

طراحی خودخلبان فازی برای کانال فراز یک موشک بالستیک

محمدحسین علیزاده^۱، وحید جوهری مجد^۲، حمیدرضا مؤمنی^۳

گروه صنایع شهید همت، صنعت شهید موحد، معاونت هدایت و کنترل

mhs_Alizadeh@yahoo.com

چکیده

در این مقاله پس از استخراج تابع انتقال خطی شده کانال فراز موشک مورد نظر، کنترلگر اولیه مقاوم برای موشک طراحی می‌شود که بتواند در طول زمان حرکت، موشک را پایدار نگاه دارد. سپس با استفاده از یک قاعده خود تنظیم فازی، پارامترهای اساسی کنترلگر اولیه (بهره و صفر غالب) برای عملکردی بهتر تنظیم می‌شوند تا موشک به صورت هوشمند در برابر شرایط ناخواسته و غیر قابل پیش بینی پاسخ خود را بهبود بخشد. در نهایت برای بررسی کیفیت خودخلبان طراحی شده، در شرایط پروازی مختلف شبیه سازی شش درجه آزادی حرکت موشک صورت می‌گیرد و نتایج حاصل برای مقایسه ارائه می‌گردد.

کلید واژه‌ها: کنترل تطبیقی، کنترل فازی، کنترل مقاوم

۱- مقدمه

می‌دانیم که سیستم کنترل (خودخلبان^۴) پایدارسازی موشک و کاهش خطای تعقیب را بر عهده دارد. تغییرات سریع بسیاری از پارامترها باعث تغییر در دینامیک و رفتار موشک می‌شود لذا موشکها دارای دینامیکی متغیر با زمان می‌باشند. همچنین به دلیل عدم تطابق محیط اندازه‌گیری پارامترهای سیستمی و آیرودینامیکی موشک با شرایط پرواز واقعی، یک کنترلگر تغییر ناپذیر با زمان پاسخ مطلوب را بدست نمی‌دهد. گرچه می‌توان با روشهای طراحی مقاوم پایداری موشک را برای حوزه خاصی از تغییرات پارامترهای موشک تضمین نمود، ولی این روشها عموماً بسیار محافظه کارانه بوده و پاسخ آنها ممکن است از نظر سرعت عمل و کیفیت مطلوب نباشد.

یکی از روشهای مدرن طراحی کنترلگر تطبیقی که امروزه بیشتر مورد توجه است استفاده از روش خود تنظیم فازی^۵ می‌باشد [۱]. در مراجع [۸و۹] از این روش برای طراحی کنترلگر استفاده شده است. در این مراجع پس از تعیین توابع عضویت ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم فازی، قوانین تنظیم فازی مناسب استخراج شده است و در نهایت برای تعدادی از سیستمهای ساده خطی کنترلگر بکار گرفته شده است و نتایج حاصل از بکارگیری کنترلگر تطبیقی حاصل شده است. در این مقاله روش فوق را به سیستم پیچیده و متغیر با زمان موشک اعمال نموده و از آن برای تنظیم کنترلگر موشک بالستیک بهره می‌گیریم.

۱- کارشناس ارشد مهندسی کنترل

۲- استادیار دانشگاه تربیت مدرس

۳- دانشیار دانشگاه تربیت مدرس

4- Autopilot

5- Fuzzy Self-Tuning

در نهایت با شبیه‌سازی شش درجه آزادی حرکت موشک در شرایط پرواز واقعی و همچنین در شرایط نامی عملکرد کنترلگر را بررسی می‌نمائیم و نتایج آنرا با نتایج روشهای مختلف مقایسه می‌کنیم.

۲- استخراج تابع انتقال خطی شده کانال فراز موشک

برای بدست آوردن تابع انتقال کانال فراز نیاز است موشک را در یک دستگاه مختصات مناسب تحلیل کنیم. دستگاه در نظر گرفته شده دستگاه مختصات بدنی می‌باشد که در شکل (۱) نشان داده شده است. فرم کلی معادلات حرکت کانال فراز موشک در این دستگاه به صورت رابطه زیر است [۴]:

$$\dot{\alpha} = \left(\frac{1}{2m_s} \rho U_0 S (c_{z\alpha} - c_{x_0}) - \frac{th}{m_s U_0} \right) \alpha + \left(\frac{1}{4m_s} \rho S D c_{zq} + \frac{j_1}{m_s U_0} + 1 \right) q - \frac{cd}{m_s U_0} (\delta_2 + \delta_4) \quad (1)$$

$$\dot{q}_m = \left(\frac{1}{2I_y} \rho U_0^2 S x_{ac} c_{z\alpha} \right) \alpha + \left(\frac{1}{4I_y} \rho U_0 S D^2 c_{mq} - \frac{j_2}{I_y} \right) q_m - \frac{cd \cdot dx}{I_y} (\delta_2 + \delta_4)$$

در جدول شماره (۱) نشانه‌های بکار رفته در معادلات فوق نشان داده شده‌اند. برای یافتن تابع انتقال نیاز است رابطه‌های میان زاویه فراز موشک، θ_m و انحراف زاویه بالکهای کنترلی موشک، δ بدست آوریم. q_m سرعت زاویه‌ای کانال فراز موشک در راستای محور y_B و در جهت مخالف این محور تعریف می‌شود پس داریم:

$$\dot{\theta}_m = -q_m \quad (2)$$

اگر برابند حرکت دو بالک δ_2 و δ_4 را با δ_e نمایش دهیم، تابع انتقال این کانال به صورت رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = 2 \frac{a_1 s + a_2}{s(s^2 + b_1 s + b_2)} \quad (3)$$

رابطه (۳) تابع انتقال کانال فراز موشک می‌باشد که دارای چهار پارامتر متغیر با زمان a_1, a_2, b_1, b_2 می‌باشد. نمودار تغییرات این پارامترها در شکل (۲) برای سناریو پرواز موشک فرضی نشان داده شده است.

