

طراحی سیستم کنترل موشک به روش وارون دینامیک و شبکه‌ی عصبی

حسین نژادی دانشاد* (کارشناس ارشد)

سیدحسین ساداتی (استادیار)

بهرام سلطان محمد (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس تهران

مهندسی مکانیک شریف، (بهار ۱۳۹۳)
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۱۰-۳

در این نوشتار طراحی سیستم کنترل به روش‌های وارون دینامیک و شبکه‌ی عصبی برای یک موشک پدافند هوایی برد متوسط مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور، ابتدا با استفاده از روش وارون دینامیک با یک و دو حلقه‌ی پس‌خور، کنترل‌کننده‌ی طراحی شده است. سپس برای مقاوم‌سازی سیستم کنترل نسبت به نامعینی و دینامیک‌های مدل‌نشده، یک شبکه‌ی عصبی با لایه‌ی مخفی -- براساس نظریه‌ی پایداری لیاپانف -- به کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک طراحی شده با یک حلقه‌ی پس‌خور اضافه شده است. در ادامه، عملکرد سه سیستم کنترل طراحی شده با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها و تغییرات ضرایب آئرو دینامیکی بررسی و مقایسه شده است. از شبکه‌های عصبی برای تبدیل معکوس غیرخطی، که در خطی‌سازی پس‌خور کاربرد دارد، استفاده می‌شود. قانون سازگاری وزن‌های پایدار برای شبکه‌ی عصبی هم‌زمان به دست می‌آید. نتایج شبیه‌سازی شش درجه آزادی پرنده، بیان‌گر برتری سیستم کنترل عصبی نسبت دو کنترل‌کننده دیگر است. در بین سه کنترل‌کننده، عملکرد سیستم کنترل وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پس‌خور در پایین‌ترین جایگاه قرار می‌گیرد.

واژگان کلیدی: نظریه‌ی پایداری لیاپانف، کنترل‌کننده تطبیقی، سیستم کنترل غیرخطی، شبکه‌ی عصبی، وارون دینامیک.

۱. مقدمه

پیشرفت هواپیماهای جنگنده، منجر به چالش‌های جدیدی در طراحی سیستم‌های پدافندی شده است. ابداع پرنده‌های رادارگریز، تلاش برای ساخت موشک‌های سبک، کوچک و سریع را افزایش داده است. این امر به بروز مشکلات مختلف در کنترل مربوط به بدنه‌های نامتقارن و کاهش سطح مقطع کنترلی می‌انجامد. به‌طور مشابه، گسترش هواپیماهایی با مانورپذیری بالا منجر به گسترش پاکت پروازی موشک‌ها به کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک طراحی شده با یک حلقه‌ی پس‌خور در زوایای حمله‌ی بالا می‌شود. دینامیک موشک‌های سریع ماهیتاً غیرخطی و متغیر با زمان هستند. با توجه به مشکل بودن شبیه‌سازی شرایط واقعی پرواز، تقریب ضعیفی از دینامیک واقعی پرنده و ضرایب آئرو دینامیکی به دست می‌آید. بنابراین اطلاعات آئرو دینامیکی به دست آمده، نسبت به مدل واقعی، نامعینی و عدم قطعیت‌هایی دارند. این مسائل و مشکلات مشابه، به تلاش‌ها و تحقیقاتی به منظور جست‌وجوی شیوه‌های فراتر از کنترل‌های کلاسیک و مدرن حاکم بر روش‌های طراحی اتوپیلوت انجامید. نتیجه‌ی این فعالیت‌ها مطرح شدن روش‌های کنترل مقاوم، غیرخطی و هوشمند بود. بیشتر شیوه‌های کنترل غیرخطی مبتنی بر خطی‌سازی معادلات حرکت با استفاده از فیدبک

* نویسنده مسؤل

تاریخ: دریافت ۱۳/۱۰/۱۳۹۰، اصلاحیه ۲۸/۸/۱۳۹۱، پذیرش ۲۴/۱۰/۱۳۹۱.

خطی هستند. روش‌های شناخته شده در این زمینه، مانند خطی‌سازی با فیدبک و وارون دینامیک، به شدت وابسته به دانش و اطلاعات از جسم پرنده هستند. از جمله‌ی این روش‌ها می‌توان به شیوه‌ی وارون دینامیک^[۱] و روش خطی‌سازی با فیدبک^[۲] اشاره کرد. شیوه‌ی وارون دینامیک از قابلیت ترکیب با سایر روش‌ها برای کسب نتیجه‌ی بهتر برخوردار است. محققین به طراحی اتوپیلوتی برای یک موشک STT به روش وارون دینامیک تطبیقی پرداخته‌اند^[۳] و به کمک مدل مرجع، بهره‌های وارون دینامیک با دو حلقه‌ی داخلی و خارجی را تنظیم کرده‌اند. نتایج حاصل از مقایسه، حاکی از برتری کنترل‌کننده‌ی مذکور در مقایسه با کنترل کلاسیک است. با استفاده از «روش وارون دینامیک» یک سیستم کنترل برای موشک سریع پرواز طراحی شده،^[۴] سپس برای مقاوم‌کردن کنترل‌کننده در مقابل نامعینی و عدم قطعیت‌ها، یک بخش فازی به آن اضافه شده که به کمک آن اتوپیلوت عملکرد مطلوبی در برابر نامعینی‌ها ارائه داده است. تا پیش از دهه‌ی اخیر شیوه‌ی «جدول‌بندی بهره» روش غالب بر طراحی‌ها بود. در این روش به تعداد نقاط کاری موشک، کنترل‌کننده طراحی می‌شود؛ لذا روش فوق وقت‌گیر و پرهزینه است. محققین از این شیوه برای طراحی اتوپیلوت موشک استفاده کرده‌اند.^[۵-۸]

اخیراً شبکه‌های عصبی به‌عنوان ابزاری قدرتمند در توجیح عدم قطعیت‌های

مؤلفه‌های سرعت پرنده، چنین بیان می‌شوند: [۱۱]، [۱۰]

