



مهندسه برق و توسعه پایدار

با محوریت دستاوردهای نوین در مهندسه برق

برنژارکننده:

موسسه آموزش عالی خاوران
مشهد، ۱۷ بهمن ماه ۱۳۹۳



طراحی سیستم کنترل موشک با استفاده از کنترل کننده PD همراه با فیلتر پایین گذر مرتبه دوم با تقریب باترورث



سیدزین العابدین موسوی، پرویز امیری، ایمان شهریار

1- دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی، دانشکده مهندسی و برق و کامپیوتر، گروه کنترل

2- دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی، دانشکده مهندسی و برق و کامپیوتر، گروه الکترونیک

3- دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی، دانشکده مهندسی و برق و کامپیوتر، گروه کنترل

eiman.shahryar@gmail.com

نام ارائه دهنده: ایمان شهریار

کد مقاله: ELE-104

خلاصه

در این پژوهش نخست به طراحی سیستم کنترل موشک به کمک کنترل کننده تناسبی - مشتق گیر (PD) پرداخته می شود. استفاده از کنترل کننده PD علاوه بر آنکه شناخته شده است، در این طراحی نیز پاسخگوی نیازهای کنترلی موشک نیز می باشد. این کنترل کننده به صورت سری در مدار قرار گرفته و موجب افزایش پایداری سیستم حلقه بسته شده است. روش ارائه شده جالب و کلی بوده و بوسیله آن می توان به راحتی تغییرات پارامترهای سیستم¹ را نیز در نظر گرفت و در ادامه با بکارگیری از یک فیلتر پایین گذر مرتبه دوم با تقریب باترورث² به مقابله با دفع نویزها³ و پیشگیری از تاثیر اغتشاش با فرکانس بالا، پرداخته شده است.

کلمات کلیدی: کنترل کننده PD، سیستم موشک، فیلتر پایین گذر، تقریب باترورث، نمودار نایکوئیست

1. مقدمه

سیستم کنترل موشک مسئول اجرای دقیق فرامین ارسالی از سیستم هدایت جهت رساندن موشک به هدف است. یک سیستم کنترلی سریع و پایدار تضمین کننده رفتار صحیح موشک می باشد. سوالی مهم این است که یک موشک در حین پرواز چگونه تغییر مسیر می دهد؟ تابع عملکرد کنترلی هر بخش چیست؟ چگونه مدل سازی ریاضی می گردد؟ روشهای تست چیست؟ با دانستن این اطلاعات موشک تحت کنترل در می آید و ضرورت و اهمیت تحقیق در این زمینه پاسخ گویی به سوالات فوق است. اصل عملکرد سامانه کنترل موشک، مقایسه مسیر واقعی پرواز موشک با مسیر از پیش تعیین شده و قرار دادن موشک در مسیر منتهی به هدف می باشد. در سالهای اخیر، قابلیت مانور و مقاومت هواپیما در مقابل موشکها در طی سناریو جنگ تن به تن رشد کرده است. بنابراین موشک نیاز به یک اتوپایلوت با پاسخ سریع و مقاوم دارد. به دلیل غیرخطی گری بالا برای زمانی که موشک نیاز به تغییر سریع مسیر را دارد، تکنیکهای کنترل غیرخطی نیز به منظور طراحی قانونهای کنترلی مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته اند. [1-3] در مراجع [4-6] کنترل کننده مد لغزشی استفاده شده است. ویژگی این روش کنترلی در این مقالات، مقاوم بودن در مقابل عدم قطعیت مدل و حذف اغتشاش خارجی و توانایی جبران سازی دینامیکهای مدل نشده می باشد. در ادامه برای سیستم کنترلی موشک از روشهای ترکیبی استفاده شده است. در مراجع [7] از ترکیب کنترل کنندههای PID و مد لغزشی در سیستم کنترلی موشکی مورد بررسی قرار گرفت که همگرایی سریع، مقاوم بودن و عملکرد سطح بالا برای سیستم حلقه بسته را ضمانت می کرد.

