

سامانه هدایت و کنترل رفتار - محور ربات پرنده جهت تعقیب راهبر

احسان زیبایی^۱، محمدعلی امیری آتاشگاه^۲ و نفیسه محمدیان افتخ^۳

دانشکده علوم و فنون نوین

دانشگاه تهران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۵/۰۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۰/۲۳)

چکیده

امروزه، با پیشرفت فناوری، امکان به کارگیری ربات‌های پرنده چهارپره در ماموریت‌های درون‌شهری همچون تحویل کالا، پایش، جستجو و نجات فراهم شده است. یک سامانه هدایت و کنترل با اطمینان‌پذیری بالا باعث ارتقا دامنه عملیاتی و اطمینان‌پذیری و رعایت بهتر قیود ایمنی و مخابراتی می‌گردد. در این پژوهش، یک سامانه ترکیبی هدایت-کنترل رفتار-محور جهت تعقیب ربات راهبر برای یک ربات چهارپره ارائه می‌شود. در طراحی سامانه کنترل به قابل پیاده‌سازی بودن توجه ویژه شده است. علاوه بر این سامانه کنترل با بررسی محدودیت‌های دینامیکی از جمله کم‌عملگر بودن، طراحی شده تا بتواند تعقیب مسیر در فضای سه‌بعدی را ممکن سازد. همچنین سامانه هدایت بر مبنای رویکرد رفتار محور ارائه شده است. شبیه‌سازی صورت‌گرفته در شرایط وجود نامعینی و عدم ایده‌آل‌نگری در سامانه، نشان‌دهنده عملکرد خوب سامانه هدایت و کنترل پرواز، در هر دو رویکرد کنترلی خطی و غیرخطی با وارون‌سازی دینامیکی در اجرای ماموریت می‌باشد. با انجام این پژوهش، زمینه برای اعمال الگوریتم اجتناب از مانع و پرواز گروهی با رویکرد رفتار محور در آینده فراهم شده است.

واژه‌های کلیدی: هدایت و کنترل، هدایت رفتار-محور، کنترل غیرخطی، ربات پرنده چهارپره

Behavioral Guidance and Control of a Flying Robot for Leader-Follower Concept

E. Zibaei, M.A. Amiri-Atashgah and N. Mohammadian-Aftah

Faculty of New Sciences and Technologies

University of Tehran

(Received: 29/July/2016 ; Accepted: 13/January/2018)

ABSTRACT

Recent progress in the aerial robots' technology facilitates these platforms to incorporate in complex missions such as delivering, search and rescue, and surveillance over urban environments. An accurate control and guidance system is necessary to broaden the mission domain, increase the reliability of robots, and enhance compliance with safety and communicative constraints. In this research, a hybrid flight controller besides a Guidance system is proposed for a quadrotor aerial robot which contains separate guidance and control modules. Realization and implementation capacity of the generated control law is particularly considered in the design of control system. Furthermore, in the design of the control system, dynamical limitations of quadrotor specially underactuated-ness are considered in order to enable the quadrotor to track a three-dimensional trajectory. Guidance subsystem is designed based on a behavioral algorithm, which produces a trajectory based on leader-follower concept for both linear and nonlinear dynamic inversion controllers. The simulation results exhibit the potency of the presented method for further researches on obstacle avoidance and formation flights.

Keywords: Guidance and Control, Behavioral Guidance, Nonlinear Control, Quad-Copter

۱- کارشناس ارشد: e.zibaei@ut.ac.ir

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): atashgah@ut.ac.ir

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد: nafise.mohamadian@ut.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

علائم یونانی

زاویه پیچ	θ
بردار گشتاورهای وارد بر چهارپره	τ
شتاب‌های مجازی حاصل از وارون‌سازی دینامیکی	μ_x, μ_y, μ_z
زاویه رول	ϕ
زاویه یاو	ψ
بردار سرعت زاویه‌ای بدنی	ω
سرعت زاویه‌ای روتورها	Ω
برآیند سرعت زاویه‌ای روتورها	Ω_r

زیرنویس‌ها

مقدار واقعی	a
مقدار مطلوب	d
مربوط به مانع	o

بالانویس‌ها

دستگاه مختصات اینرسی	n
دستگاه مختصات بدنی	b

۱- مقدمه

ربات پرنده چهارپره در دسته‌ای از هواپیماهای بدون سرنشین قرار می‌گیرد که از روتور برای ایجاد نیرو برآ استفاده می‌کنند. با رشد تکنولوژی موتورهای بدون برس الکتریکی و باتری‌های لیتیوم پلیمر در دهه اخیر، راه برای توسعه چهارپره‌ها هموار شده است. همچنین با توسعه حسگرهای میکروالکترو-مکانیکال که دارای حجم و هزینه کمتر هستند، چهارپره به یک وسیله پرنده فراگیر در بین پژوهشگران، صنعتگران و علاقه‌مندان به ربات‌های پرنده تبدیل شد. همان‌طور که عنوان گردید، این پژوهش اختصاص به توسعه سامانه هدایت و کنترل ربات پرنده چهارپره با رویکرد اجتناب از مانع دارد. سامانه کنترل با تمرکز بر کم‌عملگر بودن چهارپره طراحی شده است. همچنین انواع استراتژی‌های ممکن برای به‌کارگیری رفتار تعقیب مسیر در سامانه هدایت از نظر امکانات چهارپره‌ها بررسی شده‌اند. ساختاری برای سامانه هدایت پیشنهاد شده است که میان پیچیدگی و عملکرد مصالحه برقرار می‌کند. در واقع با به‌کارگیری مستقیم رفتارهای تعقیب مسیر و اجتناب از مانع راه برای بهینه‌سازی پارامترهای سامانه هدایت هموار می‌شود. برای این منظور یک ابزار شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب ایجاد شده است که سامانه حلقه بسته پرواز چهارپره را به‌طور عددی ارزیابی می‌نماید.

b	ضریب برآ سامانه رانش
c	ضریب تابع خطا
d	ضریب پسا سامانه رانش
D_{sd}	فاصله ایمن از سطح مانع
D	بردار فاصله
F	بردار نیرو وارد بر چهارپره
g	شتاب جاذبه زمین
G	تابع خطا
I_{xx}	ممان اینرسی چهارپره در راستای محورهای اصلی
J_r	ممان اینرسی روتور
J	تابع هزینه
K_{az}	ضریب منطقه اجتناب
K_d	ضریب مشتقی کنترل
K_D	ضریب جمله انحراف از مرجع در تابع هزینه
K_G	ضریب تابع خطا
K_p	ضریب تناسبی کنترل
K_{sat}	ضریب اشباع سامانه هدایت
K_U	ضریب جمله تلاش کنترلی در تابع هزینه
l	طول بازو چهارپره
m	جرم چهارپره
p, q, r	سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی
R_{az}	شعاع منطقه اجتناب
R_{dz}	شعاع منطقه خطر
R	بردار موقعیت
R_{lf}	بردار موقعیت رفتار تعقیب مسیر
R_{oa}	بردار موقعیت رفتار اجتناب از مانع
R_{tot}	بردار موقعیت کلی اولیه
R'_{tot}	بردار موقعیت کلی نهایی
R_{Θ}	ماتریس تبدیل سینماتیکی برای سرعت‌های خطی
T	ثابت زمانی روتور
T_{Θ}	ماتریس تبدیل سینماتیکی برای سرعت‌های زاویه‌ای
u, v, w	سرعت‌های خطی در دستگاه بدنی
U_1	نیرو رانش
U_2	گشتاور حول x_b
U_3	گشتاور حول y_b
U_4	گشتاور حول z_b
	موقعیت در دستگاه اینرسی

