

طراحی سیستم کنترل تطبیقی پیش‌بین یک جسم پرنده بر مبنای روش مدل - مرجع و مبتنی بر تئوری لیاپانف

سعید کاشفی^۱

پژوهشکده علوم و فناوری مکانیک

(تاریخ دریافت: ۹۰/۰۶/۱۲؛ تاریخ پذیرش: ۹۱/۰۵/۰۵)

چکیده

موشک‌ها به دلیل شرایط مختلف پروازی، تغییر در مشخصه‌های جرمی-اینرسی، ضریب‌های آیرودینامیکی، اغتشاشات و... معادله‌های دینامیکی آنها نامعین و دارای عدم قطعیت است. بنابراین استفاده از روش‌های تطبیقی یا مقاوم در طراحی اتوپیلوت، به طوری که متناسب با تغییر پارامترهای نامعین در دینامیک موشک، پارامترهای اتوپیلوت نیز تغییر کند، ضروری به نظر می‌رسد. در این مقاله، ابتدا قانون کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل غیرخطی (NMPC) بر مبنای تقریب بسط تیلور خروجی انجام می‌گیرد، سپس با استفاده از تقریب توابع نامعین و غیرخطی دینامیک موشک (Skid To Turn missile) STT یک روش کنترل پیش‌بین تطبیقی مدل-مرجع که در آن از قابلیت شبکه‌های عصبی در تقریب توابع غیرخطی استفاده شده است، ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: اتوپیلوت، کنترل تطبیقی، کنترل پیش‌بین، شبکه‌های عصبی، عدم قطعیت

Predictive Adaptive Autopilot for STT Missile Based on Model Reference Method and Lyapanov Theorem

S. Kashefi

Mechanic Technology and Sciences Research Center

(Received: 3, September, 2011; Accepted: 26, July 2012)

ABSTRACT

Due to different flight conditions, variation in mass-inertia characteristics, aerodynamic coefficients, disturbance and etc, dynamic equations are unknown and uncertain. therefore use of adaptive or robust control method for designing of autopilot which is related to unknown parameters variation in missile dynamic, autopilot parameters are variant, It cause this method to be necessary. In this paper first of all a predictive control is designed based on nonlinear model (NMPC) and tailor expansion and then by help of neural network in approximation of unknown functions in missile dynamic an model-reference predictive adaptive control is proposed for STT missile.

Keywords: Autopilot, Adaptive Control, Predictive Control, Neural Network, Uncertainty

^۱ - کارشناس ارشد: S_kashefi84@yahoo.com

فهرست علائم

| | |
|-------|--|
| C_n | ضریب آیرودینامیکی نیروی عمودی |
| C_m | ضریب آیرودینامیکی گشتاور پیچ |
| d | قطر مرجع موشک، m |
| d_n | ضریب چند جمله‌ای آیرودینامیک نیروی عمودی نسبت به انحراف بالک |
| d_m | ضریب چند جمله‌ای آیرودینامیک گشتاور پیچ نسبت به انحراف بالک |
| g | شتاب جاذبه، m/s^2 |
| m | جرم موشک، Kg |
| p_0 | فشار استاتیک، N/m^2 |
| M | عدد ماخ |
| I | ممان اینرسی حول محور پیچ، $Kg \cdot m^2$ |
| q | نرخ زاویه پیچ، rad/s |
| S | مساحت سطح مرجع موشک، m^2 |
| V_m | سرعت موشک، m/s |

علائم یونانی

| | |
|------------|---------------------------|
| α | زاویه حمل، rad |
| δ_c | فرمان انحراف بالک، rad |
| δ | مقدار انحراف بالک‌ها، rad |

۱- مقدمه

روش‌های کنترل تطبیقی، بی‌شک یکی از پرکاربردترین روش‌های مورد استفاده در فرایندهایی با معادله‌های دینامیک نامعین و دارای عدم قطعیت است. روش‌های کنترل تطبیقی برمبنای مدل مرجع و مبتنی بر تئوری لیاپانف که علاوه بر تضمین پایداری حلقه بسته، عملکرد مناسب را براساس مدل مرجع مطلوب برآورده می‌کند، از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است. در کنترل پرواز، طراحی سیستم‌های کنترل اجسام پرنده از قبیل هواپیماها، فضاپیماها، بالگردهای بدون سرنشین و انواع موشک‌ها که سیستم‌هایی با معادله‌های دینامیک غیرخطی متغیر با زمان و دارای عدم قطعیت‌های ساختاری و پارامتری هستند، مورد بررسی قرار می‌گیرند، در این میان، رویکردهای کنترلی بسیاری در سیستم‌های کنترل اجسام پرنده برای دستیابی به پایداری و عملکرد مطلوب باتوجه به

دقت، سرعت و قابلیت‌های مانورپذیری جسم پرنده، در جهت غلبه و کم اثر کردن عدم قطعیت‌ها، خطای مدل‌سازی و... تحقق یافته است. از جمله این رویکردها، می‌توان روش‌های تطبیقی و مقاوم و نیز روش‌های هوشمند مبتنی بر سیستم‌های عصبی و فازی و یا ترکیبی از این روش‌ها اشاره کرد.

موشک‌ها دسته‌ای از اجسام پرنده هستند که به دلیل شرایط پروازی مختلف، مانند کاهش جرم در طول پرواز، تغییر ارتفاع و در نتیجه تغییر ضرایب‌های آیرودینامیکی، معادله‌های آن نامعین و دارای عدم قطعیت است. بنابراین استفاده از روش‌های تطبیقی و مقاوم در طراحی اتوپیلوت، به طوری که پارامترهای نامعلوم دینامیک موشک تخمین زده شود و متناسب با تغییر این پارامترها در دینامیک، پارامترهای اتوپیلوت نیز تغییر کند، ضروری به نظر می‌رسد. در مراجع [۱-۲] برای مود طولی موشک غیرخطی یک کنترل تطبیقی به‌روش گام به عقب^۱ و تخمین پارامترهای نامعین استفاده می‌شود و در مرجع [۳] کنترل فازی تطبیقی مبتنی بر تلفیق روش H_2 / H_∞ برای موشک غیرخطی ارائه شده است.

کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل، یکی از روش‌هایی مرسوم در کنترل غیرخطی است که تحقیقات بسیاری در این زمینه انجام گرفته است. از جمله آنها، می‌توان به خطی‌سازی تحلیلی سیستم‌های غیرخطی با استفاده از بسط سری تیلور برای پیش‌بین، خطای بین خروجی آتی مدل - مرجع و خروجی آتی سیستم اشاره کرد [۴]. در مرجع‌های [۵-۶] کنترل بهینه پیش‌بین سیستم‌های غیرخطی در حالت آفین^۲ و در مرجع‌های [۷-۸] کنترل‌کننده‌ی پیش‌بین تطبیقی سیستم‌های غیرخطی کلی با استفاده از روش خطای افزوده ارائه شده است. در این مقاله، یک الگوریتم پیش‌بین برمبنای تقریب‌گر عصبی در سیستم‌های غیرخطی ارائه می‌شود که در مقایسه با روش ارائه شده در مرجع‌های [۷-۸] در تقابل با تغییر پارامترهای نامعین سیستم غیرخطی، عملکرد به‌مراتب بهتری دارد. سپس از این روش در طراحی سیستم کنترل موشک STT از آن استفاده شده است و عملکرد آن، مورد

1- Backstepping
2- Affine

دهد. برای مدل موشک STT مورد بحث در این مقاله یک کنترل تطبیقی به روش جابجایی قطب و مبتنی بر جدول‌بندی بهره در مرجع [۱۹] طراحی شده است. در مرجع [۲۰] نیز کنترل به‌روش خطی‌سازی بازخورد^۲ و مبتنی بر تقریب و در مرجع [۲۱] یک روش کنترل مقاوم برای همین مدل موشک ارائه می‌شود. اما در این مقاله، سیستم کنترل تطبیقی مدل-مرجع پیش‌بین مبتنی بر مدل برای موشک STT طراحی می‌شود و توابع غیرخطی نامعین دینامیک موشک که در قانون کنترل ایده‌آل ظاهر می‌شوند، با استفاده از تقریب‌گر عصبی به‌طور غیرمستقیم تقریب زده می‌شود. طراحی قانون کنترل ایده‌آل از روش پیش‌بین بر مبنای تقریب بسط تیلور خروجی انجام می‌گیرد.

۲- تبیین مسئله و معادله‌های دینامیکی موشک

معادله‌های دینامیک مود طولی موشک STT که با بالک‌های انتهایی کنترل می‌شود، با فرض‌هایی از قبیل ثابت بودن جرم موشک و ... به دو نیرو و یک گشتاور کاهش می‌یابد [۲۲]:

$$\begin{aligned} F_x &= QSC_D, \\ F_y &= QSC_n, \\ M_z &= QSC_m. \end{aligned} \quad (1)$$

رابطه‌های ضریب‌های آیرودینامیکی به‌صورت زیر است:

$$\begin{aligned} C_n &= a_n \alpha + b_n \alpha |\alpha| + c_n (2 - M/3) \alpha + d_n \delta, \\ C_m &= a_m \alpha + b_m \alpha |\alpha| + c_m (-7 + 8M/3) + d_m \delta, \\ C_D &= -0.3, \\ C'_n(\alpha) &= C_n(\alpha, 0). \end{aligned} \quad (2)$$

معادله‌های حالت به‌دست آمده از رابطه‌ی (۱) پس از محاسبات و مرتب‌سازی به‌شکل زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \cos(\alpha) k_\alpha M^2 C'_n(\alpha) / V_m + q, \\ \dot{q} &= k_q M^2 C_m(\alpha, \delta), \\ \dot{\eta} &= k_\eta M^2 C'_n(\alpha). \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن، α, q, η متغیرهای حالت و η خروجی (شتاب نرمال) است. پارامترهای ثابت در رابطه‌های فوق عبارت است از:

$$\begin{aligned} k_\alpha &= 0.7 p_0 s / m, \\ k_q &= 0.7 p_0 s d / m, \\ k_v &= C_a k_\alpha, \\ k_\eta &= 0.7 p_0 s / gm. \end{aligned} \quad (4)$$

دینامیک عملگر با معادله‌ی دیفرانسیل مرتبه‌اول با فرکانس

بررسی قرار می‌گیرد. موشک STT که در این تحقیق مورد بحث است، معادله‌های دینامیکی آن به‌صورت آفین قابل بازنویسی است. اگر توابع موجود در مدل آفین را نامعین (که به‌واسطه وابستگی به پارامترهای نامعین و متغیر با زمان مانند عدد ماخ، زاویه‌ی حمله و... این فرض صحیح است) فرض کنیم، می‌توان با استفاده از تئوری تقریب توابع نامعین قانون کنترل را تقریب زد، این روش تقریب غیرمستقیم نامیده می‌شود.

قابلیت بالای تقریب‌گری شبکه‌های عصبی باعث شده که تحقیق‌های زیادی در زمینه‌ی کاربرد آنها در شناسایی و کنترل فرآیندها انجام شود [۹-۱۰]. قدرت یادگیری و تعمیم، همگرایی سریع، مقاوم بودن و سادگی ساختار شبکه‌های عصبی باعث شده است که نامزد خوبی برای کنترل فرآیندهای غیرخطی باشند، حتی هنگامی که هیچ‌گونه اطلاعاتی از درون سیستم نداریم، شبکه‌های عصبی می‌توانند مدل سیستم را تقریب بزنند [۱۱-۱۲]. در مرجع [۱۳] نشان داده شده است که این نوع شبکه‌های عصبی، قادرند هر تابع غیرخطی را با دقت دلخواه تقریب بزنند. همچنین در مرجع [۱۴] اثبات شده است که شبکه‌های عصبی RBF (با توابع پایه‌ی شعاعی) تقریب‌گرهای کلی هستند. مشابه شبکه‌های عصبی RBF، شبکه‌های عصبی موج‌دار خود بازگشتی (SRWNN) دارای خاصیت تقریب‌گری هستند [۱۵]. یکی از نقص‌های مهم شبکه‌های عصبی آن است که برای آموزش آنها، باید اطلاعات عددی به‌اندازه‌ی کافی وجود داشته باشد [۱۶-۱۷]. از آنجایی که شبکه‌های عصبی قابلیت لازم برای تقریب با دقت بالای توابع پیوسته غیرخطی را داراست، می‌تواند به‌همراه کنترل تطبیقی و مقاوم برای رفع مشکلات آنها به‌کار رود [۱۸].

