

طراحی اتوپایلوت پیش‌تطبيق با تلفیق بهره‌ی متغیر و تفکیک معادلات

علیرضا صالح، محمدرضا جاهدمطلق و جعفر روشنی‌یان

چکیده: ایده اصلی بکارگیری سیستم‌های کنترل تطبیقی، حفظ شاخصهای عملکرد سیستم کنترلی در دامنه مطلوب به ازای تغییرات گسترده در دینامیک فرآیند و در حضور اغتشاشات وارد بر سیستم است. پرواز یک موشک حامل ماهواره یا بالستیک در بخش فعال مسیر نمونه بارزی از این مسئله می‌باشد. اما از آنجائیکه مسیر پرواز برخی از این موشکها با تقریب خوبی قابل پیشگویی و تغییرات پارامترهای تغییردهنده دینامیک آنها آرام و تا حد زیادی معین می‌باشد، ضرورت بکارگیری یک روش کنترل تطبیقی پیچیده و همزمان (Online) قابل تأمل می‌باشد. در این تحقیق ضمن ارائه روش ساده و کاربردی پیش‌تطبيق جدول‌بندی بهره یا تابع بهره متغیر برای مقابله با طبیعت و خصیصه متغیر و غیرثابت یک موشک بالستیک، راهکارهای ساده و پیش‌تطبیقی دیگری تحت عنوان "روش تفکیک (یا دکوپله‌سازی) معادلات کانال کنترل فراز (یا سمت) از معادلات سرعت جانبی موشک" برای رفع حساسیت موشک نسبت به اغتشاش باد معرفی و پیشنهاد می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی قانون کنترل پیشنهادی حاکی از ویژگیهای تطبیقی مناسبی علی‌رغم سادگی فنی و کاربردی این الگوریتم می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت هوانورد و موشک، کنترل پرواز تطبیقی، جدول‌بندی بهره، تفکیک

معادلات، خطی‌سازی

۱. مقدمه

موشک هدایت‌شونده یک وسیله پرنده با شتاب و سرعت نسبتاً زیاد است که با داشتن قابلیت هدایت و کنترل سعی در رفع اثر اغتشاش و تأمین و تضمین دقت برخورد به هدف مورد نظر را دارد. یکی از سیستم‌های اصلی یک موشک هدایت‌شونده سیستم هدایت و کنترل آن می‌باشد که به نوبه خود از زیرسیستم‌های هدایت، ناوبری و اتوپایلوت تشکیل شده است.

از سیستم هدایت و ناوبری برای تعیین موقعیت و رساندن موشک از نقطه پرتاب به هدف استفاده می‌شود و سیستم اتوپایلوت پایدارسازی موشک و کاهش خطای تعقیب مسیر حرکت را برعهده دارد. عملاً در مواردیکه ماهیت نامعین و اتفاقی ورودیها و متغیرهای مؤثر بر دینامیک پرواز جدی و قابل توجه باشد و امکان تغییر زیاد در

دینامیک وسیله باشد، استفاده از روشهای کنترلی پیشرفته تطبیقی یا مقاوم برای طراحی اتوپایلوت اجتناب‌ناپذیر می‌شود. البته هزینه بهره‌برداری از الگوریتم‌های پیشرفته و دستیابی به دقت و کیفیت بالا در هدایت و کنترل موشک، استفاده از نرم‌افزارها و سخت‌افزارهای قوی‌تر، سریع‌تر و پیشرفته‌تر برای انجام محاسبات پیچیده است [۱] و [۲].

در روش طراحی مقاوم برای کل زمان پرواز موشک از یک تابع انتقال بعنوان کنترل‌کننده استفاده می‌شود. این کنترل‌کننده در برابر عدم قطعیت‌های موجود در پارامترهای متغیر با زمان دینامیک موشک در آن بازه مقاوم بوده و به ازای تغییرات در دینامیک، موشک را پایدار نگاه می‌دارد. در اتوپایلوت‌های تطبیقی با توجه به تغییر دینامیک موشک، در هر لحظه پارامترهای اتوپایلوت بطور مستقیم یا غیرمستقیم به‌نگام می‌شوند.

در روش غیرمستقیم ابتدا پارامترهای دینامیک موشک تخمین زده می‌شوند سپس با استفاده از مدل تخمین زده شده پارامترهای کنترل‌کننده محاسبه می‌گردند. در روش مستقیم کنترل‌کننده بدون نیاز به شناسائی دینامیک و تنها به کمک اندازه‌گیری انحراف شاخص عملکرد نسبت به حالت مطلوب به‌نگام می‌شود [۳-۲]. اولین روش تطبیقی یا شبه‌تطبیقی که برای طراحی اتوپایلوت

مقاله در تاریخ ۱۳۸۲/۸/۱۷ دریافت، و در تاریخ ۱۳۸۵/۲/۵ به تصویب نهایی رسیده است.

علیرضا صالح، کارشناس‌ارشد دانشکده برق، دانشگاه علم و صنعت ایران. salleh@yahoo.com

دکتر محمدرضا جاهدمطلق، دانشکده برق، دانشگاه علم و صنعت ایران. jahedmr@iust.ac.ir

دکتر جعفر روشنی‌یان، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی ایران. roshanian@kntu.ac.ir

حالت کلی طبق مرجع [۵ و ۴] مدل دینامیک غیرخطی متغیر با زمان و وسیله پرنده‌ای چون موشک را می‌توان در دستگاه مختصات بدنی بر اساس قانون دوم نیوتن به صورت روابط (۱) نشان داد:

$$\begin{aligned} F_x &= m_s \cdot (\dot{U} + Q \cdot W - R \cdot V) \\ F_y &= m_s \cdot (\dot{V} + R \cdot U - P \cdot W) \\ F_z &= m_s \cdot (\dot{W} + P \cdot V - Q \cdot U) \\ M_x &= I_x \cdot \dot{P} \\ M_y &= I_y \cdot \dot{Q} + (I_x - I_y) \cdot P \cdot R \\ M_z &= I_y \cdot \dot{R} + (I_y - I_x) \cdot P \cdot Q \end{aligned} \quad (1)$$

حال با فرض صلب بودن بدنه موشک و با فرض انحرافات و اغتشاشات جزئی حول نقاط کار آن بر مبنای روابط (۲):

$$\begin{aligned} \vec{V}_0^B &= (U_0, V_0, W_0) = (U_0, 0, 0) \\ \vec{\dot{V}}_0^B &= (\dot{U}_0, \dot{V}_0, \dot{W}_0) = (\dot{U}_0, 0, 0) \\ \vec{\omega}_0^B &= (P_0, Q_0, R_0) = (0, Q_0, 0) \\ \vec{\dot{\omega}}_0^B &= (\dot{P}_0, \dot{Q}_0, \dot{R}_0) = (0, 0, 0) \end{aligned} \quad (2)$$

