{z} + \dot{\phi}(\omega) + T^{-1} A \underline{u} + T^{-1} d \right] \quad (28)$$

همان‌طور که نشان داده شد، قانون کنترل طراحی شده پایداری مجانبی کل سیستم را در حضور دینامیک چرخ عکس‌العملی مهیا می‌کند. در شکل‌های (۲) تا (۴) نتایج شبیه‌سازی کنترل پسگام مد لغزشی در نرم‌افزار متلب و مقایسه آن با سه روش کنترلی معمول، کنترل براساس خطای زوایای اویلر، کنترل براساس خطای کواترنیون‌ها و کنترل پس‌خوراند خطی<sup>۴</sup>، برای زوایای مطلوب  $\psi_a = 0^\circ, \theta_a = 25^\circ, \phi_a = 20^\circ$  آمده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کنترلر پسگام مد لغزشی سریع‌تر و با

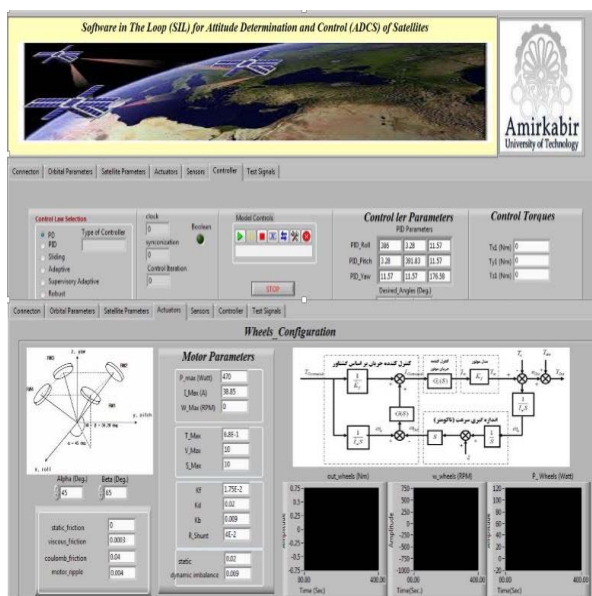
## بستر تست پردازشگر در حلقه

در این بخش، برای ارزیابی، عملکرد الگوریتم کنترل طراحی شده یک بستر پردازشگر در حلقه طراحی می‌شود. ساختار کلی سیستم پردازشگر در حلقه طراحی شده دارای ۳ بخش اصلی است که عبارتند از: کامپیوتر شبیه‌ساز، الکترونیک روی برد سیستم کنترل وضعیت ماهواره و همچنین یک مدار واسط برای تبادل داده میان کامپیوتر شبیه‌ساز و الکترونیک روی برد، که می‌تواند یک کارت واسط I/O یا پورت‌های سریال یا موازی کامپیوتر شبیه‌ساز باشد.

اساس شبیه‌سازی‌ها، در کامپیوتر شبیه‌ساز صورت می‌گیرد و وظایف کامپیوتر شبیه‌ساز در سیستم طراحی شده عبارتند از: (۱) شبیه‌سازی حرکت مداری ماهواره، حرکت دورانی ماهواره، اغتشاشات محیطی و مدل‌سازی دینامیک عملگرها و حسگرها (۲) فراهم آوردن یک رابط کاربری مناسب برای مونیتورینگ عملکرد سیستم پردازشگر در حلقه. مدل‌سازی دقیق دینامیک ماهواره و شرایط فضایی نقش اساسی در بستر تست پردازشگر در حلقه دارد. بدین منظور، یک مدل شبیه‌سازی در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب طراحی شده است. در این مدل، شبیه‌سازی دقیق حرکت مداری ماهواره، شبیه‌سازی میدان مغناطیسی زمین، حرکت دورانی ماهواره، گشتاورهای اغتشاشی وارد شده بر پیکره ماهواره، مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی و ژيروسکوپ پیاده‌سازی شده است. مدل شبیه‌ساز مورد نظر بر اساس مدل دقیق ریاضی هر یک از موارد مذکور پیاده‌سازی شده است. برای مثال، مدل‌سازی دینامیک مداری بر اساس معادلات کپلر مدارهای بیضوی [۱۹] و مدل‌سازی چرخ‌های عکس‌العملی بر اساس معادلات مرجع [۲۳] صورت گرفته است. همچنین برای گشتاورهای اغتشاشی، چهار گشتاور جاذبه، معمول در مدارهای با ارتفاع پایین شامل گرادیان جاذبه، آیرودینامیک، گشتاور مغناطیسی و گشتاورهای تابش خورشیدی مدل‌سازی شده‌اند [۲۴].

