



کنترل ارتعاشات یک سازه انعطاف پذیر با استفاده از بازسازی ورودی کنترلی بر پایه شناسایی فرکانس های ارتعاشی نامطلوب

عبدالمجید خوشنود*

استادیار، مهندسی هوافضا، قطب سامانه های فضایی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
#تهران، کدپستی ۳۳۸۱-۱۶۷۶۵، khoshnood@kntu.ac.ir

چکیده

کنترل ارتعاشات سازه های انعطاف پذیر در سیستم های دینامیکی پیچیده همواره با چالش های بسیار مواجه بوده است. تاکنون روش هایی محدود برای کنترل ارتعاشات این سیستم ها ارائه شده که با الگوگیری از روش های قابل پیاده سازی بر روی سیستم های ساده طراحی شده اند. در این مقاله، با بهره گیری از شناسایی فرکانس های نامطلوب ارتعاشی، سیگنال ورودی کنترلی یکی از کانال های سیستم بازسازی می شود تا بتوان میزان ارتعاشات سیستم را مینیمم کرد. استراتژی بازسازی ورودی کنترلی با بهره گیری از فرکانس های نامطلوب ارتعاشی روش واکسیناسیون در مدل های درمانی و دارویی را مشابه سازی می نماید. در واقع برای رفع ارتعاشات نامطلوب مشابه روش های ضد ویروس از همان فرکانس های نامطلوب بهره گرفته می شود. این روش کنترل جدید بر روی یک موشک کاوش انعطاف پذیر که دارای ارتعاشات خمشی می باشد و برای کاهش ارتعاشات در کانال یاو آن پیاده سازی شده است و پس از شبیه سازی نتایج بسیار خوبی در خصوص کاهش ارتعاشات سیستم در فرکانس های مختلف به دست آمده است.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: ۱۷ خرداد ۱۳۹۲
پذیرش: ۲۱ مهر ۱۳۹۲
ارائه در سایت: ۲۰ فروردین ۱۳۹۳
کلید واژگان:
کنترل ارتعاشات
سازه انعطاف پذیر
شناسایی فرکانس
کنترل تطبیقی-مقاوم
بازسازی ورودی

Vibration control of a flexible structure by reconstruction of control input based on estimation of undesired vibration frequencies

Abdol Majid Khoshnood*

Department of Aerospace Engineering, Center of Excellent of Space Systems, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.
*P.O.B. 16765-3381 Tehran, khoshnood@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 07 June 2013
Accepted 13 October 2013
Available Online 09 April 2014

Keywords:

Vibration Control
Flexible Structure
Frequency Estimation
Robust-Adaptive Control
Input Reconstruction

ABSTRACT

Vibration control of large flexible structures in new dynamic systems has significantly encountered with many challenges. In this area, there are several approaches of vibration control implemented on complicated dynamic systems in which the change of vibrational characteristics with the time of process leads to performance violation. In this paper, regarding the estimation of undesired vibration frequency of a flexible structure, input control of the dynamic system is reconstructed. In this regards, the input of the dynamic system is made to minimize the magnitude of the vibration. This strategy in which the control input is constructed by means of undesired vibration frequencies is similar to use of anti-viruses in medicinal approaches. The proposed control strategy is implemented on yaw channel of a flexible sounding rocket in order to reduce the destructive effects of bending vibration. The system responses show the effects of the vibration on the yaw channel of the system are significantly decreased.

ارتعاشات این سیستم ها ارائه شده که با الگوگیری از روش های قابل پیاده سازی بر روی سیستم های ساده طراحی شده اند. روش های مختلف کنترل ارتعاشات در این سیستم ها براساس نگرش های مبتنی بر مدل، مبتنی بر عملگر و مبتنی بر حذف ارتعاش از سیستم اندازه گیری بوده است [۱،۲]. از میان روش های کنترل روش های تطبیقی، مقاوم و بهینه که به طور معمول استفاده شده است را می توان نام برد [۳،۴]. در این میان، یکی از روش های مدل پایه، روش گشتاور محاسبه شده^۱ می باشد که اغلب در روبات ها مورد استفاده قرار گرفته است. در این روش، براساس معادلات حاکم بر سیستم

۱- مقدمه

کنترل ارتعاشات سازه های انعطاف پذیر در سیستم های دینامیکی پیچیده همواره با چالش های بسیار مواجه بوده است. این چالش ها شامل فرکانس های غالب رزونانسی و نیز کاهش دقت عملکرد سیستم به دلیل ظاهر شدن خواص الاستیک و انعطاف پذیری می باشد. در سیستم هایی که از حلقه کنترل بهره می گیرند موضوع پایداری حلقه بسته و تداخل آن با خواص انعطاف پذیری سازه مساله مهم دیگری است که مورد توجه قرار می گیرد. اگرچه مساله مدل سازی دینامیکی سیستم های پیچیده انعطاف پذیر، خود یکی از زمینه های گسترده قابل بررسی می باشد، تاکنون روش هایی محدود برای کنترل

1- Computed torque method

Please cite this article using:

A.M. Khoshnood, Vibration control of a flexible structure by reconstruction of control input based on estimation of undesired vibration frequencies, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 1, pp. 197-202, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

