

طراحی قانون هدایت مقاوم سه بعدی ربات پرنده به روش فازی - مد لغزشی

ابراهیم صادقی (کارشناس ارشد)

جلال کریمی* (استادیار)

سید حسین ساداتی (دانشیار)

مجمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۳۹۶)
دوری ۲ - ۳۳، شماره ۲، ص. ۲۵-۱۳

یکی از مهم ترین دغدغه ها در حوزه ی ارتقای سطح خودگردانی ربات های پرنده مسئله ی طراحی سیستم هدایت ربات های پرنده است به نحوی که قادر به انجام مأموریت از پیش تعیین شده باشند. از آنجا که مأموریت محوله در شرایط جوی مختلفی می تواند تعریف شود، وسیله ی پرنده باید بتواند مأموریت خود را با حضور نامعینی های جوی انجام دهد. در تحقیق حاضر یک روش هدایت مقاوم مبتنی بر نقاط مسیر ارائه شده است که قابلیت انجام مأموریت در حضور باد و اغتشاشات جوی را دارد. در روش های هدایت کلاسیک مثل تعقیب محض و ناوبری تناسبی در بخش هایی از مسیر که شعاع انحنا کم است یا زمانی که پرواز در حضور باد و اغتشاش انجام می شود، هدایت ربات پرنده دچار افت شدید عملکردی می شود. در تحقیق حاضر با ترکیب روش های تعقیب محض و مد لغزشی و در نظر گرفتن دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی ربات پرنده، یک الگوریتم هدایت مقاوم مد لغزشی طراحی شده است. برای افزایش کارایی و کاهش پدیده ی آشوب^۱ روشی هدایتی با کنترل فازی نیز ترکیب شده و یک قانون هدایت جدید به نام هدایت مقاوم مد لغزشی - فازی طراحی شده است. در نهایت، سیستم کنترل پرواز مبتنی بر روش وارون دینامیک طراحی شده است. شبیه سازی سیستم هدایت و کنترل به صورت شش درجه آزادی در دو سناریوی پروازی مختلف یک بار بدون حضور اغتشاش جوی و بار دیگر در حضور اغتشاش جوی انجام شده و نتایج روش های هدایتی مختلف مقایسه شده است. نتایج نشان دهنده ی عملکرد مطلوب الگوریتم هدایتی ارائه شده است.

واژگان کلیدی: هدایت مقاوم، هدایت تعقیب محض، هدایت مقاوم مد لغزشی، هدایت مقاوم مد لغزشی - فازی، کنترل پرواز وارون دینامیک، سیستم هدایت و کنترل.

esadeghi1368@gmail.com
karimi.j@mut.ac.ir
hsadati@aut.ac.com

۱. مقدمه

و طراحی شده اند ولی با اعمال ملاحظات مأموریتی ربات های پرنده، می توان از آنها برای هدایت ربات پرنده نیز بهره برد. یکی از مسائل مهم در هر سیستم واقعی، وجود نامعینی است. نامعینی می تواند در پارامترهای سیستم هدایت هم وجود داشته باشد. نامعینی ها از یک منظر به نامعینی های ساختاری (پارامتری) و غیرساختاری (دینامیک های مدل نشده) تقسیم می شوند و از منظری دیگر به نامعینی های با توزیع آماری و توزیع کاملاً نامشخص تقسیم می شوند. دینامیک های مدل نشده در حلقه ی هدایت تأثیری ندارند ولی نامعینی هایی مثل باد، تندباد، نویز حسگرها و مانور تصادفی هدف از مهم ترین منابع تأثیرگذار در حلقه ی هدایت هستند.

دو روش اصلی و مکمل برای مقابله با عدم قطعیت های مدل وجود دارد: کنترل مقاوم و کنترل تطبیقی.^[۲] یکی از پرکاربردترین روش های کنترل مقاوم روش کنترل

وظیفه ی سیستم هدایت محاسبه ی فرمان های شتاب و سرعت های زاویه یی مورد نیاز است. در واقع، این سیستم با داشتن مقادیر لحظه یی وضعیت، موقعیت و سرعت وسیله ی پرنده را در مسیر پرواز مطلوب هدایت می کند. به عبارت دیگر، وظیفه ی این سیستم هدایت در مسیری است که وسیله ی پرنده به کمینه ی فاصله ی ممکن تا هدف برسد. در این سیستم فرمان های هدایتی اجرا و شتاب های جهتی و سرعت های زاویه یی مورد نیاز برای نزدیکی جسم پرنده به هدف محاسبه می شود. خروجی سیستم هدایت به عنوان ورودی به سیستم کنترل خودکار ارسال می شود.^[۱] روش های هدایت کلاسیک از روش های کنترلی متفاوت بوده اند ولی روش های هدایتی مدرن از تلفیق با منطق کنترلی حاصل شده اند. روش های هدایت کلاسیک غالباً برای موشک تعریف

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۴/۹/۴، اصلاحیه ۱۳۹۵/۵/۱۱، پذیرش ۱۳۹۵/۵/۲۳

کرد. این امر موجب سهولت طراحی شده است. هدایت و کنترل یکپارچه براساس مد لغزشی مرتبه دوم موجب کاهش بار محاسباتی در حلقه‌های هدایت و کنترل شده است.

در تحقیق حاضر به مسئله‌ی هدایت مبتنی بر نقاط مسیر ربات‌های پرنده پرداخته شده و با استفاده از منحنی‌های اسپلاین مکعبی^۸ و مفهوم نقطه مسیر مجازی^۹ (به عنوان یک هدف متحرک در بین مسیر میان‌یابی شده) یک روش هدایت مقاوم غیرخطی برای غلبه بر نامعینی‌های باد و اغتشاشات و مسیر حرکت ربات پرنده طراحی شده است. در نهایت با استفاده از دینامیک شش درجه آزادی ربات پرنده، سیستم هدایت و کنترل طراحی شده است.

در ادامه، در بخش ۲ قانون هدایت طراحی شده ارائه خواهد شد. در بخش ۳ سیستم کنترل ربات پرنده تشریح خواهد شد و در بخش ۴ شبیه‌سازی سیستم هدایت مقاوم انجام شده که در فضای شش درجه آزادی با سیستم کنترل پرنده یکپارچه شده است. شبیه‌سازی‌ها در دو حالت با اغتشاش و بدون اغتشاش انجام شده است.

۲. طراحی قانون هدایت

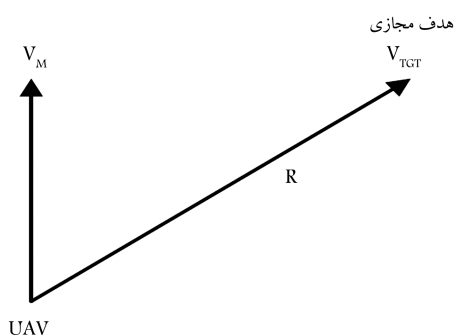
۱.۲. طراحی قانون هدایت مقاوم مد لغزشی

در هدایت مبتنی بر نقاط مسیر که از ایده‌ی هدف مجازی استفاده می‌کند، سرعت ربات پرنده و سرعت هدف مجازی به هم نزدیک است و در این شرایط، روش تعقیب محض کارایی بهتری در مقایسه با ناوبری تناسبی دارد. به همین دلیل، در تحقیق حاضر از هدایت تعقیب محض به عنوان روش پایه استفاده شده است.^[۱۰]

هدایت تعقیب محض باعث می‌شود که ربات پرنده همواره به سمت هدف مجازی جهت‌گیری کند. اما وقتی ربات پرنده به هدف نزدیک می‌شود این روش به مانور هدف حساس می‌شود و منجر به بروز مشکلاتی می‌شود.^[۱۰] هدف مجازی یک نقطه فرضی است که بر روی مسیر مأموریتی ربات پرنده حرکت می‌کند و ربات پرنده برای تعقیب مسیر، این هدف مجازی را دنبال می‌کند. با توجه به شکل ۱، فرمان شتاب (a_d) در قانون تعقیب محض در حالت سه بعدی عبارت است از:^[۶]

$$a_d = \frac{N(\mathbf{V}_M \times \mathbf{R}) \times \mathbf{V}_M}{V_M \cdot R} \quad (1)$$

که در آن $\mathbf{V}_M$ بردار سرعت ربات پرنده، $\mathbf{R}$ بردار موقعیت نسبی پرنده تا هدف مجازی و N یک ضریب ثابت است.



شکل ۱. نحوه‌ی قرارگیری ربات پرنده و هدف مجازی.

