



## کنترل مقاوم ماهواره الاستیک با در نظر گرفتن دینامیک عملگر

مریم ملک زاده

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان  
\* اصفهان، صندوق پستی 8174673441، m.malekzadeh@eng.ui.ac.ir

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 18 تیر 1393  
پذیرش: 15 شهریور 1393  
ارائه در سایت: 30 مهر 1393  
کلید واژگان:  
ماهواره انعطاف پذیر غیرخطی  
دینامیک عملگر  
وارون دینامیک  
سنتر I

### چکیده

در این مقاله، اثر دینامیک چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر در کنترل سه محوره ماهواره انعطاف‌پذیر غیرخطی در نظر گرفته شده است. هدف طراحی کنترلر مقاوم غیرخطی برای کنترل وضعیت زاویه‌ای ماهواره الاستیک و حذف نوسانات بالک‌های آن است. کنترلر اعمالی حاصل از ترکیب روش غیرخطی دینامیک وارون و مقاوم سنتر I است. برای مقابله با اثرات غیر مینیمم فازی، کنترلر با روش باز تعریف خروجی بهینه‌سازی می‌شود. در طراحی کنترلر محدودیت عملگرها در نظر گرفته شده است. فرض شده که فقط سه چرخ عکس‌العملی نصب شده بر قسمت صلب ماهواره در سه جهت استفاده شده و هیچ‌گونه عملگری بر روی بالک استفاده نشود. عملکرد کنترلر با توجه به حذف نوسانات بالک، مقاومت نسبت به عدم قطعیت‌ها، حساسیت نسبت به نویز حسگرها و اغتشاشات محیطی و اثرات غیرخطی در مانورهای بزرگ بررسی شده است. در مدل‌سازی اغتشاشات محیطی تمامی جملات شامل ضربه، پله، سینوسی و گاوسی در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی با اعمال دینامیک عملگر، توانایی کنترلر به کار گرفته شده در تعقیب مسیر و حذف نوسانات بالک را نشان می‌دهد.

## Robust control of flexible spacecraft considering actuator dynamic

Maryam Malekzadeh

Department of Mechanical Engineering, Isfahan University, Isfahan, Iran.  
\* P.O.B. 8174673441 Isfahan, Iran, m.malekzadeh@eng.ui.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 09 July 2014  
Accepted 06 September 2014  
Available Online 22 October 2014

### Keywords:

Nonlinear Flexible Spacecraft  
Actuator dynamics  
Dynamic Inversion  
 $\mu$ -Synthesis

### ABSTRACT

In this paper, the effect of the reaction wheel dynamics as controller actuator in multi axis attitude maneuver of a 3D nonlinear flexible spacecraft is considered. In modeling of the actuator dynamic, friction, inertia and electrical subsystems are considered. The nonlinear robust control approach is composed of dynamic inversion and  $\mu$ -synthesis schemes. To overcome the non-minimum phase characteristics, the controllers are designed by utilizing the modified output re-definition approach. In the design of controllers, actuator saturation is considered. It is assumed that only three reaction wheels in three directions on the hub are used. To evaluate the performance of the proposed controllers, an extensive number of simulations on a nonlinear model of the spacecraft are performed. The performances of the proposed controllers is compared in terms of nominal performance, robustness to uncertainties, vibration suppression of panel, sensitivity to measurement noise, environment disturbance and nonlinearity in large maneuvers. In the disturbance modeling all terms such as constant, sinusoidal and impulse are considered. Simulation results show the effects of actuator dynamics and confirm the ability of the proposed controller in tracking the attitude trajectory while damping the panel vibration.

### 1 - مقدمه

مدل خطی سیستم قابل پیاده‌سازی بوده یا اینکه اگر روش کنترل مقاوم غیرخطی باشد، نیاز به حل معادلات پیچیده داشته که این معادلات در اغلب موارد (در مدل‌های پیچیده) راه حلی برای آن به دست نیامده است. با توجه به مانورهای پیچیده ماهواره‌های مدرن، نیاز به بهره‌گیری از کنترلر غیرخطی احساس می‌شود.

مقالات زیادی پیرامون استفاده از روش‌های متفاوت کنترل مقاوم مشابه LQG [1]، استفاده از تابع لیاپانوف [2]، مود لغزشی [3]، سنتر  $\mu$  [6]، بهینه [7]، تطبیقی [8]، بازگشت به عقب [9] بر روی ماهواره صلب و الاستیک نوشته شده است. قابل ذکر است که در اغلب این مقالات ترکیب نامعینی‌ها (مشابه اغتشاش، عدم قطعیت پارامتریک و نویز) لحاظ نشده و اگر مقاوم بودن آن روش مطرح شده فقط نسبت به یکی از این نامعینی‌ها است.

امروزه با توجه به پیچیدگی ماهواره‌ها و استفاده از بالک‌های صفحه‌ای بزرگ در آن‌ها، نیاز به در نظر گرفتن انعطاف‌پذیری بالک‌ها احساس می‌شود. هر چه مدل انعطاف‌پذیری پیچیده‌تر در نظر گرفته شود معادلات دقیق‌تر بوده و به واقعیت نزدیک‌تر است. اما باز هم معادلات دینامیکی از دقت چندانی برخوردار نیست و دینامیک مدل با دینامیک جسم واقعی متفاوت است. لذا هرگونه کنترلی که برای مدل طراحی شود بر روی سیستم واقعی عملکرد یکسانی ندارد (مخصوصاً در مانورهای بزرگ)، لذا نیاز به استفاده از کنترل‌هایی مقاوم که در طراحی آن‌ها عدم قطعیت‌ها و نامعینی‌ها در نظر گرفته شده، احساس می‌شود.