۲- معادلات حاکم بر سیستم کاوش

سیستم راکت‌های کاوش^۱ همان‌گونه که در بخش قبل نیز به آن‌ها اشاره شد با هدف آزمایش‌های پروازی پرتاب می‌شوند. این راکت‌ها که اغلب دارای طول بلند و قطر کم می‌باشند با چالش‌های ارتعاشاتی زیادی مواجه‌اند که یکی از آن‌ها موضوع ارتعاشات خمشی می‌باشد. در این بخش معادلات مربوط به پدیده ارتعاشات خمشی در ابتدا در حالت جسم صلب و در ادامه به صورت سیستم انعطاف‌پذیر که ارتعاشات خمشی در آن لحاظ می‌شود بیان می‌شود. از این رو، معادلات جسم صلب خطی شده به صورت زیر می‌باشند [۷]. در این معادلات، α و β زوایای حمله و لغزش هستند. p, q و r سرعت‌های زاویه‌ای سیستم کاوش می‌باشند. U_0 سرعت نامی سیستم، $I_{x,y}$ گشتاور اینرسی جرمی و m_s جرم سیستم کاوش می‌باشد. همچنین، ρ چگالی سیستم در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، به ترتیب S, D سطح و طول مرجع آیرودینامیکی می‌باشند. در این میان، T نیروی پیشران سیستم می‌باشد. در ادامه ضرایب C_{ij} و δ_i به ترتیب ضرایب آیرودینامیکی مختلف هستند که براساس نرم‌افزارهای مختلف قابل استخراج می‌باشند. همچنین، d_x, d_y, d_z, C_T و x_{ac} به ترتیب، ضرایب نیروی پیشران و مرکز آیرودینامیکی می‌باشند.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \left(\frac{1}{2m_s} \rho U_0^2 S (C_{z\alpha} - C_{x0}) - \frac{T}{m_s U_0} \right) \alpha \\ &+ \left(\frac{1}{4m_s} \rho S D C_{zq} + 1 \right) q - \frac{C_T}{m_s U_0} (\delta_e) \\ \dot{\beta} &= \left(\frac{1}{2m_s} \rho U_0^2 S (C_{y\beta} - C_{x0}) - \frac{T}{m_s U_0} \right) \beta \\ &+ \left(\frac{1}{4m_s} \rho S D C_{yr} - 1 \right) r + \frac{C_T}{m_s U_0} (\delta_r) \\ \dot{p} &= \left(\frac{1}{4I_x} \rho U_0^2 S D^2 C_{ip} \right) p + \frac{C_T}{I_x} \frac{dy}{dx} (\delta_a) \\ \dot{q} &= \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} C_{za} \right) \alpha + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0^2 S D^2 C_{mq} \right) q \\ &- \frac{C_T}{I_y} \frac{dx}{dy} (\delta_e) \\ \dot{r} &= - \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} C_{y\beta} \right) \beta + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0^2 S D^2 C_{nr} \right) r \\ &- \frac{C_T}{I_y} \frac{dx}{dy} (\delta_r) \end{aligned} \quad (1)$$

برای استخراج تابع تبدیل مربوط به کانال یا سیستم می‌توان معادلات (۱) را در شکل فضای حالت به صورت زیر ارائه کرد:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (2)$$

$$y = Cx \quad (3)$$

که در آن ماتریس‌های A, B و C مطابق تعاریف فضای حالت و براساس معادله (۱) تعریف می‌شوند. حال از روی این معادله می‌توان تابع تبدیل کانال یا را به دست آورد:

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{a_1 s + a_2}{s^2 + a_3 s + a_4} \quad (4)$$

ضرایب a_i در این معادله از معادله (۱) و با توضیحات بالا به دست می‌آیند.

حال برای بیان خواص ارتعاشات خمشی بر کانال یا سیستم می‌توان سیستم کاوش را یک تیر دو سر آزاد ساده در نظر گرفت و مقدار اندازه‌گیری شده خطای الاستیک ارتعاشی را که در سنسور وضعیت یا همان جابروسکوپ

گشتاور اعمالی طوری طراحی می‌شود که پاسخ نهایی دارای عملکرد مطلوب مورد نظر باشد و پایداری سیستم تامین شود. این روش با رویکرد سیستم‌های رباتیک تاکنون در بسیاری از فعالیت‌ها مورد توجه بوده است [۵].

در میان سیستم‌های ارتعاشاتی پیچیده، نمونه‌های هوافضایی در معرض ارتعاشات قابل توجهی قرار دارند. یکی از این سیستم‌ها موشک‌های کاوش می‌باشد. بلند بودن طول و نازک بودن این موشک‌های تحقیقاتی که اغلب برای آزمون‌های مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند موجب شده است که پدیده ارتعاشات خمشی در آن‌ها به وضوح مشاهده شود. بروز ارتعاشات در این سیستم‌ها عملکرد سیستم ناوبری را دچار اختلال می‌نماید به گونه‌ای که حتی ممکن است حلقه کلی کنترل ناپایدار شود [۶]. برای کنترل ارتعاشات این سامانه‌ها و سامانه‌های مشابه نظیر ماهواره‌ها از روش‌های مختلفی نظیر کنترل و فیلترهای تطبیقی تاکنون استفاده شده است [۴]. هدف این مقاله این است که با تدوین یک استراتژی جدید که در آن با بهره‌گیری از فرکانس‌های ارتعاشی نامطلوب خمشی در سیستم مورد نظر ورودی کنترلی سیستم، بازسازی می‌شود بتوان ارتعاشات نامطلوب خمشی را در کانال‌های کنترلی مختلف سیستم کاوش به حداقل رسانید.