و همچنین با بسط اغتشاشی نیروها و گشتاورهای وارد بر موشک (مؤلفه‌های حاصل از اثر دینامیک، تراست و وزن موشک)، معادلات خطی شده دینامیک پرواز برای دو کانال کنترلی فراز و سمت موشک بصورت روابط (۳) خواهد بود [۶-۸]:
 کانال فراز Pitch:

$$\begin{aligned} \dot{w} &= \left(\frac{1}{2m_s} \rho U_0 \cdot S \cdot C_{z\alpha} \right) \cdot w + \left(\frac{1}{4m_s} \rho S D U_0 C_{zq} + \frac{j_1}{m_s} - m_s g \cdot \sin \theta_0 + U_0 \right) \cdot q - \frac{2 \cdot cldel}{m_s} \cdot \delta_e \\ \dot{q} &= \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0 \cdot S \cdot x_{ac} \cdot C_{z\alpha} \right) \cdot w - \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0 \cdot S \cdot D^2 \cdot C_{mq} - \frac{j_2}{I_y} \right) \cdot q - \frac{2 \cdot cldel}{I_y} \cdot dx \cdot \delta_e \\ &\text{کانال سمت Yaw:} \\ \dot{v} &= \left(\frac{1}{2m_s} \rho U_0 \cdot S \cdot C_{y\beta} \right) \cdot v + \left(\frac{1}{4m_s} \rho S \cdot D \cdot U_0 \cdot C_{yr} + \frac{j_1}{m_s} - U_0 \right) \cdot r - \frac{2 \cdot cldel}{m_s} \cdot \delta_r \\ \dot{r} &= \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0 \cdot S \cdot x_{ac} \cdot C_{y\beta} \right) \cdot v - \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0 \cdot S \cdot D^2 \cdot C_{nr} - \frac{j_2}{I_y} \right) \cdot r - \frac{2 \cdot cldel}{I_y} \cdot dx \cdot \delta_r \end{aligned} \quad (3)$$

با تعریف ضرایب معادل می‌توان برای ادامه کار معادلات خطی شده را بشکل نمادین بصورت روابط (۴) نوشت [۹]:

مطرح گردید نوعی روش جدول‌بندی بهره بود. در این روش برای نقاط کاری مختلف موشک کنترل‌کننده‌هایی متناسب با آن نقاط طراحی می‌شود.

از نقاط قوت این روش سادگی طراحی و سهولت کاربرد آن است و اگر از تابع پیوسته‌ای (تابع هموارسازی بهره) استفاده شود، مسئله‌ای از جهت احتمال بروز اغتشاش به هنگام کلیدزنی از یک کنترل‌کننده به کنترل‌کننده دیگر مطرح نخواهد بود. ولی عمده‌ترین کاربرد این روش در اجسام هدایت‌شونده با تغییرات دینامیکی محدود و آرام می‌باشد.

لذا چنانچه بتوان به پاسخ مناسب و قابل‌قبولی در کلاس سیستم‌های مذکور دست یافت، استفاده از کنترل‌کننده‌های پیچیده و پرهزینه ضرورت خود را از دست می‌دهد [۱] و [۲].

در عین حال کاربرد روش جدول‌بندی بهره برای مقابله با طبیعت و خصیصه متغیر و غیرثابت موشک، مؤثر و مفید اما برای جلوگیری یا رفع حساسیت سیستم کنترل موشک نسبت به اغتشاش باد بی‌اثر است [۳-۵]. بر همین اساس در این تحقیق بدنبال تعیین منشاء اصلی این حساسیت و ارائه راهکاری برای رفع آن خواهیم بود.

لذا در این تحقیق ابتدا معادلات دینامیک محور فراز (Pitch) و سمت (Yaw) یک موشک بالستیک با کنترل از طریق بردار نیروی تراست (T.V.C) بیان می‌شود.

البته برای موشک مفروض که نسبت به محور طولی خود دارای دو صفحه تقارن متعامد می‌باشد (یعنی $I_y = I_z$) معادلات و توابع تبدیل مشابهی برای کانالهای فراز و سمت آن خواهیم داشت، لذا در اینجا عمدتاً دینامیک محور فراز مورد بحث و تحلیل قرار خواهد گرفت. پس از این ضمن بررسی عوامل تغییردهنده دینامیک این موشک در فاز فعال پرواز آن، امکان و نحوه تعریف یک تابع هموارسازی بهره بررسی می‌شود.

در ادامه میزان تأثیر و کارایی کنترل‌کننده کلاسیک بهمراه تابع هموارسازی بهره و بهبود حاصله در مشخصه‌های دینامیکی و کنترلی موشک تحقیق و بررسی می‌گردد.

همچنین قانون کنترل شبه‌تلفیقی دیگری تحت عنوان "روش تفکیک (یا دکوپله‌سازی) معادلات کانال کنترل فراز (یا سمت) از معادلات سرعت جانبی موشک" برای مقابله با حساسیت سیستم کنترل نسبت به اغتشاش باد معرفی و پیشنهاد می‌گردد.

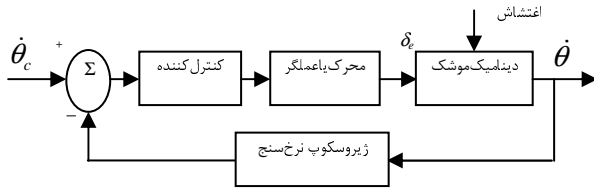
در انتها تأثیر و کارایی کنترل‌کننده تلفیقی جدید یعنی اتوپایلوت کلاسیک تفکیک شده (به همراه تابع بهره متغیر) و بهبود حاصله در مشخصه‌های دینامیکی و کنترلی موشک به کمک شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی غیرخطی تحقیق و بررسی می‌گردد.

۲. مدل‌سازی ریاضی دینامیک پرواز موشک

مدلسازی ریاضی و شناخت دینامیک یک موشک از اولین مراحل مورد نیاز برای طراحی سیستم هدایت و کنترل آن می‌باشد. در

۳. سیستم حلقه بسته کنترل کلاسیک پرواز موشک

بلوک دیاگرام سیستم کنترل حلقه بسته کانال فراز موشک به ازای یک کنترل وضعیت کلاسیک در شکل ۲ آمده است. همانطور که پیداست ورودی کنترل کننده از جنس سرعت زاویه‌ای است و لذا استفاده از یک انتگرالگیر در مسیر پیشرو ضروری می‌باشد.



