

کنترل تطبیقی مدل - مرجع یک ماهواره بر انعطاف پذیر با جرم محموله سنگین

ایمان غفاری^۱، عبدالمجید خوشنود^۲، جعفر روشنی یان^۳

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، گروه مکانیک پرواز، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، i.ghaffari@sina.kntu.ac.ir

^۲ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، khoshnood@dena.kntu.ac.ir

^۳ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، گروه مکانیک پرواز، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، roshanian@kntu.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۸۹/۹/۱۹، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۸۹/۱۲/۱۶)

چکیده: توسعه وسایل هوافضائی و تکنولوژی آنها، منجر به تولید سازه های بزرگ انعطاف پذیر شده است که در نتیجه، سبب طراحی سیستم کنترل وسیله پرنده در حضور رفتار الاستیک آن، می گردد. بعلاوه، بسیاری از ماهواره برها بصورت یک تیر دو سر آزاد بدون در نظر گرفتن جرم محموله مدل می شوند در صورتیکه، بار محموله بر روی رفتار ارتعاشی وسیله موثر بوده و می تواند باعث کاهش فرکانس ارتعاشی در قسمت هائی از زمان پرواز و در نتیجه کاهش آشکار پایداری سیستم کنترل گردد. برای این منظور، در این مقاله بار محموله بصورت جرم نقطه ای و مدل غیر خطی سیستم، بصورت یک شبیه سازی هشت درجه آزادی مدل شده است. در این مقاله از یک استراتژی کنترلی بر مبنای مدل مرجع، جهت تخمین مد اول ارتعاشی ماهواره بر انعطاف پذیر با جرم محموله سنگین استفاده شده است. در این دیدگاه از یک فیلتر باریک شبکه ای و روش مدل مرجع بفرم بازگشت پذیر جهت کنترل یک ماهواره بر انعطاف پذیر با جرم محموله سنگین استفاده می گردد.

کلمات کلیدی: ماهواره بر انعطاف پذیر، جرم محموله سنگین، شناسایی فرکانس ارتعاشی، فیلتر شبکه ای تطبیقی.

Model Reference Adaptive Control for a Flexible Launch Vehicle with Heavy Payload

Iman Ghaffari, Abdol Majid khoshnood, Jafar Roshanian

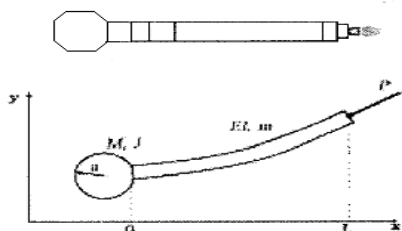
Abstract: Development of the aerospace flight devices and as a result of this, the growing trend towards large flexible structures leading to control systems being designed in the presence of elastic behavior. Moreover most of the launch vehicle has been modeled as the beam without considering the payload. But actually, payload influences on the vibrational effects, that can lead to decrease the bending frequency in part of the flight time and as result, this reduces the stability of the control system obviously. For this purpose the payload is idealized as point mass and a non-linear dynamic model of system is simulated by eight DOF. In this paper, a control strategy based on 'model reference adaptive approach' is applied to appraise a single vibration mode of a flexible launch vehicle with heavy payload. This approach makes of a model reference adaptive lattice notch filter which has been implemented on the flexible systems in the case of recursive form for a launching system in the presence of the heavy payload

Keywords: Flexible launch vehicle, heavy payload, Vibrational frequency identification, lattice notch filter

۱- مقدمه

پیشران باعث بروز بیش از پیش خواص آیروالاستیک در آنها می شود. اتفاقی که در اثر انعطاف پذیری سازه در اجسام پرنده معمولاً رخ می دهد به این ترتیب است که در اثر خیز الاستیک، سنسور های اندازه گیری دستگاه ناوبری مقادیر خطا داری را نشان می دهند و از طرف دیگر به دلیل روابط متقابل معادلات آیرودینامیکی، عملگرها و

توسعه روز افزون تکنولوژی طراحی وسایل پرنده منجر به تولید سازه های انعطاف پذیر بزرگ با محموله بارهای سنگین تر شده است همچنین نیاز به سازه هایی بزرگتر با وزن کمتر و مقادیر بیشتر نیروی