اغلب روش‌های کنترل مقاومی که تا به حال استفاده شده است یا تنها بر

همچنین بیشتر مدلسازی‌ها ساده و هدف کنترل ماهواره در یک یا دو جهت زاویه سمت است [1, 2, 6, 7].

در اغلب این روش‌ها، کنترلر مقاوم توانایی فقط کنترل زاویه سمت را داشته و برای حذف نوسانات بالک‌ها از فیلتر یا از مواد هوشمند مشابه بستهای پیزو الکتریک استفاده شده است یا اینکه ضریب میرایی بزرگ برای حذف نوسانات به کار برده شده است [3-5]. در این مقاله فقط از یک کنترلر بر روی قسمت صلب مرکزی استفاده شده و هیچ‌گونه عملگری بر روی بالک استفاده نشده است.

## 2- معادلات دینامیکی ماهواره انعطاف‌پذیر

سیستم ماهواره مورد بررسی شامل یک قسمت صلب مرکزی و  $N$  بالک متصل به آن است. مطابق شکل (1) هر بالک، چگالی خطی  $\rho_i$  و طول  $l_i$  داشته که از فاصله  $a_i$  به قسمت صلب مرکزی متصل است. با جایگزینی انرژی‌های پتانسیل و جنبشی ماهواره (شامل قسمت صلب مرکزی و قسمت بالک انعطاف‌پذیر) در معادلات لاگرانژ، معادله دینامیکی ماهواره انعطاف‌پذیر به دست می‌آید. ارتعاشات بالک از روش مود فرضی مدل‌سازی شده است. طبق رابطه (1) داریم:

$$\begin{bmatrix} I_t & \kappa_{\dot{q}} \\ \kappa_{\dot{q}}^T & M_{\psi\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(I_t \omega + \Omega(I_t \omega + \kappa_t) + \kappa_{\dot{q}}) \\ Kq + D\dot{q} + C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

در این رابطه  $\omega$  سرعت زاویه‌ای ماهواره،  $q$  بردار مختصات جابجایی بالک‌ها و  $\tau$  گشتاور کنترلی است که از تراسترها یا طرح‌های تغییر ممانتوم کنترلی به دست می‌آید.  $I$  ماتریس اینرسی قسمت صلب مرکزی،  $\kappa_i$  ممانتوم زاویه‌ای آمین بالک به دلیل انعطاف‌پذیری،  $M_{\psi\psi}$ ،  $C$  و  $K$  ماتریس‌هایی که از انتگرال‌گیری شکل مدها و مشتقات آن‌ها به دست می‌آیند.  $D$  ماتریس میرایی مربوط به ارتعاش بالک می‌باشد و در این مقاله صفر در نظر گرفته شده است. برای جزییات بیشتر پیرامون نحوه به دست آمدن معادله ماهواره به مرجع [10] رجوع شود.

## 3- مدل دینامیکی عملگر چرخ عکس‌العملی

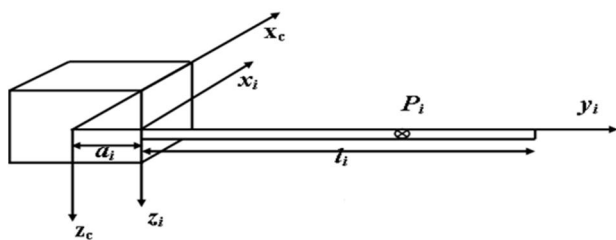
چرخ عکس‌العملی یکی از متداول‌ترین عملگرهای استفاده شده در ماهواره است. نحوه عملکرد چرخ بر اساس تغییر ممانتوم زاویه‌ای ماهواره با تغییر سرعت زاویه‌ای چرخ است. ساختار داخلی چرخ‌های عکس‌العملی شامل روتور، یاتاقان، موتورهای گشتاور، تاکومتر و حسگرهای دیگر و الکترونیک کنترل شونده می‌باشند [11]. شکل (2) یک دیاگرام جعبه‌ای کلی از مدل چرخ عکس‌العملی را نشان می‌دهد. موتور این مدل شامل موتور گشتاوری DC است که با پارامترهای  $K_M$ ،  $K_V$  و  $R_M$  بیان می‌شود.  $\omega$  امان اینرسی محور روتور به همراه چرخ طیار و  $\omega_w$  سرعت زاویه‌ای روتور است. چرخ عکس‌العملی نه تنها با گشتاورهای الکترومغناطیسی موتور حرکت می‌کند بلکه گشتاور اصطکاکی بین چرخ و یاتاقان نیز بر آن تأثیر دارد. طبق روابط (2-4) داریم:

$$T_r = T_c - T_f \quad (2)$$

$$\dot{h}_w = I_w \omega_w = K_M i_M - T_f \quad (3)$$

$$i_M = \frac{V_M - K_V \omega_w}{R_M} \quad (4)$$

$T_r$  کل گشتاور اعمال شده بر ماهواره،  $T_c$  گشتاور تولید شده توسط موتور،  $T_f$  گشتاور اصطکاکی و  $h_w$  ممانتوم زاویه‌ای روتور است.  $V_M$  و  $I_M$  به ترتیب ولتاژ و جریان موتور DC می‌باشند.



شکل 1 مدل ماهواره الاستیک سه درجه آزادی با بالک مدل شده به شکل تیر

در کلبه شبیه‌سازی‌هایی که انجام شده کمتر به محدودیت عملگر اشاره شده است [8]. با توجه به پدیده اشباع در عملگر چرخ عکس‌العملی، در نظر گرفتن این محدودیت از اهمیت خاصی برخوردار است. لذا در این مقاله این محدودیت در طراحی کلبه کنترلرها لحاظ شده است.