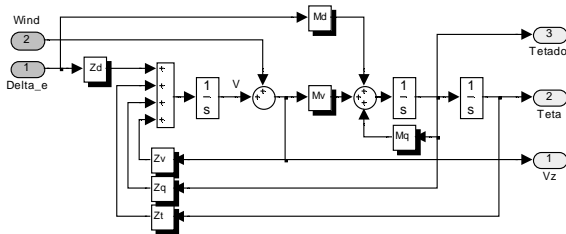
شکل ۲. سیستم کنترل وضعیت کانال فراز

در حلقه کنترل این موشک، دینامیک عملگر یا محرک بصورت رابطه (۶) و دینامیک جایروی نرخ سنج بصورت رابطه (۷) فرض می‌شود [۵ و ۴].

$$G_{act} = \frac{K_a}{T_2 S^2 + T_1 S + 1} = \frac{1}{0.001 S^2 + 0.1 S + 1} \quad (6)$$

$$G_g = \frac{\omega_{ng}^2}{S^2 + 2\zeta_g \omega_{ng} S + \omega_{ng}^2} = \frac{(2\pi \times 40)^2}{S^2 + 2 \times 0.5 \times (2\pi \times 40) S + (2\pi \times 40)^2} \quad (7)$$

دینامیک خطی شده کانال فراز یا سمت بر اساس دسته معادلات (۴) بصورت بلوک دیاگرام شکل ۳ خواهد بود [9].



شکل ۳. بلوک دیاگرام مدل دینامیک خطی شده کانال فراز یا سمت موشک مفروض

اکنون در قدم اول برای طراحی یک حلقه کنترل کلاسیک مینا، با توجه به دینامیک حلقه باز کانال‌های فراز و سمت موشک و استراتژی ردیابی فرامین در این دو کانال بکارگیری یک کنترل کننده PI بصورت $K_{cl} \left(\frac{T_{cl}}{S} + 1 \right)$ کافی و مناسب به نظر می‌رسد. همچنین برای محدود ساختن پهنای باند سیستم حلقه بسته و فیلتر کردن سیگنال نویزآلود خروجی ژيروسکوپها، فیلتر کلاسیک درجه دومی در مخرج تابع تبدیل اتوپایلوت هر کانال در نظر گرفته می‌شود [۹، ۱۰، ۱۱].

طراحی کنترل کننده کلاسیک ثابت برای مدل خطی هر لحظه از پرواز موشک به هر روش متداول در طراحی کنترل کلاسیک

$$\dot{v}_Z = Z_{vZ} \cdot v_Z + Z_{q} \cdot q + Z_{\theta} \cdot \theta + Z_{\delta_e} \cdot \delta_e$$

$$\dot{q} = M_{vZ} \cdot v_Z + M_{q} \cdot q + M_{\delta_e} \cdot \delta_e \quad (4)$$

$$\dot{v}_Y = Z_{vY} \cdot v_Y + Z_{r} \cdot r + Z_{\delta_r} \cdot \delta_r$$

$$\dot{r} = M_{vY} \cdot v_Y + M_{r} \cdot r + M_{\delta_r} \cdot \delta_r$$

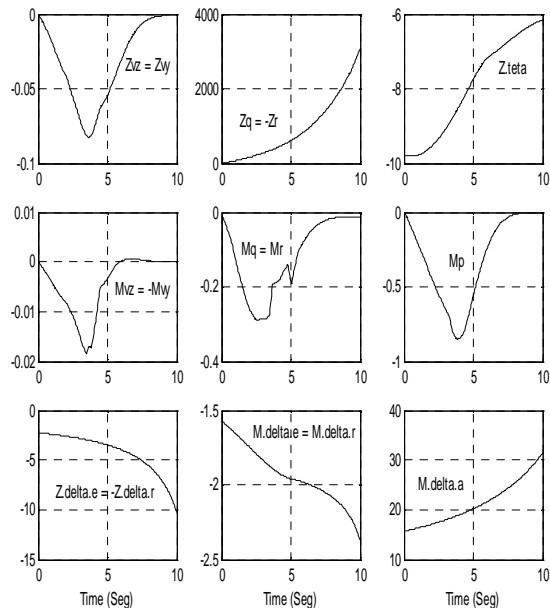
که در این معادلات ضرایب Z_K و M_K متناظر با ضرایب روابط (۳) قابل تعیین و تعریف می‌باشند. حال در صورتیکه، انحراف بالکهای کنترلی بعنوان ورودی و زوایای اویلر بعنوان خروجی در نظر گرفته شوند، آنگاه داریم [۹]:

$$\frac{\theta(S)}{\delta_e(S)} = \frac{-M_{\delta_e} \cdot S + (Z_{vZ} \cdot M_{\delta_e} - M_{vZ} \cdot Z_{\delta_e})}{S \cdot (S^2 - (Z_{vZ} + M_q) \cdot S + (Z_{vZ} \cdot M_q - Z_{q} \cdot M_{vZ}))} \quad (5)$$

به هنگام پرواز تغییرات دانسیته هوا ρ و پارامترهای پروازی موشک چون U_o سرعت لحظه‌ای و θ_o زاویه فراز لحظه‌ای و مشخصه‌های سیستمی موشک چون m_s جرم لحظه‌ای و I_y ممان اینرسیهای لحظه‌ای موشک و C_{Nr} , C_{Mq} , C_{Zq} , $C_{Y\beta}$, $C_{Z\alpha}$, C_{Yr} و ضرایب آئرو دینامیکی موشک، ضرایب معادلات پرواز و تابع تبدیل موشک را دستخوش تغییر خواهد کرد.

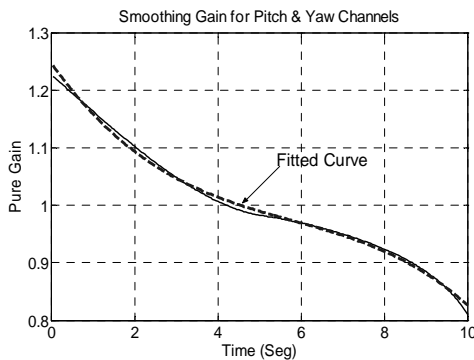
لذا در اینجا با مسئله طراحی کنترل کننده برای یک سیستم متغیر با زمان روبرو هستیم. در شکل ۱ نمودار تغییرات زمانی ضرایب روابط (۴) ناشی از تغییرات متغیرهای پروازی و سیستمی ترسیم شده است [۸].

حوزه وسیع و روند تغییرات این ضرایب مؤید تغییرپذیری قابل توجه ولی نسبتاً آرام دینامیک ذاتی موشک مورد بحث می‌باشد.



