

Designing a Nonlinear Fuzzy-Adaptive Controller based on 6-degree of Freedom Equations for Defense Missile

Saeed Khan Kalantari¹, Hassan Mohammadkhani², Mohsen Hajizadeh³, Ariyan Kamali⁴

¹ MA Graduate of Electrical Engineering, Khaje Nasir al-Din Tousei University of Technology, Tehran, Iran

² Assistant Professor, Aerospace Engineering, Imam Hossein University of Tehran, Iran

³ PhD Candidate, Mechanical Engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran

⁴ Electrical Engineering, Alborz University of Ghazvin, Ghazvin, Iran

Abstract:

Flight control system is a unit of the air defense and missile system that takes commands prescribed by the guideline law and operates due to the operators embedded in the system. Missile physical system includes nonlinear aerodynamic coefficients and other physical dependent variables, so accurate identification of them is difficult. This issue makes deference between real and mathematic model of missile equations of motion and causes designed linear controller performance degradation. In this paper, inverse dynamic approach is used for uncertainty identifying and mathematic modeling of missile defense system. Then, this model is used for optimizing and controlling the flight of a missile with nonlinear 6 DOF (Degrees of freedom) equations of motion. Thus, the designed controller is a nonlinear fuzzy-adaptive controller which has high adaption and robustness against the parametric changes during missile's flight. Using the invers dynamic method for modeling motion equations of missile defense is the innovation of this research.

Keywords: Flight Control System, Defense Missile, Inverse Dynamics, Nonlinear, Control, Fuzzy, Adaptive.

طراحی کنترل‌کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی براساس معادلات شش درجه آزادی

سعید خان کلانتری^۱، حسن محمدخانی^۲، محسن حاجی‌زاده^۳، آرین کمالی^۴

۱- کارشناسی ارشد مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی - تهران - ایران

s.khantary@chmail.ir

۲- استادیار، دانشکده فنی و مهندسی - دانشگاه جامع امام حسین (ع) - تهران - ایران

hmohammadkhani@ihu.ac.ir

۳- کارشناسی ارشد، دانشکده فنی مهندسی - دانشگاه جامع امام حسین (ع) - تهران - ایران

mo_hajizadeh@sut.ac.ir

۴- کارشناسی ارشد مهندسی برق، دانشگاه دانش البرز قزوین - قزوین - ایران

ariyan.kamali@gmail.com

چکیده: سامانه کنترل پرواز، قسمتی از موشک است که دستورات بخش هدایت‌کننده را گرفته و وظیفه آن، دنبال کردن این دستورها در موشک است. سامانه فیزیکی موشک دارای ضرایب آئرودینامیکی غیرخطی و وابسته به سایر متغیرهای فیزیکی است؛ بنابراین شناسایی دقیق آنها دشوار است و این مسئله باعث ایجاد تفاوت در مدل ریاضی و سیستم واقعی و کاهش عملکرد کنترلگرهای خطی طراحی شده می‌شود. در این پژوهش، از روش دینامیک وارون به منظور شناسایی نامعینی‌ها و مدل‌سازی سیستم موشک پدافندی استفاده می‌شود. سپس، از مدل به دست آمده برای کنترل و بهینه‌سازی پرواز جسم پرنده با معادلات غیرخطی دارای شش درجه آزادی، بهره‌برداری می‌شود؛ بنابراین طراحی براساس مدل غیرخطی و به صورت کنترلگر غیرخطی فازی - تطبیقی با قابلیت تطبیق بالا و مقاوم نسبت به تغییرات پارامترهای موشک در حین پرواز، انجام خواهد شد. این امر به همراه استفاده از روش دینامیک وارون برای مدل‌سازی نوآوری این پژوهش محسوب می‌شود.

واژه‌های کلیدی: سامانه کنترل پرواز، موشک پدافندی، دینامیک وارون، غیرخطی، کنترل، فازی، تطبیقی

۱- مقدمه

دینامیک‌های غیرخطی و پیچیده در ساختار سیستم موجود باشند که در معادلات ریاضی در نظر گرفته نشده یا با فرض‌هایی ساده‌سازی شده یا از آنها صرف نظر شده است. اگر این عدم قطعیت‌ها در طراحی کنترلر در نظر گرفته نشوند، کنترلر طراحی شده روی سیستم واقعی موفق عمل نخواهد کرد [۱]. ضرایب آئرودینامیکی غیرخطی‌اند و به سایر متغیرهای فیزیکی وابسته‌اند؛ بنابراین شناسایی دقیق آنها دشوار است و این مسئله باعث ایجاد تفاوت در مدل ریاضی و سیستم واقعی و کاهش عملکرد^۱ کنترلر طراحی شده می‌شود [۲].

هدف کنترل پرواز، پایدارسازی هم‌زمان تمام متغیرهای حالت است؛ یعنی پایدارسازی متغیرهای حالت تند و کند باهم انجام شود. همچنین ممکن است عدم قطعیت‌ها و

^۱ تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۷/۰۵/۲۹

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۴/۱۹

نام نویسنده مسئول: حسن محمدخانی

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تهران - دانشکده هوافضای

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

طراحی کنترل‌کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی ...

وضعیت‌هایی به کنترلگر غیرخطی نیاز است و این کنترلگر باید برای مدلی که هیچ‌گاه به‌طور دقیق مطابق واقعیت نیست، تا حد امکان مقاوم^۴ باشد. اهمیت مسئله در طبیعت غیرخطی و نامعین بودن دینامیک موشک است و مدل‌های خطی این سیستم‌ها نیز تنها برای نواحی کوچکی از شرایط پروازی، معتبرند. راه‌حل مرسوم برای مسئله کنترل و هدایت موشک، طراحی به‌ازای مجموعه‌ی زیادی از شرایط پرواز و سپس میان‌یابی بهره‌ها نسبت به شرایط پروازی است. این فرآیند وقت‌گیر بوده و با هزینه‌ی زیادی همراه است، اما به‌خوبی پایداری و عملکرد موشک را تضمین می‌کند، یک جایگزین برای جدول‌بندی بهره^۵ با استفاده از روش‌های طراحی کنترلی است که به‌طور مستقیم طبیعت غیرخطی مسئله را شامل شوند [۹].

یکی از این روش‌های جایگزین، روش وارون دینامیک^۶ یا دینامیک معکوس است. این روش براساس بسط قانون کنترل خطی‌سازی فیدبک است که پاسخ سیستم به دستور را خطی می‌کند. وارون دینامیک در بسیاری از مسائل کنترل پرواز به‌طور موفقیت‌آمیزی به کار رفته است؛ البته برای به‌کارگیری روش دینامیک معکوس، وجود مدل کامل و دقیق از دینامیک موشک، از جمله ضرایب آئرو دینامیکی، الزامی است؛ در حالی که شناسایی دقیق ضرایب آئرو دینامیکی به دلیل وابستگی غیرخطی آنها نسبت به تغییرات فیزیکی، بسیار مشکل است [۱۰، ۱۱، ۱۲ و ۱۳].

در این پژوهش، از روش دینامیک وارون به‌منظور شناسایی نامعینی‌ها و مدل‌سازی سامانه موشک پدافندی استفاده می‌شود. سپس از مدل به‌دست‌آمده برای کنترل و بهینه‌سازی پرواز جسم پرنده با معادلات غیرخطی دارای شش درجه آزادی، بهره‌برداری می‌شود؛ بنابراین طراحی براساس مدل غیرخطی و به‌صورت کنترلگر غیرخطی فازی - تطبیقی^۷ با قابلیت تطبیق بالا و مقاوم نسبت به تغییرات پارامترهای موشک در حین پرواز، انجام خواهد شد که این امر به‌همراه استفاده از روش دینامیک وارون برای مدل‌سازی، نوآوری این پژوهش محسوب می‌شود.

پس از این مقدمه، معادلات و دینامیک پرواز، بررسی و سپس مبانی تئوری کنترل و شبیه‌سازی، طراحی کنترلگر و ارائه نتایج بررسی می‌شوند.

هنگامی که بخش هدایت، فرمان را برای مانور صادر می‌کند، وظیفه خودخلبان^۸ است که با کمترین ثابت زمانی، کمترین جهش و کمترین زمان نشست، این فرمان را با حرکت دادن بالک‌ها به میزان لازم به انجام رساند؛ گشتاورهای مقاوم آئرو دینامیکی و اینرسی صفحه بالک‌ها باعث می‌شوند اهداف یادشده به‌راحتی به دست نیایند؛ در نتیجه، سرعت سیستم خودخلبان باید به اندازه کافی زیاد باشد [۳ و ۴].

