

طراحی و پیاده سازی کنترل تطبیقی مدل مرجع برای کنترل وضعیت سه

محوره ماهواره با استفاده از میکروکنترلر ARM

فرهاد فانی صابری^۱، صادق احمدی دستگردی^۲

۱- دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)، پژوهشکده علوم و فناوری فضا

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران جنوب

چکیده

در این مقاله به منظور کنترل وضعیت سه محوره ماهواره یک کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع گسسته زمان طراحی شده است. هدف از طراحی این الگوریتم انجام مانورهای از پیش تعیین شده به منظور اجرای ماموریت ماهواره می باشد. در این روش اغتشاشات محیطی وارد بر ماهواره و ترم های غیر خطی ناشی از کوپلینگ محورهای ماهواره بصورت یک پارامتر متغیر با زمان و نامشخص و محدود در نظر گرفته می شود. سپس با بکارگیری یک مکانیزم تخمین، مقدار این پارامتر در هر لحظه تخمین و به روز رسانی می شود. با این ساختار معادله غیر خطی دینامیک ماهواره به صورت یک مدل خطی با پارامترهای نامشخص بازنویسی می شود. لذا قانون کنترل تطبیقی مدل مرجع برای مدل خطی ماهواره در حضور پارامترهای نامشخص طراحی شده و سپس به مدل غیر خطی ماهواره اعمال خواهد شد. نهایتاً عملکرد الگوریتم طراحی شده در بستر تست نرم افزار در حلقه به صورت بلادرنگ ارزیابی می شود. اجزای این بستر تست شامل سه بخش اصلی می باشد: ۱- کامپیوتر شبیه ساز: مدل دینامیک ماهواره و محیط اطراف آن در این قسمت شبیه سازی می شود. ۲- الکترونیک کنترل: جهت پیاده سازی الگوریتم کنترل از یک میکروکنترلر ۳۲ بیتی از نوع ARM استفاده شده است. ۳- مدار واسط: جهت تبادل داده میان کامپیوتر شبیه ساز و الکترونیک کنترل از پورت RS232 استفاده شده است. نتایج شبیه سازی و پیاده سازی عملکرد مناسب الگوریتم طراحی شده را نشان می دهد.

واژه های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره- کنترل تطبیقی مدل مرجع- بستر تست نرم افزار در حلقه - عدم قطعیت پارامترها - میکروکنترلر ARM

مقدمه

طراحی الگوریتم کنترل وضعیت مناسب برای انجام ماموریت های مختلف ماهواره ها بخش عمده ای از فعالیت طراحان این حوزه را شامل می شود. از طرفی حصول اطمینان از عملکرد صحیح کنترل وضعیت پیش از پرتاب ضروری است. بررسی سیستم کنترل وضعیت ماهواره قبل از پرتاب به دو صورت سخت افزار در حلقه و نرم افزار در حلقه انجام می شود. در سال ۲۰۱۴ یک کنترل مد لغزشی برای یک ماهواره که از ۴ چرخ عکس العملی برای تغییر وضعیت خود بهره می برد طراحی شده است. الگوریتم کنترلی طراحی شده بر روی یک بستر تست نرم افزار در حلقه پیاده سازی شده و نتایج آن با نتایج حاصل از شبیه سازی مقایسه گردیده است [۱]. در مرجع [۲] یک بستر تست نرم افزار در حلقه برای تست الگوریتم کنترل وضعیت و موقعیت ماهواره طراحی شده است. در مرجع [۳] یک کنترل تطبیقی برای کنترل وضعیت سه محوره ماهواره طراحی شده است. کنترلر

طراحی شده فقط عمل تعقیب کنندگی را انجام می دهد. در مرجع [۴] یک کنترل تطبیقی نظارتی (supervisory adaptive control) برای کنترل وضعیت ماهواره طراحی شده است. در روش بکار رفته از یک کنترل تناسبی- مشتقی (PD) به منظور پایدار کردن ماهواره و از یک کنترل تطبیقی برای دست یافتن به مقادیر وضعیت مطلوب استفاده شده است.

اغلب روش های کنترل تطبیقی بر اساس نظریه پایداری و استفاده از تابع لیاپانف طراحی می شوند. نتیجه استفاده از این روش ها به دست آوردن یک مکانیزم تطبیق با بهره ثابت است. همچنین، این روش ها با فرض معلوم بودن علامت ضرایب چند جمله ای صورت تابع تبدیل سیستم، طراحی می شوند. شیوه انتخاب بهترین بهره در این روش ها مشخص نمی باشد. در ضمن عملکرد سیستم به مقادیر این بهره ها حساس می باشد. با توجه به این محدودیت ها، طراحی یک مکانیزم تطبیقی با بهره متغیر با زمان ضروری می باشد. محدودیت های بیان شده در روشی به نام روش یکی شده برطرف شده است. این روش اولین بار توسط Landau و Lozano مطرح شد [۵].

