

کنترل فعال مقاوم ارتعاشات یک ماهواره انعطاف پذیر غیر خطی

مریم ملک زاده^۱

۱ استادیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، malekzadeh@eng.ui.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۷/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۱۰/۱۵

چکیده

در این پژوهش کنترل موقعیت زاویه‌ای و حذف فعال نوسانات ماهواره انعطاف پذیر با استفاده از بست‌های پیزوالکتریک به‌عنوان عملگر و حسگر بررسی می‌شود. از دو حلقه کنترلی شامل یک حلقه داخلی برای کنترل میزان انحراف نوسانات بالک و یک حلقه بیرونی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شود. عملگر حلقه داخلی پیزوالکتریک‌های نصب شده بر سطح بالایی بالک و عملگر حلقه بیرونی همان چرخ عکس‌العملی است. در حلقه داخلی، یک کنترل کننده بهینه برای حذف نوسانات بالک طراحی شده است. حلقه بیرونی اما شامل دو کنترل کننده خطی سازی پس‌خوراند و کنترل کننده ترکیبی (ترکیب خطی سازی پس‌خوراند و سنتز μ) می‌باشد که روی قسمت صلب مرکزی عمل می‌کند و مانور ماهواره را تضمین می‌نماید. برای بررسی عملکرد کنترل کننده‌های به کار گرفته شده، شبیه‌سازی‌هایی بر مدل غیرخطی ماهواره انعطاف پذیر انجام شده است. عملکرد کنترل کننده‌ها بر حسب کارایی نامی، مقاومت نسبت به عدم قطعیت‌ها، حذف نوسانات بالک، حساسیت نسبت به نوفه اندازه‌گیری شده و اغتشاشات محیطی در مانورهای بزرگ بررسی شده است. نتایج شبیه‌سازی توانایی کنترل کننده فعال ترکیبی را در تعقیب مسیر به همراه حذف نوسانات ارتعاشات بالک نشان می‌دهد. نشان داده شده است که در روش ترکیبی، عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و خطاهای اندازه‌گیری اثر کمی بر عملکرد تعقیب و حذف نوسانات دارد.

واژگان کلیدی

ماهواره انعطاف پذیر غیر خطی، بست‌های پیزوالکتریک، کنترل فعال، کنترل ترکیبی

۱. مقدمه

هزینه و وزن کم، تهیه آسان، استفاده در محدوده وسیع دمایی، اثر پسماند کم، اندازه‌گیری فرکانس‌های پایین و خطی بودن رابطه تنش مکانیکی و پلاریزه شدن الکتریکی دارای کاربردهای فراوانی

امروزه توجه به موضوع کنترل فعال ارتعاشات، که در واقع همان کاهش نوسانات به‌طور خودکار است، اهمیت بسزایی یافته است. از میان مواد هوشمند، پیزوالکتریک‌ها به‌علت انعطاف پذیری بالا،

هستند [۱]. در این میان، مقالات متعددی پیرامون کنترل فعال ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر نوشته شده است و از روش‌های کنترلی متفاوتی مشابه کنترل پسخوراند نرخ کرنش [۲]، پسخوراند مثبت موقعیت^۱ [۳]، پسخوراند سرعت مودال [۴]، روش‌های مقاوم [۵]، تطبیقی [۶]، فازی [۷] و جز این‌ها استفاده شده است. در مآخذ [۸] دو روش LQG و PPF روی شبیه‌ساز ماهواره آزمایش و نشان داده شده است که روش LQG در کنترل همه مدها توانا است، اما روش PPF در کنترل مدهای بزرگ بهتر عمل می‌کند.

طی دو دهه اخیر، تحقیقات گسترده‌ای پیرامون کنترل فعال و غیرفعال ماهواره انعطاف‌پذیر انجام شده است. در کنترل غیرفعال ارتعاشات ماهواره فقط از یک عملگر روی قسمت صلب مرکزی برای کنترل زوایای سمت ماهواره استفاده می‌شود و با تمهیداتی مشابه استفاده از فیلتر یا مقاوم‌نمودن کنترل‌کننده سعی در حذف نوسانات بالک می‌شود. در کنترل فعال ارتعاشات ماهواره، علاوه بر عملگر کنترلی روی قسمت صلب از مواد هوشمند به‌عنوان عملگر و حسگر روی بالک برای حذف ارتعاشات استفاده می‌شود. در این مقاله، هدف کنترل فعال ماهواره است.

در مآخذ [۹] و [۱۰] به‌ترتیب از کنترل‌کننده تطبیقی - شبکه عصبی و بازگشت به عقب برای کنترل زوایای سمت ماهواره استفاده شده است. در این مراجع معادله حالت سیستم با بردار حالت شامل موقعیت زاویه‌ای و نوسانات بالک، و بردار ورودی کنترلی شامل گشتاور چرخ عکس‌عملی و ولتاژ پیزوالکتریک بازنویسی شده و کنترل‌کننده‌ها براساس این بردار حالت و ورودی کنترلی طراحی می‌شود. واضح است که در این روش، دینامیک و کنترل‌کننده طراحی شده پیچیده می‌باشد.

مراجع [۱۱] تا [۱۳] از کنترل‌کننده‌های مود لغزشی، دینامیک معکوس تطبیقی و بازگشت به عقب، برای کنترل وضعیت، و از روش لیاپانوف برای کنترل نوسانات بالک‌ها استفاده شده است. در این مراجع، با فرضیاتی چون در نظر گرفتن اختلالات کوچک سعی در ساده‌سازی و جداکردن معادلات نموده‌اند و دو کنترل‌کننده جداگانه (یکی برای کنترل قسمت صلب مرکزی و دیگری برای کنترل نوسانات بالک) طراحی می‌شود. این روش به‌دلیل صرف‌نظر از ترم‌های کوپل در دینامیک ماهواره در مانورهای بزرگ کارایی چندانی ندارد.