خودخلبان باید همواره گستره وسیعی از ضرایب آئرو دینامیکی را به کار گیرد. پارامترهای بسیار بااهمیت در این زمینه عبارت‌اند از:

زاویه حمله^۹ که مهم‌ترین و مؤثرترین عامل تغییرکننده در سیستم است و این پارامتر با توجه به وابستگی تمام نیروها، ممان‌های آئرو دینامیکی و سایر مشخصات دینامیکی به زاویه حمله، مهم‌ترین و پرچالش‌ترین متغیر است.

سرعت که در مراحل مختلف پروازی تغییر می‌کند.

جرم در طول بخش اول پرواز موشک (که معمولاً بخش کوچکی از پرواز را تشکیل می‌دهد) تغییرات بسیاری دارد و در نتیجه، مرکز جرم آن نیز تغییراتی خاص خواهد داشت.

بنابراین، خودخلبان باید بتواند در هنگام تغییرات پارامترهای یادشده علاوه بر پایداری، کارایی خود را نیز حفظ کند؛ این امر اهمیت زیادی دارد [۵، ۶، ۷ و ۸].

درواقع، موشک پدافندی نوعی هواگرد بی‌سرنشین هدایت‌شونده است که مسیر آن تا رسیدن به نقطه هدف تغییرپذیر و هدایت‌شدنی است؛ بنابراین، موشک دقیقاً مشابه هواپیما پرواز می‌کند و با سطوح آئرو دینامیکی پشتیبانی می‌شود. به‌طور کلی موشک پدافندی از پنج جزء ذیل تشکیل شده است:

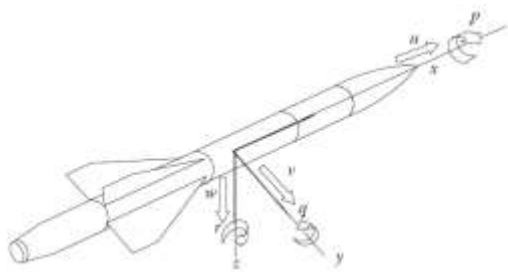
- بدنه؛
- سیستم پيشران؛
- بخش هدایت‌کننده؛
- بخش کنترل پرواز؛
- کلاهک جنگی.

بسیاری از اجسام پرنده، در طول مسیر پرواز، بیشتر به‌صورت خطی عمل نمی‌کنند؛ بنابراین برای کنترل چنین

با تصویرکردن سرعت زاویه‌ای نسبت به فضای اینرسی در جهت محورهای سه‌گانه دستگاه بدنه، p ، q و r نیز به دست خواهند آمد. بردارهای p ، q و r مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای بدنه پرنده نسبت به فضای اینرسی‌اند [۱۳].

برای دستیابی به معادلات حرکت از قانون دوم نیوتن استفاده می‌شود. مجموع تمام نیروهای خارجی اعمال شده به پرنده برابر نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت است و مجموع تمام گشتاورهای اعمال شده به پرنده، برابر نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای است. این تغییرات نسبت به دستگاه اینرسی در نظر گرفته می‌شوند؛ بنابراین براساس قانون دوم نیوتن، حرکت جسم پرنده از ترکیب نیروهای آئرو دینامیکی، جاذبه و پیشران حاصل می‌شود [۱۳ و ۱۴].

برای طراحی سیستم کنترل پرواز موشک به مدل ریاضی و رفتار دینامیکی آن نیاز است. در این بخش معادلات حرکت و مدل نیرو بررسی می‌شوند. پارامترهای مختلف مدل در شکل (۱) نمایش داده شده‌اند.



شکل (۱): سیستم مختصات بدنه جسم پرنده

براساس شکل (۱)، دینامیک پرنده به صورت معادلات دیفرانسیل غیرخطی مرتبه اول به شکل زیر نوشته می‌شود. رابطه (۱) نمایش دهنده معادلات نیرو است.

$$\begin{cases} \dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + \frac{F_x + T}{m} \\ \dot{v} = wp - ur + g \sin \phi \cos \theta + \frac{F_y}{m} \\ \dot{w} = uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + \frac{F_z}{m} \end{cases} \quad (1)$$

رابطه (۲) نشان دهنده معادلات گشتاور (سرعت‌های زاویه‌ای) است.

۲- مدل دینامیکی موشک و معادلات غیرخطی شش درجه آزادی

تحلیل پرواز جسم پرنده وابسته به معادلات حرکت آن است. برای تحلیل، لازم است سرعت‌های خطی و زاویه‌ای، نیروهای وارده و گشتاورهای به وجود آمده، مسیر پرواز و سیستم کنترل آن، عکس‌العمل جسم پرنده در برابر نیروها و اغتشاشات وارده، براساس معادلات غیرخطی و پایه‌ای بررسی شوند.

معادلات حرکت جسم پرنده در حالت کلی براساس قوانین نیوتن به دست می‌آیند که با آن، مجموع نیروها و گشتاورهای خارجی با شتاب‌های خطی و زاویه‌ای جسم پرنده در دستگاه مختصات بدنه، ارتباط پیدا می‌کنند. مرکز دستگاه مختصات بدنه، در محل مرکز ثقل جسم پرنده قرار دارد. محورهای این دستگاه مختصات به جسم پرنده متصل‌اند و با آن حرکت می‌کنند. در این دستگاه محور x در امتداد دماغه جسم پرنده، محور y به سمت بال راست و محور z به سمت پایین است؛ بنابراین دستگاه با محورهای مختصات راستگرد تشکیل می‌شود. برای تعیین و تعریف ریاضی معادلات پرواز باید فرضیات زیر در نظر گرفته شوند [۱۰ و ۱۱].

- محورهای x و z دستگاه بدنه در صفحه تقارن واقع شده‌اند.
- جرم ثابت است.
- پرنده جسم صلب است.
- زمین و اتمسفر آن مرجع اینرسی است که ثابت و متقارن فرض می‌شود.

برای سرعت خطی در سیستم مختصات بدنه، سرعت در امتداد محور x ، همان مؤلفه سرعت نسبت به فضای اینرسی است که در امتداد محور x در نظر گرفته می‌شود. در هر لحظه جسم پرنده دارای سرعت برآیند نسبت به فضای اینرسی است. بردار سرعت برآیند بر محورهای پرنده تصویر می‌شوند و مؤلفه‌های سرعت به دست می‌آیند که u ، v و w نامیده می‌شوند. این روش مؤلفه‌یابی برای سرعت زاویه‌ای نیز به کار برده می‌شود [۱۲].

طراحی کنترل کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی ...

ثابت زمینی توصیف شود. جهت موشک با سه دوران متوالی توصیف می شود که ترتیب آنها مهم است. این زوایای دوران به زوایای اوپلر مشهورند. دوران حول محور Z بدنه، زاویه سمت ψ ^{۱۴}؛ دوران حول محور Y بدنه، زاویه پیچ θ ^{۱۵} و دوران حول محور X بدنه، زاویه رول φ ^{۱۶}. نرخ تغییر زوایای اوپلر برحسب مؤلفه‌هایی از سرعت زاویه‌ای به دست می آید [۱۶].

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= p + q \sin \varphi \tan \theta + r \cos \varphi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} &= q \sin \varphi \sec \theta - r \cos \varphi \sec \theta \end{aligned} \quad (5)$$

در این صورت سرعت مطلق برحسب زوایای اوپلر و مؤلفه‌های سرعت در دستگاه بدنه بیان می شود.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \theta \sin \theta \cos \psi - \cos \theta \sin \psi) \\ &\quad + w (\cos \theta \sin \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \psi) \\ \dot{y}_1 &= u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \theta \sin \theta \sin \psi - \cos \theta \cos \psi) \\ &\quad + w (\cos \theta \sin \theta \sin \psi + \sin \theta \cos \psi) \\ \dot{z}_1 &= -u \sin \theta + v \sin \theta \cos \theta + w \cos \theta \cos \theta \end{aligned} \quad (6)$$

۳- طراحی کنترلگر دینامیک معکوس با دو حلقه فیدبک

روش دینامیک معکوس، نمونه خاصی از خطی سازی فیدبک است. روش دینامیک معکوس غیرخطی، روش بسیار مناسب و متداول برای بسیاری از سیستم‌های غیرخطی است. پایه این روش، تبدیل سیستم غیرخطی به سیستم خطی جزئی یا کامل، سپس استفاده از روش‌های کنترل خطی برای تکمیل فرآیند طراحی است. در روش دینامیک معکوس فرض می شود دینامیک‌های سیستم کاملاً مدل شده‌اند و حالت‌های سیستم به‌دقت اندازه‌گیری یا تخمین زده می‌شوند [۱۷ و ۱۸].