مد لغزشی است که اصلی‌ترین مشکل این روش پدیده‌ی چترینگ است.^[۱۲] شیما و همکاران^[۱۳] از کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی برای طراحی یکپارچه‌ی هدایت و کنترل استفاده کرده‌اند که در آن یک سطح لغزش براساس خطای تلاش صفر^۲ تعریف شده است. عملکرد این سیستم تک حلقه با سیستم دو حلقه مقایسه شده است. مزیت طراحی یکپارچه عمدتاً در سناریوهایی است که پرنده دارای مانور زیادی است. یک قانون هدایت غیرخطی تطبیقی ارائه شده است^[۱۴] که در آن معادلات حالت مرتبه‌ی چهار برای حلقه‌ی یکپارچه‌ی هدایت و کنترل بسط داده شده‌اند و نامعینی‌های مانور و دینامیک حلقه‌ی کنترل در آن لحاظ شده است. قانون مورد نظر کنترل مد لغزشی را با محدوده‌ی نامعینی‌ها تطبیق می‌دهد. یاماساکی و همکاران^[۱۵] به جای روش اصلاح خطای تعقیب از قانون ناوبری تناسبی (PN)^۳ برای تعقیب مسیر استفاده کرده‌اند. نشان داده شده که قانون ناوبری تناسبی، در مأموریت تعقیب مسیر، دارای خطای تعقیب زیاد و مسیرهایی با انحنای شدید است. ولی در شرایط اغتشاشات باد، مقاومت بیشتری نسبت به روش اصلاح خطای تعقیب دارد. یاماساکی و همکاران^[۱۶] از ترکیب مد لغزشی و هدایت تعقیب محض (PP)^۴ برای هدایت وعده‌گاه^۵ ربات پرنده استفاده کرده‌اند. روش هدایت تعقیب محض توانایی خوبی در هدایت ربات پرنده را به سمت اهداف متحرک دارد. اما اساس قانون هدایت تعقیب محض بر این است که وسیله‌ی تعقیب‌کننده، هدف را در هر سمتی که ببیند، به آن سمت تغییر جهت می‌دهد. بنابراین، در فواصل نزدیک به هدف، به دلیل در اختیار نداشتن زمان کافی برای عکس‌العمل به مانور هدف، با مشکل مواجه می‌شود و ممکن است فرمانی صادر شود که منجر به واگرایی تعقیب شود. به همین علت^[۱۶] یک روش جدید مبتنی بر هدایت خط دید و روش مد لغزشی توسعه داده شده است. ناتان و همکاران^[۱۷] به طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه پرداخته‌اند. در سیستم‌هایی که حلقه‌ی هدایت و حلقه‌ی کنترل به صورت مجزا طراحی می‌شوند حلقه‌ی خارجی حلقه‌ی هدایت خواهد بود که وظیفه‌ی آن تولید شتاب‌هایی است که باید توسط حلقه‌ی داخلی (حلقه‌ی کنترلی) تعقیب شود. با طراحی مجزای این دو حلقه، تأخیر ذاتی بین حلقه‌ها ایجاد خواهد شد. زیرا دو حلقه در بسامدهای مختلفی کار می‌کنند. مزیت هدایت و کنترل یکپارچه این است که تأخیر ذاتی بین دو حلقه را ندارد و در آن فقط یک حلقه وجود دارد. سعی شده است با توجه به سرعت بالای پاسخ سیستم هدایت و کنترل یکپارچه از آن برای حداقل کردن خطای برخورد استفاده شود.^[۱۸] هدف اصلی این نوشتار ارائه‌ی هدایت و کنترل مقاوم رهگیر در برابر مانورهای شدید و ناگهانی هدف بوده است.

برای دسترسی به این مهم، در این تحقیق کنترل مد لغزشی مرتبه دوم هموار استفاده شده و برای بررسی مقاوم بودن، نامعینی در دینامیک و مانور هدف اعمال شده است. شوانگی^[۱۹] کنترل فازی تطبیقی مد لغزشی برای تعقیب مسیر توسط یک سیستم غیرخطی را ارائه کرده است. در طراحی کنترل‌کننده از خطای مدل‌سازی برای تخمین تطبیق‌وار نامعینی‌ها استفاده شده است. در این طراحی لازم نیست محدوده‌ی نامعینی‌ها معلوم باشد. این روش همگرایی مجانبی را برای خطای مدل تضمین می‌کند. یاماساکی و همکاران^[۱۹] روش هدایت تعقیب محض پیشرفته^۶ را برای تعقیب ربات پرنده ارائه کرده‌اند. این روش هدایت با ترکیب مد لغزشی و به کمک یک تابع لیاپانف ایجاد شده است که بر پایه‌ی بیان سه بعدی مرتبط با زاویه‌ی خط دید است. نتایج تحقیق قابلیت مانورپذیری و تعقیب توسط ربات پرنده را نشان می‌دهد. یاماساکی^[۱۹] از هدایت و کنترل یکپارچه به دلیل سرعت پاسخ بالایش استفاده کرده و نشان داده است که از بین روش‌های مختلف، روش هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر مد لغزشی^۷ عملکرد مقاومی در برابر مانور هدف دارد. از نوآوری این تحقیق می‌توان به هدایت و کنترل یکپارچه برای سه کانال پیچ، رول، و یاو اشاره

براساس فلسفه‌ی هدایت تعقیب محض، رابطه‌ی زیر باید همواره برقرار باشد:^[۹]

$$\mathbf{V}_M \times \mathbf{R} = \mathbf{0} \quad (۲)$$

در ادامه، قانون هدایت جدید سه بعدی مبتنی بر هدایت تعقیب محض و مد لغزشی ارائه می‌شود که هدایت مد لغزشی بر پایه‌ی تعقیب محض (PPSMG) 1° نامیده می‌شود. در این قانون هدایت، سطح لغزش از نرمال کردن عبارت بالا به دست می‌آید:

$$\mathbf{S}_M = \frac{\mathbf{V}_M \times \mathbf{R}}{V_M R} \quad (۳)$$

و فرمان شتاب عبارت است از:^[۶]

$$\begin{aligned} a_\gamma &= \frac{V_M R}{x_R} \left(\frac{V_{Tz}}{R} - \frac{x_R(V_{Tx} - V_M) + y_R V_{Ty} + z_R V_{Tz}}{R^2} z_R \right. \\ &\quad \left. + \beta_\gamma \operatorname{sgn}\left(\frac{z_R}{R}\right) \right) \\ a_\lambda &= \frac{V_M R}{x_R} \left(\frac{V_{Ty}}{R} - \frac{x_R(V_{Tx} - V_M) + y_R V_{Ty} + z_R V_{Tz}}{R^2} y_R \right. \\ &\quad \left. + \beta_\lambda \operatorname{sgn}\left(\frac{y_R}{R}\right) \right) \end{aligned} \quad (۴)$$

که در آن متغیرهای a_γ و a_λ به ترتیب شتاب‌های عرضی و قائم وارد بر ربات پرنده و به نوعی ورودی‌های مد لغزشی هستند. مؤلفه‌های بردار سرعت ربات پرنده و بردار سرعت هدف مجازی، بردار موقعیت ربات پرنده و بردار شتاب ربات پرنده عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_M &= \begin{bmatrix} V_M & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{V}_{TGT} &= \begin{bmatrix} V_{Tx} & V_{Ty} & V_{Tz} \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{R} &= \begin{bmatrix} x_R & y_R & z_R \end{bmatrix}^T \\ \dot{\mathbf{V}}_M &= \begin{bmatrix} \dot{V}_M & u_\lambda & u_\gamma \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (۵)$$

در رابطه‌ی ۴ پارامترهای β_γ و β_λ مقادیر ثابت مثبت و sgn تابع علامت است. در عمل، برای کاهش پدیده‌ی آشوب به جای تابع علامت sgn ، از تابع اشباع sat استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} \operatorname{sat}\left(\frac{z_R}{R}\right) &= \begin{cases} \left(\frac{z_R}{R}\right) / \varepsilon_\gamma & \left|\frac{z_R}{R}\right| < \varepsilon_\gamma \\ \operatorname{sgn}\left(\frac{z_R}{R}\right) & \left|\frac{z_R}{R}\right| \geq \varepsilon_\gamma \end{cases} \\ \operatorname{sat}\left(\frac{y_R}{R}\right) &= \begin{cases} \left(\frac{y_R}{R}\right) / \varepsilon_\lambda & \left|\frac{y_R}{R}\right| < \varepsilon_\lambda \\ \operatorname{sgn}\left(\frac{y_R}{R}\right) & \left|\frac{y_R}{R}\right| \geq \varepsilon_\lambda \end{cases} \end{aligned} \quad (۶)$$

که در آن ε یک ثابت مثبت و کوچک است. رابطه‌ی بین فرمان‌های شتاب a_λ و a_γ و دینامیک پرنده به صورت زیر است:^[۶]

$$\begin{aligned} a_\gamma &= -V\dot{\gamma} = -\frac{1}{m} (L + F_T \sin \alpha) \cos \phi_W + g \cos \gamma \\ a_\lambda &= V\dot{\lambda} \cos \gamma = \frac{1}{m} (L + F_T \sin \alpha) \sin \phi_W \end{aligned} \quad (۷)$$

در رابطه‌ی ۷، λ و γ به ترتیب مقادیر زوایای عرضی و قائم مسیر پرنده، L و F_T نیز به ترتیب نیروهای برآ و پیشران هستند. با حل این دو معادله بر حسب Φ_w و α

دستورات کنترلی مطلوب برای سیستم کنترل حاصل می‌شوند:

$$\begin{aligned} \phi_{W,d} &= \tan^{-1} \left(\frac{u_\lambda}{-a_\gamma + g \cos \gamma} \right) \\ \alpha_d &= \frac{m \sqrt{(-a_\gamma + g \cos \gamma)^2 + (a_\lambda)^2} - F_T \sin \alpha}{Q S C_{L\alpha}} + \alpha. \end{aligned} \quad (۸)$$

زبرنویس d به معنای مطلوب است و Q فشار دینامیکی است. چون ساختار کنترلی ربات پرنده از نوع غلت به گردش^{۱۱} است، صفر بودن زاویه سرش جانبی ($\beta_d = 0$) از فرامین ورودی سیستم کنترل است.

۲.۲. طراحی قانون هدایت مقاوم مد لغزشی - فازی

از آنجایی که روش مد لغزشی ذاتاً دارای پدیده‌ی آشوب است، به جای تابع علامت از تابع اشباع در استخراج مقادیر فرمان هدایت استفاده شده است. ولی این امر نیز به تنهایی کارایی لازم و مطلوب را ایجاد نمی‌کند. بنابراین، در این بخش از ترکیب روش مد لغزشی و کنترل فازی برای رفتار نرم و هموار برای از بین بردن پدیده‌ی ناخواسته‌ی آشوب استفاده می‌شود. در این طراحی از روش مرکز میانگین در غیر فازی‌ساز استفاده شده است که خروجی غیر فازی‌ساز را با پیوستگی بهتری تأمین می‌کند. در این تحقیق از روش حداقل ممدانی که پرکاربردترین موتور استنتاج فازی است استفاده شده است. قانون هدایت ارائه‌شده در این بخش قانون هدایت مد لغزشی - فازی (PPFSMG)^{۱۲} نامیده می‌شود. طبق تعریف مشخص است که:

$$\begin{aligned} \frac{y_R}{R} &= \sin(\lambda) \\ \frac{z_R}{R} &= \sin(\gamma) \end{aligned} \quad (۹)$$

از آنجا که عموماً زاویه‌ی γ کوچک‌تر از 1° درجه و زاویه‌ی λ کوچک‌تر از 2° درجه است، با تقریب قابل قبولی می‌توان از رابطه‌ی زیر استفاده کرد.

$$\begin{aligned} \sin(\gamma) &= \gamma \\ \sin(\lambda) &= \lambda \end{aligned} \quad (۱۰)$$