۳- طراحی سیستم خودخلبان اولیه

با توجه به تابع انتقال موشک (رابطه ۳) و وجود یک انتگرال گیر در آن می‌توان با استفاده از یک PD موشک را در تمام زمان پرواز پایدار نمود. همچنین برای عملکرد بهتر خودخلبان از یک فیلتر و صفر و قطبهای جبران‌ساز استفاده می‌شود. برای طراحی صفر و قطبهای کنترلگر از روش طراحی پسخوراند کمی استفاده می‌شود [۵، ۶].

۳-۱- طراحی فیلتر

زمانی که جسمی مانند یک تیر بلند (موشک) که از انتها بر آن نیرو وارد می‌شود در حرکت است بر اثر تحریک نیرو و پدیده تشدید، تیر شروع به خم شدنهای هماهنگ می‌کند. هدف از طراحی فیلتر آن است که ارتعاشات خمشی سازه و دیگر نویزهای ورودی بر سیستم هدایت و کنترل کمترین تاثیر را بگذارند. در رابطه زیر فرم کلی یک فیلتر درجه دوم نشان داده شده است.

$$G_F(s) = \frac{1}{1 + (2\xi/w_n)jw + (jw/w_n)^2} \quad (4)$$

در این رابطه، w_n فرکانس طبیعی فیلتر و ξ ضریب میرایی فیلتر می‌باشد. فرکانس طبیعی نوسانات مد اول ارتعاشی سازه موشک مورد نظر در محدوده ۵۲ تا ۱۰۴ رادیان بر ثانیه می‌باشد. با توجه به اینکه نیاز است سیستم حلقه بسته کانال کنترلی

موشک تا فرکانس ۱۵ رادیان بر ثانیه را به خوبی عبور دهد و فرکانسهای بیش از ۵۰ رادیان بر ثانیه را به شدت تضعیف کند لذا فرکانس طبیعی فیلتر را می توان ۳۳/۵ رادیان بر ثانیه انتخاب کرد. همچنین ضریب میرایی فیلتر ۰/۵ انتخاب می شود. بنابراین فیلتر طراحی شده و به صورت رابطه زیر می شود:

$$G_F(s) = \frac{1}{1 + 2(0.5/33.5)j\omega + (j\omega/33.5)^2} \quad (5)$$

۳-۲ - طراحی جبران ساز و پایدار ساز

برای طراحی پایدار ساز نقاطی از پرواز موشک به نمایندگی از سایر نقاط انتخاب می شوند. این نقاط بر اساس ناپایدار ترین نقاط پرواز و نقاطی که در آن رفتار موشک تغییر می کند انتخاب می شوند. زمانهای انتخاب شده برای طراحی عبارتند از:

$$t = 6.5, 15, 45, 54, 70, 115$$

تابع انتقال کانال فراز در زمانهای ذکر شده با استفاده از شکل (۲) قابل حصول است. طراحی کنترلگر با استفاده از روش پسخوراند کمی به گونه ای صورت می گیرد که زمان صعود در پاسخ به پله واحد از ۰/۳ ثانیه کمتر باشد و حداکثر فراجهش کمتر از ۶۰٪ انتخاب گردد. همچنین حاشیه بهره بیش از ۶ dB و حاشیه فاز بیشتر از ۳۰ درجه باشد (این شرایط بر اساس خصوصیات موشک انتخاب شده است). در شکل (۴) الگوی رفتاری^۱ سیستم و مرزحاشیه پایداری^۲ و نمودار نیکولز سیستم نشان داده شده است. پایدار ساز PD و کنترلگر مقاوم به صورت روابط زیر می باشد:

$$PD = 9.7 \left(\frac{s}{2.05} + 1 \right) \quad (6)$$

$$G_C(s) = 9.7 \frac{\left(\frac{s}{2.05} + 1 \right) \left(\frac{s}{18.8} + 1 \right)}{\left(\frac{s}{50} + 1 \right) \left(\frac{s^2}{33.5^2} + \frac{s}{33.5} + 1 \right)} \quad (7)$$

پس از طراحی کنترلگر اولیه (مقاوم) حال بعضی از مشخصات پایداری و پاسخ به پله واحد سیستم حلقه بسته را در شکل (۵) نشان می دهیم. همانگونه که از شکل های ارائه شده مشخص است مقادیر خواسته شده برای پارامترهای اساسی طراحی، در طراحی کنترلگر ثابت با روش طراحی QFT حاصل شده است. همچنین دیده می شود که کنترلگر طراحی شده علاوه بر نقاط انتخاب شده در طراحی، در سایر نقاط نیز شرایط مطلوب را برآورده ساخته است.

۴ - طراحی سیستم خود تنظیم فازی

پس از طراحی کنترلگر اولیه پارامترهای اساسی کنترلگر را به صورت تطبیقی با استفاده از پاسخ موشک به فرمان ورودی به صورت روی خط تنظیم می کنیم. بخش تطبیق دهنده تلاش دارد خطای تعقیب زاویه فراز را کاهش دهد. برای انجام این منظور از یک روش خود تنظیم فازی برای تنظیم پارامترها بهره می گیریم. یک ویژگی مهم این روش آن است که بدون نیاز به تخمین تابع انتقال موشک در هر لحظه از زمان پرواز می تواند تنها با استفاده از مقدار خطا و مشتق خطای تعقیب و با بکارگیری تجربه در طراحی قواعد فازی، پارامترهای کنترلگر اولیه را تنظیم کند. در شکل (۳) سیستم حلقه بسته خود تنظیم نمایش داده شده است.