شکل (۱) مدل یک ماهواره بر انعطاف پذیر با جرم محموله

در زمینه کنترل فعال ارتعاشات، موضوع استفاده از پیزو الکتریک ها نیز بسیار مورد توجه می باشد. پیزوالکتریک ها نسبت به تنش مکانیکی، کرنش، حرکت، فشار و ارتعاش حساسند و همین خاصیت باعث استفاده آنها در کنترل ارتعاشات می گردد [5]. همچنین در زمینه استفاده از فیلتر های تطبیقی در زمینه کنترل وسایل پرنده مطالعات بسیاری انجام شده است. در این زمینه Gaylorand و Randall جهت پایدار سازی حلقه کنترل در برابر مود غالب فرکانس خمشی از فیلتر های تطبیقی استفاده نمودند و از دو سیستم کنترل مجزا جهت پایدار سازی مد ارتعاش خمشی اول و دوم ماهواره بر SI-B بهره بردند [6]. همچنین در پژوهشی دیگر Englehart و Matthew جهت کنترل یک ماهواره بر از فیلتر باریک در قسمت فیدبک حلقه کنترل استفاده نمودند [7]. همچنین در این زمینه Bang و Choi در دو پژوهش بر روی یک موشک کاوش ابتدا با لحاظ نمودن یک مود ارتعاشی و سپس دو مود توانستند کنترلر وضعیت موشک فوق را به خوبی طراحی نمایند [8, 9]. آنها از الگوریتم های تطبیقی بهره گرفتند و با استفاده از فیلتر های باریک اثر ارتعاشات را به خوبی کاهش دادند. در بررسی دیگری Ra روش شناسایی در فیلتر تطبیقی را نسبت به نویزهای ورودی مقاوم نمود [10]. در پژوهشی دیگر Bang و Park روش فیلترهای تطبیقی را بر روی یک نمونه آزمایشی از یک ماهواره بر مورد آزمایش قرار داده اند [11]. پس از این فعالیت ها Khoshnood و Roshanian در پژوهش های پیوسته خود بر روی کنترل ماهواره بر، توانستند ابتدا با لحاظ نمودن یک مود ارتعاشی و سپس دو مود کنترل وضعیت موشک را بخوبی طراحی نمایند. آنها با استفاده از روش مدل-مرجع و استفاده از فیلتر باریک اثر ارتعاشات را بخوبی کاهش دادند [12, 13].

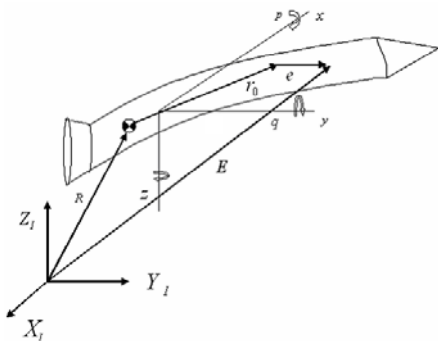
در تمام فعالیت های گذشته طراحی سیستم کنترل بدون توجه به اثر بار محموله که نقش بسزایی در کاهش فرکانس ارتعاش خمشی و به دنبال آن افزایش دامنه ارتعاشات دارد، طراحی شده است که در این مقاله سعی خواهد شد که این موارد بر روی سیستم کنترل کننده بررسی گردد. همچنین در این مقاله از فیلتر باریک شبکه ای جهت حذف فرکانس ارتعاش خمشی استفاده می شود. این مقاله شامل چهار بخش اصلی می باشد. همانگونه که مشاهده شد در فصل اول مقدمه ای از کلیت موضوع، تاریخچه تحقیقات انجام شده و هدف از این تحقیق بیان گردید. در بخش دوم استخراج معادلات لاگرانژ و شبیه سازی مدل ۸