با ترکیب روابط و ساده‌سازی عبارات زیر حاصل شده است:

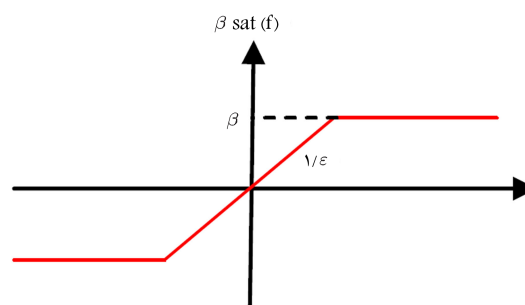
$$\begin{aligned} a_\gamma &= \frac{V_M R}{x_R} \left(\frac{V_{Tz}}{R} - \frac{x_R(V_{Tx} - V_M) + y_R V_{Ty} + z_R V_{Tz}}{R^2} z_R \right. \\ &\quad \left. + \beta_\gamma \operatorname{sat}(\gamma) \right) \\ a_\lambda &= \frac{V_M R}{x_R} \left(\frac{V_{Ty}}{R} - \frac{x_R(V_{Tx} - V_M) + y_R V_{Ty} + z_R V_{Tz}}{R^2} y_R \right. \\ &\quad \left. + \beta_\lambda \operatorname{sat}(\lambda) \right) \end{aligned} \quad (۱۱)$$

که در تابع اشباع به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \operatorname{sat}(\gamma) &= \begin{cases} \gamma / \varepsilon_\gamma & |\gamma| < \varepsilon_\gamma \\ \operatorname{sgn}(\gamma) & |\gamma| \geq \varepsilon_\gamma \end{cases} \\ \operatorname{sat}(\lambda) &= \begin{cases} \lambda / \varepsilon_\lambda & |\lambda| < \varepsilon_\lambda \\ \operatorname{sgn}(\lambda) & |\lambda| \geq \varepsilon_\lambda \end{cases} \end{aligned} \quad (۱۲)$$

جدول ۲. پایگاه قوانین فازی خروجی ε_γ .

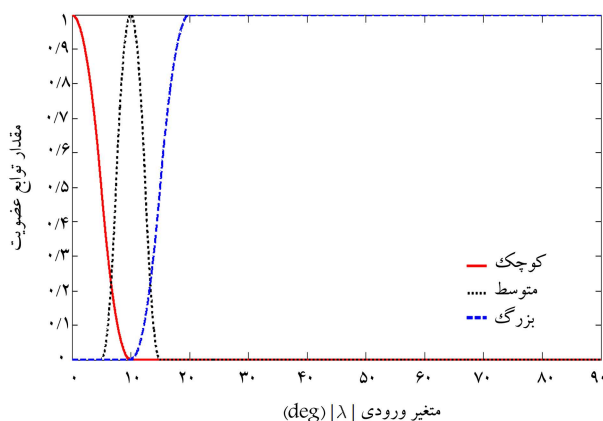
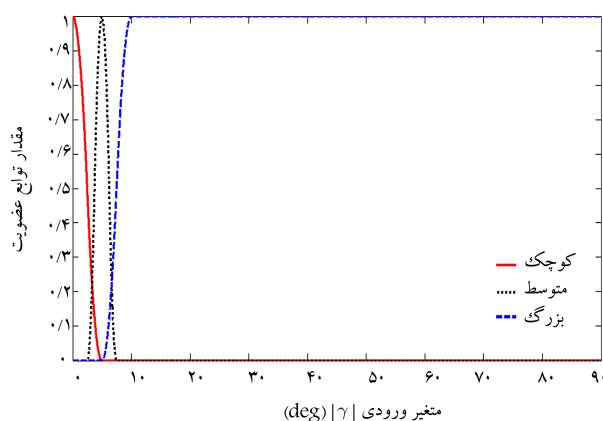
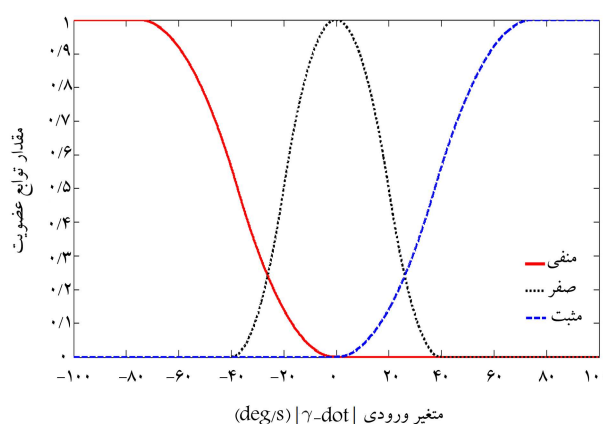
$ \gamma $	$\frac{d}{dt} \gamma $		
	N	Z	P
S	B	B	M
M	B	M	S
B	M	S	S



شکل ۲. تابع اشباع.

جدول ۱. پایگاه قوانین فازی خروجی β_γ .

$ \gamma $	$\frac{d}{dt} \gamma $		
	N	Z	P
S	S	S	M
M	S	M	B
B	M	B	B

شکل ۳. توابع عضویت $|\lambda|$.شکل ۴. توابع عضویت $|\gamma|$.شکل ۵. توابع عضویت $\frac{d}{dt}|\lambda|$.

با دقت در فرمان‌های استخراج شده (رابطه‌ی ۱۱) مشاهده می‌شود که در شتاب‌های فرمان، تنها عبارت‌های $\beta_\gamma \text{sat}(\gamma)$ و $\beta_\lambda \text{sat}(\lambda)$ به صورت مستقیم در دسترس طراح است. با توجه به شکل ۲ عبارت $\beta \text{sat}(f)$ دارای دو پارامتر مهم β و ε است که β اندازه‌ی بیشینه‌ی تابع و $1/\varepsilon$ مقدار شیب تابع است.

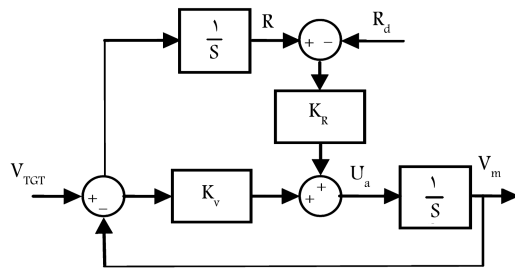
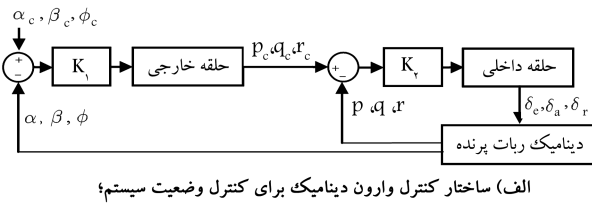
در واقع به ازای هر مقدار β و ε بزرگتر از صفر، پایداری تابع لیاپانف برقرار است. در تحقیقات و مراجع پیشین مقادیر β و ε عدد ثابت انتخاب شده است ولی در این تحقیق، فرایند انتخاب و تعیین مقدار مثبت β و ε به صورت فازی انجام شده است که عملکرد و کارایی این روش در شبیه‌سازی‌ها نشان داده خواهد شد.

منطق قوانین فازی به صورتی است که وقتی زوایای λ و γ در شرایط پایدار یا به عبارتی نزدیک به مبدأ (مقدار صفر) هستند، باید فرمان‌های تولید شده حداقل شوند تا به پایداری سیستم کمک شود و انتقال^{۱۳} که در شرایط نزدیک مبدأ رخ می‌دهد بسیار نرم و آهسته انجام شود و پدیده‌ی آشوب به حداقل مقدار برسد. وقتی که زوایای λ و γ در شرایط دور از مبدأ یا دورشونده از مبدأ هستند، فرمان‌های تولید شده به گونه‌ی بی‌اتخاذ می‌شوند که این زوایا را در حداقل زمان به شرایط پایدار و مبدأ نزدیک کنند.

براساس این منطق، مثلاً وقتی مقدار قدر مطلق زاویه‌ی λ و مقدار مشتق زمانی قدر مطلق زاویه‌ی λ کوچک باشند (یعنی λ به شرایط پایداری نزدیک باشد)، عبارت βsat باید حداقل شود. برای این منظور، β_λ کاهش داده می‌شود و برای کاهش آشوب، شیب (یعنی مقدار $1/\varepsilon_\lambda$) در نمودار sat نیز باید کاهش یابد تا انتقال به صورت نرم و آهسته انجام شود.

ورودی‌های سیستم فازی برای محاسبه‌ی β_γ و ε_γ عبارت‌اند از $|\gamma|$ و $\frac{d}{dt}|\gamma|$ و به همین ترتیب ورودی‌های سیستم فازی برای محاسبه‌ی β_λ و ε_λ سیگنال‌های $|\lambda|$ و $\frac{d}{dt}|\lambda|$ هستند. مشابه همین قوانین فازی، برای β_λ و ε_λ هم استفاده شده است. پایگاه قوانین فازی برای خروجی‌های β_γ و ε_γ در جدول‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است. در این جداول نمادهای S, M, B, N, Z, P به ترتیب معادل کوچک، متوسط، بزرگ، منفی، صفر و مثبت است.

در شکل‌های ۳ تا ۸ تابع عضویت هر یک از ورودی‌ها و خروجی‌ها رسم شده است. سیگنال‌های λ و γ قبل از ورود به سیستم فازی توسط یک اشباع‌گر به مقدار ۹۰ درجه محدود شده‌اند.



شکل ۹. بلوک دیاگرام سیستم کنترل ربات پرنده.

