

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

خلاصه

در این پژوهش نخست به طراحی سیستم کنترل موشک به کمک کنترل کننده تناوبی- 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 با ترورث² به مقابله با دفع نویزها³ و پیشگیری از تأثیر اغتشاش با فرکانس بالا، پرداخته شده است.

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

۱. مقدمه

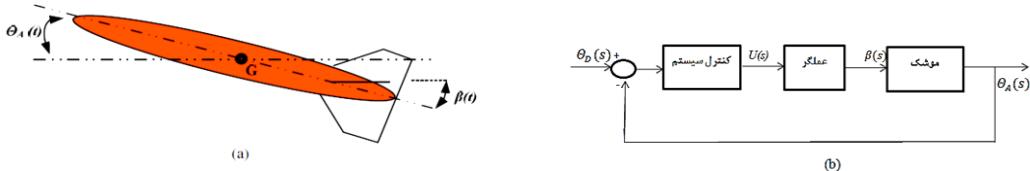
سیستم کنترل موشک مسئول اجرای دقیق فرامین ارسالی از سیستم هدایت جهت رساندن موشک به هدف است. یک سیستم کنترلی سریع و پایدار تضمین کننده رفتار صحیح موشک می باشد. سوالی مهم این است که یک موشک در حین پرواز چگونه تغییر مسیر می دهد؟ تابع عملکرد کنترلی هر بخش چیست؟ چگونه مدل سازی ریاضی میگردد؟ روشهای تست چیست؟ 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 سال های اخیر، قابلیت مانور و مقاومت هواییما در مقابل موشک ها در طی ساناریو 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، تکنیک های کنترل غیرخطی نیز به منظور طراحی قانون های کنترلی مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته اند.[3-1] در مراجع [6-4] کنترل کننده مدل 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 دینامیک های مدل نشده می باشد. در ادامه برای سیستم کنترلی موشک از روش های ترکیبی استفاده شده است. در مراجع [7] از ترکیب کنترل کنندهای PID و مدل 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

فرامین ارسالی از سیستم هدایت پس از مقایسه با خروجی‌های موشک وارد سیستم اتوپایلوت^۱ 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. اتوپایلوت موشک دارای کانال‌های مختلفی است. [9-8] منظور از کانال، مسیر حرکت موشک در فضا می‌باشد. این کانال‌ها به دو دسته‌ی زاویه‌ای و انتقالی تقسیم می‌شوند. سیستم کنترل در کانال‌های زاویه‌ای سعی در به حداقل رساندن انحراف‌های موشک از مقدار مرجع را دارد. به عنوان مثال موشک‌ها در کانال فراز^۲، موظف به اجرای برنامه فراز از پیش تعیین شده هستند و معمولاً در کانال‌های سمت^۳ و چرخ^۴، ورودی مرجع را تعیین می‌نمایند. در کانال‌های انتقالی نیز سیستم کنترل سعی در به حداقل رساندن انحراف مرکز جرم موشک از مسیر نامی را دارد. به عنوان نمونه کانال انحراف جانبی موشک سعی در نگه داشتن موشک در صفحه پرواز را دارد. موشک بالستیک^۵ دارای ۳ کانال کنترل زاویه‌ای، (فراز، سمت و چرخ) می‌باشد. به عنوان مثال بلوک دیاگرام کنترل موشک در کانال فراز در شکل (۱) آورده شده است.



شکل ۱- بلوک دیاگرام کنترل موشک در کانال فراز

۲. معادلات حرکت

معادلات غیرخطی 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 نتیجه گیری معادلات حرکت مورد استفاده قرار می‌گیرد همان طور که در شکل شماره (۱) 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 متقاضان 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 سرعت‌ها به وسیله نیروهای آبرودینامیکی، f_T افزایش سرعت‌ها به وسیله سیستم نیروی محرك، M_A و M_T حرکات پرتایی ایجاد شده توسط نیروی آبرو دینامیکی و پیشرانه، I_{yy} حرکت اینرسی در اطراف محور پرتاب، و θ زاویه پرتاب می‌باشد.