سیستم کنترل، سیستم حلقه بسته کنترلی مستقیماً در مواجهه با این اثرات دچار عملکرد نامطلوب می گردد که می بایست این مشکل را با لحاظ نمودن معادلات انعطاف پذیری در سیستم دینامیکی جسم پرنده و روش های کنترل آن تا حد ممکن به حالت مطلوب رسانید. اگرچه معیارهای مطرح شده از لحاظ تئوری به طور نسبی محدوده الاستیک بودن یا نبودن یک سازه را مشخص می نماید، بدون شک مساله انعطاف پذیری در مورد سازه های ماهواره برها و فضاپیماها که از حجم و نیروی پیشران بسیار بالایی برخوردارند، بیش از سایر اجسام پرنده مورد توجه می باشد. در این میان بحث ترکیب معادلات آیرودینامیک و انعطاف پذیری به نوبه خود از پیچیده ترین محاسبات و تحلیل های ریاضی برخوردار است. در این مقاله ماهواره بر به صورت یک تیر دو سر آزاد اول-برنولی و بار محموله به صورت یک جرم متمرکز نقطه ای مطابق شکل (۱) در نظر گرفته می شود. سپس اثر مدلسازی بار محموله روی ارتعاشات IMU بررسی می گردد و نتایج مدلسازی بار محموله بر روی دامنه ارتعاشات نشان داده می شود. مشاهده می گردد که با افزایش جرم محموله، به علت کاهش فرکانس و همچنین نیروی محوری ناشی از بار محموله، نوسانات و ارتعاشات سازه و عملگرها افزایش می یابد. لذا برای جلوگیری از این مشکل یکی از بهترین استراتژی ها حذف تحریک با استفاده از فیلتر تطبیقی در فرآیند حذف فعال ارتعاشات می باشد. بدین ترتیب می توان از حداکثر بار محموله مجاز برای سازه بهره برد و اثر مخرب آن را با بهره گیری از فیلترهای تطبیقی کاهش داد. در زمینه دینامیک سیستم های انعطاف پذیر، موشک ها و ماهواره برها و قطعات هواپیماها را می توان به راحتی به تیرها مدل نمود. بسیاری از مسائل پایداری موشک ها بر اساس تحلیل تیر های خطی اولر برنولی یا تیر های تیموشینکو حل شده اند، اما روشهای خطی در واقع نتوانسته اند رفتارهای غیر خطی سازه را به خوبی نشان دهند. محققان بسیاری پایداری تیرهای دو سر آزاد با بار متمرکز را مورد مطالعه قرار دادند [1]. در این زمینه اوشیما و سوگی یاما آنالیز پایداری یک تیر دو سر آزاد با جرم محموله سنگین را مورد بررسی قرار داده اند [2]. همچنین کیم و چو پایداری یک تیر تیموشینکو دو سر آزاد با جرم محموله متمرکز و نیروی تعقیب کننده ایمپالس را بررسی نمودند [3]. در فعالیتی جدید [4] M. Trikha و D. Roy Mahapatra پایداری سازه ای یک وسیله پرنده باریک و طولی را بررسی نمودند که در آن به توسعه مدل جهت آنالیز ناپایداری دینامیکی پرداخته شده است همچنین در این پژوهش جفت شدگی مدهای صلب، مدهای ارتعاشی طولی و مدهای ارتعاشی معکوس به علت متقارن بودن وسیله پرنده، در نظر گرفته شده است. در میان همه فعالیت های انجام شده، هنوز شبیه سازی جامعی که تمامی منابع ارتعاشی از جمله اثرات نیروی آیرودینامیک، نیروی جاذبه و نیروهای کنترلی را بررسی نماید به چشم نمی خورد.

(۵)

$$\begin{aligned} \dot{U} &= \frac{F_x}{m_s} + RV - QW \\ \dot{V} &= \frac{1}{m_s} (F_y + m X_{out} R) + PW - RU \\ \dot{W} &= \frac{1}{m_s} (F_z + m X_{out} Q) + QU - PV \\ \dot{p} &= \frac{1}{(I_x + \sum(\eta_i^2 + \zeta_i^2))} [M_x - \sum(\eta_i \dot{\zeta}_i - \dot{\eta}_i \zeta_i) - 2P \sum(\zeta_i \dot{\zeta}_i + \eta_i \dot{\eta}_i) \\ &+ (Q^2 - R^2) \sum \eta_i \zeta_i + Q R \sum (\zeta_i^2 - \eta_i^2)] \\ \dot{Q} &= \frac{1}{(I_y + \sum \zeta_i^2)} [M_y + P R I_y - I_x] - P R \sum \zeta_i^2 + (\dot{R} - P Q) \sum \eta_i \zeta_i \\ &+ 2R \sum \zeta_i \dot{\eta}_i - 2Q \sum \zeta_i \dot{\zeta}_i \\ \dot{R} &= \frac{1}{(I_z + \sum \eta_i^2)} [M_z + P Q I_x - I_z] + P Q \sum \eta_i^2 + (\dot{Q} + P R) \sum \eta_i \zeta_i \\ &+ 2Q \sum \eta_i \dot{\zeta}_i - 2R \sum \eta_i \dot{\eta}_i \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{\eta}_i &= Q \dot{\eta}_i - 2\mu_i \omega_i \dot{\eta}_i + (P^2 + R^2 - \omega_i^2) \eta_i + 2P \dot{\zeta}_i + (-QR + \dot{P}) \dot{\zeta}_i \\ \ddot{\zeta}_i &= Q \dot{\zeta}_i - 2\mu_i \omega_i \dot{\zeta}_i + (P^2 + Q^2 - \omega_i^2) \zeta_i - 2P \dot{\eta}_i - (\dot{P} + QR) \eta_i \end{aligned}$$