هو از روش مود لغزشی - تطبیقی روی مدل یک درجه آزادی استفاده کرده است [۱۴]. او از دو حلقه کنترلی داخلی و خارجی

برای کنترل ماهواره استفاده نموده است. از حلقه داخلی برای کنترل ارتعاشات بالک (متغیر سریع) و از حلقه بیرونی برای کنترل زوایای ماهواره (متغیر کند) استفاده شده است. با فرض اینکه متغیر کند (وضعیت ماهواره) در حلقه داخلی تأثیر چندانی ندارد، در رابطه مربوط به متغیر سریع (انحرافات بالک) هیچ تأثیری از متغیر کند در نظر گرفته نمی‌شود، لذا یک معادله جداگانه برای متغیر سریع به‌دست می‌آید. این روش نسبت به روش اول پیچیدگی کمتری دارد و از دقت بالاتری نسبت به روش دوم برخوردار است. لذا در این مقاله از این روش استفاده شده است.

با توجه به مانورهای بزرگ ماهواره، نیاز به یک کنترل‌کننده غیرخطی احساس می‌شود. روش خطی‌سازی پسخوراند یکی از متداول‌ترین کنترل‌کننده‌های غیرخطی است. این کنترل‌کننده در واقع یک انتقال است که با حذف ترم‌های غیرخطی، مدل را خطی می‌کند. اما این روش کنترلی در شرایط نامعین مقاوم نیست. با توجه به نامعینی‌هایی شامل عدم قطعیت‌های موجود در مدل، اغتشاشات محیطی و نوفه حسگرها، نیاز به یک کنترل‌کننده مقاوم احساس می‌شود. از جمله کامل‌ترین کنترل‌کننده‌های مقاوم روش خطی سنتز μ است. در این کنترل‌کننده، طراح می‌تواند با انتخاب مناسب وزن‌های کارایی و عدم قطعیت، کنترلی مناسب طراحی نماید. لذا در این مقاله دو روش کنترلی خطی‌سازی پسخوراند و سنتز μ ترکیب شده تا کنترل‌کننده مقاوم غیرخطی طراحی شود. در این مقاله، از روش مود فرضی برای شبیه‌سازی انعطاف‌پذیری بالک‌ها و در نظر گرفتن ارتعاشات عرضی آنها استفاده شده است. برای این منظور از سه بست پیزوالکتریک در ابتدا، انتها و وسط بالک استفاده شده است. همچنین در طراحی کنترل‌کننده‌ها، محدودیت عملگرها در نظر گرفته شده است.

در پژوهش حاضر، ابتدا معادلات دینامیکی ماهواره انعطاف‌پذیر با لایه‌های پیزوالکتریک ارائه شده است. طراحی کنترل‌کننده ماهواره با استفاده از کنترل‌کننده بهینه در حلقه داخلی و کنترل‌کننده ترکیبی (ترکیب وارون دینامیک و سنتز μ) در حلقه خارجی به‌ترتیب در بخش‌های ۳ و ۴ ارائه شده است. در بخش ۵ نتایج شبیه‌سازی ذکر و در نهایت نتیجه‌گیری کلی ارائه شده است.

۲. معادلات دینامیکی ماهواره الاستیک با پیزوالکتریک

مدل کلی ماهواره شامل یک جسم صلب مرکزی است که N تیر الاستیک در طرفین آن نصب شده است و روی هر تیر n_p لایه

پیزوالکتریک در فواصل مساوی قرار دارند (شکل ۱). برای به دست آوردن دینامیک ماهواره انعطاف پذیر، با تعریف انرژی جنبشی و انرژی پتانسیل و با جایگزینی آن در معادلات لاگرانژ توسعه یافته این معادلات به دست می آید. فرض می شود که هر بالک با چگالی خطی ρ_i (جرم بر واحد طول)، طول l_i و در فاصله b_i از قسمت صلب مرکزی متصل است.

$$w_i = w_i(y, t) = \sum_{j=1}^n q_j(t) \psi_j(t) \Rightarrow \psi_i q_i \quad (7)$$

به طوری که q_i مختصات مودال، n تعداد مودهای فرضی و تابع ψ_i شکل مود بالک است. توابع شکلی به صورت زیر در نظر گرفته می شود [۹].

$$\psi_s(y) = \left\{ \left(\cosh\left(\lambda_s \frac{y}{l}\right) - \cos\left(\lambda_s \frac{y}{l}\right) \right) - \right. \quad (8)$$

$$\left. \sigma_s \left(\sinh\left(\lambda_s \frac{y}{l}\right) - \sin\left(\lambda_s \frac{y}{l}\right) \right) \right\}$$

$$\sigma_s = \frac{\sinh(\lambda_s) - \sin(\lambda_s)}{\cosh(\lambda_s) + \cos(\lambda_s)} \quad (9)$$

باید توجه داشت که λ_i ریشه معادله ۱۰ است:

$$\cosh(\lambda_s) + \cos(\lambda_s) + 1 = 0 \quad (10)$$

این توابع برآورنده شرایط مرزی هندسی و فیزیکی تیر یکسر درگیر بوده و توابعی قابل قبول برای تیر الاستیک یکسر درگیر می باشد. انرژی پتانسیل ترم جاذبه ای ندارد و تنها شامل انرژی تغییر شکل تیر می باشد [۱۶].

$$P = \sum_{i=1}^N \int E_i I_i y_i''^2 dy$$

$$P = \sum_{i=1}^N \frac{E_i t_i^3}{12} \int q_i^T \psi_i''' \psi_i'' q_i dy \quad (11)$$