به دلیل غیرخطی بودن مدل دینامیکی، برای سیستم کنترل ربات پرنده از روش وارون دینامیک استفاده شده است. در این روش، اگر دینامیک غیرخطی پرنده به صورت زیر باشد:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (14)$$

آنگاه از معادله خروجی مشتق گرفته می شود تا عبارت u در آن ظاهر شود:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)u \quad (15)$$

در این صورت بردار کنترل کننده عبارت است از:

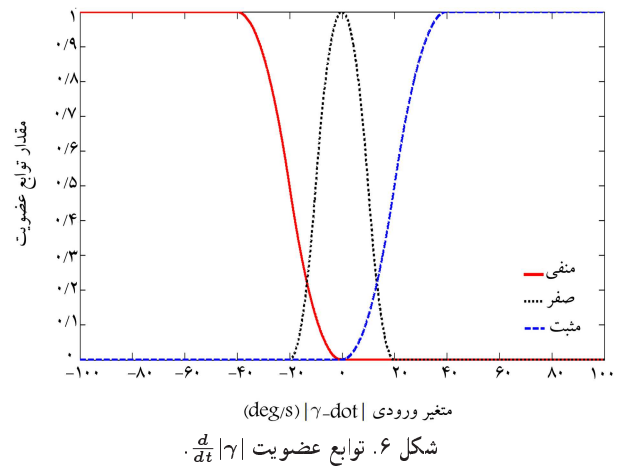
$$u = G(x)^{-1} (v - h(x)) \quad (16)$$

که در آن v دینامیک مطلوب سیستم است که از رابطه زیر قابل محاسبه است. با استفاده از این کنترل کننده نتیجه می شود:

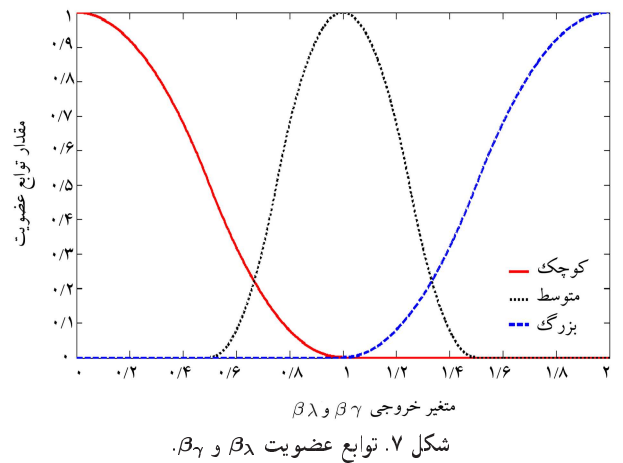
$$v = \dot{x} = k_e (x_c - x) \quad (17)$$

بدین ترتیب، نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ با انتخاب v تعیین می شود. نیز یک بهره ای ثابت است. به منظور طراحی سیستم کنترل ربات پرنده مورد نظر با استفاده از روش وارون دینامیک، همان طور که در شکل ۹-الف نشان داده شده، متغیرهای حالت وضعیت پرنده به دو دسته ای آهسته و سریع تقسیم شده است. مدهای آهسته در معادلات عبارت اند از α, β, φ ، و مدهای سریع عبارت اند از p, q, r . فرایند طراحی این کنترل کننده می تواند به دو حلقه داخلی و حلقه خارجی تقسیم شود. از اثرات حالت پایدار ورودی های $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ روی دینامیک آهسته صرف نظر شده است. این روش در صورتی می تواند توجیه شود که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک های حلقه های درونی و بیرونی وجود داشته باشد؛ بنابراین، حالت های p, q و r در حلقه ای درونی باید خیلی سریع تر از حالت های α, β و φ در حلقه بیرونی باشند. ساختار کنترل کننده وارون دینامیک برای کنترل وضعیت سیستم در شکل ۹-الف ارائه شده است. [۱۰]، [۱۳]

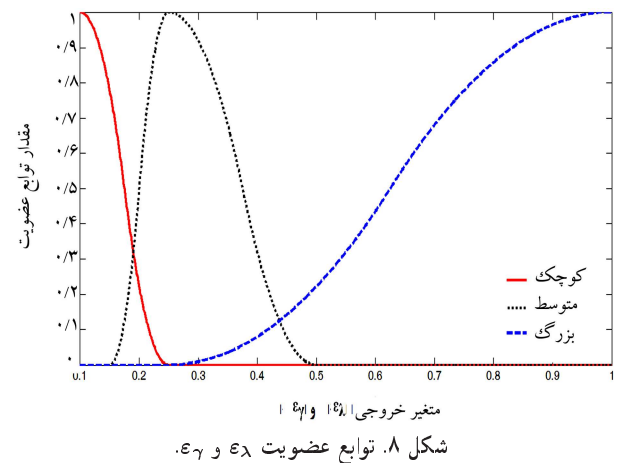
به منظور کنترل سرعت ربات پرنده از ساختار شکل ۹-ب استفاده شده است. اگر V_M سرعت پهناد و V_{TGT} سرعت هدف مجازی، R فاصله نسبی پرنده تا



شکل ۶. توابع عضویت $|\dot{\gamma}|$.



شکل ۷. توابع عضویت β_γ و β_λ .



شکل ۸. توابع عضویت ϵ_γ و ϵ_λ .

۳. طراحی سیستم کنترل ربات پرنده

برای مدل سازی دینامیکی ربات پرنده از معادلات شش درجه آزادی غیرخطی هواپیما، با فرض زمین مسطح و غیرچرخان استفاده شده است (رابطه ۱۳). [۱۱] که در آن، m جرم پرنده، T نیروی پیش رانش، L و D نیروهای آیرودینامیکی برآ، $\bar{M}$ و $\bar{N}$ گشتاورهای آیرودینامیکی، γ زاویه مسیر پرواز، χ و μ به ترتیب زاویه سمت و زاویه غلت بردار سرعت، h, y و x مؤلفه های جابه جایی پرنده اند.

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\chi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{T \cos(\beta) \cos(\alpha) - D \cos(\beta) + Y \sin(\beta) - mg \sin(\gamma)}{m} \\ \frac{D \sin(\beta) \cos(\mu) + Y \cos(\mu) \cos(\beta) + L \sin(\mu) + T(\sin(\mu) \sin(\alpha) - \cos(\mu) \sin(\beta) \cos(\alpha))}{mV \cos(\gamma)} \\ \frac{-D \sin(\beta) \sin(\mu) - Y \sin(\mu) \cos(\beta) + L \cos(\mu) + T(\cos(\mu) \sin(\alpha) + \sin(\mu) \sin(\beta) \cos(\alpha)) - mg \cos(\gamma)}{mV} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q - \tan(\beta) (\cos(\alpha)p + \sin(\alpha)r) + \frac{-L + mg \cos(\gamma) \cos(\mu) - T \sin(\alpha)}{mV \cos(\beta)} \\ \sin(\alpha)p - \cos(\alpha)r + \frac{mg \cos(\gamma) \sin(\mu) + Y \cos(\beta) + D \sin(\beta) - T \sin(\beta) \cos(\alpha)}{mV} \end{bmatrix}$$

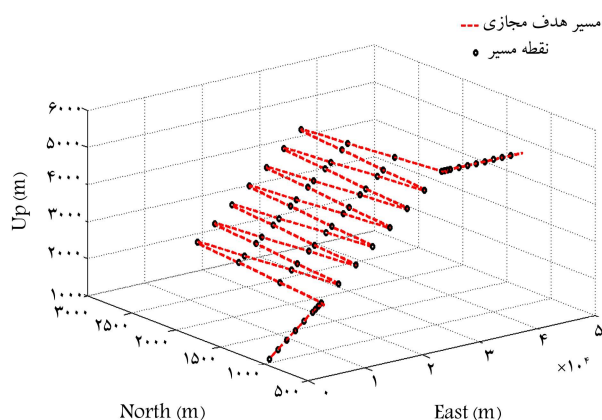
$$\dot{\mu} = \frac{\cos(\alpha)p + \sin(\alpha)r}{\cos(\beta)} + \frac{-mg \cos(\gamma) \cos(\mu) \tan(\beta) + L(\tan(\gamma) \sin(\mu) + \tan(\beta)) + D \sin(\beta) \tan(\gamma) \cos(\mu)}{mV}$$

$$+ \frac{Y \tan(\gamma) \cos(\mu) \cos(\beta) + T \sin(\alpha) (\tan(\gamma) \sin(\mu) + \tan(\beta)) - T \cos(\alpha) \tan(\gamma) \cos(\mu) \sin(\beta)}{mV}$$

(۱۳)

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{zz} \bar{L} + I_{xz} \bar{N} + I_{xx} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) pq + (I_{zz} (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2) qr)}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} \\ \frac{\bar{M} + (I_{zz} - I_{xx}) pr + I_{xz} (r^2 - p^2)}{I_{yy}} \\ \frac{(I_{zz} \bar{L} + I_{xz} \bar{N} + (I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2) pq - I_{xx} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) qr)}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos(\gamma) \cos(\chi) \\ V \cos(\gamma) \sin(\chi) \\ V \sin(\gamma) \end{bmatrix}$$



شکل ۱۱. نقاط مسیر و مسیر هدف مجازی.

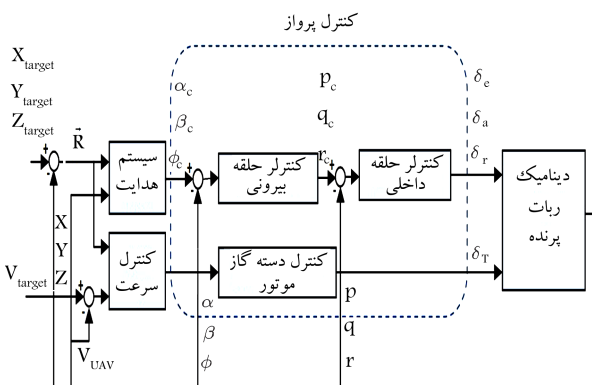
جدول ۳. مشخصات مدل پرنده‌ی شبیه‌سازی شده.

c (m)	b (m)	S (m ^۲)	m (Kg)
۰٫۴۳	۳	۱٫۲۷	۱۰۰۰

استفاده از روش میان‌یابی اسپلاین مکعبی^{۱۴} یک مسیر نرم و هموار بر روی مجموعه نقاط مسیر ایجاد می‌شود که هدف مجازی با سرعت ثابت بر روی آن حرکت داده می‌شود. هدف سیستم هدایت، تعقیب هدف مجازی است. برای شبیه‌سازی، یک مسیر سه‌بعدی پیچیده‌ی زیگزاگی مطابق شکل ۱۱ در نظر گرفته شده است. شروع پرواز پرنده، نقطه‌ی مبدأ $[0 \ 0 \ 0]^T$ است.

