Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(1) (2020) 23-26
DOI: 10.22060/mej.2018.14023.5779

Unmanned Aerial Vehicle Formation Flying Path Plan by Combined Algorithm of Potential and Lyapunov

M. Fathi, M. Malekzadeh*

Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran.

ABSTRACT: This paper discussed and introduced a new path-planning algorithm, based on improved potential field and Lyapunov guidance vector field. According to the requirements of the unmanned aerial vehicle for tracking and obstacle avoidance mission, a real-time method is proposed by combined algorithm of Lyapunov and potential. The features of this newly introduced algorithm are real-time, fast computing and obstacle avoidance capability which causes the algorithm to perform well in complex environments and applications like coordinated tracking of unmanned aerial vehicles. Improved potential flow field primarily provides obstacle avoidance feature and Lyapunov guidance vector field provides tracking feature for this newly introduced algorithm. To achieve the mission of tracking the target and avoid the obstacle at the same time, the guidance vector field by Lyapunov guidance vector field is taken as the original vector field of improved potential flow field. The results prove that the new hybrid and combined method is applicable to complex environments and complex application like coordinate tracking of moving target.

Review History:

Received: 30 Jun. 2018
Revised: 13 May. 2018
Accepted: 13 May. 2018
Available Online: 20 May. 2018

Keywords:

Lyapunov guidance vector field
Improved potential flow field
Unmanned aerial vehicle
Tracking

1- Introduction

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) group performance with the ability to perform spread and low-cost operations is very important. In this paper, the aircraft of the type fixed-wing has been considered. Path planning algorithms can be separated into two types: a. Path planning algorithms based on obstacle avoiding missions. b. Path planning algorithms based on target tracking mission. Stand-off methods are used due to better performance of the Gimbal sensors. In this way, the target range is considered rather than a point. In this method, the UAV finds proficiency on the environment. The Lyapunov vector field method is used in this paper. The optimal UAV speed is obtained at any position of the range of motion and this speed is applied as the optimal speed and optimal angle for low-level control systems to trace the path. In [1], the potential and virtual force field methods have been independently used for path planning in the two-dimensional coordinate. These methods include singular area. In this paper, the modified potential approach [2] is used to solve this problem. This article is based on research conducted in papers [3, 4] on the unmanned vehicles. In the common Lyapunov method, target tracking has been carried out regardless of the obstacles in the environment. In this paper, a new method will be discussed in the target tracking mission, which resolves the defects of Lyapunov vector field method for tracking a moving target, and the target tracking performed in Lyapunov vector field method in the presence of obstacles. In this paper, the new combined Lyapunov vector field algorithm and the modified potential algorithm has been expressed, which the new algorithm removes the weakness of Lyapunov vector field algorithm in the presence of obstacles, and thus, the new algorithm can be used to track the moving targets in the presence of obstacles. Finally, the modeling has been carried out for group flight as well.

*Corresponding author's email: m.malekzadeh@eng.ui.ac.ir

2- Kinematic Model of the UAV

This article assumes that the UAV is equipped with a low-level Flight Control System (FCS) which makes the angles of roll, pitch and Yau stable. with these assumptions, the absolute kinematic model is as follows:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u_1.\cos\psi + W_x \\ \dot{y} &= u_1.\sin\psi + W_y \\ \dot{\psi} &= u_2 \\ \dot{h} &= u_3 \end{aligned} \tag{1}$$

Where, $[x, y, h]^T \in \Re^3$ is the UAV three-dimensional position, $\psi \in [0, 2\pi)$ is the UAV heading angle, $[W_x, W_y]^T \in \Re^2$ is stable wind speed in Cartesian

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

coordinates $u_i(m/s) \in U_i, i = 1,2,3$ is the UAV speed with the following limits

$$U_1 = \{u_1 \in \Re \mid 0 \le v_{\min} \le u_1 \le v_{\max}\}$$
$$U_2 = \{u_2 \in \Re \mid |u_2| \le \omega_{\max}\} \quad (2)$$
$$U_3 = \left\{u_3 \in \Re \mid |u_3| \le \dot{h}_{\max}\right\}$$

The two-dimensional kinematic model of the UAV is used in this paper. If the target is moving at a constant speed of $[x_t, y_t]^T \in \Re^2$ and relative distance to the target is assumed as, the kinematic model of Eq. (1) can be written as:

$$\dot{x}_r = u_1.\cos(\psi) + W_x - \dot{x}_t$$
$$\dot{y}_r = u_1.\sin(\psi) + W_y - \dot{y}_t \quad (3)$$
$$\dot{\psi} = u_2$$

where $[x_r, y_r]^T = [x - x_t, y - y_t]^T$ is the UAV position in the target frame.