همان‌طور که اشاره شد، شبکه‌های عصبی (NN) در شناسایی، تقریب و کنترل سیستم‌هایی که اطلاعات دقیق از مدل آنها وجود ندارد، کاربردهای بسیاری دارد. بنابراین از شبکه‌های عصبی می‌توان در کنترل پرواز به‌عنوان تقریب‌گر که توابع نامعین معادله‌های دینامیکی را به‌صورت به‌هنگام^۱ تقریب زده و کنترل‌کننده‌ی تطبیقی که پارامترهای آن متناظر با تغییر شرایط پرواز است، به‌صورت به‌هنگام تغییر

فرضیات زیر در سیستم غیرخطی رابطه‌ی (۷) مفروض است:
 ۱- سیستم غیرخطی نسبت به زمان تا مرتبه‌ی دلخواه مشتق‌پذیر است. این فرض به این معنی است که سیستم غیرخطی را می‌توان توسط بسط تیلور با دقت دلخواه تقریب زد و
 ۲- $f(0,0) = 0$ این فرض به این معنی است که نقطه‌ی مبدأ، نقطه‌ی تعادل سیستم غیرخطی در حالت ورودی صفر است.

با فرض برآورده‌شدن مفروضات فوق، خروجی آتی سیستم از دیدگاه پیش‌بین تا مرتبه‌ی $r > \mu$ (μ مرتبه‌ی نسبی سیستم غیرخطی است) با سری تیلور تقریب زده می‌شود. مرتبه‌ی بسط تیلور r ، حداقل برابر مرتبه‌ی نسبی سیستم غیرخطی انتخاب می‌شود. بنابراین خروجی سیستم غیرخطی از دیدگاه پیش‌بین به صورت رابطه‌ی زیر است:

$$y(t + \tau) \cong y(t) + \tau \dot{y}(t) + \dots + \frac{\tau^r}{r!} y^{[r]}(t),$$

$$T_1 \leq \tau \leq T_2,$$

$$y(t + \tau) \cong \tau Y(t), \quad (8)$$

$$\tau_1 = \left[1 \quad \tau \quad \dots \quad \frac{\tau^r}{r!} \right],$$

$$Y(t) = \left[y^{[0]}(t) \quad y^{[1]}(t) \quad \dots \quad y^{[r]}(t) \right]^T.$$

پس از بسط تیلور خروجی آتی سیستم غیرخطی و مدل - مرجع، خطای ردیابی به صورت زیر تقریب زده می‌شود:

$$e(t + \tau) = y(t + \tau) - y_r(t + \tau),$$

$$e(t + \tau) \cong \tau_1(Y(t) - Y_r(t)). \quad (9)$$

تابع هزینه‌ی بهینه‌گی مورد نظر توسط رابطه‌ی (۱۰) بیان می‌شود [۴]:

$$J = \frac{1}{2} \int_{T_1}^{T_2} e(t + \tau)^2 d\tau,$$

$$J \cong \frac{1}{2} \int_{T_1}^{T_2} (Y(t) - Y_{ref}(t))^T \tau_1^T \tau_1 (Y(t) - Y_{ref}(t)) d\tau,$$

$$J \cong \frac{1}{2} (Y(t) - Y_{ref}(t))^T \int_{T_1}^{T_2} \tau_1^T \tau_1 d\tau (Y(t) - Y_{ref}(t)), \quad (10)$$

$$J \cong \frac{1}{2} (Y(t) - Y_{ref}(t))^T \Lambda (Y(t) - Y_{ref}(t)),$$

$$\Lambda = \int_{T_1}^{T_2} \tau^T \tau d\tau.$$

در رابطه‌ی (۸)، تقریب خروجی سیستم غیرخطی با استفاده از بسط تیلور تا مرتبه‌ی r بسط داده شده است. اگر تمام مرتبه‌های y از $y^{[1]}$ تا $y^{[r]}$ محاسبه شود، حداکثر

گوشه ω_n توصیف می‌شود. معادله‌های رابطه‌ی (۳) را می‌توان به شکل رابطه‌ی (۵) بازنویسی کرد.

$$\dot{\delta}(t) = -\omega_n \delta(t) + \omega_n \delta(t),$$

$$f_1(x, \theta) = \cos(\alpha) k_q M^2 C_n'(\alpha) / V_m,$$

$$g(x, \theta, u) = k_q M^2 C_m(\alpha, \delta), \quad (5)$$

$$g(x, \theta, u) = k_q M^2 [a_m \alpha^3 + b_m \alpha |\alpha| + c_m (-7 + 8M/3)\alpha] + k_q M^2 d_m \delta,$$

$$g(x_1, \theta, u) = g_1(x_1, \theta) + g_2(\theta)u,$$

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1, \theta) + x_2, \\ \dot{x}_2 = g_1(x_1, \theta) + g_2(\theta)u, \\ y = h(x_1, \theta). \end{cases}$$

این معادله‌های دینامیکی موشک، نامعین و متغیر با زمان هستند. دلیل آن، تغییر سرعت و ارتفاع موشک بر حسب زمان است که موجب تغییر عدد ماخ و فشار دینامیکی می‌شود. تغییر عدد ماخ باعث تغییر ضریب‌های آیرودینامیکی مطابق رابطه‌ی (۲) و تغییر فشار دینامیکی باعث تغییر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی رابطه‌ی (۱) (حتی در صورتی که ضریب‌های آیرودینامیکی ثابت باشند) می‌شود. بنابراین در معادله‌های دینامیکی موشک تابع‌های f_1 و g_1, g_2, h تابع‌های نامعین و متغیر با زمان هستند که در شرایط مختلف پروازی تغییر می‌کنند.