شکل (۲) موقعیت بردارهای تعریف شده

۳- روش مدل مرجع برای شناسایی فرکانس

در این روش مطابق معادلات زیر، خطای بین سیستم اصلی و سیستم مرجع که مطلوب ماست به صورت یک تابع اتلاف تعریف می‌شود

$$\begin{aligned} e &= y_m - y \\ j(\theta) &= \frac{1}{2} e^2 \end{aligned} \quad (۶)$$

برای کوچک کردن J ، پارامترها را در جهت گرادینان منفی J ، تغییر می‌دهیم. در نتیجه:

$$\frac{d\theta}{dt} = -\gamma \frac{\partial j}{\partial \theta} \Rightarrow \frac{d\theta}{dt} = -\gamma e \frac{\partial e}{\partial \theta} \quad (۷)$$

درجه آزادی غیر خطی ماهواره بر با جرم محموله سنگین می‌پردازیم. در بخش سوم جزئیات کنترل پیشنهادی، تشریح می‌گردد و نهایتاً در بخش چهارم آزمایش روش شناسایی پارامترهای ارتعاشی و فیلتر کردن اثرات نامطلوب آنها بر روی مدل خطی و پیاده سازی بر روی مدل اصلی غیر خطی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۲- معادلات الاستیک

برای بدست آوردن معادلات حرکت الاستیک ماهواره بر فرض می‌کنیم تغییر شکل تنها در جهت x و y ناشی از خمش می‌باشد. بنابراین تغییر شکل الاستیک ماهواره بر را در امتداد شکل موده‌های مشخصی فرض می‌کنیم. به این روش برای تغییر شکل های الاستیک روش موده‌های جمع شده گفته می‌شود. ماهواره بر مقارن است، شکل موده‌های ارتعاشی در جهات y و z مشابه است و آن را با $\phi_i(x)$ برای مود i ام نشان می‌دهیم [۱۴ و ۱۵]. بنابراین داریم:

$$(1) \quad e(x, t) = \begin{cases} 0 \\ \sum_{i=1}^n \eta_i(t) \phi_i \\ \sum_{i=1}^m \zeta_i(t) \phi_i(x) \end{cases}$$

که در آن η_i و ζ_i بخش‌های زمانی مربوط به خمش سازه در کانال‌های یاو و پیچ و ϕ_i شکل مود خمش سازه است. برای سادگی فرض می‌کنیم $n = m$. برای بدست آوردن معادلات حرکت از روش لاگرانژ استفاده می‌شود. علت انتخاب این روش سادگی در به دست آوردن معادلات حرکت الاستیک می‌باشد. برای بدست آوردن معادلات ارتعاشی پرواز با بهره‌گیری از دستگاه نشان داده شده در شکل (۲) و استفاده از معادلات لاگرانژ خواهیم داشت:

$$\bar{E} = \bar{R} + \bar{r} \quad (۲)$$

$$\bar{r} = \bar{r}_0 + \bar{e} \quad (۳)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\eta}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial \eta_i} + \frac{\partial U}{\partial \eta_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{\eta}_i} = Q_{\eta_i} \quad (۴)$$

که در آن \bar{E} و \bar{R} به ترتیب بردارهای مکان مرکز ثقل و نقطه ای از موشک تغییر شکل یافته نسبت به مختصات اینرسی می‌باشند. \bar{r}_0 و \bar{e} به ترتیب بردارهای موقعیت نقطه‌های از موشک قبل و بعد از تغییر شکل نسبت به دستگاه مختصات بدنی هستند. همچنین انرژی جنبشی کل موشک، U انرژی پتانسیل کرنشی در موشک، D انرژی استهلاکی و Q_{η_i} نیروهای تعمیم یافته در جهت مختصات تعمیم یافته η_i می‌باشد. از آنجاکه معادلات مربوط به روند استخراج انرژی ها در مراجع مختلف آمده است در اینجا به آنها اشاره نمی‌کنیم و تنها نتایج آنها را بیان خواهیم نمود که به قرار زیر است.

$$\frac{\Delta k_0}{\Delta t} = -\gamma(y - y_m) \left(\frac{\Delta e}{\Delta k_0} \right) \quad (11)$$

در شکل استاندارد معادلات گسسته و با میان گیری از سیگنال های ورودی با فرض پله واحد داریم:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta e}{\Delta k_0} &= \frac{e(n+1) - e(n)}{k_0(n+1) - k_0(n)} = \\ &= \frac{x(n+1) + 2k_0(n+1)x(n) + x(n-1) - x(n) - 2k_0(n)x(n-1) - x(n-2)}{k_0(n+1) - k_0(n)} \\ &\equiv 2x(n-1) \end{aligned}$$

