

طراحی اتوپایلویت با استفاده از جدول بندی بهره و فیدبک حالت برای موشکی با عملگرهای آیرودینامیکی

مصطفی اسداللهی - * مهدی جلالی - مجید شکری - حسین خلیل پور

jalali.mahdi@gmail.com

کارشناسی ارشد برق - کنترل، دانشگاه تبریز

چکیده

در این مقاله، طراحی یک اتوپایلویت چند متغیره با استفاده از روش کنترل فیدبک انتگرالی و جدول بندی بهره برای یک موشک BTT بر روی یک محدوده کاری (گستره پرواز) در نظر گرفته شده است. ابتدا با تقسیم گستره پرواز به چهار قسمت برای هر قسمت یک کنترل کننده در نقاط کار مجزا به روش فید بک حالت با کنترل انتگرالی طراحی شده است. سپس این کنترل کننده ها را در تمام محدوده کاری هم با کلید زنی آنی وهم به صورت تدریجی بررسی شده اند هم چنین شبیه سازی غیر خطی برای این مدل اجرا و نتایج آن نمایش داده شده است.

واژه‌های کلیدی: اتوپایلویت موشک ، جدول بندی بهره ، موشک BTT

۱-مقدمه

خاستگاه اصلی جدول بندی بهره ، سیستم های کنترل پرواز است. عمده ترین مشکل روش جدول بندی بهره، مشکل کلید زنی بین کنترل کننده ها می باشد که در مرحله پیاده سازی ظاهر می شود. اغلب اندازه گیری متغیرهای کمکی که زمان سوچ بین کنترل کننده ها بر اساس اندازه آنها صورت می گیرد پر هزینه تمام می شود و همچنین با وجود محدودیت پهنای باند عملگرها، کلید زنی آنی (منطقی) مقدور نمی باشد.

در این مقاله اتوپایلویتی برای یک موشک از نوع BTT طراحی شده است که در ابتداء با بررسی پارامترهای سیستم گستره پرواز را به چهار قسمت تقسیم کرده و برای هر قسمت یک نقطه کار در نظر گرفته شده و برای اینکه خطای خروجی در کانالهای پیچ و رول یاو موشک صفر گردد برای هر قسمت از کنترل انتگرالی استفاده شده است و در پایان نتایج شبیه سازی برای سیستم غیرخطی آورده شده است.

۲-تعریف سیستم

سیستم خطی با پارامترهای تغییرپذیر چند ورودی- چند خروجی را که به صورت زیر آورده شده است را در نظر بگیرید.

$$\dot{x}(t) = A(\theta(t))x(t) + B(\theta(t))u(t), \quad (1)$$

طوریکه

$$u(t) \in R^m, x(t) \in R^n$$

$$A(\theta(t)) = [a_{ij}(\theta(t))] \in R^{n \times n} \text{ و}$$

$$B(\theta(t)) = [b_{ij}(\theta(t))] \in R^{n \times m} \text{ با } m \geq 2 \text{ و با رتبه}$$

کامل برای همه $\theta(t)$ و

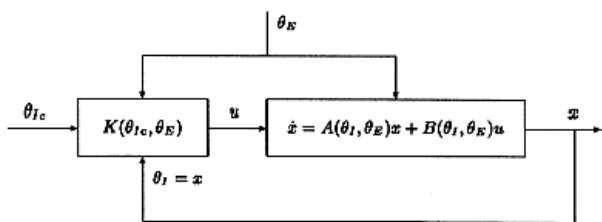
$$\theta(t) = (\theta_i(t), \theta_e(t)) \in \Theta \subset R^r \text{ و } \Theta \text{ کراندار است}$$

با فضای پارامتری بسته ، $\theta_i(t), \theta_e(t)$ به ترتیب

پارامترهای داخلی و خارجی می باشند.

به این جهت $\theta_i(t), \theta_e(t)$ به صورت $\theta(t)$ نشان داده میشود و برای ساده تر شدن از نوشتن t صرف نظر می کنیم.