بررسی‌ها نشان می‌دهد که از میان روش‌های کنترل خطی مقاوم، روش سنتز  $H_\infty$  بهترین پاسخ را ارائه می‌کند و علاوه بر آن در این روش دست‌طراح بسیار باز بوده و می‌تواند تمامی عوامل مطلوب کارایی و شرایط نامعینی مسئله را در طراحی بگنجانند.

روش کنترل وارون دینامیک، که می‌توان از آن به عنوان نوعی انتقال یاد کرد، در ترکیب با سایر قوانین کنترلی پایداری و تعقیب خوبی از خود نشان می‌دهد. در واقع این کنترلر مدل غیرخطی را به مدل خطی تبدیل می‌کند، اما نسبت به نامعینی‌ها و اغتشاشات سیستم و نویز حسگرها بسیار حساس است.

روش سنتز  $H_\infty$  نسبت به اغتشاشات، عدم قطعیت عملگرهای کنترلی یا عدم قطعیت‌های پلنت و حتی نویز حسگرها بسیار مقاوم است ولی این کنترلر فقط بر مدل خطی سیستم اعمال می‌شود. پس سعی می‌شود که از کنترلر وارون دینامیک استفاده شود تا مدل غیرخطی به خطی تبدیل شود. سپس از کنترلر مقاوم بر روی این مدل خطی به دست آمده، استفاده می‌شود. مسئله مهم در طراحی این کنترلر غیر مینیمم فاز بودن سیستم با

خروجی نوسانات بالک است، لذا در طراحی این کنترلر، یا بایستی خروجی فقط موقعیت زاویه‌ای باشد که در این حالت با اضافه کردن یک جمله نوسانی در تعریف کنترلر خطی سعی در حذف نوسانات می‌شود، یا اینکه با استفاده از روش‌هایی سیستم را مینیمم فاز نمود، یکی از این روش‌ها، روش باز تعریف خروجی است. یعنی تعریف خروجی به گونه‌ای که هر دو جمله موقعیت زاویه‌ای و نوسانات بالک را دارا باشد. در مرجع [10]، نشان داده شده که ترکیبی از موقعیت زاویه‌ای و نوسانات بالک وجود دارد، به گونه‌ای که دینامیک درونی سیستم پایدار یا سیستم مینیمم فاز است. با محاسبه دینامیک درونی سیستم و اثبات پایداری آن، این ضریب محاسبه می‌شود.

همچنین در این مقاله، دینامیک عملگر چرخ عکس‌العملی در نظر گرفته شده است. در طراحی کنترلرهای مورد استفاده بر روی ماهواره خیلی کم به دینامیک عملگر اشاره شده و اگر دینامیکی برای آن در نظر گرفته شده، مدل دینامیکی بسیار ساده و حداکثر مدل درجه 2 است. در مرجع [11] این دینامیک به طور کامل شرح داده شده است. در مرجع [2] دینامیکی تقریباً ساده (بدون در نظر گرفتن ضریب ویسکوزیته متغیر) برای عملگر چرخ عکس‌العملی در نظر گرفته و نشان داده شده که تأثیر در نظر گرفتن این دینامیک در مانورهای کوچک قابل اغماض و در مانورهای بزرگ چشمگیر است. در این مقاله برای بهبود عملکرد، در طراحی کنترلر مقاوم یک وزن عدم قطعیت با توجه به دینامیک عملگر اضافه می‌شود.

در این مقاله، ابتدا در بخش 2 معادلات دینامیکی ماهواره و دینامیک عملگر چرخ عکس‌العملی در بخش 3 ارائه شده است. طراحی کنترلرهای

نشان داده شده است که برای پایداری دینامیک صفر، ضریب  $\alpha$  بایستی به گونه‌ای انتخاب شود که:

$$1 - \alpha \dot{\kappa}_{\dot{q}} M_{\psi\psi}^{-1} > 0$$

لذا در این مقاله خروجی معادل ترکیبی از موقعیت زاویه‌ای و میزان انحراف بالک انتخاب می‌شود. با مشتق‌گیری پیاپی از خروجی سیستم می‌توان به رابطه (11) رسید:

$$y = \theta + \alpha q \rightarrow \dot{y} = \dot{\theta} + \alpha \dot{q} = v \quad (11)$$

مدل خطی شده عبارت است از:  $\dot{v} = v$ . هدف، طراحی یک کنترلر خطی پایدار است. با تعریف  $v = \omega_y \gamma_e - 2\zeta_y \omega_y \dot{\gamma}_e - \omega_y^2 \gamma_e$  و با انتخاب ضرایب  $\gamma_e$  و  $\dot{\gamma}_e$  مناسب، می‌توان به هدف مطلوب رسید. در این رابطه  $\gamma_e$  اختلاف بین خروجی مطلوب و خروجی واقعی سیستم است. بسته به اینکه هدف حذف سریع یا کند نوسانات باشد یا بسته به میزان فرا جهش و زمان نشست پاسخ سیستم، میزان مناسب این ضرایب معادل  $\gamma_e = 0/015$  و  $\dot{\gamma}_e = 1$  اختیار شده است.