3- Improved Potential Flow Field + Lyapunov Vector Field

The main idea and the basis used in combination of these two methods is to substitute the sink field with the Lyapunov vector field. In this case, due to the convergence of Lyapunov method to the loiter circle, as well as benefit from the use of source field for the obstacles, as a result, these two methods, are combined well with each other hence, the weaknesses of the Lyapunov vector field algorithm will be eliminated.

4- Results and Discussion

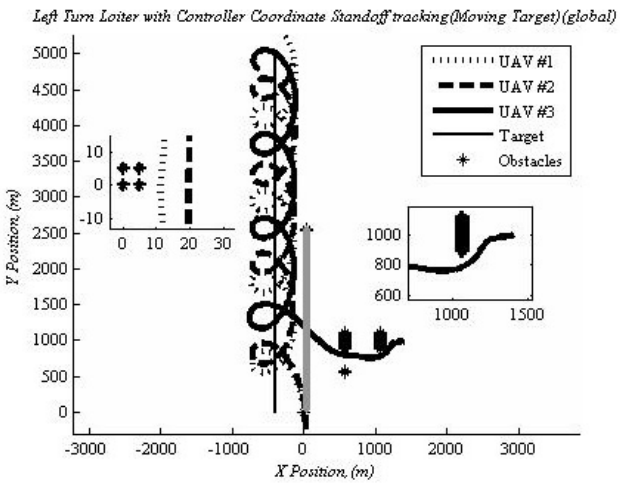


Fig. 1. Application of this newly introduced vector field.

Fig. 1 is obtained by applying the new vector field algorithm with the modified potential algorithm for group flights. The Controller used for a group flight is a control described in the section of cooperative flight for multiple UAVs. The objective is to show the convergence as well as avoiding the obstacle in the combined method. In the above simulation, a UAV began to move from point [1400,1000], another from point [30, -200] and the other from point [30, -300] and obstacles are as two walls like and square shape obstacles in the path of the two lower UAVs (which the above figure has been drawn with greater magnification in the next figure). In addition to the obstacles mentioned above, there is also a square shape obstacle moving at a speed of 5 meters per second in the vertical direction, which is displayed with a continuous line in the figure. In modeling, the maximum angular speed is assumed as 0.2 rad/s, the loiter circle radius as 300 meters, commanded UAV speed is 20 (m/s), and also the target begins to move from point [-400,0] and moves with a constant speed of 10 (m/s) in the direction of +y. Modeling is performed, there is no wind in the background and $K_r = 20, K_v = 0.005, Q_{\sin k} = 20, Q_{source} = 20.4$. Also the optimal relative angle between UAVs is given in 120 degrees. In modeling, the initial velocity of UAVs was in the direction of the field. In the following, the graph showing the convergence to the loiter circle is displayed. Fig. 2 represents the convergence to the loiter circle.

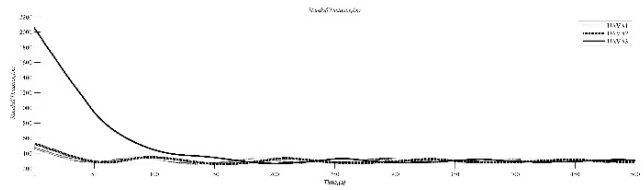


Fig. 2. The distances to the center of loiter circle

As you can see, all UAVs are converging well to the stand-off distance with the combined algorithm. In the following, Fig. 3 is given, showing the angle between the UAVs.

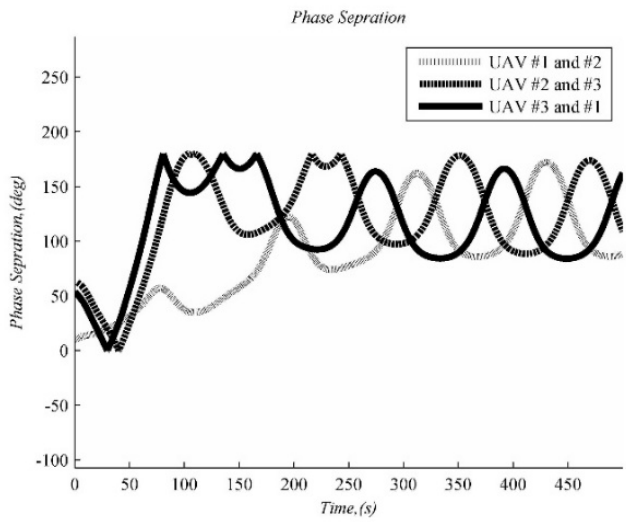


Fig. 3. The Difference of phase angle between the unmanned aerial vehicles

Fig. 3, Demonstration of the differential phase angle between the unmanned aerial vehicles. As can be seen from Fig. 3, after a certain time, the UAVs reach the convergence