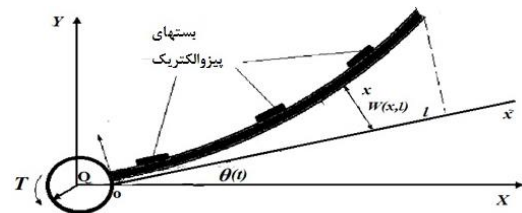
پارامترهای t و E به ترتیب ضخامت و مدول الاستیسیته آلمین بالک می باشند. سه معادله اصلی الکترومکانیکی برای یک المان پیزوالکتریک با فرض همگنی و لایه های پلاریزه هم محور می تواند به معادله یک بعدی ۱۲ تبدیل شود [۱]:

$$\begin{bmatrix} D_3 \\ S_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_3^T & d_{31} \\ d_{31} & S_{11}^E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_3 \\ T_1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

ضرایب D_i, E_i, T_i, d_{ij} و S_{ij}^E به ترتیب جابه جایی های الکتریکی در طول i امین محور، چگالی میدان الکتریکی اعمالی، قابلیت گذر، ثابت شارژ و ثابت الاستیک مواد پیزو الکتریک می باشند. با توجه به اینکه ثابت الاستیک یک ماده پیزو S_{11}^E معکوس مدول یانگ E_p می باشد، معادله ۱۲ به شکل ۱۳ نوشته می شود [۱]:

$$\begin{bmatrix} D_3 \\ T_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_3^T - d_{31} E_p & d_{31} E_p \\ -d_{31} E_p & E_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_3 \\ S_1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

پیزوالکتریک در فواصل مساوی قرار دارند (شکل ۱). برای به دست آوردن دینامیک ماهواره انعطاف پذیر، با تعریف انرژی جنبشی و انرژی پتانسیل و با جایگزینی آن در معادلات لاگرانژ توسعه یافته این معادلات به دست می آید. فرض می شود که هر بالک با چگالی خطی ρ_i (جرم بر واحد طول)، طول l_i و در فاصله b_i از قسمت صلب مرکزی متصل است.



شکل ۱. مدل ماهواره الاستیک

انرژی جنبشی کل سیستم شامل انرژی قسمت صلب، بالکها و بست های پیزوالکتریک عبارت است از [۱۵]:

$$T = \frac{1}{2} \omega^T I_h \omega + \sum_{i=1}^N T_i + \sum_{i=1}^{n_p} T_{pi} \quad (1)$$

به طوری که در این رابطه I_h ممان اینرسی قسمت مرکزی است. بردار مکان هر ذره روی تیر به شکل رابطه ۲ تعریف می شود:

$$\bar{R} = (b+x)\bar{b}_1 + y\bar{b}_2 \quad (2)$$

بردارهای \bar{b}_1 و \bar{b}_2 در راستای بالک و عمود بر آن در دستگاه بدنه انتخاب شده اند. همچنین y تغییر شکل الاستیک در راستای عمود بر امتداد x (راستای طولی بالک) می باشد. با مشتق گیری از رابطه بالا سرعت ذره به دست می آید:

$$\bar{V} = \dot{\bar{R}} = ((r+x)\dot{\theta} + \dot{y})\bar{b}_2 - y\dot{\theta}\bar{b}_1 \quad (3)$$

به طوری که در این رابطه V_i سرعت نقطه ای روی بالک i ام است. با جایگذاری در معادله انرژی جنبشی پیل می توان نوشت:

$$T_i = \frac{1}{2} \int_0^l \rho_{bi} V_i^T V_i dx \quad (4)$$

$$T_i = \int_0^l \rho_{bi} \left((b+x)^2 \dot{\theta}^2 + 2(b+x)\dot{\theta}\dot{y} + \dot{y}^2 + y^2 \dot{\theta}^2 \right) dx \quad (5)$$

$$T_{pi} = \frac{1}{2} \int_{x_i}^{h_i+x_i} \rho_{bi} V_i^T V_i dx \quad (6)$$

به طوری که در این روابط l_i طول بالک i ام، ρ_b جرم واحد طول بالک، ρ_{bi} جرم واحد طول و h_{pi} طول i امین بست

$$J = \int_0^{\infty} [X^T Q X + v^T R v] dt \quad (20)$$

در تعریف توابع تنظیم کننده خطی، ماتریس های وزنی Q و R توسط طراح انتخاب می شوند. ماتریس مربعی نیمه مثبت معین Q ، برای تعیین وزن یا اهمیت مقادیر ورودی وضعیت سیستم استفاده می شود. ماتریسی مربعی و مثبت معین R ، برای مشخص کردن وزن یا اهمیت مقادیر ورودی کنترلی سیستم است. در این مقاله ماتریس های وزنی با سعی و خطا معادل $Q=I$ و $R=0.1I$ انتخاب شده است. بعد از اعمال شرایط بهینگی مقدار ورودی کنترل به صورت زیر به دست می آید:

$$v = -K X(t) = -R^{-1}(x) B^T(x) P(x) \quad (21)$$

ماتریس مقارن مثبت معین $P(x)$ با حل معادله ریکاتی ۲۲ محاسبه می شود:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (22)$$

روش های متعددی برای یافتن ماتریس $P(x)$ وجود دارد. در صورتی که تعداد متغیرهای حالت زیاد نباشد، به راحتی با استفاده از روش ماتریس همیلتون پاسخ مناسبی برای $P(x)$ به دست می آید.