در این مقاله به منظور کنترل وضعیت سه محوره ماهواره که از سه چرخ عکس العملی برای تغییر وضعیت خود بهره می برد یک کنترل تطبیقی مدل مرجع به روش یکی شده طراحی شده است. در کنترلر طراحی شده از یک پارامتر متغیر با زمان برای حذف اثر عدم قطعیت ها و دینامیک مدل نشده استفاده شده است. این پارامتر متغیر با زمان با استفاده از الگوریتم بازگشتی حداقل مربعات خطا تخمین زده می شود. از مزیت این کنترلر می توان به قابلیت تنظیم کنندگی و تعقیب سیگنال فرمان به طور مستقل از هم اشاره کرد. همچنین به دلیل گسسته بودن فضای طراحی الگوریتم کنترل، پیاده سازی آن ساده می باشد. در نهایت به منظور بررسی صحت عملکرد الگوریتم کنترلی، یک بستر تست نرم افزار در حلقه که از میکروکنترلر نوع ARM بهره می برد طراحی شده و نتایج حاصل از پیاده سازی مورد ارزیابی قرار می گیرد.

معادلات حرکت ماهواره

معادلات دینامیک وضعیت سه محوره ماهواره در روابط (۱) الی (۴) آورده شده است [۶].

$$\ddot{\mathbf{T}} = \mathbf{I}\ddot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{H} \quad (1)$$

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{RIB} = \mathbf{C} [0, \dot{\boldsymbol{\omega}}_0, 0]^T \quad (3)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{RIB}, \quad \dot{\boldsymbol{\Omega}} = [p, q, r]^T \quad (4)$$

در این رابطه $C_1(q^{-1})$ و $D(q^{-1})$ چند جمله‌ای‌های پایدار مجانبی می‌باشند. $Y_m(k)$ و $r(k)$ نیز به ترتیب خروجی و ورودی مدل مرجع هستند. برای عمل تعقیب کنندگی باید معادله زیر برآورده شود.

$$C_1(q^{-1})y_p(k) = q^{-d} D(q^{-1})r(k) \quad (17)$$

برای عمل تنظیم کنندگی ($r(k) \equiv 0$) باید سیستم کنترل به گونه‌ای باشد که هر اغتشاش در لحظه اولیه ($y_p(0) \neq 0$) را میرا کند. بنابراین باید رابطه زیر برقرار باشد.

$$C_2(q^{-1})y_p(k+d) = 0, \quad k \geq 0 \quad (18)$$

در رابطه (18) $C_2(q^{-1})$ یک چند جمله‌ای پایدار مجانبی به صورت رابطه (19) می‌باشد.

$$C_2(q^{-1}) = 1 + \alpha_1 q^{-1} + \alpha_2 q^{-2} + \dots + \alpha_n q^{-n} \quad (19)$$

اکنون تابع خطا به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$e(k) = y(k) - y_m(k) \quad (20)$$

$$C_2(q^{-1})e(k+d) = 0 \quad (21)$$

از معادله (21) می‌توان به این نتیجه رسید که چند جمله‌ای $C_2(q^{-1})$ قطب‌های حلقه بسته سیستم را مشخص می‌کند. برای ساده کردن طراحی سیستم کنترل چند جمله‌ای $C_2(q^{-1})$ به صورت معادله (22) در نظر گرفته می‌شود.

$$C_2(q^{-1}) = A(q^{-1})S(q^{-1}) + q^{-d}T(q^{-1}) \quad (22)$$

در رابطه (22) $T(q^{-1})$ و $S(q^{-1})$ در روابط زیر تعریف شده‌اند.

$$S(q^{-1}) = 1 + s_1 q^{-1} + s_2 q^{-2} + \dots + s_n q^{-n} \quad (23)$$

$$T(q^{-1}) = t_0 + t_1 q^{-1} + t_2 q^{-2} + \dots + t_n q^{-n} \quad (24)$$

در روابط فوق n_s و n_t به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند.

$$n_s = d - 1 \quad (25)$$

$$n_t = \max(n_A - 1, n_{C_2} - d) \quad (26)$$

با جایگذاری معادلات (22) الی (26) در رابطه (21) معادله زیر حاصل می‌گردد.

$$\begin{aligned} C_2(q^{-1})e(k+d) &= [B(q^{-1})S(q^{-1})u(k) + T(q^{-1})y_p(k) - C_2(q^{-1})y_m(k+d)] \\ &= b_0 u(k) + p_0^T \bar{\Phi}_0(k) - C_2(q^{-1})y_m(k+d) \\ &= p^T \bar{\Phi}(k) - C_2(q^{-1})y_m(k+d) \end{aligned} \quad (27)$$

در این معادله $\bar{\Phi}_0(k)$ و $\bar{\Phi}(k)$ و p به ترتیب در روابط (28) و (29) و (31) تعریف شده‌اند.

