



بکارگیری کنترل پیش بین مدل جهت پایداری شی پرنده تحت تاثیر سیال متلاطم در مخازن

حسین گودرزوند چگینی^{۱*}، غلامرضا زارع پور^۲

۱- گروه مکانیک، پردیس دانشگاهی، دانشگاه گیلان

۲- دانشکده مکانیک، دانشگاه گیلان

* h.goudarzvand@gmail.com

ارسال: آذر ماه ۹۷ پذیرش: آذر ماه ۹۸

چکیده

در این مقاله پایداری دینامیک یک شی پرنده تحت تاثیر تلاطم سوخت با استفاده از روش کنترل پیش بین مدل مورد بررسی قرار گرفته است. نیروهای ناشی از سیال متلاطم در یک مخزن نیمه پر موجب ناپایداری سیستم دینامیکی می شود. در نتیجه استفاده از یک کنترل کننده جهت پایداری سیستم دارای اهمیت زیادی می باشد. با توجه به اینکه پژوهشگران از دیدگاه های مختلف به بررسی این موضوع پرداختند اما هنوز پیچیدگی ها و سوالات بسیاری بر سر راه دانشمندان قرار دارد. بارهای دینامیکی به ویژه بارهای ناشی از تلاطم، بسیار پیچیده و تعیین دقیق آنها مشکل می باشد در نتیجه جهت مدل سازی پدیده تلاطم از مدل مکانیکی معادل استفاده شده است. در این تحقیق ابتدا معادلات حرکت با استفاده از معادلات لاگرانژین و مدل مکانیکی معادل، جهت شبیه سازی سیال متلاطم در نظر گرفته شده و در مرحله بعد با استفاده از کنترل پیش بین^۱ (MPC) به پایداری سیستم دینامیکی پرداخته شده است.

کلمات کلیدی: کنترل پیش بین مدل- تلاطم سوخت- مدل معادل مکانیکی.

۱- مقدمه

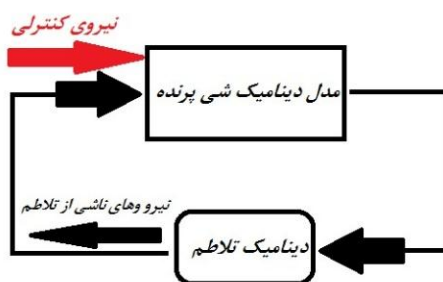
نوسان سطح آزاد سیال در اثر ایجاد تحریک هایی که به خاطر جابجایی ناگهانی (جانبی طولی و یا حرکت زاویه ای) مخزن حاوی سیال ایجاد می گردد را اسلاشینگ^۲ یا تلاطم گویند [۱-۲]. تحلیل و بررسی جریان آزاد متلاطم به دلیل کاربردهای گسترده آن، یکی از زمینه های مهم تحقیقاتی از جمله در طراحی مخازن موشک های سوخت مایع یا هواپیماها و غیره می باشد [۳-۴]. شرایط تلاطم به عوامل زیادی بستگی دارد از جمله شکل و هندسه مخزن، حرکت مخزن، عمق مایع در مخزن و ویسکوزیته سیال عامل می باشد [۵-۶]. بررسی مسائل اثرات حرکت مایع داخل مخازن در اجسام متحرک پرنده از حساسیت زیادی برخوردار است زیرا مأموریت این وسایل مهم و دقیق بوده و دینامیک حرکت آنها بسیار پیچیده تر می باشد [۷-۸]. در منابع زیادی در خصوص استفاده از مدل های معادل مکانیکی جهت جایگزین نمودن پدیده تلاطم در یک مخزن اشاره شده است. در این پژوهش ها از مدل های معادل مکانیکی از جمله جرم- فنر و پاندول استفاده شده است [۹-۱۰]. جهت کنترل و پایداری مدل دینامیکی سیال متلاطم بطور