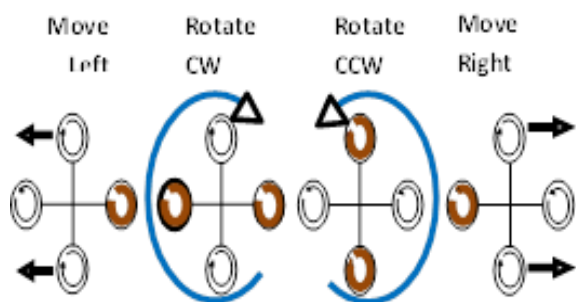
راهبر- پیرو، ساختار مجازی و رفتار محور می‌باشد. همچنین چهار رفتار تعقیب مسیر، حفظ چیدمان، اجتناب از برخورد و اجتناب از مانع در پروازها مورد توجه قرار می‌گیرند که هر یک از رویکردهای مذکور، روی یک یا چند رفتار تاکید بیشتری دارند و مرز دقیقی بین آنها وجود ندارد. در این پژوهش تمرکز اصلی بر تعقیب مسیر و اجتناب از مانع خواهد بود که با هر دو روش کنترلی خطی و غیرخطی بر مبنای وارون‌سازی دینامیکی انجام شده و نتایج مربوطه مقایسه می‌گردند.

۲- مدل‌سازی دینامیکی ربات پرنده

در این قسمت معادلات لازم برای مدل‌سازی حرکت چهارپره به‌عنوان یک جسم صلب با شش درجه آزادی شرح داده می‌شود. فرضیات استفاده‌شده برای مدل‌سازی چهارپره را می‌توان به‌صورت زیر خلاصه کرد [۱۳]:

- سازه چهارپره صلب و متقارن است.
- مرکز جرم و مرکز دستگاه بدنی چهارپره روی یک نقطه قرار دارند.
- ملخ‌های چهارپره صلب هستند.
- نیروهای آیرودینامیکی ناشی از چرخش روتورها با مربع سرعت زاویه‌ای روتورها متناسب هستند.

چهارپره، یک وسیله نقلیه کم‌عملگر می‌باشد، بدین معنی که با وجود داشتن شش درجه آزادی، تنها در چهار درجه امکان اعمال ورودی کنترلی مستقل دارد. چهارپره از هیچ‌گونه سطوح کنترلی برای ایجاد نیرو استفاده نمی‌کند و تنها به تغییر سرعت زاویه‌ای روتورهای خود وابسته است. در شکل ۱ محورهای بدنه و شماره روتورها به‌طور قراردادی نشان داده شده است.



شکل (۱): نحوه حرکت ربات چهارپره.

تاکنون تحقیقات زیادی بر روی سامانه کنترل چهارپره صورت گرفته است. در پژوهش‌های اولیه تنها پایدارسازی زوایای چهارپره برای معلق ماندن در هوا مدنظر بود، ولی به تدریج طراحی سامانه کنترل برای تعقیب مسیر در فضا سه‌بعدی در دستور کار پژوهشگران قرار گرفت. روش‌های کنترل پیشنهاد شده برای چهارپره را می‌توان به سه دسته خطی، غیرخطی و مبتنی بر یادگیری تقسیم‌بندی کرد. مزایای روش‌های خطی در H_∞ امکان پیاده‌سازی آسان و امکان تنظیم ورودی‌های کنترلی برحسب عملکرد سامانه می‌باشد. معایب این روش‌ها در مشکل بودن اثبات پایداری و تنزل عملکرد در خارج از دامنه طراحی شده می‌باشد. روش‌های تناسبی-انتگرالی-مشتقی [۱]، رگولاتور درجه دوم خطی [۴-۲] و برنامه‌ریزی بهره [۵] در دسته روش‌های خطی قرار می‌گیرند که به‌طور موفقیت‌آمیزی برای چهارپره پیاده‌سازی شده‌اند.

روش‌های غیرخطی توانایی بالایی در اجرای مانورهای پرشتاب داشته و نسبت به اغتشاشات و نامعینی‌ها قوام بالایی دارند. این روش‌ها معمولاً برای غلبه بر محدودیت‌های روش‌های خطی ابداع شده‌اند، با این حال روش‌های غیرخطی برتری چندانی در آزمایش‌های عملی به‌دست نیاورده‌اند. دلیل این امر در حساسیت بالای آنها به پارامترهای مدل دینامیکی می‌باشد که پیاده‌سازی این روش‌ها را مشکل نموده است. از جمله روش‌های غیرخطی که برای کنترل چهارپره به‌کار رفته‌اند می‌توان به وارون‌سازی دینامیکی [۶-۷]، گام رو به عقب [۸] و مود لغزشی [۹] اشاره کرد. مهم‌ترین مشخصه روش‌های مبتنی بر یادگیری این است که مدل دینامیکی چهارپره در آنها به کار نمی‌رود، بلکه از داده‌های حاصل از پرواز واقعی برای آموزش به سامانه کنترل استفاده می‌شود. از جمله این روش‌ها که برای کنترل چهارپره به‌کار رفته‌اند می‌توان به منطق فازی [۱۱-۱۰] و شبکه‌های عصبی [۱۲] اشاره کرد. این روش‌ها بر مبنای مدل دینامیکی شکل نمی‌گیرند و در نتیجه می‌توان آنها را روی پلتفرم‌های گوناگون به‌کار گرفت. با این حال پایداری و قوام این روش‌ها به‌راحتی قابل تحلیل نیست و ارزیابی عملی در مقیاس بزرگ بر روی این روش‌های کنترلی تاکنون صورت نگرفته است.

سامانه هدایت نقش تعیین‌کننده‌ای در پرواز چهارپره‌ها بر عهده دارد. مهم‌ترین رویکردها در هدایت پرواز ربات شامل

۲-۱- معادلات سینماتیکی

معمولا برای بررسی حرکت یک جسم صلب شش درجه آزادی از دو دستگاه مختصات اینرسی (n) و بدنی (b) استفاده می‌شود (شکل ۲). دلیل انتخاب دو دستگاه مختصات این است که اندازه‌گیری‌ها و ورودی‌های کنترلی معمولا در دستگاه بدنی موجود هستند و ماتریس اینرسی در دستگاه بدنی مستقل از زمان است، در حالی که برای تعقیب یک مسیر در فضا سه‌بعدی نیاز داریم تا موقعیت و وضعیت چهارپره را نسبت به دستگاه اینرسی بدانیم. با توجه به سرعت و ارتفاع پایین چهارپره، دستگاه NED را می‌توان به‌عنوان دستگاه اینرسی در نظر گرفت. در نهایت بردار متغیرهای حالت چهارپره به‌صورت زیر قابل بیان است [۱۴].

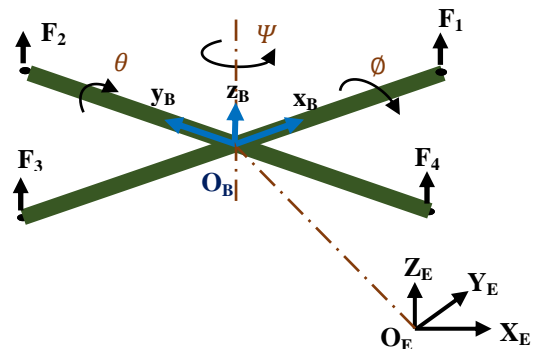
$$x = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}] \quad (۱)$$

بنابراین، برای انتقال سرعت‌های انتقالی از دستگاه بدنی به اینرسی می‌توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R(\psi, z^n)R(\theta, y^{(2)})R(\phi, x^b) \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = R_{\Theta} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (۲)$$

برای انتقال سرعت‌های دورانی از دستگاه بدنی به اینرسی می‌توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi, x^b) \begin{bmatrix} 0 \\ q \\ 0 \end{bmatrix} + R(\theta, y^{(2)})R(\phi, x^b) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ r \end{bmatrix} \\ = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = T_{\Theta} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (۳)$$



شکل (۲): مختصات زمینی و بدنی برای مدل‌سازی چهارپره.