شکل ۱. نمودار تغییرات زمانی ضرایب معادلات دینامیک موشک در طول فاز فعال پرواز

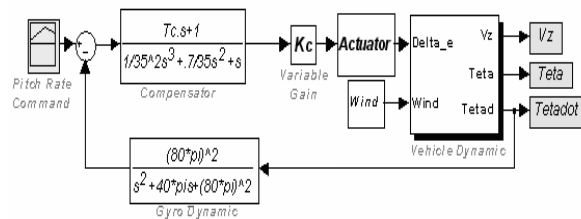
ترم $M_{VZ} \cdot v_z$ در سیستم حلقه بسته کانال فراز یک قطب و صفر اضافی ظاهر می‌کند که مجموعاً منجر به افزایش میرایی در پاسخ این کانال می‌شود. همینطور که پیداست این ترم تنها عامل مزاحم تأثیردهنده سرعت جانبی v_z در دینامیک و کنترل کانال فراز می‌باشد و تغییر ضریب M_{VZ} در طول پرواز و حتی تغییر نامعلوم v_z که جمعی از مؤلفه اصلی سرعت جانبی در امتداد محور بدنی (که از زاویه حمله موشک ناشی می‌شود) و مؤلفه باد اغتشاشی در امتداد این محور است منجر به تغییر ناخواسته و خارج از کنترل دینامیک این کانال می‌شود. اکنون برای بهبود و هموارسازی رفتار کانال فراز یا سمت با دقت در ضرایب معادله (۱۰) مشاهده می‌شود که المانهای متعددی شامل ترم $M_{\delta e} K_c$ می‌باشند. حال با احتساب بهره ثابت $K_c = 4$ ، ترم $M_{\delta e} K_c$ در طول زمان فاز فعال تغییراتی مشابه ضریب $M_{\delta e}$ خواهد داشت که مهمترین متغیر در این ضریب نیز همان ممان اینرسی لحظه‌ای I_y می‌باشد. همانطور که در شکل ۱ مشاهده شد اندازه ضریب $M_{\delta e}$ در طول فاز فعال پرواز روندی افزایشی داشته و بیش از ۳۵ درصد تغییر می‌نماید، ولی این تغییرات مستقل از مسیر پرواز است. در اینجا دیده می‌شود که اگر بهره متغیری متناسب با عکس ضریب $M_{\delta e}$ (یا متناسب با I_y) جایگزین بهره ثابت $K_c = 4$ شود، در مجموع ترم $M_{\delta e} K_c$ و بدنبال آن رفتار کنترلی کانال فراز (یا سمت) بهبود و تثبیت می‌یابد. از اینرو تابع زمانی $Smooth(t)$ با این منطق و بر اساس مقدار ضریب $M_{\delta e}$ از شبیه‌سازی پرواز در مسیر نامی استخراج و پس از ساده‌سازی و تقریب بصورت نمودار شکل ۵ در اتوپایلوت کانال فراز و سمت بکار برده می‌شود. ضریب $M_{\delta e}$ تابع مسیر پرواز نیست و بررسی‌ها نشانگر آنستکه خطای سیستماتیک عملی یا محاسباتی در تعیین آن تا میزان ۵٪ متحمل بوده و این میزان خطا نتنها منجر به ناپایداری سیستم نمی‌شود بلکه در هر صورت بکارگیری آن بهتر از استفاده از بهره ثابت است [۹]. با استفاده از مدل خطی کانال فراز و سمت در محیط نرم‌افزار Simulink می‌توان نمودار زمانی مشخصه‌های کنترلی این دو کانال را در طول فاز فعال پرواز در دو حالت با بهره ثابت و بهره متغیر تعیین و مقایسه کرد. این نمودارها بهمین ترتیب محاسبه و در شکل ۶ ترسیم شده‌اند.



شکل ۵. نمودار زمانی تابع بهره متغیر $Smooth(t)$ برای کانال فراز و سمت تابع اصلی و تابع برازش شده (خط چین)

همچون بکارگیری مکان هندسی ریشه‌ها یا دیاگرام نایکوئیست کار ساده‌ای است. ولی برای سیستم متغیر با زمانی چون موشک معمول است که با توجه به مدل بحرانی‌ترین مقطع از مسیر پرواز، کنترل‌کننده را طراحی و انتخاب نمود. سپس می‌توان کارایی و صحت طراحی را بکمک شبیه‌سازی بررسی و آزمایش نمود. بر همین اساس کنترل‌کننده کانال فراز (یا سمت) با فرض دستیابی به مشخصه‌های مطلوب و مورد نظر شامل پهنای باند حداقل ۱/۲ هرتز، حد فاز حداقل ۳۰ درجه، حد بهره از بالا حداقل ۳/۵، میزان فراجهدش کمتر از ۵۰٪، زمان صعود کمتر از ۰/۳۵ ثانیه در کل نقاط فاز فعال پرواز بصورت رابطه (۸) طراحی می‌گردد [۷] که به منظور رعایت اختصار و سادگی آن از ذکر روند استخراج و جزئیات خودداری می‌شود. شکل ۴ بلوک دیاگرام مدل سیستم حلقه بسته کنترل کانال فراز یا سمت را در محیط سیمولینک با اتوپایلوت کلاسیک نشان می‌دهد [۹].

$$K_{\psi}(s) = K_{\theta}(s) = \frac{\delta_e}{\dot{\theta}} = \frac{4.(S/1.5 + 1)}{S.(S^2/35^2 + \frac{2 \times 0.35}{35} S + 1)} \quad (8)$$



شکل ۴. بلوک دیاگرام مدل سیستم حلقه بسته کنترل کانال فراز یا سمت در محیط سیمولینک با اتوپایلوت کلاسیک

۴. تلفیق روش کنترل کلاسیک با جدول بندی بهره

سیستم حلقه بسته کانال فراز را که در شکل ۴ نشان داده شده می‌توان با استفاده از معادلات (۴) و همچنین بصورت معادلات (۹) بیان نمود [۹]:

$$\delta_e = \frac{K_c}{S} (T_c \cdot S + 1) \cdot (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) = K_c \cdot (X + T_c \cdot (\dot{\theta}_c - \dot{\theta})) \quad (9)$$

$$\dot{X} = \dot{\theta}_c - \dot{\theta}$$

و مجموع معادلات مذکور را می‌توان بفرم معادلات حالت بصورت رابطه (۱۰) نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_z \\ \dot{\theta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{VZ} & Z_q - Z_{\delta e} K_c T_c & Z_{\theta} & Z_{\delta e} K_c \\ M_{VZ} & M_q - M_{\delta e} K_c T_c & 0 & M_{\delta e} K_c \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_z \\ \dot{\theta} \\ \theta \\ X \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta e} K_c T_c \\ M_{\delta e} K_c T_c \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot \dot{\theta}_c \quad (10)$$