۳-۲. طراحی کنترل کننده حلقه بیرونی

با فرض اینکه هیچ گونه ولتاژی به عملگر پیروالکترونیک اعمال نمی شود، در این حالت می توان معادله دینامیکی سیستم را به شکل ۲۳ نوشت:

$$\begin{bmatrix} J + q^T [M] q & [\tilde{\varphi}] \\ [\tilde{\varphi}] & [M] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & [K] - \dot{\theta}^2 [M] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2\dot{\theta} q^T [M] q \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau \\ 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

برای حلقه بیرونی از دو کنترل کننده خطی سازی پسخوراند و ترکیبی (ترکیب کنترل کننده وارون دینامیک و سنتز μ) استفاده شده است.

۳-۲-۱. کنترل کننده خطی سازی پسخوراند

روش خطی سازی پسخوراند یا وارون دینامیک، روش تقریبی برای طراحی کنترل کننده غیرخطی است. ایده اصلی آن است که دینامیک سیستم غیرخطی به گونه ای جبری به نوع خطی آن انتقال داده شود. این نظریه مشابه ایده تغییر دستگاه مختصات در

با جایگذاری انرژی جنبشی و پتانسیل در معادلات لاگرانژ با متغیرهای گسسته θ و پیوسته q معادلات زیر حاصل می شود:

$$\begin{bmatrix} J + q^T [M] q & [\tilde{\varphi}] \\ [\tilde{\varphi}] & [M] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & [K] - \dot{\theta}^2 [M] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2\dot{\theta} q^T [M] q \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau \\ -[B]v \end{bmatrix} \quad (14)$$

در این رابطه θ موقعیت زاویه ای ماهواره، q بردار مختصات جابه جایی بالکها، v ولتاژ اعمالی به بست های پیروالکترونیک و τ گشتاور کنترلی است که از طرح های تغییر ممتوم کنترلی به دست می آید. پارامترها از روابط زیر محاسبه می شوند [۱۵]:

$$J = I_h + \int_0^l \rho_b (b+x)^2 dx + \sum_{i=1}^{n_p} \int_{x_i}^{h_i+x_i} \rho_{pi} (p+x)^2 dx \quad (15)$$

$$[M] = \int_0^l \rho_b \{\varphi\}^T \{\varphi\} dx + \sum_{i=1}^{n_p} \int_{x_i}^{h_i+x_i} \rho_{pi} \{\varphi\}^T \{\varphi\} dx \quad (16)$$

$$[\tilde{\varphi}] = \int_0^l \rho_b (b+x) \{\varphi\} dx + \sum_{i=1}^{n_p} \int_{x_i}^{h_i+x_i} \rho_{pi} (b+x) \{\varphi\} dx \quad (17)$$

$$[K] = [K_b] + [K_{pi}] = \int_0^l E_b I_b \{\varphi''\}^T \{\varphi''\} dx + w_{pi} t_{pi} E_p \left(y_i^2 + y_i t_{pi} + \frac{t_{pi}^2}{3} \right) \times \int_{x_i}^{h_i+x_i} \{\varphi''\}^T \{\varphi''\} dx \quad (18)$$

ماتریس های K و M از معادلات ۱۶ و ۱۸ محاسبه می شوند. با انتخاب بردار حالت زیر، معادله فضای حالت به شکل ۱۹ نوشته می شود:

$$X = \begin{bmatrix} \dot{q} \\ q \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & -M^{-1}K \\ I & 0 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} -B \\ 0 \end{bmatrix} v$$

در کنترل کننده بهینه، هدف به دست آوردن تابع کنترلی v به گونه ای است که تابع هزینه J مینیمم شود.

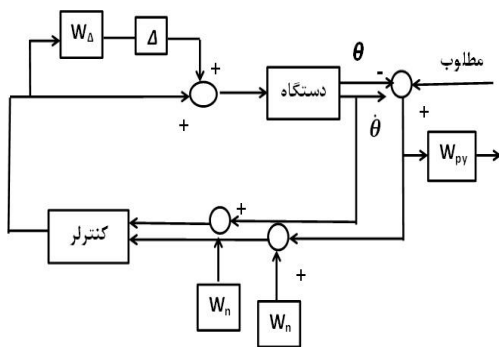
$$\begin{aligned} \zeta_\theta &= 1 \\ \omega_n \theta &= 0.015 \\ \zeta_q &= 0.2 \\ \omega_n q &= 0.0025 \end{aligned}$$

۳-۲-۲. کنترل‌کننده ترکیبی

کنترل‌کننده خطی‌سازی پسخوراند نسبت به نامعینی‌ها مقاوم نیست، لذا با کنترل‌کننده مقاوم خطی سنتز μ ترکیب می‌شود که حاصل آن یک کنترل‌کننده مقاوم غیرخطی است. در خطی‌سازی پسخوراند با مشتق‌گیری پیاپی از خروجی می‌توان نوشت:

$$\ddot{y} = \ddot{\theta} \quad (28)$$

مدل خطی‌شده عبارت است از $\ddot{\theta} = v$. هدف، طراحی یک کنترل‌کننده سنتز μ روی این مدل خطی‌شده است. دیاگرام بلوکی آن در شکل ۳ نمایش داده شده است.



