

هدایت تعقیب مسیر و پرواز آرایشی پهپادها، مبتنی بر خطی سازی پس خور و

مشاهده گر مود لغزشی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۲۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۷

مهدی نیکوسخن لامع^۱

۱ دکتری هوافضا، سازمان صنایع هوافضا، تهران، Nikusokhan@gmail.com

چکیده

این مقاله به طراحی قانون هدایت تعقیب مسیر برای یک پهپاد رهبر^۱ و هدایت پرواز آرایشی پهپادهای تعقیب گر^{۱۱} برای ایجاد یک هندسه مشخص نسبت به پهپاد رهبر می پردازد. با توجه به سینماتیک غیرخطی مسئله برای طراحی هر دو قانون هدایت از تئوری خطی سازی پس خور^{۱۷} استفاده شده است؛ بنابراین با استفاده از این تئوری، مسئله غیرخطی به یک مسئله خطی تبدیل شده و با استفاده از تئوری کنترل خطی، پارامترهای کنترلی برای دستیابی به عملکرد مطلوب، تعیین می شود. در مسئله تعقیب مسیر، با فرض ثابت بودن سرعت طولی رهبر، با یک تغییر متغیر مستقل از زمان به برد طولی، یک مسئله کنترلی تک ورودی-تک خروجی تعریف و کنترلر غیرخطی طراحی می شود؛ اما در طراحی هدایت پرواز آرایشی، با فرض قابل کنترل بودن سرعت طولی تعقیب گرها در یک بازه محدود، در مسئله کنترلی با یک سیستم دو ورودی-دو خروجی مواجه می باشیم. با فرض عدم وجود ارتباط مخابراتی بین رهبر و تعقیب گرها، از یک مشاهده گر مود لغزشی مرتبه ۲ برای تخمین حالت های مورد نیاز کنترلر پرواز آرایشی استفاده می شود. نتایج نشان می دهد که زمان نشست خطای تعقیب مسیر در هدایت غیرخطی پیشنهاد شده در حدود ۳۰٪ نسبت به هدایت غیرخطی مبتنی بر هدایت ناوبری تناسبی کمتر است. همچنین، کنترلر طراحی شده برای پرواز آرایشی و مشاهده گر مود لغزشی عملکرد مناسبی در ایجاد پرواز آرایشی مورد نظر و تخمین حالت های مورد نیاز حتی در حضور نویز اندازه گیری دارد.

واژه های کلیدی: پهپاد، تعقیب مسیر، پرواز آرایشی، خطی سازی پس خور، مشاهده گر مود لغزشی

UAV trajectory tracking and formation flight guidance based on feedback linearization and sliding mode observer

Mahdi Nikusokhan Lame¹

1 Aerospace science industry, Tehran, Nikusokhan@gmail.com

Abstract

This paper proposes a guidance law design for trajectory tracking of a leader UAV and formation flight of pursuer UAVs. According to nonlinear kinematics for both problems, the feedback linearization theory has been used. Therefore, using this theory, the nonlinear problem has been transferred to a linear one and using the linear control theory the control parameters has been determined to achieve the desired performance. In the trajectory tracking problem, assuming a constant velocity leader, a change of the independent variable from the time to the downrange has been performed and the problem is transferred to a single-input single-output control problem, consequently, the controller is designed. In the formation flight problem, assuming pursuers with the bounded controllable velocity, we have a two-input two-output nonlinear system. Supposing no communications between pursuers and the leader, a second order sliding mode observer is utilized to estimate the required states in formation flight controller. Results show that the settling time of trajectory tracking error of the proposed nonlinear guidance law is almost 30% better than the nonlinear trajectory tracking controller based on the proportional navigation guidance law. Also, the designed formation flight has a good performance in controlling the formation flight. Also, the sliding mode observer is able to estimate the leader states even in the presence of noise.

Keywords: UAV, Trajectory tracking, formation flight, feedback linearization, sliding mode observer

۱۰۷

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

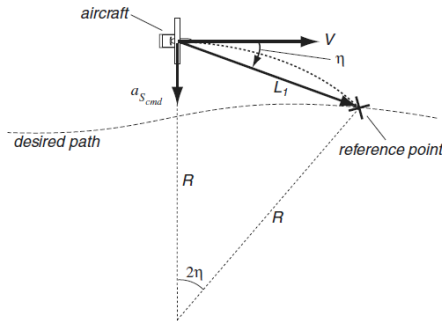
دانش و فناوری هوا فضا



خطی سازی پس خور و مشاهده گر مود لغزشی
هدایت تعقیب مسیر و پرواز آرایشی پهپادها، مبتنی بر

۱. مقدمه

استفاده شده است (شکل ۱). در مرجع [۶]، همین رویکرد برای مسائل سه‌بعدی و البته با پیچیدگی بیشتر نسبت به [۵] توسعه داده شده است. از مسائل مهم در این رویکرد، انتخاب فاصله هدف مجازی تا پرنده است، طوری که اول مسئله جواب داشته باشد دوم انتخاب فاصله به گونه‌ای که خطای تعقیب مسیر کمینه باشد. علاوه بر این موارد، انتخاب نقطه هدف مجازی روی یک مسیر با تابع دلخواه لزوماً به صورت تحلیلی امکان‌پذیر نیست و حل عددی اجتناب‌ناپذیر است.



شکل ۱. هدایت دونقطه‌ای در تعقیب مسیر

علاوه بر مراجع [۵] و [۶]، مراجع دیگری وجود دارند که مسئله تعقیب مسیر را به صورت مشابه با تعقیب یک هدف مجازی محقق می‌کنند. با این تفاوت که هدف مجازی به صورت حلقه باز و تابع زمان تولید می‌شود که با نام تولید مسیر^۶ مطرح است ([۷] تا [۱۳]). وظیفه تولیدکننده مسیر، ایجاد یک مسیر قابل تحقق^۷ برای عبور از یک سری نقاط گذر^۸ به صورت بهینه است. مراجع متعددی برای ایجاد مسیر بهینه برای عبور از نقاط گذر وجود دارد که یکی از روش‌های مرسوم، استفاده از مجموعه منحنی‌های dubins است ([۱۴] تا [۱۷]). البته روش‌هایی بدون تولید مسیر بهینه بین نقاط گذر و فقط با استفاده از قوانین هدایت دونقطه‌ای، برای طی مسیر با کمترین تلاش کنترلی و جهش شتاب در سوئیچ بین نقاط گذر نیز وجود دارند ([۱۸] و [۱۹]).

منظور از تعقیب مسیر، الگوریتم کنترلی مناسب برای تعقیب یک مسیر مشخص دلخواه در فضای هندسی است. منظور از پرواز آرایشی، پرواز تعدادی وسیله پرنده با یا بدون سرنشین، با موقعیت نسبی ثابت نسبت به یک پرنده مرجع است. پرنده مرجع با عنوان پرنده رهبر و پرنده‌های دیگر؛ پرنده‌های دنباله‌رو یا تعقیب‌گر نامیده می‌شوند. به‌طور کلی این قوانین کنترلی، قوانین هدایت نامیده می‌شوند.

۱-۱. تعقیب مسیر

از جمله کاربردهای تعقیب مسیر در هوافضا می‌توان به مواردی مانند تعقیب مسیر برای موشک‌های حامل ماهواره [۱]، تعقیب مسیر پهپادها ([۲] تا [۱۷]) یا تعقیب مسیر موشک‌های کروز ([۱۸] و [۱۹]) اشاره کرد. در پرواز آرایشی، تعقیب مسیر توسط رهبر گروه انجام می‌شود.