مشخصات اصلی مدل پرنده در جدول ۳ آمده است و سرعت نقطه‌مسیر مجازی نیز ۱۵۰ متر بر ثانیه فرض شده است.

مقادیر پارامترهای سیستم هدایت مد لغزشی - فازی هم $\varepsilon_\gamma = \varepsilon_\chi = ۰٫۲۵$ و $\beta_\gamma = \beta_\chi = ۱$ انتخاب شده است. انتخاب توابع عضویت که شرح آن در بخش ۲ آمد، در روش PPFSMG به روش تجربه و آزمون - خطا بوده است. پارامترهای سیستم کنترل غیرخطی بر اساس پاسخ زمانی تنظیم شده است. به این صورت که در



شکل ۱۰. نمودار بلوکی سیستم هدایت و کنترل ربات پرنده.

هدف مجازی و R_d فاصله مطلوب بین ربات پرنده و هدف مجازی باشد، براساس شکل ۹ ب، می‌توان فرمان نرخ سرعت ربات پرنده را به صورت زیر نوشت:

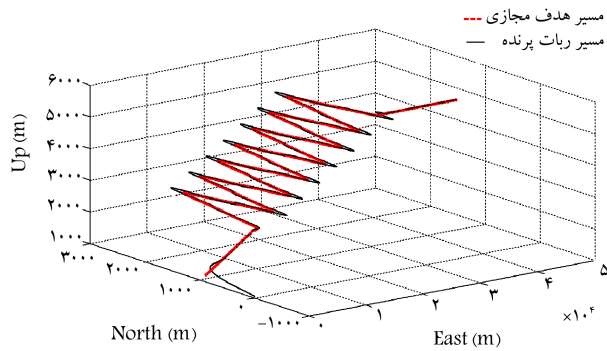
$$U_a \equiv K_R(R - R_d) + K_V(V_{TGT} - V_M) \quad (۱۸)$$

طبق رابطه‌ی فوق، به منظور تعقیب مسیر، سرعت پهپاد باید با سرعت هدف مجازی یکسان شود. علاوه بر این باید پهپاد در فاصله‌ی معینی از هدف مجازی قرار گیرد. بر اساس روش وارون دینامیک و استفاده از U_a مقدار نیروی پیشران مورد نیاز برای کنترل سرعت محاسبه می‌شود.^[۱۰]

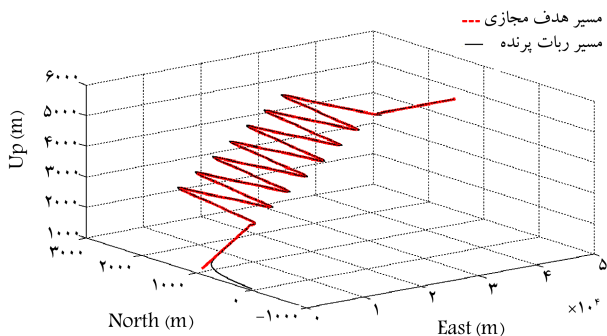
در نهایت، در شکل ۱۰ نمودار بلوکی سیستم هدایت و کنترل نمایش داده شده است.^[۱۰، ۱۳]

۴. شبیه‌سازی سیستم شش درجه آزادی با هدایت مقادیر

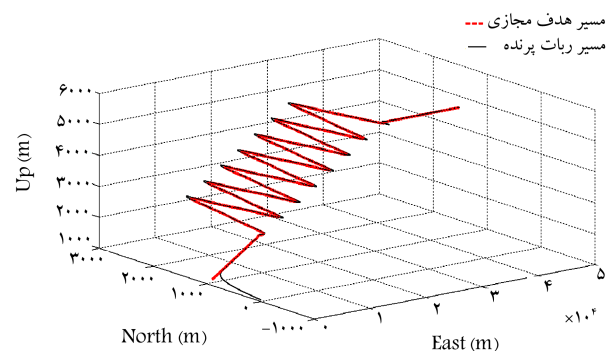
در این بخش عملکرد سه روش هدایتی بیان شده، یعنی PP و PPSMG و PPFSMG، در شرایط بدون اغتشاش و با وجود باد و تندباد بررسی و مقایسه می‌شود. با در دست داشتن یک سری نقاط مسیر برحسب زمان، شکل ۱۱، با



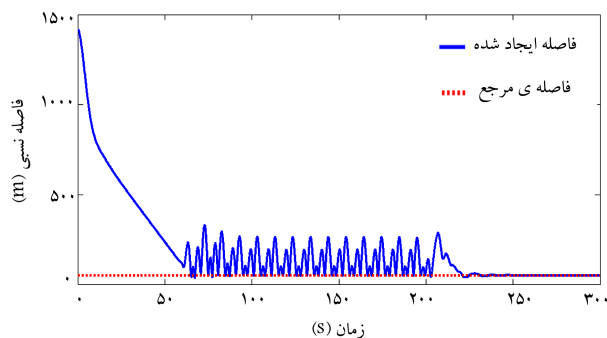
شکل ۱۲. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PP در سناریوی بدون اغتشاش.



شکل ۱۳. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



شکل ۱۴. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PPFSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



شکل ۱۵. نمودار خطای فاصله با روش هدایتی PP در سناریوی بدون اغتشاش.

روش وارون دینامیک معمولاً ضریب بهره‌ی حلقه‌ی حالت‌های تند (حلقه داخلی) متناسب با ω_n^2 و ضریب بهره‌ی حلقه‌ی حالت‌های کند (حلقه خارجی) متناسب با $2\xi\omega_n$ است که در آن ξ ضریب میرایی و ω_n بسامد طبیعی پاسخ سیستم کنترل است. به این ترتیب، مقادیر ضرایب بهره‌ی سیستم کنترل (شکل ۹ الف) $K_1 = 4$ و $K_2 = 3/2$ انتخاب شده است. برای پارامتر کنترل سرعت نیز مطابق شکل ۱۰ ضرایب $K_V = 0.2$ و $K_R = 0.6$ استفاده شده است. در شبیه‌سازی سیستم کنترلی از فیلتر استفاده نشده است تا انتقال و آشوب سیستم به خوبی تحلیل شود و در اعمال فرمان‌های کنترلی از یک عملگر نسبتاً سریع با ثابت زمانی ۲۵ میلی‌ثانیه استفاده شده است. تلاش کنترلی نیز به صورت رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود:

$$C.E. = \int_0^{t_f} \sqrt{N_y^T + N_z^T} dt \quad (19)$$

۱.۴. نتایج شبیه‌سازی بدون وجود تندباد و باد

وقتی که اغتشاش وجود ندارد هر سه روش در لحظات ابتدایی که مربوط به یافتن مسیر است دارای عملکرد خوبی هستند (شکل‌های ۱۲ تا ۱۴). بیشینه‌ی فاصله‌ی انحراف از مسیر برای PP برابر ۲۶۰ متر (شکل ۱۵) برای PPSMG برابر ۸۰ متر (شکل ۱۶) و برای PPFSMG برابر ۷۰ متر است (شکل ۱۷) که روش تعقیب محض از دو روش دیگر بیشتر است.

نمودار تغییرات سطوح کنترلی برای روش PP دارای نوسان و مقدار بیشینه‌ی قابل قبولی است (شکل ۱۸). روش PPSMG دارای آشوب نسبتاً زیاد و نامناسبی است (شکل ۱۹) و روش PPFSMG بهترین پاسخ را نشان می‌دهد (شکل ۲۰).

نمودار شتاب قائم برای روش PP در لحظات آغازین یعنی زمان یافتن مسیر اندکی نوسان دارد (شکل ۲۱) و نوسان روش فازی - مد لغزشی ناچیز است (شکل ۲۲) ولی روش مد لغزشی نوسان زیادی دارد (شکل ۲۳). در ادامه وقتی که پهناد بر روی مسیر قرار گرفت نمودار روش PPFSMG به وضوح بهتر از PPSMG و این روش نیز بهتر از PP است.

شتاب عرضی روش PP (شکل ۲۴) از دو روش PPSMG (شکل ۲۵) و PPFSMG (شکل ۲۶) دارای مقدار بیشینه بیشتری است و این در حالی است که روش PP برای مدت آغازین تا زمانی که پهناد روی مسیر قرار بگیرد نوسان کمتری از دو روش دیگر دارد. ولی در ادامه روش PPSMG نوسان کمتری از دو روش دیگر نشان می‌دهد.

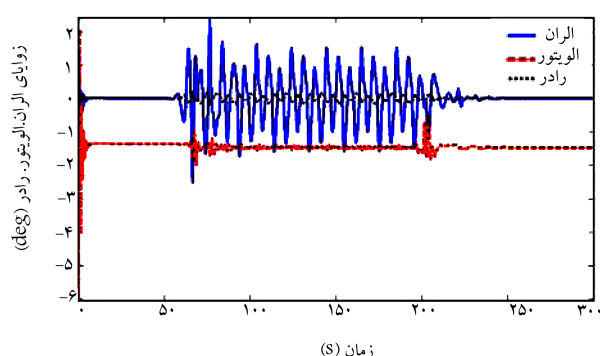
خلاصه‌ی رفتار سایر پارامترهای عملکردی در طول شبیه‌سازی در جدول ۴ آمده است. در مجموع می‌توان چنین نتیجه گرفت که روش PPFSMG در بیشتر سنج‌های عملکردی از دو روش PP و PPSMG برتر است. روش PPSMG تلاش کنترلی و خطای فاصله‌ی مناسبی دارد ولی آشوب آن زیاد است.