پس از پیاده‌سازی مدل شبیه‌ساز در محیط سیمولینک، گام بعدی تحقق اجرای مدل شبیه‌ساز به صورت زمان حقیقی است. برای تحقق این مسئله از قابلیت‌های نرم‌افزار لب‌ویو<sup>۵</sup> و متلب، همزمان استفاده شده است. جعبه افزار شبیه‌سازی ارتباط<sup>۶</sup> نرم‌افزار لب‌ویو شامل ابزاری برای بخش ابزار زمان حقیقی نرم‌افزار متلب<sup>۷</sup> است که مدل شبیه‌ساز مورد نظر را به کد زبان C تبدیل می‌کند. سپس با استفاده از ویژوال ++C، کد C تولید شده به مدل DLL<sup>۸</sup> تبدیل

می‌شود که این مدل DLL قابلیت فراخوانی در نرم‌افزار لب‌ویو و پیاده‌سازی زمان حقیقی مدل شبیه‌ساز را دارد. وظیفه دوم کامپیوتر شبیه‌ساز در بستر طراحی شده فراهم آوردن رابط کاربری برای مونیتورینگ سیگنال‌ها و داده‌های مورد نظر است. نرم‌افزار رابط کاربری مونیتورینگ نیز با استفاده از نرم‌افزار لب‌ویو طراحی و پیاده‌سازی شده است. علت استفاده از این نرم‌افزار، توانمندی آن در ایجاد یک محیط گرافیکی مناسب برای مشاهده سیگنال‌ها و مونیتورینگ وضعیت و همچنین انتخاب مشخصات ماهواره، پارامترهای مدار و وضعیت‌های اولیه است. شکل (۵) نمایی از رابط گرافیکی طراحی شده را نمایش داده است.

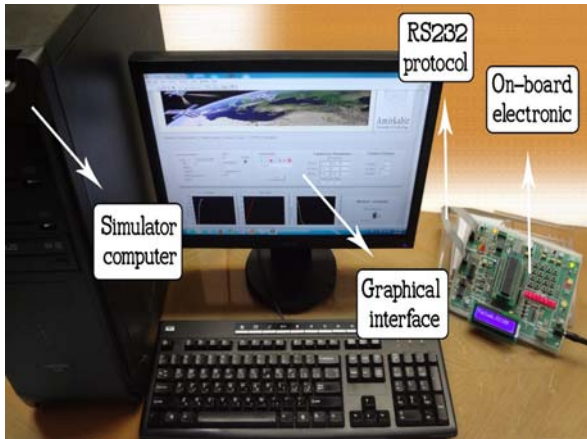


شکل ۵- رابط گرافیکی بستر پردازشگر در حلقه

در بستر تست طراحی شده، برای مبادله داده میان کامپیوتر شبیه‌ساز و بخش الکترونیک روی برد وضعیت، از پروتکل‌های ارتباطی سریال RS232 کامپیوتر شبیه‌ساز استفاده شده است. نحوه عملکرد بستر پردازشگر در حلقه طراحی شده بدین صورت است: ابتدا در بخش رابط کاربری نرم‌افزاری طراحی شده در محیط لب‌ویو، باید مشخصات ماهواره شامل ممان اینرسی، ویژگی‌های جرمی و هندسی آن، شرایط اولیه وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای مورد نظر پس از پرتاب، مشخصات مداری ماهواره، مانورها و وضعیت‌های مطلوب و نیز مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی و ژيروسکوپ‌ها در نرم‌افزار وارد شود. سپس با شروع شبیه‌سازی بلادرنگ، داده‌های وضعیت حاصل از مدل DLL شبیه‌سازی، به محیط مونیتورینگ در نرم‌افزار لب‌ویو وارد می‌شوند. سیستم پردازشگر در حلقه، برای تست سیستم کنترل وضعیت ماهواره، مطابق با ساختار ارائه شده، پیاده‌سازی شده است.