range and get an angle between 120±20 range; modeling time was 500 seconds.

5- Conclusions

In this article, the modified potential field method was combined with Lyapunov vector field method and in the results section, the team flight mission aimed to track a moving target in the presence of obstacles was given with the newly proposed method as well. the main innovation of this paper is introducing a new approach for target tracking. The new method is able to track a moving target and, has the ability to avoid obstacles and eliminates defects of the Lyapunov vector field method.

References

[1] E. Burgos, S. Bhandari, Potential flow field navigation with virtual force field for UAS collision avoidance, in: 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016, pp. 505-513.

[2] Q. Li, L. Wang, B. Chen, Z. Zhou, An improved artificial potential field method for solving local minimum problem, in: 2011 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing, 2011, pp. 420-424.

[3] E. Rimon, D.E. Koditschek, Exact robot navigation using artificial potential functions, IEEE Transactions on Robotics and Automation, 8(5) (1992) 501-518.

[4] S. Waydo, R.M. Murray, Vehicle motion planning using stream functions, in: Robotics and Automation, 2003. Proceedings. ICRA '03. IEEE International Conference on, 2003, pp. 2484-2491 vol.2482.

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۱، سال ۱۳۹۹، صفحات ۸۵ تا ۹۶
DOI: 10.22060/mej.2018.14023.5779

طراحی مسیر پرواز گروهی هواپیماها با الگوریتم ترکیبی لیاپانوف و پتانسیل

مسیح فتحی، مریم ملک‌زاده*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

خلاصه: در این مقاله به بحث، بررسی و توسعه الگوریتم طراحی مسیر برای مأموریت تعقیب هدف متحرک پرواز گروهی هواپیماهای بدون سرنشین پرداخته می‌شود. مطابق با الزامات هواپیمای بدون‌سرنشین بال ثابت، برای تعقیب هدف متحرک و همچنین مأموریت دوری از موانع در محیط‌های پیچیده، الگوریتم جدیدی از ترکیب الگوریتم میدان برداری لیاپانوف با الگوریتم میدان پتانسیل بهبود یافته ارائه می‌شود. الگوریتم دینامیکی جدید ارائه شده از مزایای الگوریتم پتانسیل بهبود یافته برای دوری از موانع و همچنین از قابلیت الگوریتم میدان برداری لیاپانوف برای تعقیب اهداف متحرک استفاده می‌نماید. از مزایای این الگوریتم، درلحظه یا برخط بودن و پویایی آن برای تعقیب هدف متحرک و در عین حال دوری از موانع و همچنین قابلیت محاسباتی سریع می‌باشد که سبب می‌شود الگوریتم در محیط‌های پیچیده به خوبی عمل نماید. در ادامه الگوریتم ارائه شده برای پرواز گروهی هواپیماهای بدون سرنشین طراحی می‌شود. نتایج ارائه شده به خوبی بیانگر آن است که الگوریتم ترکیبی ارائه شده، قابلیت پیاده‌سازی در محیط‌های پیچیده را دارا می‌باشد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۶/۱۱/۱۰
بازنگری: ۱۳۹۷/۰۲/۲۳
پذیرش: ۱۳۹۷/۰۲/۲۳
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۰۲/۳۰

کلمات کلیدی:
طراحی مسیر
الگوریتم میدان برداری لیاپانوف
الگوریتم پتانسیل بهبودیافته
پرواز گروهی هواپیماهای بدون سرنشین
تعقیب هدف متحرک
دوری از موانع

۱- مقدمه

موضوع طراحی مسیر، نقش مهم و اساسی در هواپیماهای بدون سرنشین را دارا می‌باشد. توسعه روش‌های تعقیب بر روی خط دید[1] به هواپیماهای بدون سرنشین اجازه می‌دهد تا اهداف در حال حرکت را با حفظ پوشش حس‌گرها و همچنین خارج از محدوده تهدید بودن تعقیب نمایند[۱و ۲]. الگوریتم‌های موجود در بحث طراحی مسیر، به دو دسته طراحی مسیر بر مبنای مأموریت دوری از موانع و طراحی مسیر بر مبنای مأموریت تعقیب هدف تفکیک می‌شوند:

الگوریتم‌های طراحی مسیر بر مبنای مأموریت دوری از موانع

الگوریتم‌های موجود در بحث طراحی مسیر بر مبنای این دیدگاه شامل الگوریتم‌های جستجوی سلسله مراتبی[2][۳]، جستجو بر مبنای نقشه مسیر[3][۴]، برنامه‌ریزی احتمالی[4][۷-۵] و بهینه‌سازی[5][۸] می‌شوند. الگوریتم‌های یاد شده را می‌توان در حوزه الگوریتم‌های غیر برخط نام برد.

از الگوریتم‌های برخط می‌توان به الگوریتم طراحی مسیر بر مبنای میدان‌های پتانسیل [۱۱-۹] و روش نیروی مجازی[6] [۱۴-۱۲] اشاره کرد. از مزایای اصلی این الگوریتم‌های دینامیکی، طبیعت محاسباتی سریع آن‌ها است. این الگوریتم‌ها در ابتدا بر مبنای رفتارهای سیالاتی شکل گرفت. در مراجع [۱۵و ۱۶] بر روی توسعه میدان‌های پتانسیل تمرکز شده است. در روش نیروی مجازی، بیشتر تمرکز بر روی مسئله دوری از موانع در ربات‌ها است. در [۱۷] روش پتانسیل و روش نیروی مجازی به صورت مستقل برای طراحی مسیر در حالت دو بعدی استفاده شده است. از معایب این روش‌ها می‌توان به وجود ناحیه تکین

1 Stand-off line-of-sight
2 Heuristic search methods
3 Roadmap methods
4 Probabilistic programming
5 Optimization algorithms
6 Virtual force field(vff)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: m.malekzadeh@eng.ui.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

در آن‌ها اشاره نمود. در [۱۸]، از روش اصلاح شده پتانسیل برای حل این مشکل استفاده شده است. به طور کلی در این راه حل‌ها سعی می‌کنند تا وسیله را از ناحیه مینیمم نسبی دوری کنند که در هر صورت باز هم مسئله به صورت دقیق و صحیح حل نمی‌شود و تنها به دوری از این ناحیه اکتفا می‌شود که در بعضی مسائل سبب بهینه نشدن مسیر طراحی شده می‌شود.

الگوریتم‌های طراحی مسیر بر مبنای مأموریت تعقیب هدف

از کاربردهای جذاب بدون سرنشین‌ها، تعقیب اهداف متحرک زمینی در محیط نامعین می‌باشد. در این مسئله‌ها به روش‌های برخط و یا روش‌های دینامیکی برای طراحی مسیر نیاز است. یکی از روش‌های برخط، روش استند آف می‌باشد. برای عملکرد بهتر حسگرهای جیمبال از این روش استفاده می‌شود. در این روش به جای دسترسی به یک نقطه، محدوده هدف مد نظر می‌باشد. در این روش بدون سرنشین تسلط کافی بر محیط پیدا می‌کند ولی به نقطه هدف نمی‌رسد.

اولین روش مهم در حوزه رهگیری هدف متحرک، روش میدان برداری لیاپانوف [۱۹و ۲۰] است که به علت همگرایی فوق‌العاده این روش به دایره پرسه مورد توجه قرار گرفت ولی ضعف این روش آن است که در این الگوریتم امکان در نظر گرفتن مانع وجود ندارد، به همین دلیل در این روش فرض می‌شود که بدون سرنشین در ارتفاع بالا نسبت به هدف پرواز کند که در این ارتفاع معمولا مانعی در مسیر حرکت بدون سرنشین وجود ندارد.

از مشکلات روش پتانسیل این است که طراحی مسیر در نقاط مینمم محلی نمی‌تواند صورت بگیرد و مأموریت از دست می‌رود.

در این مقاله الگوریتم جدید ترکیبی میدان برداری لیاپانوف و الگوریتم اصلاح شده پتانسیل بیان می‌شود. این الگوریتم جدید ضعف الگوریتم میدان برداری لیاپانوف را در حضور موانع برطرف می‌نماید. به این ترتیب می‌توان الگوریتم جدید را برای تعقیب هدف متحرک در حضور موانع استفاده نمود. در الگوریتم برداری لیاپونوف پیشین مانع وجود نداشت که این ایراد در الگوریتم ارائه شده برطرف شده است.