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (6)$$

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (7)$$

مؤلفه‌های سرعت پرنده در مختصات بدنه نیز مطابق معادله ۸ تعریف می‌شوند: [۱۱]، [۱۰]

$$\begin{cases} u = V \cos \alpha \cos \beta \\ v = V \sin \beta \\ w = V \sin \alpha \cos \beta \end{cases} \quad (8)$$

در این معادله‌ها F نشان‌گر نیرو؛ m نشان‌گر جرم؛ u ، v و w نشان‌گر مؤلفه‌های سرعت پرنده؛ p ، q و r نشان‌گر نرخ‌های زاویه‌یی؛ I نشان‌گر ممان اینرسی؛ φ ، θ و ψ نشان‌گر زوایای اوایلر؛ V نشان‌گر سرعت کلی پرنده؛ L ، M و N نشان‌گر گشتاور هستند.

۳. طراحی سیستم کنترل

در بین روش‌های طراحی کنترل‌کننده غیرخطی، شیوه‌ی وارون دینامیک را می‌توان در زمره قدرتمندترین روش‌ها دانست که به‌خصوص در دهه‌ی اخیر کاربرد بسیار گسترده‌یی داشته است. اساس این شیوه تقریب مدل خطی براساس وارون‌سازی است. در این نوشتار به طراحی سیستم کنترل براساس شیوه وارون دینامیک و شبکه‌ی عصبی خواهیم پرداخت که وظیفه‌ی آن با توجه به STT بودن موشک تحت مطالعه، تعقیب فرامین کنترل زوایای حمله و سرش جانبی در زاویه‌ی رول صفر است. [۱۲] به‌طور کلی یک دینامیک غیرخطی را می‌توان چنین بیان کرد: [۱۳]

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = Cx \quad (9)$$

y خروجی سیستم، x متغیر حالت، و C ضریبی ثابت است. حال از خروجی مشتق می‌گیریم تا ورودی u در آن ظاهر شود. معادلات خروجی حاصل را چنین می‌نویسیم: [۱۳]

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)u \quad (10)$$

$$u = G(x)^{-1} [v - h(x)] \quad (11)$$

که در آن v دینامیک مطلوب سیستم حلقه‌بسته است. زمانی که هدف سیستم کنترل «تعقیب» باشد، پارامتر v مطابق رابطه‌ی ۱۲ انتخاب می‌شود: [۱۳]

$$v = x^{(n)} - k_1 e - k_2 \dot{e} - \dots - k_{n-1} e^{(n-1)} \quad (12)$$

که در آن $x^{(n)}$ مشتق n ام متغیر حالت x ، e خطای تعقیب، k بیان‌گر یک بهره‌ی ثابت، و x شامل زوایای حمله، سرش جانبی و رول است.

۱.۳. سیستم کنترل وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پس‌خور

معادله‌ی ۱۲ را می‌توان برحسب مشتقات مرتبه‌ی اول x ، چنین نوشت:

$$v = \dot{x} + k(x_c - x) \quad (13)$$

که در آن x_c مقدار سیگنال فرمان است. در این صورت دینامیک موشک به دو بخش سریع و آهسته تقسیم می‌شود. دینامیک سریع شامل حالت‌های p ، q و r ، و دینامیک

دینامیک پرنده مطرح شدند. آموزش برخط (آن‌لاین) و قابلیت تقریب مناسب توسط آن، شبکه‌ی عصبی را به‌گزینه‌ی مناسب برای این منظور بدل ساخته است. مقایسه‌ی کنترل‌کننده‌ی عصبی با روش جدول‌بندی بهره برای یک موشک BTT [۹] نشان از برتری کنترل‌کننده‌ی عصبی نسبت به روش جدول‌بندی بهره در برخورد با نامعینی‌ها دارد. در روش وارون دینامیک، تعداد حلقه‌های پس‌خور با توجه به مرتبه‌ی سیگنال ورودی تعیین می‌شود که به‌طور مستقیم در کارایی و عملکرد سیستم تأثیرگذار است. در این نوشتار ابتدا به دو روش نسبت به طراحی سیستم کنترل با استفاده از وارون دینامیک اقدام شده است. سپس به کنترل‌کننده با یک حلقه‌ی پس‌خور، شبکه‌ی عصبی با یک لایه‌ی مخفی مینیمال، برکنترل تطبیقی مستقیم به آن اضافه می‌شود. در بخش دوم، معادلات حرکت موشک بیان می‌شود و سپس طراحی سیستم کنترل به روش وارون دینامیک بررسی می‌شود. در نهایت، به کنترل‌کننده‌ی طراحی شده با یک حلقه‌ی پس‌خور، شبکه‌ی عصبی اضافه خواهد شد. شبکه‌ی عصبی عهده‌دار وظیفه‌ی بهبود خطی‌سازی به‌صورت تطبیقی با حذف خطای تقریب و مقاوم‌سازی سیستم نسبت به نامعینی‌ها و اغتشاشات است. شبکه‌ی طراحی شده با الگوریتم آموزش برخط (آن‌لاین) حاصل از نظریه‌ی پایداری لیاپانف تکمیل می‌شود. در نتیجه به یک اتوپیلوت ترکیبی دست می‌یابیم که از مزایا و کارایی کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک، عصبی و تطبیقی برخوردار است. در نهایت برای ارزیابی عملکرد سیستم کنترل طراحی شده، با انجام شبیه‌سازی روی یک موشک دومرحله‌یی پدافند هوایی، نتایج حاصله ارائه می‌شود.