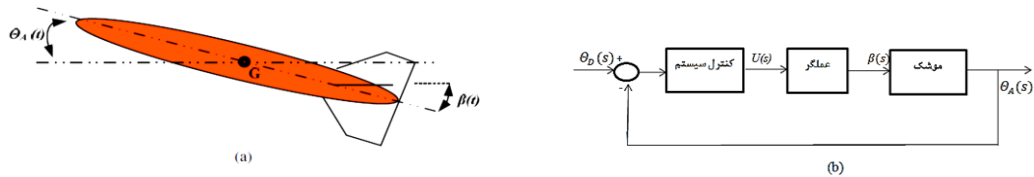
¹ Parameter Variation

² Butterworth Approximation

³ Noise Rejection



فرآیند ارسالی از سیستم هدایت پس از مقایسه با خروجی‌های موشک وارد سیستم اتوپایلو¹ شده و پس از جبران‌سازی، توسط سیستم عملگر به بالک‌های موشک اعمال می‌شوند. از سیستم کنترلی موشک انتظار می‌رود، سیستم ناپایدار موشک را به سیستمی پایدار تبدیل سازد. اتوپایلو² موشک دارای کانال‌های مختلفی است. [8-9] منظور از کانال، مسیر حرکت موشک در فضا می‌باشد. این کانال‌ها به دو دسته زاویه‌ای و انتقالی تقسیم می‌شوند. سیستم کنترل در کانال‌های زاویه‌ای سعی در به حداقل رساندن انحراف‌های موشک از مقادیر مرجع را دارد. به عنوان مثال موشک‌ها در کانال فراز³، موظف به اجرای برنامه فراز از پیش تعیین شده هستند و معمولاً در کانال‌های سمت³ و چرخ⁴، ورودی مرجع را تبعیت می‌نمایند. در کانال‌های انتقالی نیز سیستم کنترل سعی در به حداقل رساندن انحراف مرکز جرم موشک از مسیر نامی را دارد. بعنوان نمونه کانال انحراف جانبی موشک سعی در نگه داشتن موشک در صفحه پرواز را دارد. موشک بالستیک⁵ دارای 3 کانال کنترل زاویه‌ای، (فراز، سمت و چرخ) می‌باشد. به عنوان مثال بلوک دیاگرام کنترل موشک در کانال فراز در شکل (1) آورده شده است.



شکل 1 - بلوک دیاگرام کنترل موشک در کانال فراز

2. معادلات حرکت

معادلات غیر خطی حرکت که پرواز موشک را توصیف می‌کنند در طراحی خلبان خودکار استفاده می‌شوند. یک سیستم مختصاتی بدنه ای (جسمی) و یک سیستم مختصاتی اینرسی برای نتیجه‌گیری معادلات حرکت مورد استفاده قرار می‌گیرد همان طور که در شکل شماره (1) نشان داده می‌شود. طبق فرضیه بدنه محکم، عدم جاذبه، نسبت عدم گردش، و زاویه‌های گردشی صفر در سطح پرتاب، اجسام متحرک انتقالی در کانال فراز موشک متقارن به شرح ذیل نوشته می‌شود: [10]

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -qw + f_{A,x} + f_{T,x} \\ \dot{w} &= -qu + f_{A,z} + f_{T,z} \\ \dot{q} &= (M_A + M_T)/I_{yy} \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned} \quad (1)$$

که u و w مولفه‌های سرعت موشک در امتداد محورهای بدنه X و Z را نشان می‌دهند و q میزان پرتاب، f_A افزایش سرعت ها به وسیله نیروهای آیرودینامیکی، f_T افزایش سرعت ها به وسیله سیستم نیروی محرکه، M_A و M_T حرکات پرتابی ایجاد شده توسط نیروی آیرودینامیکی و پیشرانه، I_{yy} حرکت اینرسی در اطراف محور پرتاب، و θ زاویه پرتاب می‌باشد.

3. تعیین توابع تبدیل موشک در کانال‌های مختلف

قبل از هر چیز در طراحی اتوپایلو² هر کانال، نیاز است که مدل مناسبی برای رفتار موشک در آن کانال و همچنین عملگر عمل کننده در نظر گرفته شود. در مرجع [8-9] پس از بررسی رفتار دینامیکی موشک بالستیک، توابع تبدیل کانال‌های مختلف موشک تعیین شده‌اند. این توابع در کانال‌های فراز و سمت، شبیه هم به صورت کلی زیر می‌باشند:

$$G_{\theta}(s) = \frac{a_1s + a_2}{s^3 + a_3s^2 + a_4s} \quad (2)$$

شکل کلی تابع تبدیل موشک بالستیک در کانال چرخ نیز مطابق زیر است:

¹ Autopilot
² Pitch
³ Yaw
⁴ Roll
⁵ Ballistic Missile

$$G_{\varphi}(s) = \frac{b_1}{s^2 + b_2 s} \quad (3)$$

برای عملگر نیز می توان تابع تبدیل از درجه 1 یا 2 در نظر گرفت. چون بحث طراحی مطرح است، جهت افزایش دقت طراحی تابع تبدیل عملگر را از نوع درجه 2 در نظر می گیریم:

$$G_a(s) = \frac{1}{T_2 s^2 + T_1 s + 1} \quad (4)$$

چون در نظر است که مراحل طراحی به صورت مرحله به مرحله بر روی موشک بالستیک پیاده سازی شوند، مسیر پرواز موشک های بالستیک پس از مرحله ی فاز فعال (مرحله ای که در آن موتورهای اصلی کار می کنند)، کاملاً مشخص و معلوم و غیرقابل تغییر است؛ در جدول (1) توابع تبدیل مربوط به کانال های فراز (سمت) و چرخ موشک بالستیک در دو زمان مختلف از مرحله فعال حرکت موشک آورده شده است. در واقع این دو زمان نمایش پایداری و دیگری ناپایداری از مرحله فعال پرواز می باشند.