#### 5- کنترلر ترکیبی (ترکیب دینامیک وارون و سنتز $\mu$ )

همان‌گونه که در قسمت قبل اشاره شده است، کنترلر وارون دینامیک شامل دو حلقه فیدبک، حلقه اول برای خطی کردن سیستم غیرخطی و حلقه دوم برای کنترلر سیستم خطی حاصل شده می‌باشد. با مشتق‌گیری پیاپی از خروجی به رابطه (12) خواهیم رسید:

$$\dot{v} = \dot{\theta} + \alpha \dot{q} = v \quad (12)$$

مدل خطی شده عبارت است از:  $\dot{v} = v$ . هدف، طراحی یک کنترلر سنتز  $\mu$  بر روی این مدل خطی شده است. با مشتق‌گیری پیاپی از خروجی و با توجه به دینامیک مدل خطی  $\dot{v} = v$  به رابطه (13) می‌رسیم:

$$\begin{aligned} \dot{v} = & (1 - \alpha \dot{\kappa}_{\dot{q}} M_{\psi\psi}^{-1}) A_{\omega} \left( (I_t \dot{\omega} + \Omega(I_t \dot{\omega} + \bar{\kappa}_t) + \dot{\kappa}_{\dot{q}}) \right. \\ & \left. - \dot{\kappa}_{\dot{q}} M_{\psi\psi}^{-1} (\underline{K} \dot{q} + \bar{C}) + \tau \right) \\ & + \alpha M_{\psi\psi}^{-1} (\underline{K} \dot{q} + \bar{C}) \end{aligned} \quad (13)$$

با تعریف دو پارامتر  $A_1$  و  $A_2$  طبق رابطه (14) داریم:

$$\dot{v} = A_1 \tau + A_2 \quad (14)$$

با فرض وجود عدم قطعیت بر روی ممان اینرسی می‌توان روابط (15) و (16) را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{v} = (A_1 + \Delta A_1) \tau + (A_2 + \Delta A_2) = A_1 \tau + A_2 + \Delta A_1 \tau + \Delta A_2 \quad (15)$$

$$\Delta v = \Delta A_1 \tau + \Delta A_2 = \Delta A_1 A_1^{-1} (v_0 - A_2) + \Delta A_2 \quad (16)$$

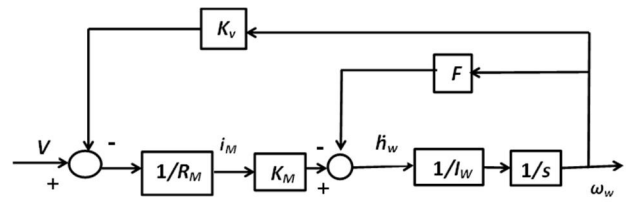
همان‌گونه که مشاهده می‌شود می‌توان این عدم قطعیت را به صورت عدم قطعیت مدل شده ضربی و اغتشاش بر سیستم اعمال کرد. وزن عدم قطعیت با توجه به عدم قطعیت مدل شده معادل  $\Delta A_1 A_1^{-1}$  و وزن اغتشاش نیز معادل  $\Delta A_2 - \Delta A_1 A_1^{-1} A_2$  اختیار می‌شود. دیباگرام بلوکی آن در شکل (4) نشان داده شده است.

با رسم دیباگرام بود مربوط به تابع تبدیل  $\frac{\theta_i}{\tau}$  نامی با تابع وزن عدم قطعیت و تابع تبدیل  $\frac{\theta_i}{\tau}$  واقعی به دلیل وجود 20% عدم قطعیت در پارامترها و با آزمون و خطا می‌توان مقدار تقریبی این وزن را به دست آورد. وزن‌های عدم قطعیت استفاده شده عبارت است از:

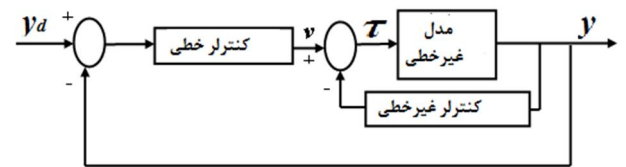
$$W_{\Delta} = \frac{70(s+1)}{s+100}$$

وزن کارایی  $W_{py}$  بایستی چنان انتخاب شود که  $W_{py} < \frac{1}{\|S\|}$  باشد.  $S$  تابع حساسیت سیستم شامل نسبت خطا به میزان مطلوب است. در این بخش وزن کارایی انتخاب شده طبق رابطه (17) برابر است با:

$$W_{py} = \frac{0.09(s^2 + s + 0.25)}{(s^2 + 2.5s + 0.01)} \quad (17)$$



شکل 2 مدل پایه یک طرح تغییر ممنوم مثلاً چرخ عکس‌العملی



شکل 3 روش کنترلی خطی سازی پسخوراند

در شکل 2، مدل جعبه‌ای اصطکاک است. به جز جعبه اصطکاک  $F$ ، هیچ‌کدام از جعبه‌های شکل جزئیاتی نداشته و همه مدل‌ها ایده‌ال و خطی هستند. در مرجع [2]، ارتباط بین گشتاور اصطکاک (شامل اصطکاک خشک و اصطکاک لغزشی) و سرعت چرخش روتور به صورت روابط (5-7) مدل‌سازی شده است:

$$T_f = \begin{cases} T_s + b\omega_w & \text{اگر } \omega_w \neq 0 \\ T_s \text{ if } \omega_w = 0 \text{ و } |T_m| > |T_{s0}| \\ T_m \text{ if } \omega_w = 0 \text{ و } |T_m| \leq |T_{s0}| \end{cases} \quad (5)$$

$$T_m = K_M i_M \quad (6)$$

$$T_s = T_{s0} \text{sign}(\omega_w) \quad (7)$$

در این روابط  $b$  ثابت میرایی ویسکوزیته روتور است. با محاسبه ممنوم زاویه‌ای از رابطه (3)، گشتاور حاصل از چرخ عکس‌العملی از روابط (8-10) به دست می‌آید، که در این روابط  $\tau$  گشتاور اعمالی به ماهواره از طرف چرخ عکس‌العملی و  $\omega$  سرعت زاویه‌ای ماهواره است.