الگوریتم‌های طراحی مسیر برای پرواز گروهی بدون سرنشین‌ها

عملکرد گروهی هواپیماهای بدون سرنشین با توانایی اجرای عملیات‌های کم هزینه و گسترده بسیار مهم است. در مراجع [۲۴-۲۱] بدون سرنشین‌ها حول یک هدف ثابت در مدار دایره‌ای به صورت همگرا قرار می‌گیرند، این روش به حرکت جمعی[1] موسوم است. در این تحقیقات، روش حرکت جمعی برای یک فضای متقارن بین بدون سرنشین‌ها اعمال شده است، ولی در آن‌ها به حداقل سه بدون سرنشین نیاز است. در مرجع [۲۵] روش حرکت جمعی که در مراجع [۲۱ و ۲۲ و ۲۴] برای ردیابی دایره پرسه ارائه شده است، برای حالت دو بدون سرنشین طراحی شده است، ولی پایداری حاصل نشده است.

در این مقاله از روش هدایت میدان برداری لیاپانوف استفاده می‌شود. این روش برای دو بدون سرنشین نیز پایدار می‌باشد. سرعت مطلوب بدون سرنشین در هر موقعیت دامنه حرکت به دست آمده و این سرعت به عنوان سرعت مطلوب و زاویه مطلوب برای سیستم‌های کنترلی سطح پائین برای ردیابی مسیر اعمال می‌شود، این رویکرد ایده گرفته شده از روش پتانسیل [۲۶ و ۲۷] در روبات‌های متحرک است. این میدان سبب تولید خطوط جریان برای همگرایی بدون سرنشین به دایره پرسه می‌شود. این الگوریتم جدید بر روی پرواز هماهنگ هواپیمای بدون سرنشین طراحی و عملکرد آن در محیطی با هدف و مانع‌های متحرک بررسی می‌شود. در الگوریتم ترکیبی ارائه شده محدودیتی در قبال شکل موانع وجود ندارد و همه اشکال موانع به خوبی قابلیت پیاده سازی دارند.

در بخش اول این مقاله ابتدا مدل سینماتیکی هواپیما بیان شده، سپس بیان مختصری از الگوریتم میدان برداری لیاپانوف صورت گرفته در قسمت بعدی الگوریتم اصلاح شده پتانسیل ارائه شده تا بتوان مقایسه‌ایی از مزایای الگوریتمی که در نهایت ارائه می‌شود با الگوریتم پتانسیل و همچنین لیاپانوف داشته و در نهایت الگوریتم جدید ترکیبی میدان برداری لیاپانوف و الگوریتم اصلاح شده پتانسیل بیان شده است. الگوریتم جدید برای تعقیب هدف متحرک در هواپیمای بدون سرنشین بال ثابت در حضور موانع استفاده و در نهایت مدل‌سازی برای پرواز گروهی نیز صورت گرفته است.

۲- مدل سینماتیکی هواپیما

در این مقاله هواپیمای بدون سرنشین از نوع بال ثابت[2] در نظر گرفته شده است. از ویژگی‌های این نوع از بدون سرنشین‌ها

1 Collective motion
2 Fixed-wing

می‌توان بازده پروازی بالاتر و مداومت پروازی بیشتر را نام برد، اما محدودیت‌های بیشتری نسبت به بال چرخان‌ها[1] در مقابل با سرعت هوا دارند. همچنین فرض شده است که هواپیمای بدون سرنشین مجهز به سیستم کنترلی پروازی سطح پایین[2] است که باعث می‌شود زوایای رول، پیچ و یاو پایدار باشند. برای هدایت هواپیما، این سیستم کنترلی سبب می‌شود که سرعت، نرخ صعود و نرخ پیچش به صورت صریح وجود داشته باشد.