با جایگذاری رابطه (12) در معادله (11) و بازنویسی y در حالت گسسته، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} k_0(n+1) - k_0(n) &= \\ &= -\gamma \left(\frac{1}{2} (1 + \beta) x(n) + 2k_0(n)x(n-1) + x(n-2) - y_m \right) (2x(n-1)) \end{aligned} \quad (13)$$

به این ترتیب یک معادله برحسب تخمین گام به گام پارامتر قابل تنظیم به دست آمده است که می توان هر لحظه آن را به فیلتر باریک به عنوان ورودی ارائه نمود. به کمک این الگوریتم که ترکیبی از مدل مرجع و تخمین گر و فیلتر می باشد می توانیم ارتعاشات خمشی را از سیگنال اصلی رفع نماییم. برای بررسی پایداری الگوریتم فوق از روشهای تطبیقی در واقع روند همگرایی مقدار پارامتر قابل تنظیم k_0 را مورد توجه قرار می دهیم. اگر معادله (11) را بفرم استاندارد یک معادله فضای حالت در سیستم های گسسته بنویسیم:

$$\begin{aligned} k_0(n+1) + \gamma(4x^2(n-1) - 1)k_0(n) &= \\ \gamma(-x(n-2) + y_m - x(n))(2x(n-1)) \end{aligned} \quad (14)$$

با در نظر گرفتن شرایط پایداری سیستمهای گسسته خواهیم داشت

$$\begin{aligned} \left| \gamma(4x^2(n-1) - 1) \right| < 1 \\ \Rightarrow 0 < \gamma < \frac{1}{2x^2(n-1)} \end{aligned} \quad (15)$$

با توجه به رابطه (15) مشاهده می شود که پایداری به مقدار متوسط نهایی (حالت پایدار) $x(f)$ بستگی دارد که با توجه به این نمونه ماهواره بر:

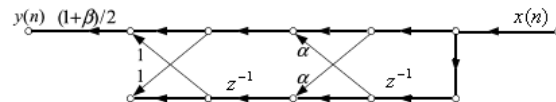
$$\Rightarrow 0 < \gamma < 2.3 \quad (16)$$

این نتیجه را می توان با شبیه سازی نرم افزاری نیز مورد تایید قرار داد.

۴- شبیه سازی

در این بخش تاثیر بار محموله بر روی حلقه کنترلی مورد بررسی قرار می گیرد. مطابق شکل (5) به علت کاهش فرکانس و بار محوری ناشی از بار محموله، دامنه ارتعاشات با افزایش جرم محموله افزایش می یابد. در ادامه در اشکال (6) و (7) عملکرد مجموعه حلقه کنترلی با در نظر گرفتن الگوریتم و فیلتر و بدون استفاده از آن بر مدل خطی شده را

که در اینجا θ پارامتر قابل تنظیم سیستم می باشد. با توجه به آنکه عملکرد مطلوب بر حسب مدل مرجعی که به سیگنال فرمان پاسخ مطلوب می دهد بیان می شود لذا برای اینکه بتوانیم رفتار سیستم را به رفتار حالت صلب آن معطوف نماییم به عنوان یک استراتژی در زمینه حذف فرکانس ارتعاش خمشی مدل صلب سیستم ماهواره بر را به عنوان مدل مرجع انتخاب می نماییم برای این کار از یک الگوریتم که در واقع شناسایی و فیلتر نمودن را با هم ترکیب کرده است بهره گرفته ایم. در شکل (3) پیکر بندی یک فیلتر باریک شبکه ای به تصویر کشیده می شود [16].



شکل (3) فیلتر باریک شبکه ای

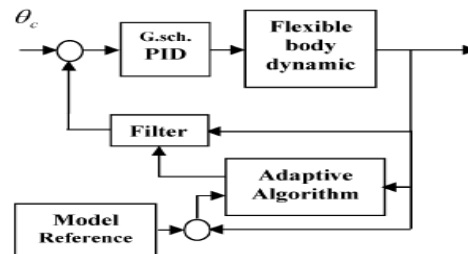
یک فیلتر باریک شبکه ای را می توان به فرم ساده شده زیر در نظر گرفت [16]:

$$H(z) = \frac{N(z)}{D(z)} = \frac{1}{2}(1 + \beta) \frac{1 + 2k_0 z^{-1} + z^{-2}}{1 + k_0(1 + \beta)z^{-1} + \beta z^{-2}} \quad (8)$$

که در آن K معرف یک بخش کسینوسی از فرکانس مرکزی فیلتر می باشد. و بصورت زیر تعریف می گردد [8].

$$k_0 = -\cos(\Delta T \omega_0) \quad (9)$$

که در آن ΔT زمان نمونه برداری و ω_0 فرکانس طبیعی دینامیک صلب می باشد. همچنین β پارامتر اصلی کنترل پهنای باند فیلتر باریک می باشد که جهت پایداری الگوریتم بایستی کوچکتر از واحد انتخاب گردد. در شکل (4) بلوک دیاگرام روش کنترلی اتخاذ شده به تصویر کشیده شده است.