۲. معادلات حرکت

برای بررسی رفتار پرنده و عملکرد کنترل‌کننده، به مدلی از پرنده نیاز داریم. مدل موشک به‌کمک معادلات حرکت و با استفاده از قوانین حرکت نیوتن به دست می‌آید، که مجموع نیروها و گشتاورهای خارجی را با شتاب‌های خطی و زاویه‌یی سیستم یا بدنه مرتبط می‌سازند. بر همین اساس، مجموعه معادلات نیرو (رابطه‌ی ۱)، گشتاور (رابطه‌ی ۲) و زوایای اوایلر (روابط ۳ تا ۵) عبارت خواهد بود از: [۱۰]

$$\begin{cases} \sum F_x = m(\dot{U} + WQ - VR) \\ \sum F_y = m(\dot{V} + UR - WP) \\ \sum F_z = m(\dot{W} + VP - UQ) \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \\ M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N = I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr \end{cases} \quad (2)$$

$$\dot{\varphi} = p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (4)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \varphi + r \cos \varphi) \sec \theta \quad (5)$$

ضرایب نیروها و ممان‌های آنوردینامیکی روی پرنده در حالت کلی، به‌دلیل وابستگی به زوایا، عدد ماخ، ارتفاع و انحراف‌های سطح کنترل، دارای توابع پیچیده‌یی هستند که در اینجا از ذکر آن خودداری شده است. زاویه‌ی حمله و سرش جانبی، برحسب

با استفاده از معادله ۲، روابط مربوط به حلقه‌ی داخلی چنین نوشته می‌شود:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = f_1 + g_1 \begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_q \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_q \\ \delta_r \end{bmatrix} = g_1^{-1}(v_1 - f_1) \quad (21)$$

که در آن v_1 برابر با معادله ۱۲ به‌ازای متغیر x برابر با فرامین نچ‌های زاویه‌یی معادله ۱۷، و ماتریس‌های f_1 و g_1 هستند:

$$\begin{bmatrix} f_p \\ f_q \\ f_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{l} + (I_y - I_z)qr}{I_x} \\ \frac{\hat{m} + (I_z - I_x)pr}{I_y} \\ \frac{\hat{n} + (I_x - I_y)pq}{I_z} \end{bmatrix} \quad (22)$$

که در آن:

$$\begin{cases} \hat{l} = QSD(C_{l_1} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}p + C_{l_r}r) \\ \hat{m} = QSD(C_{m_1} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_q}q) \\ \hat{n} = QSD(C_{n_1} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}p + C_{n_r}r) \end{cases} \quad (23)$$

$$g_1 = QSD \begin{bmatrix} \frac{C_{l_{\delta p}}}{I_x} & 0 & \frac{C_{l_{\delta r}}}{I_x} \\ 0 & \frac{C_{m_{\delta q}}}{I_y} & 0 \\ \frac{C_{n_{\delta p}}}{I_z} & 0 & \frac{C_{n_{\delta r}}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (24)$$

خروجی حلقه‌ی داخلی که برابر با تغییرات سطوح کنترل است با در نظر گرفتن اثر عملگرهای سطوح کنترلی به مدل موشک وارد می‌شود. یکی از روش‌های مرسوم برای تعیین بهره‌های k ، تعیین بهره از روی فرکانس طبیعی و میرایی سیستم است. با توجه به سطح کیفیت پروازی، فرکانس طبیعی ۳ و میرایی ۰/۷ مطلوب است. بر همین اساس، نتیجه دلخواه به‌ازای درایه‌های روی قطر اصلی بهره‌های داخلی و خارجی به‌ترتیب برابر با ۹ و ۴/۲ به دست می‌آید.

۲.۳. سیستم کنترل وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پسخور

با بازنویسی معادله ۱۲ برحسب مشتقات مرتبه‌ی دوم x ، کنترل وارون دینامیک شامل یک حلقه‌ی پسخور خواهد بود:

$$v = \ddot{x} + [k_D(\dot{x}_c - \dot{x}) + k_p(x_c - x)] \quad (25)$$

در این صورت با یک‌بار مشتق‌گیری از معادلات ۱۲، ۱۳، ۳ و معادلات مذکور را به فرم ماتریسی زیر می‌نویسیم:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \ddot{\varphi} \end{bmatrix} = f + g \begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_q \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (26)$$

در این صورت خروجی کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک عبارت است از:

$$\begin{bmatrix} \delta_p \\ \delta_q \\ \delta_r \end{bmatrix} = g^{-1}(v - f) \quad (27)$$

آهسته شامل زوایای β ، α و φ است. اتوپالوت موشک از دو حلقه‌ی داخلی و بیرونی برای کنترل دینامیک‌های سریع و آهسته تشکیل می‌شود. در حلقه‌ی بیرونی، کنترل‌کننده برای حالت‌های آهسته، β ، α و φ برای تسهیل تعقیب فرمان‌های داده شده طراحی می‌شود، با این فرض که حالت‌های سریع p ، q و r ورودی‌های کنترل هستند. بعد از طراحی کنترل‌کننده‌ی حالت‌های آهسته در حلقه‌ی بیرونی، کنترل‌کننده‌ی حلقه‌ی درونی به‌طور مجزا طراحی می‌شود تا حالت‌های سریع p ، q و r مسیرهای ورودی کنترل حلقه بیرونی را با به‌کارگیری ورودی‌های کنترل واقعی δ_p ، δ_q و δ_r دنبال کند. این روش در صورتی می‌تواند توجیه شود که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک‌های حلقه‌ی درونی و بیرونی وجود داشته باشد، بنابراین، حالت‌های p ، q و r در حلقه‌ی درونی باید خیلی سریع‌تر از حالت‌های β ، α و φ در حلقه‌ی بیرونی باشند.