یکی از روش‌های مهم در تعقیب مسیر و در خیلی از مسائل دیگر کنترلی، کنترل پیش‌بین است که از مزایای آن لحاظ قیود حالت و کنترل است ([۱] و [۲]). در این روش با بهینه‌سازی برخط در یک افق محدود بر اساس استفاده از یک مدل نامی برای پیش‌بینی رفتار استفاده می‌شود. از مشکلات مهم کنترل پیش‌بین، زمان‌بر بودن و نیاز به اجزای زیاد به‌منظور لحاظ عدم قطعیت‌ها است. در مراجع [۳] و [۴] با استفاده از تکنیک گام به عقب^۵ (BS) به طراحی کنترلر مناسب برای کنترل سرعت و زاویه رول یک پهپاد برای تعقیب مسیر پرداخته شده است. از مشکلات این روش پیدا کردن تابع لیاپانوف برای طراحی کنترلر است. یکی دیگر از کنترلرهایی که در تعقیب مسیر استفاده می‌شود، کنترلرهای مبتنی بر قوانین هدایت دونقطه‌ای است. از مهم‌ترین این مراجع، [۵] است که با در نظر گرفتن یک هدف مجازی متحرک روی مسیر با فاصله ثابت تا نقطه فعلی پرنده، از قانون هدایت غیرخطی تعقیب



رویکرد دیگری که در تعقیب مسیر مطرح است، رویکرد میدان برداری است ([۲۰] تا [۲۴]). در این رویکرد با تعریف یک تابع لیاپانوف از خطاهای تعقیب، با تأمین پایداری مجانبی، کنترلر مناسب به دست می‌آید. در [۲۰] برای تعقیب روی مسیر خطی و دایروی، تابع لیاپانوف به صورت جمع مربع خطای زاویه و موقعیت پیشنهاد شده است. در مرجع [۲۱] و [۲۲]، با ارائه روشی کلی، نحوه ساخت این تابع لیاپانوف مطرح شده است. علت نام‌گذاری این رویکرد به میدان برداری، این است که در هر موقعیت، یک جهت بردار سرعت مناسب ارائه می‌شود که معرف یک میدان برداری است. استخراج میدان برداری برای مسیرهای خطی و دایروی سراسر است و در حالت کلی برای مسیرهای دلخواه پیچیده است.

همان‌طور که ارائه شد، تعقیب یک مسیر دلخواه اغلب بر اساس تعقیب اهداف مجازی یا استفاده از تابع لیاپانوف بوده است. با توجه به دانش نویسنده تا به حال طراحی مسیر بر اساس خطی‌سازی پس‌خور ارائه نشده است. در این مقاله با تغییر متغیر مستقل از زمان به موقعیت طولی، مسئله طراحی مسیر به صورت یک مسئله طراحی کنترل یک ورودی-یک خروجی تعریف شده و یک کنترلر مبتنی بر خطی‌سازی پس‌خور طراحی شده است و با کنترلر غیرخطی هدایتی مرجع [۵] مقایسه شده است.

۲-۱. پرواز آرایشی^۹

از نیازهای مهم به پروازهای آرایشی در مورد پرنده‌های بدون سرنشین می‌توان به پروازهای آرایشی بدون سرنشین در جستجوی یک منطقه، فریب رادارهای دشمن، ایجاد رله‌های مخابراتی، تهاجم هم‌زمان به یک هدف و ... اشاره کرد. در مورد موشک‌های هدایت‌شونده، هرچند بیشتر، پروازهای مشارکتی با قید اصابت هم‌زمان به

هدف مطرح است، اما گاهی کارهایی در خصوص پرواز آرایشی با هدف افزایش تخریب و کاهش خطای سیستم ناوبری نیز انجام شده است ([۲۵] و [۲۶]). آنچه در این مسائل مطرح است، تنظیم^{۱۰} حالت‌های نسبی مانند فاصله نسبی، زاویه یا نرخ زاویه نسبت به رهبر است. در بعضی پروازها فقط هدف کنترل زاویه است و کنترل برد مطرح نیست [۲۷].

در مرجع [۲۸] از قانون هدایت دونقطه‌ای خط دید برای طراحی پرواز آرایشی استفاده شده است. در مرجع [۳۰] کنترلر پرواز آرایشی برای یک مدل کامل از پرنده بدون سرنشین و در حالت سه‌بعدی انجام شده است. منظور از مدل کامل این است که حتی دینامیک بدنه و اتوپیلوت نیز لحاظ شده است و یک هدایت-کنترلر یکپارچه طراحی شده است. در این مرجع از دو تکنیک معکوس پس‌خور تطبیقی و تکنیک گام به عقب (BS) استفاده شده است. مشابه این روش در [۳۱] و [۳۲] کنترلر آرایشی پهبادهای در [۳۳] کنترلر آرایشی پرواز موشک‌ها نیز ارائه شده است. در مراجع [۳۴] تا [۳۸] با استفاده از روش کنترلر مود لغزشی^{۱۱} (SM) به طراحی کنترلر آرایشی پهبادهای و در [۳۹] به کنترلر آرایشی موشک‌ها پرداخته شده است. در مرجع [۴۰]، نیز با استفاده از حذف غیرخطی‌ها به صورت مستقیم، طراحی یک کنترلر پرواز آرایشی ارائه شده است. با توجه به دانش نویسنده، [۴۰] به عنوان مهم‌ترین مرجع در زمینه استفاده از خطی‌سازی پس‌خور در طراحی کنترلر پرواز آرایشی است. در این مرجع، غیرخطی‌ها به صورت کنترلر معکوس حذف شده و مسئله به یک مسئله خطی تبدیل شده است. این رویکرد به کنترلر منجر شده است که نیاز به مشتق‌های دوم خط دید و فاصله است که در عمل اندازه‌گیری نمی‌شوند؛ اما در مقاله حاضر با استفاده از کنترلر خطی‌سازی پس‌خور، کنترلی





ارائه شده است که نیاز به مشتق‌های دوم حالت‌ها نیست.

به منظور ایجاد یک پرواز آرایشی نیاز به اطلاعات رهبر (شتاب و زاویه مسیر) است که نیاز به ارتباطات بین پرنده‌هاست؛ اما در عمل به خاطر پهنای باند ارتباطی محدود، تأخیر زمانی لینک ارتباطی و ایجاد محدودیت روی حرکت پرنده‌ها، پروازهای آرایشی بدون لینک ارتباطی ترجیح داده می‌شود؛ بنابراین، تخمین اطلاعات رهبر اجتناب‌ناپذیر است. با توجه به ماهیت غیرخطی معادلات نیاز به یک مشاهده‌گر غیرخطی است. در این زمینه، مشاهده‌گر مد لغزشی به عنوان یک مشاهده‌گر غیرخطی کاربرد داشته است ([۴۰] تا [۴۳]). اغلب در این مراجع از مشاهده‌گر مود لغزشی در کنار یک کنترلر مد لغزشی استفاده می‌شود. از مزایای مشاهده‌گر غیرخطی مود لغزشی در مقابل مشاهده‌گرهای بهینه مانند فیلتر خطی یا غیرخطی کالمن این است که اساساً بر اساس مدل غیرخطی طراحی شده، نیاز به دانستن دینامیک عدم قطعیت و اغتشاشات نیست و فقط بازه و محدوده تغییرات آن باید مشخص شود [۴۱].