اکنون با دقت در رابطه فوق می‌توان دریافت که در صورت صفر شدن المان اول از سطر دوم ماتریس ضرایب حالت یعنی ترم v_Z مستقل و تفکیک می‌شود. معادلات حالت کانال فراز از سرعت جانبی v_Z را با قانون تعریف شده در رابطه (۱۳) محاسبه و تطبیق دهیم:

$$K_{vZ} = \frac{M_{vZ}}{M_{\delta_e} \cdot K_c} \quad (13)$$

آنگاه دستگاه معادلات (۱۲) به دستگاه درجه دومی بصورت رابطه (۱۴) تفکیک و ساده می‌گردد:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \dot{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q - M_{\delta_e} K_c T_c & M_{\delta_e} K_c \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ X \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{\delta_e} K_c T_c \\ 1 \end{bmatrix} \cdot \dot{\theta}_c \quad (14)$$

و این سیستم را می‌توان تقریباً ثابت زمان دانست، چرا که از یکسو در المان اول از سطر اول ضرایب حالت داریم: $M_q \ll M_{\delta_e} K_c T_c$ و از سوی دیگر با تعریف تابع $\text{Smooth}(t)$ و هموارسازی بهره، ترم $M_{\delta_e} K_c$ تثبیت شده است.

در اینحالت می‌توان تابع تبدیل سیستم حلقه بسته کانال فراز که $\dot{\theta}_c$ و θ_c را مرتبط می‌سازد بصورت رابطه (۱۵) بدست آورد:

$$G_{\dot{\theta}}(S) = \frac{\dot{\theta}}{\dot{\theta}_c} = \frac{M_{\delta_e} \cdot K_c \cdot (T_c \cdot S + 1)}{S^2 + M_{\delta_e} \cdot K_c \cdot T_c \cdot S + M_{\delta_e} \cdot K_c} = \quad (15)$$

$$G_{\theta}(S) = \frac{\theta}{\theta_c}$$

حال اگر تابع تبدیل حلقه بسته مطلوب این کانال یا محل دلخواه صفر و قطبها تعریف و معلوم شود، خودبخود پارامتر $M_{\delta_e} K_c$ معین خواهد شد.

در اینجا با فرض خواستن سیستمی حدوداً با ۱۵٪ فرجهش، ۰/۳ ثانیه فرمان صعود و ۲ ثانیه زمان نشست تابع تبدیل مطلوب برای سیستم حلقه بسته کانال فراز یا سمت بصورت زیر انتخاب و تعریف می‌شود [۹]:

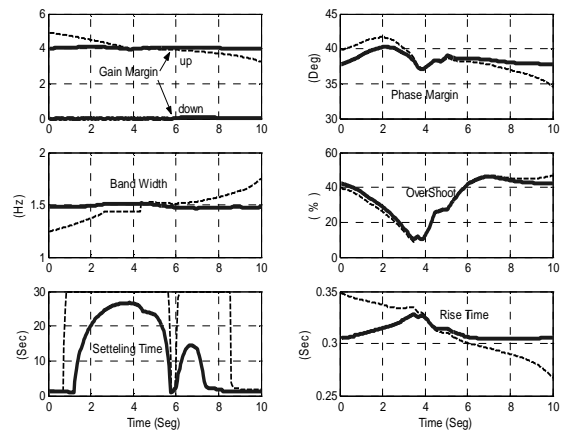
$$G_{M\dot{\theta}}(S) = \frac{7.7(0.65S + 1)}{S^2 + 5S + 7.7} \quad (16)$$

بنابراین با مقایسه توابع تبدیل $G_{M\dot{\theta}}(S)$ و $G_{\dot{\theta}}(S)$ داریم:

$$T_c = 0.65 \quad \& \quad M_{\delta_e} K_c = 7.7 \quad (17)$$

$$\Rightarrow K_c = 4 \cdot (-0.0008 t^3 + 0.0141 t^2 - 0.1017t + 1.2469)$$

در اینجا برای تحقق و برقراری رابطه تطبیقی K_{vZ} (۱۳) و امکان بکارگیری قانون کنترل پیشنهادی (۱۱)، سرعت جانبی v_Z از روی خروجی سنسورهای موجود بلوک ناوبری موشک اندازه‌گیری می‌شود.



شکل ۶. مشخصه‌های سیستم حلقه بسته کانال فراز یا سمت در طول فاز فعال با اتوپالوت با بهره متغیر (خط توپر)، و با بهره ثابت (خط چین)

همانطور که در شکل ۶ دیده می‌شود بکارگیری تابع بهره متغیر در بهبود و هموارسازی مشخصه‌های کنترلی کانال فراز یا سمت تأثیری جدی داشته ولی کافی نیست چرا که این دو کانال کماکان از جهت حد بهره و سرعت پاسخ از شرایط مناسبی برخوردار نمی‌باشند. این مسئله مطابق انتظار ناشی از همان کوپلاژ یا وابستگی این دو کانال به دینامیک سرعت جانبی موشک است که حتی باعث حساسیت موشک به اغتشاش باد نیز می‌گردد. از اینرو در کانال فراز و سمت در کنار تابع بهره متغیر، استفاده از قوانین تطبیقی یا روشهای کنترلی کاملتر لازم به نظر می‌رسد.

۵. تفکیک کردن کانال فراز یا سمت از سرعت جانبی

در اینجا با توجه به ترم اضافی $M_{vZ} \cdot v_Z$ در معادله q یا $\dot{\theta}$ (رابطه (۴)) یا به تعبیری دیگر، وجود المان اول از سطر دوم ماتریس A در معادله (۱۰) که موجب وابستگی ناخواسته و تأثیرپذیری دینامیک کانال فراز از سرعت جانبی v_Z می‌گردد، قانون کنترل جدیدی با افزودن فیدبکی از سرعت جانبی v_Z بصورت رابطه (۱۱) پیشنهاد می‌شود [۹ و ۱۰]:

$$\delta_e = K_c \cdot [X + T_c \cdot (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) - K_{vZ} \cdot v_Z] \quad (11)$$