^۱ Model Predictive Control
^۲ Sloshing

تجربی و تئوری تحقیقات بسیاری به عمل آمده است [۱۱-۱۲]. با توجه به حرکت سطح آزاد مایع داخل مخزن که باعث بروز نیروها و گشتاورهای اضافی در سیستم شده و در نتیجه، دینامیک سیستم تحت تاثیر قرار می گیرد و در صورت عدم کنترل این وضعیت، سیستم ناپایدار می گردد [۱۳-۱۴]. بنابراین جهت کاهش اثرات ناشی از پدیده تلاطم، طراحی یک سیستم کنترلی لازم می باشد. همچنین روش های زیادی در خصوص کنترل سیستم جهت پایداری دینامیک سیستم تحت تاثیر سیال متلاطم استفاده شده است [۱۵-۱۷]. یکی از روش های کنترلی، کنترل پیش بین مدل است. کنترل پیش بین، نوعی کنترل پیشرفته فرایند است که از دهه ۱۹۸۰ در صنایع فرایند، صنایع شیمیایی و پالایشگاه های نفت به کار می رود. کنترل کننده های پیش بین مبتنی بر مدل های دینامیکی فرایند، عمدتاً مدل های خطی تجربی است که با شناسایی سیستم به دست آمده اند. کنترل پیش بین مدل توانایی پیش بینی رخدادهای آینده و اتخاذ اعمال کنترلی متناسب با آن را دارد [۱۸]. کنترل کننده های PID و LQR توانایی پیش بینی را ندارند. مدل های به کاررفته در کنترل پیش بین معمولاً مدل هایی برای نشان دادن رفتار یک سیستم دینامیکی پیچیده هستند. از مشخصه های دینامیکی رایجی که برای کنترل کننده های PID مشکل هستند می توان از تأخیرهای زمانی طولانی و دینامیک های مرتبه بالا نام برد. در این تحقیق از روش کنترل پیش بین جهت پایداری و کنترل دینامیک سیستم استفاده شده است.

۲- معادلات مدل

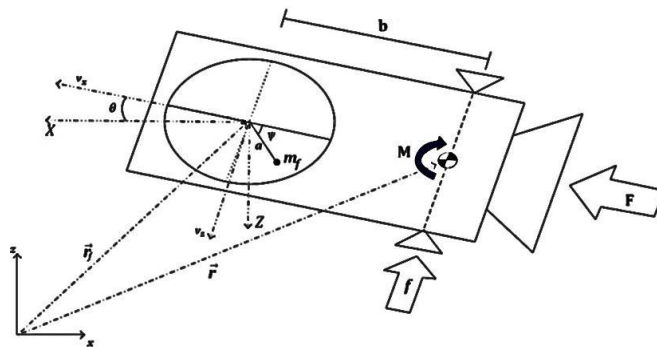
در این بخش معادلات حرکت را بصورت یک سیستم دو ورودی- دو خروجی در نظر می گیریم. به دلیل پیچیدگی های ناشی از مدل سیالاتی، جهت ساده سازی مسئله فرضیات آن بصورت ذیل می باشد: ۱- جابجایی کوچک. ۲- بدنه مخزن صلب. ۳- سیال تراکم ناپذیر و همگن. ۴- جریان غیر چرخشی. تحت چنین شرایطی می توان از یک مدل معادل مکانیکی جهت تقریب مدل سیال متلاطم استفاده نمود. در این تحقیق از مدل پاندول ساده استفاده شده است. با توجه به اینکه در حامل های سوخت، عامل تحریک سیال درون مخازن از دینامیک سیستم نشات می گیرد و تلاطم ایجاد شده بصورت بازخور به دینامیک سیستم اعمال می گردد در نتیجه دینامیک سیستم دچار ناپایداری می شود، در شکل (۱) این رفتار نشان داده شده است. حرکت مایع درون مخزن دارای بی نهایت فرکانس طبیعی و به تبع دارای بی نهایت مود حرکت است، اما معمولاً چند مود اول آن که دارای کمترین مقدار فرکانس حرکت هستند ممکن است عامل تحریک در تلاطم سیال شوند [۱۵-۱۶].