مزیت این روش نسبت به روش‌های کنترلی گذشته که روی سیستم‌های کاوش پیاده شده است را، علاوه بر سادگی، می‌توان در این نکته دانست که چون این سیستم برخلاف فیلترهای تطبیقی در مسیر مستقیم و به عنوان یک ورودی کنترلی عمل می‌نماید تغییر زیادی در فاز سیستم ایجاد نمی‌کند [۳]. البته با توجه به تقارن سیستم در کانال‌های پیچ و یو در این بررسی تنها کانال یا سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد که در آن کنترل‌کننده نقش رگولاتور را دارد. این استراتژی جدید کنترلی که با الگوگیری از روش گشتاور محاسبه شده طراحی شده است از دیدگاه عملکرد کلی، مشابه روشی است که در فرایندهای پزشکی استفاده می‌شود که در آن از ویروس‌های یک بیماری برای درمان خود آن بیماری بهره گرفته می‌شود. به عبارت دیگر، شناسایی روی خط فرکانس‌های نامطلوب در یک فرایند فعال این امکان را ایجاد می‌کند که بتوان سیگنال ورودی کنترل را به صورت یک ورودی سینوسی از همان فرکانس‌ها بازسازی کرد و از آن به عنوان ورودی کنترل کننده و یا حتی به همراه سیستم کنترل معمول سامانه بهره گرفت.

در این مقاله، مدل مورد بررسی، مدل دینامیکی کامل یک سیستم کاوش به همراه خطی‌سازی و استخراج مدل کانال یا آن می‌باشد که دارای رفتار ارتعاشی خمشی است. در واقع، سیستم کنترل طراحی شده، که می‌توان آن را به اختصار همان روش گشتاور محاسبه شده برپایه فرکانس نامید، بر روی این مدل سیستم کاوش و در کانال یا آن پیاده‌سازی شده است و تاثیرات ارتعاشات خمشی که در شبیه‌سازی به خوبی نمایان می‌باشد را به طور قابل توجهی کاهش داده است.

در ادامه، این مقاله شامل بخش‌های زیر می‌باشد: بخش دوم مربوط به مدل‌سازی سیستم کاوش است که در آن معادلات حاکم و تابع تبدیل نهایی کانال یا آمده است. در بخش سوم مقاله توضیحات کاملی در خصوص استراتژی کنترلی ارائه شده است که شامل شناسایی فرکانس‌های خمشی و پیاده‌سازی کنترل کننده در کانال یا سیستم کاوش می‌باشد. در ادامه و در بخش چهارم مقاله نکاتی در خصوص پایداری روش اشاره شده و در بخش پنجم نتایج شبیه‌سازی سیستم کاوش به همراه کنترل ارتعاشات پیشنهادی آمده است. در بخش پایانی مقاله جمع‌بندی فعالیت انجام شده گردآوری شده است.

1- Sounding rockets

کاوش به صورت یک گشتاور در راستای کانال یا عمل می کند به صورت زیر نمایش داد:

$$\Rightarrow \dot{r}_r = [L_b \delta_r] - \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} C_{y\beta} \right) \beta + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0^2 S D^2 C_{nr} \right) q - 2\zeta_j \omega_j \dot{g}_b - \omega_j^2 g_b \quad (10)$$

که در آن L_b بازوی گشتاور ورودی به سیستم و یا به عبارتی مجموعه $L_b \delta_r$ گشتاور کنترلی می باشد. هدف اصلی تعریف این گشتاور به گونه ای است که ارتعاشات حذف شود. برای این منظور، این گشتاور به صورت زیر تعریف می شود:

$$L_b \delta_r = \frac{1}{\eta} [2\zeta_j \omega_j \dot{g}_b + \omega_j^2 g_b] \quad (11)$$

مشاهده می شود که با جاگذاری (11) در (10) رفتار سیستم به رفتار صلب آن معطوف می شود و اثر ارتعاشات از بین می رود. در این معادله η یک ضریب دلخواه ثابت است که نقش بهره تطبیق را بازی می کند. نکته مهم در اینجا این است که عبارت های معادله (11) در دسترس نیستند و از طرفی به دلیل تغییرات جرم سیستم با زمان تغییر می کنند، لذا می بایست در فرایند شناسایی قرار گیرند. به عبارت دیگر دو پارامتر اصلی باید شناسایی شوند: 1- فرکانس ارتعاشات خمشی، 2- مختصات تعمیم یافته ارتعاشی. پیش از این موضوع، باید توجه کرد که در معادله (11) می توان از عبارت $2\zeta_j \omega_j \dot{g}_b$ به دلیل کوچک بودن صرف نظر کرد. لذا با تخمینی فرض کردن عبارت ها می توان نوشت:

$$L_b \delta_r = \frac{1}{\eta} [\hat{\omega}^2 \hat{g}_b] \quad (12)$$

برای شناسایی فرکانس ارتعاشی از راه کار فیلترهای باریک در مسیر پسخور سیستم کنترل استفاده می شود و برای اندازه گیری مختصات تعمیم یافته از ایده مدل مرجع صلب بهره گرفته می شود.