در این روش، معکوس حلقه‌های داخلی و خارجی به صورت جداگانه، تفکیک می‌شود و براساس تخمین دو مقیاس زمانی به کار می‌رود. فرآیند طراحی در این روش به دو مرحله با دو حلقه کنترل تقسیم می‌شود. برای حلقه بیرونی، کنترلگری برای تنظیم حالت‌های کند و آهسته، سیستم یعنی زاویه حمله، زاویه سرش جانبی و زاویه رول (α ، β و φ) طراحی می‌شود. در این مرحله، فرض بر این است که حالت‌های سریع، یعنی سرعت‌های زاویه‌ای p

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{I_x L + I_z N}{I_x I_z - I_x^2} + \frac{I_x (I_x - I_y + I_z) + [I_x (I_y - I_z) - I_x^2] q r}{I_x I_z - I_x^2} \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} [M + p r (I_z - I_x) + I_x (r^2 - p^2)] \\ \dot{r} = \frac{I_x L + I_z N}{I_x I_z - I_x^2} + \frac{[I_x (I_x - I_y) + I_x^2] p q - [I_x (I_x - I_y + I_z)] q r}{I_x I_z - I_x^2} \end{cases} \quad (2)$$

رابطه (۳) بیان کننده گشتاور و نیروهای آئرو دینامیکی است.

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho V^2 s b \left(C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_q} q \frac{q \bar{c}}{2V} + C_{l_{\delta_e}} \delta_e \right) \\ M &= \frac{1}{2} \rho V^2 s \bar{c} \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q \frac{q \bar{c}}{2V} + C_{l_{\delta_e}} \delta_e \right) \\ N &= \frac{1}{2} \rho V^2 s b \left(C_{n_p} \beta + C_{n_r} \frac{p b}{2V} + C_{n_r} \frac{r b}{2V} \right. \\ &\quad \left. + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right) \\ F_x &= \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha) + T \\ F_y &= \frac{1}{2} \rho V^2 s \left(C_{y_p} \beta + C_{y_r} \frac{b p}{2V} + C_{y_r} \frac{b r}{2V} + C_{y_{\delta_a}} \delta_a + C_{y_{\delta_r}} \delta_r \right) \\ F_z &= \frac{1}{2} \rho V^2 s (-C_L \cos \alpha - C_D \sin \alpha) \end{aligned} \quad (3)$$

در روابط یادشده F_x ، F_y و F_z نیروهای آئرو دینامیکی، T نیروی پیشران، I_x ، I_y ، I_z و I_{xz} گشتاورهای اینرسی، φ ، θ و ψ زوایای وضعیت، α زاویه حمله، β زاویه سرش جانبی، δ_a سطح کنترلی ایلران، δ_e سطح کنترلی الویتور، δ_r سطح کنترلی رادر، ρ چگالی هوا، C_L ضریب برآ، C_D ضریب پسا، S سطح مرجع بال، Q فشار دینامیکی، C_x ، C_y و C_z ضرایب نیروی آئرو دینامیکی، c وتر متوسط، b طول دهانه بال و C_l ، C_m و C_n ضرایب گشتاور آئرو دینامیکی هستند. روابط زیر برای محاسبه زوایای حمله و سرش جانبی و بردار سرعت خطی به دست می آید [۱۴ و ۱۵].

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta - \frac{L}{mV \cos \beta} \\ &\quad + \frac{g}{V \cos \beta} (\cos \theta \cos \theta \cos \alpha + \sin \theta \sin \alpha) - \frac{T \sin \alpha}{mV \cos \beta} \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{F_x \cos \beta}{mV} + \frac{g}{V} \cos \beta \sin \theta \cos \theta \\ &\quad + \frac{\sin \beta}{V} (g \cos \alpha \sin \theta - g \sin \alpha \cos \theta) - \frac{T \cos \alpha}{m} \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{m} \left[-D \cos \beta + mg \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \theta \sin \alpha \cos \beta \\ \sin \theta \cos \theta \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \right. \\ &\quad \left. + T \cos \beta \cos \alpha \right] \end{aligned} \quad (4)$$

در روابط یادشده، L نیروی برا و D نیروی پسا است. معادلات حرکت به دست آمده برای سیستم مختصات ثابت موشک است و نمی توان موقعیت و جهت موشک را نسبت به محورهای مختصات ثابت توصیف کرد. موقعیت و جهت موشک باید در مؤلفه‌هایی از محور مختصات

$$v = \hat{f}(x, u) \quad (9)$$

که در آن v کنترل مجازی است. در این صورت قانون کنترل مستقیماً از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$u = v^{-1} \quad (10)$$

کنترل مجازی v از ترکیب سه سیگنال تشکیل می‌شود.

$$v = x_m^{(n)} + v_c - v_{ad} \quad (11)$$

که در آن v_c خروجی سامانه کنترلگر خطی (جبران‌ساز خطی)، عبارت تطبیقی برای حذف خطای مدلسازی $\Delta(x, u)$ و $x_m^{(n)}$ مشتق مرتبه n مدل مرجع است. مدل مرجع به صورت زیر در قالب فضای حالت نمایش داده می‌شود [۶ و ۲۲].

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m x_c \quad (12)$$

$$x_m = [x_m \quad \dot{x}_m \quad \dots \quad x_m^{(n-1)}]^T$$

$$A_m = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -a_1 & -a_2 & -a_3 & \dots & -a_n \end{bmatrix}, \quad B_m = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ a_1 \end{bmatrix}$$

که در آن $x_m \in R^n$ بردار حالت مدل مرجع و $x_c \in R$ سیگنال فرمان خارجی کراندار است. با تعریف خطا به صورت $e = x_m - x_1$ داریم:

$$e^{(n)} = -v_c + v_{ad} - \Delta(x, u) \quad (13)$$

برای سادگی، کنترلگر خطی (جبران‌ساز خطی) به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$v_c = k_1 e + k_2 \dot{e} + \dots + k_n e^{(n-1)} \quad (14)$$

که در آن، بهره‌های k_i به گونه‌ای انتخاب می‌شوند که دینامیک معادله (۱۵) در شرایط $v_{ad} - \Delta(x, u) = 0$ پایدار مجانبی باشد. در فرم فضای حالت:

$$\dot{E} = AE + B(v_{ad} - \Delta(x, u)) \quad (15)$$

$$E = [e \quad \dot{e} \quad \dots \quad e^{(n-1)}]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \\ -k_1 & -k_2 & -k_3 & \dots & -k_n \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

q و r ، مقادیر ورودی کنترل‌اند. بعد از طراحی کنترلگر حالت‌های آهسته در حلقه بیرونی، کنترلگر حلقه درونی به صورت مجزا طراحی می‌شود تا حالت‌های سریع q ، p و r ، مسیرهای ورودی کنترل حلقه بیرونی را با به کارگیری ورودی‌های کنترل واقعی دنبال کنند. این روش در صورتی توجیه‌شدنی است که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک‌های حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد؛ بنابراین حالت‌های سریع q و p باید در حلقه درونی و خیلی سریع‌تر از حالت‌های (α ، β و φ) تنظیم شوند [۱۸].