شکل ۱- اندرکنش سیال متلاطم با دینامیک سیستم

۳- معادلات مدل

در این بخش، دینامیک یک فضاپیما با یک مخزن پیشرانش واحد تحت یک مود تلاطم سوخت ارائه شده است. این فضاپیما به عنوان یک بدن صلب (بدن پایه) و جرم سوخت متلاطم به عنوان جسم داخلی نمایش داده می شود. ایده های اصلی در [۱۳] برای بیان معادلات حرکت از نظر بردار سرعت انتقال فضایی، سرعت زاویه ای و مختصات درونی (مود) نشان دهنده حالت های تلاطم استفاده می شود.



شکل ۲- مدل شیء پرنده همراه با مدل معادل مکانیکی تلاطم [۱۳]

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{V}} \right) + \hat{\omega} \frac{\partial L}{\partial V} = \tau_t \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\omega}} \right) + \hat{\omega} \frac{\partial L}{\partial \omega} + \hat{V} \frac{\partial L}{\partial V} = \tau_r \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\eta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \eta} + \frac{\partial R}{\partial \eta} = 0 \quad (3)$$

$$R = \frac{1}{2} \varepsilon \dot{\psi}^2, V = \begin{bmatrix} v_x \\ 0 \\ v_z \end{bmatrix}, \omega = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\tau_t = \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ f \end{bmatrix}, \tau_r = \begin{bmatrix} 0 \\ M + fb \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

پارامترهای v ، ω و η به ترتیب بردار سرعت انتقال بدنه، بردار سرعت زاویه بدنه و بردار مختصات داخلی باشند. در این مختصات، از معادلات لاگرانژین استفاده شده است [۱۳]. نیروها و گشتاورهای تعمیم یافته در فضاپیما فرض می شود که شامل ورودی های کنترلی است که می تواند به دو بخش تقسیم شود:

τ_t (معمولاً از موتورهای تراستر) بردار نیروهای کنترلی تعمیم یافته که بر روی بدن پایه عمل می کنند و τ_r (معمولاً از روتورهای متقارن، چرخهای واکنشی، بردار تراستر) یک بردار از گشتاور کنترلی تعمیم یافته که بر روی بدن پایه عمل می کند. ما همچنین فرض می کنیم که نیروهای مستهلکی داخلی از یک تابع اتلاف ریلی تعیین می شوند. براساس معادله لاگرانژین انرژی کل سیستم برابرست با:

$$L = \frac{1}{2} m \dot{r}^2 + \frac{1}{2} m_f \dot{r}_f^2 + \frac{1}{2} I_f (\dot{\theta} + \dot{\psi})^2 + \frac{1}{2} I (\dot{\theta})^2 \quad (6)$$

معادلات حرکت شی پرنده بصورت ذیل می باشد:

$$(m + m_f)(\dot{v}_x + \dot{\theta}v_z) + m_f a(\ddot{\theta} + \ddot{\psi}) \sin(\psi) + \quad (7)$$

$$m b \dot{\theta}^2 + m_f a(\dot{\theta} + \dot{\psi})^2 \cos(\psi) = F$$

$$(m + m_f)(\dot{v}_z - \dot{\theta}v_x) + m_f a(\ddot{\theta} + \ddot{\psi}) \cos(\psi) - \quad (8)$$

$$m_f a(\dot{\theta} + \dot{\psi})^2 \sin(\psi) m b \ddot{\theta} = f$$

$$(I + mb^2)\ddot{\theta} + m b(\dot{v}_z - \dot{\theta}v_x) - \varepsilon \dot{\psi} = M + bf \quad (9)$$

$$(I + m_f a^2)(\ddot{\theta} + \ddot{\psi}) + m_f a(\dot{v}_x + \dot{\theta} v_z) \sin(\psi) + m_f a(\dot{v}_z - \dot{\theta} v_x) \cos(\psi) + \epsilon \dot{\psi} = 0 \quad (10)$$