تقریباً در نیمه اول مرحله فعال پرواز، موشک در کانال های فراز و سمت پایدار ذاتی بوده و در نیمه دوم این مرحله، موشک بطور ذاتی ناپایدار می گردد. همچنین توابع تبدیل کانال های فراز و سمت دارای یک صفر منفی از ابتدا تا انتهای مرحله فعال می باشند. کانال چرخ این موشک بالستیک نیز در تمامی مرحله فعال پرواز پایدار است.

جدول 1- توابع تبدیل کانال های چرخ، سمت و فراز موشک بالستیک در دو زمان مهم از مرحله فعال پرواز

لحظه های نمونه	تابع تبدیل کانال سمت یا فراز	تابع تبدیل کانال چرخ
ثانیه 33	$G_{\theta}(s) = \frac{2.268s + 0.338}{s^3 + 0.19s^2 + 5.23s}$	$G_{\varphi}(s) = \frac{13.248}{s^2 + 0.0035s}$
ثانیه 69	$G_{\theta}(s) = \frac{2.6s + 0.18}{s^3 + 0.076s^2 + 2.24s}$	$G_{\varphi}(s) = \frac{9.57}{s^2 + 0.00093s}$

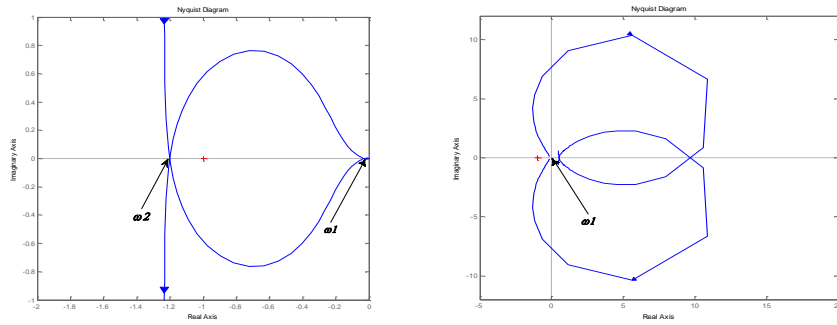
پارامترهای T_1 ، T_2 نیز در عملگر این موشک بالستیک به ترتیب برابر 0.09، 0.0009 فرض می شوند.

4. طراحی اتوپایلوت برای کانال فراز (سمت)

تابع تبدیل حلقه باز کانال فراز (سمت) متشکل از توابع تبدیل عملگر و دینامیک موشک در این کانال، با استفاده از روابط (2) و (4) مطابق زیر تعیین می شود:

$$G_{a\theta}(s) = G_a(s) * G_{\theta}(s) = \frac{a_1 s + a_2}{(T_2 s^2 + T_1 s + 1) \cdot (s^3 + a_3 s^2 + a_4 s)} \quad (5)$$

چون تابع تبدیل کانال فراز دارای یک جزء انتگرال گیر می باشد، می توان اتوپایلوت مربوط به این کانال را به صورت مشتق گیر (Lead) طراحی نمود و از بابت خطای حالت ماندگار در خروجی این کانال مطمئن بود. بنابراین اتوپایلوت مربوطه به صورت $K(l + \tau s)$ فرض می شود. با اعمال این اتوپایلوت به سیستم حلقه باز $G_{a\theta}(s)$ ، نمودار نایکوئیست سیستم حلقه بسته مطابق شکل (2) خواهد شد. در این شکل وضعیت نمودار نایکوئیست در بخش های پایدار و ناپایدار مرحله فعال پرواز موشک بالستیک نشان داده شده اند. در ثانیه های پایدار، نمودار نایکوئیست تنها محور منفی X را در یک نقطه قطع می کند و برای باقی ماندن بر پایداری موشک در این کانال باید این نقطه بین صفر تا -1 باشد. نمودار نایکوئیست در ثانیه های ناپایدار در دو نقطه یکی قبل از نقطه -1 و دیگری بعد از آن بخش منفی، محور X را قطع کرده است. اتوپایلوت کانال فراز در صورتی این کانال را تا انتهای مرحله فعال پایدار نگه می دارد که اولین نقطه تقاطع مثل قسمت قبل در فاصله (0 تا -1) و دومین نقطه تقاطع در فاصله (-1 تا -∞) قرار گیرد. در این صورت نمودار نایکوئیست در بخش ناپایدار مرحله فعال همیشه در خلاف عقربه های ساعت نقطه -1 را یک بار دور می زند و بنابراین سیستم حلقه بسته در تمامی زمان های مرحله فعال پایدار خواهد گشت.