۴- طراحی سیستم کنترل غیرخطی فازی - تطبیقی برای موشک پدافندی با معادلات شش درجه آزادی

همان‌طور که گفته شد مشخصات و بهره‌های آئرو دینامیکی، پرنده غیرخطی و وابسته به متغیرهای فیزیکی است که شناسایی و تعیین دقیق آنها بسیار دشوار است [۱۷]. در ادامه کلیات مربوط به بیان مسئله طرح می‌شوند. سیستم غیرخطی تک‌ورودی - تک‌خروجی زیر مفروض است.

$$\begin{aligned} \dot{x}_i &= x_{i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \dot{x}_n &= f(x, u) \end{aligned} \quad (7)$$

که در آن $x \in D_x \subset R^n$ و $u \in R$ ورودی کنترل‌اند. تابع $f(x, u)$ نیز می‌تواند نامعلوم باشد. در این صورت، هدف کنترل ترکیب، قانون کنترل فیدبک حالت به منظور وادار کردن $x(t)$ به تعقیب مدل مرجع هموار $x_m(t)$ است. تابع $\hat{f}(x, u)$ نیز به عنوان مدل تقریبی از تابع $f(x, u)$ تعریف می‌شود؛ به طوری که:

$$f(x, u) = \hat{f}(x, u) + \Delta(x, u) \quad (8)$$

که در آن $\Delta(x, u)$ خطای مدلسازی است. مدل تقریبی $\hat{f}(x, u)$ باید نسبت به مؤلفه u معکوس‌پذیر باشد. فرض معکوس‌پذیری مدل $\hat{f}(x, u)$ به شرط پیوستگی و غیرصفر بودن مشتق $\hat{f}(x, u)$ نسبت به u برای هر $(x, y) \in D_x \times R$ تضمین می‌شود. این تابع تقریبی به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۵ و ۲۰].

طراحی کنترل‌کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی ...

بین مدل ریاضی خطی‌سازی شده و سیستم حقیقی موجب کاهش کارایی و عملکرد کنترلگر طراحی شده، به خصوص در برابر نامعینی‌ها و عدم قطعیت‌ها می‌شود. برای جبران این کاهش عملکرد و سایر تأثیرات ناشی از خطای مدل‌سازی و نامعینی‌ها و عدم قطعیت‌های آئروپنایمیک، باید از کنترلگرهای مقاوم و تطبیقی استفاده شود که بتوانند رفتار سیستم را مدل کنند و به دلیل تطبیقی بودن، با تغییرات پارامترهای سیستم حین پرواز تطبیق یابند؛ بنابراین، نیم‌نگاهی به سیستم‌های فازی (با توجه به اینکه برای کنترلگر فازی به آگاهی از مدل سیستم و آنچه در درون آن می‌گذرد، نیازی نیست و فقط داشتن داده‌های حاصل از سیستم کفایت می‌کند)، خالی از لطف نیست. ضمن اینکه کنترلگر فازی طراحی شده می‌باید قابلیت تطبیق را با سامانه غیرخطی و متغیر با زمان موشک داشته باشد.

همان‌طور که قبلاً گفته شد هدف، کاهش خطای مدل‌سازی و اثر آن بر وزن‌های آئروپنایمیک (وزن‌های دینامیک معکوس که در طراحی کنترلگر تعیین می‌شوند)، است. برای نیل به این هدف، در این پژوهش استفاده از جبران‌سازی به کمک کنترلگر فازی - تطبیقی پیشنهاد می‌شود. مسلماً با توجه به رفتار غیرخطی جسم پرنده در نواحی کاری مختلف، هریک از این کنترلگرهای فازی طراحی شده در یکی از نواحی کاری، رفتار مناسب‌تری خواهد داشت. ضمن اینکه منطق فازی هوشمندی لازم است تا قابلیت تغییر ناحیه کاری و تغییر پارامترهای سیستم را داشته باشد؛ بنابراین می‌توان مجموعه‌ای از کنترلگرهای فازی را برای نواحی کاری مختلف طراحی کرد. بدین منظور، شبیه‌سازی‌های متعددی صورت می‌گیرد تا رفتار حالت دائم و گذاری سیستم در نواحی کاری مختلف ارزیابی می‌شوند. در هریک از نواحی کاری، یکی از کنترلگرهای طراحی شده، پاسخ مناسب‌تری نسبت به سایر کنترلگرها ارائه می‌دهد. معیار انتخاب این کنترلگر کم‌تر بودن میزان فراجش و زمان نشست در پاسخ گذرای سیستم است؛ زیرا تمام کنترلگرهای طراحی شده دارای خطای حالت ماندگار صفرند؛ بنابراین برای هر ناحیه کاری، یک کنترلگر فازی با قابلیت تطبیق طراحی می‌شود.

در فرم فضای حالت، در مدل‌سازی انجام شده برای سیستم پرواز، هشت متغیر حالت در نظر گرفته می‌شوند که عبارت‌اند از α ، β و φ (متغیرهای حالت حلقه بیرونی یا متغیرهای حالت آهسته)، p ، q و r (متغیرهای حالت حلقه درونی یا متغیرهای حالت سریع)، γ ، زاویه مسیر و χ ، زاویه سرعت باد شمال؛ بنابراین متغیرهای حالت به سه دسته تقسیم می‌شوند. متغیرهای حالت آهسته یا $x_1 = [\alpha \ \beta \ \varphi]^T$ ، متغیرهای حالت سریع یا $x_2 = [p \ q \ r]^T$ و $x_3 = [\gamma \ \chi]^T$. سیستم کنترل پرواز دو مقیاس زمانی آهسته و سریع دارد که ورودی کنترلی برای حلقه سریع به صورت $u = [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T$ و برای حلقه کند $x_2 = [p \ q \ r]^T$ ورودی کنترلی در نظر گرفته می‌شود. براساس معادلات کلی و غیرخطی سیستم، ارتباط بین متغیرهای حالت از طریق توابع غیرخطی برقرار می‌شود. کنترلر هر حلقه نیز جداگانه طراحی می‌شود. در سیستم کنترل پرواز، هدف این است که $x_1 = [\alpha \ \beta \ \varphi]^T$ مسیر دلخواهی را با کمترین انحراف طی کند. میزان انحراف $x_1 = [\alpha \ \beta \ \varphi]^T$ از مسیر مطلوب، خطا شناخته می‌شود [۱۸].

به دست آوردن بهره k_i فیدبک برای کنترل وارون دینامیک در حالت کلی به صورت تجربی و معمولاً با سعی و خطا به دست می‌آید. در نظر گرفتن این نکته حائز اهمیت است که افزایش بهره k_i سبب بهبود ردیابی خواهد شد، ولی سطوح کنترلی را به اشباع می‌برد. برای محاسبه k_i بهینه از الگوریتم بهینه‌یابی مانند الگوریتم پرندگان، الگوریتم ژنتیک و ... با در نظر گرفتن ردیابی بالا و اعمال محدودیت اشباع برای سطوح کنترلی، استفاده می‌شود تا بهره فیدبک بهترین عملکرد را برای سیستم کنترل موشک داشته باشد. این ایده، یکی از نوآوری‌های این مقاله است و با توجه به پژوهش‌های صورت گرفته تا کنون درباره موشک پدافندی استفاده نشده است.

۵- تشریح ایده پیشنهادی

با توجه به مباحث مطرح شده، مشخصات و ضرایب آئروپنایمیک اجسام پرنده، از جمله موشک پدافندی، غیرخطی و وابسته به تعداد زیادی از متغیرهای فیزیکی‌اند؛ بنابراین تعیین دقیق آنها بسیار دشوار است. همچنین تفاوت

تطبیقی بودن سامانه کنترلی پیشنهادی، هم دربردارنده خاصیت تطبیق هر یک از کنترلگرهای فازی و هم خاصیت انتخاب کنترلگر فازی با حداکثر تطبیق برای هر ناحیه براساس سیستم فازی ناظر است. سیستم کنترل پرواز دارای دو مقیاس زمانی آهسته و سریع است که ورودی کنترلی برای حلقه سریع به صورت $u = [\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r]^T$ و برای حلقه کند $x_2 = [p \quad q \quad r]^T$ می شود. براساس معادلات کلی و غیرخطی سیستم ارتباط بین متغیرهای حالت از طریق توابع غیرخطی برقرار می شود و کنترلگر هر حلقه نیز جداگانه طراحی می شود. در سامانه کنترل پرواز، هدف این است که $x_1 = [\alpha \quad \beta \quad \varphi]^T$ مسیر دلخواهی را با کمترین انحراف طی کند. میزان انحراف $x_1 = [\alpha \quad \beta \quad \varphi]^T$ از مسیر مطلوب به منزله خطا شناخته می شود.

در سامانه پرواز موشک پدافندی، متغیرهای حالت p ، q و r مربوط به دینامیک چرخش موشک است که سرعت های زاویه ای در مختصات بدنه جسم پرنده اند. متغیرهای (α, β, φ) مربوط به معادلات حاکم بر حرکت جسم پرنده نسبت به بردار سرعت اند که به ترتیب زاویه چرخش حول بردار سرعت، زاویه سرش جانبی و زاویه حمله است. متغیرهای γ, χ و V به چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی مربوط اند که در آنها γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت باد شمال و V سرعت حرکت جسم پرنده است.