5. LabVIEW
6. Simulation Interface Toolit
7. Matlab Real Time Workshop
8. Dynamic Link Library

شکل (۸) نمایی از بستر پردازشگر در حلقه پیاده‌سازی شده و تجهیزات آن شامل کامپیوتر شبیه‌ساز، الکترونیک روی برد و کابل RS232 را نشان می‌دهد.

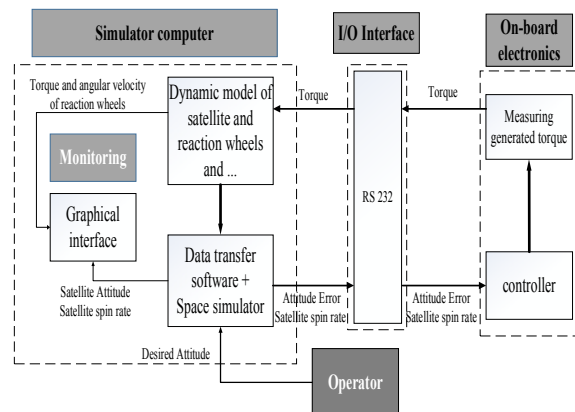


شکل ۸- تجهیزات بستر نرم‌افزار در حلقه

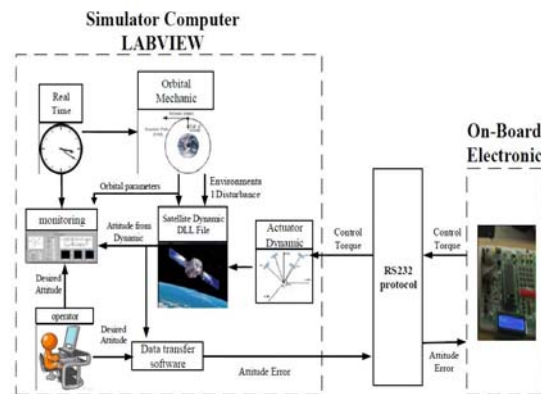
## نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی الگوریتم کنترل وضعیت

در این بخش، نتایج تست پردازشگر در حلقه برای الگوریتم کنترل وضعیت پسگام- مد لغزشی طراحی شده ارائه می‌شود و با نتایج شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب مقایسه می‌شود تا قابلیت الگوریتم مذکور در شرایط بالدرنگ نشان داده شود. در این تست‌ها داده‌های مربوط به تعیین وضعیت فضاپیما مستقیماً از مدل شبیه‌ساز استخراج می‌شود و زمان نمونه‌برداری حلقه کنترلی در این ساختار ۰/۴ ثانیه است. برای انجام تست، فضاپیمای مورد نظر در یک مدار با ارتفاع پایین با ارتفاع ۷۵۰ کیلومتری و شیب مداری ۹۸/۲ درجه در نظر گرفته شده است. مشخصات ممان‌های اینرسی ماهواره در دستگاه مختصات اصلی بدنه ماهواره به صورت  $I = \text{diag}\{1000, 500, 700\}$  در نظر گرفته شده است. اغتشاشات به صورت اغتشاشات محیطی بر اساس کتاب آقای ورتز [۲۴]، بر فضاپیما اعمال شده است. همچنین پارامترهای کنترلر مد لغزشی و مشخصات چرخ عکس‌العملی در جدول (۱) آمده است. مشخصات بیان شده در مرجع [۲۵] است. زوایای مطلوب  $\phi_d = 20^\circ$ ،  $\theta_d = 25^\circ$  و  $\psi_d = 0^\circ$  در نظر گرفته شده‌اند. شکل (۹) تا (۱۴) نتایج پیاده‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی بر روی بستر تست پردازشگر در حلقه در حضور دینامیک عملگر و اغتشاشات خارجی در مقایسه با نتایج شبیه‌سازی در محیط متلب را نشان می‌دهند. همچنین شکل (۱۵) تا (۱۸) نیز گشتاور خروجی و سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی را نشان می‌دهند. همچنین توجه شود که در