در مرجع [۴۲] با استفاده از کنترلر مود لغزشی مرتبه ۲ طراحی یک قانون هدایت بررسی شده است. در این قانون هدایت از تخمین‌گر مود لغزشی^{۱۲} (SMDO) مرجع [۴۱] برای تخمین شتاب هدف استفاده شده است. در مرجع [۴۳] برای طراحی هدایت و کنترل یک شاتل فضایی در ابتدا مسئله را با استفاده از FL خطی کرده، سپس از یک کنترلر SM استفاده شده است و در مواجهه با عدم قطعیت‌ها از SMDO استفاده کرده است. در مرجع [۴۴] برای مقاوم‌سازی پرواز آرایشی در حضور عدم قطعیت‌های مداری از SMDO استفاده شده است. در مرجع [۴۰] برای یک پرواز آرایشی نیز برای تخمین شتاب رهبر از یک مشاهده‌گر مود لغزشی استفاده شده است.

در این مقاله سعی شده که برای پرواز آرایشی یک هدایت غیرخطی مبتنی بر خطی‌سازی پس‌خور طراحی شود. در این پرواز آرایشی با توجه به اینکه هیچ لینک ارتباطی بین پرندگان وجود ندارد، نیاز به طراحی یک مشاهده‌گر بوده تا رفتار رهبر تخمین زده شود که یک مشاهده‌گر مناسب برای این منظور طراحی شده است.

در بخش بعدی این مقاله، معادلات حرکت ارائه شده است. در بخش ۳، طراحی هدایت تعقیب مسیر، در بخش ۴، طراحی هدایت پرواز آرایشی و در بخش ۵، طراحی مشاهده‌گر مود لغزشی آورده شده است. در بخش ۶، نتایج شبیه‌سازی و در نهایت در بخش ۷، نتیجه‌گیری ارائه شده است.

۲. معادلات حرکت

معادلات حرکت پرنده‌ها و معادلات سینماتیک نسبی آن‌ها در حالت دوبعدی به صورت زیر است:

$$\dot{R} = V_i \cos(\lambda - \gamma_i) - V_f \cos(\lambda - \gamma_f) \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_i \sin(\lambda - \gamma_i) - V_f \sin(\lambda - \gamma_f)}{R} \quad (2)$$

$$\dot{\gamma}_f = a_{f2} / V_f \quad (3)$$

$$\dot{V}_f = a_{f1} \quad (4)$$

$$\dot{x}_f = V_f \cos \gamma_f, \quad \dot{z}_f = V_f \sin \gamma_f \quad (5)$$

$$\dot{\gamma}_i = a_i / V_i \quad (6)$$

$$\dot{x}_i = V_i \cos \gamma_i, \quad \dot{z}_i = V_i \sin \gamma_i \quad (7)$$

که R فاصله رهبر و تعقیب‌گر، a_f و a_i ، شتاب تعقیب‌گر و شتاب رهبر است که عمود بر بردار سرعت است (شکل ۲). V_f و V_i به ترتیب اندازه سرعت رهبر و تعقیب‌گر، λ زاویه خط دید و γ_f و γ_i به ترتیب زاویه مسیر رهبر و تعقیب‌گر است. خط واصل بین تعقیب‌گر و رهبر را خط دید و زاویه آن را نسبت به دستگاه مرجع، زاویه خط دید می‌نامند.

ورودی کنترلی ظاهر می شود درجه نسبی سیستم ۲ و بدون دینامیک داخلی است:

$$z_i'' = \frac{a_i}{V_i^2 \cos^3 \gamma_i} \quad (13)$$

بنابراین، دستور شتاب را می توان بر حسب متغیر کنترلی جدید v به صورت زیر خطی کرد:

$$a_i = V_i^2 \cos^3 \gamma_i (v) = V_i^2 \cos^3 \gamma_i (z_d'' - k_1(z_i' - z_d') - k_2(z_i - z_d)) \quad (14)$$

با توجه به اینکه مسیر در صفحه X-Z لزوماً یک به یک نیست و ممکن است z_d' بی نهایت شود، در محاسبه دستور شتاب از چرخش دستگاه به اندازه $\tan^{-1} z_d'$ استفاده کرده تا z_d' همواره صفر باشد؛ بنابراین، محاسبه تمام پارامترها در این دستگاه انجام شده، سپس a_i به دست می آید. با کمک رابطه (۱۱)، دینامیک سیستم خطی شده را نسبت به زمان می توان به صورت زیر نوشت:

$$(\ddot{z}_i - \ddot{z}_d) + k_1 V_i (\dot{z}_i - \dot{z}_d) + k_2 V_i^2 (z_i - z_d) = 0 \quad (15)$$

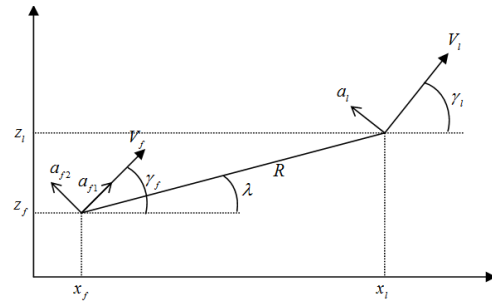
در این صورت ارتباط بین ضریب میرایی و فرکانس طبیعی معادله (۱۵) با ضرایب کنترلی به صورت زیر به دست می آید:

$$2\zeta\omega_n = k_1 V_i, \quad \omega_n^2 = k_2 V_i^2 \quad (16)$$

در مرجع [۵] با در نظر گرفتن یک هدف مجازی متحرک روی مسیر مطلوب به فاصله L_i تا موقعیت فعلی پرنده، از قانون هدایت غیرخطی تعقیب با رابطه زیر استفاده شده است (شکل ۱):

$$a_c = \frac{2V_i^2}{L_i} \sin(\gamma_i - \lambda) \quad (17)$$

از مقایسه رابطه (۱۴) با (۱۷) نکته ای که می توان دریافت این است که در هر دو رابطه، دستور شتاب متناسب با مجذور سرعت رهبر است. از تشابه های جالب (۱۴) با (۱۷)، این است که در هر دو رابطه، ضریب V^2 وجود دارد. از مزایای کنترلر ارائه شده در این مقاله در مقایسه با روش [۵]، این است که نیاز به حل معادلات جبری برای مسیرهای پیچیده به منظور محاسبه



شکل ۲. هندسه تعقیب

اگر بخواهیم مسئله تعقیب مسیر توسط رهبر را به صورت ریاضی بیان کنیم، می توان خطای تعقیب رهبر با یک مسیر مرجع را به صورت زیر تعریف کرد:

$$e_1 = \min_{x_{\min} < x_{ref} < x_{\max}} \sqrt{(x_i - x_{ref})^2 + (z_i - z_{ref})^2} \quad (8)$$

که z_{ref} تابعی از x_{ref} بوده و بیانگر تابع مسیر مطلوب است:

$$z_{ref} = f(x_{ref}), \quad \gamma_{ref} = \tan^{-1}(dz_{ref}/dx_{ref}) \quad (9)$$

با فرض $x_i = x_{ref}$ می توان خطای تعقیب مسیر را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$e_1 = z_i - z_{ref}(x_i) \quad (10)$$

۳. طراحی کنترلر غیرخطی تعقیب مسیر

در این بخش طراحی کنترلر مناسب تعقیب مسیر بررسی می شود. برای اینکه معادله های (۶) و (۷) را بتوان به یک مسئله کنترلی تک ورودی-تک خروجی تبدیل کرد، از برد طولی به عنوان متغیر مستقل استفاده می شود و با جایگزینی مشتق گیری مکانی به جای مشتق گیری زمانی داریم:

$$\frac{d()}{dt} = \frac{d()}{dx_i} V_i \quad (11)$$

بنابراین سه معادله دیفرانسیلی (۶) و (۷) تبدیل به دو معادله دیفرانسیلی زیر می شود:

$$z_i' = \tan \gamma_i, \quad \gamma_i' = \frac{a_i}{V_i^2 \cos \gamma_i} \quad (12)$$

که علامت پریم، نشان دهنده مشتق گیری مکانی نسبت به x_i می باشد. از آنجاکه خروجی مطلوب z_i می باشد و چون با ۲ بار مشتق گیری،



موقعیت هدف مجازی نیست و به سادگی قابل پیاده سازی است. رابطه (۱۷) معمولاً برای تعقیب مسیرهای با فرمول تحلیلی مشخص کاربرد گسترده ای دارد.