شکل (4) دیاگرام بلوکی الگوریتم تطبیقی و فیلتر شبکه ای

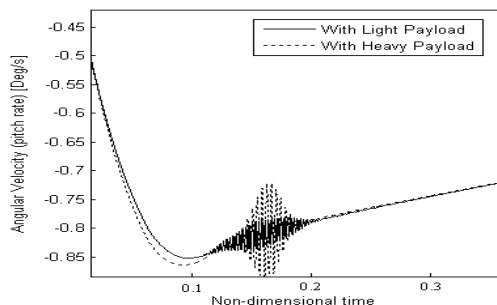
برای اینکه بتوانیم از روش MIT استفاده نماییم فرم ورودی خروجی فیلتر را به صورت زیر در نظر می گیریم:

$$x(n) = \frac{1}{D(z)} u(n) \quad (10)$$

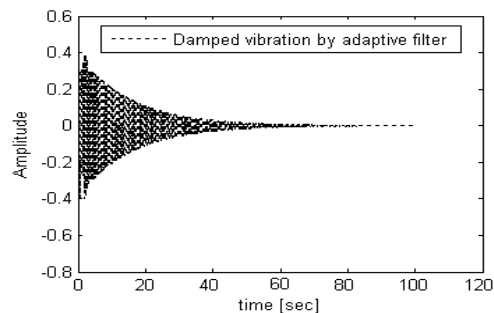
$$y(n) = \frac{1}{2}(1 + \beta)[x(n) + 2k_0 x(n-1) + x(n-2)]$$

اگر از معادلات فوق $y(n)$ را در معادله (7) در حالت گسسته قرار دهیم و پارامتر قابل تنظیم را K در نظر بگیریم و معادلات را در قالب تفاضلی نگاه کنیم داریم:

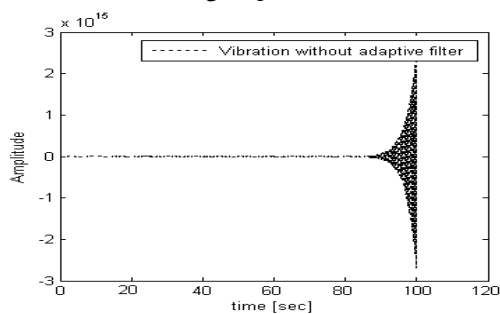
حالیست که از هیچ گونه تغییرات سخت افزاری مطابق روشهای مشابه کنترل ارتعاشات بهره برده نشده است لذا با استفاده از این الگوریتم تطبیقی، حمل محموله‌های سنگین تر که پیش از این به دلیل ارتعاشات نامطلوب عملی نبود، امکان پذیر می‌گردد.



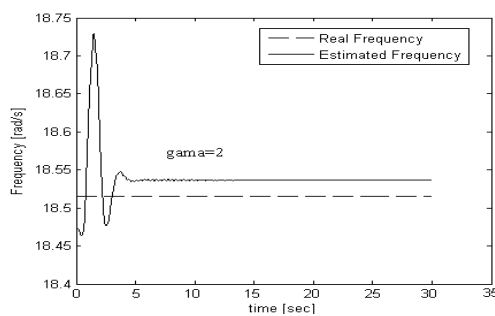
شکل (۵) تاثیرات جرم محموله بر روی سرعت زاویه ای کانال فراز بر حسب زمان