۲.۴. نتایج شبیه‌سازی‌های با وجود تندباد و باد

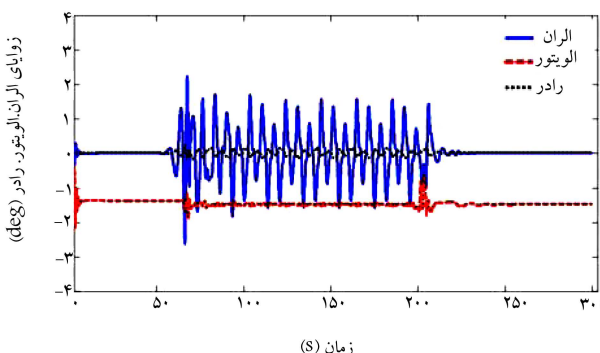
به دلیل حرکت هوای اتمسفر، بادها و تندبادها در جریان‌اند و بر پرواز وسایل پرنده تأثیر می‌گذارند. اغتشاش پدیده‌ی تصادفی است و دو مدل برای آن ارائه شده است: مدل درایدن^{۱۵} و مدل فونکارمن^{۱۶} که از نام ایجادکننده‌هایشان اقتباس شده‌اند.^{[۱۶] [۱۵]} در تحقیق حاضر از مدل درایدن که یک مدل طیفی از اغتشاشات پیوسته‌ی اتمسفری است استفاده شده است. به منظور مدل‌کردن باد نیز از باد ثابت با بردار سرعت $10, 10, 10$ m/s استفاده شده است که در کل زمان انجام مأموریت در محیط

جدول ۴. مقایسه‌ی سه روش هدایتی در حالت بدون وجود اغتشاش.

معیار عملکردی	هدایت PP	هدایت PPSMG	هدایت PPFSMG
بیشینه‌ی شتاب قائم (m/s^2)	۱۵	۲۰	۱۵
همواری شتاب قائم	اعوجاج پس از قرارگرفتن در مسیر	آشوب شدید قبل از انطباق بر مسیر	همواری مناسب در کل مسیر
حداکثر شتاب عرضی (m/s^2)	۵/۰	۳/۰	۳/۰
همواری شتاب عرضی	مناسب در کل مسیر	آشوب ناچیز در لحظات ابتدایی	مناسب در کل مسیر
تغییرات سطوح کنترلی	مناسب در کل مسیر	آشوب در لحظات ابتدایی و در طول مسیر	آشوب ناچیز در لحظات اولیه و مناسب در طول مسیر
همواری دسته گاز موتور	اعوجاج دائم در طول مسیر	آشوب در لحظات ابتدایی و مناسب در طول مسیر	آشوب ناچیز در لحظات اولیه و مناسب در طول مسیر
بیشینه‌ی خطای فاصله (m)	۲۶۰ متر	۸۰ متر	۷۰ متر
تلاش کنترلی	۲۹۴۲	۲۹۲۹	۲۹۳۰



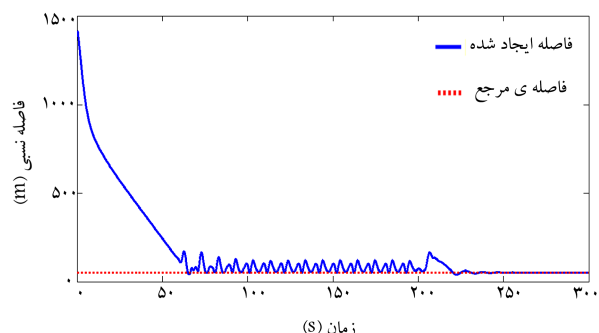
شکل ۱۵. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



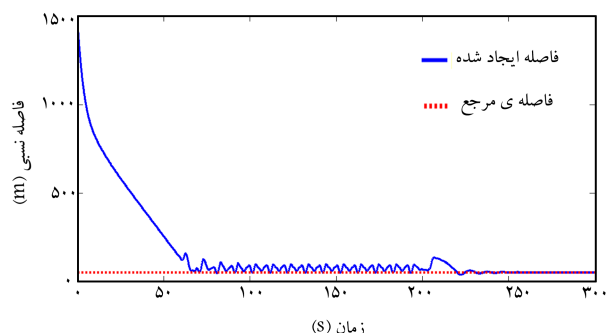
شکل ۱۶. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.

می‌وزد. ورودی این مدل ارتفاع، سرعت پرنده، و وضعیت زاویه‌ی پرنده (زوایای اوایلر) و خروجی آن مؤلفه‌های سرعت خطی و سرعت زاویه‌ی تندباد است. این مؤلفه‌های سرعت خطی و زاویه‌ی، به مؤلفه‌های سرعت خطی و زاویه‌ی ربات پرنده اضافه می‌شود.

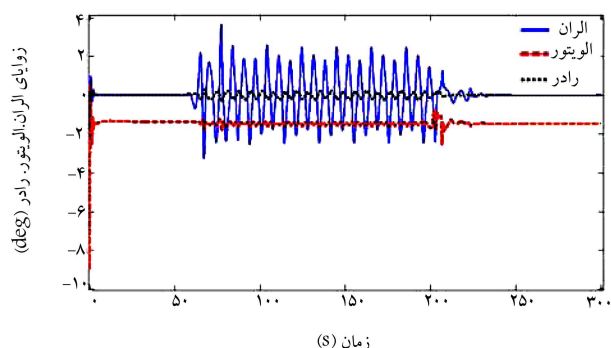
وقتی که باد و اغتشاش وجود دارد روش PP (شکل ۲۷) و روش PPSMG (شکل ۲۸) در لحظات ابتدایی در تعقیب عملکرد ضعیفی دارند. البته در این بین،



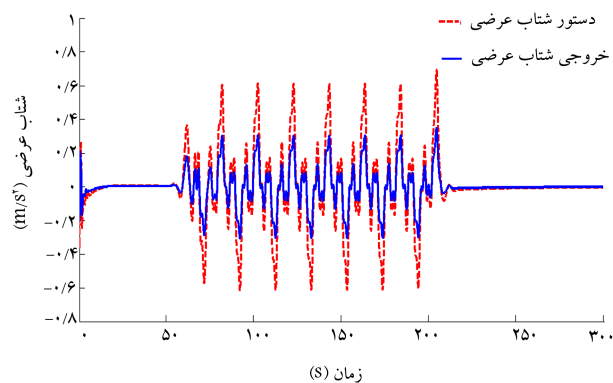
شکل ۱۷. نمودار خطای تعقیب با روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



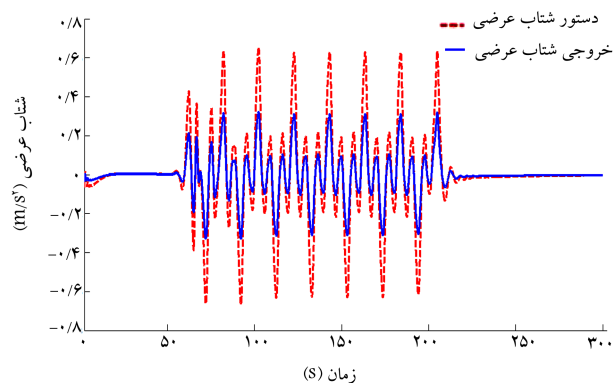
شکل ۱۸. نمودار خطای تعقیب با روش PPFSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



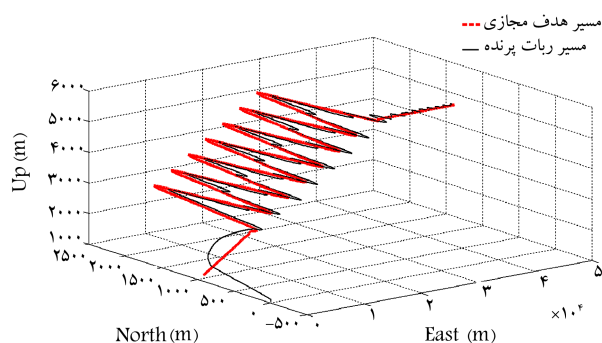
شکل ۱۹. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش هدایتی PP در سناریوی بدون اغتشاش.



شکل ۲۵. نمودار شتاب عرضی روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



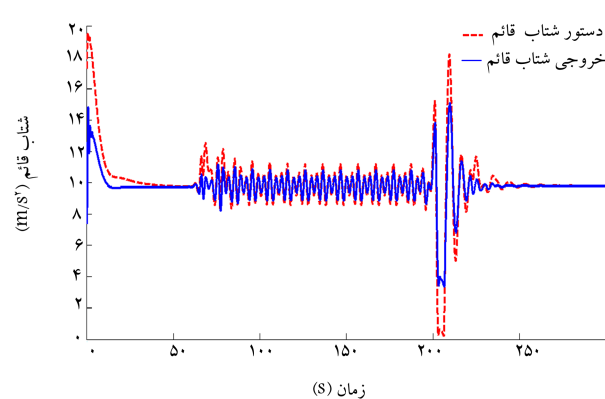
شکل ۲۶. نمودار شتاب عرضی روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



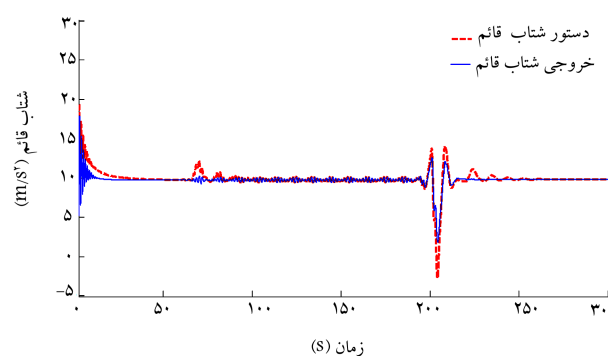
شکل ۲۷. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PP در سناریوی وجود باد و تندباد.

روش PPSMG (شکل ۲۹) وضعیت بهتر و مناسب‌تری دارد. هر سه روش پس از ۶۰ ثانیه تقریباً بر مسیر منطبق می‌شوند. بیشینه خطای انحراف از مسیر برای PP حدود ۶۰۰ متر (شکل ۳۰)، برای PPSMG حدود ۲۰۰ متر (شکل ۳۱) و برای PPSMG حدود ۱۲۰ متر است (شکل ۳۲) که برای روش تعقیب محض از دو روش دیگر بسیار بیشتر است. در انتهای مسیر نیز روش هدایتی PP دارای نوسان حول مسیر است (شکل ۳۰) که همین امر در هدایت PPSMG با دامنه‌ی بسیار ناچیزی مشهود است (شکل ۳۱) ولی این مشکل در روش هدایتی PPSMG رفع شده است (شکل ۳۲).