۴. طراحی کنترلر غیرخطی پرواز آرایشی

با توجه به معادله های (۱) تا (۵) در مسئله پرواز آرایشی با یک مسئله دو ورودی و دو خروجی مواجه هستیم. با دو بار مشتق گیری از R ورودی های کنترلی به صورت زیر ظاهر می شوند:

$$\ddot{R} = -a_{f1} \cos(\lambda - \gamma_f) - a_{f2} \sin(\lambda - \gamma_f) + a_l \sin(\lambda - \gamma_l) + R\dot{\lambda}^2 \quad (18)$$

تمام حالتها و پارامترهای رابطه فوق به جز a_l و γ_l قابل اندازه گیری است که این دو مورد توسط مشاهده گر تخمین زده می شوند. پارامترهای $\lambda, r, \dot{r}, \lambda - \gamma_f$ توسط رادیاب راداری یا تصویری و γ_f, V_f نیز با سیستم ناوبری پرنده اندازه گیری می شوند. به صورت مشابه برای λ نیز داریم:

$$\ddot{\lambda} = a_l \sin(\lambda - \gamma_l) / R - 2\dot{\lambda}\dot{r} / R - a_{f2} \cos(\lambda - \gamma_f) / R + a_{f1} \sin(\lambda - \gamma_f) / R \quad (19)$$

بنابراین این سیستم دارای بردار درجه نسبی [2,2] است و چون مجموع درجات نسبی (۴) برابر مرتبه سیستم (۴) است، سیستم بدون دینامیک داخلی می باشد [۴۵]؛ بنابراین می توان سیستم را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{bmatrix} \ddot{R} \\ \ddot{\lambda} \end{bmatrix} = A + B \begin{bmatrix} a_{f1} \\ a_{f2} \end{bmatrix} \quad (20)$$

که:

$$B = \begin{bmatrix} -\cos(\lambda - \gamma_f) & -\sin(\lambda - \gamma_f) \\ \sin(\lambda - \gamma_f) / R & -\cos(\lambda - \gamma_f) / R \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$A = \begin{bmatrix} a_l \sin(\lambda - \gamma_l) + R\dot{\lambda}^2 \\ a_l \sin(\lambda - \gamma_l) / R - 2\dot{\lambda}\dot{r} / R \end{bmatrix} \quad (22)$$

تنها شرط برای اینکه سیستم قابل خطی سازی ورودی-خروجی باشد، این است که B معکوس پذیر باشد [۴۵]. با محاسبه دترمینان

B به صورت زیر، مشخص است که تنها در فاصله نسبی صفر، این سیستم قابل خطی سازی نیست:

$$\det(B) = 1/R \quad (23)$$

حال با انتخاب ورودی ها به صورت زیر:

$$\begin{bmatrix} a_{f1} \\ a_{f2} \end{bmatrix} = B^{-1} \left[-A + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \right] \quad (24)$$

معادلات خطی و دکوپله شده به صورت زیر ایجاد می شوند:

$$\ddot{R} = v_1, \quad \ddot{\lambda} = v_2 \quad (25)$$

بنابراین با استفاده از کنترل خطی خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} v_1 &= \ddot{R}_d - k_{f11}(\dot{R} - \dot{R}_d) - k_{f12}(R - R_d) \\ v_2 &= \ddot{\lambda}_d - k_{f21}(\dot{\lambda} - \dot{\lambda}_d) - k_{f22}(\lambda - \lambda_d) \end{aligned} \quad (26)$$

در این حالت ارتباط ضرایب کنترلی با ضریب میرایی و فرکانس طبیعی معادلات خطی شده به صورت $2\zeta\omega_n = k_{f11}$ و $\omega_n^2 = k_{f12}$ به دست می آید. کنترلر آرایشی این مقاله با کنترلر آرایشی مرجع [۴۰] این فرق را دارد که بر اساس قاعده خطی سازی به دست آمده است؛ اما در مرجع [۴۰]، با حذف غیرخطی ها به صورت مستقیم، کنترلر طراحی شده است. در ضمن در کنترلر مرجع [۴۰]، از مشتق دوم خط دید و فاصله استفاده شده است که در عمل امکان اندازه گیری این پارامترها وجود ندارد.

۵. طراحی مشاهده گر مود لغزشی

برای یک سیستمی به فرم زیر که $d(t)$ ترم اغتشاشی و نامعلوم است [۴۱]:

$$\dot{x} = f(t, x) + d(t) \quad (27)$$

مشاهده گر مرتبه دوم عبارت است از:

$$\begin{aligned} \dot{z}_0 &= v_0 + f(t), \quad \dot{z}_1 = v_1 \\ \dot{z}_2 &= -1.1L \text{sign}(z_2 - v_1) \\ v_0 &= -2L^{1/3} |z_0 - x|^{2/3} \text{sign}(z_0 - x) + z_1 \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} v_1 &= -1.5L^{1/2} |z_1 - v_0|^{1/2} \text{sign}(z_1 - v_0) + z_2 \\ d(t) &= z_1, \quad \dot{d}(t) = z_2, \quad z_0 = x \end{aligned}$$

عدد L مقدار بیشینه مشتق تابع نامعینی ($d^{(m-1)}(t)$) است. همان طور که اشاره شد، در

کنترلر پرواز آرایشی، γ_i و a_i نامعلوم بوده و باید تخمین زده شوند. با بازنویسی رابطه (۱) به فرم (۲۷) داریم:

$$\dot{R} = \underbrace{V_i \cos(\lambda - \gamma_i)}_{d(t)} - \underbrace{V_f \cos(\lambda - \gamma_f)}_{-f(x,t)} \quad (29)$$

با استفاده از رابطه (۲۸)، $d(t)$ و $\dot{d}(t)$ تخمین زده می‌شود که می‌توان با استفاده از آن‌ها a_i و γ_i را به صورت نیز تخمین زد:

$$\hat{\gamma}_i = \lambda - \cos^{-1}(d(t)/V_i) \quad (30)$$

$$\hat{a}_i = V_i \dot{\lambda} + \frac{\dot{d}(t)}{\sin(\lambda - \gamma_i)}$$

علامت $\hat{\gamma}_i$ مبین مقدار تخمین زده شده است. سرعت رهبر به عنوان یک عدد ثابت از قبل برای تعقیب‌گرها تنظیم می‌شود. طبق رابطه (۳۰) با فرض مقدار ۹۰ درجه برای آرگومان تابع سینوس، پارامتر L به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$L = \left| \dot{d}(t) \right|_{\max} = a_i^{\max} + V_i^2 / R_{\min} \quad (31)$$

در صورت استفاده از فیلتر کالمن برای این مسئله، باید علاوه بر معادله‌های (۱) تا (۴) و (۶)، یک معادله حالت برای شتاب رهبر نیز در نظر گرفت. معمولاً شتاب رهبر یا به صورت کلی هدف^{۱۳} با یک فرایند تصادفی گاوس-مارکو مدل می‌شود [۴۶]. با اندازه‌گیری‌های R, λ یا $\dot{R}, \dot{\lambda}$ می‌توان به تخمین زاویه مسیر و شتاب رهبر با فیلتر کالمن پرداخت؛ اما همان‌طور که مشاهده شد طراحی مشاهده‌گر بر اساس مود لغزشی وابسته به دینامیک مانور هدف نبوده و فقط نیاز به معلوم بودن مقدار بیشینه آن می‌باشد.