شکل (۶) عملکرد مجموعه الگوریتم و فیلتر در بر طرف نمودن اثر ارتعاش خمشی



شکل (۷) عملکرد حلقه کنترل بدون استفاده از فیلتر تطبیقی



شکل (۸) بررسی پایداری الگوریتم مدل مرجع بر حسب محدوده پارامتر ثابت γ در مقدار ۲

بررسی می‌نماییم. همانگونه که مشاهده می‌شود بدون استفاده از الگوریتم مدل مرجع و فیلتر، سیستم ناپایدار می‌شود. حال آنکه با استفاده از این متد تطبیقی، بعلت حذف اثر ارتعاشات در سیستم اندازه گیری، سیستم پایدار شده است. در بخش ۳، محدوده ای را برای پارامتر ثابت γ ، جهت بررسی پایداری الگوریتم مدل مرجع بدست آوردیم که در ادامه صحت این ادعا در همگرایی الگوریتم در محدوده فوق و واگرایی آن در خارج از آن در اشکال (۸) و (۹) نشان داده شده است. همچنین شکل (۱۰) شناسایی فرکانس ارتعاشات غالب خمشی را با استفاده از الگوریتم فیلتر شده مدل مرجع بازگشتی نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که الگوریتم فوق فرکانس ارتعاشی غالب سیستم را به خوبی شناسایی می‌نماید. در شکل (۱۱) به بررسی خروجی کانال فراز با استفاده از الگوریتم تطبیقی و بدون استفاده از آن می‌پردازیم در ادامه برای اینکه عملکرد مطلوب حلقه کنترل، پس از اضافه کردن فیلتر نشان داده شود تغییرات عملکرد در کانال فراز با استفاده از الگوریتم کنترلی و بدون استفاده از آن در شکل (۱۲) به تصویر کشیده شده است.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، اثرات انعطاف پذیری بر روی یک ماهواره بر انعطاف پذیر با جرم محموله سنگین به صورت متمرکز (نقطه ای) مورد تحلیل واقع گردید. نتایج شبیه سازی نشان دهنده آنست که تاثیرات ایجاد شده بوسیله انعطاف پذیری، باعث آثار نامطلوب بر روی حلقه کنترل می‌گردد. وجود فرکانس اول خمشی در خروجی ها محسوس می‌باشد اما فرکانس های بالاتر مودهای ارتعاشی به دلیل فرکانس بالا و دامنه کم دیده نمی‌شود، همچنین بار محموله سنگین باعث کاهش فرکانس مودهای ارتعاشی گردید که منجر به افزایش دامنه ارتعاشات می‌شود. برای کاهش این تاثیرات، ارتعاشات خمشی با رفتار یک تیر با ۲ مود ارتعاشی مدلسازی شده است. یک سیستم کنترل تطبیقی بر مبنای شناسایی فرکانس ارتعاشات خمشی و فیلتر باریک شبکه‌ای تطبیقی با فرکانس مرکزی متغیر طراحی شده است تا بتواند تاثیرات نامطلوب ارتعاشات را از سیستم اندازه گیری حذف نماید. نکته حائز اهمیت دیگر آنست که در الگوریتم های تطبیقی مساله همگرایی الگوریتم بسیار مهمتر از مساله دقت شناسایی می‌باشد چرا که اگر الگوریتم همگرا نشود باعث ناپایداری سیستم خواهد شد اما خطای شناسایی تنها عملکرد را نامطلوب خواهد کرد. لذا معیار پایداری در این طراحی، همگرایی الگوریتم تطبیقی قرار داده شده است. نتایج شبیه سازی این تاثیرات بر روی مدل غیر خطی و متغیر با زمان ماهواره بر انعطاف پذیر نشان دهنده آنست که الگوریتم پیشنهادی که در فعالیت‌های گذشته بر روی سیستم ماهواره بر تیر گونه بدون در نظر گرفتن جرم محموله به خوبی عمل کرده بود در این بررسی، بر روی سیستم ماهواره بر تیر گونه با اثر بار محموله نیز، به خوبی توانسته ارتعاشات نامطلوب خمشی را از سیستم اندازه گیری برطرف نماید و کاهش دهد. و این در

mathematical modeling", International Journal of Mechanical Sciences, Volume 52, Issue 7, July 2010, Pages 937-951.

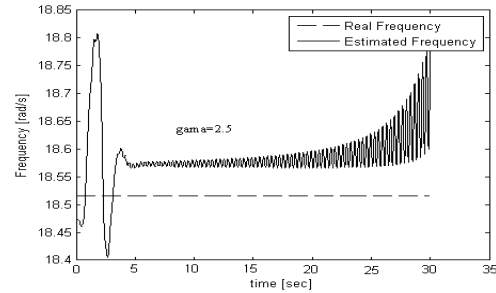
- [5] A.Suleman, P.Costa, "Adaptive control of an aeroelastic flight vehicles using piezoelectric actuators", Computer&structures, pp.1303-1314, 2004.
- [6] Gaylor, Randall, "An Adaptive Tracking Filter For The Stabilization Of Bending Modes In Flexible Vehicles", AIAA/JACC Guidance and Control Conference, SEATTLE, WASH ; United States; 15-17 Aug. 1966.
- [7] Englehart, Matthew J., "An adaptive control concept for flexible launch vehicles", AIAA-1992-4622.
- [8] H.D. Choi, H. Bang, "An adaptive control approach to the attitude control of a flexible rocket", Control engineering practice 8, P.P. 1003-1010, 2000.
- [9] N.L. Cho, S.U.Lee, "On the adaptive lattice notch filter for the detection of sinusoids". IEEE, pp. 405-414. 1993.
- [10] W.s. Ra, "Practical adaptive notch filter of missile bending mode rejection". IEEE Electronic letters, Vol.41, No.5, 2005.
- [11] 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, 2008.
- [12] A.M. Khoshnood, J. Roshanian, "Model reference adaptive control for a flexible launch vehicle", Proc. IMechE Vol. 222 Part I: J. Systems and Control Engineering, 2008
- [13] A.M. Khoshnood, J. Roshanian, "Simultaneous estimation of two bending vibration frequencies for attitude control of a flexible launch vehicle", Proc. IMechE Vol. 223 Part I: J. Systems and Control Engineering, 2009
- [14] S.H. Pourtakdoust, N.Assadian, "Investigation of thrust effect on the vibrational characteristics of flexible guided missiles", Journal of Sound and Vibration 272 (2004) 287-299