از طرفی این معادله‌های غیرخطی، قابل خطی‌سازی بازخورد بوده و دینامیک داخلی نیز ندارد و به شکل رابطه‌ی (۶) که در آن پارامتر نامعین θ عدد ماخ است، قابل بازنویسی است.

$$\dot{x}_1 = x_2,$$

$$\dot{x}_2 = F(x_1, x_2, \theta) + G(x_1, \theta)u, \quad (6)$$

$$y = x_1,$$

$$y^{[2]} = F(y, \dot{y}, \theta) + G(y, \theta)u.$$

باید توجه داشت توابع F و G نیز توابعی نامعین و متغیر با زمان خواهد بود.

۳- طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل - مرجع

به‌طور کلی سیستم غیرخطی تک ورودی-تک خروجی را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت که در آن $x \in R^n, u \in R, y \in R$ است:

$$\dot{x}^*(t) = f(x, u),$$

$$y = h(x), \quad (7)$$

$$x(0) = x_0.$$

$$N = \text{diag} \left\{ T_2^{-(\mu+1)}(\mu+1), T_2^{-(\mu+2)}(\mu+2), \dots, T_2^{-r}r \right\},$$

$$M_n^{-1} M_m \text{diag} \left\{ 1, T_2, \dots, \frac{T_2^\mu}{\mu!} \right\},$$

$$M_m = \begin{bmatrix} 1 - \frac{T_1^{\mu+1}}{T_2} & \dots & 1 - \frac{T_1^{2\mu+2}}{T_2} \\ \mu+2 & \dots & 2\mu+2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 - \frac{T_1^{r+1}}{T_2} & \dots & 1 - \frac{T_1^{\mu+1}}{T_2} \\ r+1 & \dots & r+\mu+1 \end{bmatrix},$$

$$M_n = \begin{bmatrix} 1 - \frac{T_1^{2\mu+3}}{T_2} & \dots & 1 - \frac{T_1^{2\mu+2}}{T_2} \\ 2\mu+3 & \dots & r+\mu+2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 - \frac{T_1^{r+1}}{T_2} & \dots & 1 - \frac{T_1^{\mu+1}}{T_2} \\ r+\mu+1 & \dots & 2r+1 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

جایگذاری مشتق قانون کنترل در معادله‌های (۱۳)

دینامیک خطا به صورت رابطه‌های زیر به دست می‌آید:

$$y^{[\mu+1]}(t) - y_{ref}^{[\mu+1]}(t) + KM_\mu(t) = 0. \quad (15)$$

مرتبه‌ی نسبی معادله‌های حالت دینامیک موشک در رابطه‌ی (۱) برابر ۲ است ($\mu = 2$). بنابراین آنچه گفته شد با $\mu+1$ بار مشتق‌گیری متوالی از خروجی، معادله‌ها در فضای حالت به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= x_3, \\ \dot{x}_3 &= f(x_1, x_2, u, \theta) + g(x_1, x_2, \theta)u, \\ y &= x_1, \\ y^{[3]} &= f(y, \dot{y}, \ddot{y}, u, \theta) + g(y, \dot{y}, \theta)u. \end{aligned} \quad (16)$$

۴- تقریب غیرمستقیم قانون کنترل و طراحی کنترل

کننده تطبیقی پیش‌بین مبتنی بر مدل

همان‌طوری که اشاره شد، قانون کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} y^{[\mu+1]}(t) &= f(x, u) + g(x, u)u(t), \\ \dot{u}(t) &= \frac{1}{g(x, u)}(-f + y_r^{[\mu+1]} - KE), \end{aligned} \quad (17)$$

$$E = \begin{pmatrix} y(t) - y_r(t) \\ \dot{y}(t) - \dot{y}_r(t) \\ \dots \\ y^{[\mu]}(t) - y_r^{[\mu]}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} e(t) \\ \dot{e}(t) \\ \dots \\ e^{[\mu]}(t) \end{pmatrix}.$$

مرتبه‌ی u که ظاهر می‌شود، برابر $r - \mu$ است.

$$u(t + \tau) = \tau u_1, \quad (11)$$

$$u_1 = \begin{bmatrix} \dot{u}(t) & \dots & u^{[r-\mu]}(t) \end{bmatrix}^T.$$

از طرفی بنا به قضیه‌ای که اثبات آن در مرجع [۴] آمده است، قانون کنترل بهینه از رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود:

$$\frac{\partial J}{\partial u_1} = 0,$$

$$u_1 = \begin{bmatrix} \dot{u}(t) & \dots & u^{[r-\mu]}(t) \end{bmatrix}^T, \quad (12)$$

$$u(t) = \int \dot{u}(t) d\sigma.$$

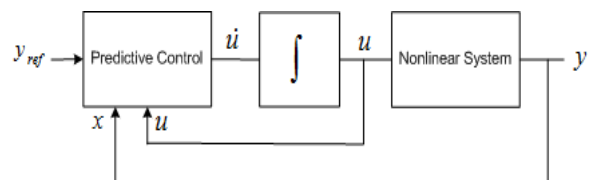
که در آن مشتق قانون کنترل به صورت زیر است:

$$\dot{u}(t) = -(D_u D_{f_x}^\mu h(x))^{-1} (KM_\mu(t) + D_{f_x}^{\mu+1} h(x) - y_{ref}^{[\mu+1]}(t)),$$

$$y^{[\mu+1]}(t) = D_{f_x}^{\mu+1} h(x) + (D_u D_{f_x}^\mu h(x))u(t),$$

$$M_\mu(\sigma) = \begin{bmatrix} h(x) - y_{ref}(x) \\ D_{f_x} h(x) - \dot{y}_{ref}(x) \\ \dots \\ D_{f_x}^\mu h(x) - y_{ref}^{[\mu]}(\sigma) \end{bmatrix}. \quad (13)$$