۲-۲- معادلات دینامیکی

نیروها و گشتاورهای وارد بر چهارپره از جنس نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی و جاذبه می‌باشند. معمولا نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر چهارپره به‌صورت زیر مدل‌سازی می‌شوند [۱۴].

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 &= bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ U_4 &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (۴)$$

تاثیرات آیرودینامیکی دیگری همچون تاثیر زاویه حمله، انحراف تیغه و اغتشاش جریان هوا در مراجع [۱۴-۱۳] بررسی شده‌اند. با این حال به‌دلیل این که مدل‌سازی این تاثیرات بسیار پیچیده است و تنها در سرعت‌های بالا مقدار قابل توجهی پیدا می‌کنند، در این پژوهش از وارد کردن آن‌ها به مدل چهارپره صرف‌نظر شد.

۲-۲-۱- معادلات دینامیک انتقالی

طبق قانون دوم نیوتن معادلات دینامیکی انتقالی جسم صلب به‌صورت زیر است [۱۳]:

$$m\ddot{\Gamma} = F^n \quad (۵)$$

در صورتی که بخواهیم معادلات دینامیکی انتقالی را در دستگاه بدنی بنویسیم نیاز داریم تا از قضیه اویلر استفاده کنیم. با استفاده از قضیه اویلر و با بسط نیروهای رانش، جاذبه و بقیه ماتریس‌ها داریم:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw - g \sin \theta \\ -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta \\ qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + \frac{U_1}{m} \end{bmatrix} \quad (۶)$$

فرم معادلات دینامیکی انتقالی در دستگاه اینرسی ساده‌تر از فرم آن‌ها در دستگاه بدنی است. بنابراین، داریم:

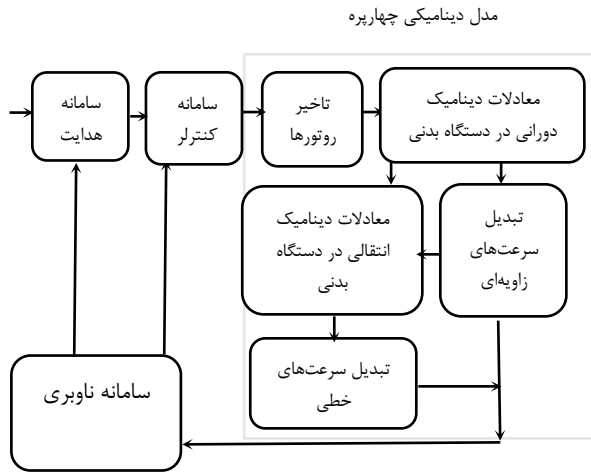
$$m\ddot{\Gamma} = R_{\Theta} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -U_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (۷)$$

یعنی

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{-U_1}{m} [\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi] \\ \ddot{y} &= \frac{-U_1}{m} [\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi] \\ \ddot{z} &= g - \frac{U_1 \cos \phi \cos \theta}{m} \end{aligned} \quad (۸)$$

$$\Omega(s) = \frac{1}{Ts + 1} \quad (13)$$

شایان ذکر است، تابع تبدیل تاخیر روتورها در مقدار ورودی‌ها ضرب شده و سپس به سامانه چهارپره وارد می‌شود. در نهایت بلوک دیاگرام مدل دینامیکی چهارپره در شکل ۳ خلاصه شده است. معادلات دینامیک انتقالی و دورانی در دستگاه بدنی نوشته شده‌اند و سپس به دستگاه اینرسی تبدیل شده‌اند.



شکل (۳): بلوک دیاگرام مدل دینامیکی چهارپره در داخل سامانه حلقه بسته.

۳- سامانه کنترل

در این رویکرد با استفاده از تکنیک وارون‌سازی دینامیکی، شتاب‌های مجازی لازم به‌دست می‌آید محاسبه وارون‌سازی دینامیکی می‌تواند به‌صورت غیرخطی یا خطی‌سازی شده حول حالت هاور انجام بگیرد که در ادامه راجع به هر یک بحث می‌کنیم.

۳-۱- کنترل‌کننده وارون‌سازی دینامیکی غیرخطی

در روش وارون‌سازی دینامیکی شتاب‌های مجازی براساس دینامیک انتقالی محاسبه می‌گردند.

$$\begin{aligned} \mu_x &= \frac{-U_1}{m} (\cos \psi_d \sin \theta_d \cos \phi_d + \sin \psi_d \sin \phi_d) \\ \mu_y &= \frac{-U_1}{m} (\sin \psi_d \sin \theta_d \cos \phi_d - \cos \psi_d \sin \phi_d) \\ \mu_z &= -\frac{U_1}{m} (\cos \theta_d \cos \phi_d) + g \end{aligned} \quad (14)$$

سپس مقدار رانش مورد نیاز از روی این سه شتاب مجازی به‌دست می‌آید:

۲-۲- معادلات دینامیک دورانی

برای به‌دست آوردن معادلات دینامیکی دورانی در دستگاه بدنی بنویسیم با استفاده از قضیه اولیور از رابطه (۹) استفاده می‌شود:

$$I \dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \tau^b \quad (9)$$

با بسط گشتاورهای ورودی و بقیه ماتریس‌ها داریم:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= qr \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \frac{J_r q \Omega_r}{I_{xx}} + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= pr \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) - \frac{J_r p \Omega_r}{I_{yy}} + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= qp \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (10)$$

معادلات دینامیکی دورانی را می‌توان به‌صورت زیر در برحسب زوایای اولیور نیز به‌دست آورد:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{d(T_{\Theta}\omega)}{dt} = \dot{T}_{\Theta}\omega + T_{\Theta}\dot{\omega} \quad (11)$$

۲-۳- مدل روتور

نکته مهم درباره سرعت زاویه‌ای روتورها، تاخیر موجود در روتورها می‌باشد که تاثیر منفی در پایداری چهارپره دارد. واقع چهارپره برخلاف هواپیماهای بال ثابت به فرکانس بالایی برای اعمال ورودی‌های کنترلی نیاز دارد و در صورتی که روتورها در پیاده‌سازی ورودی‌های با فرکانس بالا موفق نباشند، چهارپره دچار ناپایداری خواهد شد. تاخیر روتورها ناشی از مسائل مکانیکی و الکتریکی می‌باشد و می‌توان آن را به‌طور نسبتاً دقیق با تابع تبدیل مرتبه دوم مدل‌سازی کرد. با این حال ثابت زمانی ناشی از تاخیر مکانیکی بسیار بیشتر از تاخیر الکتریکی است و در نتیجه دینامیک روتور با یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول به‌صورت زیر قابل تقریب زدن است [۶].

$$\dot{\Omega} = \frac{1}{T} (\Omega_d - \Omega) \quad (12)$$

که در آن، T ثابت زمانی موتور می‌باشد یعنی مدت زمانی که برای روتور طول می‌کشد تا به ۶۳٪ مقدار ورودی پله برسد. همچنین Ω_d مقدار سرعت زاویه‌ای مطلوب و Ω مقدار سرعت زاویه‌ای واقعی می‌باشند. معمولاً هرچه اندازه روتور و ملخ بزرگتر باشد این ثابت زمانی بیشتر خواهد بود. در نتیجه تابع تبدیل روتور در فضای حالت به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

[۶] و [۱۶] از جمله مقالاتی هستند که از فرض زوایای کوچک استفاده کرده‌اند. با توجه به این که ماموریت‌های چهارپره‌ها اکثراً در محیط‌های خارج از آزمایشگاه انجام می‌گیرد و تجهیزات بسیار دقیق آزمایشگاهی در دسترس نخواهد بود و همچنین نیاز به انجام مانورهای شدید نمی‌باشد، در این پژوهش، علاوه بر رویکرد غیرخطی، وارون‌سازی دینامیکی با زوایای کوچک به کار گرفته شده است. به بیان دیگر، چهارپره می‌تواند مانورهای کم شتاب را با داشتن زوایای کوچک اوپلر به انجام برساند و در نتیجه زوایای اوپلر در طی ماموریت کوچک باقی می‌مانند. بنابراین در طراحی کنترلگر می‌توان جهت ساده شدن معادلات از فرض کوچک بودن زوایای اوپلر استفاده کرد.