1- Templates

2- Robust Margins Boundaries

۴-۱- جزء تطبیقی کنترلگر اولیه

فرم کنترلگر تطبیقی را به صورت رابطه زیر در نظر می‌گیریم:

$$G_c(s) = \frac{[(9.7 + \Delta k_p) + (4.73 + \Delta k_D)s](\frac{s}{18.8} + 1)}{(\frac{s}{50} + 1)(\frac{s^2}{33.5^2} + \frac{s}{33.5} + 1)} \quad (۸)$$

که در آن ضرایب Δk_D و Δk_p متناسب با وضعیت موشک به صورت بر روی خط به روز می‌شوند. زمانیکه موشک مسیر حرکت خود را بدون اختلال تعقیب می‌کند مقادیر Δk_D و Δk_p صفر انتخاب می‌شوند و چنانچه تعقیب به هر علتی به خوبی صورت نگیرد سیستم تنظیم کننده فازی مقادیر مناسبی را برای آنها بر می‌گزیند تا مقدار خطای کاهش یابد.

۴-۲- توابع عضویت ورودیهای سیستم تنظیم کننده فازی

ورودیهای سیستم تنظیم کننده، خطای تعقیب و مشتق خطای تعقیب زاویه فراز می‌باشند. سیستم فازی یک سیستم غیر خطی است چراکه Δk_D و Δk_p در رابطه (۸) توابع غیر خطی از خطا و مشتق خطا هستند. توابع عضویت سیستم فازی به صورت گوسی در نظر گرفته شده است. برای پوشش کل بازه در نظر گرفته شده برای خطا و مشتق خطا از هفت تابع عضویت استفاده شده است که در شکل (۶) نشان داده شده‌اند. از این پس خطا و مشتق خطای تعقیب را به ترتیب با علائم اختصاری e , \dot{e} نشان می‌دهیم. علامتهای اختصاری بکار رفته به صورت زیر می‌باشند:

NB: منفی بزرگ NM: منفی متوسط NS: منفی کوچک
 ZE: صفر PS: مثبت کوچک PM: مثبت متوسط PB: مثبت بزرگ

با توجه به این تعداد تقسیمات برای هر دو ورودی، ۴۹ حالت مختلف خواهیم داشت. به عنوان مثال e is NB & \dot{e} is NB از حالت‌های ممکن است. حال تابع تعلق گوسی را در هر یک از نواحی ۴۹ گانه به صورت رابطه زیر محاسبه می‌کنیم (بردار $a = (a_i, a_j)$ مراکز تابع عضویت در هر یک از حالت‌های ۴۹ گانه می‌باشد):

$$\mu_{ij}(e, \dot{e}) = e^{-\frac{1}{2}(\frac{e-a_i}{\sigma_i})^2} \cdot e^{-\frac{1}{2}(\frac{\dot{e}-a_j}{\sigma_j})^2} \quad (۹)$$

$i, j = NB \dots PB$

۴-۳- توابع عضویت خروجیهای سیستم تنظیم

تابع عضویتی که برای متغیرهای خروجی (Δk_D و Δk_p) در نظر گرفته شده است از نوع مثلثی می‌باشد. مجموعه توابع عضویت متغیر Δk_D و Δk_p به ترتیب در شکل‌های (۷) و (۸) نشان داده شده‌اند. علامتهای اختصاری موجود در شکل (۷) قبلاً مشخص شده‌اند. اما علامتهای اختصاری بکار رفته در شکل (۸) عبارتند از:

ZE: صفر VS: خیلی کوچک S: کوچک
 SB: کمی بزرگ MB: نسبتاً بزرگ B: بزرگ VB: خیلی بزرگ

۴-۴- روش استخراج قواعد فازی

حال با استفاده از دانسته‌ها و تجربیات بدست آمده، برای هر یک از نواحی ذکر شده قوانینی را برای تنظیم Δk_p و Δk_D بدست می‌آوریم. در طراحی این قوانین از فرا قوانین تجربی^۱ زیر بهره می‌گیریم:

۱. چنانچه مقدار خطای تعقیب کوچک باشد مقادیر Δk_p و Δk_D نیز کوچک انتخاب شوند.
 ۲. تجربه نشان می‌دهد که با افزایش مقدار Δk_p مقدار خطا کاهش می‌یابد (در صورتی که $e \neq 0$ باشد).
 ۳. زمانیکه مقدار خطا شروع به فاصله گرفتن از صفر می‌کند و تغییرات خطا مخالف صفر است با تلاش زیاد سعی شود جلوی افزایش اندازه خطا گرفته شود.
 ۴. تغییر قانون تنظیم از یک حالت به حالت دیگر حتی المقدور آرام صورت گیرد.
 ۵. مشتق خطای منفی ($e < 0$) نشانگر آنستکه روند اعمال تنظیم درست است و به همان روند قبلی می‌توان ادامه داد اما زمانیکه مشتق خطا شروع به بزرگ شدن می‌کند بهتر است روند اعمال تنظیم عکس شود.
 ۶. خطای تعقیب بزرگ ($|e| \gg 0$) نیاز به نیروی کنترلی بزرگ دارد.
- در جداول (۲) و (۳) قواعد تنظیم پارامترهای Δk_p و Δk_D آورده شده است که بر اساس قوانین بالا تولید گردیده‌اند.

۴-۵- نحوه استخراج خروجیهای سیستم فازی

س از بدست آوردن تابع تعلق ورودی‌های سیستم در هر یک از حالات ۴۹گانه، با استفاده از فازی زدای میانگین مراکز خروجیهای سیستم خود تنظیم را به صورت روابط زیر بدست می‌آوریم:

$$\Delta k_p = \frac{\sum_{l=1}^{49} y_p \mu_A^l(e(t)) \mu_A^l(\dot{e}(t))}{\sum_{l=1}^{49} \mu_A^l(e(t)) \mu_A^l(\dot{e}(t))} \quad , \quad \Delta k_D = \frac{\sum_{l=1}^{49} y_d \mu_A^l(e(t)) \mu_A^l(\dot{e}(t))}{\sum_{l=1}^{49} \mu_A^l(e(t)) \mu_A^l(\dot{e}(t))} \quad (10)$$

در این روابط y_p و y_d مراکز توابع عضویت l ام خروجیهای تنظیم شونده می‌باشند (شکل‌های (۷) و (۸)) که توسط قواعد فازی انتخاب می‌شوند. محدوده تغییرات متغیر Δk_p بر اساس ۷۰٪ بهره‌ای تعیین می‌شود که موجب نوسانی شدن سیستم حلقه بسته می‌شود. مقدار بهره نوسان‌ساز در موشک مورد نظر ۱۷ می‌باشد (به عبارت دیگر اگر $K_p = 17$ شود سیستم حلقه بسته نوسانی می‌شود). محدوده مجاز تغییرات متغیر Δk_D بر اساس قابلیت ۲۰٪ تغییر در مقدار بدست آمده برای K_d در کنترلگر اولیه تعیین می‌شود از رابطه (۶) مقدار K_d برابر با ۴٫۷۳ می‌باشد.