در سامانه پرواز موشک پدافندی براساس معادلات شش درجه آزادی و به صورت غیرخطی انجام خواهد شد. متغیرهای حالت کند و سریع در این مدلسازی از هم تفکیک می شوند. برای حلقه سریع یک دسته کنترلگر فازی طراحی می شود که یک سیستم فازی ناظر، در شرایط کاری مختلف، کنترلگر مناسب را فعال می کند. برای حلقه کند نیز به همین صورت یک ساختاری کنترلی طراحی خواهد شد. آنچه طراحی شده، در محیط MATLAB/Simulink مدل شده است. کارکرد کنترلگر پیشنهادی روی این مدل تست و با کنترلگرهای PI برای حلقه سریع و کند مقایسه می شود. بلوک دیاگرام، طرح و ایده پیشنهادی برای پیاده سازی کنترلگر فازی - تطبیقی در شکل (۲) نمایش داده شده است.

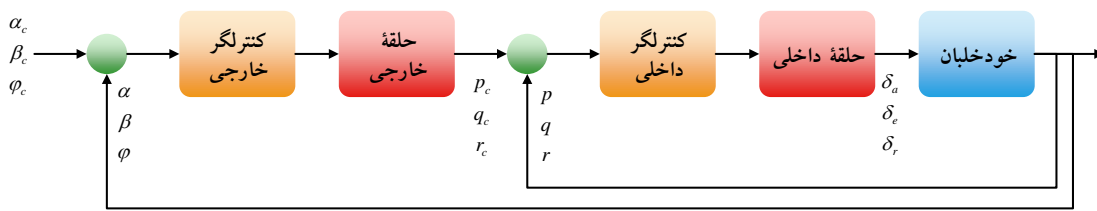
در سامانه پرواز موشک پدافندی، متغیرهای حالت p ، q و r مربوط به دینامیک چرخش موشک است که سرعت های زاویه ای در مختصات بدنه جسم پرنده اند. متغیرهای (α, β, φ) مربوط به معادلات حاکم بر حرکت جسم پرنده نسبت به بردار سرعت اند که به ترتیب زاویه چرخش حول بردار سرعت، زاویه سرش جانبی و زاویه حمله است. متغیرهای γ, χ و V به چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی مربوط اند که در آنها γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت باد شمال و V سرعت حرکت جسم پرنده است.

در سامانه پرواز موشک پدافندی، متغیرهای حالت p ، q و r مربوط به دینامیک چرخش موشک است که سرعت های زاویه ای در مختصات بدنه جسم پرنده اند. متغیرهای (α, β, φ) مربوط به معادلات حاکم بر حرکت جسم پرنده نسبت به بردار سرعت اند که به ترتیب زاویه چرخش حول بردار سرعت، زاویه سرش جانبی و زاویه حمله است. متغیرهای γ, χ و V به چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی مربوط اند که در آنها γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت باد شمال و V سرعت حرکت جسم پرنده است.

در سامانه پرواز موشک پدافندی، متغیرهای حالت p ، q و r مربوط به دینامیک چرخش موشک است که سرعت های زاویه ای در مختصات بدنه جسم پرنده اند. متغیرهای (α, β, φ) مربوط به معادلات حاکم بر حرکت جسم پرنده نسبت به بردار سرعت اند که به ترتیب زاویه چرخش حول بردار سرعت، زاویه سرش جانبی و زاویه حمله است. متغیرهای γ, χ و V به چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی مربوط اند که در آنها γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت باد شمال و V سرعت حرکت جسم پرنده است.

در سامانه پرواز موشک پدافندی، متغیرهای حالت p ، q و r مربوط به دینامیک چرخش موشک است که سرعت های زاویه ای در مختصات بدنه جسم پرنده اند. متغیرهای (α, β, φ) مربوط به معادلات حاکم بر حرکت جسم پرنده نسبت به بردار سرعت اند که به ترتیب زاویه چرخش حول بردار سرعت، زاویه سرش جانبی و زاویه حمله است. متغیرهای γ, χ و V به چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی مربوط اند که در آنها γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت باد شمال و V سرعت حرکت جسم پرنده است.

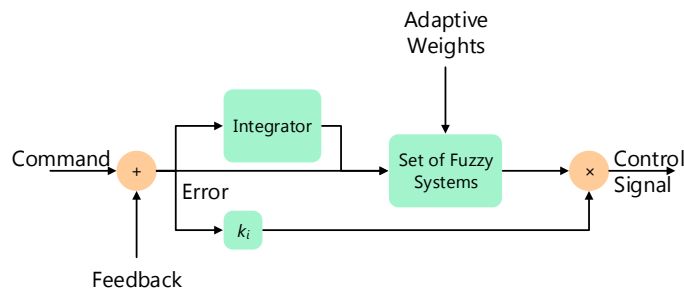
طراحی کنترل کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی ...



شکل (۲): بلوک دیاگرام طرح و ایده پیشنهادی برای پیاده سازی کنترلگر فازی - تطبیقی

بنابراین مطابق شکل (۳)، خطا و انتگرال آن به سیستم فازی وارد می شود. وزن های تطبیقی نیز ورودی دیگر این سیستم محسوب می شود. در نهایت حاصل ضرب خروجی سیستم فازی و یک مسیر پیشخور با بهره k_i ، خروجی نهایی کنترلی را تشکیل می دهند.

در شکل (۲) از ساختار کنترلی یکسانی برای حلقه داخلی و خارجی استفاده شده که در شکل (۳) نمایش داده شده است؛ بنابراین دو کنترلگر مجزا با ساختار و پیکربندی یکسان برای دو حلقه کنترلی طراحی می شوند. ورودی های هر یک از سیستم های فازی، خطا و انتگرال خطا است؛



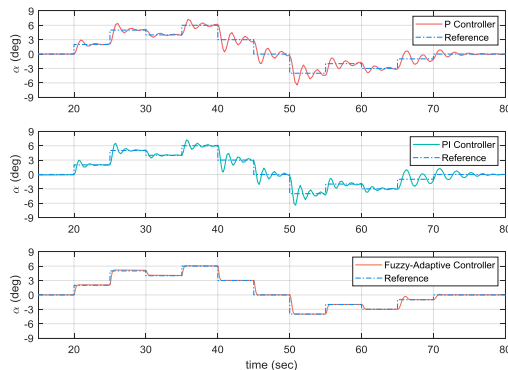
شکل (۳): ساختار کنترلگر فازی - تطبیقی پیشنهادی برای حلقه های داخلی و خارجی

همان طور که در بخش قبل گفته شد تحلیل و ارزیابی سامانه کنترلی پیشنهادی براساس معیارهای کنترلی مانند خطای حالت دائم، فراجش، زمان نشست و تلاش کنترلی صورت می گیرد. مزایای طرح پیشنهادی در ذیل درج شده اند.

- نیازداشتن به مدلسازی دقیق عدم قطعیت ها و دینامیک های غیرخطی برای طراحی کنترلگر؛
- قابلیت تطبیق کنترلگر با شرایط کاری سیستم؛
- بهبود ردیابی مسیر مطلوب با تطبیق کنترلگر با شرایط کاری سیستم؛
- تنظیم ورودی های کنترلی با استفاده از سامانه هوشمند فازی؛
- امکان کنترل برخط ردیابی موشک در حین پرواز با سامانه فازی - تطبیقی؛
- تنظیم بهینه بهره فیدبک و کاربرد سیستم فازی - تطبیقی برای کنترل سامانه پرواز، یکی دیگر از نوآوری های طرح

برای مقایسه ایده پیشنهادی با پژوهش های صورت گرفته در همین زمینه، به مرجع [۲۵] اشاره می شود. در مرجع [۲۵] استفاده از دینامیک معکوس به همراه الگوریتم ژنتیک برای کنترل موشک کروز پیشنهاد شده است. در این مرجع از کنترلگر تناسبی - انتگرالی استفاده شده که بهره های آن ثابت است و یک بار با استفاده از الگوریتم ژنتیک محاسبه می شوند؛ در حالی که کنترلگر پیشنهادی در این مقاله، دارای بهره های تطبیقی است و خود را با تغییرات شرایط محیطی یا سیستمی تطبیق می دهد. استفاده از سیستم فازی هوشمند، این قابلیت را برای کنترلگر فراهم می آورد که به صورت دائم، با استفاده از بهره های تطبیقی و تنظیمی، رفتار مطلوبی را ارائه دهد. این امر در روش کنترلی ارائه شده در مرجع [۲۵] مشهود نیست. ضمن اینکه تعیین بهره های کنترلی با استفاده از الگوریتم ژنتیک با حجم محاسباتی بالا مواجه بوده و بسیار زمان بر است و این امر دشواری هایی را در راستای پیاده سازی برخط روش پیشنهاد شده در مرجع [۲۵] ایجاد خواهد کرد.