3-1- الگوریتم مقاوم برای شناسایی فرکانس ارتعاشی

برای شناسایی فرکانس ارتعاشی راه کارهای مختلفی وجود دارد. از جمله این راه کارها می توان به روش تبدیل فوریه و راه کارهای مبتنی بر آن اشاره کرد [8]. در این بررسی، از آنجا که موضوع سادگی شناسایی و سرعت آن برای تحقق و بازسازی سیگنال ورودی کنترل مطرح می باشد لازم است که از روش های ساده و دقیق بهره گرفت. یکی از این روش ها براساس فیلترهای دیجیتال باریک تدوین شده است. به گونه ای که می توان امید ریاضی خروجی سیستم ناپویری را پس از عبور از فیلتر زیر مینیمم کرد:

$$H(z) = 1 - 2K_0 z^{-1} + z^{-2} \quad (13)$$

در این فیلتر پارامتر K_0 معادل فرکانس مرکزی فیلتر است که همان فرکانس سیگنال ارتعاشی را ارائه می دهد، لذا اگر خروجی سیستم ناپویری در کانال یاو به صورت $s(n)$ به همراه نویز سفید میانگین صفر $v(n)$ تعریف شود، با فرض عدم همبستگی این دو سیگنال به نتیجه زیر می رسد:

$$x(n) = s(n) + v(n) \quad (14)$$

$$E \{ (H(z)x(n))^2 \} = (H(z)s(n))^2 + (H(z)v(n))^2 \quad (15)$$

در نتیجه خواهیم داشت:

$$E \{ (H(z)x(n))^2 \} = \{ (s(n) - 2K_0 s(n-1) + s(n-2))^2 \} + \{ (v(n) - 2K_0 v(n-1) + v(n-2))^2 \} \quad (16)$$

سیستم اندازه گیری می شود به میزان زاویه صلب اضافه کرد، یعنی:

$$\dot{r}_r = \dot{r}_r - \dot{r}_b \quad (5)$$

که در آن r_r مقدار زاویه صلب سیستم در معادله (4) و r_b برابر تغییر حاصل شده از اثرات الاستیک سازه در ارتعاشات خمشی می باشد. حال می توان خیز الاستیک تیر را با روش آنالیز مودال و برای یک مود ارتعاشی به صورت زیر لحاظ کرد:

$$y(x, t) = g_b(t) \varphi(x) \quad (6)$$

در این عبارت $\varphi(x)$ شکل مود اول غیر صفر مربوط به سیستم کاوش در حالت یک تیر است که با استفاده از آنالیز مودال و یا داده های نرم افزاری به دست می آید. از طرفی $g_b(t)$ بخش زمانی معادله تیر یا همان مختصات تعمیم یافته است که در تداخلات پرواز حل می شود. البته می توان یک تابع تبدیل مرتبه دو فرضی براساس فرکانس ارتعاشی تیر برای آن لحاظ کرد. بنابراین، می توان زاویه نهایی یا سیستم را به شکل زیر مدل سازی کرد:

$$\psi_r = \psi_r + \psi_b \quad (7)$$

و یا:

$$\frac{r_r}{\delta_r} = \frac{a_1 s + a_2}{s^2 + a_3 s + a_4} + \frac{(C_b) s}{s^2 + 2\zeta \omega_b + \omega_b^2}$$

که در آن، ω_b فرکانس ارتعاشات خمشی، ζ ضریب میرایی و ضریب C_b براساس پارامترهای آنالیز مودال به دست می آیند.

در اینجا لازم است اشاره شود که رفتار سیستم بررسی شده مطابق بررسی های سایر مراجع به رفتار خطی بسیار نزدیک بوده و مدل و مرتبه ارائه شده برای بخش غیرصلب با توجه به نسبت طول به قطر موشک تعیین شده است.

3-2- استراتژی کنترل براساس فرکانس های نامطلوب

برای کاهش اثرات حاصل از ارتعاشات خمشی در اینجا روشی ارائه شده است که اگرچه از روش های مشهور گشتاور محاسبه شده و حتی دینامیک معکوس الگوگیری شده است، روشی نو محسوب می شود. در این روش براساس شناسایی روی خط فرکانس های نامطلوب ارتعاشی که سیستم ناپویری ارائه می دهد می توان ورودی کنترلی را تدوین کرد به گونه ای که ارتعاشات از بین برود. از بین رفتن ارتعاشات با فرایندی بهینه انجام نمی شود تا حجم پردازش افزایش یابد بلکه با بهره گیری از ویژگی ها روش های مدل مرجع در کنترل تطبیقی این امکان فراهم می شود که رفتار سیستم با اعمال ورودی به رفتار مدل مرجع آن که در اینجا مدل صلب خواهد بود معطوف شود. در ادامه توضیحات این روند ارائه می شود.