در سراسر مقاله فرض های زیر را داریم:



شکل (۱) - نمای کنترلر فیدبک حالت خطی پارامتری

۳- مدل دینامیکی موشک [۴]

دینامیک موشکی که در ارتفاع ۴۰۰۰۰ پایی پرواز میکند با رابطه (۱) داده شده است. این مدل برای گستره پرواز $2 \leq M \leq 3$ و $-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ معتبر است. M عدد ماخ می باشد که به صورت نسبت سرعت موشک به سرعت صوت در محیط تعریف می شود.

$$\dot{\alpha} = a_{11}(\alpha, M, P, R)\alpha + Q + b_{11}(\alpha, M)\delta_e$$

$$\dot{Q} = a_{21}(\alpha, M, R, P)\alpha + a_{22}(M)q + b_{21}(\alpha, M)\delta_e$$

$$\dot{\beta} = a_{33}(\alpha, M)\beta + a_{34}(\alpha)R + a_{35}(\alpha)P + b_{33}(\alpha, M)\delta_a$$

$$\dot{R} = a_{43}(\alpha, M)\beta + a_{44}(M)R + a_{45}(M, Q)P + b_{42}(M)\delta_r$$

$$\dot{P} = a_{53}(\alpha, M)\beta + a_{55}(\alpha, M)P + b_{53}(\alpha, M)\delta_a$$

در آن که

$$a_{11} = [(-0.00037114M + 0.0018445)\alpha - 0.00016796M + 0.0008342].R.P + (0.75134\alpha^2 + 0.0042789\alpha - 0.40124)M + 0.47278\alpha^2 + 0.0036759\alpha - 0.57869$$

$$a_{21} = [(-0.01512\alpha + 0.08295)M^2 + (0.099718\alpha - 0.45856)M - 0.071352\alpha + 0.31945]R.P + (6176.7\alpha^2 - 1504.1\alpha + 53.523)M^2 + (-28359\alpha^2 + 7037.7\alpha - 246.35)M + 23219\alpha^2 - 5762.8\alpha + 201.74$$

$$a_{22} = 0.0015855M^2 - 0.0073101M$$

$$a_{33} = (0.70126\alpha^2 - 0.28302\alpha - 0.1426)M - 4.0711\alpha^2 + 1.1578\alpha + 0.015673$$

$$a_{34} = -1 + 0.5\alpha^2$$

$$a_{35} = \alpha$$

$$a_{43} = [(10.792 - 0.9369)M^2 + (-54.233\alpha + 4.7083)M + 67.046\alpha - 5.8206]M^2$$

$$a_{44} = 0.0015746M^2 - 0.0072794M$$

۱- $a_{ij}(\theta)$ و $b_{ij}(\theta)$ توابعی غیرخطی و تحلیلی از θ می باشند.

۲- θ پیوسته و تابع کرندار از زمان t و قابل اندازه گیری می باشد.

۳- این سیستم برای همه $\theta \in \Theta$ کنترل پذیر است. کنترلر فیدبک حالت مشخص شده با معادله (۲) به سیستم که با معادله (۱) نشان داده شده است اعمال می شود.

(2) $u(t) = -k(t)(x(t) - \theta_{ic}) = -k(\theta_i, \theta_e)(\theta_i - \theta_{ic})$, به طوریکه $k(\theta_i, \theta_e) \in R^{m \times n}$ است و ماتریس بهره فیدبک حالت پارامتری شده و θ_{ic} ورودیهای مرجع می باشند. کنترلر جدول بندی بهره برای سیستم خطی با پارامترهای تغییرپذیر چند ورودی- چند خروجی یک کنترلر با پارامترهای تغییرپذیر $k(\theta_i, \theta_e)$ است که بر روی هر $(\theta_i, \theta_e) \in \Theta$ معین می شود، $k(\theta_i, \theta_e)$ به هر ده پارامترهای داخلی و خارجی بستگی دارد.

در سیستم های کنترل پرواز، پارامترهای وابسته حالت نظیر زاویه حمله، زاویه جانبی و نرخ رول و غیره به صورت پارامترهای داخلی θ_i در نظر گرفته می شود و پارامترهای مستقل حالت نظیر عدد ماخ کنترل نشده و جرم و گشتاور اینرسی و غیره به صورت پارامترهای داخلی θ_e در نظر گرفته می شود.