می‌توان نشان داد که به خاطر وجود ترم sign در روابط مشاهده‌گر، نوسانات شدیدی در حالت‌ها مشاهده می‌شود. بنابراین در شبیه‌سازی‌ها از تقریب‌های زیر برای توابع $\text{sign}(S(x))$ و $\text{sign}(A(x))$ استفاده شده است:

$$S(x) = \frac{1 - e^{-ax}}{1 + e^{-ax}}, \quad A(x) = x.S(x) \quad (32)$$

مقدار اولیه حالت z_0 با فرض اینکه در ابتدای پرواز اطلاعات اولیه رهبر در اختیار تعقیب‌گرها

قرار گیرد، تنظیم می‌شود. در حالتی که این مقادیر معلوم نباشد، عدد صفر لحاظ می‌شود. تفاوت مشاهده‌گر ارائه شده در این مقاله با مشاهده‌گر مرجع [۴۰] این است که در [۴۰]، زاویه مسیر با استفاده از رابطه سینماتیکی زیر به دست آمده است:

$$\gamma_i = \tan^{-1} \left(\frac{R\dot{\lambda} + V_f \sin(\gamma_f - \lambda)}{\dot{R} + V_f \cos(\gamma_f - \lambda)} \right) + \lambda \quad (33)$$

در صورتی که در مقاله حاضر، زاویه مسیر رهبر نیز با استفاده از مشاهده‌گر به دست آمده است. از طرفی در مرجع [۴۰] هیچ اشاره‌ای به روابط مربوط به تخمین شتاب رهبر نشده است و فقط به استفاده از یک مشاهده‌گر مرتبه ۲ اشاره شده است.

۶. شبیه‌سازی و ارائه نتایج

در شبیه‌سازی ارائه شده در این بخش، از پهپاد با موتور جت به عنوان رهبر و تعقیب‌گر استفاده شده است. سرعت اولیه تعقیب‌گرها و سرعت ثابت رهبر $120m/s$ ، محدودیت پایین و بالای سرعت تعقیب‌گرها به ترتیب $80m/s$ و $150m/s$ [۲۸]، اشباع شتاب کانال طولی و عرضی تعقیب‌گرها به ترتیب $1g$ و $2g$ [۲۸]، ثابت زمانی کانال‌های طولی و عرضی پرنده‌ها $0.2s$ در نظر گرفته شده است [۲۹]. زاویه خط دید مطلوب نسبت به زاویه مسیر رهبر برای تعقیب‌گر اول 30° درجه و برای تعقیب‌گر دوم منفی 30° درجه و فاصله نسبی نیز 500 متر مدنظر است [۲۸]؛ بنابراین زاویه خط دید مطلوب به صورت $\lambda_d = \gamma_i \pm 30^\circ$ بیان می‌شود.

برای کنترلر بدون فراجش ($\xi = 1$) با زمان نشست مطلوب $t_s = 25s$ ، فرکانس طبیعی بر اساس رابطه $t_s = 4/(\xi\omega_n)$ مقدار $\omega_n = 0.16$ و ضرایب کنترلی بر اساس (۱۶) به صورت $k_1 = 0.002$ و $k_2 = 10^{-6}$ تعیین می‌شوند. به صورت مشابه ضرایب کنترلی هدایت پرواز آرایشی نیز به صورت $k_{f21} = k_{f11} = 0.32$ و



جدول ۲. مقایسه قوانین هدایت تعقیب

Nonlinear guidance	FL controller	
۷۶.۴	۵۱.۲	زمان نشست (ثانیه)
۴۰۹۵	۴۰۰۷	تلاش کنترلی (m^2/s^3)

مسیر حرکت تعقیب‌گرها، شتاب‌های طولی، عرضی، اندازه سرعت، خطای تعقیب موقعیت و خطای تعقیب زاویه به ترتیب در شکل ۶ تا شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، کنترلر طراحی شده به خوبی توانسته پرواز آرایشی مطلوب را محقق کند. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، در جاهایی که شتاب رهبر در تعقیب مسیر تغییر می‌کند، شتاب طولی تعقیب‌گرها نیز جهش داشته و بلافاصله به صفر همگرا می‌شود. در شکل ۸ نیز مشاهده می‌شود که شتاب عرضی نیز به یک مقدار ثابت در مسیرهای دایروی همگرا می‌شود. همان‌طور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، اندازه سرعت تعقیب‌گرها در مسیر خطی به عدد ثابت $120m/s$ همگرا شده و در مسیرهای دایروی با توجه به اینکه همه پرنده‌ها یک نرخ چرخش زاویه‌ای ثابت دارند، متناسب با فاصله آن‌ها تا مرکز دایره، اندازه سرعت متفاوتی دارند. در شکل ۱۰ و شکل ۱۱ نیز مشاهده می‌شود که در تغییر مسیر رهبر، خطاهای تعقیب زیاد شده و بعد از تقریباً ۲۵ ثانیه به کمتر از ۰.۵ متر می‌رسد. در شکل ۱۲ و شکل ۱۳، عملکرد مشاهده‌گر تعقیب‌گر ۱ در تخمین زاویه مسیر و شتاب رهبر مشاهده می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تخمین زاویه مسیر خیلی خوب و تخمین شتاب هدف با مقدار میانگین خیلی خوب و البته نوسانات نسبتاً زیاد است (انحراف استاندارد $2.5m/s^2$)؛ اما از آنجاکه این نوسانات توسط دینامیک تعقیب‌گرها فیلتر می‌شود، همان‌طور که در شکل ۷ و شکل ۸ مشاهده می‌شود، اثر قابل‌توجهی بر روش شتاب تعقیب‌گرها ندارد