۴- معادلات خطی سازی شده

معادلات بدست آمده در بخش قبلی همگی غیر خطی هستند و جهت خطی سازی معادلات حرکت، فرض می کنیم که جابجایی کوچک، حول نقطه تعادل و نزدیک صفر باشد $(\theta, \theta', \psi, \psi') = (0, 0, 0, 0)$. فرض می کنیم نیروی تراستر F ثابت است و ورودی کنترلی را f, M در نظر می گیریم..

$$I_1 \ddot{\theta} - I_2 \ddot{\psi} - \epsilon \dot{\psi} = M + b^* f \quad (11)$$

$$I_3 \ddot{\theta} + I_4 \ddot{\psi} + a^* F \psi + \epsilon \dot{\psi} = -a^* f \quad (12)$$

$$I_1 = (I + m^*(b^2 - ab)) \quad I_2 = m^* ab \quad (13)$$

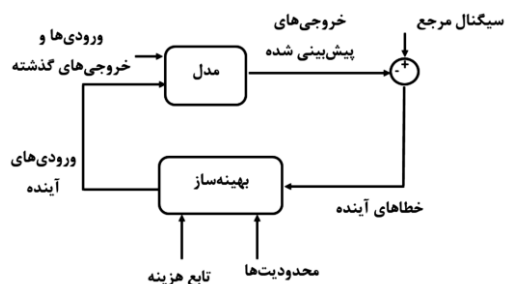
$$I_3 = (I_f + m^*(a^2 - ab)) \quad I_4 = I_f + m^* a^2 \quad (14)$$

$$a^* = \frac{a m_f}{m + m_f} \quad b^* = \frac{b m_f}{m + m_f} \quad (15)$$

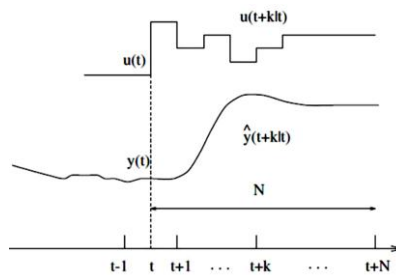
$$m^* = \frac{m m_f}{m + m_f} \quad m_f = \frac{m_f}{m + m_f}$$

۵- الگوریتم کنترل پیش بین مدل

استراتژی کنترل در کنترل کننده های پیش بین مدل مطابق شکل (۳) است. در این کنترل کننده، هدف دنبال کردن مسیر مرجع از پیش تعریف شده برای فرآیند است که توسط خروجی ها در افق پیش بینی برای آن تعریف شده است. به همین منظور با توجه به شکل (۴) به کمک اطلاعات مربوط به ورودی ها و خروجی های قبلی فرآیند، خروجی های آینده پیش بینی شده و به کمک این اطلاعات جدید و نیز با توجه به مسیر مرجع، اغتشاشات و استراتژی کنترلی، در نهایت سیگنالی از ورودی های مناسب در یک افق تعریف شده کنترل برای عملکرد صحیح فرآیند محاسبه می شود. اگر اغتشاشات وجود نداشته باشد و همچنین مسأله بهینه سازی بتواند برای افق های نامحدود حل شود، سیگنال ورودی به دست آمده می تواند برای تمام زمان های بعدی به سامانه اعمال گردد. این مسأله در حالت کلی ممکن نیست، به علت اینکه در نتیجه وجود اغتشاشات و عدم تطابق مدل فرآیند، رفتار فرآیند از رفتار پیش بینی شده متفاوت است و همچنین در عمل نمی توان افق ها را نامحدود در نظر گرفت. بنابراین، ورودی کنترلی حلقه باز به دست آمده از حل مسأله بهینه سازی تنها تا زمان در دسترس قرار گرفتن اندازه گیری های بعدی به فرآیند اعمال می گردد [۱۹-۲۰].