دینامیک رابطه‌ی (۱۳) مشابه دینامیک مطرح شده در مباحث کنترل غیرخطی بعد از اعمال خطی‌سازی بازخورد در سیستم‌های غیرخطی است. با این تفاوت که در بررسی روش پیش‌بین از دیدگاه خطی‌سازی بازخوردی یک‌بار بیشتر از درجه‌ی نسبی، یعنی هنگامی که در مشتق‌گیری‌های متوالی ورودی کنترل ظاهر می‌شود، مشتق می‌گیریم و در عین حال قانون کنترل با حداقل کردن خطای پیش‌بینی به دست می‌آید. شکل ۱ بلوک دیاگرام مربوط به کنترل پیش‌بین سیستم غیرخطی را نشان می‌دهد. ضریب‌های K از عناصر سطر اول ماتریس تشکیل شده N در رابطه‌ی (۱۴) به دست می‌آید.



شکل (۱): ساختار کنترل کننده پیش‌بین مبتنی بر مدل سیستم غیرخطی.

ورودی‌های معلوم تقریب‌گر عصبی بردار X و دارای بعد $\mu + 1$ است که می‌تواند از میان متغیرهای حالت، قانون کنترل، مشتق قانون کنترل و یا عناصر بردار خطای E انتخاب شود. دیگر ورودی‌های تقریب‌گر NN خطی پارامتریزه مانند m, σ, V_Δ ، مقادیر معلوم و ثابت هستند. اگر n_q تعداد نرون‌ها و ضریب‌های وزن فرض شود، رابطه‌ها و ابعاد سایر متغیرها و پارامترهای تقریب‌گر به صورت زیر خواهد بود:

$$\hat{\Delta} = w_f^T \zeta(X, V_\Delta^T) \quad w_f, \zeta \in R^{n_q \times 1}, V_\Delta^T \in R^{n_q \times n}, \quad (23)$$

$$\xi(X, V_\Delta^T) = \exp(-(\hat{V}_\Delta^T X - m) / \sigma)^2 \quad X \in R^{n \times 1},$$

$$\dot{w}_f = \gamma E^T P B \xi(X, \hat{V}_\Delta^T) - \gamma \|E\| \dot{w}_f \quad m, \sigma \in R^{n_q \times 1}.$$

تابع نامعین $\Delta(x, u, \dot{u})$ در رابطه‌ی (۱۸) تابعی از متغیرهای حالت سیستم شامل زاویه، نرخ فراز، ورودی کنترل و مشتق ورودی کنترل است. اگر فرض شود که تمام متغیرهای حالت در دسترس باشند، می‌توان از متغیرهای حالت به‌عنوان ورودی تقریب‌گر استفاده کرد. اما در عمل، چنین شرایطی برقرار نیست و تنها با استفاده از حسگرهای شتاب‌سنج و جای‌روی برخی می‌توان خروجی سیستم، یعنی شتاب جانبی و متغیر حالت نرخ فراز را اندازه‌گیری کرد. بنابراین از ورودی کنترل، خروجی سیستم و نرخ فراز می‌توان به‌عنوان عناصر بردار ورودی تقریب‌گر عصبی که بعد آن ۳ است، استفاده کرد. در مرجع [۲۳] نامعینی‌ها با یک شبکه عصبی خطی پارامتریزه شده، تقریب زده شده و ورودی شبکه‌ی عصبی شامل خروجی و مشتق‌های تقریبی خروجی است. در مرجع [۱۸] به‌جای تقریب زدن مشتق‌های خروجی، خطای خروجی به تقریب‌گر شبکه‌ی عصبی اعمال شده است.

بنابر مباحث فوق ورودی تقریب‌گر عصبی در حالت خطی پارامتریزه به صورت زیر انتخاب می‌شوند:

$$\hat{\Delta} = w_f^T \zeta(X, V_\Delta^T), w_f, \zeta \in R^{n_q \times 1}, V_\Delta^T \in R^{n_q \times 3}, \quad (24)$$

$$X = [x_2, y, u]^T, X \in R^{3 \times 1}.$$

شکل ۲ ساختار کنترل کننده‌ی تطبیقی پیش‌بین مبتنی بر مدل غیرخطی با استفاده از تقریب‌گر شبکه‌ی عصبی را نشان می‌دهد.

با فرض نامعین بودن توابع $f(x, u), g(x, u)$ و در نظر گرفتن تابع معین $g_n(x, u)$ معادله‌ها به صورت زیر تبدیل می‌شوند:

$$y^{[\mu+1]} = \underbrace{f(x, u) + (g(x, u) - g_n(x, u))\dot{u}}_{\Delta} + g_n(x, u)\dot{u}, \quad (18)$$

$$y^{[\mu+1]} = g_n(x, u)\dot{u} + \Delta(x, u, \dot{u}),$$

$\dot{u} = \frac{1}{g_n(x, u)}(y_m^{[\mu+1]} - KE - \hat{\Delta}) = g_n^{-1}(x, u)(y_m^{[\mu+1]} + \dot{u}_{dc} + \dot{u}_{ad})$. معادله‌های تخمین $\Delta(x, u, \dot{u})$ در روش تقریب قانون کنترل بدون در نظر گرفتن نوع ساختار تقریب‌گر را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$\Delta = w^T \zeta(X) + \varepsilon, \quad (19)$$

$$\hat{\Delta} = \hat{w}^T \zeta(X)$$

که در آن، ε مقدار خطای تقریب و بردار X ورودی تقریب‌گر است. تابع نامعین $\Delta(x, u, \dot{u})$ در رابطه‌ی (۱۸) به صورت برخط^۱ تقریب زده شده و متناسب با تغییر توابع نامعین موشک، مشتق قانون کنترل و به تبع آن قانون کنترل به روز شده است و رفتار سیستم حلقه‌بسته را اصلاح می‌کند. دینامیک خطا با جایگذاری مشتق قانون کنترل در معادله‌ی دینامیکی (۱۸) به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} \dot{E} &= A E + B(\tilde{\Delta}), \\ \dot{E} &= A E + B(\tilde{w}_f^T \zeta(X) + \varepsilon), \\ \tilde{w}_f &= w_f - \hat{w}_f, \end{aligned} \quad (20)$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -k_0 & -k_1 & -k_3 & \dots & -k_\mu \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