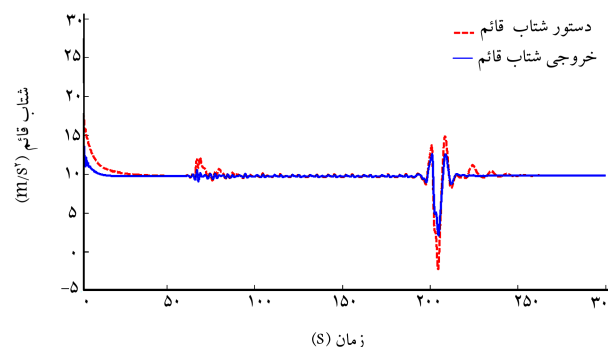
با مقایسه تاریخچه زمانی تغییرات سطوح کنترل در سه روش (شکل ۳۳)، PPSMG (شکل ۳۴) و PPSMG (شکل ۳۵) دیده می‌شود که بدترین



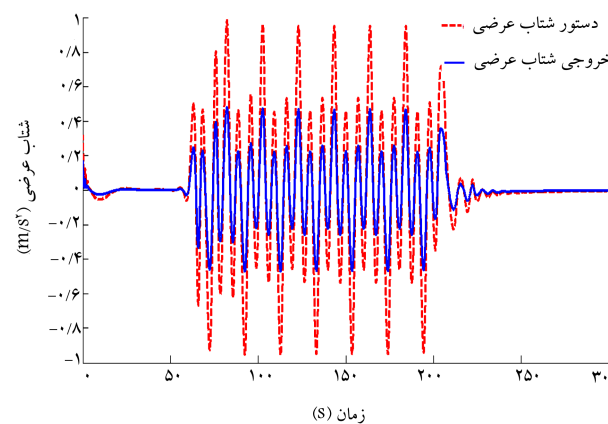
شکل ۲۸. نمودار شتاب قائم روش هدایتی PP در سناریوی بدون اغتشاش.



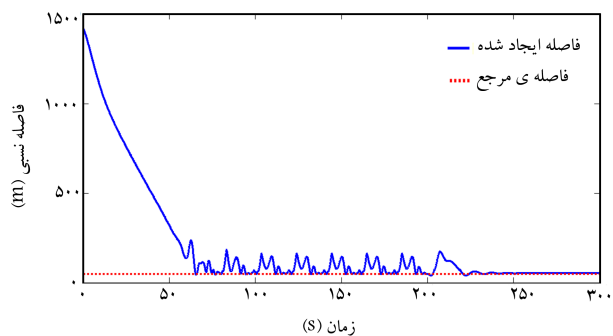
شکل ۲۹. نمودار شتاب قائم روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



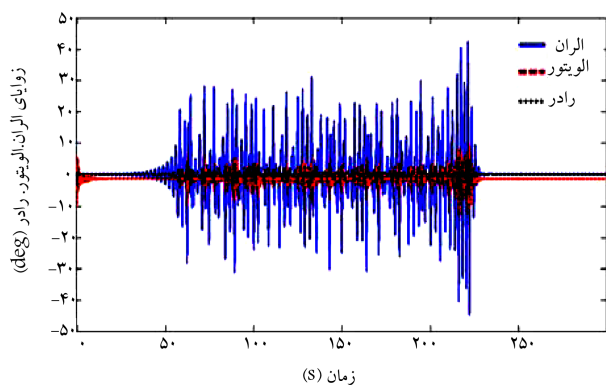
شکل ۳۰. نمودار شتاب قائم روش PPSMG در سناریوی بدون اغتشاش.



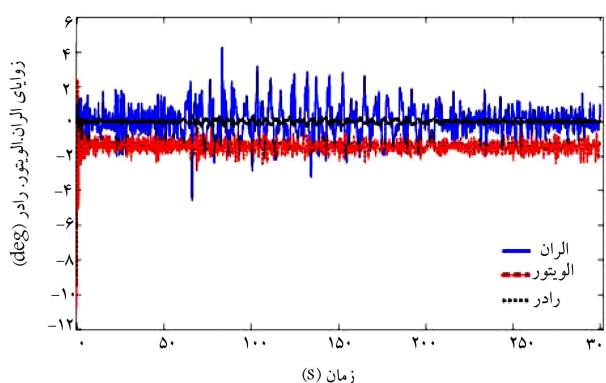
شکل ۳۱. نمودار شتاب عرضی روش هدایتی PP در سناریوی بدون اغتشاش.



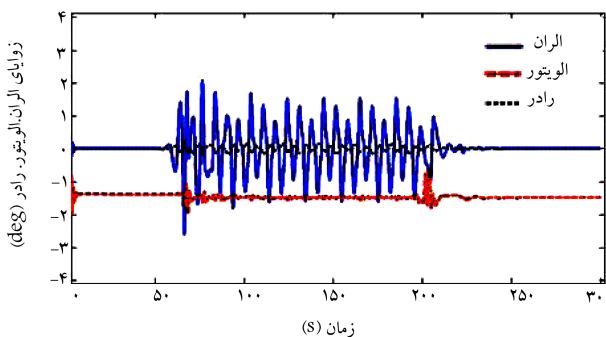
شکل ۳۲. نمودار خطای تعقیب روش PPFSMG در سناریوی با وجود باد و تندباد.



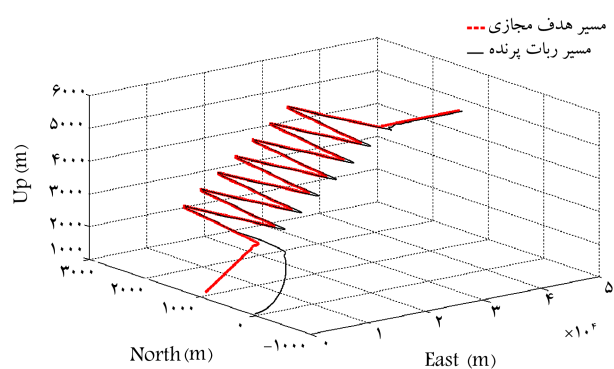
شکل ۳۳. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش PP در سناریوی وجود باد و تندباد.



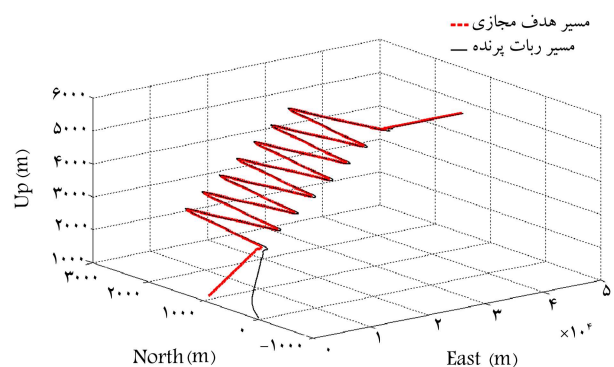
شکل ۳۴. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



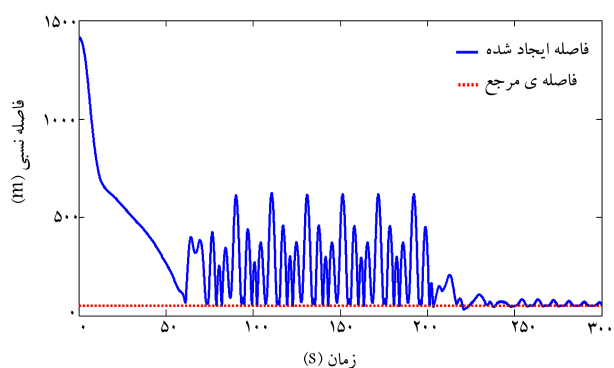
شکل ۳۵. نمودار تغییرات سطوح کنترلی روش PPFSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



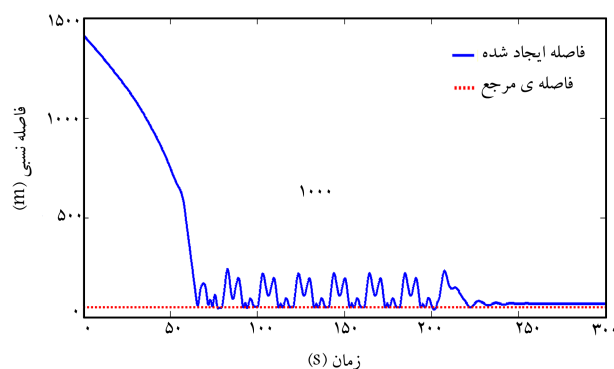
شکل ۲۸. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



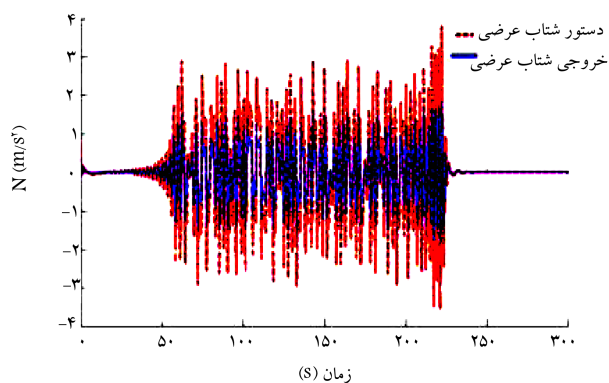
شکل ۲۹. نمودار حرکت ربات پرنده به سمت مسیر و حرکت روی آن با هدایت PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



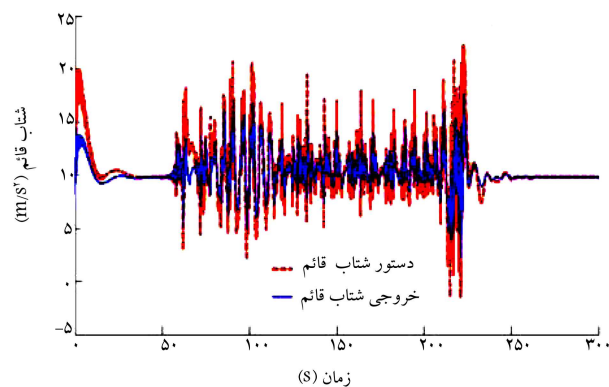
شکل ۳۰. نمودار خطای فاصله روش PP در سناریوی وجود باد و تندباد.