ابتدا با استفاده از معادله (1) در بخش کانال یاو سیستم کاوش می توان نوشت:

$$\dot{r}_r = \dot{r}_r + \dot{r}_b = - \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} C_{y\beta} \right) \beta + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0^2 S D^2 C_{nr} \right) q - \frac{C_T dx}{I_y} (\delta_r) + C_b \delta_r - 2\zeta_j \omega_j \dot{g}_b - \omega_j^2 g_b \quad (8)$$

$$\Rightarrow \dot{r}_r = \left[- \frac{C_T dx}{I_y} (\delta_r) + C_b \delta_r \right] - \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} C_{y\beta} \right) \beta + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0^2 S D^2 C_{nr} \right) q - 2\zeta_j \omega_j \dot{g}_b - \omega_j^2 g_b \quad (9)$$

حال می توان نیروی اعمالی به عملگر سیستم را که در کل مجموعه موشک

اگر مطابق شکل ۱ یک سیستم حلقه بسته وجود داشته باشد اثبات پایداری آن با روش قضیه بهره کوچک $L1$ به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\|H_1(s)\|_{L1} \|H_2(s)\|_{L1} < 1 \quad (22)$$

که در آن $\|H_1(s)\|_{L1}$ نرم $L1$ مربوط به $H_1(s)$ می‌باشد. این نرم به صورت $\int_0^{\infty} |h(t)| dt$ قابل بیان می‌باشد [۹]. حال اگر بلوک دیاگرام کلی روش به شکل ۲ ارجاع داده شود:

$$\|C(s) + V(s)\|_{L1} \|P(s)\|_{L1} < 1 \quad (23)$$

که در آن $V(s)$ تابع تبدیل رابطه (۱۲) می‌باشد. با استفاده از روابط نامساوی نرم و نگاه محافظه‌کارانه داریم:

$$\|V(s)\|_{L1} \|C(s)\|_{L1} \|P(s)\|_{L1} < 1 \quad (24)$$

اگر فرض نشود که سیستم اولیه نیز مقاوم بوده است:

$$\|C(s)\|_{L1} \|P(s)\|_{L1} < 1 \quad (25)$$

لذا برای اثبات پایداری مقاوم نرم یک سیستم در یک نگاه محافظه کارانه باید:

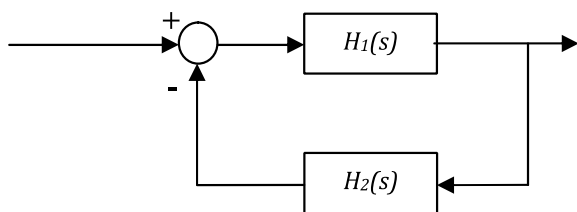
$$\|V(s)\|_{L1} < 1 \quad (26)$$

لذا با اعمال فرضیات و حفظ نگاه محافظه کارانه باید:

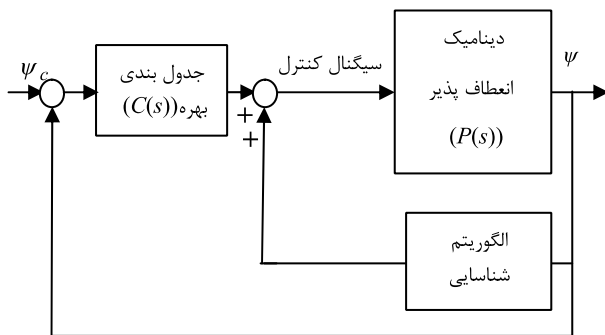
$$\eta < \frac{1}{\| \hat{\omega}^2 \|_{L1}} \quad (27)$$

۵- نتایج شبیه‌سازی روش پیشنهادی

در این بخش از مقاله مدل سیستم کاوش که در معادلات (۱) و (۴) و (۸) آمده است به همراه استراتژی کنترلی ارائه شده در نرم‌افزار سیمولینک مدل‌سازی شده است. نسبت طول به قطر سیستم حدوداً ۱۱ می‌باشد که منجر به بروز ارتعاشات خمشی خواهد شد. از طرف دیگر، سیستم کنترل با توجه به محدوده فعال فرکانس ارتعاشی و تغییر آن با زمان تنها لازم است در زمان فاز فعال سیستم که تا ارتفاع حدوداً ۸۰ کیلومتری محقق می‌شود، عمل نماید. بررسی‌ها معطوف به کانال یاو و هدف حذف ارتعاشات در آن خواهد بود. همچنین طراحی برای زمان بحرانی ماکزیم فشار دینامیکی در نظر گرفته شده است.



شکل ۱ بلوک دیاگرام کلی روش بهره کوچک



شکل ۲ بلوک دیاگرام کانال یاو سیستم کاوش

با فرض اینکه $s(n)$ به شکل یک سیگنال سینوسی عمل می‌کند، با استفاده از الگوریتم پیش بین به صورت زیر خواهد بود:

$$E\{x(n)^2\} = \frac{f(n, \omega, K_0) + 2(2 + \cos(2\hat{\omega}))R}{\omega = \hat{\omega} \geq 0} \quad (17)$$

که در آن R واریانس نویز و $\hat{\omega}$ فرکانس قابل تخمین می‌باشد. همچنین، $f(n, \omega, K_0)$ تابعی از عبارت‌های معادله (۱۶) می‌باشد که در صورتی که فرکانس تخمینی دقیقاً برابر فرکانس واقعی باشد برابر صفر خواهد بود. لذا می‌توان تابع هزینه کمینه‌سازی را به جای خطای شناسایی که همان $x(n)$ می‌باشد به صورت زیر بیان کرد:

$$J = \frac{1}{2} \sum \left(\frac{x(n)^2}{2(2 + \cos(2\hat{\omega}))} \right) \quad (18)$$

لذا با توجه به این تابع هزینه می‌توان الگوریتم تخمین فرکانس را به دست آورد:

$$\cos(\hat{\omega}(n+1)) = \cos(\hat{\omega}(n)) + \gamma \left[\frac{x(n)x(n-1)(2 + \cos(2\hat{\omega})) - x(n)^2}{2(2 + \cos(2\hat{\omega}))^2} \right] \quad (19)$$

در این معادله γ پارامتر بهره شناسایی می‌باشد. این معادله مشابه یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول عمل می‌نماید که می‌توان به راحتی محدوده بهره پایدار را به دست آورد. لذا الگوریتم شناسایی هم پایدار است و هم مقاوم نسبت به نویز سفید است.