قاعده‌ی تطبیق پارامترها را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت [۹]:

$$\dot{\hat{w}}_f = \gamma E^T P B \zeta - \gamma \|E\| \hat{w}_f. \quad (21)$$

ابعاد ماتریس P به صورت $P \in R^{\mu+1} \times R^{\mu+1}$ بوده و از معادله‌ی لیاپانف (۲۲) محاسبه می‌شود:

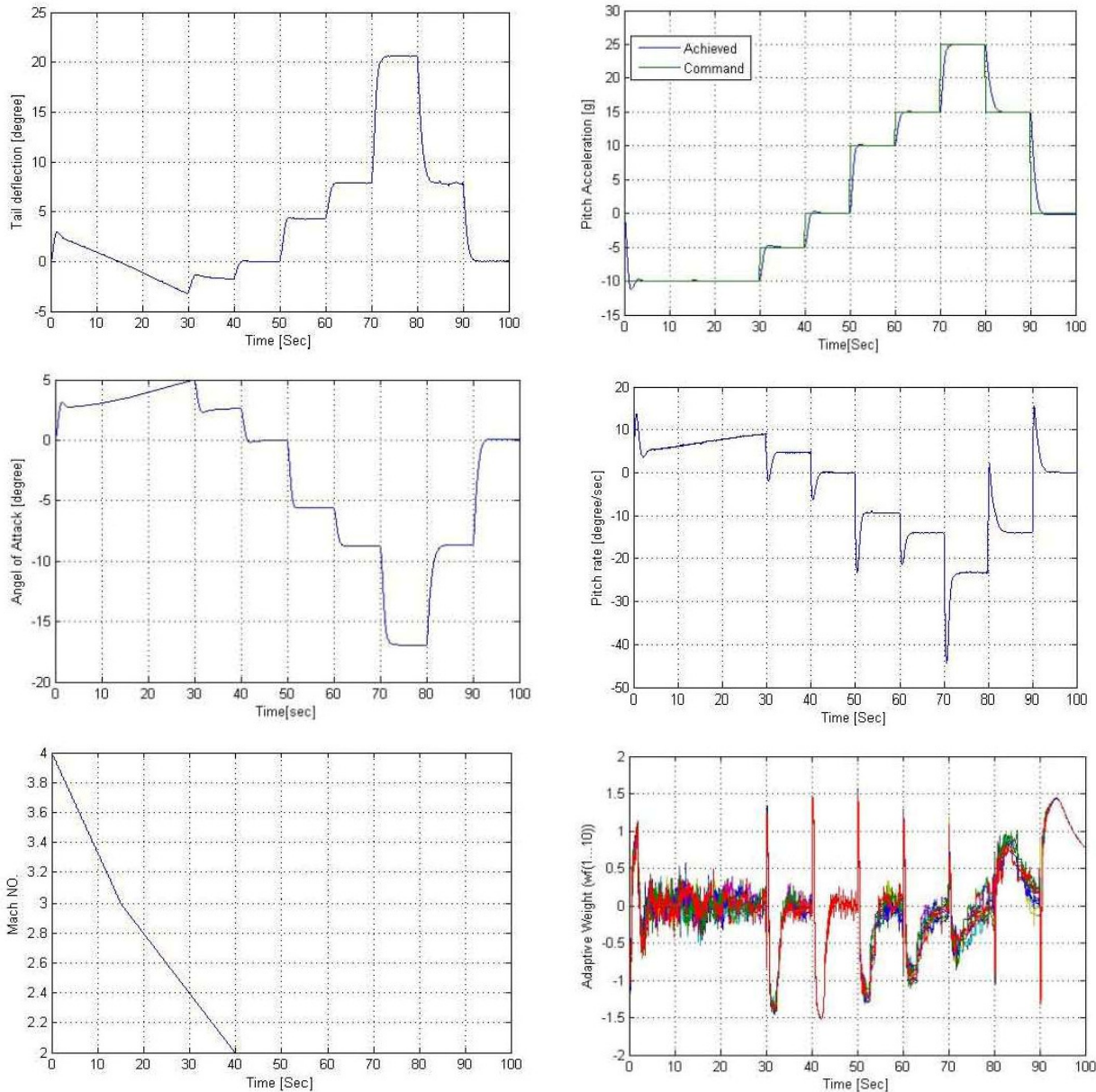
$$A^T P + PA = -Q. \quad (22)$$

برای تقریب تابع نامعین $\Delta(x, u, \dot{u})$ در معادله‌های دینامیک از شبکه عصبی خطی پارامتریزه که معادله‌های آن به صورت رابطه‌ی (۲۳) است، استفاده می‌شود. در این رابطه‌ها