۵- شبیه سازی شش درجه آزادی

حرکت موشک تا لحظه خاموشی موتور در دو حالت نامی و واقعی با استفاده از کنترلگرهای PD ، مقاوم و تطبیقی شبیه سازی می‌شود و برای مقایسه عملکرد سه کنترلگر از تابع معیار خطا که جمع انباشته مجذور خطای زاویه فراز فرمان داده شده (θ_e) از زاویه فراز موشک (θ_m) استفاده می‌گردد که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$e_{\theta}(t) = \theta_c - \theta_m$$

$$J(t) = \sum_{\tau=0}^t e_{\theta}(\tau)^2 \quad (11)$$

۱-۵- شبیه سازی شش درجه آزادی حرکت موشک در شرایط نامی پرواز

در شکل (۹) سرعت زاویه‌ای کانال فراز با استفاده از سه کنترلگر نشان داده شده است. در این شکل می‌توان دید که مسیر حرکت در سه حالت چندان متفاوت نیست. از آنجائیکه در این حالت موشک در شرایط نامی پرتاب شده است و تقارن فیزیکی و کنترلی خود را از دست نداده لذا خطای تعقیب کوچک می‌باشد. ولی از شکل (۱۰) ملاحظه می‌شود، معیار خطای تعقیب با استفاده از کنترلگر تطبیقی کمتر از حالت‌های دیگر است که نشان از کارایی این کنترلگر دارد.

۲-۵- شبیه سازی شش درجه آزادی حرکت موشک در شرایط پرواز واقعی

به دلیل عدم تطابق محیط اندازه‌گیری پارامترهای آیرودینامیکی و سیستمی موشک با شرایط پرواز واقعی در حدود ۲۰ الی ۲۵ درصد خطا در محاسبه این ضرایب حاصل می‌شود. برای شبیه سازی حرکت موشک و ایجاد شرایط پرواز واقعی، ۲۰٪ خطا در پارامترهای سیستمی (جرم موشک، مقدار نیروی پیشران، مرکز جرم و ممانهای اینرسی) و آیرودینامیکی (ضرایب آیرودینامیک و مرکز فشار موشک) قرار می‌دهیم. همچنین برای واقعی کردن مقادیر اندازه‌گیری شده، نویزهایی با فرکانس بالا در جابروها (در خروجی سیستم حلقه بسته در شکل (۳)) وارد می‌کنیم. در شکل (۱۱) شکل و اندازه نویز مورد نظر نشان داده شده است. نتایج حاصل در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) آورده شده است. همانگونه که از شکل (۱۲) مشاهده می‌شود کنترلگر PD نمی‌تواند مانند حالت قبل عملکردی قابل قبول داشته باشد چراکه این کنترلگر در برابر نویزهای ورودی، حساس است. با مشاهده شکل (۱۳) نتیجه می‌گیریم که کنترلگر PD مناسب برای سیستم خودخلبان نمی‌باشد. همچنین بزرگ بودن مقدار معیار خطا در کنترلگر مقاوم سبب افزایش ۲ کیلومتری خطای برخورد موشک نسبت به کنترلگر تطبیقی می‌شود.

۳-۵- نحوه تنظیم پارامترهای کنترلگر تطبیقی

همانگونه که گفته شد در طراحی قوانین تنظیم پارامترهای کنترلگر تطبیقی (Δk_p و Δk_D) سعی شده است مقدار این پارامترها نزدیک صفر بماند. در شکل (۱۴) خطا، مشتق خطای تعقیب و تغییرات پارامترهای کنترلگر، هنگامی که موشک در شرایط نامی حرکت می‌کند نشان داده شده است. همچنین نحوه تغییرات پارامترهای کنترلگر تطبیقی در شرایط پرواز واقعی در شکل (۱۵) نشان داده شده است. همانگونه که از شکل (۱۵) مشاهده می‌شود، به دلیل وجود نویز در سیستم حلقه بسته، مشتق خطای تعقیب نوسانی شده است.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله یک کنترلگر تطبیقی فازی برای کنترل کانال فراز یک موشک بالستیک ارائه گردید. همانگونه که مشاهده شد سیستم خود تنظیم صفر غالب و بهره کنترلگر اولیه را به صورت روی خط تنظیم می‌کند. ورودیهای بخش خود تنظیم خطا و مشتق خطای تعقیب مسیر حرکت می‌باشد. در طراحی قوانین تنظیم برای کنترلگر از تجربیات موجود حداکثر بهره گرفته شد و شبیه‌سازی‌های حاصله نشانگر آن است که استفاده از کنترلگر تطبیقی باعث کاهش خطای تعقیب زاویه فراز مسیر حرکت می‌گردد. همچنین در شرایط واقعی سیستم خود تنظیم می‌تواند با انتخاب مناسب پارامترهای کنترلگر علاوه بر حفظ پایداری موشک اجرای مطلوب فرامین توسط موشک را سبب شود و با کاهش خطای تعقیب، خطای برخورد موشک به هدف را کاهش دهد.