در این ساختار، اطلاعات و خروجی حسگرها و بخش تعیین وضعیت ماهواره از طریق مدل DLL شبیه‌سازی ساخته می‌شوند، و پس از انتقال به محیط مونیتورینگ، از طریق پورت سریال به بخش الکترونیک روی برد وضعیت ارسال می‌شوند و بخش الکترونیک روی برد، این داده‌ها را به عنوان داده‌های خروجی بخش تعیین وضعیت مورد استفاده قرار می‌دهد. در بخش الکترونیک وضعیت بر اساس داده‌های دریافتی نظیر سرعت زاویه‌ای و وضعیت ماهواره، گشتاور کنترلی مطلوب چرخ‌های عکس‌العملی مطابق قانون کنترل طراحی شده محاسبه می‌شود و فرمان کنترلی متناظر از طریق پورت سریال به کامپیوتر شبیه‌ساز و بخش مونیتورینگ ارسال می‌شوند. در مدل DLL نیز با اعمال این گشتاور، وضعیت جدید ماهواره استخراج شده و مجدداً داده‌های وضعیت جدید به بخش مونیتورینگ ارسال می‌شوند. این حلقه به طور پیوسته و زمان حقیقی ادامه می‌یابد و در نهایت می‌توان عملکرد سیستم کنترل وضعیت را مورد ارزیابی قرار داد. شکل (۶) دیگرام حلقه بسته از نحوه عملکرد بستر پردازشگر در حلقه را نشان می‌دهد و شکل (۷) بخش‌های مختلف بستر تست پردازشگر در حلقه را نشان می‌دهد.



شکل ۶- بلوک دیگرام تابعی بستر تست پردازشگر در حلقه

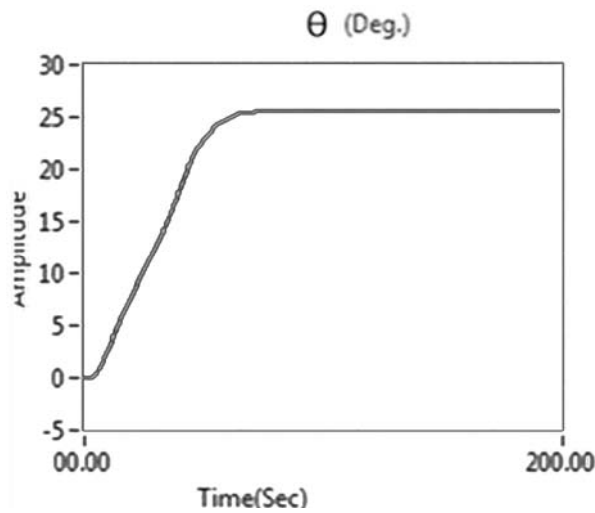


شکل ۷- بخش‌های مختلف بستر نرم‌افزار در حلقه

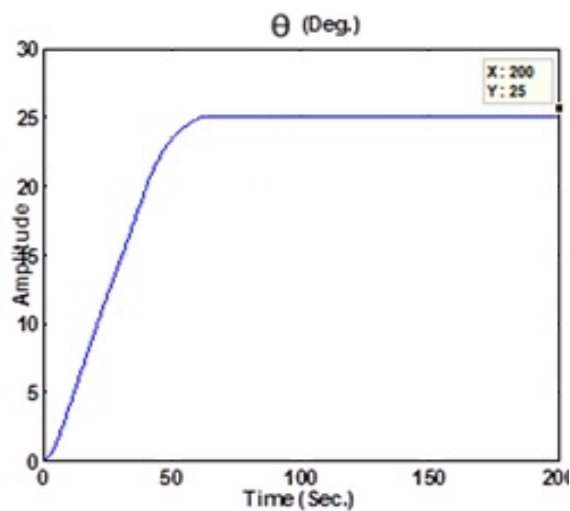
تمامی نتایج برای بررسی مقاوم بودن کنترلر طراحی شده، ۲۵ درصد عدم قطعیت بر روی ممان‌های اینرسی اعمال شده است.