$$\bar{\Phi}_0^T(k) = [u(k-1), \dots, u(k-d-n_B+1); y_p(k), \dots, y_p(k-n_T)] \quad (28)$$

$$\bar{\Phi}^T(k) = [u(k); \bar{\Phi}_0^T(k)] \quad (29)$$

$$p_0^T = [b_0 s_1 + b_1, b_0 s_2 + b_1 s_1 + b_2, \dots, b_{n_s} s_{d-1} + t_0, \dots, t_{n_t}] \quad (30)$$

$$p^T = [b_0; p_0^T] \quad (31)$$

به دلیل آنکه سمت راست معادله (27) برابر صفر می‌باشد بردار کنترلی $u(k)$ به صورت معادله زیر محاسبه می‌گردد.

$$u(k) = \frac{1}{b_0} [C_2(q^{-1})y_m(k+d) - T(q^{-1})y_p(k) - B_S(q^{-1})u(k)] \quad (32)$$

در رابطه (32) چند جمله‌ای $B_S(q^{-1})$ به صورت رابطه (33) می‌باشد [5].

$$B_S(q^{-1}) = B(q^{-1})S(q^{-1}) - b_0 \quad (33)$$

در رابطه (1) $\bar{T} = [T_x \quad T_y \quad T_z]^T$ گشتاورهای اعمال شده به ماهواره می‌باشند. که T_x و T_y و T_z به ترتیب گشتاور اعمال شده حول محورهای x و y و z می‌باشند. \bar{H} بردار ممنتوم زاویه‌ای ماهواره و $\bar{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ بردار سرعت زاویه‌ای آن و I ماتریس ممان اینرسی-ها می‌باشد. در رابطه (3) ماتریس C ماتریس انتقال یا ماتریس کوسینوس هادی برای انتقال $\phi \rightarrow \theta \rightarrow \psi$ می‌باشد. $\bar{\omega}_0$ سرعت زاویه‌ای مداری ماهواره است. در رابطه (4) q, p, r سرعت زاویه‌ای بدنی ماهواره حول محورهای x و y و z می‌باشند.

معادلات سینماتیک ماهواره در روابط (5) تا (7) آورده شده است.

$$\dot{\phi} = p + [q \sin(\phi) + r \cos(\phi)] \tan(\theta) \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \quad (6)$$

$$\dot{\psi} = [q \sin(\phi) + r \cos(\phi)] \sec(\theta) \quad (7)$$

در روابط (5) تا (7) بردار $[\phi \quad \theta \quad \psi]^T$ بردار زوایای اوپلر ماهواره می‌باشد. معادلات (5) الی (7) به صورت معادلات خطی (8) الی (10) بازنویسی می‌شوند.

$$T_x = I_x \dot{\phi} + 4\omega_0^2 (I_y - I_z) \phi \quad (8)$$

$$T_y = I_y \dot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta \quad (9)$$

$$T_z = I_z \dot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi \quad (10)$$

لذا روابط (8) الی (10) را می‌توان به فرم بسته (11) بازنویسی نمود.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y &= Cx(t) \end{aligned} \quad (11)$$

در رابطه (11) بردار $x(t) = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T$ بردار متغیر-های حالت و بردار $u(t) = [T_x \quad T_y \quad T_z]^T$ بردار متغیرهای کنترلی و بردار y بردار خروجی و ماتریس‌های A, B, C ماتریس‌های ضرایب می‌باشند.

طراحی کنترل تطبیقی مدل مرجع به روش یکی شده

کنترل تطبیقی مدل مرجع به روش یکی شده برای سیستم‌هایی که مرتبه و زمان تاخیر آن معلوم باشد و با فرض مینیمم فاز بودن سیستم، طراحی می‌شود. به این منظور ابتدا مدل گسسته یک سیستم نامتغیر با زمان استخراج می‌شود، سپس بر اساس این مدل الگوریتم کنترلی طراحی می‌گردد. معادلات یک سیستم گسسته زمان به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [5].

$$H(q^{-1}) = \frac{y_p(k)}{u(k)} = \frac{q^{-d} B(q^{-1})}{A(q^{-1})} \quad (12)$$

$$A(q^{-1})y_p(k) = q^{-d} B(q^{-1})u(k), \quad d > 0, \quad y(0) \neq 0 \quad (13)$$

در معادلات (12) و (13) $H(q^{-1}), y_p(k), u(k)$ و d به ترتیب تابع تبدیل گسسته زمان خروجی به ورودی سیستم، خروجی، ورودی و زمان تاخیر می‌باشد. چند جمله‌ای‌های $A(q^{-1})$ و $B(q^{-1})$ در معادلات زیر نشان داده شده است.

$$B(q^{-1}) = b_0 + b_1 q^{-1} + \dots + b_{n_b} q^{-n_b}, \quad b_0 \neq 0 \quad (14)$$

$$A(q^{-1}) = 1 + a_1 q^{-1} + a_2 q^{-2} + \dots + a_{n_a} q^{-n_a} \quad (15)$$