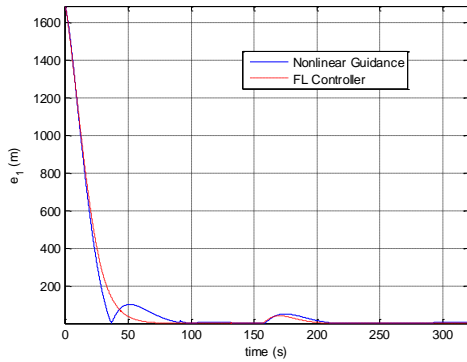
مقدار پارامتر $k_{f12} = k_{f22} = 0.025$ به دست می‌آید. مقدار پارامتر L نیز طبق رابطه (۳۱) به صورت $L = 20 + 150^2 / 500 = 65$ تعیین می‌شود. پارامتر a بر اساس شبیه‌سازی و با معیار مصالحه بین میانگین خطای تخمین پارامترهای رهبر و انحراف استاندارد آن‌ها، مقدار ۱ تنظیم شده است. برای شبیه‌سازی نویز اندازه‌گیری زاویه خط دید، از نویز سفید با فرکانس 100 Hz و انحراف استاندارد 0.1 deg استفاده شده است [۴۷]. فاصله پرنده تا هدف مجازی در هدایت غیرخطی (۱۷) بر اساس شبیه‌سازی غیرخطی و کمینه‌کردن خطای ردیابی مسیر مطلوب، عدد $L_1 = 2300m$ به دست آمده است. شرایط اولیه پرواز نیز در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱. شرایط اولیه پرنده‌ها

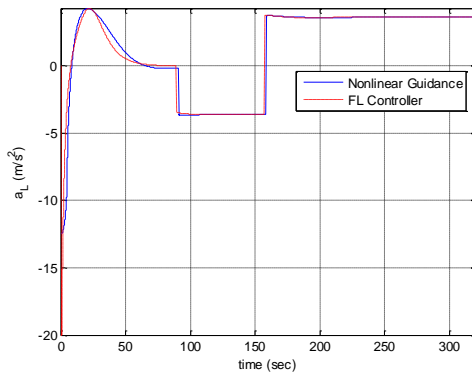
پارامتر	رهبر	تعقیب‌گر ۱	تعقیب‌گر ۲
X_0 (m)	۰	-۶۰۰	-۴۰۰
Y_0 (m)	۳۰۰۰	۳۶۰۰	۲۵۰۰
γ_0 (deg)	۰	$\pi/4$	$\pi/6$

مسیر حرکت رهبر، خطای تعقیب مسیر و دستور شتاب دو قانون هدایت مبتنی بر کنترل خطی‌سازی پس‌خور (FL) و هدایت غیرخطی به ترتیب در شکل ۳ تا شکل ۵ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، خطای تعقیب مسیر کنترلر FL کمتر از هدایت غیرخطی است. در جدول ۲، زمان نشست و تلاش کنترلی دو قانون هدایت مقایسه شده است. منظور از زمان نشست، مدت‌زمان کاهش خطای ردیابی e_1 به کمتر از ۲ درصد مقدار اولیه آن است. همان‌طور که مشاهده می‌شود علی‌رغم تقریباً یکسان بودن تلاش کنترلی، زمان نشست ارائه‌شده در حدود ۳۰ درصد کمتر از هدایت غیرخطی است.

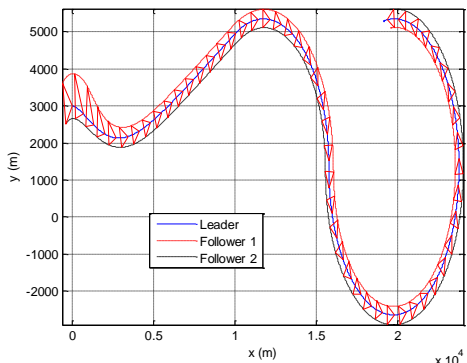




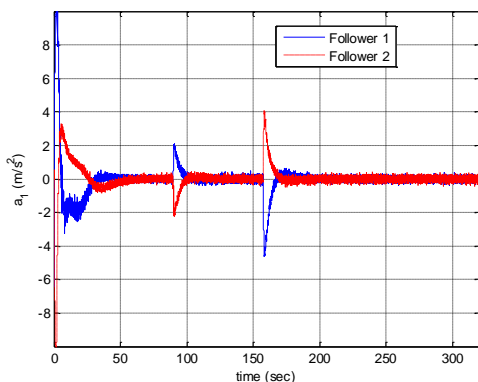
شکل ۴. خطای ردیابی کنترلر FL و هدایت غیرخطی



شکل ۵. شتاب رهبر در کنترلر FL و هدایت غیرخطی



شکل ۶. مسیر حرکت رهبر و تعقیب گرها در پرواز آرایشی

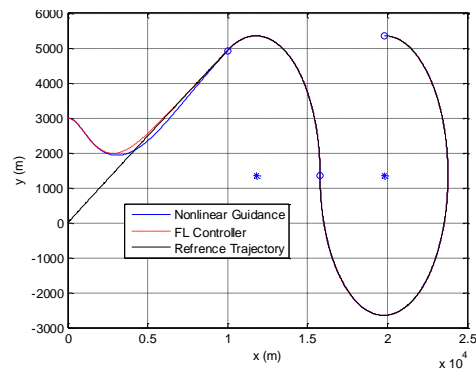


شکل ۷. مقایسه شتاب طولی تعقیب گرها در پرواز آرایشی

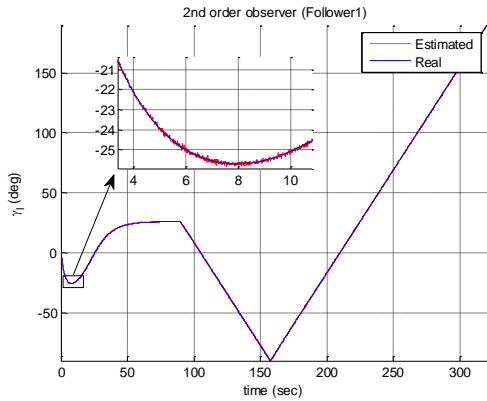
(انحراف استاندارد $0.4m/s^2$). در جدول ۳، عملکرد پرواز آرایشی با استفاده از مشاهده گر مود لغزشی و بدون آن با هم مقایسه شده است. در صورت عدم استفاده از مشاهده گر مود لغزشی، شتاب رهبر صفر و زاویه مسیر آن با خط دید، مقدار مطلوب فرض می‌شود. طبق این مقایسه، با مشاهده گر طراحی شده خطای فاصله نسبی نزدیک به صفر است، اما بدون مشاهده گر عدد خیلی بزرگی می‌شود. خطای زاویه در حالت بدون مشاهده گر چون همان مقدار مطلوب فرض شده است، دقیقاً صفر و در حالت استفاده از مشاهده گر به کمک تخمین، خطای تقریباً صفر محقق شده است.

جدول ۳. عملکرد هدایت مشارکتی

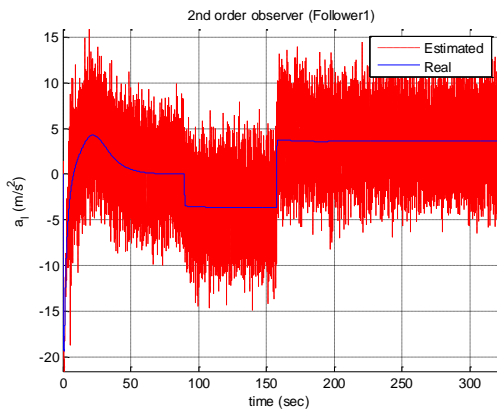
بدون مشاهده گر	با مشاهده گر	
۱۳۷	۰.۵	خطای ماندگار فاصله نسبی (متر)
صفر	صفر	خطای ماندگار زاویه نسبی (درجه)