۳-۲- تخمین مختصات تعمیم یافته ارتعاشی

مختصات تعمیم یافته ارتعاشی که در این مقاله با $g_b(t)$ نمایش داده شده است با توجه به خروجی کلی سیستم که حالت رگولاتور دارد شناخته می‌شود. لذا می‌توان در یک فرض کلی و با یک نسبت شیب مقدار زاویه اندازه‌گیری شده سیستم نوابری در کانال یاو را برابر مختصات تعمیم یافته لحاظ کرد. با این فرض می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \psi_b &= \left. \frac{dy(x,t)}{dx} \right|_{\text{موقعیت حسگر}} \\ &= \left. \frac{d\phi(x)}{dx} \right|_{\text{موقعیت حسگر}} \quad g_b(t) = K_x g_b(t) \\ \Rightarrow \hat{g}_b(t) &= \frac{1}{K_x} \psi_b \end{aligned} \quad (20)$$

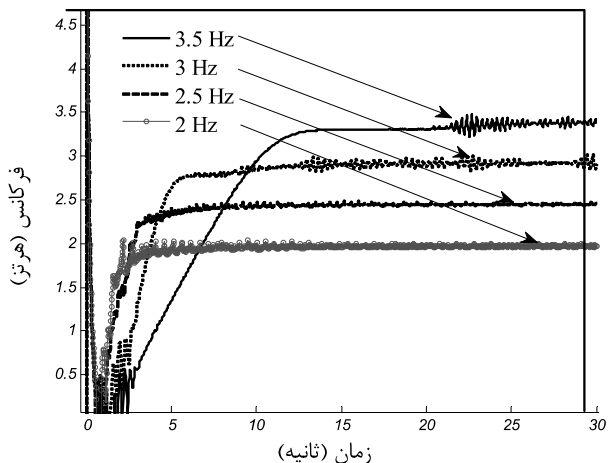
لذا می‌توان با تقریب مناسبی مقدار مختصات تعمیم یافته را از روی محل نصب سنسور تعیین زاویه یاو به دست آورد.

حال پارامترهای معادله (۱۲) تکمیل شده است. تنها این موضوع قابل ذکر است که می‌توان یک کنترل کننده مشتق‌گیر و تناسبی با بهره‌های K_p و K_d را هم به آن به شکل زیر اضافه کرد:

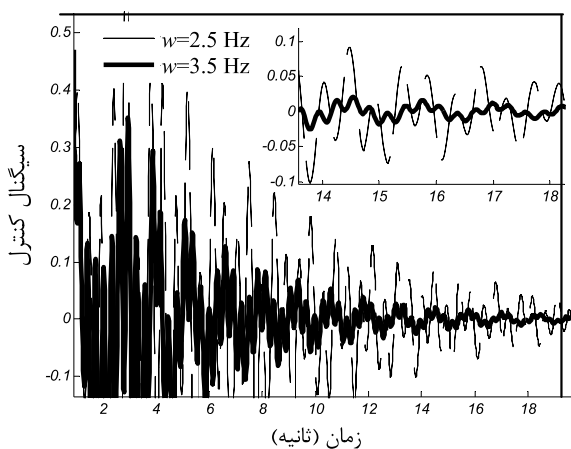
$$L_b \delta_r = [\eta \hat{\omega}^2 \hat{g}_b + K_d(-r_T) + K_p(-\psi_T)] \quad (21)$$

۴- بررسی پایداری مقاوم حلقه کنترل

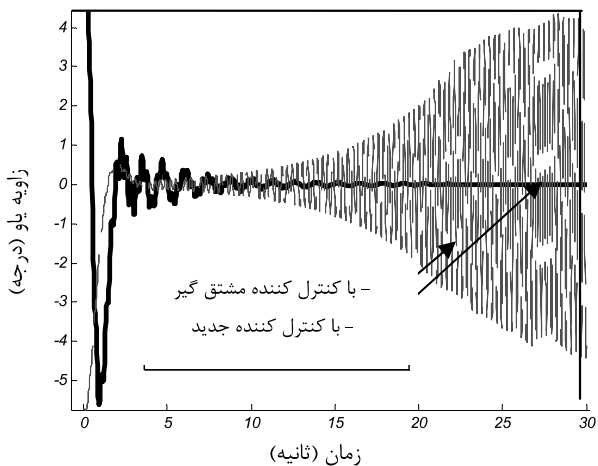
از آنجا که در این سیستم کاوش موضوع کمینه‌سازی ارتعاشات و به عبارتی بهبود عملکرد مورد توجه است از قضیه بهره کوچک نرم یک برای اثبات پایداری مقاوم آن استفاده می‌شود. این قضیه به صورت زیر تعریف می‌شود:



شکل ۵ عملکرد سیستم شناسایی فرکانس‌های نامطلوب ارتعاشی در فرکانس‌های مختلف



شکل ۶ ورودی کنترلی روش کنترل ارتعاشات ارائه شده در دو فرکانس نمونه



شکل ۷ زاویه یابو سیستم کاوش در مقایسه با دو کنترل کننده در ۳/۵ هرتز

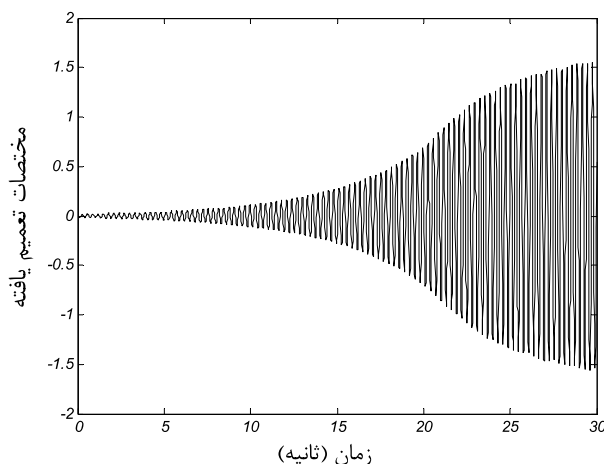
در آخرین شکل نتیجه اصلی این تحقیق ارائه می‌شود که همان زاویه یابو سیستم و سرعت زاویه‌ای آن است که می‌بایست نسبت به ارتعاشات مصون نگه داشته شود. از این رو، در شکل‌های ۷ و ۸ زاویه کانال یابو سیستم برای فرکانس‌های نمونه ۲/۵ و ۳/۵ هرتز ارائه شده است و به خوبی می‌توان عملکرد کاهش ارتعاشات و مقاومت سیستم کنترل را در آن‌ها مشاهده کرد. علاوه بر این، می‌توان کاهش ارتعاشات در مختصات تعمیم یافته ارتعاشی سیستم را نیز با به کارگیری سیستم کنترلی ارائه شده بررسی کرد.

پیش‌بینی می‌شود که محدوده فرکانس ارتعاشی با توجه به پهنای باند المان‌های موجود از ۲ هرتز تا ۵ هرتز تغییر نماید. لذا داریم: $\omega_i \in [2, 4]$ Hz. از این عبارت می‌توان نرم یک فرکانس تخمینی را به دست آورد:

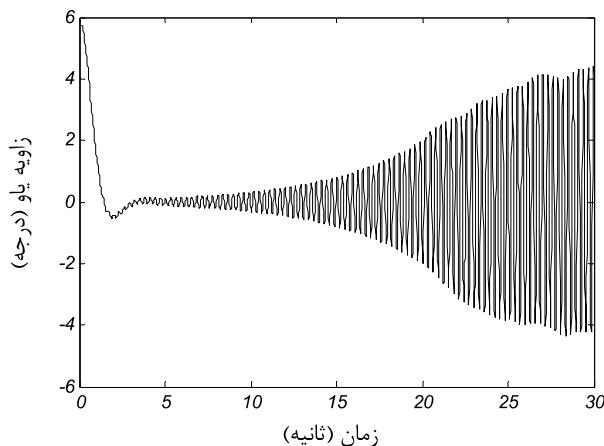
$$\|\hat{\omega}\|_{L1} \cong 600$$

حال به بررسی نمودارهای شبیه‌سازی پرداخته می‌شود. در مرحله نخست تاثیر ارتعاشات خمشی برکانال یابو موشک کاوش بدون به کارگیری استراتژی کنترلی ارائه شده و تنها با یک کنترل کننده مشتق گیر و انتگرال گیر در شکل ۳ نمایش داده شده است. در این شکل به خوبی می‌توان دید که نوسانات ارتعاشی باعث عملکرد نامطلوب سیستم در زاویه و سرعت زاویه‌ای یابو شده است. در شکل ۴ مختصات تعمیم یافته مربوط به ارتعاشات خمشی کانال یابو در همان شرایط شکل ۳ نشان داده شده است.

در بخش بعد عملکرد استراتژی ارائه شده بررسی می‌شود. از این نتایج می‌توان به نحوه عملکرد بلوک شناسایی فرکانس اشاره کرد. این بلوک مطابق رابطه (۱۷) هم نسبت به نویز سفید ورودی مقاوم است و هم نسبت به تغییرات فرکانس در محدوده ۲ و ۴ هرتز. علاوه بر این از سرعت قابل قبولی برخوردار است. در شکل ۵ شناسایی فرکانس‌های نمونه نشان داده شده است. سیگنال ورودی کنترلی برای فرکانس‌های نمونه که مطابق معادله (۲۱) تدوین شده است در شکل ۶ آمده است. این سیگنال در واقع کنترل کننده اصلی به حساب می‌آید.



شکل ۳ مختصات تعمیم یافته ارتعاشی سیستم کاوش در معرض ارتعاشات خمشی



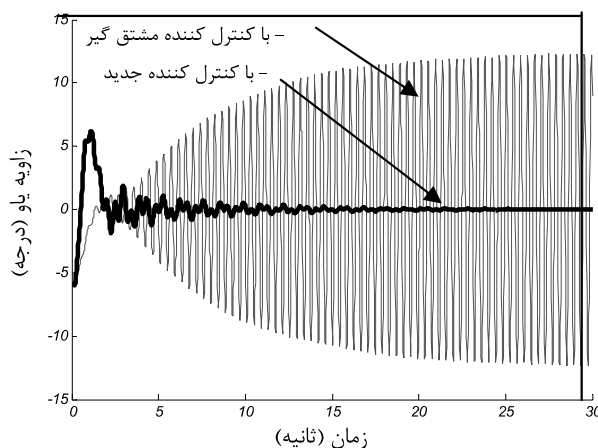
شکل ۴ زاویه یابو سیستم کاوش در معرض ارتعاشات خمشی

زمینه روش و استراتژی ارائه شده معطوف به مدل مرتبه اول سیستم غیرصلب می‌باشد، با توجه به ماهیت جامع روش ارائه شده در خصوص شناسایی تعداد بیشتر فرکانس‌ها که خود معرف مرتبه بالاتر مدل غیرصلب می‌باشد، به‌طور قاطع می‌توان گفت این استراتژی برای مدل‌های مرتبه بالاتر غیرصلب نیز قابل اعمال خواهد بود.