منابع

- [۱] وحید جوهری مجد، محمد حسین علیزاده، "طراحی یک سیستم خودخلبان برای کانال فراز یک موشک زمین به زمین با استفاده از روش QFT"، مجموعه مقالات دهمین کنفرانس بین المللی مکانیک، جلد دوم، ۱۳۸۱.
- [۲] حمید رضا مومنی، سید اصغرهاشمی تبار، "طراحی کنترلر مقاوم دیجیتال سیستم خودخلبان پرتابه زمین به زمین با استفاده از نظریه پسخورد کمی"، مجموعه مقالات انجمن هوافضای ایران، جلد دوم، ۱۳۷۹.
- [۳] معصوم نیا محمد علی، "گزارش شبیه سازی صلب موشک"، گزارش داخلی گروه صنایع شهید همت، ۱۳۶۶.
- [4] Blakelock J.H. , Automatic Control Of Aircraft and Missile, John Wiley and Sons, 1992.
- [5] Dazzo J. and Houpis C., Linear Control System, Analysis and Design, MC Graw Hill, 1995.
- [6] Horowitz, I. , Quantitative Feedback Theory (QFT), QFT Publication, 1994.
- [7] Wong C.H., Shah S.L., Bourke M.M. and Fisher D.G., "Adaptive fuzzy relational predictive control", Elsevier Science, Fuzzy Sets and System, 2000.
- [8] Rajani K. Mudi and Nikhil R. Pal, "A Robust Self-Tuning Scheme for PI- and PD- Type Fuzzy Controllers", IEEE, Fuzzy Systems, 1999.
- [9] Rajani K. Mudi & Nikhil R. Pal, "A note of fuzzy PI- type controllers with resetting action", Elsevier Science, Fuzzy Sets and System, 2001.

جدول ۱- معرفی بعضی از نشانه های بکار رفته.

ρ : دانسیته هوا	m_s : جرم لحظه ای موشک	I_y : ممان اینرسی حول محور y
U_0 : سرعت خطی محور x_B	c_i : ضرایب آیرودینامیکی	S : سطح مقطع موشک
D : قطر موشک	th : نیروی پیش رانش	J_i : ضریب میرایی جت ($i=1,2$)
	cd : ضریب بالابردگی بالک	q_m : سرعت زاویه ای حول محور y_B

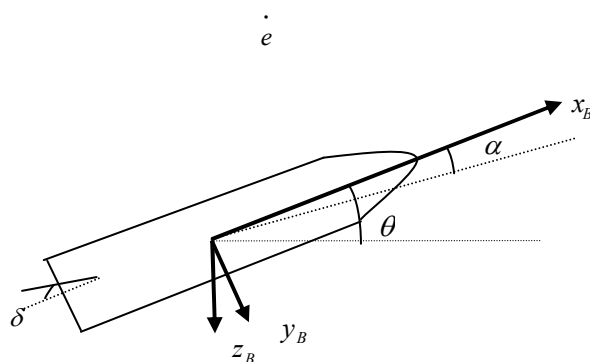
جدول ۲- پایگاه قواعد فازی برای تنظیم Δk_D

NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	ZE
NM	NB	NM	NM	NM	NS	ZE	PS
NS	NB	NM	NS	NS	ZE	PS	PS
ZE	NM	NM	NS	ZE	PS	PM	PM
PS	NS	NS	ZE	PS	PS	PM	PB
PM	NS	ZE	PS	PM	PM	PM	PB
PB	ZE	PS	PM	PB	PB	PB	PB
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	NM

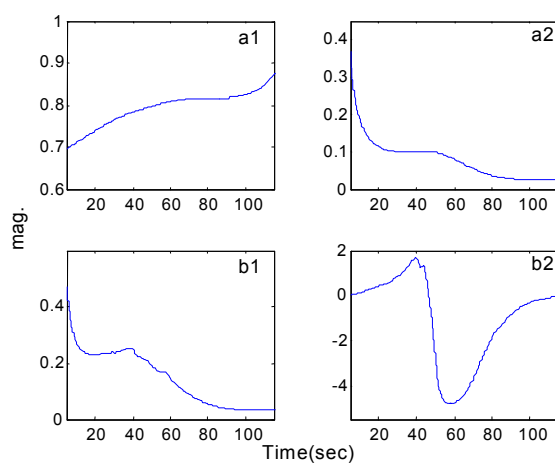
e

جدول ۳- پایگاه قواعد فازی برای تنظیم Δk_p

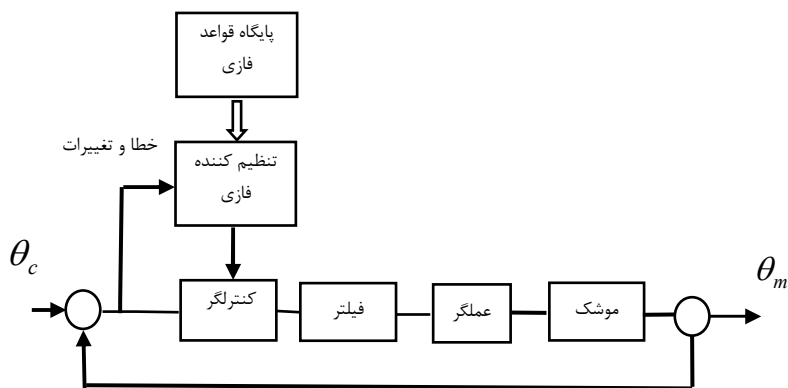
NB	VB	VB	VB	S	VS	VS	ZE
NM	VB	VB	MB	SB	S	S	S
NS	VB	B	B	MB	VS	MB	SB
ZE	B	B	VB	ZE	MB	SB	S
PS	SB	MB	VS	MB	B	B	VB
PM	S	S	S	SB	MB	VB	VB
PB	ZE	VS	VS	S	VB	VB	VB
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	NM