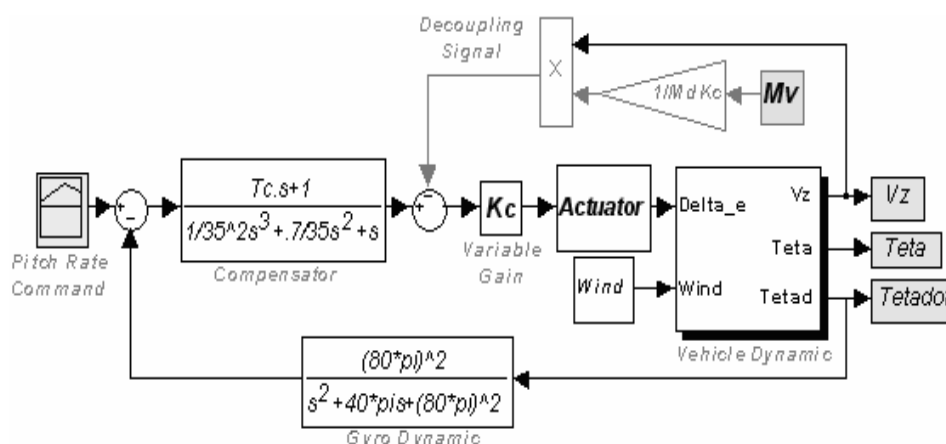
حال با بکار بردن این قانون فیدبک به همراه معادلات (۴) می‌توان معادلات حالت حلقه بسته کانال فراز را به این صورت نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_Z \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{vZ} - Z_{\delta_e} K_c K_{vZ} & Z_q - Z_{\delta_e} K_c T_c & Z_{\theta} & Z_{\delta_e} K_c \\ M_{vZ} - M_{\delta_e} K_c K_{vZ} & M_q - M_{\delta_e} K_c T_c & 0 & M_{\delta_e} K_c \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_Z \\ \dot{\theta} \\ \theta \\ X \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} K_c T_c \\ M_{\delta_e} K_c T_c \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot \dot{\theta}_c \quad (12)$$

$$M_{VZ} = 10^{-3} * [-.4213 \cdot t^3 + 1.4546 \cdot t^2 - 5.6128 \cdot t + 0.411] \quad \text{for } t \leq 3.46$$

$$M_{VZ} = 10^{-2} * [-0.003427 \cdot t^4 + 0.12166 \cdot t^3 - 1.5921 \cdot t^2 + 9.0848 \cdot t - 19.01218] \quad \text{for Others} \quad (18)$$

اکنون مشابه شکل ۶ نمودار تغییرات زمانی مشخصه‌های کنترلی سیستم حلقه بسته در طول فاز فعال پرواز به ازای اتوپایلوت کلاسیک با بهره متغیر و همین اتوپایلوت به‌مراه تفکیک کانال از سرعت جانبی بدست آورده شده و در شکل ۸ ترسیم شده‌اند. نمودارهای شکل ۸ نشان می‌دهند که با تفکیک سرعت جانبی نسبت به اتوپایلوت کلاسیک با بهره متغیر بهبود و تثبیت بیشتری در مشخصات دینامیکی و کنترل این کانال حاصل می‌گردد.



شکل ۷. بلوک دیاگرام مدل‌سازی سیستم حلقه بسته کانال فراز در محیط Simulink با اتوپایلوت دکوپله شده کلاسیک

می‌شود. این موضوع در اغلب نمودارهای شکل ۸ بویژه نمودار تغییرات زمانی t_s زمان نشست، $\%OVR$ میزان فراجهش، t_r زمان صعود پاسخ سیستم و حد بهره از پایین بطور چشمگیر مشهود است.

۶. نتایج شبیه‌سازی

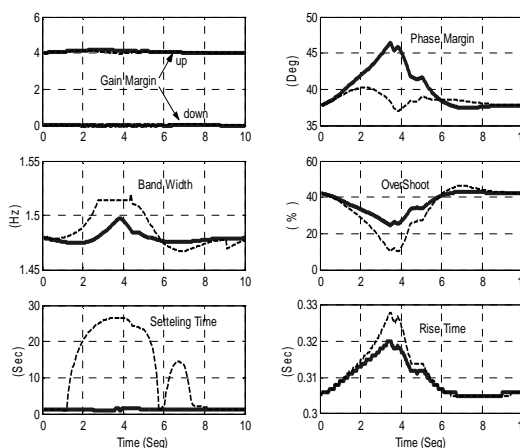
شکل ۹ مجموعه پاسخ پله‌های سیستم حلقه بسته کانال فراز را (به ازای فرمان $\dot{\theta}_c = 1 (Deg/Sec)$) در لحظات متفاوت از طول فاز فعال به ازای سه اتوپایلوت مختلف، یکی اتوپایلوت کلاسیک با بهره ثابت، دیگری اتوپایلوت کلاسیک با بهره متغیر و نهایتاً اتوپایلوت کلاسیک با بهره متغیر ولی بصورت تفکیک شده، جهت مقایسه در کنار هم نشان می‌دهد.

همانطور که پیداست بکارگیری تابع بهره متغیر به تنهایی موجب شباهت زیادی در کیفیت پاسخ سیستم کنترل در طول زمان کار آن نشده است و این موضوع عمدتاً بخاطر تداخل دینامیک سرعت جانبی در دینامیک کانال فراز می‌باشد. اما در حالت استفاده از قانون کنترل تطبیقی ساده تفکیک (رابطه (۱۱)) تأثیر و تداخل نامطلوب مذکور برطرف و تابع بهره متغیر مؤثر و نتیجه‌بخش

همینطور لازم است مقدار لحظه‌ای ضریب K_{VZ} یا در واقع M_{VZ} در حین پرواز موجود باشد.

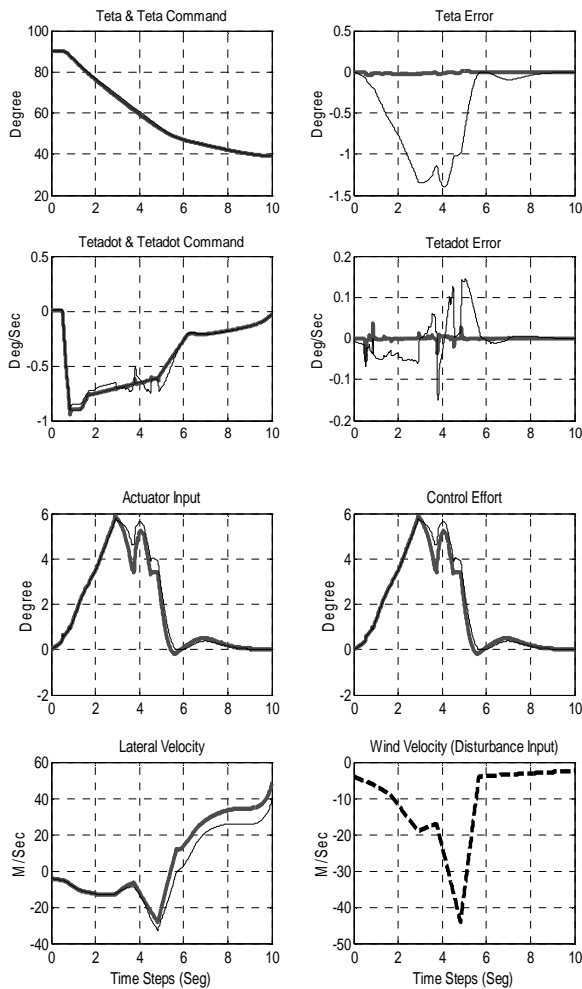
اما به علت عدم امکان محاسبه و تعیین ضریب M_{VZ} در حین پرواز به ناچار این ضریب از پیش بکمک شبیه‌سازی پرواز در شرایط و مسیر نامی استخراج و بصورت تابع زمانی برازش داده شده‌ای طبق رابطه (۱۸) تعریف و در محاسبات لحظه‌ای سیستم کنترل در کامپیوتر پرواز استفاده می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی در شرایط گوناگون پروازی (از جهت سمت و سرعت باد و محل و جهت پرتاب) مؤید تغییرات ناچیز ضریب M_{VZ} به ازای تغییر شرایط پروازی و تقریب خوب تابع انتخاب شده می‌باشد [۹]. شکل ۷ بلوک دیاگرام مدل‌سازی سیستم در محیط Simulink را نشان می‌دهد.