$$\tau_x = (\dot{h}_{wx} + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy})) \quad (8)$$

$$\tau_y = (\dot{h}_{wy} + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz})) \quad (9)$$

$$\tau_z = (\dot{h}_{wz} + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})) \quad (10)$$

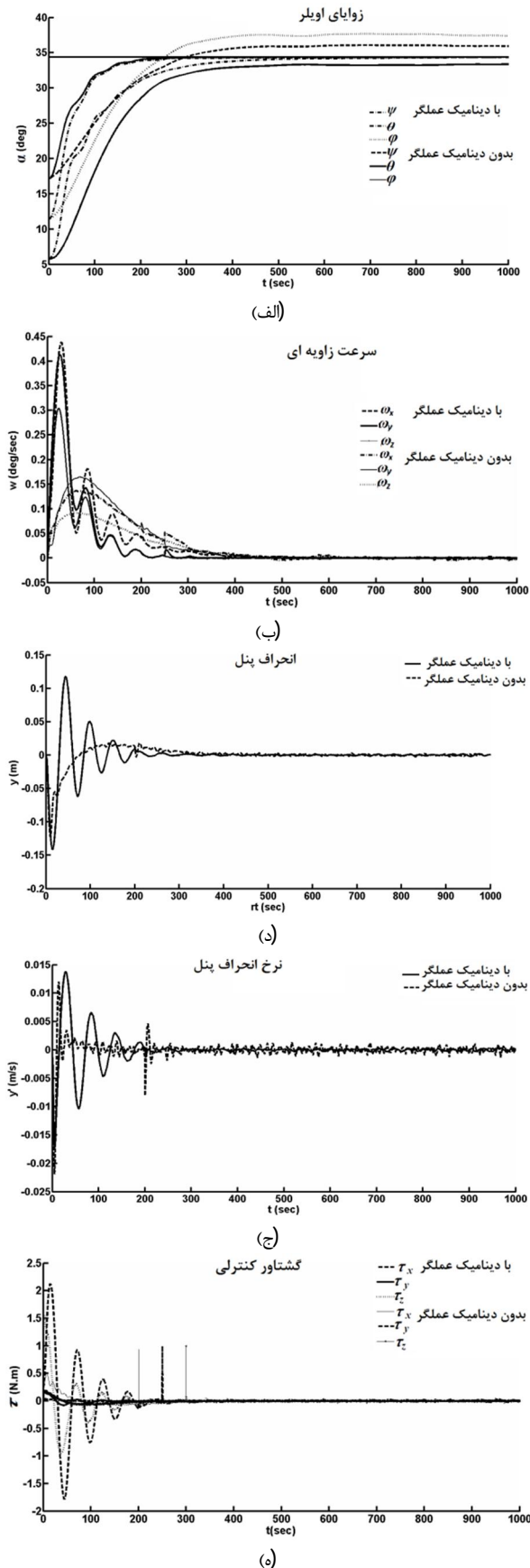
#### 4- روش کنترل وارون دینامیک

روش خطی سازی پسخوراند یا وارون دینامیک، تقریبی برای طراحی کنترلر غیرخطی است که در سال‌های اخیر تحقیقات زیادی پیرامون آن انجام شده است. ایده اصلی آن است که دینامیک سیستم غیرخطی به گونه‌ای جبری به نوع خطی آن انتقال داده شود. این نظریه مشابه ایده تغییر دستگاه مختصات در مکانیک است.

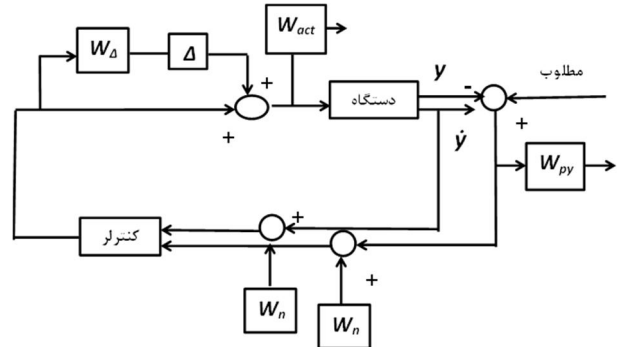
در ساده‌ترین شکل، خطی سازی پسخوراند به کار گرفته می‌شود تا جملات غیرخطی را در سیستم غیرخطی حذف کرده، به گونه‌ای که دینامیک حلقه بسته به فرم خطی در آید. (شکل 3)

فرض شده که مدل ماهواره الاستیک با معادلات دینامیکی (2) بیان شود. هدف کنترل موقعیت زاویه‌ای و انحرافات بالک ماهواره است. واضح است که کنترل با استفاده از پسخوراند خروجی موقعیت نوک ناپایدار بوده و در این حالت سیستم غیر مینیمم فاز است.