معادله گسسته زمان مدل مرجع به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$C_1(q^{-1})y_m(k) = q^{-d} D(q^{-1})r(k) \quad (16)$$

جدول ۱- مشخصات ماهواره [۷]

$I_y = 3.04 \text{ kgm}^2$	$I_z = 3.09 \text{ kgm}^2$
$I_x = 2.13 \text{ kgm}^2$	$h = 600 \text{ km}$
$m = 50 \text{ kg}$	$I_\omega = \text{diag}(1.47, 1.26, 1.26) \times 10^{-5} \text{ kgm}^2$

بنابراین چند جمله‌ای‌های $A(q^{-1})$ و $B(q^{-1})$ برای خروجی‌های ماهواره مورد بررسی به صورت روابط زیر می‌باشند.

$$\phi \rightarrow \begin{cases} A(q^{-1}) = 1 - 2q^{-1} + q^{-2} \\ B(q^{-1}) = 0.307 + 0.0586q^{-1} \end{cases} \quad (43)$$

$$\theta \rightarrow \begin{cases} A(q^{-1}) = 1 - 2q^{-1} + q^{-2} \\ B(q^{-1}) = 0.305 + 0.0411q^{-1} \end{cases} \quad (44)$$

$$\psi \rightarrow \begin{cases} A(q^{-1}) = 1 - 2q^{-1} + q^{-2} \\ B(q^{-1}) = 0.302 + 0.0404q^{-1} \end{cases} \quad (45)$$

تاخیر زمانی برای مدل ماهواره برابر T_s می‌باشد بنابراین مقدار d برابر ۱ است. با توجه به دینامیک مدل چند جمله‌ای $C_2(q^{-1})$ به صورت رابطه (۴۶) برای تمامی خروجی‌ها در نظر گرفته شده است.

$$C_2(q^{-1}) = 1 - 0.002q^{-1} + 10^{-6}q^{-2} \quad (46)$$

با توجه به معادله (۴۶) و (۲۲) برای تمامی خروجی‌ها چند جمله‌ای‌های $S(q^{-1})$ و $T(q^{-1})$ به صورت زیر تعریف می‌گردند.

$$S(q^{-1}) = 1 \quad (47)$$

$$T(q^{-1}) = 1.998 - (1 - 10^{-6})q^{-1} \quad (48)$$

بلوک دیاگرام سیستم کنترل طراحی شده در شکل (۱) نشان داده شده است.

سیستم شناسایی

به دلیل مشخص نبودن پارامترهای سیستم در این مقاله با استفاده از الگوریتم بازگشتی حداقل مربعات خطا پارامترهای سیستم تخمین زده می‌شود. معادله خروجی تخمین زده شده در رابطه (۳۴) آورده شده است.

$$\hat{y}_i(k) = \Phi_i(k) \hat{\Theta}_i(k) \quad (34)$$

در این رابطه بردارهای $\hat{y}_i(k)$ ، $\hat{\Theta}_i(k)$ ، و $\Phi_i(k)$ به ترتیب خروجی‌های تخمین زده شده، پارامترهای تخمین و بردار رگرسیون نام دارند. این بردارها در روابط (۳۵) الی (۳۸) تعریف شده‌اند.

$$\hat{\Theta}_i(k) = [a_{1i}(k) \ a_{2i}(k) \ b_{0i}(k) \ b_{1i}(k) \ d_i(k)]^T \quad (35)$$

$$\Phi_i(k) = [-y_i(k-1), -y_i(k-2), u_i(k-1), u_i(k-2), 1] \quad (36)$$

$$y(k) = [\phi(k) \ \theta(k) \ \psi(k)]^T \quad (37)$$

$$u(k) = [T_x(k) \ T_y(k) \ T_z(k)]^T \quad (38)$$

در رابطه (۳۵) پارامتر متغیر با زمان $d(k)$ برای حذف اثر عدم قطعیت‌ها و دینامیک مدل نشده به بردار متغیرهای تخمین اضافه شده است. این عمل خطای نعقیب و تنظیم را در اعمال کنترلر به مدل غیرخطی کاهش می‌دهد؛ در واقع اثر عوامل غیر خطی با یک پارامتر متغیر با زمان جمع شونده با سیستم خطی تقریب زده می‌شود. معادلات الگوریتم بازگشتی در روابط (۳۹) الی (۴۲) آورده شده است.

$$\varepsilon(k) = y(k) - \hat{y}(k) \quad (39)$$

$$G(k) = \frac{F(k-1)\Phi(k)}{\lambda + \Phi^T(k)F(k-1)\Phi(k)} \quad (40)$$

$$F(k) = \frac{1}{\lambda} [I - G(k)\Phi^T(k)]F(k-1) \quad (41)$$

$$\hat{\Theta}(k) = \hat{\Theta}(k-1) + G(k)\varepsilon(k) \quad (42)$$

در روابط فوق $\varepsilon(k)$ و λ به ترتیب خطای تخمین و ضریب فراموشی نام دارد. مقدار ضریب فراموشی توسط طراح معمولاً بین ۰/۹۸ تا ۰/۹۹۵ انتخاب می‌شود. مشخصات ماهواره مورد بررسی در جدول (۱) آورده شده است [۷].