شکل ۴- ساختار پایه کنترل پیش بین مدل [۲۰].



شکل ۳- استراتژی کنترل پیش بین مدل [۲۰]

بطوریکه $Iq \times q$ یک ماتریس یکه با ابعاد $q \times q$ بوده و Om یک ماتریس صفر با ابعاد $q \times n$ را نشان می دهد. اکنون می توان دریافت که بعد مدل ترکیب شده ی جدید به صورت $n = n' + q$ بدست می آید. جهت بدست آوردن کنترل پیش بین برای سیستم بدست آمده در فوق ابتدا دو بردار زیر را تعریف می کنیم:

$$\Delta U = [\Delta U(k_i)^T \Delta U(k_{i+1})^T \dots \Delta U(k_{i+N_c} - 1)^T]^T \quad (20)$$

$$y = [y(k_{i+1}|k_i)^T y(k_{i+2}|k_i)^T \dots y(k_{i+N_p}|k_i)^T]^T \quad (21)$$

بطوریکه $y(k+i|k)$ نشان دهنده خروجی در لحظه ی زمانی $k+i$ براساس حالت در لحظه ی زمانی k یعنی $x(k)$ است. براساس مدل فضای حالت، متغیرهای حالت فرآیند در زمان های آینده بر اساس سیگنال کنترل زمان های آینده محاسبه می شوند و مقادیر پیش بینی شده خروجی را می توان به صورت ماتریسی زیر نوشت.

$$Y = Fx(k_i) + \phi \Delta U \quad (22)$$

$$F = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\phi = \begin{bmatrix} CB & 0 & 0 & 0 & 0 \\ CAB & CB & 0 & 0 & 0 \\ CA^2B & CAB & CB & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & 0 \\ CA^{N_p-1}B & CA^{N_p-2}B & CA^{N_p-3}B & \dots & CA^{N_p-N_u}B \end{bmatrix} \quad (24)$$

هدف کلی تابع هدف این است که خروجی آینده بر روی یک افق مشخص، یک سیگنال مشخص مرجع را دنبال کند و در عین حال تغییرات ورودی کنترلی لازم برای انجام این کار باید جریمه شود. فرض کنید که بردار خروجی مرجع به صورت زیر باشد.

$$R_s^T = \overbrace{[1 \ 1 \ 1 \ \dots \ 1]}^{N_p} r(k_i) \quad (25)$$

و تابع هزینه به صورت زیر است:

$$J = (R_s - Y)^T (R_s - Y) + \Delta U^T \bar{R} \Delta U \quad (26)$$

بطوریکه بخش اول این تابع هزینه برای کمینه سازی خطای بین خروجی پیش بینی شده و مقدار مرجع و بخش دوم برای کمینه سازی حداکثر تلاش در این مسیر می باشد. همچنین \bar{R} ماتریس وزن روی ورودی است که یک ماتریس قطری است. $\bar{R} = \Gamma_w I_{N_c \times N_c}$ که Γ_w بعنوان یک پارامتر تنظیم کننده در عملکرد مطلوب سیستم های حلقه بسته استفاده می شود. برای یافتن ورودی کنترل بهینه برای کمینه سازی له با قرار دادن معادله (۲۲) در (۲۶) خواهیم داشت.

$$J = (R_s - Fx(k_i))^T (R_s - Fx(k_i)) - 2\Delta U^T \phi^T (R_s - Fx(k_i)) + \Delta U^T (\phi^T \phi + \bar{R}) \Delta U \quad (27)$$

با تفاضل گیری از معادله ی (۲۷) و برابر صفر قرار دادن آن بدست می آوریم:

$$\Delta U = (\phi^T \phi + \bar{R})^{-1} \phi^T (R_s - Fx(k_i)) \quad (28)$$

$$R_s^T = \underbrace{[1 \ 1 \ 1 \ \dots \ 1]}_{N_p} r(k_i) = \bar{R}_s r(k_i) \quad (29)$$