با کمی عملیات جبری، از معادلات ۶ تا ۸ به معادلات ۱۴ و ۱۵ خواهیم رسید: [۱۴]

$$\dot{\alpha} = -\frac{QS}{mV \cos \beta} C_L + q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{g}{V \cos \beta} (\cos \varphi \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) - \frac{T \sin \alpha}{mV \cos \beta} \quad (14)$$

$$\dot{\beta} = \frac{QS}{mV} C_y \cos \beta + \frac{g}{V} \cos \beta \sin \varphi \cos \theta + p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{\sin \beta}{V} (g \cos \alpha \sin \theta - g \sin \alpha \cos \varphi \cos \theta - \frac{T \cos \alpha}{m}) \quad (15)$$

با بازنویسی دو معادله‌ی بالا و معادله ۳ به فرم ماتریسی خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = f_1 + g_1 \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (16)$$

در این صورت فرمان‌های p_c ، q_c و r_c با معکوس‌کردن معادله ۱۶ به‌شکل معادله ۱۷ به دست می‌آید:

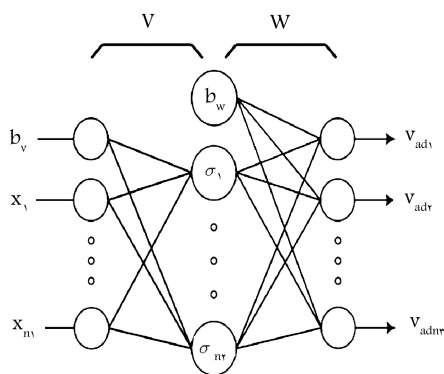
$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = g_1^{-1}(v - \begin{bmatrix} f_\alpha \\ f_\beta \\ f_\varphi \end{bmatrix}) \quad (17)$$

که در آن پارامتر v برابر با معادله ۱۲ به‌ازای متغیر x برابر با زوایای حمله، سرش جانبی و رول است. ماتریس‌های f_1 و g_1 نیز تابعی از پارامترهای موشک‌اند:

$$f_\alpha = -\frac{QS}{mV \cos \beta} C_L + g \frac{\cos \varphi \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha}{V \cos \beta} - \frac{T \sin \alpha}{mV \cos \beta}$$

$$f_\beta = \frac{QS \cos \beta}{mV} C_y + \frac{g}{V} \cos \beta \sin \varphi \cos \theta + \frac{\sin \beta}{V} (g \cos \alpha \sin \theta - g \sin \alpha \cos \varphi \cos \theta - \frac{T \cos \alpha}{M}) f_\varphi = 0 \quad (18)$$

$$g_1 = QSD \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & \backslash & -\tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \backslash & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \end{bmatrix} \quad (19)$$



شکل ۱. مدل شبکه‌ی عصبی با یک لایه‌ی مخفی.

در مجموعه معادلات این بخش، مقادیر پارامترهای Γ_V ، Γ_W و بهره‌های K_P و K_D در ماتریس A باید توسط طراح انتخاب شود. راه حل دقیق و قابل اعتمادی برای این منظور وجود ندارد. لذا برای تعیین این مقادیر، پس از پیاده‌سازی و اضافه کردن شبکه به سیستم وارون دینامیک، به روش آزمون و خطا مقادیری انتخاب می‌شود که بهترین عملکرد سیستم کنترل را ارائه می‌دهند.

با توجه به مطالب بالا، نمای شبکه‌ی عصبی طراحی شده به صورت شکل ۱ است. در شکل ۱ ماتریس V و W همان مقادیر وزن به دست آمده از معادلات ۲۹ و ۳۰، و ورودی‌های x_1 تا x_{n-1} سه زاویه‌ی تحت کنترل هستند. b_v بایاس^۴ وزن ورودی و b_w بایاس وزن خروجی است. این پارامترها دارای مقادیر ثابت ۱ هستند و مقدار تأثیر آنها بر شبکه به کمک مقادیر وزن‌های V و W تعیین می‌شود. به‌طور خلاصه می‌توان وظیفه‌ی بایاس را این‌گونه بیان کرد که «نرون را به زیرفضایی از فضای ورودی بایاس بدل می‌سازد».^[۱۷]

۴. شبیه‌سازی

در این بخش با پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های طراحی شده، شبیه‌سازی شش درجه آزادی روی موشک دومرحله‌یی انجام شده است. از جمله معیارهای اساسی در بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌ها، بحث مقاوم‌بودن است. طبق تعریف کنترل‌کننده‌یی مقاوم است که نسبت به عدم قطعیت‌ها و تغییرات ضرایب همچنان عملکرد مطلوبی داشته باشد. با توجه به معادلات حرکت و بحث تعادل و پایداری، در یک پرنده هر قدر ضرایب نیروهای لیفت، جانبی و سطوح کنترل بزرگ‌تر، و پسا کوچک‌تر باشند سیستم قوی‌تر و در نتیجه عملکرد بهتری خواهد داشت. لذا برای آزمون مقاومت کنترل‌کننده، برای تضعیف سیستم کنترل، ضرایب نیروهای لیفت، جانبی و سطوح کنترل را در مقادیر ۰٫۹ و ۰٫۸، و ضریب نیروی پسا را در مقادیر ۱/۱ و ۱/۲ ضرب می‌کنیم. به این ترتیب، در ضرایب آئرو دینامیکی مذکور، خطای ۱۰٪ و ۲۰٪ در سیستم کنترل خواهیم داشت. در شکل‌های ۲ تا ۱۰ تغییرات زاویه‌یی تحت کنترل با وجود خطاها نشان داده شده است. در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ نیز خروجی شبکه‌ی عصبی تطبیقی طراحی شده نشان داده شده است. با توجه به اعمال کنترل‌کننده در مرحله‌ی دوم پرواز موشک (از ثانیه پنجم)، برای وضوح بیشتر شکل‌های مذکور از ثانیه پنجم نشان داده شده است. مطابق انتظار، خروجی شبکه‌ی عصبی متناسب با خطا و مقدار نامعینی اعمال شده در لحظه‌ی اعمال فرمان تغییر می‌کند. چنان که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، خروجی شبکه‌ی عصبی متناسب با مقدار نامعینی افزایش یافته است.

که در آن پارامتر v از معادله‌ی ۱۲ به‌ازای متغیر x برابر با زوایای تحت کنترل به دست می‌آید، و ماتریس‌های f و g نیز برحسب پارامترهای موشک هستند. برای انتخاب بهره‌های k مطابق بخش قبلی، نتیجه‌ی دلخواه به‌ازای درایه‌های روی قطر اصلی ماتریس‌های K_P و K_D به‌ترتیب برابر با ۹ و ۴٫۲ به دست می‌آید.