وقتی که ورودیهای مرجع θ_{ic} در شکل (۱) به آرامی تغییر کنند آنها می توانند به صورت متغیرهای جدول بندی شده برای بهره های جدول بندی شده کنترلر با یکدیگر با پارامترهای خارجی θ_e ، $k(\theta_i, \theta_e)$ مور استفاده شوند. کنترلر فیدبک u باعث می شود پارامترهای داخلی θ_i تنظیم کند ورودیهای مرجع θ_{ic} را، یا به عبارت دیگر باعث می شود حالت های x تغییرات آرام ورودیهای مرجع θ_{ic} را دنبال کنند.

هدف از این مقاله طراحی کنترلر جدول بندی شده $k(\theta_i, \theta_e)$ که پایداری و عملکرد صحیح سیستم حلقه بسته مدل LPV را ضمانت کند.

برای قسمت اول نقطه $M=2.2$ و $\alpha = -5^\circ$ را به عنوان نقطه کار انتخاب کردیم و سیستم حول این نقطه خطی کرده و کنترلر را طراحی می کنیم.

برای قسمت دوم نقطه $M=2.2$ و $\alpha = -10^\circ$ را به عنوان نقطه کار انتخاب کردیم و سیستم حول این نقطه خطی کرده و کنترلر را طراحی می کنیم.

برای قسمت سوم نقطه $M=2.8$ و $\alpha = -5^\circ$ را به عنوان نقطه کار انتخاب کردیم و سیستم حول این نقطه خطی کرده و کنترلر را طراحی می کنیم.

برای قسمت چهارم نقطه $M=2.8$ و $\alpha = 10^\circ$ را به عنوان نقطه کار انتخاب کردیم و سیستم حول این نقطه خطی کرده و کنترلر را طراحی می کنیم.

۱-۴ طراحی کنترل کننده کانال Pitch

سیستم خطی شده کانال Pitch

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 1 \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{21} \end{bmatrix} \delta_e$$

و با تعریف حالت انتگرالی به صورت زیر:

$$w \dot{(t)} = r - y(t) = r - \alpha(t)$$

که در آن Γ ورودی مرجع سیستم است. معادلات حالت با در نظر گرفتن حالت انتگرالی عبارت است از:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 1 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ Q \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{21} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e$$

۲-۴ طراحی کنترل کننده کانالهای Yaw/Roll

سیستم خطی شده کانالهای Yaw/Roll

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{R} \\ \dot{P} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ a_{43} & a_{44} & a_{45} \\ a_{53} & 0 & a_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ R \\ P \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & b_{33} \\ b_{42} & 0 \\ 0 & b_{53} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix}$$

و با تعریف حالت انتگرالی به صورت زیر:

$$z \dot{(t)} = r - y(t) = r - P(t)$$

که در آن Γ ورودی مرجع سیستم است. معادلات حالت با در نظر گرفتن حالت انتگرالی عبارت است از:

$$a_{45} = (-1 - 0.017765M^5 + 0.21484M^4 - 0.87363M^3 + 1.2788M^2)Q$$

$$a_{53} = (-7510.3M^2 - 421.29M^4 + 3767.3M^3)\alpha^2 + (3233.6M^2 - 1800.1M^3 + 242.21M^4)\alpha - 147.42M^2 - 8.6775M^4 + 75.187M^3$$

$$a_{55} = (0.036739\alpha + 0.018003)M^2 + (-1.8421\alpha - 0.40579)M$$

$$b_{11} = (-0.036248\alpha^2 + 0.0019305\alpha + 0.038305)M^2 + (0.18703\alpha^2 - 0.0084242\alpha - 0.21161)M$$

$$b_{21} = (3.0767\alpha + 18.684)M^2 + (-2342\alpha - 99.328)M$$

$$b_{33} = -0.035937M^2 + 0.20336M$$

$$b_{42} = 15.849M^3 - 89.22M^2$$

$$b_{53} = 71016M^3\alpha - 21305M^2\alpha - 38099M^3 + 21589M^2$$

و تابع تبدیل عمل گر سطوح کنترل (بالک ها) عبارت است از:

$$k(s) = \frac{200}{s + 200}$$

۴- طراحی اتوپیلوت

هدف از طراحی اتوپیلوت حفظ پایداری موشک در گستره پرواز و برآوردن مشخصات عملکرد مطلوب می باشد. موشک باید فرامین زاویه حمله و سرعت زاویه ای را با بالازدگی کمتر از 5 درصد و خطای ماندگار کمتر از 2 درصد ردیابی نماید و با توجه به اینکه از استراتژی BTT برای طراحی اتوپیلوت استفاده می کنیم ، باید β را در طی پرواز موشک به اندازه کافی کوچک نگه داریم . به طور مشخص باید $5^\circ \leq \beta \leq -5^\circ$ قرار داشته باشد.

ما با توجه به رفتار پارامترها به ازای تغییرات M و α ، گستره پرواز را به 4 قسمت به ترتیب زیر تقسیم کردیم

$$-10^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ \text{ و } 2 < M < 2.5 \text{ - 1}$$

$$0^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ \text{ و } 2 < M < 2.5 \text{ - 2}$$

$$-10^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ \text{ و } 2.5 < M < 3 \text{ - 3}$$

$$0^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ \text{ و } 2.5 < M < 3 \text{ - 4}$$

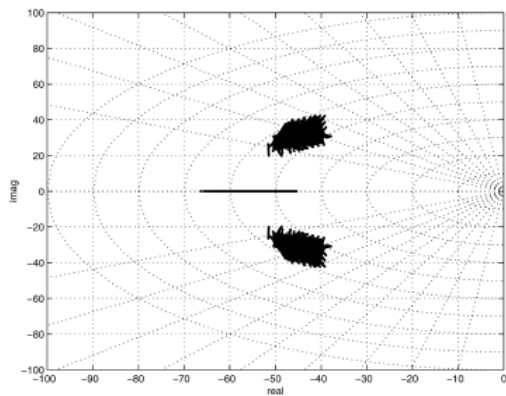


Fig. 3. Assigned eigenvalues of the yaw/roll channel ($-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$, $2.0 \leq M \leq 3.0$).

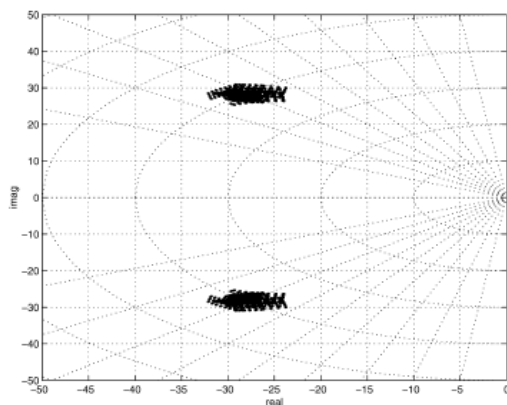
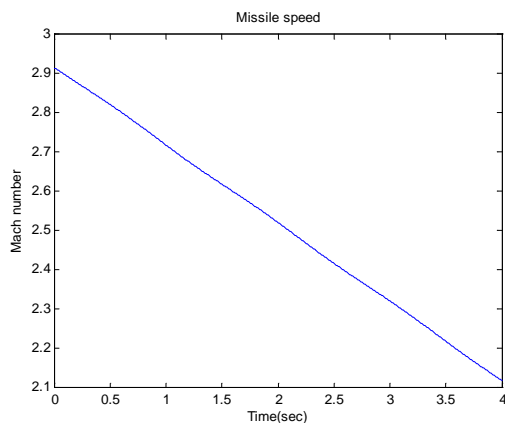


Fig. 4. Assigned eigenvalues of the pitch channel ($-10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$, $2.0 \leq M \leq 3.0$).

نتایج حاصل از شبیه سازی سیستم به کمک سوئیچ تدریجی را می توانید در شکل های ۵ تا ۱۴ مشاهده کنید. همانطور که در این شکلها مشاهده می کنید در خروجی دیگر نوسانی نداریم و همچنین انرژی کنترلی نیز به مقدار خیلی زیادی کاهش پیدا کرده است.