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &\approx \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\right) + \frac{J_r\dot{\theta}\Omega_r}{I_{xx}} + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &\approx \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\right) - \frac{J_r\dot{\phi}\Omega_r}{I_{yy}} + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &\approx \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\right) + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (21)$$

۳-۳- کنترل کننده مکمل

با تعیین رویکرد کنترل، نوبت به تعیین روش کنترل می‌رسد. روش‌های مختلف خطی و غیرخطی برای کنترل چندپره‌ها پیشنهاد شده است [۱۷]، که در بخش مقدمه مرور شدند. برای انتخاب روش کنترل می‌بایست بین عملکرد و پیچیدگی پیاده‌سازی آن مصالحه انجام داد. با توجه به این که قابلیت پیاده‌سازی از جمله معیارهای اصلی این پژوهش می‌باشد، ساده‌ترین کنترلر از لحاظ پیاده‌سازی یعنی کنترلر تناسبی- مشتقی انتخاب می‌شود. مراجعی همچون [۷] روش کنترلی تناسبی- انتگرالی- مشتقی را برای کنترل چهارپره‌ها به طور موفق به کار گرفته‌اند. در بسیاری از خلبان خودکارهای موجود در بازار نیز از این روش کنترلی بهره برده شده است. دلیل این امر در پیاده‌سازی آسان و امکان تنظیم قانون کنترلی بر مبنای عملکرد سامانه می‌باشد. با توجه به این که جمله انتگرالی پایداری سامانه را کاهش می‌دهد و احتمال اشباع را بالا می‌برد، در نتیجه از این جمله صرف نظر می‌کنیم و مقدار شتاب‌های مجازی و گشتاورها، از طریق روش تناسبی- مشتقی به صورت زیر تولید می‌شوند.

$$U_1 = m\sqrt{\mu_x^2 + \mu_y^2 + (g - \mu_z)^2} \quad (15)$$

و پس از آن داریم:

$$\begin{aligned} \phi_d &= \arcsin\left(-m \frac{\mu_x \sin \psi_d - \mu_y \cos \psi_d}{U_1}\right) \\ \theta_d &= \arctan\left(-\frac{\mu_x \cos \psi_d + \mu_y \sin \psi_d}{g - \mu_z}\right) \end{aligned} \quad (16)$$

اثبات پایداری و همگرایی این رویکرد به صورت تحلیلی در [۱۵] آمده است.

۳-۲- کنترل کننده وارون سازی دینامیکی خطی

با اعمال فرض کوچک بودن زوایا، می‌توان معادلات غیرخطی را ساده‌تر نمود. در نتیجه ابتدا مقدار شتاب‌های مورد نیاز به صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\begin{aligned} \mu_{x_{new}} &= \frac{U_1}{m} [\sin \phi_d \sin \psi + \cos \phi_d \sin \theta_d \cos \psi] \\ &\approx \frac{U_{1_{new}}}{m} [\phi_d \sin \psi + \theta_d \cos \psi] \\ \mu_{y_{new}} &= \frac{U_{1_{new}}}{m} [\sin \phi_d \cos \psi - \cos \phi_d \sin \theta_d \sin \psi] \\ &\approx \frac{U_{1_{new}}}{m} [\phi_d \cos \psi - \theta_d \sin \psi] \\ \mu_{z_{new}} &= -\frac{U_1}{m(\cos \phi_d \cos \theta_d)} + g \\ &\approx -\frac{U_{1_{new}}}{m} + g \end{aligned} \quad (17)$$

حال مقدار رانش از روی شتاب مورد نیاز عمودی محاسبه می‌شود.

$$U_{1_{new}} = m(g - \mu_z) \quad (18)$$

پس از آن می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \phi_{d_{new}} &= \frac{m}{U_{1_{new}}} [-\mu_{x_{new}} \sin \psi_d + \mu_{y_{new}} \cos \psi_d] \\ \theta_{d_{new}} &= \frac{m}{U_{1_{new}}} [-\mu_{x_{new}} \cos \psi_d - \mu_{y_{new}} \sin \psi_d] \end{aligned} \quad (19)$$

همچنین می‌بایست یک تابع اشباع به صورت زیر قائل شد تا فرض کوچک بودن زوایا از بین نرود.

$$\begin{aligned} \phi_{d_{new}} &= \begin{cases} \phi_{max} & \phi_d > \phi_{max} \\ \phi_{d_{new}} & -\phi_{max} < \phi_d < \phi_{max} \\ -\phi_{max} & \phi_d < -\phi_{max} \end{cases} \\ \theta_{d_{new}} &= \begin{cases} \theta_{max} & \theta_d > \theta_{max} \\ \theta_{d_{new}} & -\theta_{max} < \theta_d < \theta_{max} \\ -\theta_{max} & \theta_d < -\theta_{max} \end{cases} \end{aligned} \quad (20)$$

در رفتار تعقیب مسیر، بردار موقعیت مطلوب برای چهارپره به صورت جمع برداری موقعیت مسیر مرجع با فاصله مطلوب نسبت به آن، ایجاد می‌شود و در ضریب این رفتار ضرب می‌شود. بردار حاصل از رفتار تعقیب مسیر برای چهارپره به صورت زیر خواهد بود.

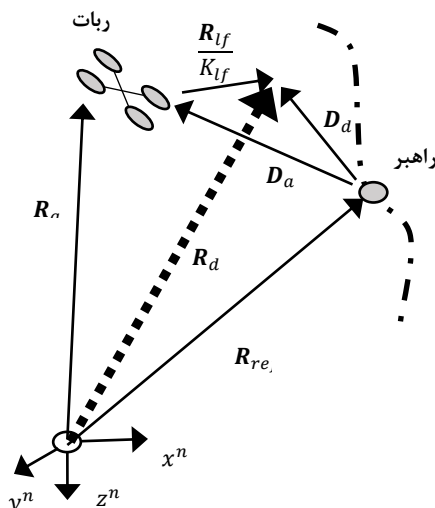
$$R_{lf} = K_{lf}(D_d - D_a) \quad (24)$$

که در آن:

$$D_a = D_a - D_{ref} \quad (25)$$

$$D_d = R_d - R_{ref}$$

در ادامه بلوک دیاگرام سامانه هدایت کنترل و رویکرد رفتار-محور آن در شکل های ۴ و ۵ قابل ملاحظه است که در آن ورودی سامانه هدایت، موقعیت راهبر است.



شکل (۵): بلوک دیاگرام هدایت رفتار-محور.