شکل ۳. بلوک دیاگرام روش سنتز μ بر مدل ماهواره الاستیک [۱۸]

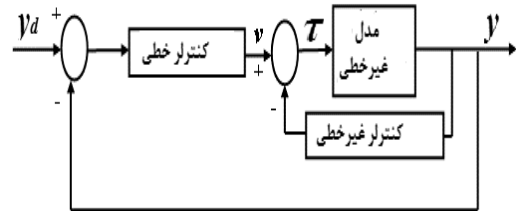
مشکل‌ترین قسمت طراحی کنترل‌کننده سنتز μ ، انتخاب وزن‌های عدم قطعیت، کارایی و نوفه است. با توجه به معادله دینامیکی ماهواره صلب $J\ddot{\theta} = \tau$ ، مهم‌ترین پارامتر نامعین ممان اینرسی است که با جایگزین J با $J_0 + \Delta J$ و تابع تبدیل سیستم نامعین به صورت معادله ۲۹ ساده می‌شود:

$$\theta = \frac{\tau}{(J + \Delta J)s^2} = \frac{\tau}{\left(1 + \frac{\Delta J}{J}\right)s^2} \quad (29)$$

$$\theta = \frac{\tau}{J s^2} \frac{1}{\left(1 + \frac{\Delta J}{J}\right)} = P \frac{1}{(1 + W_\Delta \Delta)}$$

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، این عدم قطعیت پارامتریک بهتر است به صورت ضریبی مدل‌سازی شود [۱۹]. با توجه به اینکه تغییرات ممان اینرسی در فرکانس‌های پایین اهمیت دارد، وزن اولیه فرکانس پایین انتخاب شده است. با رسم دیاگرام بود مربوط

مکانیک است. در ساده‌ترین شکل ممکن، خطی‌سازی پسخوراند به‌کار گرفته می‌شود تا عبارات‌های غیرخطی را در سیستم غیرخطی حذف کند، به‌گونه‌ای که دینامیک حلقه بسته به فرم خطی درآید [۱۷].



شکل ۲. روش کنترلی وارون دینامیک (خطی‌سازی پسخوراند)

مدل ماهواره الاستیک با معادلات دینامیکی ۲۳ بیان می‌شود. هدف کنترل زاویه سمت و انحرافات بالک است. با توجه به غیرمینیمم فاز بودن سیستم، خروجی فقط زاویه سمت انتخاب می‌شود. با مشتق‌گیری پیاپی از خروجی سیستم می‌توان نوشت:

$$Y = \theta \rightarrow \ddot{Y} = \ddot{\theta} = v \quad (24)$$

همچنین از معادله ۲۳ می‌توان نوشت:

$$\ddot{q}^* = [M]^{-1} \{ -[\tilde{\varphi}]v - ([K] - \theta^2[M])q \} \quad (25)$$

با جایگذاری رابطه ۲۵ در ۲۳ و با استفاده از رابطه ۲۴، رابطه

۲۶ به‌دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \tau &= (J + q^T[M]q)v - [\tilde{\varphi}][M]^{-1} \times \\ &\times \{ [\tilde{\varphi}]v + ([K] - \theta^2[M])q \} \end{aligned} \quad (26)$$

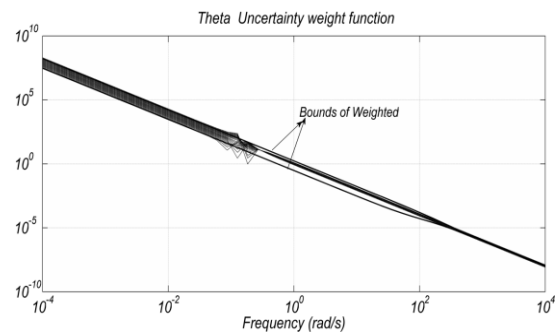
همان‌گونه که از رابطه ۲۶ مشاهده می‌شود، ضریب v معادل $J + q^T[M]q - [\tilde{\varphi}][M]^{-1}[\tilde{\varphi}]$ است که برای امکان اعمال کنترل‌کننده وارون دینامیک بایستی این ضریب وارون‌پذیر باشد. برای داده‌های شبیه‌سازی، با کوچک در نظر گرفتن q مشاهده می‌شود که این ضریب وارون‌پذیر است. کنترل‌کننده خطی با ترکیبی از خطای زاویه سمت و میزان انحراف بالک تعریف می‌شود:

$$v = \omega_\theta^2 \theta_e - 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta}_e + \omega_q^2 q_e - 2\zeta_q \omega_q \dot{q}_e \quad (27)$$

بسته به اینکه هدف حذف سریع یا کند نوسانات باشد، یا بسته به میزان فراجهدش و زمان نشست پاسخ سیستم، میزان بهینه ضرایب ζ و ω_n را می‌توان با روش آزمون و خطا به‌دست آورد. در این شبیه‌سازی از ضرایب ζ و ω_n معادل مقادیر زیر استفاده شده است. در این حالت از هیچ‌گونه فیلتری برای محدودیت عملگر استفاده نمی‌شود.

به تابع تبدیل θ_i/τ نامی با تابع وزن عدم قطعیت مدل شده $J_0 + W_\Delta$ و تابع تبدیل واقعی به دلیل وجود ۲۰ درصد عدم قطعیت در پارامترها ضرایب وزن عدم قطعیت به گونه‌ای تعیین می‌شود که دیاگرام بود مدل نامی نامعین در محدوده وزنی قرار گیرد (شکل ۴). وزن‌های عدم قطعیت استفاده شده عبارت است از:

$$W_\Delta = \frac{70(s+1)}{s+100} \quad (30)$$



شکل ۴. دیاگرام بود تابع نامعین و تابع معین به همراه وزن نامعینی

برای انتخاب وزن کارایی، ابتدا تابع حساسیت مدل نامی برای یک کنترل‌کننده تناسبی اختیاری به دست آمده است. سپس وزن کارایی به گونه‌ای انتخاب می‌شود که زیر این تابع حساسیت باشد. البته می‌توان W_p را بسته به زمان نشست و فراجش درخواستی چنان انتخاب نمود که $W_p < \frac{1}{\|s\|}$ باشد [۱۹]. اما در این مقاله با توجه به مدل پیچیده سیستم، با محاسبه تابع حساسیت برای مدل صلب، وزن کارایی انتخاب شده و برای مدل الاستیک از وزن قبلی به عنوان معیار اولیه برای انتخاب وزن با سعی و خطا استفاده شده است. وزن کارایی انتخاب شده برابر است با:

$$W_{py} = \frac{0.09(s^2 + s + 0.25)}{(s^2 + 2.5s + 0.01)} \quad (31)$$

برای اندازه‌گیری موقعیت زاویه‌ای از حسگر زمین استفاده شده است. دقت یک حسگر زمین در حدود ۰/۲ تا ۰/۳ درجه است. با توجه به اینکه نوفه فرکانس بالاست، وزن نوفه مربوط به آن به صورت فیلتر بالاگذری با ضریب $0.2\pi/180$ انتخاب شده است. برای اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای از زایروهای نرخ با دقت حدود ۰/۰۵ درجه بر ثانیه استفاده شده است. وزن نوفه انتخاب شده عبارت است از:

$$W_n = \left(\frac{0.2\pi}{180} \right) \frac{0.12s+1}{0.001s+1} \quad (32)$$

هرچه تعداد ورودی‌های کنترل‌کننده بیشتر باشد، شناخت بهتری از سیستم داشته و بهتر می‌تواند سیستم را کنترل کند؛ اما درجه کنترل‌کننده افزایش یافته و پیچیده‌تر می‌شود. وقتی ورودی کنترلی شامل خطای وضعیت θ_e و سرعت زاویه‌ای ω باشد، پاسخ مناسب‌تری به دست می‌آید. برای طراحی این کنترل‌کننده مقاوم، از جعبه‌ابزار سنتز μ در متلب استفاده شده است.

۴. نتایج شبیه‌سازی

فرض شده است که ماهواره در مدار ژئوسنکرون؛ یعنی در ارتفاع ثابت تقریباً ۳۶۰۰۰ کیلومتری قرار بگیرد. هدف این است که آنتن فرستنده ماهواره دقیقاً در موقعیت معلوم برای پوشش‌دهی مناسب منطقه مورد نظر قرار بگیرد. فرض شده است که آنتن روی قسمت صلب مرکزی ثابت باشد. هدف کنترل زوایای سمت ماهواره است. در شبیه‌سازی‌ها پارامترهای سیستم مشابه مرجع [۱۱] انتخاب شده است. در این مقاله مقاومت سیستم با فرض ۲۰ درصد نامعینی روی پارامترهای J و M بررسی شده است. فرض شده که گشتاور چرخ عکس‌العملی در محدوده $|\tau| < 0.8 N.m$ و ولتاژ پیزوالکتریک $|v| < 1500 v$ باشد. اغتشاشات محیطی به صورت زیر مدل‌سازی شده است [۱۸]:

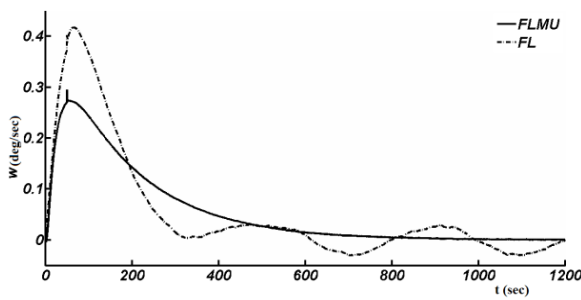
$$d(t) = [0.005 - 0.05 \sin\left(\frac{2\pi t}{400}\right) + \delta(200, 0.2 + v)] \quad (33)$$

به طوری که در این رابطه $\delta(t_i, \Delta T)$ معرف یک اغتشاش پالسی به اندازه ۱، عرض ΔT و شروع شده در نقطه t_i می‌باشد. ضریب v نوفه گاوسی با میانگین $m_v = 0$ و واریانس $\sigma_v = 0.005$ می‌باشد. شاید مقدار این اغتشاش اندکی بیش از واقعیت است و همه جملات (سینوسی، ضربه و ثابت) در آن مفروض گشته است. در شبیه‌سازی‌ها، در حلقه داخلی از روش کنترل بهینه و در حلقه خارجی از دو کنترل‌کننده دینامیک وارون و ترکیبی استفاده شده است. شکل ۵ عملکرد دو روش کنترلی فعال دینامیک وارون و ترکیبی را در مانور وضعیت و حذف نوسانات بالک در حضور همه نامعینی‌ها (اغتشاشات، نوفه حسگرها و عدم قطعیت‌ها) نمایش می‌دهد.

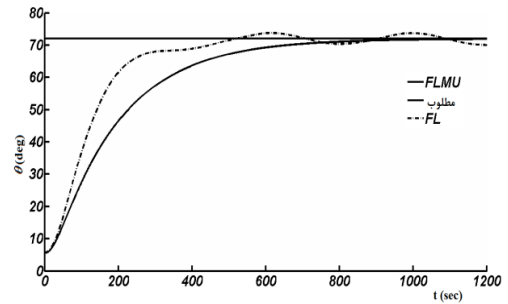
در قسمت الف از شکل ۵ موقعیت زاویه‌ای ماهواره اعطاف‌پذیر با دو کنترل‌کننده نمایش داده شده است. در روش خطی‌سازی پسخوراند با حضور نامعینی‌ها، موقعیت زاویه‌ای همگرا

روش خطی‌سازی پس‌خوراند نوسانات بالک کاملاً حذف نشده است، اما در روش کنترل‌کننده ترکیبی به سرعت میرا می‌شود. مقایسه پاسخ‌های شکل ۵ توانایی کنترل‌کننده ترکیبی را در شرایط نامعین نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، روش ترکیبی بسیار مقاوم‌تر از روش وارون دینامیک بوده و پاسخ مناسب‌تری می‌دهد.