در مرجع [10]، جمع موقعیت زاویه‌ای ماهواره و مقیاسی از میزان انحراف نوک الاستیک به عنوان خروجی به شکل  $y_i = \theta_i + \alpha_i q_i$  تعریف می‌شود، که  $-1 < \alpha_i < 1$  است. همچنین نشان داده شده که یک مقدار بحرانی  $0 < \alpha_i^* < 1$  وجود دارد که دینامیک صفر مربوط به خروجی جدید برای  $\alpha_i < \alpha_i^*$  ناپایدار بوده و برای  $\alpha_i^* < \alpha_i < -1$  پایدار است. در این مرجع،



شکل 5 الف) زوایای اوپلر ب) سرعت زوایای ج) انحراف بالک د) نرخ انحراف بالک ه) گشتاور کنترلی، روش کنترلی وارون دینامیک، مقایسه پاسخ‌ها با در نظر گرفتن دینامیک عملگر و بدون آن



شکل 4 دیگرام بلوکی روش سنتز  $\mu$

برای در نظر گرفتن محدودیت عملگر، در طراحی کنترلی سنتز  $\mu$  تابع وزن محدودیت معادل  $W_{act} < \frac{1}{v}$  انتخاب شده که نیاز به دانستن محدوده عملکردی  $v$  است، این محدوده از رابطه (18) محاسبه می‌شود:

$$v = (1 - \alpha \dot{\kappa}_{\bar{q}} M_{\psi\psi}^{-1}) A_{\omega} \left( (I_t \bar{\omega} + \underline{\omega} (I_t \bar{\omega} + \bar{\kappa}_t) + \dot{\kappa}_{\bar{q}}) - \dot{\kappa}_{\bar{q}} M_{\psi\psi}^{-1} (K \bar{q} + \bar{C}) + \tau \right) + \alpha M_{\psi\psi}^{-1} (K \bar{q} + \bar{C}) \quad (18)$$

این وزن با آزمون و خطا معادل  $W_{act} = 4000$  انتخاب شده است. ورودی کنترلی  $y_e$  و  $\bar{y}$  است. وزن نویز  $W_n$  با توجه به دقت اندازه‌گیری حسگرها، معادل  $W_n = \left( \frac{0.2\pi}{180} \right) \frac{0.12s+1}{0.001s+1}$  انتخاب می‌شود. کنترلی سنتز  $\mu$  استفاده شده از مرتبه 21 است که درجه آن به 12 کاهش یافته است.

## 6- نتایج شبیه‌سازی

فرض شده که ماهواره در مدار زمین آهنگ یعنی در ارتفاع ثابت تقریباً  $36000 \text{ km}$  قرار بگیرد. هدف آن است که آنتن فرستنده ماهواره دقیقاً در موقعیت معلوم برای پوشش دهی مناسب منطقه مورد نظر قرار گیرد. فرض شده آنتن بر روی قسمت صلب مرکزی ثابت باشد. لذا هدف کنترل وضعیت زاویه‌ای ماهواره است. ماهواره (شکل (1)) شامل قسمت صلب مرکزی به شعاع  $1 \text{ m}$ ، جرم  $2000 \text{ kg}$  و یک بالک با چگالی  $\rho = 8 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ ، طول  $l = 10 \text{ m}$  و ضخامت  $h = 0.02 \text{ m}$  است که در فاصله  $r = [0 \ 0.5 \ 0] \text{ m}$  به قسمت مرکزی متصل شده است و یک مدول الاستیسیته کوچک معادل  $E = 5 \times 10^8 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$  برای افزایش انعطاف‌پذیری بالک با ضریب پواسون  $\nu = 0.3$  فرض شده است [10]. با این خواص ممان اینرسی کل ماهواره با بالک کاملاً باز و بدون انحراف بالک برابر است با:

$$I_t = \begin{bmatrix} 4192 & 0 & 0 \\ 0 & 342 & 0 \\ 0 & 0 & 4200 \end{bmatrix} \text{ kgm}^2$$

هدف کنترل وضعیت زاویه‌ای ماهواره زمین آهنگ در سه جهت و حذف ارتعاشات بالک‌های آن است. از زوایای اوپلر  $\theta$ ،  $\varphi$  و  $\psi$  برای بیان موقعیت زاویه‌ای استفاده شده است.

در این مقاله مقاومت سیستم با فرض 20% نامعینی بر روی پارامترهای  $I_c$  و  $M_{\psi\psi}$  بررسی شده است. اغتشاشات محیطی (شامل گشتاور گرادیان جاذبه، تشعشعات خورشیدی، گشتاورهای آیرودینامیکی و مغناطیسی) به صورت رابطه (19) مدل‌سازی شده است:

$$d(t) = \begin{bmatrix} 0.005 - 0.05 \sin\left(\frac{2\pi t}{400}\right) + \delta(200, 0.2) + v_1 \\ 0.005 + 0.05 \sin\left(\frac{2\pi t}{400}\right) + \delta(250, 0.2) + v_2 \\ 0.005 - 0.03 \sin\left(\frac{2\pi t}{400}\right) + \delta(300, 0.2) + v_3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

که  $\delta(t_1, \Delta T)$  معرف یک اغتشاش پالسی به اندازه 1، عرض  $\Delta T$  و شروع شده در نقطه  $t_1$  است. ضرایب  $V_1, V_2$  و  $V_3$  نویزهای گاوسی با مقادیر میانگین  $m_v=0$  و واریانس‌های  $\sigma_v=0.005$  می‌باشند. شاید مقدار این اغتشاش اندکی بیش از واقعیت به نظر آید اما همه جملات (سینوسی، ضربه و ثابت) در آن مفروض گشته است.