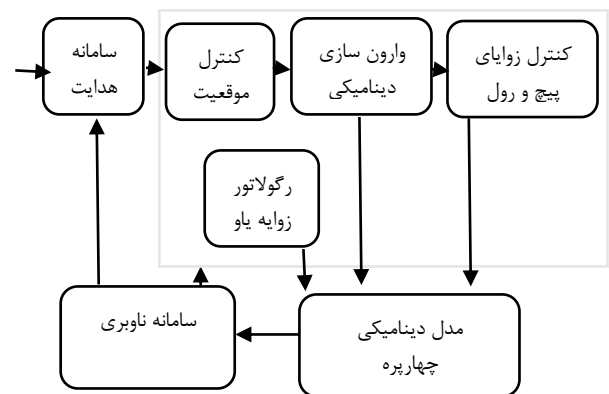
۵- شبیه‌سازی و نتایج

برای شبیه‌سازی پرواز چهارپره از محیط شبیه‌سازی سیمولینک بهره می‌بریم. در این محیط امکان اعمال تاخیر روتور و نویز سنسورها به سامانه حلقه بسته به راحتی امکان پذیر است و با استفاده از توابع ترسیمی متلب قادر خواهیم بود نحوه حرکت چهارپره‌ها در فضای سه بعدی را رسم نماییم. بلوک‌های ساخته شده برای مدل دینامیکی، سامانه کنترل، سامانه هدایت و اغتشاش اعمال شده در شکل ۶ نشان داده شده‌اند.

$$\begin{aligned} \mu_{x_{new}} &= K_{px}e_x + K_{dx}\dot{e}_x \\ \mu_{y_{new}} &= K_{py}e_y + K_{dy}\dot{e}_y \\ \mu_{z_{new}} &= K_{pz}e_z + K_{dz}\dot{e}_z \\ U_2 &= K_{p\phi}e_\phi + K_{d\phi}\dot{e}_\phi \\ U_3 &= K_{p\theta}e_\theta + K_{d\theta}\dot{e}_\theta \\ U_4 &= K_{p\psi}e_\psi + K_{d\psi}\dot{e}_\psi \end{aligned} \quad (22)$$

ضرایب تناسبی و مشتقی کنترل را می‌توان با در نظر گرفتن معیارهایی همچون زمان نشست و فراجهدش تنظیم کرد. با این حال در این پژوهش، ضرایب تناسبی و مشتقی با اجرای یک سناریوی مشخص به طور دستی تنظیم می‌گردد. اطلاعات مربوط به تنظیم ضرایب کنترل در بخش شبیه‌سازی آمده است. همچنین، در شکل ۴، بلوک دیاگرام سامانه کنترل داخل سامانه حلقه بسته قابل ملاحظه است.

سامانه کنترل



شکل (۴): بلوک دیاگرام سامانه هدایت-کنترل.

۴- سامانه هدایت

برای هدایت چهارپره از رویکرد رفتار-محور بهره می‌بریم که برگرفته از رویکرد میدان پتانسیلی است که در [۱۸] ارائه شده است. در این پژوهش با استفاده از یک الگوریتم رفتارمحور، فرض می‌شود مسیر مرجع از قبل تعریف شده باشد. طرز کار این الگوریتم بدین شکل است که بردار نهایی حاصل از رفتار تعقیب مسیر و رفتار اجتناب از مانع و بردار موقعیت کنونی با یکدیگر جمع می‌شوند و بردار مرجع کلی اولیه را برای چهارپره تولید می‌کنند یعنی:

$$R_{tot} = R_{lf} + R_{oa} + R_a \quad (23)$$

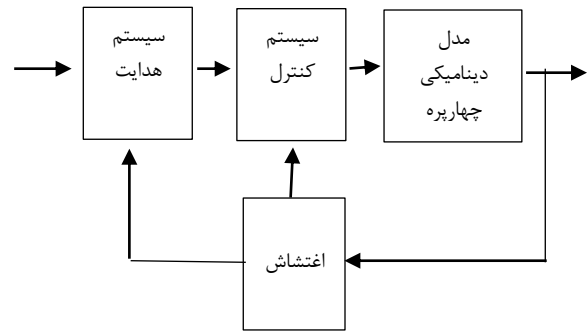
همچنین نویزی با میانگین صفر و واریانس $0/01$ به سیگنال‌های موقعیت و سرعت و نویزی با میانگین صفر و واریانس $0/0001$ به سیگنال‌های زاویه اضافه می‌شود [۱۶] و [۱۹]. بنابراین قادر خواهیم بود عوامل اصلی تضعیف‌کننده عملکرد چهارپره را در شبیه‌سازی‌ها لحاظ کرده و به نتایج دقیق‌تری برسیم.

در این سناریو سامانه کنترل را به صورت دستی تنظیم می‌نماییم. این فرآیند برای پیاده‌سازی در سامانه‌های کنترل پرواز رایج همچون آردو-پایلوت بهتر است، چرا که در این سامانه‌ها، بهره‌های سامانه کنترل یک‌بار توسط کاربر تنظیم می‌شوند و پس از آن در ماموریت‌های مختلف ثابت نگه داشته می‌شوند. همچنین بهینه‌سازی سامانه هدایت در ایستگاه زمینی انجام می‌شود و می‌تواند خود را با سامانه کنترل سازگار نماید. سامانه کنترل ارائه شده در این پژوهش برای تعقیب مسیر دارای ۱۲ بهره تناسبی- مشتقی می‌باشد که برای داشتن عملکرد مناسب می‌بایست این بهره‌ها را تنظیم نمود. نویز سنسورها و تاخیر روتورها از عوامل مهمی هستند که بر عملکرد سامانه کنترل در تعقیب مسیر تاثیر می‌گذارند. در اکثر کاربردهای چهارپره همچون جستجو- نجات لازم است تا مسیر افقی با یک سرعت ثابت طی شود. در نتیجه سناریوی تعریف شده در این بخش یک مرجع سینوسی در صفحه افقی می‌باشد. هدف از سینوسی بودن مسیر، مشابهت آن با مسیر چهارپره‌ها در هنگام عبور از کنار موانع استوانه‌ای عمودی می‌باشد. تنظیم بهره‌ها در حالت بدون وجود سامانه هدایت و بدون وجود مانع انجام می‌شود. مسیر ربات پرنده هدف در شکل ۷ قابل ملاحظه است که در آن سعی بر این است که فاصله از هدف صفر $(R_d(0)=[0,0,0])$ باشد. در جدول ۲، بهره‌های تنظیم شده سامانه کنترل قابل ملاحظه است.

جدول (۲): مقدار بهره‌های سامانه کنترل.

بهره	$Kp_{x,y}$	$Kd_{x,y}$	Kp_z	Kd_z	$Kp_{\theta,\psi}$	$Kd_{\theta,\psi}$
مقدار	۰/۵	۱/۹	۲/۹	۸/۹	۰/۹	۰/۳

در ادامه، در شکل ۷، مسیر سه‌بعدی چهارپره و در شکل ۸ نیز تاریخچه مؤلفه‌های موقعیت ربات پرنده قابل ملاحظه است. همچنین تاریخچه فاصله از هدف و مؤلفه‌های

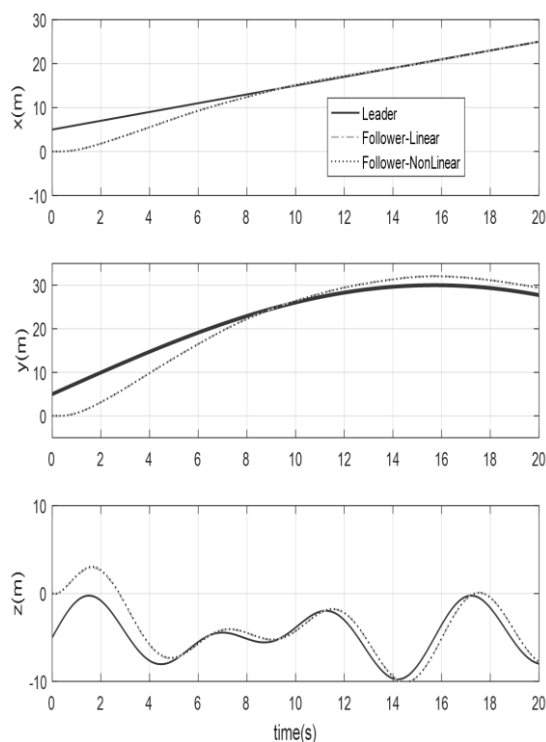


شکل (۶): بلوک‌های طراحی شده مربوط به سامانه حلقه بسته در محیط سیمولینک.