۳.۳. طراحی شبکه‌ی عصبی

مسئله‌ی طراحی شبکه‌ی عصبی هر قدر تعداد لایه‌های مخفی بیشتر باشد، شبکه پیچیده‌تر و پیاده‌سازی عملی آن مشکل‌تر خواهد بود. لذا در طراحی کنترل‌کننده‌ها، سعی بر کاهش تعداد لایه‌هاست. از طرفی شبکه‌ی عصبی بدون لایه‌ی مخفی عملکرد مطلوبی در جبران خطا نخواهد داشت. به دلیل ویژگی تقریب مناسب و کامل شبکه‌ی عصبی غیرخطی با یک لایه‌ی مخفی^[۱۵] در این نوشتار از شبکه‌ی عصبی با سه لایه (لایه‌ی ورودی، لایه‌ی خروجی و یک لایه‌ی مخفی) برای جبران خطای وارون‌سازی و مقاوم‌سازی کنترل‌کننده استفاده شده است. خروجی شبکه با یک لایه‌ی مخفی برحسب بردار ورودی x عبارت است از:

$$v_{ad} = W^T \sigma(V^T x) \quad (28)$$

که در آن V و W به ترتیب ماتریس‌های وزن ورودی و خروجی، و σ یک تابع فعال‌سازی سیگموئید استاندارد است. ماتریس‌های وزن ایده‌آل ناشناخته‌اند و نمی‌توان آنها را دقیق محاسبه کرد، اما با دقت قابل قبولی به کمک معادلات دیفرانسیل مشتق شده از «شیوه‌ی آنالیز پایداری لیاپانف^۳» قابل محاسبه‌اند. با استفاده از این شیوه، قوانین آموزش توابع وزن مطابق روابط ۱۹ و ۲۰ محاسبه می‌شود:^[۱۶]

$$\dot{W} = -[(\sigma - \sigma' V^T x)\eta + \kappa \|e\| W] \Gamma_w \quad (29)$$

$$\dot{V} = -[x \eta W^T \sigma' + \kappa \|e\| V] \Gamma_V \quad (30)$$

که در آن Γ_V و Γ_W ماتریس‌های نرخ آموزش معین و مثبت، σ' مشتق جزئی تابع سیگموئید σ نسبت به ورودی x شبکه، و κ ضریب اصلاح خطای e است. در این معادلات، η چنین محاسبه می‌شود:^[۱۶]

$$\eta = e^T P B \quad (31)$$

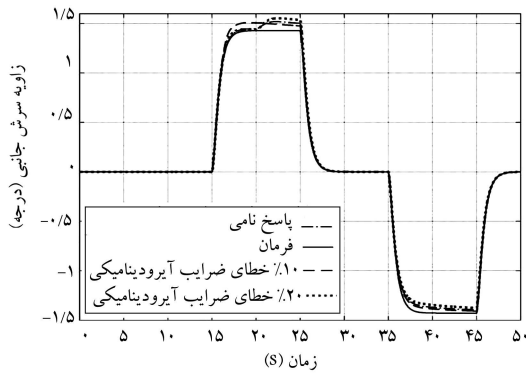
که در آن P ماتریس مثبت معین است و از حل معادله‌ی لیاپانف زیر (معادله ۳۲) به‌ازای هر ماتریس مثبت معین Q به دست می‌آید:

$$A^T P + P A = -Q \quad (32)$$

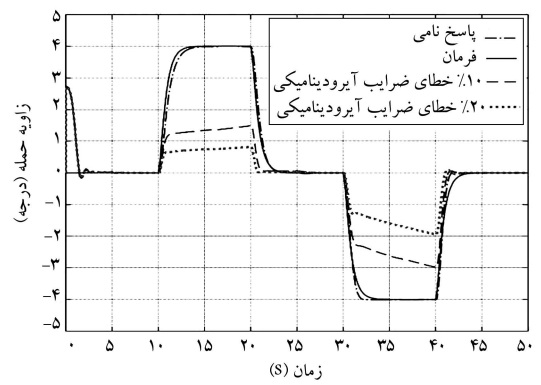
ماتریس‌های A و B براساس معیار Hurwitz چنین تعریف می‌شوند.^[۱۶]

$$A = \begin{bmatrix} \circ & I \\ -K_P & -K_D \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \circ \\ I \end{bmatrix} \quad (33)$$

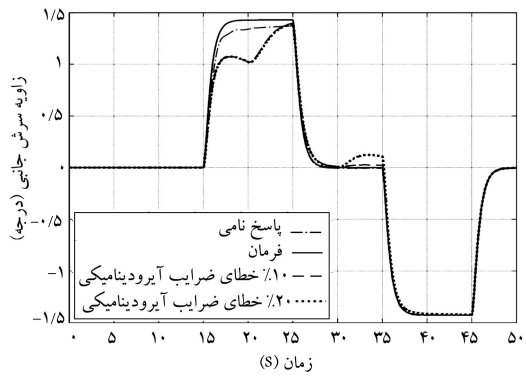
که در آن پارامتر I ، ماتریس یک‌ه‌ی واحد متناسب با تعداد متغیرهای حالت x است. مقدار اولیه‌ی بهره‌های K_P و K_D بر مبنای سطح کیفیت پروازی، یک ماتریس قطری 3×3 با درایه‌های قطر اصلی به ترتیب برابر با ۹ و ۴٫۲ خواهند بود. براساس قضیه‌ی لیاپانف، برای ماتریس قطری Q هر مقدار مثبتی را می‌توان در نظر گرفت. در این مقاله ماتریس Q یک ماتریس واحد 6×6 در نظر گرفته شد.