شکل ۸. مشخصه‌های سیستم حلقه بسته کانال فراز با اتوپایلوت کلاسیک با بهره متغیر (خط چین) و همان اتوپایلوت با دکوپله‌سازی

این مسئله‌ای است که طبق روند تفکیک و معادلات (۱۲) تا (۱۵) مورد انتظار بوده و در عمل علی‌رغم تغییر در دینامیک موشک تقریباً پاسخ سیستم را ثابت با زمان می‌سازد. در واقع این روش باعث رفع دخالت و مزاحمت دینامیک سرعت جانبی در تحقق و دستیابی به عملکرد مطلوب تعریف شده برای کانال فراز یا سمت



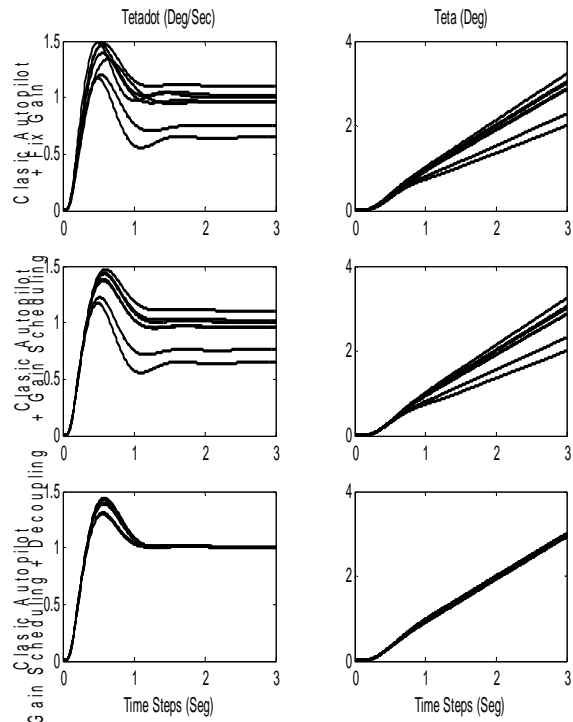
شکل ۱۰. نتایج شبیه‌سازی سیستم خطی متغیر با زمان با اتوپایلوت تفکیک شده (خط توپر) و تفکیک نشده (خط نازک) کلاسیک با ورودی اصلی به همراه ورودی اغتشاشی متغیر با زمان باد

- برای تعریف جدول یا تابع بهره متغیر باید مهمترین عامل تغییردهنده بهره موشک را در معادلات دینامیک پرواز جستجو کرده و حتی‌الامکان رابطه‌ای معکوس با این متغیر برقرار نمود.

- بکارگیری تابع بهره متغیر در بهبود و هموارسازی برخی از مشخصه‌های کنترلی کانال فراز یا سمت تأثیری خوبی داشته ولی کافی نیست چرا که این دو کانال کماکان از جهت حد بهره، سرعت و دقت پاسخ از شرایط مناسبی برخوردار نمی‌باشند. این مسئله ناشی از کوپلاژ یا وابستگی این دو کانال به دینامیک سرعت جانبی موشک است که حتی باعث حساسیت موشک به اغتشاش باد نیز می‌گردد. لذا در کانال فراز و سمت در کنار تابع بهره متغیر، استفاده از قوانین تطبیق یا روشهای کنترلی کاملتر ضروری است.

- قانون کنترلی جدید پیشنهادی با افزودن فیدبکی از سرعت جانبی v_z قابلیت حذف اثر تداخل دینامیک سرعت جانبی موشک در کانال کنترل زاویه فراز را بخوبی داراست. ضرب این رابطه تطبیقی یعنی K_{vz} از پیش بکمک شبیه‌سازی پرواز در شرایط و مسیر نامی

می‌گردد و سیستم را به یک سیستم ثابت با زمان نزدیک کرده است.



شکل ۹. مجموعه پاسخهای پله سیستم حلقه بسته کانال فراز (یا سمت) در لحظات مختلف از پرواز با سه اتوپایلوت کلاسیک مختلف به ازای فرمان $\theta_c = 1$ (Deg/Sec)

اهمیت و میزان بهبود مشخصه‌های سیستم تفکیک شده در مواردی چون زمان نشست هنگامی روشن می‌شود که با شبیه‌سازی این سیستم با مدل خطی و متغیر با زمان موشک با اعمال فرمان واقعی پرواز و نیز در حضور اغتشاش باد، کیفیت پاسخ آن مشاهده و در مقایسه با سیستم کلاسیک تفکیک نشده بررسی شود. با مدل‌سازی این دو سیستم با بلوک دیاگرامی شبیه به شکل ۴ و ۷ ولی بصورت متغیر با زمان در محیط Simulink و انجام شبیه‌سازی با دو ورودی مذکور نتایج شکل ۱۰ بدست آمده است. این نتایج نشانگر آن است که بهبود مشخصه‌های سیستم تفکیک شده منجر به دقت بیشتر در ردیابی ورودی و کاهش چشمگیر در خطای زاویه و سرعت زاویه‌ای فراز می‌شود. همچنین تفکیک کردن کانال فراز از سرعت جانبی حتی منجر به کاهش فرامین کنترلی بالکها در بخشی از پرواز شده است. همچنین این نمودارها قابلیت بارز سیستم کنترل کلاسیک تفکیک شده را در قبال ممانعت از تأثیر اغتشاش باد در روند ردیابی مسیر و فرامین مرجع نشان می‌دهد.

۷. نتیجه‌گیری

- کاربرد روش جدول‌بندی بهره یا همان تابع بهره متغیر در بسیاری از موارد برای استفاده در اتوپایلوت اجسام هدایت شونده (موشک) با تغییرات دینامیکی محدود و آرام کافی و مناسب می‌باشد.