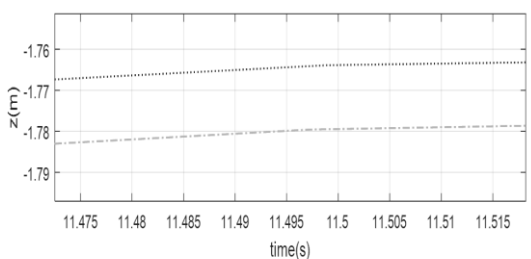
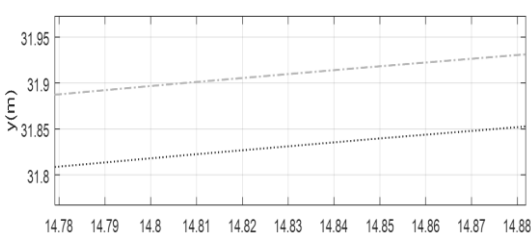
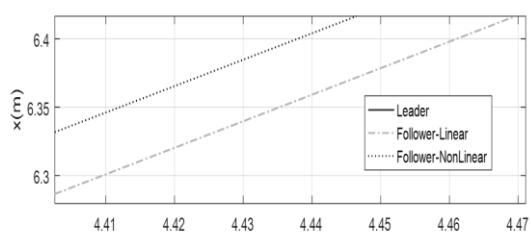
مقدار پارامترهای آیرودینامیکی و سازه‌ای اعمال شده در شبیه‌سازی در جدول ۱ مشاهده می‌شود. چهارپره یک وسیله پرنده ذاتاً ناپایدار است که از هیچ سطح کنترلی استفاده نمی‌کند و برای کنترل وضعیت و موقعیت خود در فضای سه‌بعدی تنها به تغییر دادن دور موتورهای خود متکی است. در نتیجه تاخیر موجود در روتورها اصلی‌ترین عامل کاهنده پایداری چهارپره می‌باشد. طبق آنچه که در بخش مدل‌سازی گفته شد، معادله دینامیکی روتور به صورت یک تابع تبدیل مرتبه اول وارد سامانه می‌شود. برای اعمال تاخیر موتور و نویز سامانه نوابری از منابع مشابه کمک می‌گیریم. مقدار تاخیر موتور به میزان $0/05$ ثانیه مناسب به نظر می‌رسد [۶ و ۱۹].

جدول (۱): پارامترهای آیرودینامیکی و سازه‌ای چهارپره شبیه‌سازی شده [۱۸].

پارامتر	مقدار	واحد
I_{xx}	۰/۰۷۵	kgm^2
I_{yy}	۰/۰۷۵	kgm^2
I_{zz}	۰/۱۳	kgm^2
m	۱/۶۵	kg
J_r	۰/۰۰۰۰۰۶	kgm^2
l	۰/۲۳	m
b	۰/۰۰۰۰۰۳۱۳	Ns^2
d	۰/۰۰۰۰۰۰۷۵	Nms^2



(الف)



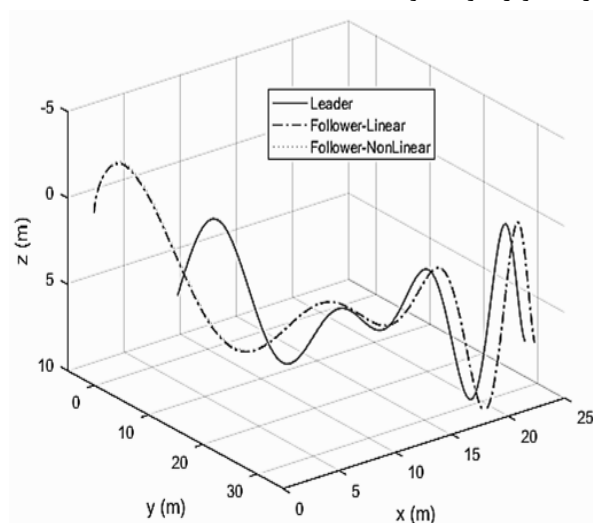
(ب)

شکل (۸): تاریخچه مؤلفه‌های موقعیت چهارپره.

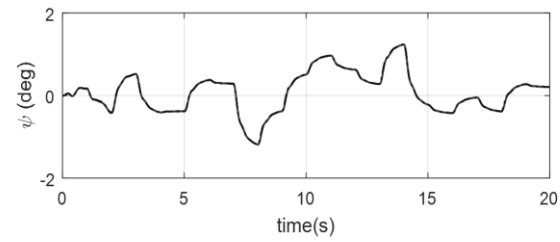
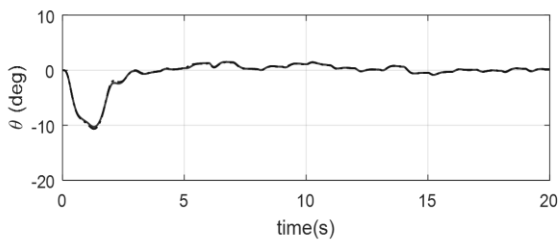
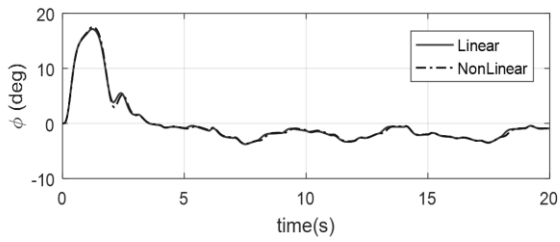
آن در شکل‌های ۹ و ۱۰ ارائه شده است. در شکل ۱۱ تاریخچه وضعیت چهارپره و مؤلفه‌های آن و در شکل ۱۲ تاریخچه متغیرهای کنترلی ربات پرنده قابل مشاهده است.

همان‌طور که در شکل‌های (۷-۱۰) مشخص است چهارپره توانایی دنبال کردن هدف مرجع با دقت قابل قبولی برای هر دو روش خطی و غیرخطی را دارد. لازم به ذکر است که نسبت به اعتبارسنجی نتایج و مطالعات موردی، تاریخچه متغیرهای حالت و کنترل در طول ۲۰ ثانیه شبیه‌سازی، برای هر دو روش خطی و غیرخطی در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ قابل بهره‌برداری است. در نهایت در شکل ۱۳ نیز، دستورات مجازی تولید شده که حاصل کنترل گر با دینامیک وارون، برای هر دو روش خطی و غیرخطی است، قابل ملاحظه است.