شکل ۵ تغییرات سرعت موشک

$$\begin{bmatrix} \beta \\ R \\ P \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33} & a_{34} & a_{35} & 0 \\ a_{43} & a_{44} & a_{45} & 0 \\ a_{53} & 0 & a_{55} & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ R \\ P \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{32} & 0 \\ b_{42} & 0 \\ 0 & b_{53} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix}$$

در ادامه چهار کنترلر برای هر محدوده طراحی کردیم ولی

با توجه به این که در اعمال این کنترلر به سیستم با سوئیچ آنی نوساناتی در خروجیها ظاهر شد به جای سوئیچ آنی از سوئیچ تدریجی استفاده می کنیم. برای این کار، چهار کنترلر بدست آمده را بصورت یک کنترلر زیر در نظر می گیریم :

$$u_1 = \left(\left(63 - \frac{\alpha_c}{15} - \frac{M}{.075} \right) + \frac{1}{s} \left(+1281.537 - \frac{\alpha}{.31} - \frac{M}{.00375} \right) \right) \alpha + \left(0.9626 - \frac{\alpha_c}{43} - \frac{M}{4.5} \right) Q$$

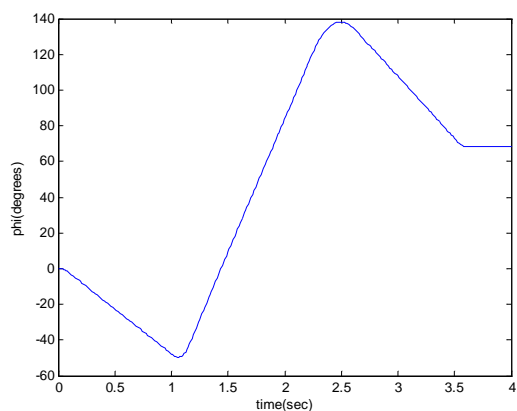
$$+ \left(-1281.537 + \frac{\alpha_c}{.31} + \frac{M}{.00375} \right) r_1$$

$$u_2 = -70\beta + \left(1.31667 + \frac{\alpha_c}{100} - \frac{M}{6} \right) R$$

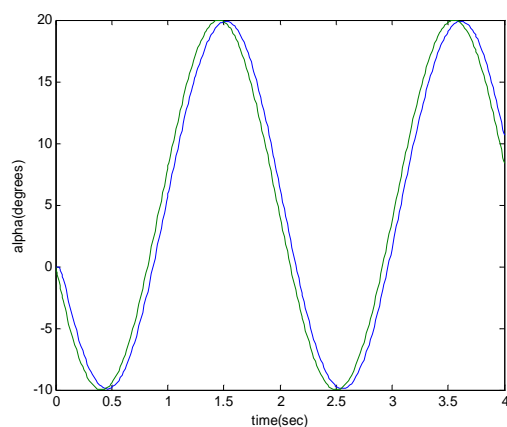
$$u_3 = \left(0.4 + \frac{\alpha_c}{40} - 1.5M \right) \beta + \left(-0.03168 + \frac{\alpha_c}{940} + \frac{M}{44} \right) R + \left(-0.07233 + \frac{\alpha_c}{3000} + \frac{M}{50} - \frac{1}{s} \left(3.25 - \frac{M}{1.1} \right) \right) P + \left(3.25 - \frac{M}{1.1} \right) r_2$$