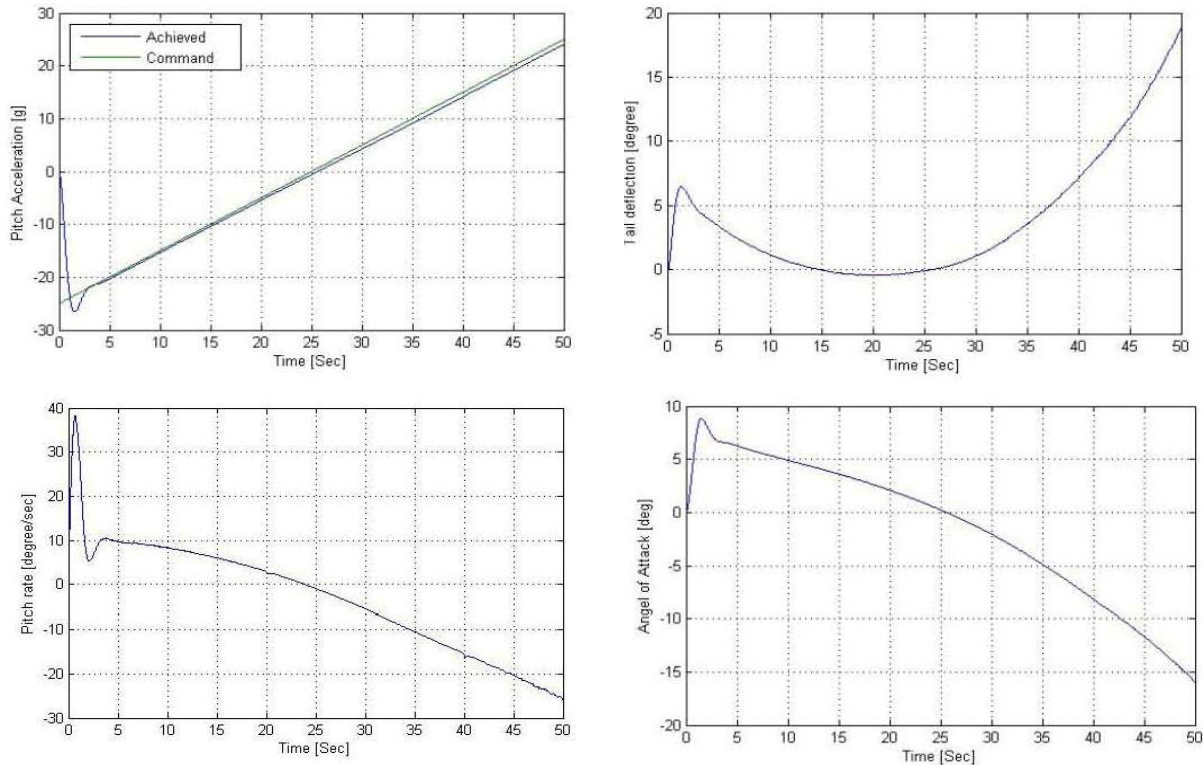
۶- نتیجه‌های شبیه‌سازی

در شبیه‌سازی سیستم غیرخطی با کنترل‌کننده‌ی تطبیقی پیش‌بین مبتنی بر تقریب‌گر عصبی خطی پارامتریزه شده، مقادیر اولیه حالت‌ها $x(0)=[0,0]^T$ و پارامتر نامعین عدد ماخ به صورت $2 \leq M \leq 4$ که دربرگیرنده‌ی محدوده‌ی تغییرات این پارامتر است، فرض می‌شود. پارامترهای ثابت کنترل‌کننده‌ی مبتنی بر شبکه‌ی عصبی، در رابطه‌ی (۲۱) به صورت $\gamma=100, \gamma_1=0.5$ انتخاب می‌شوند.

در شکل ۳ ردیابی ورودی شتاب به صورت پله و در شکل ۴ ردیابی ورودی شتاب به صورت شیب نشان داده شده است. همان‌طوری که در نتیجه‌های شبیه‌سازی شکل‌های ۳-۴ ملاحظه می‌شود، ردیابی ورودی مرجع به خوبی انجام می‌گیرد و حداکثر فراجهش کمتر از ۱۰٪ است. حالت‌های سیستم شامل زاویه‌ی حمله و نرخ فراز به نسبت سریع میرا شده است و دامنه‌ی آنها محدود می‌مانند. سیستم حلقه بسته زمان نشست مطلوبی دارد و خطای ماندگار نیز کم است.



شکل (۳): پاسخ سیستم حلقه‌بسته‌ی موشک STT با کنترل تطبیقی مدل - مرجع پیش‌بین مبتنی بر تقریب به ورودی مرجع پله.



شکل (۴): پاسخ سیستم حلقه‌بسته‌ی موشک STT با کنترل تطبیقی مدل - مرجع پیش‌بین

مبتنی بر تقریب به ورودی مرجع شیب.

جرم موشک در طول پرواز به‌دست می‌آید. با توجه به قابلیت شبکه‌های عصبی در تقریب توابع نامعین استفاده از مدل‌های غیرخطی کامل‌تر موشک که تغییر جرم در آن لحاظ شود، می‌تواند توانایی این روش‌های کنترلی مبتنی بر تقریب را بیش از پیش نشان دهد.

در ادامه برای کارهای بعدی می‌توان از سایر تقریب‌گرها مانند تقریب‌گر مبتنی بر منطق فازی، سری فوریه و... بهره گرفت.

مراجع

1. Kim, S.H., Kim, Y.S., and Song, Ch. "A Robust Adaptive Nonlinear Control Approach to Missile Autopilot Design", CNTL. Engr. Practic, Vol. 12, No. 2, pp. 149-154, 2004.
2. Ghaffari, A., Esmaili, A.A., and Nikkah-Bahrami, M. "Flight Control, Using Modified Backstepping Approach and a Non-linear Observer", Mechanic Aerospace J., Vol. 2, No. 1, pp. 55-67, 2006 (In Persian).