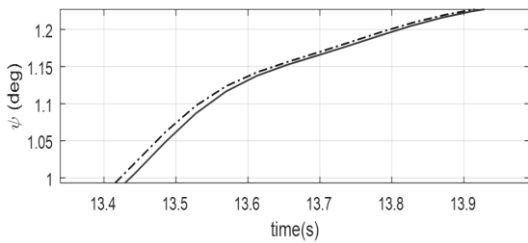
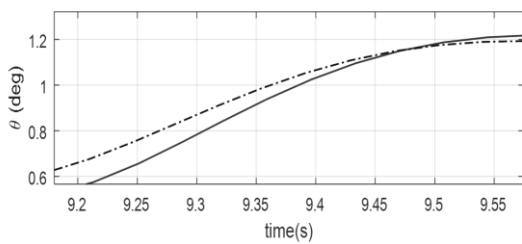
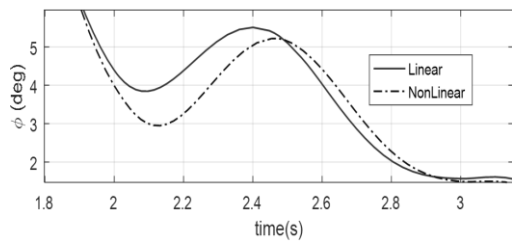
با مشاهده نتایج عملکرد کنترل کننده‌های خطی و غیرخطی بر مبنای وارون‌سازی دینامیکی، توانایی آن‌ها در تعقیب مسیر یک ربات پرنده با مدل دینامیکی غیرخطی به خوبی قابل ملاحظه است. البته ذکر این نکته ضروری است که با ملاحظه دقیق‌تر، روش غیرخطی به مراتب دقت بیشتری در تعقیب هدف دارد. با توجه به سرعت پایین چهارپره، اختلاف دقت بین هر دو روش کنترلی، در نهایت ۲۰ سانتیمتر خواهد بود. البته رویکرد غیرخطی در مجموع از تلاش کنترلی کمتری استفاده می‌کند که این امر خود در افزایش مداومت پروازی پرنده موثر خواهد بود.



شکل (۷): مسیر سه بعدی چهارپره.

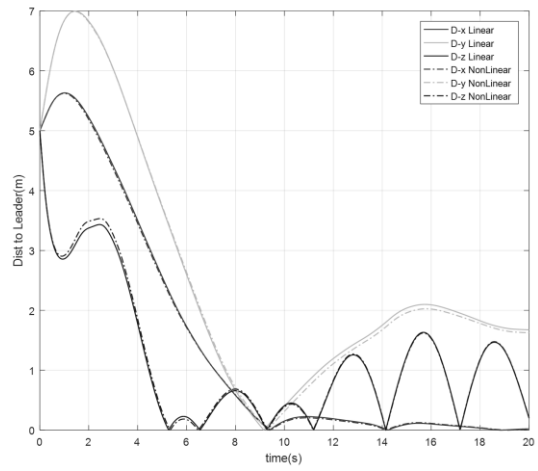


(الف)

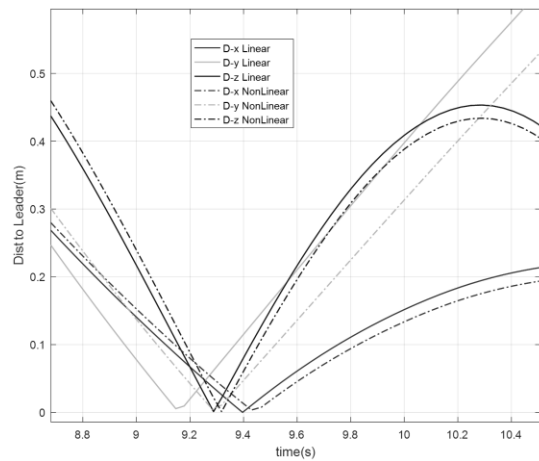


(ب)

شکل (۱۱): تاریخچه وضعیت چهارپره.

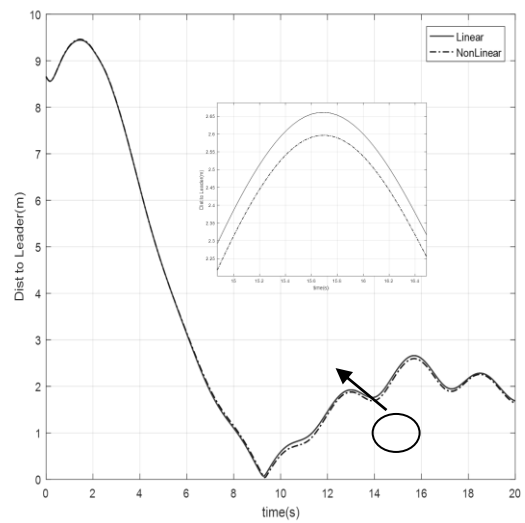


(الف)

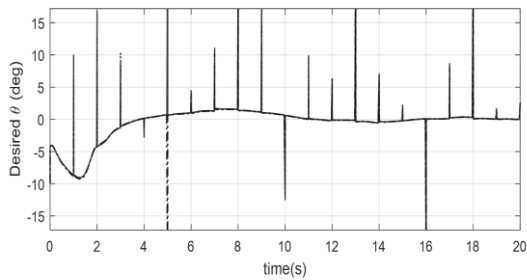
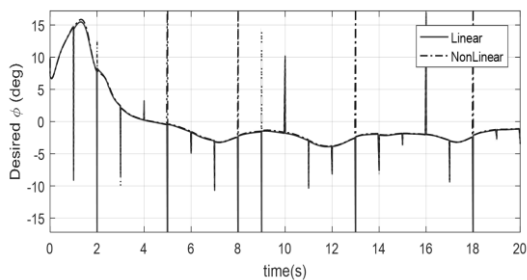


(ب)

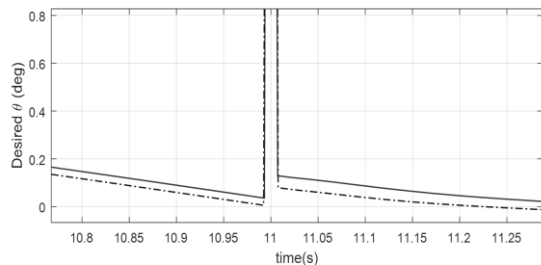
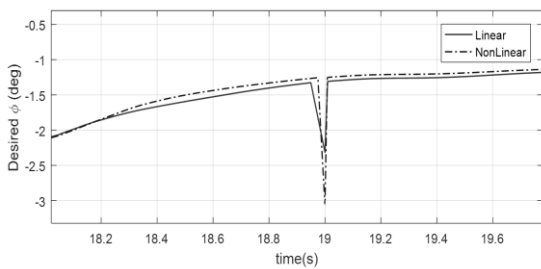
شکل (۹): تاریخچه مؤلفه‌های فاصله از هدف.



شکل (۱۰): تاریخچه فاصله از هدف.