۳-۴ پایداری سیستم حلقه

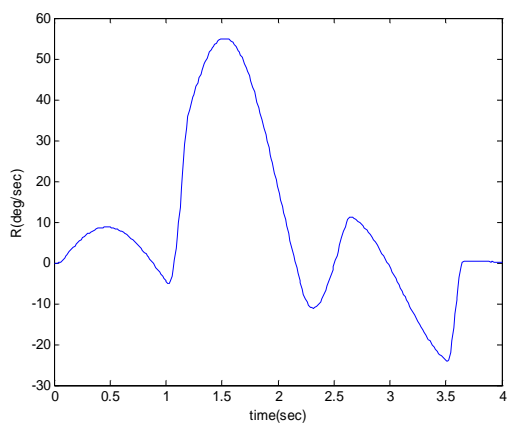
در مورد پایداری سیستم حلقه بسته در کانالهای Yaw/Roll و Pitch همانطور که در شکل های ۳ و ۴ مشاهده می کنیم به ازای تغییرات مختلف پارامترهای سیستم قطبهای سیستم حلقه بسته در سمت چپ محور موهومی و دورتر از مبدا قرار گرفته است و این به خاطر این است که در طراحی کنترلر، پارامترهای کنترلر طوری انتخاب شده که با تغییرات سیستم، پایداری سیستم حلقه بسته حفظ شود.



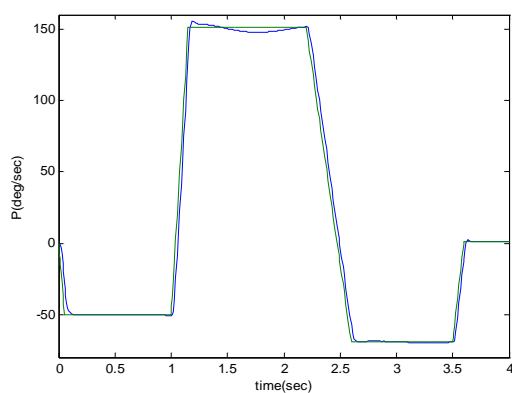
شکل ۹ تغییرات زاویه Roll



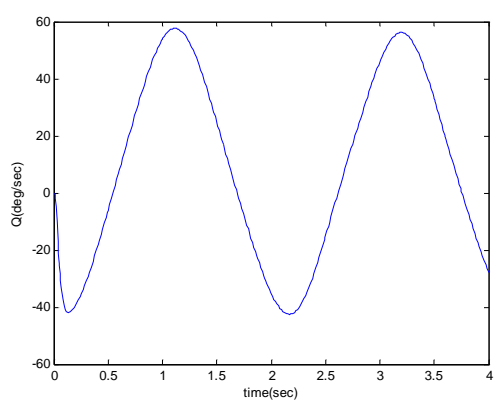
شکل ۶ خروجی زاویه حمله.



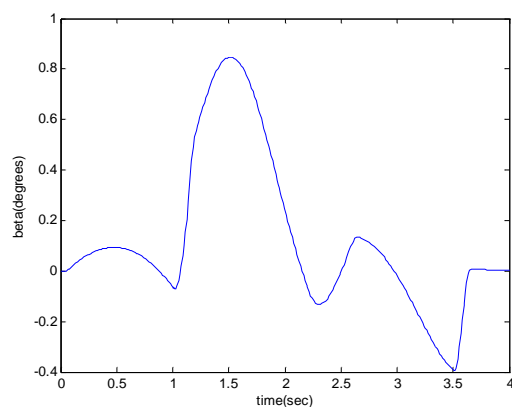
شکل ۱۰ سرعت زاویه ای کانال Yaw



شکل ۷ سرعت زاویه ای کانال Roll



شکل ۱۱ سرعت زاویه ای کانال Pitch



شکل ۸ تغییرات زاویه جانبی موشک

۵- نتیجه گیری

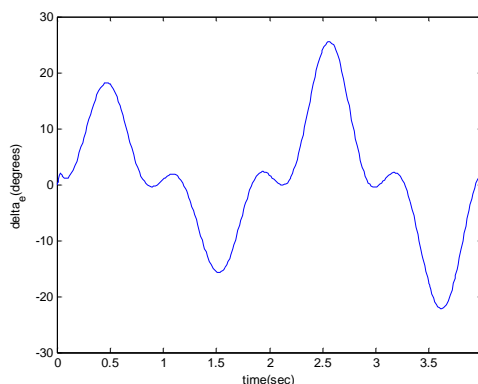
در این مقاله با استفاده توام از روش کنترل انتگرالی و جدول بندی بهره، برای یک موشک BTT اتوپیلوتی طراحی کردیم. می توان علل استفاده توام از روشهای کنترل انتگرالی و کنترل تطبیقی (جدول بندی بهره) را به صورت زیر بیان کرد:

- ۱- غیر خطی بودن دینامیک موشک
- ۲- چند متغیره بودن دینامیک موشک
- ۳- محدودیت عملکرد عملگرها
- ۴- تغییرات وسیع پارامترهای موجود در دینامیک موشک و نامعین بودن آنها

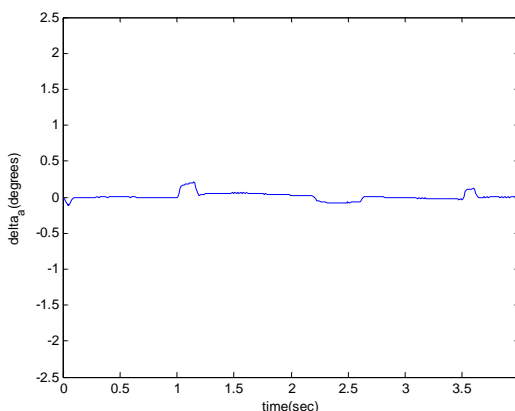
موارد فوق استفاده توام از روشهای کنترل انتگرالی و کنترل تطبیقی، در طراحی اتوپیلوت موشک را ناگزیر می کند.

۶-مراجع

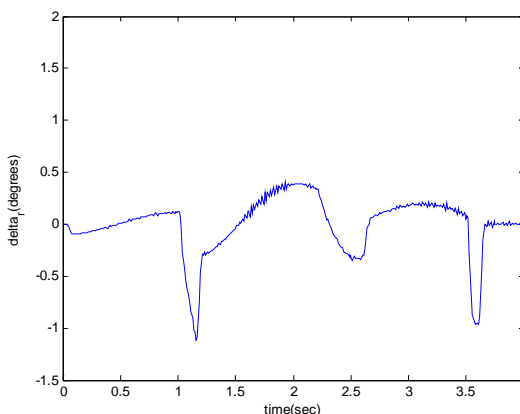
- [1] D.Mclean, "Automatic Flight Control Systems" Prentice Hall pub., 1990 .
- [2] J. H. Blacklock, " Automatic Control of Aircraft and Missiles" John Wiley & Sons pub., 1991 .
- [3] G. J. Balas and A. K. Packard, " Design of Robust, Time-Varying Controllers for Missile Autopilots" IEEE Conference on Control Applications, Daton, pp. 104-110, 1992 .
- [4] C. H. Lee and M. H. Shin and M. J. Chung, " A design of gain scheduled control for a linear parameter varying system : an application to flight control" Control Engineering Practice, vol. 9, pp. 11-21, 2001 .
- [5] S. Y. Lee and J. I. Lee and I. J. Ha, " A New Approach to Nonlinear Autopilot Design for Bank-to-Turn Missiles" IEEE Conference on Decision & Control, San Diego, pp. 4192-4197, 1997 .
- [6] L. H. Carter and J. S. Shamma, "Gain Scheduled Bank-to-Turn Autopilot Design Using Linear Parameter Varying Transformations " Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 19, No. 5, pp. 1056-1063, 1996 .
- [7] Xin, M.; Balakrishnan , S . N " Missile longitudinal autopilot design using a new suboptimal nonlinear control method" , Control Theory and Applications , IEE Proceedings-, Volume : 150 , Issue : 6 , 21 Nov . 2003 , Pages : 577 – 584 .
- [8] EunHee Kim "A study on the gain scheduling in a linear parameter varying system" Department of Mechanical Engineering, Division of Mechanical Engineering Korea Advanced Institute of Science and Technology , 2004.



شکل ۱۲ انکسار سطح کنترل بالابر



شکل ۱۳ انکسار سطح کنترل شهپر،



شکل ۱۴ انکسار سطح کنترل سکان

This document was created with Win2PDF available at <http://www.daneprairie.com>.
The unregistered version of Win2PDF is for evaluation or non-commercial use only.