مقاوم بودن سیستم نسبت به فرکانس‌های مختلف ارتعاشی و نیز اثبات پایداری مقاوم کل حلقه کنترل نشان می‌دهد که این روش کنترلی قابل پیاده‌سازی در سیستم‌های مختلف خواهد بود. این روش را می‌توان در زیر مجموعه روش‌های تطبیقی-مقاوم به حساب آورد.

۷- مراجع

- [1] S. S. Rao, T. T. Pan, V. B. Venkayya, Modeling, control, and design of flexible structures: A survey, *Applied Mechanics Review*, Vol. 43, No. 5, pp. 99-117, 2009.
- [2] P. Zarafshan, A. A. Mousavian, Adaptive hybrid suppression control of a wheeled mobile robot with flexible solar panels, *Scientific Research Monthly Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 5, pp. 130-143, 2013. (In Persian)
- [3] C. S. Oh, H. Bang, C. S. Park, Attitude control of a flexible launch vehicle using an adaptive notch filter: ground experiment, *Control Engineering practice*, Vol. 16, pp. 30-42, 2008.
- [4] A. M. Khoshnood, J. Roshanian, A. Khaki-sedigh, Model reference adaptive control for a flexible launch vehicle, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal Systems and Control Engineering*, Vol. 222, No. 1, pp. 49-55, 2008.
- [5] D. Nguyen-Tuong, J. Peters, Learning robot dynamics for computed torque control using local Gaussian processes regression, *ECSIS Symposium on Learning and Adaptive Behaviors for Robotic Systems, IEEE, Edinburgh, Scotland, UK*, pp. 59-64, 2008.
- [6] O. Kaviani-pour, A. M. Khoshnood, S. Irani, J. Roshanian, Reduction of the actuator oscillations in a free-free jointed bipartite beam model under a follower force, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 22, pp. 45-57, 2012.
- [7] J. Roshanian, A. R. Saleh, M. R. Jahed-Motlagh, On the design of adaptive autopilots for a launch vehicle, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, Vol. 221, No. 1, pp. 27-38, 2007.
- [8] C. Kwok, D. L. Jones, Instantaneous frequency estimation using an adaptive short-time Fourier transform, *Signals, Systems and Computers Conference*, Pacific Grove, CA, USA, pp. 543-547, 1995.
- [9] C. Cao, N. Hovakimyan, Design and analysis of a novel I1 adaptive controller, part i: control signal and asymptotic stability, *Proceedings of the 2006 American Control Conference*, Minneapolis, Minnesota, USA, pp. 3397-3402, June 14-16, 2006.



شکل ۸: زاویه یاءو سیستم کاوش در مقایسه با دو کنترل کننده در ۲/۵ هرتز

۶- بحث و نتیجه‌گیری

موضوع کاهش ارتعاشات در سیستم‌های پیچیده صنعتی یکی از مهم‌ترین مباحث پژوهشی به حساب می‌آید. در سیستم موشک‌های کاوش به‌روز همین ارتعاشات بسیار مورد توجه بوده و منجر به نوسانات قابل توجهی در حلقه کنترل سیستم می‌شود. در این مقاله، با بهره‌گیری از یک روش جدید که در آن با استفاده از شناسایی روی خط فرکانس نامطلوب ارتعاشی که به دلیل تغییرات پارامترهای سیستمی با زمان تغییر می‌کند، سیگنال ورودی کنترل سیستم بازسازی می‌شود ارتعاشات کانال یاءو موشک کاوش کمینه شده است. مزیت این روش نسبت به روش‌های مشابه که بعضاً از فیلترینگ بهره می‌گیرند در حذف اثر نامطلوب تغییر فاز فیلتر بر سیستم کنترل می‌باشد. در این روش، پس از شناسایی فرکانس‌های ارتعاشی نامطلوب سیستم کنترل، سیگنال کنترل با همین فرکانس‌ها بازسازی می‌شود و در پایان پایداری مقاوم سیستم حلقه بسته نسبت به تغییرات فرکانس ارتعاشی بررسی می‌شود. نتایج اعمال سیستم کنترل ارتعاشات بر سیستم کاوش نتایج بسیار خوبی را در شبیه‌سازی نرم‌افزاری نشان می‌دهد به‌طوری که در فرکانس‌های مختلف ارتعاشی سیستم کنترل علاوه بر شناسایی فرکانس نامطلوب، کاهش قابل توجه ارتعاشات بر روی زاویه و سرعت زاویه‌ای کانال یاءو را ردگیری کرده است. نکته مهم دیگر قابل بررسی این است که اگرچه بررسی‌های این مقاله در