شکل 2- نمودار نایکوئیست سیستم حلقه باز در بخش‌های پایدار و ناپایدار مرحله فعال پرواز (ثانیه 33 و ثانیه 69)

1-4 تعیین محدوده برقراری شرط اول

ابتدا فرکانس ω_1 مربوط به تقاطع نمودار نایکوئیست با بخش منفی محور X را تعیین می‌نمائیم. این تقاطع در فرکانس‌های نسبتاً بالا (حدود rad/sec 10) اتفاق می‌افتد و می‌توان از جز، a_2 در مقابل $a_1 s$ در صورت تابع تبدیل این کانال با دقت بسیار خوبی صرف نظر کرد. بنابراین تابع تبدیل حلقه باز کانال فراز (سمت) موشک مطابق زیر خواهد گشت:

$$G_T(s) = G_C(s) * G_{a\theta}(s) = \frac{k(1+\tau s).a_1}{(T_2 s^2 + T_1 s + 1).(s^3 + a_3 s^2 + a_4 s)} \quad (6)$$

با جایگزینی $s = j\omega$ و برابر صفر قرار دادن مقدار موهومی تابع تبدیل فوق، فرکانس ω_1^2 مطابق زیر تعیین خواهد گشت:

$$\omega_1^2 = \frac{1}{2\pi T_2} \sqrt{\frac{a_3^2(T_1^2 T_2^2 - 2\tau T_1 T_2 + T_2^2) + 2a_3(a_4(\tau^2 T_1 T_2 - \tau T_2^2) + \tau^2 T_1 + \tau(T_2 - T_1^2) + T_1 T_2)}{a_4^2 \tau^2 T_2^2 + 2a_4 \tau T_2 (T_1 - \tau) + \tau^2 - 2\tau T_1 + T_1^2} + a_3(\tau T_1 - T_2) + a_4 \tau T_2 + \tau - T_1} \quad (7)$$

حال با قرار دادن ω_1 در قسمت حقیقی تابع تبدیل $G_T(j\omega)$ و لحاظ کردن کردن حاشیه بهره مناسب با فرض $R_e(g_T(j\omega_1)) > -0.85$

میتوان به محدوده مجاز k و τ مطابق زیر دست یافت:

$$k < 0.85 \frac{(a_3^2 \omega_1^2 + (a_4 - \omega_1^2)^2)(T_1^2 \omega_1^2 + (T_2 \omega_1^2 - 1)^2)}{a_1(a_3 \omega_1^2(\tau(T_2 \omega_1^2 - 1) + T_1) + (\tau T_1 \omega_1^2 - T_2 \omega_1^2 + 1)(\omega_1^2 - a_4))} \quad (8) \text{ شرط 1}$$

2-4 تعیین محدوده برقراری شرط دوم

قدم اول در این بخش تعیین فرکانس ω_2 مربوط به تقاطع نمودار نایکوئیست و بخش منفی محور X است. فرکانس ω_2 بسیار کوچک (حدود 0.15 rad/sec) می‌باشد و می‌توان با دقت بسیار خوبی از جز $T_2 s^2$ در مقابل $T_1 s + 1$ در تابع تبدیل عملگر صرف نظر نمود. بنابراین تابع تبدیل نهایی حلقه باز موشک مطابق زیر خواهد بود:

$$G_T(s) = G_C(s) * G_{a\theta}(s) = \frac{k(1+\tau s).(a_1 s + a_2)}{(T_1 s + 1).(s^3 + a_3 s^2 + a_4 s)} \quad (9)$$

باز مشابه قبل، پس از جایگزینی s با $j\omega$ و برابر صفر قرار دادن مقدار موهومی این تابع تبدیل فرکانس ω_2^2 تعیین می‌گردد.

$$\omega_2^2 = \frac{\left(\sqrt{-4a_1 a_2 a_4(a_3 \tau T_1 + \tau - T_1) + 4a_2^2 a_4 \tau T_1 + b^2}\right) - b}{2(a_1(a_3 \tau T_1 + \tau - T_1) - a_2 \tau T_1)} \quad (10)$$

$$b = a_1(a_3 + a_4(T_1 - \tau)) + a_2(a_3(\tau - T_1) + a_4\tau T_1 - 1)$$

5. طراحی اتوپایلووت برای کانال چرخ

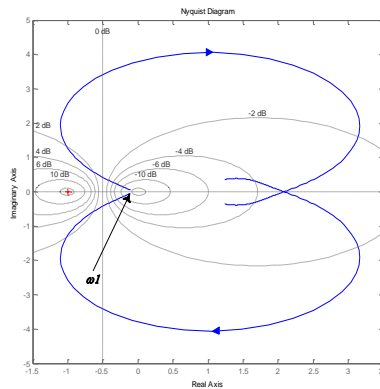
پس از انجام طراحی اتوپایلووت برای کانال فراز و سمت، بطور مشابه به طراحی اتوپایلووت برای کانال چرخ می‌پردازیم. تابع تبدیل اتوپایلووت کانال چرخ را مشابه کانال فراز بصورت $k(l + \tau s)$ در نظر گرفته می‌شود، بنابراین تابع تبدیل حلقه باز این کانال مطابق زیر خواهد بود:

$$G_T(s) = \frac{k(1+\tau s).b_1}{(T_2s^2+T_1s+1).(s^2+b_2s)} \quad (12)$$

در شکل (4) نمودار نایکوئیست تابع تبدیل فوق به صورت کلی رسم شده است. این نمودار تنها در یک نقطه بخش منفی محور X ها را قطع می‌نماید. چون تابع تبدیل کانال چرخ دائما پایدار است، بنابراین شرط پایداری سیستم حلقه بسته عدم در بر گرفتن نقطه (0 و -1) توسط نمودار نایکوئیست می‌باشد. این شرط در صورتی برآورده می‌شود که نقطه تقاطع بین 0 و -1 قرار گیرد. با الگو گرفتن از تعیین شرط اول پایداری در کانال فراز، می‌توان بدون انجام محاسبات تکراری به شرط پایداری کانال چرخ مطابق زیر دست یافت:

$$w_1^2 = \frac{1}{2\pi T_2} \sqrt{\frac{(b_2^2(T_1^2T_2^2 - 2\tau T_1T_2 + T_2^2) + 2b_2(\tau^2T_1 + \tau(T_2 - T_1^2) + T_1T_2))}{(\tau^2 - 2\tau T_1 + T_1^2) + b_2(\tau T_1 - T_2) + \tau - T_1}} \quad (13)$$

برای دست یابی به اتوپایلووتی بهینه‌تر، شرط‌های دیگری جهت کوچکتر کردن محدوده فوق ایجاد خواهیم کرد. چنانچه می‌دانیم اتوپایلووتی مطلوبتر خواهد بود که علاوه بر ایجاد مشخصات پایداری مطلوب در سیستم حلقه بسته، بتواند مشخصه‌های پاسخ پله مناسبی را ارائه دهد.

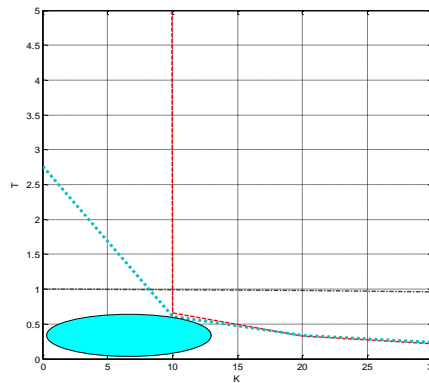


شکل 3 - نمودار نایکوئیست تابع تبدیل حلقه باز سیستم در کانال چرخ

6. طراحی اتوپایلووتی برای موشک بالستیک

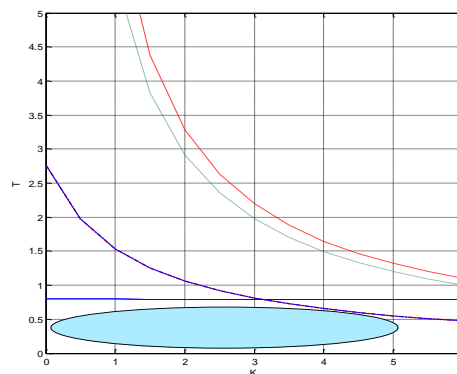
در دو بخش گذشته شرط‌هایی برای تعیین محدوده مجاز طراحی اتوپایلووت تعیین شدند. این شرط‌ها منجر به تعیین یک محدوده بسته در محور τ نسبت به k به ازای توابع تبدیل مربوط به هر لحظه از رفتار موشک در کانال‌ها خواهد شد. بدین ترتیب با داشتن توابع تبدیل مربوط به لحظات حساس مرحله فعال موشک، می‌توان محدوده مجاز طراحی برای هر لحظه را بدست آورد و در نهایت محدوده مشترک طراحی را از بین این محدوده‌ها تعیین نمود. با استفاده از روش فوق به راحتی امکان طراحی یک اتوپایلووت ثابت برای موشک و یا عدم آن بررسی خواهد شد. در صورت عدم امکان طراحی اتوپایلووت ثابت نیاز است از روش‌های تطبیقی در طراحی اتوپایلووت مانند روش تعیین بهره (Gain Scheduling) استفاده شود. [15-11]

پس از ذکر مقدمه فوق ابتدا به طراحی اتوپایلووت کانال فراز (سمت) در موشک بالستیک می‌پردازیم. در این کانال شرط (1) منجر به تعیین یک حد بالا و شرط (2) منجر به تعیین یک حد پایین در طراحی محدوده مناسب برای هر لحظه از مرحله فعال می‌شود.