شکل ۱ بلوک دیاگرام کنترلر تطبیقی یکی شده با پارامترهای نامعین [۵]

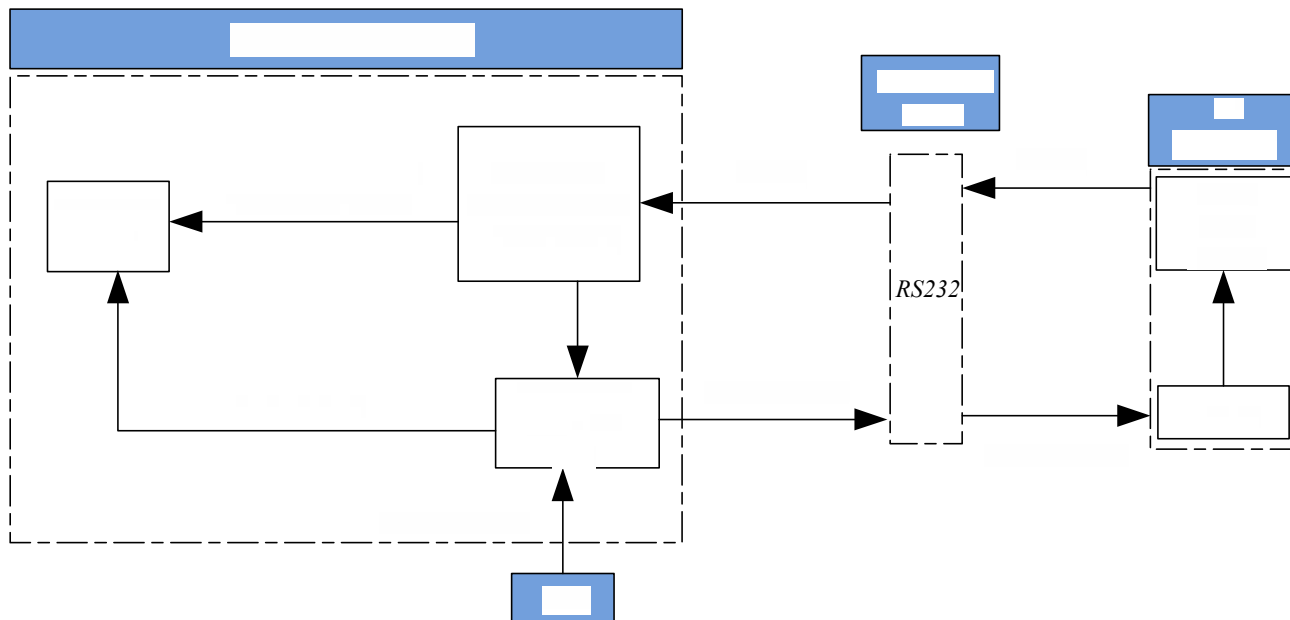
ساز ۲- الکترونیک کنترل که در ساخت این الکترونیک کنترل از میکروکنترلر نوع آرم (ARM) استفاده شده است. ۳- یک مدار واسط جهت تبادل داده میان کامپیوتر شبیه‌ساز و الکترونیک کنترل، در اینجا از پورت سریال RS232 برای انتقال استفاده شده است.

بستر تست نرم افزار در حلقه

در این قسمت یک بستر تست نرم‌افزار در حلقه برای ارزیابی عملکرد الگوریتم کنترلی به صورت بلادرنگ طراحی می‌شود. ساختار کلی این بستر تست دارای ۳ بخش اصلی می‌باشد که عبارتند از: ۱- کامپیوتر شبیه-

تست نرم افزار در حلقه طراحی شده برای کنترل وضعیت ماهواره نشان داده شده است.

در این بستر تست مدل دینامیکی ماهواره و محیط اطراف آن در کامپیوتر شبیه ساز، مدلسازی شده و الگوریتم های کنترل پس از طراحی بر روی برد الکترونیکی پیاده سازی می شود. شکل (۲) بلوک دیاگرام بستر تست نرم افزار در حلقه برای ماهواره را نشان می دهد. در شکل (۳) اجزای بستر



شکل ۲ بلوک دیاگرام سیستم تست نرم افزار در حلقه برای ماهواره

برد الکترونیکی ارسال و ۱۲ بیت از برد دریافت گردد. با توجه به حجم برنامه نویسی مدت زمان برای سیکل های ماشین میکروکنترلر 0.345 sec می باشد، بنابراین حداقل زمان نمونه برداری در عمل برابر 0.4 sec می باشد.