شکل ۸. تعقیب مسیر مرجع توسط کنترلر FL و هدایت غیرخطی



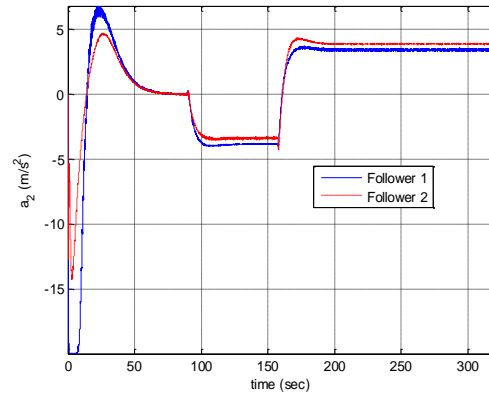
شکل ۱۲. تخمین زاویه مسیر رهبر با مشاهده گر مرتبه ۲



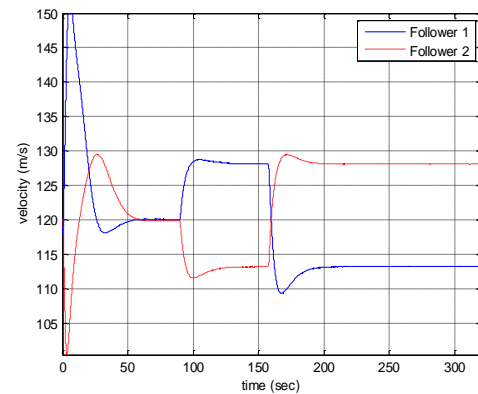
شکل ۱۳. تخمین شتاب رهبر با مشاهده گر مرتبه ۲

۷. نتیجه گیری

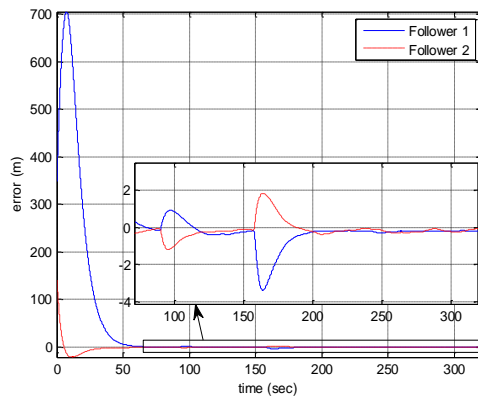
در این مقاله الگوریتم هدایتی مبتنی بر کنترلر، مشاهده گر غیرخطی برای تعقیب مسیر و پرواز آرایشی پهپادها طراحی شد. طراحی کنترلر تعقیب مسیر با تغییر متغیر مشتق گیری و خطی سازی ورودی- خروجی انجام شد که بهبود ۳۰ درصدی زمان نشست در مقایسه با هدایت غیرخطی تعقیب را نشان داد. همچنین طراحی کنترلر پرواز آرایشی با استفاده از خطی سازی ورودی- خروجی و طراحی مشاهده گر مود لغزشی یکنواخت برای تخمین مانور رهبر انجام شد. نتایج نشان دهنده عملکرد مدنظر در ایجاد پرواز آرایشی با خطای ماندگار بیشینه ۰.۵ متر در برد نسبی است. افزایش خطای ماندگار بیشینه در برد نسبی به مقدار ۱۳۷ متر در صورت عدم استفاده از مشاهده گر مود لغزشی، نشان دهنده اهمیت تخمین پارامترهای هدف در پرواز آرایشی است.



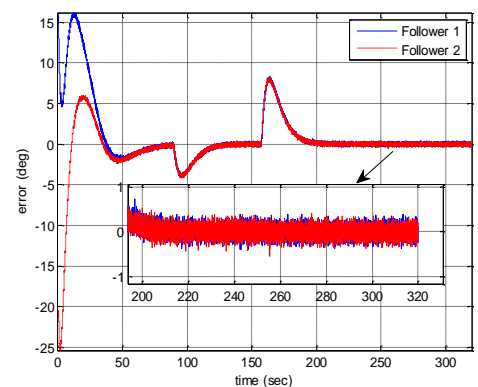
شکل ۸. مقایسه شتاب عرضی تعقیب گرها در پرواز آرایشی



شکل ۹. مقایسه اندازه سرعت تعقیب گرها در پرواز آرایشی



شکل ۱۰. خطای ردیابی فاصله تعقیب گرها در پرواز آرایشی



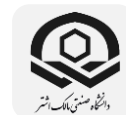
شکل ۱۱. خطای ردیابی زاویه تعقیب گرها در پرواز آرایشی

Guidance, control and dynamics, vol. 21, no. 5, pp. 726-732, Sep. 1998.

- [8] W. Ren. and R. W. Beard, "Trajectory tracking for unmanned air vehicles with velocity and heading rate constraints", IEEE Transactions on control systems technology, vol. 12, no. 5, pp. 706-716, Aug. 2004.
- [9] E. P. Andersons. T. W. McLain., and R. W. Beard, "Real-time dynamic trajectory smoothing for unmanned air vehicles", IEEE Transactions on control systems technology, vol. 13, no. 3, pp. 471-477, Apr. 2005.
- [10] R. W. Beard., T. W. McLain. and M. A. Goodrich., "Coordinated target assignment and intercept for unmanned air vehicles", IEEE Transactions on robotics and automation, vol. 18, no. 6, pp. 911-922, Dec. 2002.
- [11] E. P. Andersons. and R. W. Beard., "An algorithmic implementation of constrained extremal control for UAVs", in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Monterey, California, 2002, pp. 317-326.
- [12] R. Bonna., and J. F. Camino., "Trajectory tracking control of a quadrotor using feedback linearization", in International Symposium on Dynamic Problems of Mechanics, Natal, Brazil, 2015, pp. 1-9.
- [13] B. Rubi., R. Perez., and B. Morcego., "A Survey of Path Following Control Strategies for UAVs Focused on Quadrotors", Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 98, pp. 241-265, Sep. 2019.
- [14] A. Bhatia., M. Graziano., S. Karaman., R. Naldi., and E. Frazzoli.,
- [1] P. Lu., "Nonlinear trajectory tracking guidance with application to a launch vehicle", Journal of Guidance, control and dynamics, vol. 19, no. 1, pp. 99-106, Jan. 1996.
- [2] K. Yang., S. Sukkarieh., and K. Kang., "Adaptive nonlinear model predictive path tracking control for a fixed wing UAV", in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, Illinois, 2009, pp. 1-13.
- [3] W. Ren., and E. Atkins., "Nonlinear trajectory tracking for fixed wing UAVs via backstepping and parameter estimation", in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, 2005, pp. 1-11.
- [4] A. Parsa., A. Kalhor, and M. A. Amiri Atashgah., "Backstepping Control Performance Enhancement using Close Loop Identification for Quadrotor Trajectory Tracking", Modares Mechanical Engineering, vol. 16, no. 11, pp. 224-234, 2017. (in Persian فارسی)
- [5] S. Park., J. Peyst., and J. P. How., "Performance and Lyapunov stability of nonlinear path-following guidance method", Journal of Guidance, control and dynamics, vol. 30, no. 6, pp. 1718-1728, Nov. 2007.
- [6] D. J. Gates., "Nonlinear path following method", Journal of Guidance, control and dynamics, vol. 33, no. 2, pp. 321-332, March. 2010.
- [7] S. Bharadwaj., A. V. Rao., and K. D. Mease., "Entry trajectory tracking law via feedback linearization", Journal of