[۱۵] جعفر روشنی یان، علی خاکی صدیق، عبدالمجید

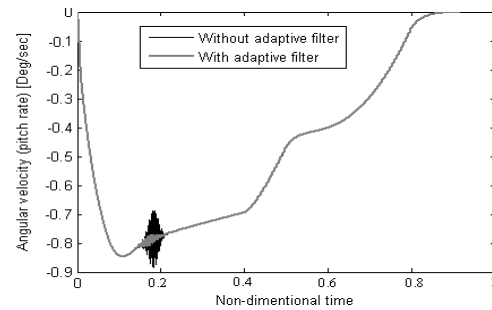
خوشنود، "کنترل تطبیقی یک ماهواره بر انعطاف پذیر" پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی،

۱۳۸۶

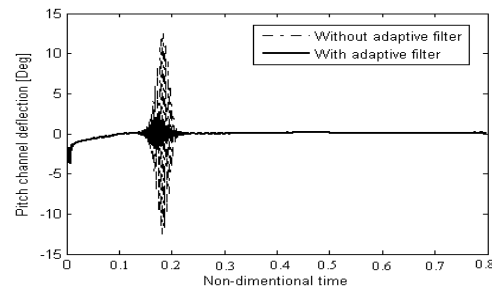
- [16] Junli Liang, Bangjie Ji, "Recursive Least Squares-Like algorithms for the adaptive second-order Lattice notch filter", Digital Signal Processing 18 (2008)



شکل (۹) بررسی پایداری الگوریتم مدل مرجع بر حسب محدوده پارامتر ثابت γ در مقدار ۲.۵



شکل (۱۱) مقایسه سرعت زاویه ای کانال فراز با استفاده از الگوریتم تطبیقی و بدون استفاده از آن



شکل (۱۲) تغییرات زاویه عملگر با حضور الگوریتم ترکیبی و بدون آن در کانال فراز

مراجع

- [1] J.A Euler, S.E. khadem, "Dynamic stability of flexible spinning missiles, part III: Vibration and Stability analysis of a structurally damped controlled free-free Timoshenko beam, as a model for flexible missile". AIAA-92-2457-CP, pp.2077-2084, 1992.
- [2] T.ohshima, Y.sugiyama, "Stability of a jointed free beam subjected to end rocket thrust and carrying a heavy payload at its nose", IEEE Journal. pp.1115-1120, 2003.
- [3] Kim, J-H, Choo, Y.-S., "Dynamic Stability of a Free-free Timoshenko beam subjected to a pulsating follower force" Journal of Sound and Vibration, Vol, 216, No, 4, Oct. 1998, pp. 623-636.
- [4] D. Roy Mahapatra, M. Trikha, "Structural stability of slender aerospace vehicle:

علائم اختصاری و نمادها

پارامتر	توضیح	دیمانسیون
Q_{η_i}, Q_{ζ_i}	نیروهای تعمیم یافته مود i ام	-
η_i, ζ_i	مختصات تعمیم یافته مود i ام	-
$\phi_i(x)$	شکل مود i ام	-
k_0	فرکانس مرکزی فیلتر باریک	rad/s
β	ثابت فیلتر باریک	-
T, U, D	انرژی جنبشی و پتانسیل و استهلاکی ماهواره بر	Kgm^2 / s^2
F_x, F_y, F_z	نیروهای خارجی در دستگاه بدنی در راستای X و Y و Z	N
M_z, M_y, M_x	گشتاورهای خارجی در دستگاه بدنی در راستای X و Y و Z	N.m
m_s	جرم ماهواره بر	Kg
e	خطا	-
$e(x, t)$	جابجایی الاستیک سازه ماهواره بر	m
r	بردار موقعیت نقطه ای از جسم در دستگاه بدنی	m
E	بردار موقعیت نقطه ای از جسم در دستگاه اینرسی	m