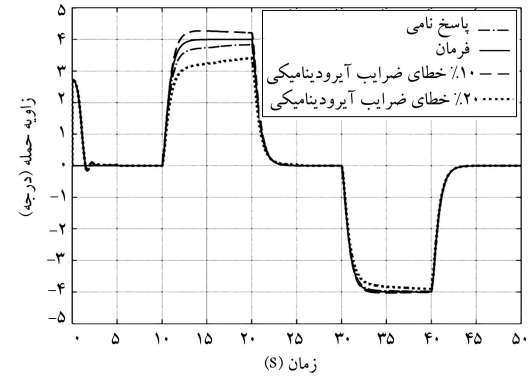
شکل ۶. زاویه‌ی سرش جانبی در کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پسخور.



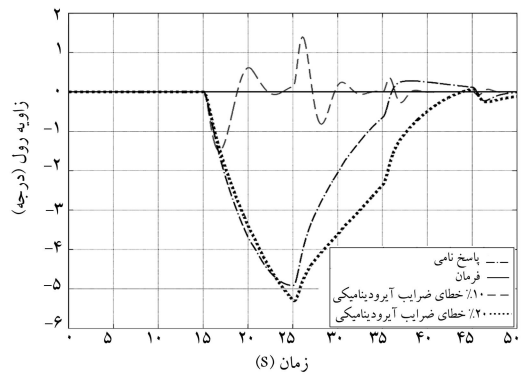
شکل ۷. زاویه حمله در کنترل‌کننده وارون دینامیک با یک حلقه پسخور.



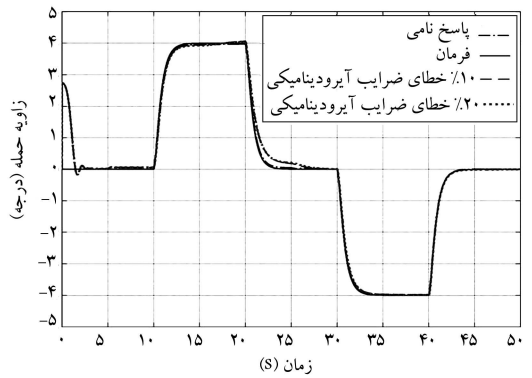
شکل ۸. زاویه‌ی سرش جانبی در کنترل‌کننده‌ی عصبی-تطبیقی.



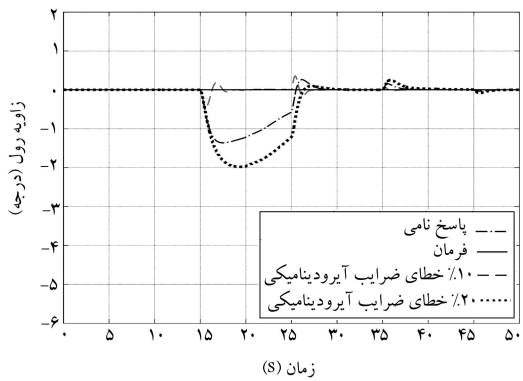
شکل ۹. زاویه حمله در کنترل‌کننده وارون دینامیک با دو حلقه پسخور.



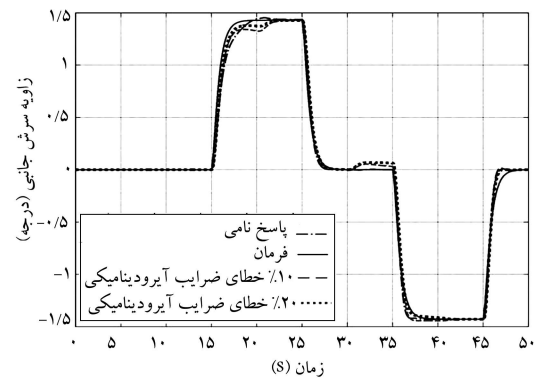
شکل ۱۰. زاویه‌ی رول در کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پسخور.



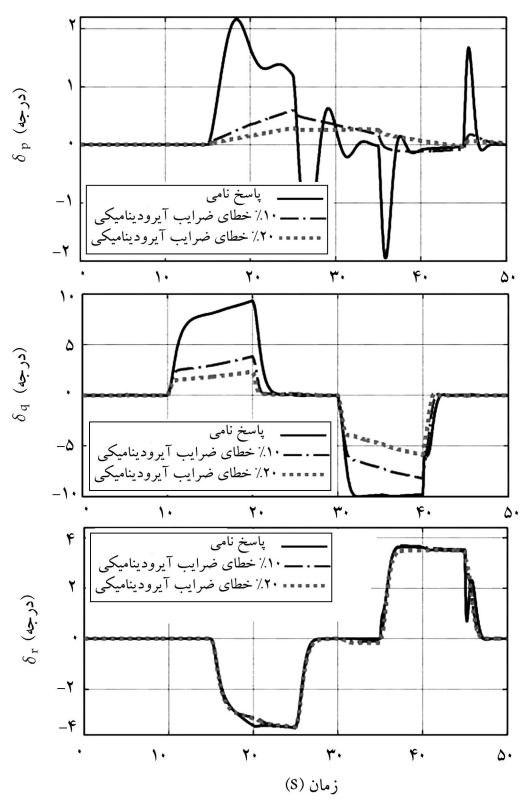
شکل ۱۱. زاویه حمله در کنترل‌کننده عصبی-تطبیقی.



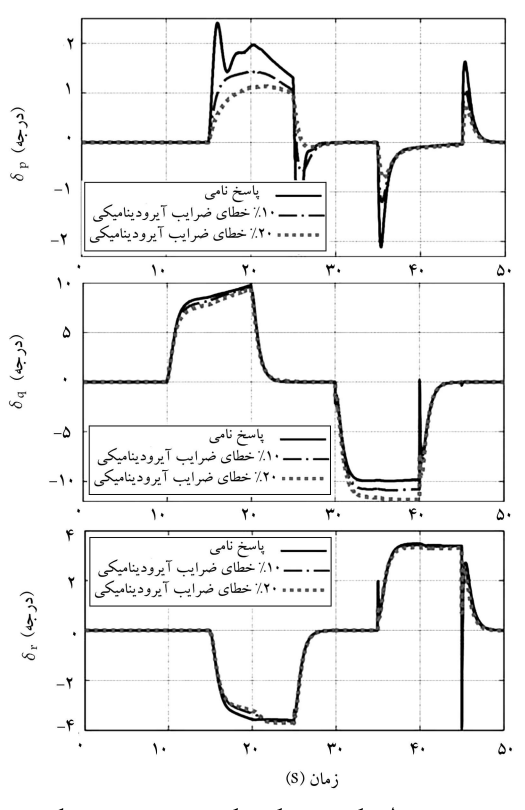
شکل ۱۲. زاویه‌ی رول در سیستم وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پسخور.