جدول ۱- پارامترهای شبیه‌سازی

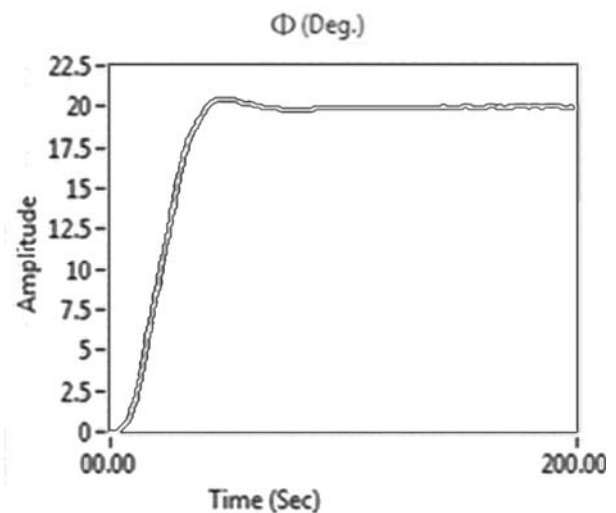
پارامتر		مقدار
کنترلر پسگام- مد لغزشی	$\lambda$	-۰/۲
	$k$	۰/۰۱۵
	$\varepsilon$	۰/۰۵
چرخ عکس‌العمل	حداکثر گشتاور ( $T_{max}$ )	۰/۷۵ (N.m)
	حداکثر توان ( $P_{max}$ )	۴۷۰ (W)
	حداکثر جریان ( $I_{max}$ )	۳۸/۸۵ (A)
	حداکثر سرعت زاویه‌ای ( $\omega_{max}$ )	۶۰۰۰ (RPM)



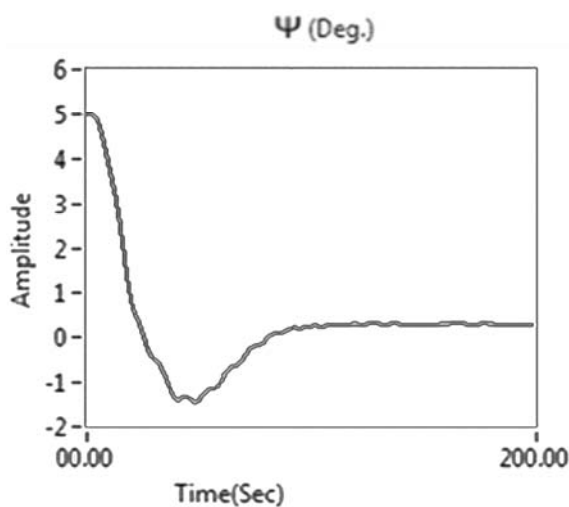
شکل ۱۱- نتایج پیاده‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی برای محور پیچ



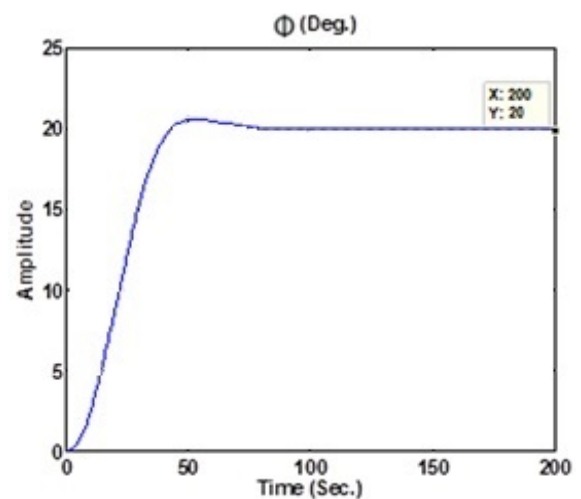
شکل ۱۲- نتایج شبیه‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی برای محور پیچ



شکل ۹- نتایج پیاده‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی برای محور رل