- for autonomous unmanned aircraft control”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 31, no. 5, pp. 1220-1229, Sep. 2008.
- [22] S. R. Griffiths., “Vector field approach for curved path following for miniature aerial vehicles”, in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado*, 2006, pp. 1-15.
- [23] R. Rysdyk., “Unmanned aerial vehicle path following for target observation in wind”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 29, no. 2, pp. 1092-1100, Sep. 2006.
- [24] F. S. Tabatabai-Nasab, S. A. A. Musavian, and A. Keymasi Khalaji, “Potentially Directed Robust Control of an Underwater Robot in the Presence of Obstacles”, *Modares Mechanical Engineering*, vol. 18, no. 3, pp. 1-8, 2018. (in Persian فارسی)
- [25] S. Wu, *Cooperative Guidance & Control of Missiles Autonomous Formation*, Springer, 2018.
- [26] L. Wenlei., W. Sentag., and W. Xiaolong., “Relative navigation of missile formation and INS error correction methods”, in *Chinese Control And Decision Conference, Chongqing, China*, 2017, pp. 1545-1551.
- [27] A. Bester., P. A. Vela., G. Pryor., and A. Tannenbaum., “Flying in formation using a pursuit guidance algorithm”, in *American Control Conference, Portland, OR*, 2005, pp. 5085-5090.
- [28] M. J. Tahk., C. S. Park., and C. K. Ryoo., “line-of-sight guidance laws for formation flight”, *Journal of Guidance*, “Dubins trajectory tracking using commercial off-the-shelf autopilots”, in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii*, 2008, pp. 1-14.
- [15] N. Yokoyama., and Y. Ochi., “Path planning algorithms for skid-to-turn unmanned aerial vehicles”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 32, no. 5, pp. 1531-1543, Sep. 2009.
- [16] R. Dai., and J. E. Cochran., “Path planning and state estimation for unmanned aerial vehicles in hostile environments”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 33, no. 2, pp. 595-601, March. 2010.
- [17] A. R. Babaei., and M. Mortazavi., “Three-dimensional curvature-constrained trajectory planning based on in-flight waypoints”, *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 4, pp. 1391-1398, July. 2010.
- [18] I. H. Whang., and I. W. Whang., “Horizontal waypoint guidance using optimal control”, *IEEE Transaction on aerospace and electronic systems*, vol. 38, no. 3, pp. 1116-1120, Dec. 2002.
- [19] C. K. Ryoo., H. S. Shin., and M. J. Tahk., “Energy optimal waypoint guidance synthesis for antiship missiles”, *IEEE Transaction on aerospace and electronic systems*, vol. 4, no. 1, pp. 80-95, Feb. 2010.
- [20] D. R. Nelson., D. B. Barber., W. McLain., and R. W. Beard., “Vector field path following for miniature air vehicles”, *IEEE Transaction on Robotics*, vol. 23, no. 3, pp. 519-529, June. 2007.
- [21] D. A. Lawrence., E. W. Frew., and W. J. Pisano., “Lyapunov vector field



AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007, pp. 1-16.

- [36] T. F. K. Cordeiro., H. C. Ferreira and J. Y. Ishihara., “Robust and Synchronous Nonlinear Controller for Autonomous Formation Flight of Fixed Wing UASs”, in International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Atlanta, GA, USA, 2019, pp. 378-387.
- [37] T. F. K. Cordeiro., J. Y. Ishihara., and H. C. Ferreira., “A Decentralized Low-Chattering Sliding Mode Formation Flight Controller for a Swarm of UAVs”, *Sensors*, vol. 20, no. 11, pp. 1-17, May. 2020.
- [38] J. Liu., Y. Li., and Z. Yang., “A dynamic sliding mode control method for multi-agent formation”, in *Journal of Physics: Conference Series*, Chongqing, China, 2021, pp. 1-7.
- [39] Z. Zhang., K. Zhang., and Z. Han., “A Novel Cooperative Control System of Multi-Missile Formation Under Uncontrollable Speed”, *IEEE Access*, vol. 9, pp. 9753-9770, 2021.
- [40] H. S. Shin., T. H. Kim., M. J. Tahk., and T. W. Hwang., “Nonlinear formation guidance law with robust disturbance observer”, *International journal of aeronautical and space sciences*, vol. 10, no. 1, pp. 30-36, 2009.
- [41] A. Levant., “Higher-order sliding modes, differentiation, and output feedback control”, *International journal of control*, vol. 76, pp. 924-941, June. 2003.
- [42] Y. B. Stessel., I. A. Shkolnikov., and A. Levant., “Smooth second-order sliding modes: missile guidance control and dynamics”, vol. 28, no. 4, pp. 708-716, July. 2005.
- [29] S. Segal., J. Z. Ben-Asher., and H. Weis., “Derivation of formation-flight guidance laws for unmanned air vehicles”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 28, no. 4, pp. 733-743, July. 2005.
- [30] B. S. Kim., A. J. Calise., and R. J. Sattigeri., “adaptive, Integrated guidance and control design for line-of-sight-based formation flight”, *Journal of Guidance, control and dynamics*, vol. 30, no. 5, pp. 1386-1396, Sep. 2007.
- [31] Z. Liang., L. Yi., X. Shida., and F. Han., “Multiple UAVs cooperative formation forming control based on back-stepping-like approach”, *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 29, no. 4, pp. 816-822, Aug. 2018.
- [32] Q. Zhang and H. H. T. Liu., “UDE-Based Robust Command Filtered Backstepping Control for Close Formation Flight”, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 65, no. 11, pp. 8818-8827, Nov. 2018.
- [33] X. Wang., Q. Yang., T. Cai., and A. Y. Wei., “Distributed formation flight control with translational and rotational maneuvering”, *IEEE Access*, vol. 7, pp. 159565-159574, Oct. 2019.
- [34] N. Harl., “Coordinated rendezvous of unmanned air vehicles to a formation: A sliding mode approach”, in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 2008, pp. 1-25.
- [35] D. Galzi., and Y. Shtessel., “Formation flight strategy and control using higher-order sliding-mode”, in



¹². Sliding mode disturbance observer

¹³. Target

application”, Automatica, vol. 73, pp. 1470-1476, Aug. 2007.

[43] C. E. Hall., and B. Stessel., “Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle”, Journal of Guidance, control and dynamics, vol. 29, no. 6, pp. 1315-1328, Nov. 2006.

[44] M. Afshar., A. Toluii, and A. Soleimani., “Spacecraft formation flight control using sliding mode controller based on observer”, in 15th International Conference on Iranian Aerospace, Tehran, Iran, 2015 (in Persian فارسی)

[45] J. E. Slotine, Applied nonlinear control. Prentice-Hall, 1991.

[46] M. Nikusokhan., and S. H. Purtakdust., “Multilpe model kalman filter implementation in radome slope estimation of homing systems”, in 10th International Conference on Iranian Aerospace, Tehran, Iran, 2010 (in Persian فارسی)

[47] R. Rashunevsky., Guidance of Unmanned Aerial Vehicles, CRC Press, 2011.

۹. پی نوشت

ⁱ. Unmanned air vehicle

ⁱⁱ. Leader

ⁱⁱⁱ. Follower

^{iv}. Feedback Linearization

⁵. Back stepping

⁶. Trajectory generation

⁷. Feasible

⁸. Way points

⁹. Formation flight

¹⁰. Regulating

¹¹. Sliding mode

۱۲۰
سال ۱۱ - شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۱
نشریه علمی
دانش و فناوری هوا فضا



هدایت تحقیق مسیر و پرواز آرایش پهبادها، مبتنی بر
خطی سازی پس خور و مشاهده گر مورد لغزشی