برای دست یافتن به پاسخ های مناسب حداقل زمان نمونه برداری $\frac{1}{10}$ کوچکترین دوره تناوب نوسانات پاسخ می باشد. بیشترین فرکانس نوسانات پاسخ ماهواره مورد بررسی برابر 0.2 Hz می باشد. بنابراین در شبیه سازی و پیاده سازی زمان نمونه برداری ($T_s=0.5sec$) در نظر گرفته شده است. نکته ای که باید به آن اشاره کرد وجود یک تاخیر زمانی به اندازه زمان نمونه برداری (T_s) بین کامپیوتر شبیه ساز و برد الکترونیکی می باشد.

این تاخیر زمانی در ورودی سیستم تحت کنترل رخ می دهد. به عبارتی زمانی که داده ها به برد الکترونیکی ارسال می شوند قانون کنترل محاسبه می شود و در زمان نمونه برداری بعدی به سیستم اعمال می گردد. این تاخیر زمانی باید در مدل سازی و طراحی کنترلر در نظر گرفته شود و براساس این تاخیر الگوریتم کنترل طراحی گردد. عدم توجه به این تاخیر زمانی می تواند موجب بروز رفتار نامناسب سیستم تحت کنترل یا حتی ناپایدار شدن این سیستم شود.

شرایط اولیه وضعیت ماهواره به صورت زیر در نظر گرفته شده است.

$$\phi_0 = 10^\circ, \quad \theta_0 = 10^\circ, \quad \psi_0 = 5^\circ \quad (49)$$

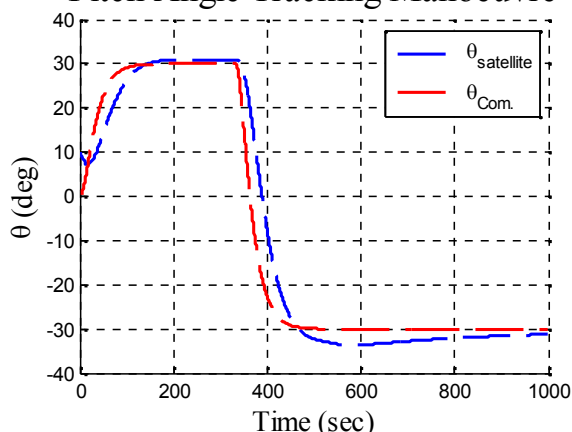


شکل ۳ اجزای بستر تست نرم افزار در حلقه

شبیه سازی و پیاده سازی

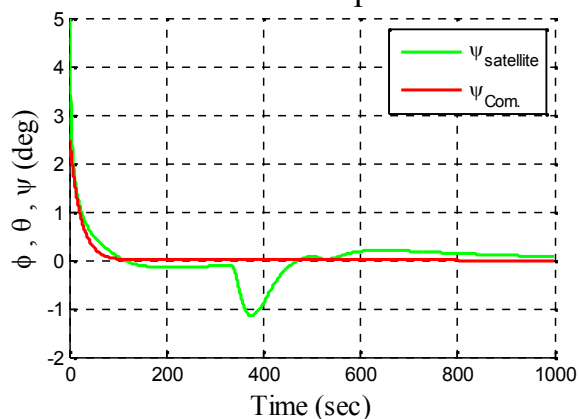
در این قسمت ابتدا الگوریتم کنترل طراحی شده در قسمت قبل بر روی مدل ماهواره اعمال شده و نتایج حاصل از شبیه سازی آن مورد بررسی قرار می گیرد. سپس عملکرد این الگوریتم ها به کمک بستر تست نرم افزار در حلقه ارزیابی می گردد. برای ارسال و دریافت داده از پورت سریال با نرخ ارسال و دریافت اطلاعات ۱۱۵۲۰۰ بیت بر ثانیه استفاده شده است. در کنترل تطبیقی روش یکی شده در یک زمان نمونه برداری باید ۷۲ بیت به

Pitch Angle Tracking Manoeuvre



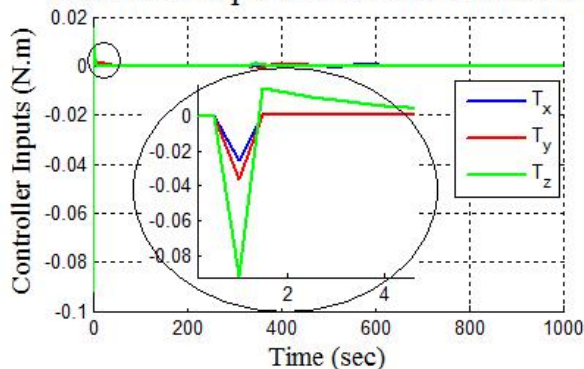
شکل ۷ پاسخ زاویه پیچ با استفاده از کنترلر تناسبی-مشتقی

Attitude Responses



شکل ۸ پاسخ زاویه یابو با استفاده از کنترلر تناسبی-مشتقی

Controller Input For Desire Manoeuvre



شکل ۹ گشتاورهای کنترلی با استفاده از کنترلر تناسبی-مشتقی

با توجه به نمودارهای (۴) و (۶) الی (۸) می توان نتیجه گرفت کنترل تطبیقی به روش یکی شده عمل تعقیب را به خوبی انجام می دهد در حالی که کنترل تناسبی-مشتقی این قابلیت را ندارد. ولی با توجه به نمودارهای (۵) و (۹) می توان گفت کنترلر تناسبی-مشتقی گشتاورهای کنترلی کوچکتری تولید می کند.