با فرض اینکه $(\Phi^T \Phi + \bar{R})^{-1}$ وجود دارد. پاسخ بهینه یک دنباله از ورودی هاست اما تنها المان اول از این دنباله به سیستم اعمال می گردد. بنابراین :

$$\Delta U = \overbrace{[I_m \ 0_m \ \dots \ 0_m]}^{N_p} (\Phi^T \Phi + \bar{R})^{-1} (\Phi^T R_s - \Phi^T F x(k_i)) \quad (30)$$

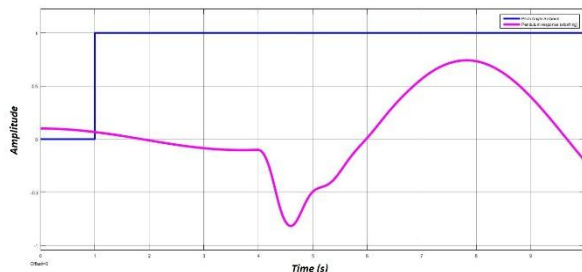
۶- نتایج

برای شبیه سازی از پارامترهای مدل که در جدول (۱) آمده است استفاده می شود. این پارامترها از مرجع [۱۳] گرفته شده اند. شبیه سازی در نرم افزار متلب انجام شده است. رفتار سیستم به ازای ورودی پله نشان داده شده است.

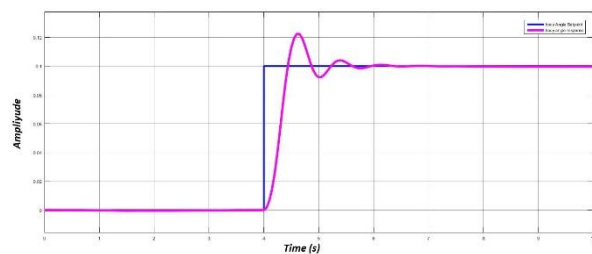
جدول ۱- مقادیر پارامترهای مدل شبیه سازی [۱۳]

ردیف	پارامتر	نماد	مقدار
۱	جرم بدنه	m (kg)	۶۰۰
۲	جرم سیال متلاطم	m _f (kg)	۱۰۰
۳	ممان اینرسی	I (kg.m ²)	۷۲۰
۴	ممان اینرسی سیال متلاطم	I _f (kg.m ²)	۹۰
۵	طول پاندول معادل	a (m)	۰/۲
۶	موقعیت پاندول	b (m)	۰/۳
۷	میرایی سوخت	(kg.m ² /s)ε	۰/۱۹
۸	نیروی تراستر	F (N)	۲۳۰۰

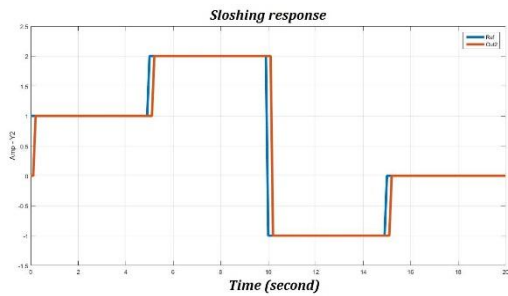
با توجه به اینکه تلاطم سوخت در مخزن در اثر حرکات ناشی از دینامیک شی پرنده می باشد، با بکارگیری کنترل کننده می توان تاثیر تلاطم را بر روی دینامیک شی پرنده کاهش و یا حذف نمود که این عملکرد در شکل (۶) بخوبی نشان داده شده است. نتایج دیگری در این خصوص براساس حالت گسسته در شکل های (۷) و (۸) نشان داده شده است. جهت شبیه سازی رفتار دینامیکی مدل و کنترل کننده، فرمان ورودی به صورت ورودی پله مطابق شکل های (۷) و (۸) مدل می شوند تا بحرانی ترین حالت تغییرات را شبیه سازی کنند. همان طور که مشاهده می شود رفتار سیستم به گونه ای است که مسیر مرجع دنبال می شود. میزان نیروی کنترلی که در این خصوص استفاده شده در شکل های (۹) و (۱۰) برای هر دو ورودی نشان داده شده است.