۳. تعیین توابع تبدیل موشک در کانال‌های مختلف

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

$$G_\theta(s) = \frac{a_1 s + a_2}{s^3 + a_3 s^2 + a_4 s} \quad (2)$$

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 می‌توان تابع تبدیل از درجه ۱ یا ۲ در نظر گرفت. چون بحث طراحی مطرح است، جهت افزایش دقت طراحی تابع تبدیل عملگر را از نوع درجه ۲ در نظر می‌گیریم:

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

چون در نظر است که مراحل طراحی به صورت مرحله به مرحله بر روی موشک بالستیک پیاده سازی شوند، مسیر پرواز موشک‌های بالستیک پس از مرحله‌ی فاز فعال (مرحله‌ای که در آن موتورهای اصلی کار می‌کنند)، کاملاً مشخص و معلوم و غیرقابل تغییر است؛ در جدول (۱) توابع تبدیل مربوط به کانال‌های فراز (سمت) و چرخ موشک بالستیک از مرحله فعال حرکت موشک آورده شده است. در واقع این دو زمان نمایش پایداری و دیگری ناپایداری از مرحله فعال پرواز می‌باشند.

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

جدول ۱-تابع تبدیل کانال‌های چرخ، سمت و فراز موشک بالستیک در دو زمان مهم از مرحله فعال پرواز

لحظه‌های نمونه	تابع تبدیل کانال سمت یا فراز	تابع تبدیل کانال چرخ
ثانیه ۳۳	$G_\theta(s) = \frac{2.268s + 0.338}{s^3 + 0.19s^2 + 5.23s}$	$G_\varphi(s) = \frac{13.248}{s^2 + 0.0035s}$
ثانیه ۶۹	$G_\theta(s) = \frac{2.6s + 0.18}{s^3 + 0.076s^2 + 2.24s}$	$G_\varphi(s) = \frac{9.57}{s^2 + 0.00093s}$

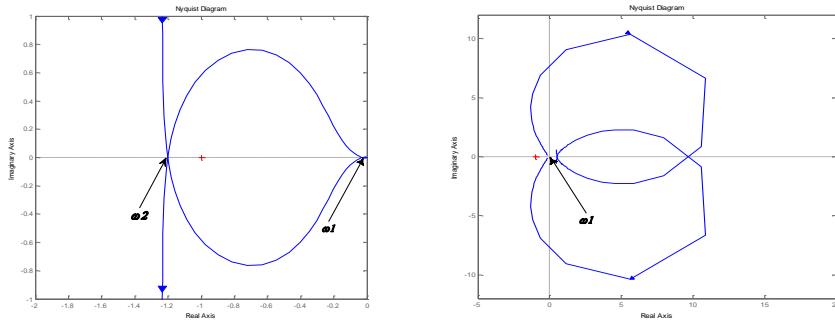
بارامترهای T_1 ، T_2 نیز در عملگر این موشک بالستیک به ترتیب برابر ۰.۰۹ و ۰.۰۰۰۹ فرض می‌شوند.

۴. طراحی اتوپایلوت برای کانال فراز (سمت)

تابع تبدیل حلقه باز کانال فراز (سمت) مشتمل از توابع تبدیل عملگر و دینامیک موشک در این کانال، با استفاده از روابط (۲) و (۴) مطابق زیر تعیین می‌شود:

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

چون تابع تبدیل کانال فراز دارای یک جزء انتگرال گیر می‌باشد، می‌توان 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 می‌شود. با اعمال این اتوپایلوت به سیستم حلقه باز (۵)، نمودار نایکوئیست سیستم حلقه بسته مطابق شکل (۲) خواهد شد. در این شکل وضعیت نمودار نایکوئیست در بخش‌های پایدار و ناپایدار مرحله فعال پرواز موشک بالستیک نشان داده شده‌اند. در ثانیه‌های پایدار، نمودار نایکوئیست تنها محور منفی X را در یک نقطه قطع می‌کند و برای باقی ماندن بر پایداری موشک در این کانال باید این نقطه بین صفر تا -۱ باشد. نمودار نایکوئیست در ثانیه‌های ناپایدار در دو نقطه یکی قبل از نقطه -۱ 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 می‌دارد که اولین نقطه تقاطع مثل قسمت قبل در فاصله (۰ تا -۱) و دومین نقطه تقاطع در فاصله (-۱ تا -۱۰۰) قرار گیرد. در این صورت نمودار نایکوئیست در بخش ناپایدار مرحله فعال همیشه در خلاف عقربه‌های ساعت نقطه -۱ را یک بار دور می‌زند و بنابراین سیستم حلقه بسته در تمامی زمان‌های مرحله فعال پایدار خواهد گشت.



شکل 2 - نمودار نایکوئیست سیستم حلقه باز در بخش های 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 می نماییم. این تقاطع در فرکانس های نسبتا بالا (حدود 10 rad/sec) اتفاق می افتد و می توان از جز، a_2 در مقابل $a_1 s$ در صورت تابع تبدیل این کاتال 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 $j\omega = S$ 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 حاشیه بهره مناسب با فرض

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

$$k < \text{شرط 1} \quad (8)$$

$$0.85 \frac{(a_3^2 \omega_1^2 + (a_4 - \omega_1^2)^2)(T_1^2 \omega_1^2 + (T_2 \omega_1^2 - 1)^2)}{a_1(a_3 \omega_1^2(\tau(T_2 \omega_1^2 - 1) + T_1) + (\tau T_1 \omega_1^2 - T_2 \omega_1^2 + 1)(\omega_1^2 - a_4))}$$

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) می باشد و می توان با دقت بسیار خوبی از جز $T_2 s^2 + T_1 s + 1$ 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 می گردد.

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

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

۵. طراحی اتوپایلوت برای کانال چرخ

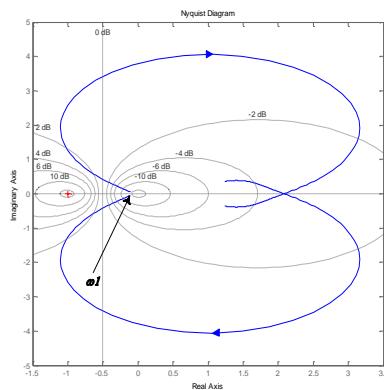
پس از انجام طراحی اتوپایلوت برای کانال فراز و سمت، بطور مشابه به طراحی اتوپایلوت برای کانال چرخ می‌پردازیم. تابع تبدیل اتوپایلوت کانال چرخ را مشابه کانال فراز بصورت $(\tau s + l) / k$ در نظر گرفته می‌شود، بنابراین تابع تبدیل حلقه باز این کانال مطابق زیر خواهد بود:

$$G_T(s) = \frac{k(1+\tau s).b_1}{(T_2 s^2 + T_1 s + 1).(s^2 + b_2 s)} \quad (12)$$