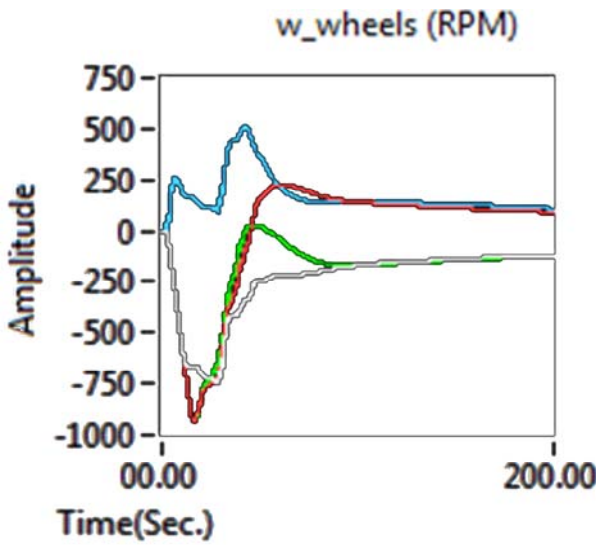


شکل ۱۳- نتایج پیاده‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی برای محور یاب

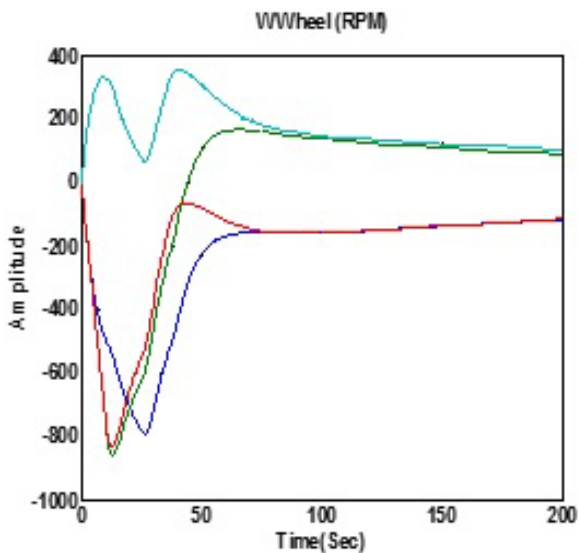


شکل ۱۰- نتایج شبیه‌سازی کنترلر پسگام - مد لغزشی برای محور رل



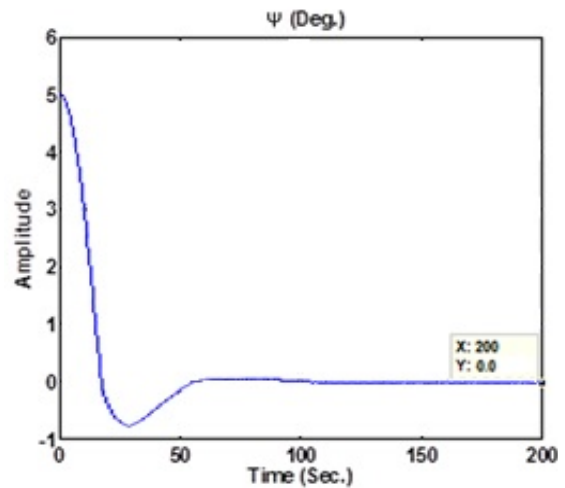


شکل ۱۷- نتایج پیاده‌سازی سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی

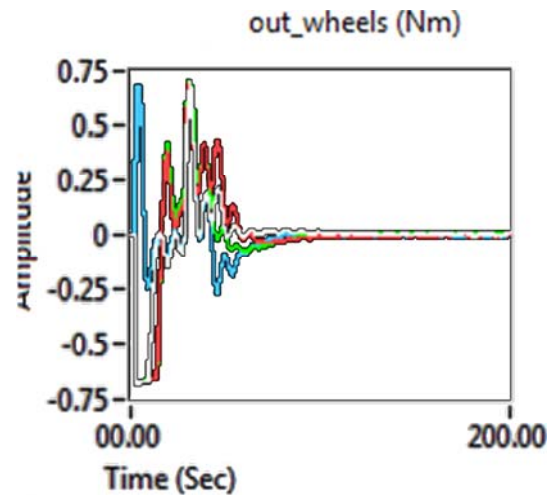


شکل ۱۸- نتایج شبیه‌سازی سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی

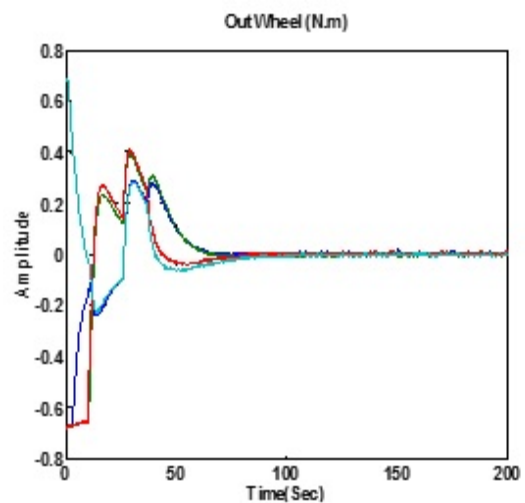
همان‌طور که از نتایج مشخص است، خطای کنترل برای محورهای رل، پیچ و یاو به صفر همگرا می‌شود که نشان می‌دهد کنترلر پسگام- مد لغزشی طراحی‌شده بر خلاف وجود ۲۵ درصد عدم قطعیت روی ممان‌های اینرسی، گشتاورهای اغتشاشی و دینامیک دقیق عملگر به خوبی کار می‌کند و همچنین بستر تست پردازشگر در حلقه طراحی‌شده قابلیت ارزیابی دقیق عملکرد بلادرنگ کنترلر را دارد. نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی در جدول (۲) آمده است. با مقایسه نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی درمی‌یابیم که مقدار کمی اختلاف بین این نتایج موجود است. عامل اصلی این اختلاف از تأخیر، هنگام تبادل داده بین الکترونیک روی برد وضعیت و کامپیوتر شبیه‌ساز ناشی می‌شود.