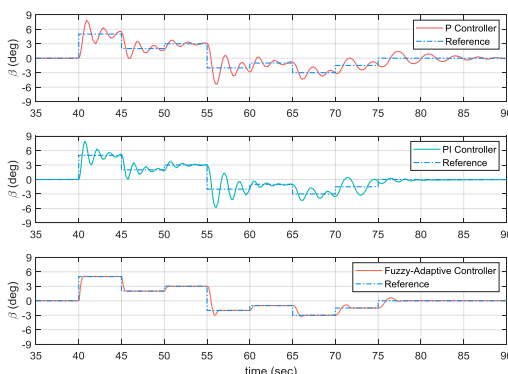
تناسبی به رنگ قرمز، تناسبی - انتگرالی به رنگ مشکی و فازی - تطبیقی به رنگ سبز مشاهده می شود.



شکل (۴): زاویه حمله موشک در شبیه سازی با کنترلگرهای مختلف

با توجه به شکل (۴)، با استفاده از ساختار کنترلی پیشنهادی، زمان نشست، زمان خیزش و فراجش به شدت کاهش یافته و ردیابی فرمان با کمترین انحراف نسبت به آن در مقایسه با کنترلگرهای تناسبی و تناسبی - انتگرالی، صورت گرفته است که سیستم های کنترل کلاسیک محسوب می شوند.

در شکل (۵)، زاویه سرش جانبی (β) موشک در شبیه سازی با کنترلگرهای مختلف نمایش داده شده است. در این شکل نیز بسیار واضح است که فراجش و نوسانات کنترلگرهای تناسبی و تناسبی - انتگرالی در مقایسه با کنترلگر فازی - تطبیقی با ساختار پیشنهادی، بسیار شایان توجه بوده و انحراف زاویه β در آنها نسبت به مقدار مرجع در مقایسه با کنترلگر غیرخطی بسیار درخور توجه است.



شکل (۵): زاویه سرش جانبی (β) موشک در شبیه سازی با کنترلگرهای مختلف

پیشنهادی محسوب می شود. این موضوع قابلیت سیستم کنترلی برای پیاده سازی برخط و امکان تطبیق با شرایط متغیر حاکم بر سیستم و محیط را نشان می دهد که مزیت عمده روش پیشنهادی محسوب می شود.

۶- پیاده سازی کنترلگر در شبیه سازی و مقایسه نتایج

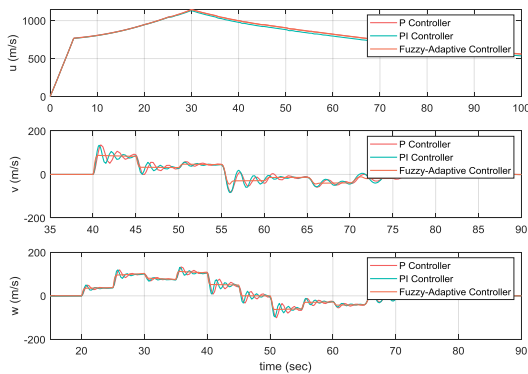
در شبیه سازی از سه نوع کنترلگر استفاده شده است. نوع اول، کنترلگرهای تناسبی که برای هر دو حلقه داخلی و خارجی، استفاده و با ضرب یک ضریب ثابت در سیگنال خطا (تفاضل مقادیر واقعی نسبت به مقادیر مرجع) حاصل می شوند. نوع دوم، کنترلگرهای تناسبی - انتگرالی که در آنها از دو بهره تناسبی و انتگرالی به ترتیب k_p و $k_i = k_p/2$ استفاده می شوند. انتگرال گیر به صورت زمان گسسته پیاده شده و برای پیشگیری از اشباع انتگرال گیر، مکانیسم anti-windup در نظر گرفته شده است. علامت خطا و انتگرال آن با هم مقایسه می شوند. اگر علامت خطا و انتگرال آن، یکسان و ورودی و خروجی تابع اشباع نابرابر باشند، اشباع رخ داده است. در این حالت ورودی صفر به انتگرال گیر اعمال می شود تا زمانی که شروط اشباع نقض شوند. ساختار کنترلگر PI برای حلقه داخلی و خارجی یکسان است و فقط بهره های کنترلی متفاوت خواهند بود و این کنترلگر براساس روش زیگلر - نیکلز طراحی شده است. نوع سوم کنترلگر فازی - تطبیقی است که برای هر دو حلقه داخلی و خارجی از این ساختار استفاده شده است. در این بخش، نتایج شبیه سازی برای مدل جسم پرنده به ازای کنترلگر P, PI و کنترلگر فازی - تطبیقی، ارائه شده اند.

نتایج شبیه سازی در شکل های (۴) الی (۹) رسم شده اند. در این تست، برای ساده تر شدن تحلیل نتایج، از تغییرات ρ صرف نظر شده است؛ زیرا سیستم، غیرخطی و پیچیده است و عوامل مختلف بر هم اثر گذارند. تغییرات مقادیر مرجع α و β به صورت کاملاً پله ای است.

در شکل (۴)، مقدار مرجع یا فرمان زاویه حمله به رنگ آبی و مقادیر واقعی زاویه حمله به ازای استفاده از کنترلگر

طراحی کنترل کننده غیرخطی سامانه کنترل پرواز موشک پدافندی با استفاده از روش فازی - تطبیقی ...

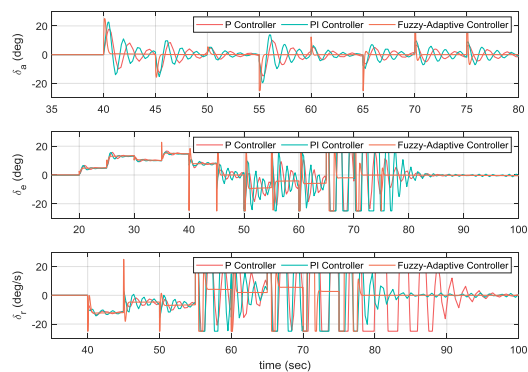
اما کنترلگر فازی - تطبیقی به دلیل مدلسازی دینامیک‌های پیچیده و نامعینی‌ها در بطن خود، سریع‌تر واکنش نشان می‌دهد و زودتر به مقدار نهایی همگرا می‌شود.



شکل (۷): متغیرهای u , v و w موشک پدافندی در شبیه‌سازی با کنترلگرهای مختلف

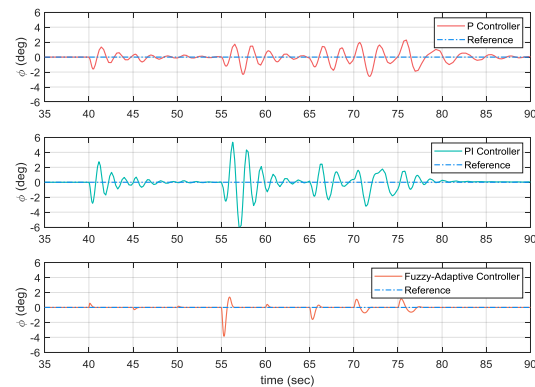
در شکل (۸)، میزان انحراف موشک از دیدگاه متغیرهای p , q و r به‌ازای کنترلگرهای مختلف، ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود میزان انحراف سرعت‌های زاویه‌ای p , q و r ، در صورت استفاده از کنترلگر غیرخطی پیشنهادی، مقدار بسیار مناسب‌تری در مقایسه با کنترلگرهای کلاسیک دارد و به‌جز در مواردی که سیستم با تغییرات سیگنال مرجع مواجه می‌شود، انحراف بزرگی در ایلران، الویتور و رادار، در صورت استفاده از کنترلگر غیرخطی، مشاهده نمی‌شود.

در شکل (۹)، سرعت‌های زاویه‌ای p , q و r به‌ازای کنترلگرهای مختلف ترسیم شده‌اند و کنترلگر غیرخطی پیشنهادی در بیشتر موارد رفتار هموارتر و کم‌نوسان‌تری نسبت به دو کنترلگر کلاسیک از خود نشان داده است.