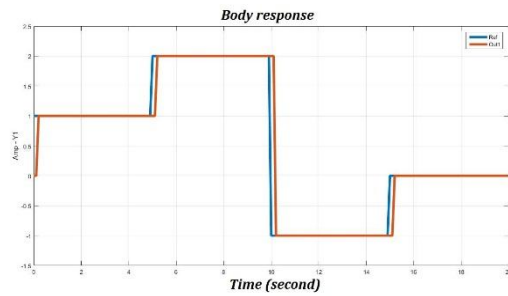
شکل ۶- پاسخ اثر تلاطم (زاویه پاندول) به ورودی پله



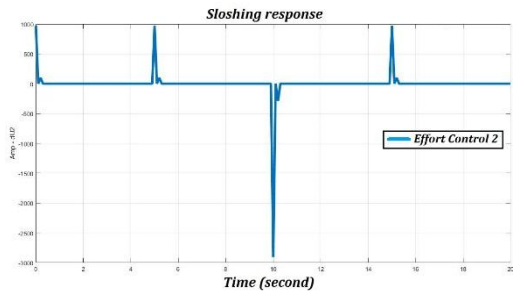
شکل ۵- پاسخ سیستم (شی پرنده) به ورودی پله



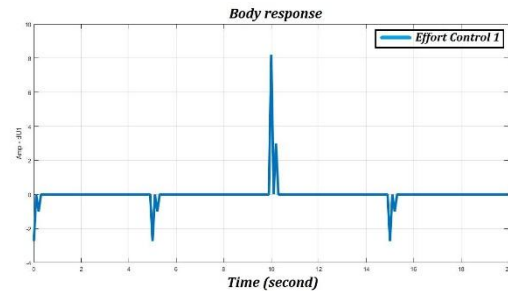
شکل ۸- پاسخ سیستم در حالت گسسته، پاندول (سیال متلاطم)



شکل ۷- پاسخ سیستم در حالت گسسته، بدنه شی پرنده



شکل ۱۰- مقدار نیروی کنترلی استفاده شده جهت کاهش تلاطم سیال در مخزن



شکل ۹- مقدار نیروی کنترلی استفاده شده جهت پایداری دینامیک سیستم

۷- نتیجه گیری و جمع بندی

در این مقاله خلاصه ای از اثرات پدیده تلاطم سوخت در دینامیک یک شی پرنده توصیف شد و براساس آن معادلات سیستم با استفاده از روابط لاگرانژین تعیین گردید. سپس جهت معادل سازی اثر پدیده تلاطم از یک مدل مکانیکی معادل، پاندول ساده استفاده شد. پس از تعیین معادلات حاکم و خطی سازی آن به طراحی و پیاده سازی کنترل پیش بین مدل برای کنترل شی پرنده تحت تلاطم سوخت پرداخته شد. بدین منظور الگوریتم کنترل پیش بین مدل در نرم افزار متلب شبیه سازی و با استفاده از مدل خطی سازی شده پلنت و کنترل کننده نتایج و عکس العمل سیستم تعیین گردید. در این خصوص نتایج در دو حالت پیوسته و گسسته نشان داده شد. همچنین مقدار نیروی کنترلی اعمال شده جهت پایداری سیستم نشان داده شد. با توجه به نتایج و شبیه سازی رفتار سیستم و پدیده تلاطم، مشاهده می شود که اثرات تلاطم سوخت با اعمال نیروهای کنترلی کاهش یافته و سیستم پایدار می شود.