در این مقاله از مدل سینماتیکی دو بعدی هواپیما استفاده شده است (شکل ۱). با فرضیات ذکر شده، مدل سینماتیکی مطلق به شرح زیر است [۱۹]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u_1.\cos\psi + W_x \\ \dot{y} &= u_1.\sin\psi + W_y \\ \dot{\psi} &= u_2 \\ \dot{h} &= u_3 \end{aligned} \qquad (۱)$$

که $[x, y, h]^T \in \Re^3$ موقعیت سه بعدی اینرسی، $\psi \in [0, 2\pi)$ زاویه سر[3] هواپیما، $[W_x, W_y]^T \in \Re^2$ سرعت پایدار باد در مختصات دکارتی و ۳ و۲ و۱ $u_i(m/s) \in U_i, i =$ و محدودیت های که در نظر گرفته می شوند به شرح زیر است (شکل ۱):

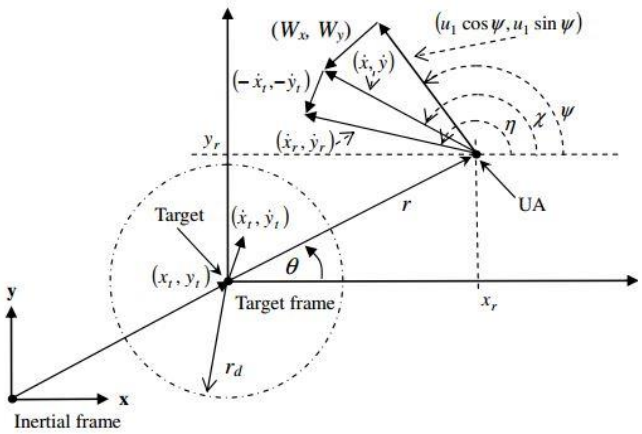
$$\begin{aligned} U_1 &= \{u_1 \in \Re \mid 0 \le v_{\min} \le u_1 \le v_{\max}\} \\ U_2 &= \{u_2 \in \Re \mid |u_2| \le \omega_{\max}\} \\ U_3 &= \{u_3 \in \Re \mid |u_3| \le \dot{h}_{\max}\} \end{aligned} \qquad (۲)$$

می توان نرخ صعود را با یک فیدبک تناسبی $u_3 = -k_h(h - h_o)$ نشان داد که h_o (ارتفاع مشخص شده می‌باشد).

اگر هدف با سرعت ثابت $[x_t, y_t]^T \in \Re^2$ حرکت کند و فاصله نسبی تا هدف[4] به صورت $p_t = [x_t, y_t]^T$ فرض شود، مدل سینماتیکی رابطه (۱) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x}_r &= u_1.\cos(\psi) + W_x - \dot{x}_t \\ \dot{y}_r &= u_1.\sin(\psi) + W_y - \dot{y}_t \\ \dot{\psi} &= u_2 \end{aligned} \qquad (۳)$$

1 Rotorcraft
2 Low-level flight control system (FCS)
3 Heading angle
4 Target



شکل ۱. مدل هندسی سینماتیکی (مبدا مختصات روی مکان هدف قرار گرفته است)[۱۹]

Fig 1. The geometric kinematic model (the coordinates origin is located on the target position [19])

که $[x_r, y_r]^T = [x - x_t, y - y_t]^T$ موقعیت بدون سرنشین در چارچوب هدف است. برای ساده‌سازی معادلات، از سرعت فرضی $[T_x, T_y]^T = [\dot{x}_t - w_x, \dot{y}_t - w_y]^T \in \Re^2$ استفاده می‌شود. با در نظر گرفتن معادلات نسبی حرکت هواپیما نسبت به هدف، رابطه (۳) می‌تواند به شکل زیر نیز نوشته شود که V_r و η به ترتیب نشان دهنده سرعت و زاویه نسبی با در نظر گرفتن سرعت هواپیما و باد پس زمینه است.

$$\begin{aligned} V_r^2 &= u_1^2 + T_x^2 + T_y^2 - 2u_1(T_x.\cos(\psi) + T_y.\sin(\psi)) \\ \eta &= \arctan(\frac{\dot{y}_r}{\dot{x}_r}) = \arctan(\frac{u_1\sin(\psi) - T_y}{u_1\cos(\psi) - T_x}) \\ k_\eta(\psi) &= \frac{u_1^2 + u_1(T_x.\cos(\psi) + T_y.\sin(\psi))}{V_r^2} \end{aligned} \qquad (۴)$$

۳- تعقیب هماهنگ دایره پرسه به روش میدان برداری لیاپانوفی

در این بخش، روش میدان برداری لیاپانوف در دو حالت هدف ثابت و متحرک فرموله و شرح داده می‌شود:

۳-۱- موقعیت هدف به صورت ثابت باشد

زمانی که هدف ثابت و باد نیز در پس زمینه وجود نداشته باشد، مانور کنترلی در ارتفاع h_o با سرعت دستور داده شده نامی $u_1 = v_0$[5]

5 Commanded nominal air speed

و شعاع دایره پرسه r_d رخ می دهد.