شکل (۸): میزان انحراف موشک از دیدگاه متغیرهای p , q و r به‌ازای کنترلگرهای مختلف

در شکل (۶)، زاویه رول موشک پدافندی در شبیه‌سازی با کنترلگرهای مختلف نمایش داده شده است. در این شکل نیز واضح است که فراجش و نوسانات کنترلگرهای تناسبی و تناسبی - انتگرالی در مقایسه با کنترلگر فازی - تطبیقی با ساختار پیشنهادی، بسیار شایان توجه بوده و انحراف زاویه β در آنها نسبت به مقدار مرجع در مقایسه با کنترلگر غیرخطی، بسیار درخور توجه است. این در حالی است که کنترلگر فازی - تطبیقی پیشنهادی ضمن کم‌تر بودن فراجش، در زمان کوتاه‌تری به تغییرات سیگنال مرجع واکنش نشان می‌دهد که مزیت شایان توجهی است.



شکل (۶): زاویه رول موشک در شبیه‌سازی با کنترلگرهای مختلف

در شکل (۷)، متغیرهای u , v و w در شبیه‌سازی موشک پدافندی با کنترلگرهای مختلف رسم شده‌اند. با توجه به شکل، ردیابی بهینه مسیر و کمترین تلاش کنترلی برای ردیابی تغییرات، در حالتی محقق شده که از کنترلگر فازی - تطبیقی با ساختار غیرخطی پیشنهادی استفاده شده است. همچنین نمودارهای قرمز و سبز رنگ که به‌ترتیب متعلق به کنترلگرهای تناسبی و تناسبی - انتگرالی‌اند، نوسانات، فراجش و زمان نشست بیشتری را در مقایسه با نمودار قرمز رنگ مربوط به کنترلگر فازی - تطبیقی تجربه می‌کنند.

درخور ذکر است دست‌یابی به سرعت بالاتر در پاسخ، ضمن کاهش نوسانات و فراجش‌ها با استفاده از روش‌های کنترل خطی و کلاسیک میسر نمی‌شود و لازمه آن بهره‌برداری از کنترلگر غیرخطی مناسب است. به عبارت دیگر، کنترلگرهای کلاسیک، تغییرات را نسبتاً کند دنبال می‌کنند؛

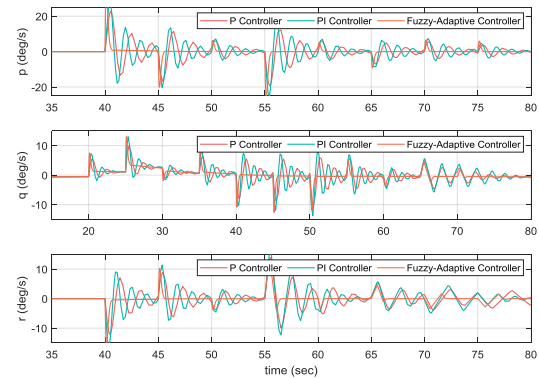
تنظیم شده به کمک الگوریتم ژنتیک (روش الف در جدول ۱) با روش پیشنهادی یعنی کنترلگر غیرخطی فازی - تطبیقی (روش ب در جدول ۱) مقایسه شده است. مقادیر مربوط به روش الف از مرجع [۲۵] استخراج شده اند. با توجه به این جدول و شکل های (۴) الی (۶)، انحراف پارامترها از مقادیری که باید ردیابی شود، با استفاده از کنترلر فازی - تطبیقی کاهش چشمگیری داشته است.

جدول (۱): مقایسه کنترلگر فازی - تطبیقی با شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک

	حداکثر خطای ردیابی		ارایانس خطای ردیابی		MSE خطای ردیابی	
	روش الف	روش ب	روش الف	روش ب	روش الف	روش ب
α	۰/۱۶۴	۰/۰۰۴	۰/۰۰۰۲۴	۰/۰۰۰۱۷	۰/۰۰۰۶۸	۰/۰۰۳۹
β	۰/۰۰۱	۰/۰۰۲	۰/۰۰۰۰۵	۰/۰۰۰۰۳۵	۰/۰۰۰۰۸	۰/۰۰۰۰۳
φ	۰/۹۳	۰/۰۵	۰/۰۰۰۰۶	۰/۰۰۰۰۲۵	۰/۰۰۰۰۹	۰/۰۰۲

۷- جمع بندی

در این پژوهش، چگونگی طراحی سیستم کنترل جسم پرنده، بررسی و چگونگی پیاده سازی معادلات جسم پرنده در محیط سیمولینک متلب و شبیه سازی آن ارائه شد. کنترلگر تطبیقی سریع تر است و همین امر باعث می شود نسبت به هر تغییری از جمله نویز و اغتشاش، سریع تر واکنش نشان دهد؛ اما به دلیل همین سرعت، اثرات نامطلوب را سریع تر حذف می کند؛ بنابراین اثرات نامطلوب مدت کمتری روی سیگنال ظاهر می شوند. کنترلگرهای کلاسیک واکنش کندتری نشان می دهند؛ اما در دفع اثرات نامطلوب نیز کند است. در بیشتر موارد، تلاش کنترلی در صورت استفاده از کنترلگر فازی - تطبیقی، کمتر از کنترلگرهای کلاسیک است. تنظیم بهینه بهره فیدبک و کاربرد سیستم کنترل غیرخطی فازی - تطبیقی برای کنترل سیستم پرواز، نوآوری این مقاله است.

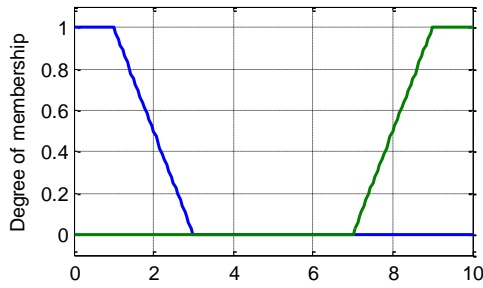


شکل (۹): تغییرات سرعت های زاویه ای p و q و r به ازای کنترلگرهای مختلف

همانطور که مشاهده می شود حساسیت و سرعت همگرایی پارامترها با کنترلگر فازی - تطبیقی بسیار مناسب تر و سریع تر است. کنترلگرهای کلاسیک در مقایسه با کنترلگر فازی - تطبیقی پاسخی کندتر و همراه با تلاش کنترلی بیشتری ارائه داده اند. به وضوح در شکل های مشخص است زمان همگرایی پاسخ در صورت استفاده از کنترلگر غیرخطی، کوتاه تر است. این مطلب نشان دهنده سرعت بالاتر و حساسیت بیشتر کنترلر فازی - تطبیقی در پاسخ به تغییرات مقدار مرجع حلقه بیرونی است. با توجه به سریع بودن دینامیک موشک، کنترلگر سریع تر مطلوب خواهد بود. کنترلر فازی - تطبیقی با تلاش کنترلی کمتر روی بیشتر سیگنال ها و به صورت سریع تر، سیستم را به وضعیت مطلوب و نهایی خود رسانده است.

درخور ذکر است دست یابی به سرعت بالاتر در پاسخ، ضمن کاهش نوسانات و فراجشش ها با استفاده از روش های کنترل خطی و کلاسیک میسر نمی شود و لازمه آن بهره برداری از کنترلگر غیرخطی مناسب است. به عبارت دیگر، کنترلگرهای کلاسیک، تغییرات را نسبتاً کند دنبال می کند؛ اما کنترلگر فازی - تطبیقی به دلیل مدلسازی دینامیک های پیچیده و نامعینی ها در بطن خود، سریع تر واکنش نشان می دهد و زودتر به مقدار نهایی همگرا می شود.