شکل 4- رسم نواحی مطلوب برای طراحی اتوپایلوت کانال فراز

محدوده مشترک برقراری شرط‌های (1) و (2) در لحظات حساس مرحله فعال به صورت بیضی در شکل (4) مشخص شده است. باید توجه شود که در تعیین این محدوده مشترک علاوه بر استفاده از توابع تبدیل مربوط به دو زمان مختلف اشاره شده در جدول (1)، از توابع تبدیل مربوط به لحظات دیگر نیز استفاده شده است ولی جهت اختصار لزومی به آوردن آنها دیده نشده است. در این کانال کمترین حد بالا مربوط به لحظه خاموشی موتور و بیشترین حد پایین مربوط به ثانیه 69 از مرحله فعال است. در این محدوده به دنبال نقطه‌ای هستیم که در عین داشتن بیشترین حد فاز ممکن از کمترین درصد جهش و زمان صعود و زمان نشست ممکن برخوردار باشد. در شکل (4) ناحیه‌های با حاشیه فاز بیشتر از 30° ، درصد جهش کمتر از 60٪، زمان صعود کمتر از 0.3 sec و زمان نشست کمتر از 28 sec در محدوده پایدار اتوپایلوت رسم شده اند. این نواحی با استفاده از بررسی پاسخ پله توابع تبدیل در نرم افزار متلب بدست آمده‌اند. محدوده مشترک این نواحی می‌تواند تمامی این مشخصه‌ها را دارا باشد. چنانچه در این شکل دیده می‌شود، نقطه (0.45 و 6.7) که دارای بهره اتوپایلوت 6.7 و ثابت زمانی 0.45 می‌باشد، به عنوان یک انتخاب مناسب برای اتوپایلوت موشک در کانال‌های فراز (سمت) در طی مرحله فعال موشک است. همچنین در شکل (5) ناحیه مشترک پایداری برای طراحی اتوپایلوت کانال چرخ در لحظات حساس مرحله فعال به مشخص شده است. در این کانال در لحظه خاموشی کمترین حد بالا وجود دارد. در این شکل ناحیه‌های با حاشیه فاز بیشتر از 25° ، درصد جهش کمتر از 60٪، زمان صعود کمتر از 0.38 sec و زمان نشست کمتر از 2.5 sec نیز رسم شده اند و می‌توان نقطه (0.33 و 1.1) را بعنوان یک طراحی مناسب برای اتوپایلوت کانال چرخ تعیین نمود.



شکل 5- رسم محدوده مناسب طراحی اتوپایلوت در کانال چرخ

7. مقابله با اثر اغتشاشات و نویزهای فرکانس بالا در عملکرد سیستم موشک

برای جبران‌سازی اثر اغتشاشات و نویزها بر عملکرد سیستم روش‌های گوناگونی وجود دارد. استفاده از هر کدام از این روش‌ها بستگی به فرکانس اغتشاشات وارده خواهد داشت. جهت حذف اثر این اغتشاشات از دو روش اکتیو یا پسیو استفاده می‌شود. در روش اکتیو سعی می‌نماییم به نحوی از

بروز نوسانات جلوگیری کنیم و یا حداقل این نوسانات را کاهش دهیم و در نتیجه از اثرات منفی آنها در سیستم بکاهیم. به عنوان مثال می توان برای کاهش نوسانات ارتجاعی بدنه موشک، بدنه را قوی تر ساخت و یا اسکلت سازه موشک را تقویت نمود. در روش پسیو ما به مقابله با خود نوسانات اغتشاشی نمی پردازیم بلکه سعی در از بین بردن اثرات منفی آنها خواهیم داشت. استفاده از دو بخش هدایت در نقاط گره واقع در نوک و دم موشک و یا انتقال بخش هدایت به مرکز ثقل موشک از این جمله می باشند. یکی دیگر از روش های پسیو استفاده از فیلترهای الکترونیکی جهت عبور ندادن سیگنال های اغتشاشی با فرکانس بالا به قسمت های کنترل و هدایت می باشد. این روش به سهولت قابل اجرا بوده و از هزینه کمی برخوردار است. برای این منظور از فیلترهای گوناگونی می توان استفاده نمود. یک نمونه ساده و پر کاربرد از این فیلترها به صورت زیر است:

$$f(j\omega) = \frac{1}{1 + \left(\frac{2\xi}{\omega_n}\right)j\omega + \left(\frac{j\omega}{\omega_n}\right)^2} \quad (14)$$

در این پژوهش از یک فیلتر پایین گذر مرتبه دوم با تقریب باترورث استفاده شده است. باترورث در باند عبور بسیار هموار و آهنگ افت آن ۲۰ dB/dec - به ازای هر قطب است. البته پاسخ فاز خطی نیست. بنابراین تغییر فاز (با تاخیر) سیگنال هایی که از این فیلتر می گذرند، تغییری غیر خطی با فرکانس دارد. بنابراین اگر پالس به فیلتر باترورث اعمال شود، در خروجی فراجش ایجاد می شود، زیرا مولفه های لبه های بالا رونده و پایین رونده پالس با تاخیرهای متفاوتی به خروجی می رسند. فیلتر باترورث از همه ی فیلترهای هم مرتبه ی خود در باند عبور به حالت ایده آل نزدیک تر است. در فیلتر باترورث تاکید بر رفتار پاسخ فرکانسی در باند عبور است. هرچه ضریب میرایی این فیلتر کمتر (در محدوده ۱ - ۰) انتخاب شود میزان کاهش فاز در باند فرکانسی مطلوب کمتر خواهد بود ولی بر بهره فیلتر در فرکانس قطع خواهد افزود. ضریب میرایی ۰.۵ - ۰.۴ می تواند به عنوان مقدار مناسب ضریب میرایی انتخاب گردد. تابع تبدیل تقریب باترورث درجه دوم به صورت زیر می باشد: [16]

$$H(s) = \frac{1}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 0.76\left(\frac{s}{\omega_n}\right) + 1} \quad (15)$$