فرض می‌شود تابع نامزد لیاپانوفی به صورت $V(x,y)=(r^2-r_d^2)^2$ وجود داشته باشد و $r=\sqrt{(x-x_t)^2+(y-y_t)^2}=\sqrt{x_r^2+y_r^2}$ ، فاصله شعاعی بدون سرنشین از موقعیت هدف باشد. مشتق زمانی تابع نامزد لیاپانوف به صورت $\dot{V}=\nabla V.[\dot{x},\dot{y}]^T$ می‌باشد. اگر مقادیر سرعت نسبی مطلوب ($\dot{x}_r=\dot{x}_d$ و $\dot{y}_r=\dot{y}_d$) طبق میدان برداری راهنما ($f(x_r,y_r)$) انتخاب شود، مشتق زمانی تابع لیاپانوف منفی می‌شود [۱۹].

$$f(x_r,y_r)=\begin{bmatrix}\dot{x}_d\\ \dot{y}_d\end{bmatrix}=\alpha\left(\frac{-v_0}{r}\right)\cdot\begin{bmatrix}x_r\left(\frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2}\right)+y_r\cdot\left(\frac{2.r.r_d}{r^2+r_d^2}\right)\\ y_r\left(\frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2}\right)-x_r\cdot\left(\frac{2.r.r_d}{r^2+r_d^2}\right)\end{bmatrix} \quad (۵)$$

در رابطه (۵)، α و v_0 اعدادی مثبت هستند. می‌توان نشان داد که اندازه سرعت مطلوب نسبی در هر نقطه از این میدان برداری به صورت $|f(x_r,y_r)|=\alpha v_0$ است به‌جز وقتی که $r=0$ باشد. در رابطه (۶)، φ,θ دو زاویه فرضی برای ساده سازی‌ها هستند.

$$\begin{aligned}\cos(\phi)&=\frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2}\\ \sin(\phi)&=\frac{2rr_d}{r^2+r_d^2}\\ \sin(\theta)&=\frac{y}{r}\\ \cos(\theta)&=\frac{x}{r}\end{aligned} \quad (۶)$$

با استفاده از فرضیات رابطه (۶)، رابطه (۳) به شکل زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{x}_d&=\frac{-\alpha\cdot v_0}{r.(r^2+r_d^2)}\left[x_r.(r^2-r_d^2)+y_r.(2r.r_d)\right]=-\alpha.v_0.\cos(\theta-\phi)\\ \dot{x}_d&=\frac{-\alpha\cdot v_0}{r.(r^2+r_d^2)}\left[y_r.(r^2-r_d^2)-x_r.(2r.r_d)\right]=-\alpha.v_0.\sin(\theta-\phi)\end{aligned} \quad (۷)$$

با استفاده از رابطه (۷) اندازه میدان عبارت است از:

$$\dot{x}_d^2+\dot{y}_d^2=(\alpha.v_0)^2.\left((\cos(\theta-\phi))^2+(\sin(\theta-\phi))^2\right)=(\alpha.v_0)^2 \quad (۸)$$

در مختصات قطبی، میدان رابطه (۵) و نرخ تغییرات آن به صورت روابط (۹) و (۱۰) نوشته می‌شود:

$$g(r,\theta)=\begin{bmatrix}v_r\\ v_\theta\end{bmatrix}_{des}=\begin{bmatrix}\dot{r}\\ r\dot{\theta}\end{bmatrix}_{des}=\alpha v_0\cdot\begin{bmatrix}-\frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2}\\ \frac{2r.r_d}{r^2+r_d^2}\end{bmatrix} \quad (۹)$$

$$\frac{dV}{dt}=\frac{-4\alpha.v_0.r.(r^2-r_d^2)^2}{r^2+r_d^2} \quad (۱۰)$$

زاویه مطلوب ψ_d از رابطه (۵) به صورت زیر می‌باشد [۱۹] :

$$\begin{aligned}\psi_d&=\arctan\left(\frac{\dot{y}_d}{\dot{x}_d}\right)\\ \psi_d&=\arctan\left(\frac{y_r\cdot(r^2-r_d^2)-x_r.2r.r_d}{x_r\cdot(r^2-r_d^2)+y_r.2r.r_d}\right)\end{aligned} \quad (۱۱)$$