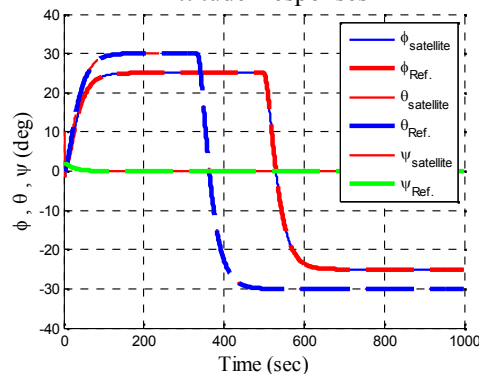
اکنون در این بخش کنترل تطبیقی یکی شده بر روی برد الکترونیک پیاده سازی شده و عملکرد آن در شکل های (۱۰) الی (۱۱) نمایش داده شده است.

در این شبیه سازی مانور تغییر زاویه رول بین ۲۵- تا ۲۵+ درجه، تغییر زاویه پیچ بین ۳۰- تا ۳۰+ درجه و زاویه یابو تنظیم شونده بر روی مقدار صفر در نظر گرفته ایم. قطب های دینامیک خطا که در معادله (۲۱) تعریف شده است در نقاط [0.001, 0.001] قرار داده شده است. ضریب فراموشی در الگوریتم تخمین برابر ۰/۹۹۸ فرض شده است. برای ارزیابی سیستم کنترل طراحی شده یک کنترلر تناسبی-مشتقی بر روی مدل دینامیکی ماهواره اعمال می شود و نتایج آن با کنترل تطبیقی طراحی شده مقایسه می گردد. مقادیر بهره کنترلر تناسبی-مشتقی به صورت رابطه (۵۰) با استفاده از مکان هندسی ریشه ها طراحی شده اند. و در نهایت این کنترلر به مدل غیرخطی اعمال شده است.

$$\begin{aligned} K_{Dx} &= 0.3621 \times 10^{-1}, & K_{Px} &= 2.1087 \times 10^{-3} \\ K_{Dy} &= 0.5168 \times 10^{-1}, & K_{Py} &= 3.0096 \times 10^{-3} \\ K_{Dz} &= 0.5253 \times 10^{-1}, & K_{Pz} &= 3.0591 \times 10^{-3} \end{aligned} \quad (50)$$

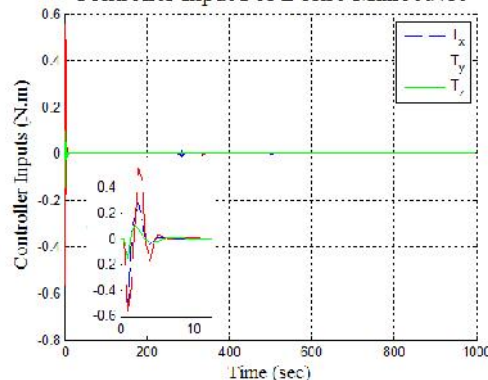
در شکل های (۴) و (۵) نتایج شبیه سازی الگوریتم کنترل تطبیقی به روش یکی شده و در شکل های (۶) الی (۹) نتایج شبیه سازی الگوریتم کنترل تناسبی-مشتقی آورده شده است.

Attitude Responses



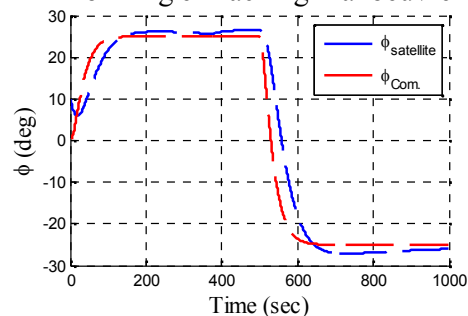
شکل ۴ پاسخ زوایای رول، پیچ و یابو با استفاده از کنترلر تطبیقی