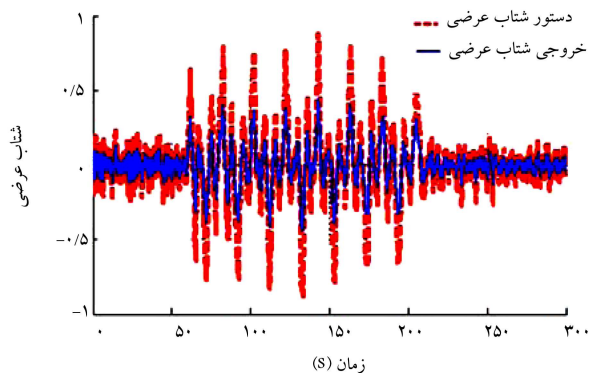
شکل ۳۱. نمودار خطای تعقیب روش PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



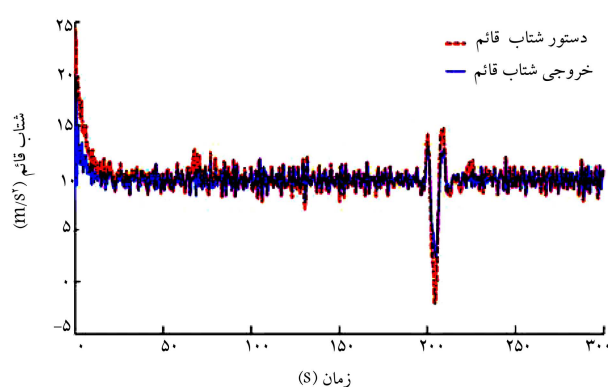
شکل ۳۹. نمودار شتاب عرضی روش PP در سناریوی وجود باد و تندباد.



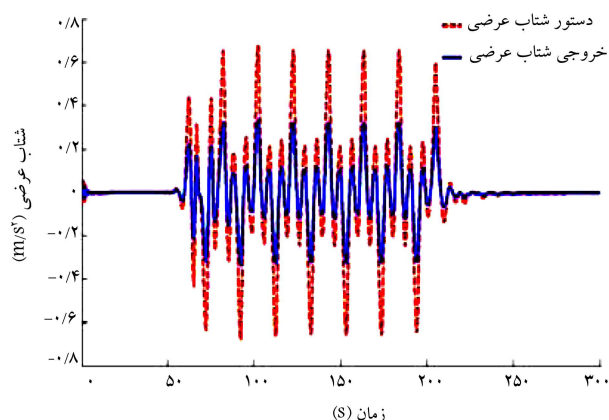
شکل ۳۶. نمودار شتاب قائم روش PP در سناریوی وجود باد و تندباد.



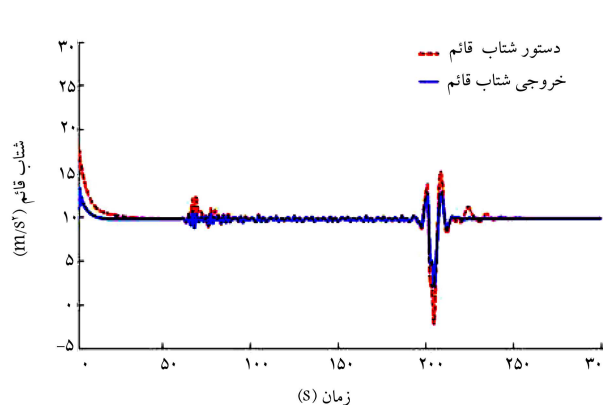
شکل ۴۰. نمودار شتاب عرضی روش PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



شکل ۳۷. نمودار شتاب قائم روش PPSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



شکل ۴۱. نمودار شتاب عرضی روش PPFSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.



شکل ۳۸. نمودار شتاب قائم روش PPFSMG در سناریوی وجود باد و تندباد.

رفتار سطوح کنترل مربوط به روش PP است و بهترین رفتار سطوح کنترل در روش PPFSMG به دست آمده است.

نمودار شتاب قائم در روش PP دارای اعوجاج و نوسان است (شکل ۳۶) به‌ویژه وقتی که پهنای بخش زیگزاگ مسیر را می‌پیماید و روش PPSMG نیز در طول مسیر دارای نوسان است (شکل ۳۷) که این معضل در PPFSMG رفع شده است (شکل ۳۸). نمودار شتاب عرضی نیز به همین ترتیب است (شکل‌های ۳۹ تا ۴۱).

مشابه حالت بدون اغتشاش، رفتار سایر پارامترهای عملکردی، در جدول ۵ خلاصه شده است. در حالت وجود اغتشاش، روش PPFSMG برتری محسوسی بر دو روش قبلی دارد و دو روش دیگر عملکرد مناسبی ندارند.

۵. نتیجه‌گیری

در این پژوهش به منظور هدایت مبتنی بر نقاط مسیر یک ربات پرنده دو روش هدایت مقاوم مبتنی بر روش هدایت تعقیب محض ارائه و عملکرد آنها از طریق شبیه‌سازی ارزیابی شد. مشاهده شد که در نبود اغتشاش دو روش هدایتی PPSMG و PPFSMG عملکرد مناسبی دارند. روش PP در این حالت عملکرد قابل قبولی دارد. ولی آشوب روش PPSMG در برخی از متغیرهای حالت زیاد است در حالی‌که روش PP نوسان و اعوجاج کمتری دارد و روش هدایتی PPF-SMG نیز هیچ‌یک از این مشکلات را ندارد. در شبیه‌سازی‌های بخش پیمایش

جدول ۵. مقایسه‌ی سه روش هدایتی با وجود باد و تندباد.

معیار عملکردی	هدایت PP	هدایت PPSMG	هدایت PPFSMG
بیشینه‌ی شتاب قائم (m/s^2)	۱۸	۱۸	۱۲
همواری شتاب قائم	اعوجاج درکل مسیر	آشوب شدید قبل از انطباق بر مسیر	همواری مناسب درکل مسیر
بیشینه‌ی شتاب عرضی (m/s^2)	۱	۰/۳	۰/۳
همواری شتاب عرضی	اعوجاج در طول مسیر	آشوب شدید در ابتدا و انتهای مسیر	مناسب درکل مسیر
تغییرات سطوح کنترلی	نامناسب درکل مسیر	آشوب شدید در لحظات ابتدایی	مناسب در طول مسیر
همواری دسته گاز موتور	اعوجاج دایم در طول مسیر	آشوب در لحظات ابتدایی و مناسب در طول مسیر	آشوب ناچیز در ابتدای مسیر و مناسب در طول مسیر
بیشینه‌ی خطای فاصله (m)	۶۰۰	۲۰۰	۱۲۰
نمودار خطای فاصله	بسیار نامناسب	نسبتا مناسب	مناسب
تلاش کنترلی	۲۹۷۵	۲۹۳۳	۲۹۳۲
بیشینه‌ی باد قابل تحمل تا آستانه‌ی واگرایی (m/s)	[۱۰, ۱۰, ۱۰]	[۱۸, ۱۸, ۱۸]	[۲۵, ۲۵, ۲۵]

مسیر در حضور اغتشاش مشاهده شد که روش PP دیگر مزایای شبیه‌سازی‌های بدون اغتشاش را ندارد؛ زیرا در حضور اغتشاش دارای انحراف از تعقیب بسیار زیاد و در متغیرهای حالت نیز دارای نوسان و اعوجاج بسیار زیادی است. روش PPSMG نیز با وجود عملکرد تعقیب خوب، دارای آشوب زیاد و نوسان شدید است. در حالی‌که روش هدایت PPFSMG برتری عملکرد محسوسی دارد.

پانوشته‌ها

1. chattering
2. zero effort miss
3. parallel navigation
4. pure pursuit
5. rendezvous
6. advance pure pursuit guidance
7. sliding mode integrated guidance & control
8. cubic spline
9. virtual waypoint
10. pure pursuit sliding mode guidance
11. bank-to-turn
12. pure pursuit fuzzy sliding mode guidance
13. switching
14. cubic spline interpolation
15. Dryden
16. VonKarman

منابع (References)

1. Lin, C.F. "Modern navigation, guidance and control", Prentice Hall, Inc., (1991).
2. Slotine, J.E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Prentice Hall. (1991).
3. Shima, T., Idan, M. and Golan, O.M. "Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **29**(2), pp. 250-260 (2006).
4. Chwa, D. and Choi, J.Y. "Adaptive nonlinear guidance law considering control loop dynamics", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **39**(4), pp 1134-114 (2003).
5. Yamasaki, T., Sakaida, H. and Enomoto, K. "Robust trajectory tracking method for UAV guidance using PN", *International Conference on Control, Automation and Systems*, pp. 671-690 (2007).
6. Yamasaki, T. and Balakrishnan, S.N. "Sliding mode based pure pursuit guidance for UAV rendezvous and chase with cooperative aircraft", *proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, part G. Journal of Aerospace Engineering*, **224**(10) (2010).
7. Harl, N., Balakrishnan, S.N. and Phillips, C. "Sliding mode integrated missile guidance and control", *AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, Toronto, Ontario Canada (2010).
8. Shtessel, Y.B., Shkolnikov, I.A. and Levant, A. "Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **45**(1), pp. 110-124 (January 2009).

9. Yu, S., Yu, X.H. and Efe, M.Ö. "Modeling-error based adaptive fuzzy sliding mode control for trajectory-tracking of nonlinear systems", *29th Annual Conferences Society*, Roanoke, Virginia, USA, IEEE, pp. 3001-3006 (2003).
10. Yamasaki, T., Takano, H. and Baba, Y., *Robust Path-Following for UAV Using Pure Pursuit Guidance*, Aerial vehicles, edited by T.M. Lam, In Tech Co., pp.671-690 (2009).
11. Yamasaki, T., Balakrishnan, S.N. and Takano H, "Separate channel integrated guidance and autopilot for automatic path following", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **36**(1), pp. 25-34 (January-February 2013).
12. Stevens, B.L. and Lewis, F.L. *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, INC. (1992).
13. Sadati, S.H., Menhaj, M.B. and Sabzeparvar, M. "Non-linear adaptive flight control using dynamic inversion and neural networks controller", *Amirkabir Scientific-Research Journal, Mechanical Engineering*, **18**(66), pp. 63-71 (In persian) (2007).
14. Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Part II, DAR Corporation, Lawrence, Kansas (2001).