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

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

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

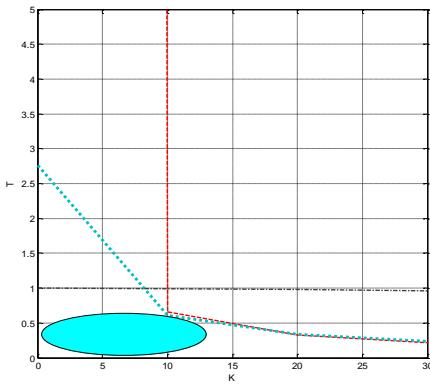


شکل ۳ – نمودار نایکوئیست تابع تبدیل حلقه باز سیستم در کانال چرخ

۶. طراحی اتوپایلوتی برای موشک بالستیک

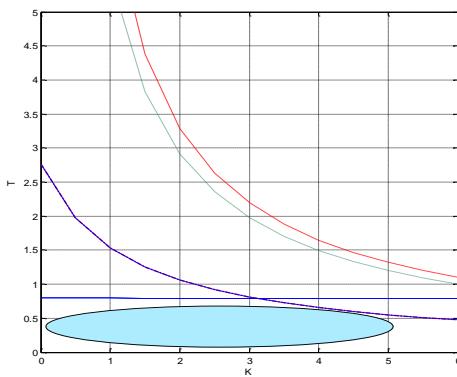
در دو بخش گذشته شرط‌هایی برای تعیین محدوده مجاز طراحی اتوپایلوت تعیین شدند. این شرط‌ها منجر به تعیین یک محدوده بسته در محور σ نسبت به ازای توابع تبدیل مربوط به هر لحظه از رفتار موشک در کانال‌ها خواهد شد. بدین ترتیب با داشتن تابع تبدیل مربوط به لحظات حساس مرحله فعال موشک، می‌توان محدوده مجاز طراحی برای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

پس از ذکر مقدمه فوق ابتدا به طراحی اتوپایلوت 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 برقاری 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 نشت 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 نشت کمتر از 28 در محدوده پایدار اتوپایلوت رسم شده اند. این نواحی با استفاده از بررسی پاسخ پله توابع تبدیل در نرم افزار متلب بدست آمداند. 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 نشت 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 وارد 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 می‌توان برای کاهش نوسانات ارجاعی بدنه موشک، بدنه را قوی‌تر ساخت و یا اسکلت سازه موشک را تقویت نمود. در روش پسیو ما به مقابله با خود نوسانات اغتشاشی نمی‌پردازیم 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 می‌باشد. یکی دیگر از روش‌های پسیو استفاده از فیلترهای الکترونیکی جهت عبور ندادن سیگنال‌های اغتشاشی با فرکانس بالا به قسمت‌های کنترل و هدایت می‌باشد. این روش به سهولت قابل اجرا بوده و از هزینه کمی برخوردار است. برای این منظور از فیلترهای گوناگونی می‌توان استفاده نمود. یک نمونه ساده و پرکاربرد 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 با ترورث استفاده شده است. با ترورث 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) سیگنال‌هایی که از این فیلتر می‌گذرند، تغییری غیرخطی با فرکانس دارد. بنابراین اگر پالسی به فیلتر با ترورث اعمال شود، در خروجی فرجهش ایجاد می‌شود، زیرا مولفه‌های لبه‌های بالا رونده و پایین رونده پالس با تاخیرهای متفاوتی به خروجی می‌رسند. فیلتر با ترورث از همه فیلترهای هم مرتبه‌ی خود در باند عبور به حالت ایده‌آل نزدیک‌تر است. در فیلتر با ترورث تأکید بر رفتار پاسخ فرکانسی در باند عبور است. هرچه ضریب میرایی این فیلتر کمتر (در محدوده ۰ - ۱) 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 می‌تواند به عنوان مقدار مناسب ضریب میرایی انتخاب گردد. تابع تبدیل تقریب با ترورث درجه دوم به صورت زیر می‌باشد:[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 می‌گردد که فرکانس‌های موجود در باند ۲-۱۲ rad/sec (محدوده تغییرات فرکانس طبیعی این کانال در طی مرحله فعال پرواز) را بخوبی عبور داده ولی فرکانس‌های ارتعاش بدنه را که بیشتر از ۵۸ rad/sec می‌باشند را از خود عبور ندهد. بنابراین اتوپایلوت این کانال بصورت زیر تکمیل می‌گردد:

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

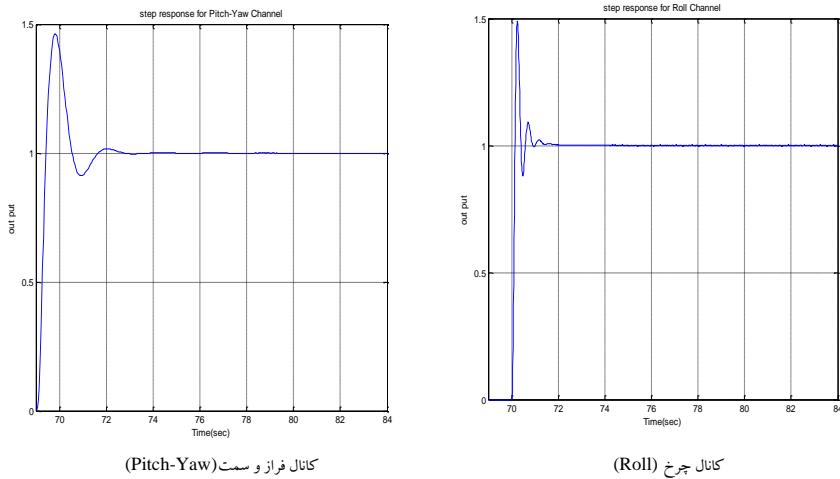
فرکانس قطع فیلتر فوق دقیقاً میان فرکانس‌های طبیعی موشک در کانال فراز (سمت) و فرکانس نوسانات ارجاعی بدنه می‌باشد. ضریب میرایی آن هم برابر ۰.۳۶ در نظر گرفته شده است. فرکانس طبیعی کانال چرخ تقریباً از ۱ rad/sec در ابتدای پرواز تا ۹ rad/sec در انتهای مرحله فعال پرواز تغییر نموده است بنابراین فیلتر مورد نظر 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 می‌نماید. 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 می‌گردد.

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

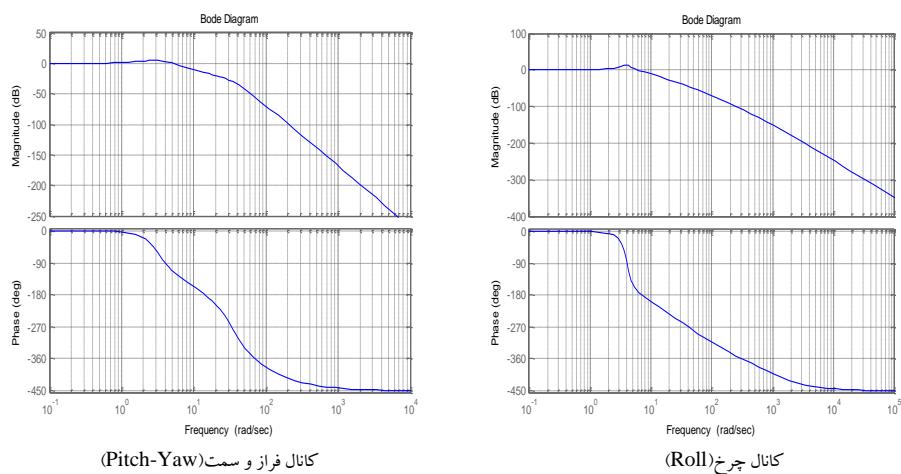
۸. بکارگیری اتوپایلوت در سیستم حلقه بسته موشک

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

اتوپایلوت 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 (پخش ناپایدار سیستم حلقه باز) می‌پردازیم. شکل‌های (6) و (7) به ترتیب نشان دهنده پاسخ پله و دیاگرام بودی کانال‌ها در این ثانیه می‌باشد. پاسخ پله سیستم بیانگر برآورده شدن محدوده‌های مورد نظر درصد جهش، زمان صعود و زمان نشت می‌باشد. همچنین بر طبق شکل (7) باند فرکانسی سیستم در کانال‌ها فراز (سمت) 12rad/sec و در کانال چرخ تا فرکانس 11rad/sec بخوبی حفظ شده است و از حساسیت سیستم در فرکانس‌های بالا در اتوپایلوت باعث می‌شود از میزان حاشیه فاز و پایداری سیستم حلقه بسته کمی کاسته شود.



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



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

نتیجه‌گیری ۹

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 spacecrafs 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. رایی، طراحی سیستم های ثبیت را کت 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 Socieyt for Aeronautical & SpaceSciences 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] Ronal S. Burns, Advanced Control Engineering, Butterworth-Hein mann, 2001.
- [17] جعفری، مهدی، طراحی اتوپایلوت موشک بالستیک، مجتمع صنعتی شهید همت، اردیبهشت 1377.