فرکانس قطع فیلتر برای کانال فراز و سمت طوری طراحی می گردد که فرکانس های موجود در باند ۱۲-۲ rad/sec (محدوده تغییرات فرکانس طبیعی این کانال در طی مرحله فعال پرواز) را بخوبی عبور داده ولی فرکانس های ارتعاش بدنه را که بیشتر از ۵۸ rad/sec می باشند را از خود عبور ندهد. بنابراین اتوپایلوت این کانال بصورت زیر تکمیل می گردد:

$$G_{c\theta}(s) = \frac{6.7(1+0.45s)}{1 + \left(\frac{0.76}{35}\right)s + \left(\frac{s}{35}\right)^2} \quad (16)$$

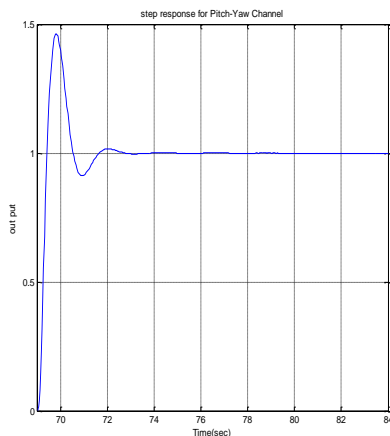
فرکانس قطع فیلتر فوق دقیقاً ما بین فرکانس های طبیعی موشک در کانال فراز (سمت) و فرکانس نوسانات ارتجاعی بدنه می باشد. ضریب میرایی آن هم برابر ۰.۳۶ در نظر گرفته شده است. فرکانس طبیعی کانال چرخ تقریباً از ۱ rad/sec در ابتدای پرواز تا ۹ rad/sec در انتهای مرحله فعال پرواز تغییر نموده است بنابراین فیلتر مورد نظر باید باند فرکانسی ۰.۹ - ۱۱ rad/sec را بخوبی از خود عبور دهد. فرکانس ارتعاشات پیچشی بدنه نیز بطور تقریبی از ۱۹۴.۵ rad/sec در ابتدای پرواز تا ۳۳۰ rad/sec در انتهای پرواز تغییر می نماید. البته تنها اغتشاش موجود در کانال چرخ ارتعاشات پیچشی نیست و فیلتر مورد نظر حداقل باید قابلیت حذف این ارتعاشات را داشته باشد. بنابراین اتوپایلوت کانال چرخ نیز مطابق زیر تکمیل می گردد.

$$G_{c\varphi}(s) = \frac{1.1(1+0.33s)}{1 + \left(\frac{0.76}{100}\right)s + \left(\frac{s}{100}\right)^2} \quad (17)$$

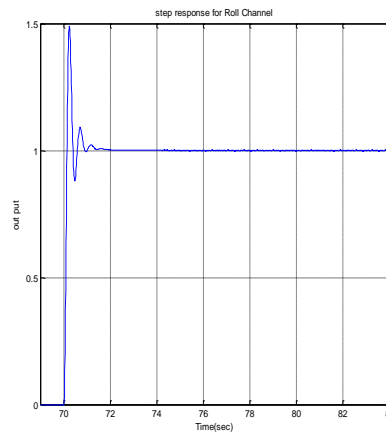
۸. بکارگیری اتوپایلوت در سیستم حلقه بسته موشک

در این بخش به بررسی پاسخ پله و دیاگرام بودی سیستم حلقه بسته با بکارگیری اتوپایلوت طراحی شده می پردازیم. همانطور که قبلاً نیز اشاره گردید، این اتوپایلوت برای کل مرحله فعال بطور مناسب طراحی گردیده است. نتایج حاصل از شبیه سازی ۶ درجه آزادی موشک باستیک عملکرد این

اتوپایلویت را کاملاً تایید می‌نمایند [17]، ولی جهت حفظ اختصار در این پژوهش برای تحلیل عملکرد آن تنها به بررسی پاسخ پله و دیاگرام بودی سیستم حلقه بسته در ثانیه 69 از مرحله فعال (بخش ناپایدار سیستم حلقه باز) می‌پردازیم. شکل‌های (6) و (7) به ترتیب نشان دهنده پاسخ پله و دیاگرام بودی کانال‌ها در این ثانیه می‌باشند. پاسخ پله سیستم بیانگر برآورده شدن محدوده‌های مورد نظر درصد جهش، زمان صعود و زمان نشست می‌باشد. همچنین بر طبق شکل (7) باند فرکانسی سیستم در کانال‌ها فراز (سمت) تا فرکانس 12rad/sec و در کانال چرخ تا فرکانس 11rad/sec بخوبی حفظ شده است و از حساسیت سیستم در فرکانس‌های بالا در اتوپایلویت باعث می‌شود از میزان حاشیه فاز و پایداری سیستم حلقه بسته کمی کاسته شود.