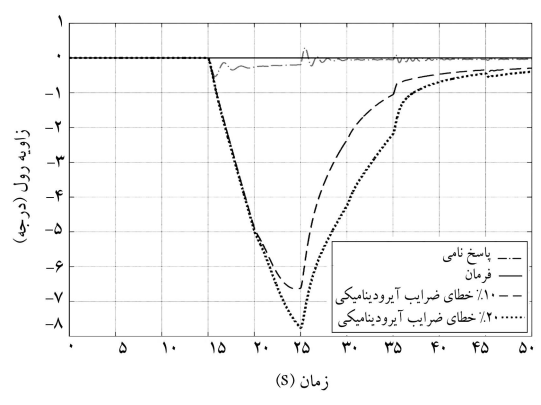
شکل ۱۳. زاویه‌ی سرش جانبی در کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پسخور.



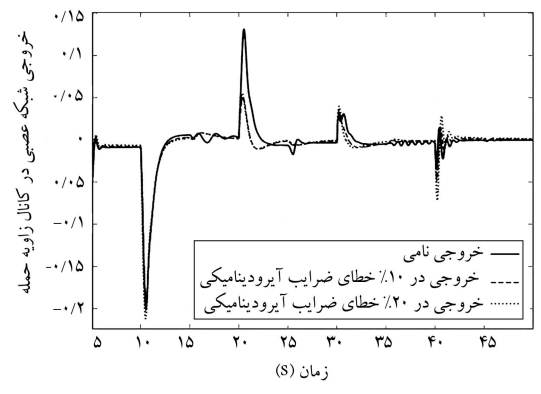
شکل ۱۴. تغییرات سطوح کنترل در کنترل کننده وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پسخور.



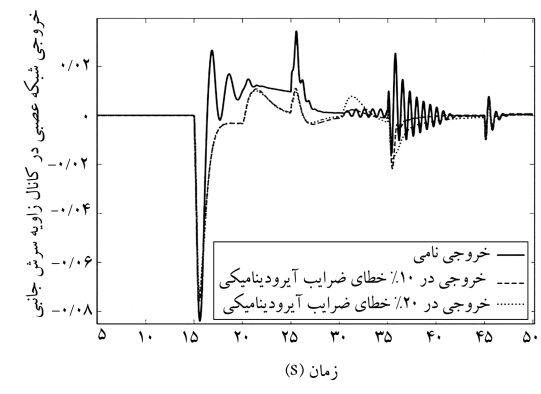
شکل ۱۵. تغییرات سطوح کنترل در کنترل کننده وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پسخور.



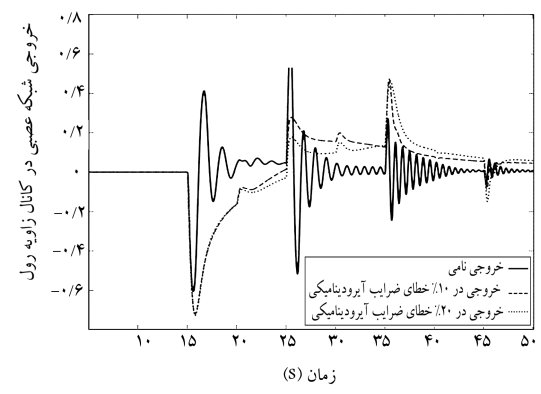
شکل ۱۰. زاویه‌ی رول در کنترل کننده‌ی عصبی-تطبیقی.



شکل ۱۱. خروجی شبکه‌ی عصبی برای زاویه‌ی حمله.



شکل ۱۲. خروجی شبکه‌ی عصبی برای زاویه‌ی سرش جانبی.



شکل ۱۳. خروجی شبکه‌ی عصبی برای زاویه‌ی غلت.

شده برای جبران خطا و تعقیب بهتر فرامین کنترلی، فرکانس تغییرات سطح کنترلی افزایش یافته است.

۵. نتیجه‌گیری

در این نوشتار، طراحی سیستم کنترل براساس شبکه‌ی عصبی و وارون دینامیک برای یک موشک پدافند هوایی با برد متوسط بررسی شد. نتیجه‌ی آزمون سیستم کنترل و شبیه‌سازی شش درجه آزادی رفتار پرنده، نشان‌دهنده‌ی عملکرد مناسب هر سه کنترل‌کننده در تعقیب فرامین کنترلی است. در مواجهه با تغییرات ضرایب آئوردینامیکی، به‌ترتیب شبکه‌ی عصبی، وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پس‌خور و وارون دینامیک با یک حلقه‌ی پس‌خور دارای عملکرد بهتر و خطای تعقیب کم‌تر هستند. این بدان معناست که شبکه‌ی عصبی، کنترل‌کننده‌ی غیرخطی با یک حلقه‌ی پس‌خور را قادر به تطبیق مؤثر برخط در مواجهه با نامعینی‌های آئوردینامیکی غیرخطی می‌سازد، در حالی که در نظر گرفتن چنین مسئله‌ی در شبیه‌سازی‌ها و طراحی مشکل است. با توجه به شکل‌های ۲ تا ۱۰، کنترل‌کننده‌ی وارون دینامیک با دو حلقه‌ی پس‌خور عملکرد بهتری در تعقیب زاویه‌ی رول خواهد داشت، اما با توجه به تغییرات زاویه‌ی حمله و اهمیت آن در پرواز پرنده، و نیز خطای اندک آن در تعقیب زاویه‌ی رول در کنترل‌کننده‌ی عصبی، در مجموع کنترل‌کننده‌ی عصبی - تطبیقی بهترین عملکرد را خواهد داشت.