Controller Input For Desire Manoeuvre



شکل ۵ گشتاورهای کنترلی با استفاده از کنترلر تطبیقی

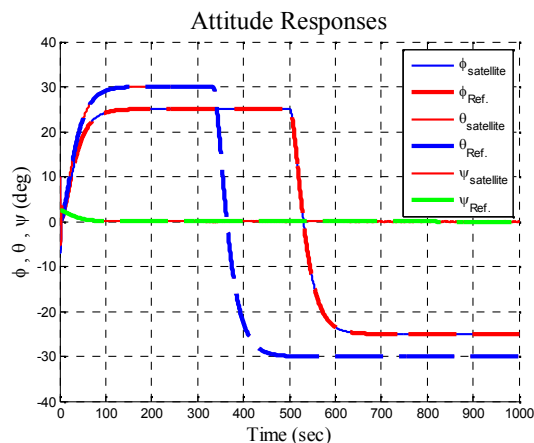
Roll Angle Tracking Manoeuvre



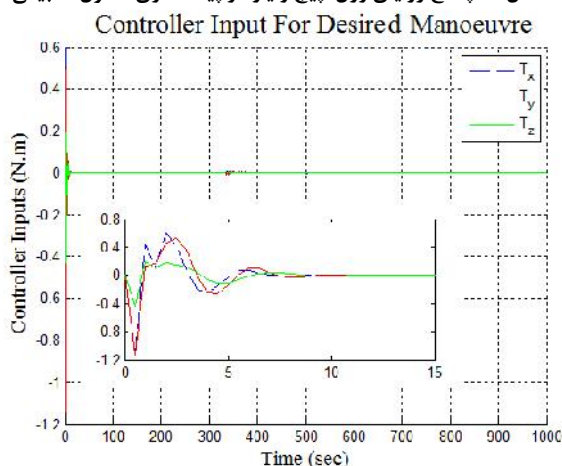
شکل ۶ پاسخ زاویه رول با استفاده از کنترلر تناسبی-مشتقی

مراجع

- 1- Farhad Fani Saberi., Alireza Fazlyab., Abbas Ajorkar., Design and Implementation of a Sliding Mode Attitude Controller of a Satellite in Software in the Loop Test Bed. International Journal of Computer Applications, (0975 – 8887) Volume 98– No.16, July 2014.
- 2- Han-Earl Park, Development of Integrated Orbit and Attitude Software-in-the-loop Simulator for Satellite Formation Flying. Journal Of Astronomy And space Sciences, 2013.
- 3- Kunfeng Lu, Yuanqing Xia., Adaptive attitude tracking control for rigid spacecraft with finite-time convergence. Automatica © 2013 Elsevier Ltd.
- 4- Hossein Bolandi, Farhad Fani Saberi, Bahman Ghorbani Vaghei. , 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. 2010. pp. 1-09-0365.
- 5- V.V.Chalam., Adaptive Control Systems: Techniques And Applications, Copyright By MARCEL DEKKER, INC, 1987.
- 6- Marcel J.Sidi., Spacecraft Dynamic And Control A Practical Engineering Approach. Cambridge University Press, 1997.
- 7- Amit K., Sanyal Zachary Lee-Ho., Attitude Tracking Control of a Small Satellite in Low Earth Orbit. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009.5902.



شکل ۱۰ پاسخ زوایای رول، پیچ و یاء در پیاده سازی کنترل تطبیقی



شکل ۷ گشتاورهای کنترلی در پیاده سازی کنترل تطبیقی

پاسخ‌های بدست آمده از پیاده سازی کنترل تطبیقی به روش یکی شده مشابه پاسخ‌های بدست آمده در شبیه سازی می‌باشد و اختلاف جزئی که بین شبیه سازی و پیاده سازی وجود دارد ناشی از تاخیر زمانی بین ارسال و دریافت داده و محاسبات عددی می‌باشد.

نتیجه‌گیری

در کنترلر تطبیقی طراحی شده با افزودن پارامتر تخمین d به سیستم شناسایی، سیستم می‌تواند اثر کوپلینگ و دینامیک مدل نشده را به خوبی کاهش دهد. مقایسه بین کنترلر تطبیقی به روش یکی شده و کنترلر تناسبی - مشتقی نشان می‌دهد عمل تعقیب را به خوبی انجام می‌دهد در حالی که کنترل تناسبی-مشتقی این قابلیت را ندارد. از مزایای اصلی این روش مناسب بودن برای حالت تنظیم کنندگی و تعقیب کنندگی است. این مزیت در تعقیب زوایای رول و پیچ و عمل تنظیم کنندگی برای زاویه یاء در ماهواره کاربرد دارد. مزیت دیگر این روش سادگی در پیاده‌سازی و سرعت تطبیق بالا می‌باشد. همچنین با مقایسه بین شبیه‌سازی و پیاده‌سازی الگوریتم کنترل تطبیقی به روش یکی شده در بستر تست نرم‌افزار در حلقه می‌توان به این نتیجه رسید که الگوریتم کنترل طراحی شده عملکرد مناسبی دارند. میزان اختلاف جزئی که بین شبیه سازی و پیاده سازی الگوریتم کنترل وجود دارد ناشی از خطای محاسبات عددی و تاخیر زمانی ارسال و دریافت داده بین کامپیوتر شبیه‌ساز و برد الکترونیکی می‌باشد.