جدول (۱) به منظور مقایسه عددی نتایج با نتایج ارائه شده در مرجع [۲۵] تنظیم شده است. در این جدول کنترلگر دینامیک معکوس با شبکه عصبی و بهره های



توابع تعلق مربوط به ورودی شماره ۲ (انتگرال خطا) در

سیستم های فازی کنترلگر حلقه بیرونی

۸-۲- مشخصات سامانه شبیه سازی شده

مقدار	پارامتر
۲۳۲۶ کیلوگرم	جرم اولیه
۰٫۶۵۴ متر	قطر
۱۰٫۸۳ متر	طول
۳۵۰۰۰۰ نیوتن	نیروی پیشرانش
۶٫۵۷ متر	موقعیت مرکز جرم
۳۰	I_x
۳۹۶۰	I_y
۳۹۶۰	I_z

مراجع

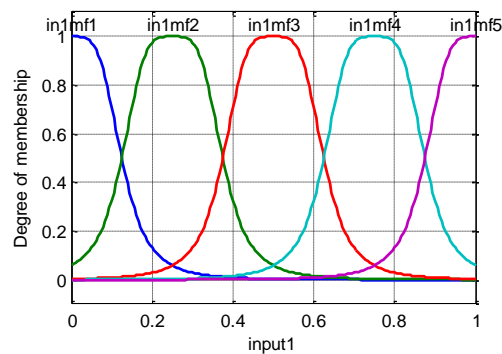
- [1] Y. H. Fan, P. P. Yan, F. Yang, Hong Yang Xu, "Discrete Sliding Mode Control For Hypersonic Cruise Missile", Discrete Dynamics In Nature And Society, 2016.
- [2] Y. Hu, Z. Xiao, J. Li, "Missile PID Controller Parameter Tuning based on Iterative Learning Control", 2nd International Conference on Signal Processing Systems, pp V3-689-692, 5-7 July 2010.
- [3] C. Yuan, Y. Liu, F. Wu, C. Duan, "Hybrid Switched Gain-Scheduling Control for Missile Autopilot Design", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 39, No. 10, October 2016.
- [4] Y. Lee, Y. Kim, G. Moon, B.-E. Jun, "Sliding-Mode-Based Missile-Integrated Attitude Control Schemes

۸- ضمیمه

۸-۱- (توابع تعلق قواعد فازی به کاررفته در

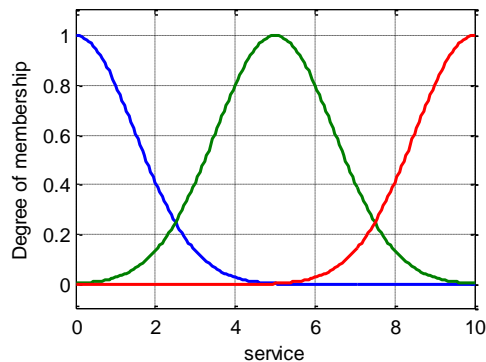
کنترلگر فازی - تطبیقی)

قواعد فازی به کاررفته در کنترلگر فازی - تطبیقی از نوع سوگینو است و فقط در بخش ورودی توابع تعلق غیرخطی دارند و خروجی آنها خطی است.



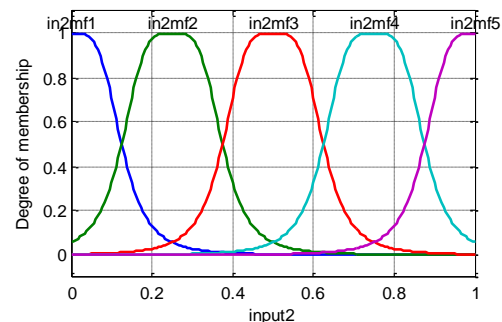
توابع تعلق مربوط به ورودی شماره ۱ (خطا) در سیستم های

فازی کنترلگر حلقه بیرونی



توابع تعلق مربوط به ورودی شماره ۲ (انتگرال خطا) در

سیستم های فازی کنترلگر حلقه بیرونی



توابع تعلق مربوط به ورودی شماره ۱ (خطا) در سیستم های

فازی کنترلگر حلقه درونی

- [13] S. Zhu, Z. Chen, H. Zhang, Z. Huang, H. Zhang, "Investigations on The Influence of Control Devices to the Separation Characteristics of a Missile From the Internal Weapons Bay", *Journal of Mechanical Science And Technology*, Vol. 32, No. 5, May 2018.
- [14] Z. Shi, W. Ma, Y. Zhang, H. Han, "Lateral Thrust and Aerodynamics Compound Control System of Missile based on Adaptive Fuzzy Control", 5th International Symposium on Computational Intelligence and Design, pp. 231-234, 28-29 Oct. 2012.
- [15] H. Mahdianfar, E. Prempain, "Adaptive Augmenting Control Design for a Generic Longitudinal Missile Autopilot", 2016 American Control Conference (ACC), pp. 3138-3143, 6-8 July 2016.
- [16] O. Ognjanović, S. Maksimović, N. Vidanović, G. Kastratović, K. Maksimović, "Structural Analyses of Ballistic Missile Fin Configuration During Supersonic Flight Conditions", *International Journal of Engineering*, Vol. 16, No. 1, February 2018.
- [17] F.-K. Yeh, J.-J. Huang, C.-W. Huang, "Integrated Design of Ballistic Missile Guidance and Autopilot using Adaptive Sliding Control with 5 DOF Inputs", *SICE Annual Conference*, pp. 639-644, 13-18 September 2011.
- [18] F.-K. Yeh, "Adaptive-Sliding-Mode Guidance Law Design for Missiles with Thrust Vector Control and Divert Control System", *IET Control Theory & Applications*, Vol. 6, No. 4, March 2012.
- [19] H. Malek, M.M. Ebadzadeh, M. Rahmati, "Three New Fuzzy Neural Networks Learning Algorithms based on Clustering, Training Error and Genetic Algorithm", *Applied Considering Velocity Change*", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 3, January 2016.
- [5] Chen Xianxiang, "Robust Gain-Scheduled Autopilot Design with LPV Reference Model for Portable Missile", 2012 IEEE Aerospace Conference, pp. 1-10, 3-10 March 2012.
- [6] U. Sefastsson, "Evaluation of Missile Guidance and Autopilot through a 6 DOF Simulation Model", 2016.
- [7] D.-Y. Won, M.-J. Tahk, K.-Y. Kim, "Robust Gain-Scheduling Technique for an Agile Missile Subject to Mass Variation", *ICCAS 2010*, pp. 2119-2123, 27-30 October 2010.
- [8] J. Lijin, T.J.S. Jothi, "Aerodynamic characteristics of an Ogive-Nose Spinning Projectile", *Sādhanā*, Vol. 43, No. 4, April 2018.
- [9] Y. Yun, J. Guo, S. Tang, "Robust Smooth Sliding-Mode-Based Controller with Fixed-Time Convergence for Missiles Considering Aerodynamic Uncertainty", *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018.
- [10] R.E. Ak, M.R. Prasetyo, Z. Hidayat, "Designing an Optimal Control LQT for Controlling and Guidance of Missile", *Journal On Advanced Research In Electrical Engineering*, Vol. 2, No. 1, April 2018.
- [11] C.-H. Lee, B.-E. Jun, J.-Ik Lee, "Connections between Linear and Nonlinear Missile Autopilots via Three-Loop Topology", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 6, January 2016.
- [12] Z. Shi, F. Wang, X.-Z. Wang, "Design of Missile Lateral Channel Controller Based on QFT", *International Conference on Computational and Information Sciences*, pp. 917-920, 21-23 Oct. 2011.

- Journal of Aerospace Engineering, Vol. 232, No. 6, June 2017.
- [22] S. He, J. Wang, D. Lin, "Robust Missile Autopilots With Finite-Time Convergence", Asian Journal of Control, Vol. 18, No. 3, May 2016.
- [23] B. Bangian Tabrizi, S.K. Hosseini Sani, "Control of Cruise STT Missile based on Dynamic Inversion using Genetic Algorithm and Neural Network and Virtual Boundary Layer Using Simulated Annealing Optimization", 22nd Iranian Conference of Electrical Engineering, May 2014.
- Intelligence, Vol. 37, No. 2, September 2012.
- [20] B.-G. Park, H.-H. Kwon, Y.-H. Kim, "Composite Guidance Scheme for Impact Angle Control Against a Nonmaneuvering Moving Target", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 39, No. 5, January 2016.
- [21] C. Dongyang, L.K. Abbas, R. Xiaoting, W. Guoping, "Aerodynamic and Static Aeroelastic Computations of a Slender Rocket with All-Movable Canard Surface", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:

¹ Performance

² Autopilot

³ Angle of Attack

⁴ Robust

⁵ Gain Scheduling

⁶ Inverse Dynamics

⁷ Fuzzy-Adaptive

⁸ Sideslip Angle

⁹ Aileron

¹⁰ Elevator

¹¹ Rudder

¹² Lift Coefficient

¹³ Drag Coefficient

¹⁴ Yaw Angle

¹⁵ Pitch Angle

¹⁶ Roll Angle