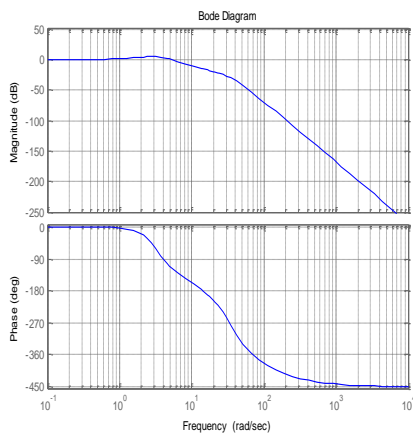


کانال فراز و سمت (Pitch-Yaw)

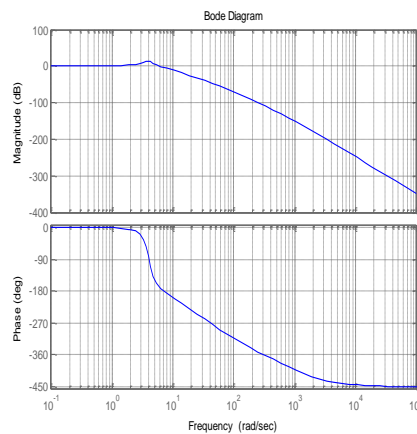


کانال چرخ (Roll)

شکل 6 - پاسخ پله کانال‌های سیستم حلقه بسته در ثانیه 69



کانال فراز و سمت (Pitch-Yaw)



کانال چرخ (Roll)

شکل شماره 7: پاسخ فرکانسی حلقه - بسته در ثانیه 69

9. نتیجه‌گیری

در این مقاله، در ابتدا از کنترل کننده تناسبی مشتق‌گیر (PD) استفاده شده است. این کنترل کننده به صورت سری در مدار قرار گرفته و موجب افزایش پایداری سیستم حلقه بسته شده است، در حالی که نویز در فرکانس بالا که همواره در هنگام اندازه‌گیری به حلقه کنترل وارد می‌شود، به شدت در

خروجی این کنترل کننده تقویت شده که برای رفع این مشکل از یک فیلتر پایین گذر مرتبه دوم با تقریب باترورث به منظور مقابله با دفع نویزها و پیشگیری از تاثیر اغتشاش با فرکانس بالا، بهره گرفتیم که اهداف طراحی را منجر گردید.

10. مراجع

- [1] Menon, P. K. and Yousefpor, M. (1996). Design on nonlinear autopilots for high angle of attack missiles. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Diego, CA. pp. 29-31.
- [2] Thukral, A. and Innocenti, M. (1998). A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering. IEEE transactions on control systems technology, volume (6) issue 3, pages 359-371.
- [3] Innocenti, M. (2001). Nonlinear guidance techniques for agile missiles. Control Engineering Practice, 9, 1131-1144.
- [4] Wu, Z., Sun, Z. and Li, H. (2009). Sliding mode controller design for rigid satellite attitude tracking. International conference on robotics and biomimetics, pages 2238-2243.
- [5] Lincoln, N. K. and Veres, S.M. (2010). Application of discrete time sliding mode control to a spacecraft in 6DoF. International journal of control, volume (83) no 9, pages 1-10.
- [6] Yeh, F.-K. (2010). Sliding-mode adaptive attitude controller design for spacecrafts with thrusters. IET control theory application, volume (4) issue 7, pages 1254-1264.
- [7] Piltan, F., Sulaiman, N., Gavahian, A., Soltani, S. and Roosta, S. (2011). Design mathematical tunable gain PID-like sliding mode fuzzy controller with minimum rule base. Journal of robotics and automation, volume (2) Issue 3, pages 146-156.
- [8] کچتکف، و. رای، طراحی سیستم های تثبیت راکت های حامل، 1996.
- [9] جعفری، مهدی، بررسی رفتار دینامیکی و پایداری موشک بالستیک، مجتمع صنعتی شهید همت، شهریور 1377.
- [10] Lee, C. H., Kim, T. H., and Tahk, M. J. (2009). Design of missile Autopilot for agile turn using nonlinear Control. Proceeding of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference, Korea. pp. 670-667
- [11] Leith D J, Leithead W E. Survey of gain-scheduling analysis and design. International Journal of Control 2000; 73(11): 1025-1001.
- [12] Rugh W J, Shamma J S. Research on gain-scheduling. Automatica 2000; 36(10): 1425-1401.
- [13] Siouris G M. Missile guidance and control systems. New York: Springer-Verlag, 2004.
- [14] Saussié D, Saydy L, Akhrif O. Gain scheduling control design for a pitch-axis missile autopilot. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. 2008.
- [15] Harlin W J, Cicci D A. Ballistic missile trajectory prediction using a state transition matrix. Applied Mathematics and Computation 2007; 188(2): 1847-1832.
- [16] Ronald S. Burns, Advanced Control Engineering, Butterworth-Heinmann, 2001.
- [17] جعفری، مهدی، طراحی اتوپایلوٹ موشک بالستیک، مجتمع صنعتی شهید همت، اردیبهشت 1377.