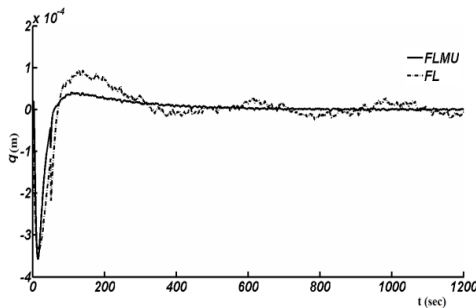
نشده، اما در روش ترکیبی، وضعیت به مقدار مطلوب همگرا شده و نامعینی‌ها تأثیری بر پاسخ سیستم ندارند. در قسمت ب از شکل ۵ خروجی سرعت زاویه‌ای ماهواره با دو کنترل‌کننده نمایش داده شده است. در روش خطی‌سازی پس‌خوراند، پاسخ همگرا نشده و دارای ماکزیمم فراجاهش بزرگ‌تری است. در قسمت د از شکل ۵ میزان انحرافات بالک‌های ماهواره نمایش داده شده است. در



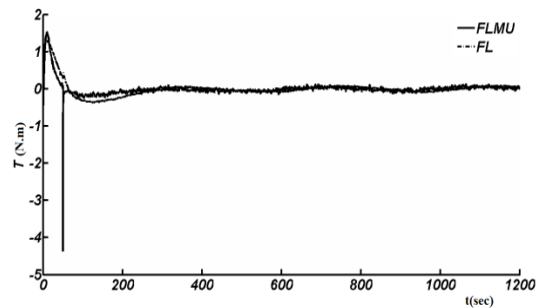
(ب)



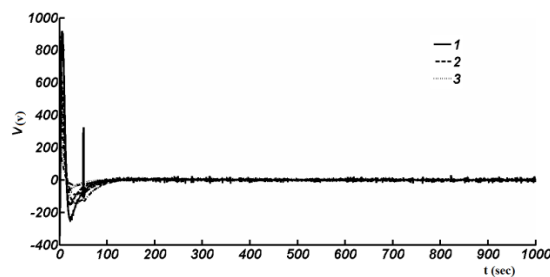
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

شکل ۵. مقایسه پاسخ‌های دو روش کنترلی وارون دینامیک و ترکیبی

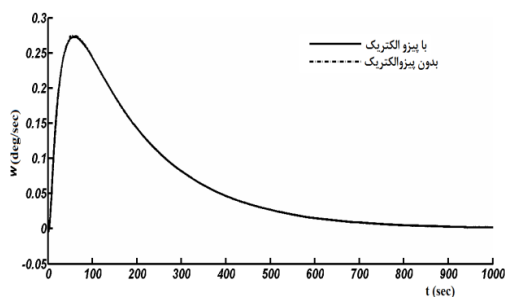
نمودار الف) زاویه اوایلر، ب) سرعت زاویه‌ای، ج) گشتاور کنترلی، د) انحراف بالک، ه) ولتاژ ورودی پیرو

قسمت‌های الف و ب از شکل ۶ وضعیت و سرعت زاویه‌ای ماهواره در شرایط نامعین با کنترل‌کننده ترکیبی فعال و غیرفعال نمایش داده شده است. کنترل‌کننده فعال بر پاسخ‌های قسمت

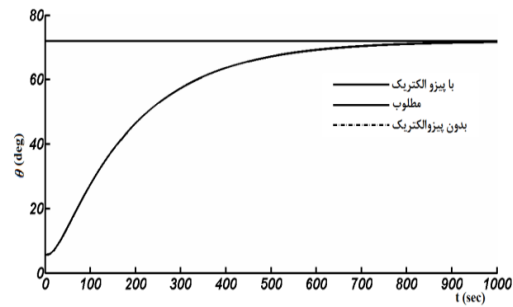
در شکل ۶ پاسخ‌های ماهواره انعطاف‌پذیر با کنترل‌کننده ترکیبی در دو حالت استفاده از پیزوالکتریک روی بالک و بدون آن نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، در

صلب ماهواره تأثیری ندارد و تلاش کنترلی نیز تغییری نکرده است (قسمت ج). با مقایسه انحراف پنل با کنترل کننده فعال و

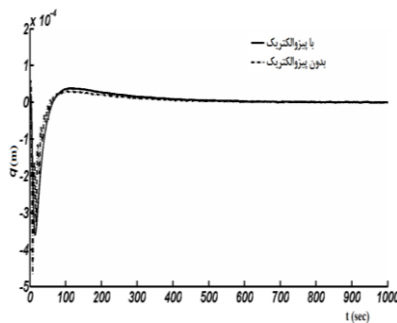
غیرفعال، استفاده از پیزوالکتریک باعث حذف سریع تر نوسانات بالک می شود و ماکزیمم انحراف پنل کوچک تری را دارا می باشد.



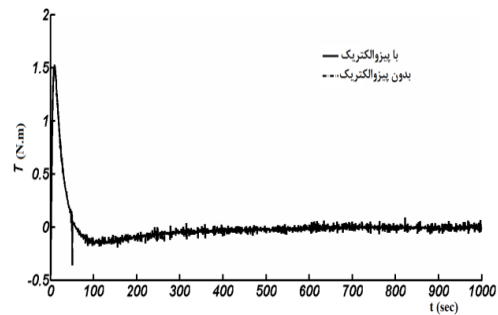
(ب)



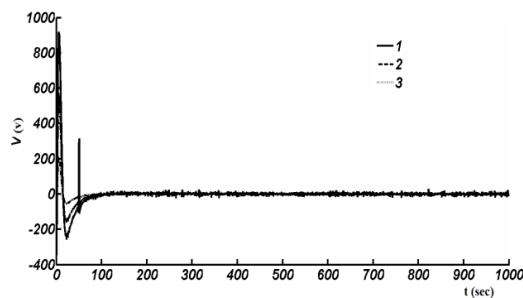
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