شکل ۱۴- نتایج شبیه‌سازی کنترلر پسگام- مد لغزشی برای محور یاو



شکل ۱۵- نتایج پیاده‌سازی گشتاور خروجی چرخ‌های عکس‌العملی



شکل ۱۶- نتایج شبیه‌سازی گشتاور خروجی چرخ‌های عکس‌العملی

جدول ۲- مقایسه نتایج شبیه‌سازی پیاده‌سازی

محور	خطای شبیه‌سازی	خطای پیاده‌سازی
	خطای حالت ماندگار (درجه)	خطای حالت ماندگار (درجه)
رل	۰	۰/۰۳
پیچ	۰	۰/۵۶
یابو	۰	۰/۲۸

### نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک الگوریتم کنترل وضعیت مقاوم مبتنی بر کنترل پسگام- مد لغزشی برای یک ماهواره با چهار چرخ عکس‌العملی هرمی ارائه شد. در این روش، پایداری مجانبی الگوریتم کنترلی در حضور دینامیک عملگرها با استفاده از تئوری لیاپانوف اثبات شد. سپس به منظور صحت‌گذاری و ارزیابی عملکرد کنترلر، یک بستر تست پردازشگر در حلقه ارزان و بلادرنگ طراحی و ساخته شد. سپس عملکرد الگوریتم کنترلی با پیاده‌سازی آن بر روی الکترونیک روی برد بستر تست پردازشگر در حلقه بررسی شد. نتایج نشان داد که الگوریتم ارائه شده با وجود ۲۵ درصد عدم قطعیت روی ممان- های اینرسی، اغتشاشات خارجی و دینامیک دقیق عملگر توانایی دنبال کردن مسیر مطلوب را به خوبی دارد. بنابراین الگوریتم می‌تواند مأموریت کنترل وضعیت خود را به درستی به پایان برساند.