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، روش تطبیقی پیش‌بین مبتنی بر تقریب، برای طراحی سیستم کنترل موشک مورد استفاده قرار گرفت و از قابلیت شبکه‌های عصبی در تقریب توابع نامعین دینامیک موشک استفاده شده است. نتیجه‌های شبیه‌سازی نشان می‌دهد با وجود عدم قطعیت‌ها و متغیر با زمان بودن پارامترهای معادله‌های دینامیکی موشک ردیابی، ورودی مرجع به‌خوبی انجام می‌گیرد. اگرچه در شبیه‌سازی تنها پارامترهای نامعین متغیر با زمان تغییر می‌کنند، اما از آنجا که کل توابع نامعین در معادله‌های دینامیکی تقریب زده می‌شود، سیستم علاوه‌بر تقابل با عدم قطعیت‌های پارامتری در مواجهه با عدم قطعیت‌های ساختاری نیز مقاوم است. ورودی‌های تقریب‌گر پارامترهای قابل اندازه‌گیری توسط سنسورهای ناوبری بوده که از حیث عملی و پیاده‌سازی حائز اهمیت است. از طرف دیگر، معادله‌های دینامیکی موشک استفاده شده در این تحقیق، با فرضیاتی مانند ثابت بودن

- Vol. 23, No. 3, pp. 547–553, 2000.
14. Calise, A., Lee, S., and Sharma, M. “Development of a Reconfigurable Flight Control Law for a Tailless Aircraft”, *J. Guid., Control, Dynam.*, Vol. 24, No. 5, pp. 896–902, 2001.
 15. Narendra, K.S. and Parthasarathy, K. “Identification and Control of Dynamical Systems Using Neural Networks”, *IEEE Trans. Neural Netw.*, Vol. 1, No. 1, pp. 4–27, 1990.
 16. Wang, L.X. and Mendel, J.M. “Fuzzy Basis Functions, Universal Approximation, and Orthogonal Least Squares Learning”, *IEEE Trans. Neural Network.*, Vol. 3, No. 5, pp. 807–814, 1992.
 17. Gheng, Ch. and Hu, Ch.Ch. “Adaptive Fuzzy Controller for Nonlinear Uncertain System”, *IEEE Int.t Proc. and Manufacturing*, pp. 1131-1136, 1999.
 18. Kim, N. and Calise, A. “Several Extensions in Methods for Adaptive Output Feedback Control”, *IEEE Trans. On Neural Networks*, Vol. 18, No. 2, pp. 482-493, 2007.
 19. Mehrabian, A.R. and Roshanian, J. “Skid-to-Turn Missile Autopilot Design Using Scheduled Eigenstructure Assignment Technique”, *Proc. of I MECH E part G, J. of Aerospace Eng.*, Vol. 220, No. 3, pp. 225-239, 2006.
 20. Tsourdos, A. and White, B. “Control Flight Control Design for Nonlinear Missile”, *Control. Eng. Practice*, Vol. 13, No. 3, pp. 374-382, 2005.
 21. Reichert, R.T., “Robust Autopilot Design Using Mu- Synthesis”, In *Proc. ACC, American Control Conf.*, pp. 1368-2373, 1990.
 22. Devaud, E., Siguerdidjane, H., and Font, S. “Some Control Strategies for a High Angle Attack Missile Autopilot”, *CNTL. ENGN. Practice*, Vol. 9, No. 8, pp. 885-892, 2000.
 23. Hovakimyana, N., Yang, B. J., and Calise, A.J. “Adaptive Output Feedback Control Methodology Applicable to Non-Minimumphase Nonlinear Systems”, *Automatica* Vol. 42, No. 4, pp. 513 – 522, 2006.
 3. Chen, Y.Y., Chen, B.S., and Shi Tseng, Ch. “Adaptive Fuzzy Mixed Control Lateral Control of Nonlinear Missile Systems”, *IEEE Int. Conf. on Fuzzy Systems*, Vol. 1, pp. 512-516, 2003.
 4. Chen, W.H. “Predictive Control of General Nonlinear Systems using Approximation”, *IEEE Proc. CNTL Theo. App.*, Vol. 151, No. 2, 2004.
 5. Chen, W.H. “Analytic Predictive Controller for Nonlinear Systems with Ill-defined Relative Degree”, *IEEE Proc. CNTL. Theo. Appl.*, Vol. 148, No. 1, pp. 6-9, 2001.
 6. Basic, M., Cannon, M., and Kouvaritakis, B., “Feedback Linearization Constrained NMPC for Input Affine Nonlinear Systems”, *IEE Proc. Theo. Appl.*, Vol. 152, No. 3, pp. 259-265, 2005.
 7. Mrabet, M., Fnaiech, F., and Al-Haddad, K. “Convergence Analysis of a Nonlinear Predictive Adaptive Controllers”, *IEEE ISIE, Canada*, Vol. 1, pp. 405-410, 2006.
 8. Marbet, M., Fnaiech, F., and Al-Haddad, K. “Nonlinear Predictive Adaptive Controllers for General Nonlinear Systems”, *IEEE ISIE'04, Ajaccio, France*, Vol. 1 pp.453-458, 2004.
 9. French, M., Szepaesvari, C., and Rogers, E. “Performance of Nonlinear Approximate Adaptive Controllers”, *West Sussex, England: Wiley*, 2003.
 10. Shaochenga, T., Binb, Ch., and Yongfuc, W. “Fuzzy Adaptive Output Feedback Control for MIMO Nonlinear Systems”, *Elsevier, Fuzzy Sets and Sys.s, Elsevier*, Vol. 156, No. 2, pp. 285–299, 2005.
 11. Phan, Ph.A. and Gale, T. “Two-Mode Adaptive Fuzzy Control with Approximation Error Estimator”, *IEEE Trans. On Fuzzy Sys.*, Vol. 15, No. 5, pp. 943-955, 2007.
 12. Barron, A. “Universal Approximation Bounds for Superpositions of a Sigmoidal Function,” *IEEE Trans. Inf Theory*, Vol. 39, No. 3, pp. 930–945, 1993.
 13. McFarland, M. and Calise, A. “Multilayer Neural Networks and Adaptive Control of Agile Anti-Air Missile”, *J. Guid, Control, Dynam.*,