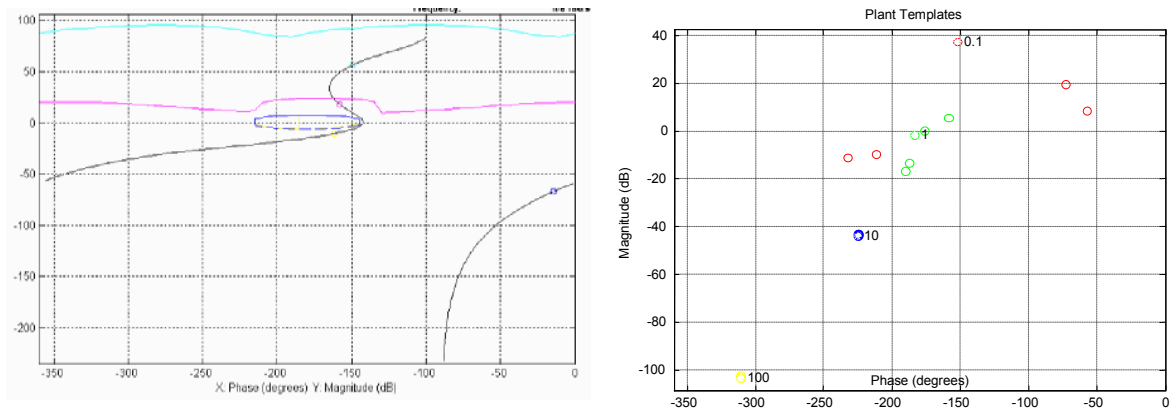
شکل ۱- دستگاه مختصات بدنی.



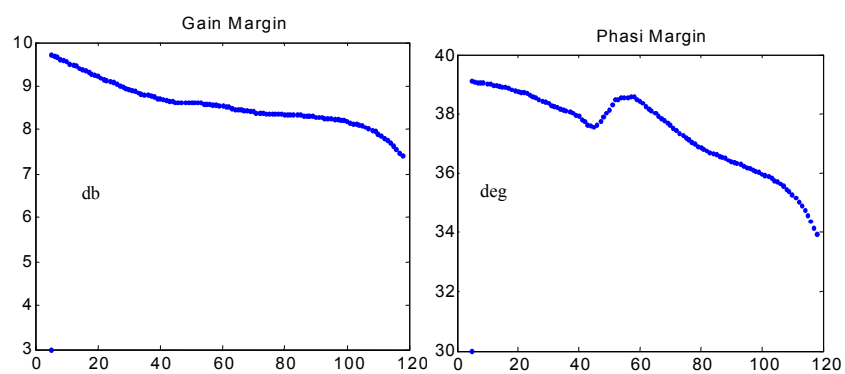
شکل ۲- نمودار تغییرات پارامترهای تابع انتقال کانال فراز.