### مراجع

- [6] Qinglei, H., "Sliding Mode Maneuvering Control and Active Vibration Damping Three Axis Stabilized Flexible Spacecraft with Actuator Dynamics," *Nonlinear Dynamics*, Vol. 15, 2008, pp. 227-248.
- [7] Song, Z., Li, H. and Sun, K., "Finite-time Control for Nonlinear Spacecraft Attitude Based on Terminal Sliding Mode Technique," *ISA Transactions*, Vol. 53, No. 1, 2014, pp. 117-124.
- [8] Hu, G., "Variable Structure Maneuvering Control with Time-Varying Sliding Surface and Active Vibration Damping of Flexible Spacecraft with Input Saturation," *Acta Astronautica*, Vol. 64, 2009, pp. 1085-1108.
- [9] Bošković, J.D., Li, S.M. and Mehra, R.M., "Robust Adaptive Variable Structure Control of Spacecraft Under Control Input Saturation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 1, 2001, pp. 14-22.
- [10] Hung, J.Y., "Variable Structure Control: A Survey," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 40, No. 1, 1993, pp. 2-22.
- [11] Vadali, S.R., "Variable Structure Control of Spacecraft Large Angle Maneuvers," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 9, 1986, pp. 235-239.
- [12] Dwyer, T. A. W., Ramirez, H. S., Monaco, S. and Stornelli, S., "Variable Structure Control of Globally Feedback-Decoupled Deformable Vehicle Maneuvers," *26<sup>th</sup> IEEE Conference on Decision and Control*, Los Angeles, California, 1987.
- [13] Robinett, R.D. and Parker, G. G., "Spacecraft Euler Parameter Tracking of Large-Angle Maneuvers via Sliding Mode Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 3, 1996, pp. 702-703.
- [14] Wu, S. N., Sun, X. Y., Sun, Z. W. and Chen, C. C., "Robust Sliding Mode Control for Spacecraft Global Fast-Tracking Manoeuvres," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 225, 2011, pp. 749-760.
- [15] Ramirez, H. S. and Dwyer, T. A. W., "Variable Structure Control of Spacecraft Reorientation Maneuvers," *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Williamsburg, 1986.
- [16] Marandi, S. R. and Modi, V. J., "A Preferred Coordinate System and Associated Orientation Representation in Attitude Dynamics," *Acta Astronautica*, Vol. 15, 1987, pp. 833-843.
- [17] Shuster, M.D., "A Survey of Attitude Representations," *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 41, 1993, pp. 439-517.
- [18] Bolandi, H., Haghparast, M., Saberi, F. F., Vaghei, B. G. and Smailzadh, S. M., "On-Board Electronic Of Satellite Attitude Determination and Control Subsystem: Design and Test in Hardware in the Loop Test Bed," *The Journal of Institute of Measurement and Control*, Vol. 45, No. 5, 2012, pp. 151-157.
- [19] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: a Practical Engineering Approach*, Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [20] Crassidis, J. and Markley, F., "Sliding Mode Control Using Modified Rodrigues Parameters," *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 6, 1996, pp. 1381-1383.
- [21] Hu, Q., "Sliding Mode Attitude Control with L2-Gain Performance and Vibration Reduction of Flexible
- [1] Chelaru, T.V., Cristian, B. and Chelaru, A., "Mathematical Model for Small Satellites, Using Rotation Angles and Optimal Control Synthesis," *Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkiye, 2011.
- [2] Moradi, M., "Self-Tuning PID Controller to Three-Axis Stabilization of a Satellite with Unknown Parameters," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Vol. 49, 2013, pp. 50-56.
- [3] Shahravi, M. and Kabganian, M., "Attitude Tracking and Vibration Suppression of Flexible Spacecraft using Implicit Adaptive Control Law," *American Control Conference*, Portland, OR, USA, 2005.
- [4] Shahravi, M., Kabganian, M. and Alasty, A., "Adaptive Robust Attitude Control of a Flexible Spacecraft," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 16, No. 6, 2006, pp. 287-302.
- [5] Guan, P., Liu, X.-J. and Liu, J. Z., "Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control for Flexible Satellite," *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, Vol. 18, No. 4, 2005, pp. 451-459.

- [24] Wertz, J., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, London: Kluwer Academic, 1978.
- [25] Bolandi, H., Saberi, F. F. and Vaghei, B. G., "Design of a Supervisory Adaptive Attitude Control (SAAC) System for a Stereo-Imagery Satellite Based On Multiple Model Control with Switching," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, Vol. 6, No. 9, 2010, pp. 4675-4692.
- Spacecraft with Actuator Dynamics," *Acta Astronautica*, Vol. 67, No. 5-6, 2012, pp. 572-583.
- [22] Khalil, H., *Nonlinear Systems*, New Jersey: Prentice Hall, 2002.
- [23] Bolandi, H., Saberi, F.F. and Mehrjardi, A. E., "Design of Attitude Control System of a Satellite with Large Angle Maneuvers Considering of Reaction Wheels Model and Restrictions," *Journal of Space Engineering*, Vol. 1, No. 1, 2011.