شکل ۶. مقایسه پاسخها با استفاده بستهای پیزوالکتریک و بدون آن

(الف) زاویه اولر، (ب) سرعت زاویه ای، (ج) گشتاور کنترلی، (د) انحراف بالک، (ه) ولتاژ ورودی پیزو، روش کنترلی ترکیبی

۵. نتیجه گیری

در این مقاله دو روش کنترلی وارون دینامیک و ترکیبی به صورت فعال و غیرفعال برای ماهواره انعطاف پذیر غیرخطی طراحی و پاسخ سیستم در حضور مجموع نامعینی ها شامل اغتشاشات (ضربه، ثابت و سینوسی)، نوفه حسگرها، عدم قطعیت های مدل و در مانورهای بزرگ بررسی شده است. هدف کنترل موقعیت زاویه ای ماهواره و حذف نوسانات بالک هاست. در تمامی طراحی ها

محدودیت گشتاور عملگر چرخ عکس العملی (واقع در قسمت صلب مرکزی) و ولتاژ عملگرهای پیزوالکتریک (نصب شده روی بالک ماهواره) در نظر گرفته شده است. مقایسه پاسخ های شبیه سازی با دو کنترل کننده فعال دینامیک وارون و ترکیبی نشان می دهد که پاسخ سیستم به کنترل کننده وارون دینامیک در حضور مجموع نامعینی ها همگرا نمی شود. اما کنترل کننده ترکیبی در

کنترل‌کننده فعال روی وضعیت ماهواره تأثیری نداشته، اما ارتعاشات بالک سریع‌تر و با ماکزیمم انحراف کمتری حذف می‌شود.

انجام مانور زاویه‌ای و حذف نوسانات بالک در شرایط نامعین کاملاً تواناست. همچنین مقایسه پاسخ ماهواره با کنترل‌کننده غیرفعال و فعال ترکیبی در حضور مجموع نامعینی‌ها نشان می‌دهد که

۶. مآخذ

- [1] Vijaya, M. S., *Piezoelectric Materials and Devices: Applications in Engineering and Medical Sciences*, Taylor and Francis Group, 2013.
- [2] Koofigar, H. R., "Robust active vibration control of flexible beams in smart structures using piezoelectric sensors and actuators", the Research Plan, No. 89001149, Isfahan University, 2012.
- [3] Song, G., B. Kotejshyer. "Vibration reduction of flexible structures during slew operations." *International Journal of Acoustics and Vibration*, Vol.7, No.2, 2002, pp. 105-109.
- [4] Shan, J. J., H. T. Liu, D. Sun. "Slewing and vibration control of a single-link flexible manipulator by positive position feedback." *Mechatronics*, Vol. 15, No. 4, 2005, pp. 487-503.
- [5] Jiang, J. P., D. X. Li. "Robust H_∞ vibration control for smart solar array structure." *Journal of Vibration and Control*, Vol.17, No.4, 2010, pp.505-515.
- [6] Khoshnood, A., H. Moradi Maryamnegari. "Dynamics modeling and active vibration control of a satellite with flexible solar panels." *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No.16, 2015, pp. 57-66 (in Persian).
- [7] Marinaki, M., Y. Marinakis, G. E. Stravroulakis. "Vibration control of beams with piezoelectric sensors and actuators using particle swarm optimization." *Expert system Applied*, Vol. 38, 2011, pp. 6872-6883.
- [8] Song, G., B. N. Agrewal. "Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude control." *Acta Astronautica*, Vol. 49, No. 2, 2001, pp.73-83.
- [9] Xiaoping, S., Y. Guopiang. "Robust attitude tracking control scheme for flexible spacecraft with vibration suspension", 25th Chinese Control and Decision Conference, 2013.
- [10] Ding, S., W. X. Zheng. "Non smooth attitude stabilization of a flexible spacecraft." *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 50, No. 2, 2014, pp. 1163-1183.
- [11] Azadi, M., S. A. Fazlzadeh, M. Eghtesad, E. Azadi. "Vibration suppression of smart nonlinear flexible appendages of a rotating Satellite by using hybrid adaptive sliding mode / lyapunov control." *Journal of Vibration Control*, 2013.
- [12] Azadi, M., S. A. Fazlzadeh, M. Eghtesad, E. Azadi. "Active vibration suppression and maneuver control of an orbiting smart flexible satellite." *IJST, Transaction of Mechanical Engineering*, Vol. 38 (M1), 2014, pp. 119-133.
- [13] Sayanjali, M., J. Roshanian, A. Ghaafari. "Three axis maneuver of elastic spacecraft consist active vibration control." *Journal of Space Science and Technology*, No.3, pp.43, 2009 (in Persian).
- [14] Hu, Q. "Sliding mode attitude control with L2-gain performance and vibration reduction of flexible spacecraft with actuator dynamics." *Acta Astronautica*, Vol. 67, 2010, pp. 572-583.
- [15] Hu, Q., G. Ma. "Variable Structure Control and Active Vibration Suppression of Flexible Spacecraft during Attitude Maneuver." *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, 2005, pp. 307-317.
- [16] Meirovitch, L. *Principles and Techniques of Vibrations*, Prentice-Hall International, 1997.
- [17] Slotine, J. J., W. Li. *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall International, 1992.
- [18] Malekzadeh, M., A. Naghash, H. A. Talebi. "Control of Flexible Spacecraft Using Dynamic Inversion and μ -Synthesis." *Journal of Vibration and Control*, Vol. 17, No. 11, 2011.
- [19] Zhou, K., and J. C. Doyle. *Essentials of Robust Control*, Prentice-Hall, 1998.

-
1. PPF
 2. permittivity