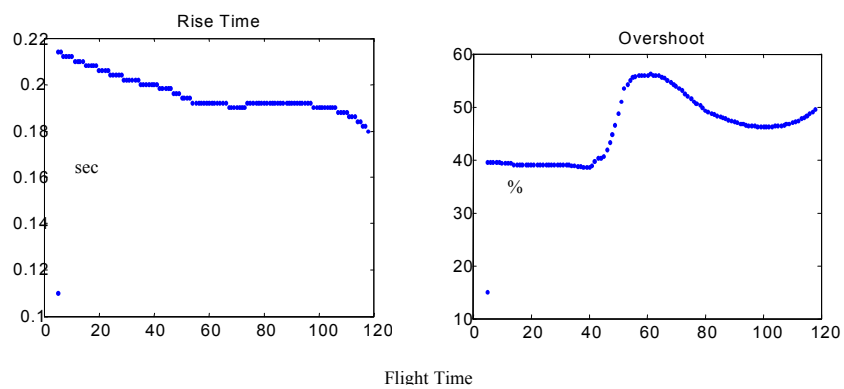


شکل ۳- نمایش بلوکی تنظیم کننده فازی

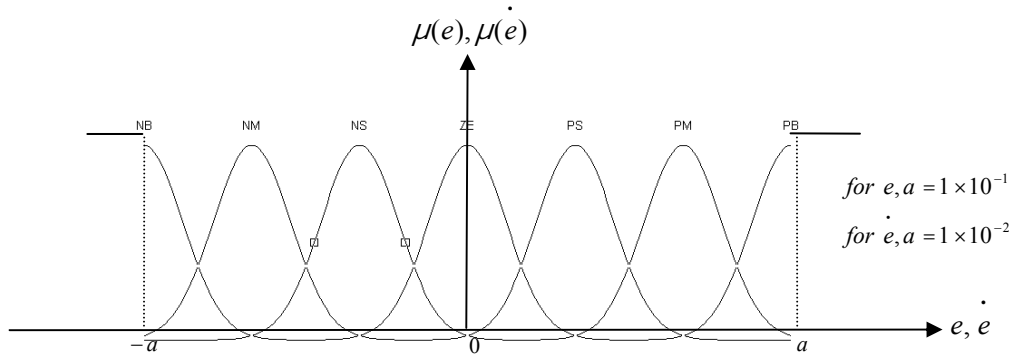


شکل ۴- الگوی رفتاری و مرز پایداری و نمودار نیکولز سیستم مورد نظر

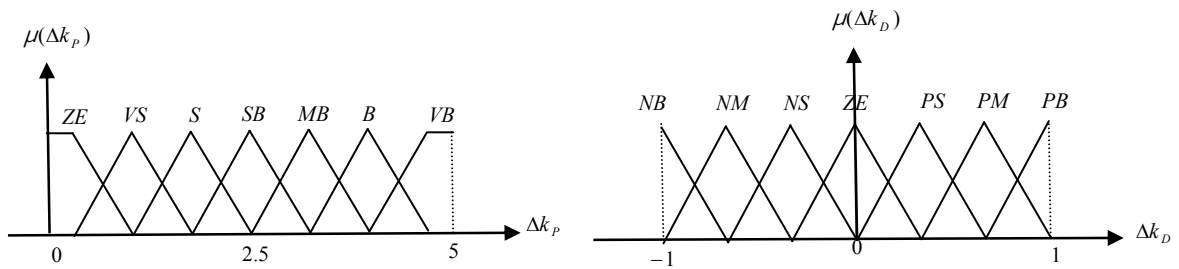




شکل ۵- مشخصات پایداری و پاسخ به پله واحد سیستم حلقه بسته

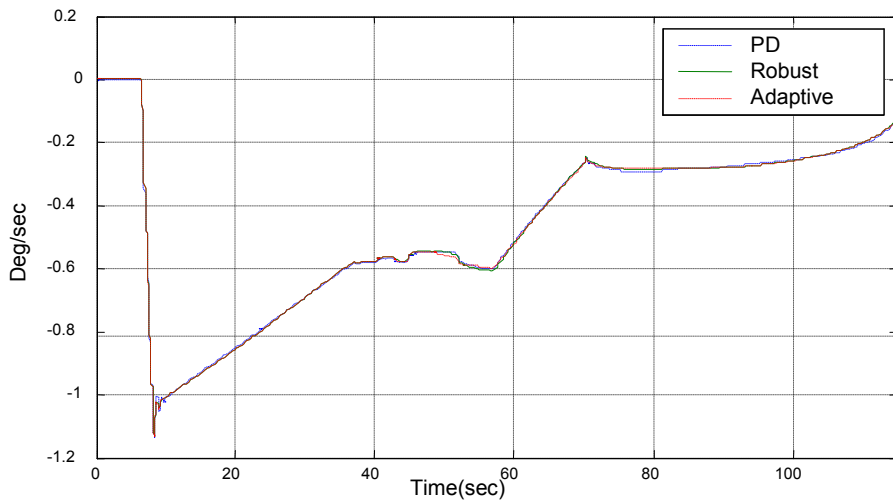


شکل ۶- توابع عضویت ورودی‌های سیستم خود تنظیم

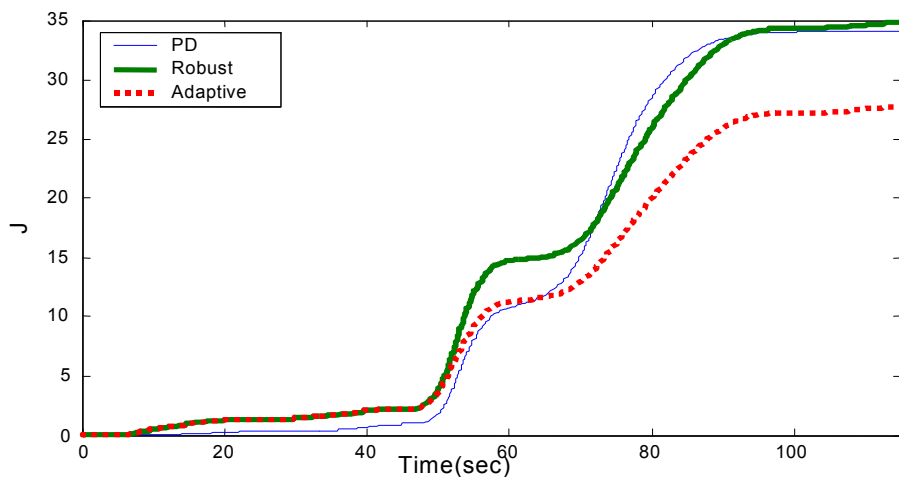


شکل ۸- تابع عضویت متغیر خروجی Δk_p

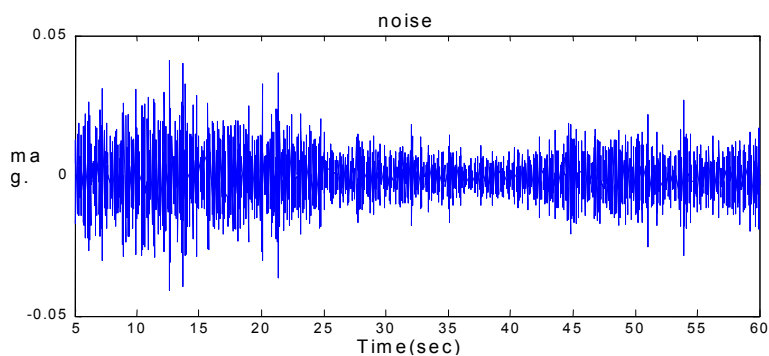
شکل ۷- تابع عضویت متغیر خروجی Δk_D



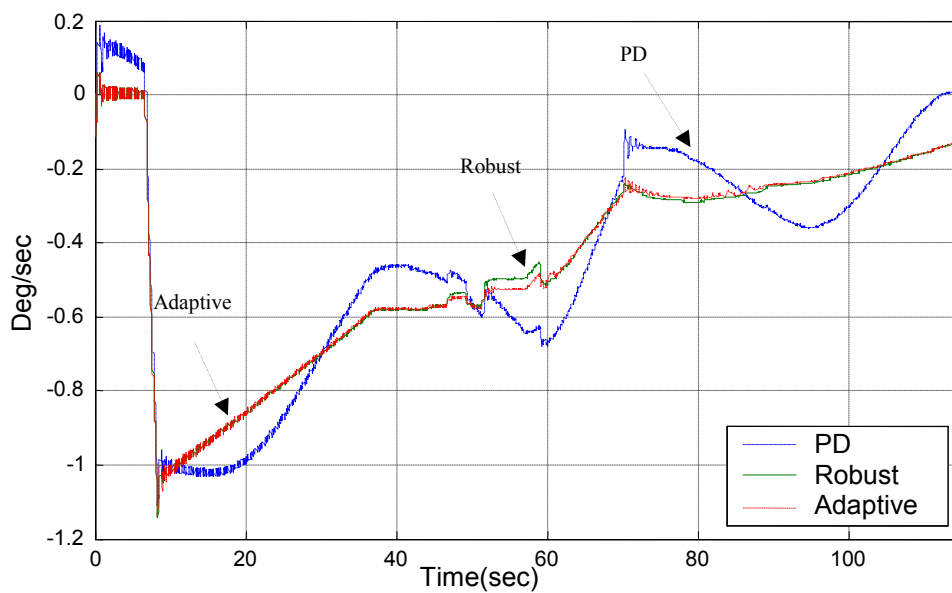
شکل ۹- نمودارهای سرعت زاویه‌ای کانال فراز موشک در شرایط نامی پرواز.