۸ - مراجع

1. Ibrahim. R. A., 2005. Liquid Sloshing Dynamics, Theory and Applications. Cambridge University Press, New York, USA.
2. Nickkawde. C, Harish. P.M, Ananthkrishnan. N., 2014. "Stability analysis of a multi body system model for coupled slosh-vehicle dynamics". Journal of Sound and Vibration, 275(3-5), pp. 1069-1083.
3. Abramson. H.N., 1996. The dynamic behavior of liquids in moving containers, Technical Report. NASA, Washington, DC, USA.
4. Miao. N, Li. J, Wang.T., 2016. "amplitude sloshing analysis and equivalent mechanical modeling in spherical tanks of spacecraft". Journal of Spacecraft and Rockets, 53,(3), pp. 500-506
5. Peterson. L.D, Crawley. E.F, Hansman. R.J.,1989. "Nonlinear fluid slosh coupled to the dynamics of a spacecraft". AIAA Journal, 27(9),pp. 1230-1240.
6. Kana. D.D., 1989. "Validated spherical pendulum model for rotary liquid slosh". Journal of Spacecraft and Rockets, 26 (3), pp. 188-195.
7. Barron. R, Chng. S.W. R., 1989. "Dynamic analysis and measurement of sloshing of fluid in containers". Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 111, 1, pp. 83-90.

8. Agrawal. B.N, 1993. "Dynamic characteristics of liquid motion in partially filled tanks of a spinning spacecraft". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 16, 4, pp. 636–640.
9. Biswal. C, Bhattacharyya. S.K, Sinha. P.K, 2003. "Dynamic Characteristics of Liquid Filled Rectan Gular Tank with Baffles". *IE (I) Journal-CV*, 84, pp. 145-148.
10. Dodge. F.T., 2000. *The new Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers*, Southwest Research Institute, San Antonio, TX
11. Zhang. H, Wang. Z., 2016. "Attitude control and sloshing suppression for liquid-filled spacecraft in the presence of sinusoidal disturbance". *Journal of Soundand Vibration*, 383, pp, 64–75.
12. Hill. D.E, Baumgarten. J.R., 1992. "Control of spin-stabilized spacecraft with sloshing fluid stores". *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 114, 4, pp, 728–731.
13. Luiz Carlos Gadelha de Souza, Alain G. de Souza, 2014. "Spacecraft Attitude Control System Design considering the Fuel Slosh Dynamics". *Hindawi Publishing Corporation Shock and Vibration*, Article ID 260206, 8 pages, <http://dx.doi.org/10.1155/2014/260206>.
14. J. T. Feddema, C. R. Dohrmann, G. G. Parker, R. D. Robinett, V. J. Romero, D. J. Schmitt, 1997. "Control for Slosh-Free Motion of an Open Container". *IEEE Control Systems Magazine*, 17 , 1 , pp. 29-36.
15. Hervas. J.R, Reyhanoglu. M., 2012. "Control of a spacecraft with time varying propellant slosh parameters". *12th International Conference on control, Automation and Systems*, oct. 17-21, in ICC, Jeju Island, Korea.
16. Sidi. M.J., 1997. *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press.
17. Nagata. T, Modi. V.J., Matsuo. H., 1998. "Multibody effect on nutational dynamics of spin-stabilized satellites with fuel sloshing". *Journal of Guidance, Control and Dynamics* 21, 566–571.
18. Manikonda. V, Arambel. P, Gopinathan. M, Mehra. R, Hadaegh, F., 1999. "A model predictive control-based approach for spacecraft formation keeping and attitude control". *Proceedings of the 1999 American Control Conference*, San Diego, CA, USA
19. Wang. L., 2009. *Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB*, Springer-Verlag London Limited, DOI 10.1007/978-1-84882-331-0.
20. Camacho. E.F., Bordons. C., 2007. *Model Predictive Control*, 2nd ed., Springer Science & Business Media, London .