پارامترهای چرخ عکس‌العملی مشابه مرجع [2]، انتخاب شده است:

$$R_M=1\Omega, K_v=0.0001, K_M=0.1(\text{Nm/A}), K_v=1, b=1.02e^{-4}(\text{Nm/rad/sec}), T_{s0}=0.002(\text{Nm}), I_w=0.01\text{kg-m}^2.$$

در این مقاله با در نظر گرفتن فقط یک مود الاستیک، ضریب  $\dot{\kappa}_q M_{\psi} \psi^{-1}$  معادل  $[0.0804 \ 0 \ 0]$  بوده و  $\alpha$  بایستی کوچک‌تر از معکوس آن انتخاب شود یعنی:  $\alpha = [0.14 \ 0.14 \ 0.14]$ .

در شکل (5) ماهواره الاستیک سه درجه آزادی به وسیله روش وارون دینامیک کنترل شده است. نتایج شبیه‌سازی در دو حالت با در نظر گرفتن دینامیک عملگر چرخ عکس‌العملی و بدون آن در شرایط حضور کلیه نامعینی‌ها نشان داده شده است.

همان‌گونه که مشاهده می‌شود دیگر نوسانات ناشی از اغتشاش ضربه‌ای در پاسخ سیستم با در نظر گرفتن دینامیک عملگر وجود ندارد.

در شکل (6) روش کنترلی ترکیبی با نظر گرفتن دینامیک عملگر<sup>1</sup> و بدون آن در شرایط حضور کلیه نامعینی‌ها بر مدل ماهواره الاستیک فضایی پیاده‌سازی و نتایج شبیه‌سازی ارائه شده‌اند.

نتایج شبیه‌سازی توانایی این کنترلر با وجود دینامیک عملگر را نشان می‌دهد.

همان‌گونه که در شکل (5 الف) نشان داده شده است، روش خطی سازی پس‌خوراند وقتی دینامیک عملگر در شبیه‌سازی اعمال می‌شود، عملکرد بسیار ضعیفی دارد. پاسخ، خطای دائمی بزرگی داشته و نمی‌تواند مسیر مطلوب را تعقیب نماید. این رفتار غیر مقاوم بودن روش دینامیک وارون را به خوبی نشان می‌دهد.

پاسخ زوایای اوایلر با استفاده از کنترلر ترکیبی، در شکل (6 الف) نشان داده شده است. می‌توان مشاهده کرد که هر سه زاویه در زمان کوچک‌تر از 600 ثانیه به هدف مطلوب می‌رسند.

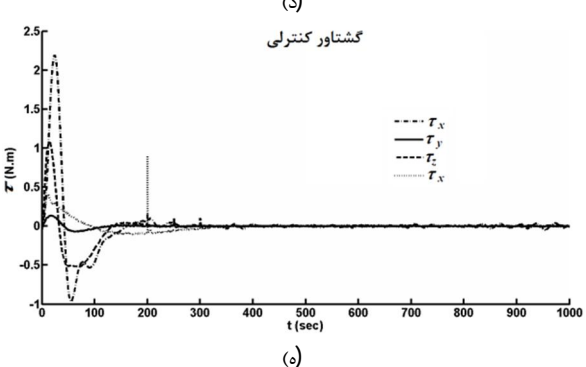
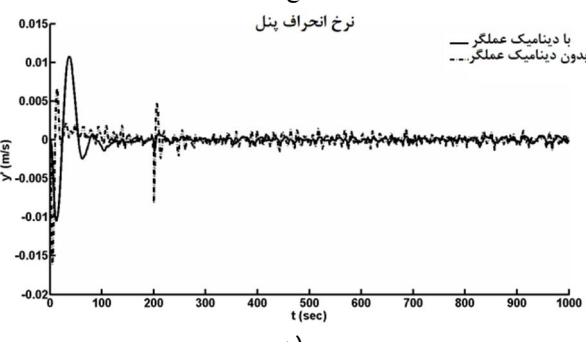
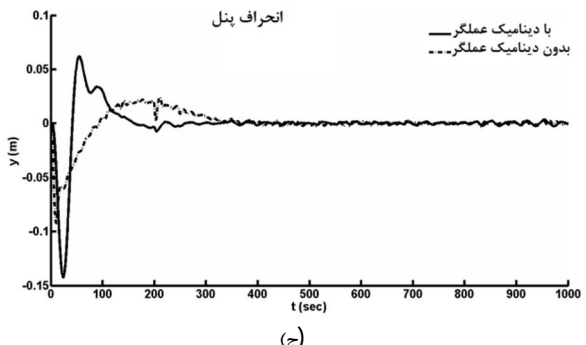
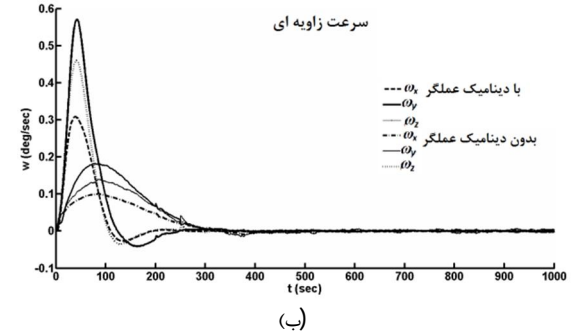
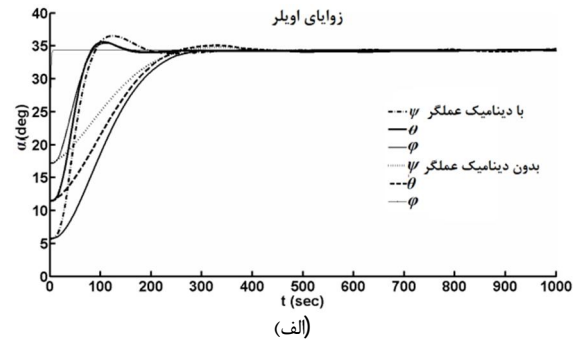
ماکزیمم انحراف نوک بالک در روش دینامیک وارون بزرگ‌تر بوده و حدود 0/16 m است (شکل (5 د) با در نظر گرفتن دینامیک عملگر). در کل با مقایسه شکل‌های (5) و (6)، کنترلر ترکیبی نرخ انحراف بالک بزرگ‌تر داشته و منتج به حذف سریع‌تر نوسانات بالک می‌شود. میزان ممنوم مورد نیاز هر چرخ عکس‌العملی در شکل (6 ج) نشان داده شده است، در مقایسه با شکل (5 ج)، روش ترکیبی تلاش کنترلی بیشتری نیاز دارد.