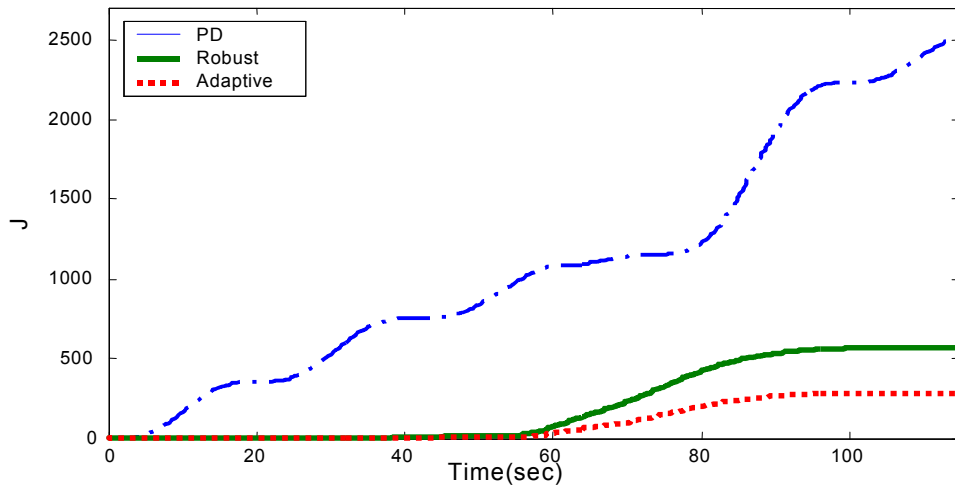
شکل ۱۰- مقدار تابع معیار در شرایط نامی پرواز.



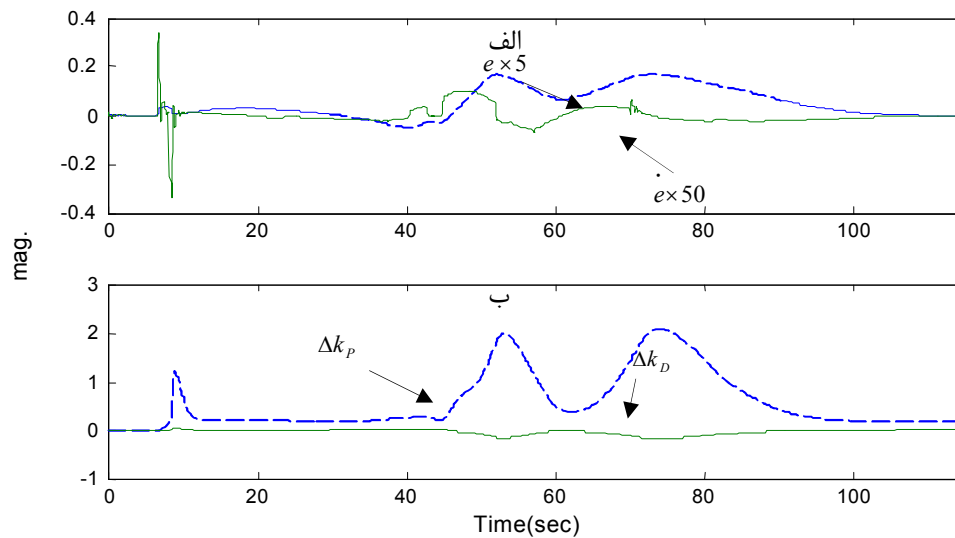
شکل ۱۱- نویز ورودی از طریق جابروها به سیستم هدایت و کنترل موشک .



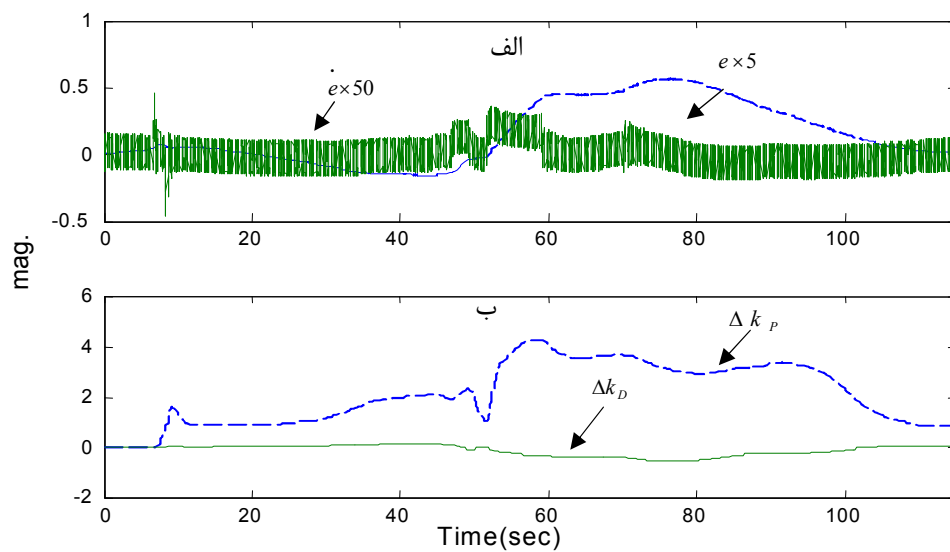
شکل ۱۲- نمودارهای سرعت زاویه‌ای کانال فراز موشک در شرایط واقعی پرواز.



شکل ۱۳- مقدار تابع معیار خطا در شرایط پرواز واقعی.



شکل ۱۴- الف) مقدار خطا و مشتق خطا، ب) پارامترهای تنظیمی خودخلبان در شرایط نامی پرواز.



شکل ۱۵- الف) مقدار خطا و مشتق خطا، ب) پارامترهای تنظیمی خودخلبان در شرایط پرواز واقعی.