[۸] معصوم‌نیا محمدعلی، "شبیه‌سازی کامل شش درجه آزادی موشک‌های زمین به زمین"، گزارش داخلی گروه صنایع شهید همت، ۱۳۶۶.

[۹] صالح علیرضا، جاهدمطلق محمدرضا، روشنیان جعفر، "طراحی کنترل‌کننده تطبیقی کاربردی برای فاز فعال پرواز یک موشک بالستیک"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده برق دانشگاه علم و صنعت ایران، ۱۳۸۲.

[10] Leite Filho, W.C., and Hsu, L., "Adaptive Control of Missile Attitude" IFAC, 1987.

[11] Hill, J.P., and Lam Q.M., "Using an Adaptive Autopilot for Flight Control System Performance Improvement", Decision and Control, Proceedings of the 34th IEEE Conference on, Vol.4, Pages: 3759-3762, 1995.

فهرست علائم و اختصارات

C_N, C_M, C_Z, C_Y = ضرایب آئرو دینامیکی موشک

c_{ldel} = نسبت نیروی برای بال‌های کنترلی به ضریب برای آنها

D = قطر سطح مقطع مبنای موشک

d_x, d_y = فاصله مرکز فشار بال‌های کنترلی از محور طولی

F_x, F_y, F_z یا f_x, f_y, f_z = مؤلفه‌های اصلی و اغتشاشی بردار کل نیروهای وارد بر موشک در دستگاه بدنی

g = شتاب جاذبه ثقل زمین

ρ = دانسیته هوای جو

$G_g, \zeta_g, \omega_{ng}$ = تابع تبدیل، نسبت میرایی و فرکانس طبیعی جاپرو

I_x, I_y, I_z = ممان‌های اینرسی موشک حول ۳ محور دستگاه بدنی

j_1, j_2 = ضرایب میرایی گشتاور فوران گازهای خروجی نازل موتور

$K_\psi(s), K_\theta(s)$ = تابع تبدیل جبران‌کننده‌های کلاسیک

m_s = جرم لحظه‌ای موشک

M_x, M_y, M_z یا m_x, m_y, m_z = مؤلفه‌های اصلی و اغتشاشی بردار کل گشتاور وارد بر موشک در دستگاه بدنی

P, Q, R یا p, q, r = سرعت‌های زاویه‌ای فراز، سمت و چرخ موشک حول محورهای دستگاه بدنی

S = سطح مقطع مبنای موشک

استخراج و بصورت تابع زمانی برازش داده شده‌ای تعریف و استفاده می‌شود.

- مقایسه مجموعه پاسخ پله‌های سیستم حلقه بسته کانال فراز (به ازای فرمان $\dot{\theta}_e = I (Deg/Sec)$) در لحظات متفاوت از طول فاز فعال به ازای سه اتوپیلوت مختلف نشانگر تأثیر اندک بکارگیری تابع بهره متغیر (به تنهایی) در کیفیت و تغییرپذیری پاسخ سیستم کنترل در طول زمان کار آن بوده که این موضوع عمدتاً بخاطر همان تداخل مذکور می‌باشد.

اما در حالت استفاده از قانون کنترل تطبیقی ساده تفکیک، تأثیر و تداخل نامطلوب عامل مذکور برطرف و تابع بهره متغیر مؤثر و نتیجه‌بخش می‌گردد و سیستم را به یک سیستم ثابت با زمان نزدیک می‌نماید.

- شبیه‌سازی سیستم خطی متغیر با زمان موشک در طول فاز فعال پرواز با فرمان واقعی پرواز و در حضور اغتشاش باد، نمایانگر کیفیت پاسخ سیستم کلاسیک تفکیک شده بویژه بهبود در دقت ردیابی ورودی و کاهش چشمگیر در خطای زاویه و سرعت زاویه‌ای فراز می‌باشد.

همچنین تفکیک کردن کانال فراز از سرعت جانبی منجر به کاهش نسبی فرامین کنترلی بالکها می‌گردد. همچنین قابلیت بارز سیستم کنترل کلاسیک تفکیک شده در قبال ممانعت از تأثیر اغتشاش باد در روند ردیابی مسیر و فرامین مرجع در نتایج شبیه‌سازی بخوبی مشهود است.

مراجع

[۱] صالح علیرضا، "بررسی مقایسه‌ای کاربرد کنترل‌کننده‌های تطبیقی در طراحی اتوپیلوت اجسام پرنده"، گزارش سمینار کارشناسی ارشد، دانشکده برق دانشگاه علم و صنعت ایران، ۱۳۸۱.

[2] Astron K.J., and Wittenmark, *Adaptive Control*, 1995.

[3] Arrow, A., and Williams, D.E., "Comparison of Classical and Modern Missile Autopilot Design and Analysis Techniques", AIAA, Journal of Guidance, Control and Dynamics; Volume: 12, Vol.3.1989. pp: 2174-2178.

[4] Blakelock, J.H., *Automatic Control of Aircraft and Missile*, John Wiley and Sons, 1992.

[5] Malyshev, V.V., and Krasilshikov M.N., *Aerospace Vehicle Control*, Sao Paulo, Brazil, 1995.

[۶] صالح علیرضا، جعفری احمد، معصوم‌نیا محمدعلی، "بررسی رفتار دینامیکی یک پرتابه"، پایان‌نامه کارشناسی، دانشکده برق، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۶۸.

[۷] سعادت احمد، "بررسی پایداری و استخراج توابع تبدیل موشک‌های چرخان توسط کامپیوتر"، پایان‌نامه کارشناسی، دانشکده مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۶۷.

$\psi, \theta =$ زوایای دورانی فراز، سمت و چرخ موشک

$\psi_C, \theta_C =$ فرامین زوایه‌ای دوران فراز، سمت و چرخ موشک

$R_C, Q_C =$ فرامین سرعت زوایه‌ای فراز و سمت یا $\dot{\psi}_C, \dot{\theta}_C$

$\vec{\omega}_0^B$ و \vec{v}_0^B بردارهای سرعت خطی و زاویه‌ای غیر اغتشاشی موشک در دستگاه مختصات بدنی در نقطه کار آن

دنباله فهرست علائم و اختصارات

W, V, U یا $w, v, u =$ مؤلفه‌های اصلی و اغتشاشی بردار سرعت موشک نسبت به هوا در دستگاه بدنی

$x_{ac} =$ حاشیه پایداری استاتیک موشک

$Z_{VZ}, Z_{q}, Z_{\dot{\theta}}, Z_{\delta_e}, Z_{VY}, Z_r, Z_{\delta_r} =$ ضرایب معادلات خطی شده نیرو

$\delta_a, \delta_r, \delta_e =$ فرامین زوایه‌ای بالابر، سکان و چرخشی موشک