(الف)

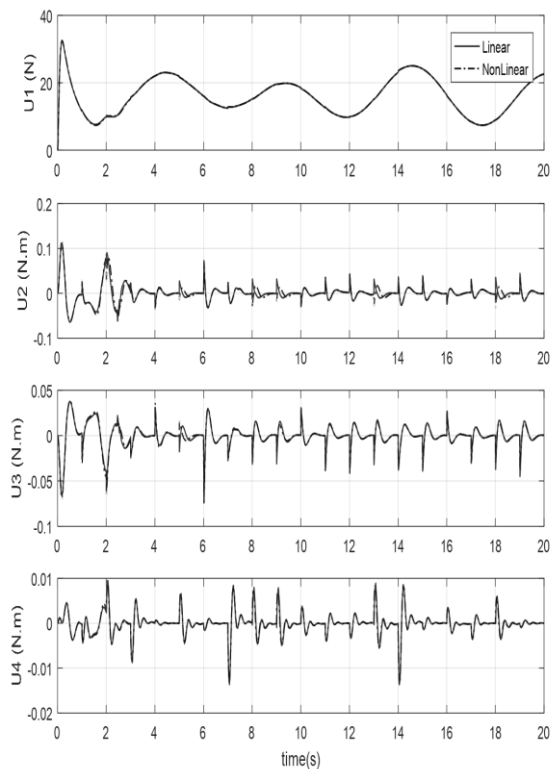


(ب)

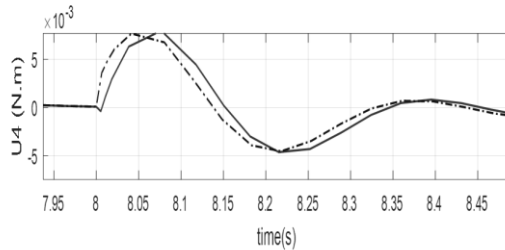
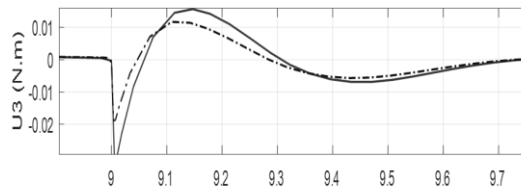
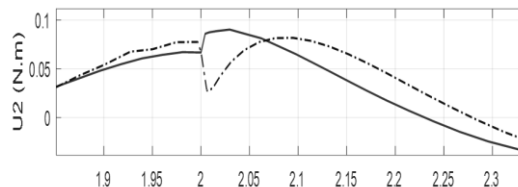
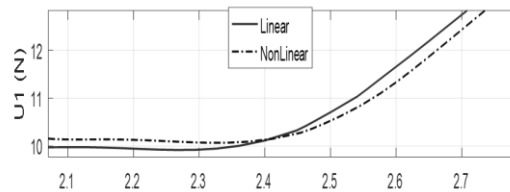
شکل (۱۳): تاریخچه مقادیر مطلوب کنترلی زوایا.

۶- نتیجه گیری

در این پژوهش سامانه هدایت و کنترل ترکیبی خطی- غیرخطی پرواز برای تعقیب ربات راهبر با رویکرد رفتار- محور توسط یک ربات پرنده چهارپره ارائه گردید. سامانه کنترل مناسب برای تعقیب مسیر در فضای سه بعدی براساس رویکرد وارون سازی دینامیکی خطی و غیرخطی مقایسه شده و سامانه هدایت بر مبنای رویکرد رفتار محور طراحی شده اند. با محدود کردن الگوریتم رفتار محور به رفتار تعقیب مسیر زمینه برای بهینه سازی آن در آینده فراهم شده



(الف)



(ب)

شکل (۱۴): تاریخچه متغیرهای کنترلی.

8. Bouabdallah, S. and Siegwart, R. "Full Control of a Quadrotor."; IEEE/RSJ international conference on Intelligent robots and systems, IROS, San Diego, USA, 2007.
9. Xu, R. and Ozguner, U. "Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter."; IEEE Conference on Decision and Control, 45th, pp. 4957-4962., 2006.
10. Babaei, A.R. and Mortazavi, M. "Fuzzy Altitude Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles.", Aerospace Mechanics Journal (Dynamics, Vibrations and Control), Vol. 6, No. 3, pp. 1-10, 2010.
11. Santos, M., Lopez, V., and Morata, F. "Intelligent Fuzzy Controller of a Quadrotor."; International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), Hangzhou, China, 2010.
12. Dierks, T. and Jagannathan, S. "Output Feedback Control of a Quadrotor UAV Using Neural Networks.", IEEE transactions on neural networks, Vol. 21, No. 1, pp. 50-66, 2010.
13. Hoffmann, G., Huang, H., Waslander, S., and Tomlin, C. "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment."; AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, South Carolina, USA, 2007.
14. Mahony, R., Kumar, V., and Corke, P. "Multirotor Aerial Vehicles.", IEEE Robotics and Automation magazine, Vol. 20, No. 32, 2012.
15. Fantoni, I., Lozano, R., and Kendoul, F. "Asymptotic Stability of Hierarchical Inner-Outer Loop-Based Flight Controllers.", IFAC Proceedings, Vol. 41, No. 2, pp.1741-1746, 2008.
16. Nagaty, A., Saeedi, S., Thibault, C., Seto, M., and Li, H. "Control and Navigation Framework for Quadrotor Helicopters.", Journal of intelligent & robotic systems, Vol. 70, No's. 1-4, pp. 1-12, 2013.
17. Bouabdallah, S. "Design and Control of Quadrotors With Application to Autonomous Flying.", PhD Dissertation, EPFL University, Swiss, 2007.
18. Paul, T., Krogstad, T.R., and Gravdahl, J.T. "Modelling of UAV Formation Flight Using 3D Potential Field.", Simulation Modelling Practice and Theory, Vol. 16, No. 9, pp. 1453-1462, 2008.
19. Elhami, M. and Sadatrasoul, S. "Simulation and Optimization of Integrated Guidance and Control System in Small Aircrafts", Aerospace Mechanics Journal (Dynamics, Vibrations and Control), Vol. 12, No. 1, pp. 13-19, 2016.

است. شبیه‌سازی صورت گرفته در شرایط وجود نامعینی و عدم ایده‌آل‌نگری در سامانه، نشان‌دهنده عملکرد خوب سامانه هدایت و کنترل پرواز در اجرای ماموریت می‌باشد. در این پژوهش عملکرد کنترل‌کننده‌های خطی و غیرخطی بر مبنای وارون‌سازی دینامیکی و توانایی آن‌ها در تعقیب مسیر یک سیستم غیرخطی به خوبی قابل ملاحظه است. با انجام این پژوهش، زمینه برای اعمال الگوریتم اجتناب از مانع و پرواز گروهی در آینده فراهم شده است. در این پژوهش تاثیر سنسورها به صورت نویز سفید مدل‌سازی شد ولی برای پیاده‌سازی لازم است تا مدل دقیقی از سنسورها در محاسبات آورده شود. روش بهتر برای افزایش دقت شبیه‌سازی از طریق تحلیل داده‌های پروازی برای شناسایی مدل دینامیکی چهارپره واقعی می‌باشد.

۶- مراجع

1. Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R. "PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor"; In Intelligent Robots and Systems, IEEE/RSJ International Conference on, Sendai, Japan, 2004.
2. How, J.P., Behihke, B., Frank, A., Dale, D., and Vian, J. "Real-Time Indoor Autonomous Vehicle Test Environment.", IEEE control systems, Vol. 28, No. 2, pp. 51- 64, 2008.
3. Cowling, I. "Towards Autonomy of a Quadrotor UAV.", PhD Dissertation, Cranfield University, 2008.
4. Chen, M. and Huzmezan, M. "A Combined MBPC/2DOF H Infinity Controller for a Quadrotor UAV."; In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Texas, USA, 2003.
5. Milhim, A., Zhang, Y., and Rabbath, C.A. "Gain Scheduling Based PID Controller for Fault Tolerant Control of Quadrotor UAV."; In AIAA infotech@ Aerospace, Atlanta, USA, 2010.
6. Michael, N., Mellinger, D., Lindsey, Q., and Kumar, V. "The Grasp Multiple Micro-UAV Testbed.", IEEE Robotics & Automation Magazine, Vol. 17, No. 3, pp. 56-65, 2010.
7. Kendoul, F., Yu, Z. and Nonami, K. "Guidance and Nonlinear Control System for Autonomous Flight of Minirotorcraft Unmanned Aerial Vehicles.", Journal of Field Robotics, Vol. 27, No. 3, pp. 311-334, 2010.