سیستم کنترل موشک‌هایی با ساختار BTT نیز همانند کنترل‌کننده‌های طراحی شده در این نوشتار است، با این تفاوت که زاویه‌ی رول (φ) با زاویه‌ی بنک (μ) جایگزین و هدف تعقیب فرامین زوایای بنک و حمله در زاویه‌ی سرش جانبی صفر (یا نزدیک به صفر) است.

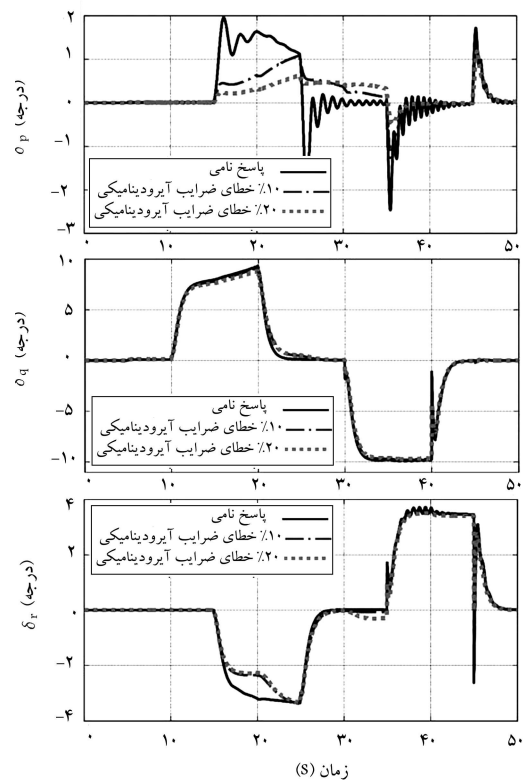
در پایان یادآور می‌شویم از سیستم کنترل طراحی‌شده در این مطالعه می‌توان برای سایر اجسام پرنده نظیر هواپیما، UAV و... نیز استفاده کرد. برای این منظور کافی است تنها مشخصات پرنده (مانند ضرایب آئوردینامیک، وزن و...) و پارامترهای تنظیم کنترل‌کننده‌ها اصلاح شوند.

پانویس‌ها

1. gain scheduling
2. robust
3. Lyapunov stability analysis techniques
4. Bias

منابع (References)

1. Mickle, M.C. and Zhu, J.J. "Bank-to-turn roll-yaw-pitch autopilot design using dynamic nonlinear inversion and PD-eigenvalue assignment", American Control Conference, Chicago-Illinois (June 2000).
2. Xueming, L., Shiyuan, Y., Jinyi, X. and Liqiang, T. "Hybrid BTT/STT missile autopilot based on dynamic



شکل ۱۶. تغییرات سطح کنترول در کنترل‌کننده‌ی عصبی - تطبیقی.

شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ نیز نشان‌دهنده‌ی تغییرات سطح کنترلی در سه وضعیت بدون خطا، خطای 10° و خطای 20° کنترل‌های طراحی شده هستند. برای بررسی عملکرد سیستم کنترل، سیگنال فرمان اعمالی دارای شیب تغییرات زیاد است. با توجه به این نوع سیگنال، تغییرات زاویه‌های سطح کنترلی در کنترل‌کننده‌های طراحی

inversion", 2nd International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (2010).

3. Song, S.H., Lee, S.Y., Kim, J.K., Moon, G., Park, S.H. and Kim, S.Y. "Design of a STT missile autopilot using functional inversion and LMI approach", 39th IEEE Conference on Decision and Control, Sydney-Australia (2000).
4. Hindman, R. and Shell, W.M. "Design of a missile autopilot using adaptive nonlinear dynamic inversion", American Control Conference (8-10 June 2005).
5. Liu, Z., Cao, B., Liang X. and Jia, X. "A composite dynamic inversion controller design for agile missile", 6th World Congress on Intelligent Control and Automation, Dalian, China (21-23 June 2006).
6. Mehrabian, A. and Roshan, J. "Design of gain-scheduled autopilot for a highly-agile missile", IEEE, (5 September 2005).

7. Shamma, J.S. and Cloutier, J.R. "Gain-scheduled missile autopilot design using linear parameter varying transformations", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **16**(2), (March-April 1993).
8. Carter, L.H. and Shamma, J.S. "Gain-scheduled bank-to-turn autopilot design using linear parameter varying transformations", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **19**(5), (September-October 1996).
9. McFarland, M.B. and Calise, A.J. "Neural-adaptive nonlinear autopilot design for an agile anti-air missile", AIAA Guidance Navigation Contr. Conf., SanDiego, CA, paper AIAA-96-3914 (1996).
10. Blakeloch, J.H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, A Wiley-Interscience Publication, Canada (1991).
11. Lee, J.I. and Ha, I.J. "Autopilot design for highly maneuvering STT missiles via singular perturbation-like technique", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **7**(5), (September 1999).
12. McFarland, M.B. and Calise, A.J. "Adaptive nonlinear control of agile anti-air missiles using neural networks", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **8**(5), pp. 749-756 (September 2000).
13. Slotine, J.E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall International, inc., USA (1991).
14. Yamasaki, T., Takano, H. and Baba, Y. "Robust path-following for UAV using pure pursuit guidance", InTech, ISBN 978-953-7619-41-1 (January 2009).
15. Hornik, K., Stinchcombe, M. and White, H. "Multilayer feedforward networks are universal approximators", *Neural Networks*, **2**, (1989).
16. Idan, M., Johnson, M. and Calise, A.J. "A hierarchical approach to adaptive control for improved flight safety", Navigation and Control Conference, AIAA Guidance (2001).
17. Menhaj, M.B., *Fundamentals of Neural Networks*, Amirkabir University of Technology Press, Tehran (2010).