در کل شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که الگوریتم ترکیبی عملکرد بهتری در مانورهای بزرگ دارد ولی درجه کنترلی بالاتری نیز دارا است.

نتایج شبیه‌سازی با کنترلر ترکیبی در حالت  $\alpha=0$  (یعنی خروجی فقط زاویه سمت ماهواره باشد)، توانایی روش باز تعریف خروجی را نشان می‌دهد. شکل‌ها به دلیل اختصار نشان داده نشده است.

## 7- نتیجه‌گیری

هدف از این مقاله کنترل وضعیت زوایای ماهواره الاستیک و حذف نوسانات بالک‌های آن با استفاده از ترکیب روش وارون دینامیک و سنتز  $H_2$  است. در این مقاله کنترلر بر مدل ماهواره الاستیک با موقعیت زوایای سه درجه



شکل 6 الف) زوایای اوایلر ب) سرعت زاویه‌ای ج) انحراف بالک د) نرخ انحراف بالک ه) گشتاور کنترلی، ماهواره الاستیک فضایی، روش کنترلی ترکیبی، مقایسه پاسخ‌ها با دینامیک عملگر و بدون آن

- [4] M. Sayanjali, J. Roshanian and A. Ghaafari, Three Axis Maneuver of Elastic Spacecraft Consist Active Vibration Control, *Journal of Space Science and Technology*, No.3, Spring, pp.43, 2009. (In Persian)
- [5] Q. Hu, Robust Adaptive-Sliding Mode Fault Tolerance Control with L2-gain Performance for Flexible Spacecraft using Redundant Reaction Wheel, *Control Theory and Applications*, Vol. 4, No.6, pp.105-107, 2011.
- [6] E. Habibolahi, M. Shafie and H.A. Talebi, Micro Spacecraft Three Axis Attitude Control using Magnetic Actuator by  $\mu$ -Synthesis Method, *Journal of Space Science and Technology*, No.15-16, Spring and Summer, pp.9-18, 2013. (In Persian)
- [7] M. Xin and H. Pan, Indirect Robust Control of Spacecraft via Optimal Control Solution, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems*, Vol.48, No.2, pp.1798-1809, 2012.
- [8] T.P. Sales, D.A. Rade and L.C.G. Soza, Passive Vibration Control of Flexible Spacecraft using Shunted Piezoelectric Transducers, *Aerospace Science and Technology*, Vol.29, No. 1, pp.403-412, 2013.
- [9] S. Ding and W.X. Zhung, Non Smooth Attitude Stabilization of a Flexible Spacecraft, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.50, No.2, pp.1163-1183, 2014
- [10] M. Malekzadeh, A. Naghash and H.A.Talebi, A Robust Nonlinear Control Approach for Tip Position Tracking of Flexible Spacecraft, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.27, No.4, pp.2423-2434, 2011.
- [11] A. Aghalari and M. Iranzad, The Perfect Modeling of Reaction Wheel Turbulences and Implementing on a laboratory Prototype, *Journal of Space Science and Technology*, No.14, Spring, pp.43, 2013. (In Persian)

آزادی و بالک مدل شده به صورت تیر اعمال می‌شود. در این مقاله، اثر دینامیک چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر در کنترل سه محوره ماهواره در نظر گرفته شده است. برای مقابله با اثرات غیر مینیمم فازی، کنترلر با استفاده از روش باز تعریف خروجی بهینه‌سازی می‌شود. فرض شده که فقط سه چرخ عکس‌العملی نصب شده بر ماهواره در سه جهت استفاده شود. عملکرد کنترلر با توجه به حذف نوسانات بالک، مقاومت نسبت به عدم قطعیت‌ها، حساسیت نسبت به نویز و اغتشاشات محیطی و اثرات غیرخطی در مانورهای بزرگ بررسی شده است. نتایج شبیه‌سازی با اعمال دینامیک عملگر، توانایی روش کنترلی ترکیبی را در تعقیب مسیر و حذف نوسانات بالک در شرایط نامعینی کلی (شامل عدم قطعیت‌ها، اغتشاش‌ها و در حضور نویز حسگرها) نشان می‌دهد.

## 8- مراجع

- [1] A.R. Kosari, M. Peyrovani and H.Nejat, Design of LQG/LTR Controller for Attitude Control of Geostationary Satellite using Reduced Quaternion Model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 6, pp. 1-10, 2014. (In Persian)
- [2] M. Bagheri, M. Kabganian and R. Nadaf, Three Axis Attitude Control Design for a Spacecraft based on Lyapunov Stability Criteria, *ScientiaIranica*, No.94, 2013.
- [3] E. Azadi, M. Eghtesad, S.A. Fazelzadeh and M. Azadi, "Vibration Suppression of Smart Nonlinear Flexible Appendages of a Rotating Satellite by using Hybrid Adaptive Sliding Mode/ Lyapunov Control", *Journal of Vibration and Control*, 2013.