با تلفیق رابطه (۱۱) و رابطه (۶)، می‌توان نوشت (مشتق زمانی زاویه پیچش هواپیما به شرح زیر به دست می‌آید):

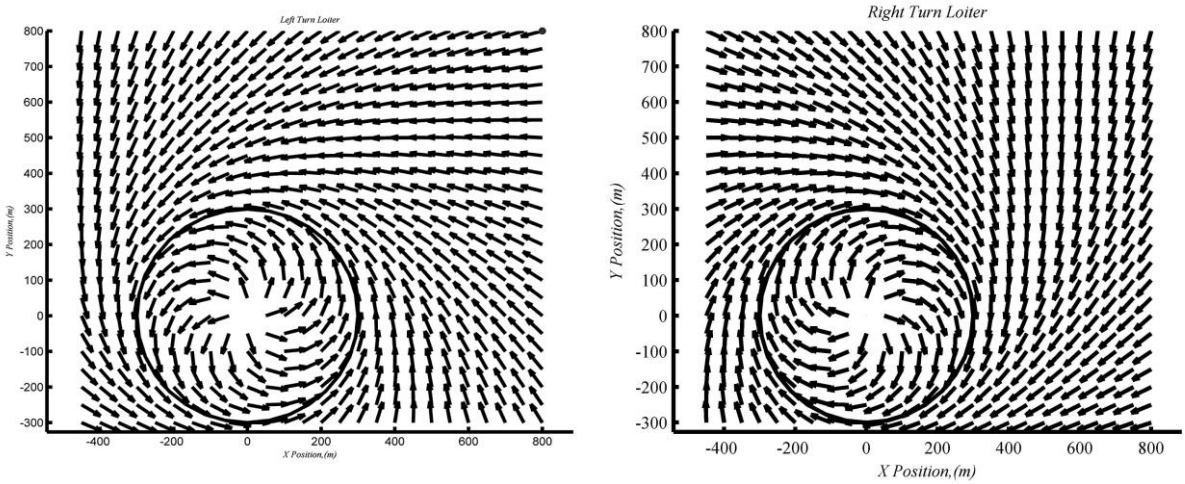
$$\begin{aligned}\psi_d&=\arctan\left(\frac{\dot{y}_d}{\dot{x}_d}\right)\\ \dot{\psi}_d&=\arctan\left(\frac{\ddot{y}_d.\dot{x}_d-\ddot{x}_d.\dot{y}_d}{\dot{x}_d^2+\dot{y}_d^2}\right)\\ \dot{\psi}_d&=\frac{(\alpha.v_0)^2(\dot{\theta}-\dot{\phi})\left[(\cos(\theta-\phi))^2+(\sin(\theta-\phi))^2\right]}{(\alpha.v_0)^2}\\ \dot{\psi}_d&=\dot{\theta}-\dot{\phi}\\ \dot{\theta}&=\frac{2\alpha v_0.r_d}{r^2+r_d^2}\\ \cos(\phi)&=\frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2}\\ \dot{\phi}&=\frac{2\alpha v_0.r_d.(r^2-r_d^2)}{(r^2+r_d^2)}\\ \dot{\psi}&=\frac{4\alpha v_0.r_d^3}{(r^2+r_d^2)^2}\end{aligned} \quad (۱۲)$$

از کنترلر تناسبی رابطه (۱۳)، برای به دست آوردن نرخ گردش استفاده می‌شود:

$$u_2=-K\langle\psi-\psi_d\rangle+\dot{\psi}_d \quad (۱۳)$$

با تعریف $e_\psi=\psi-\psi_d$ و با استفاده از رابطه (۳) ($\dot{\psi}=u_2$)، مشتق خطا عبارت است از:

$$\dot{e}_\psi=-K\langle e_\psi\rangle$$



شکل ۲. الف) نمایش میدان برداری لیاپانوف در جهت چپ‌گرد ب) نمایش میدان برداری لیاپانوف در جهت راست‌گرد
Fig 2. a) left turn Lyapunov vector field b) Lyapunov vector field in the right turn direction

بنابراین زاویه پیچش بدون سرنشین به صورت نمایی به نرخ مطلوبی که از میدان برداری لیاپانوفی به دست آمده همگرا می‌شود، با توجه به محدودیت نرخ زاویه سر هواپیمای بدون سرنشین (رابطه (۲)) مقدار K در رابطه (۱۳) انتخاب می‌شود [۱۹].

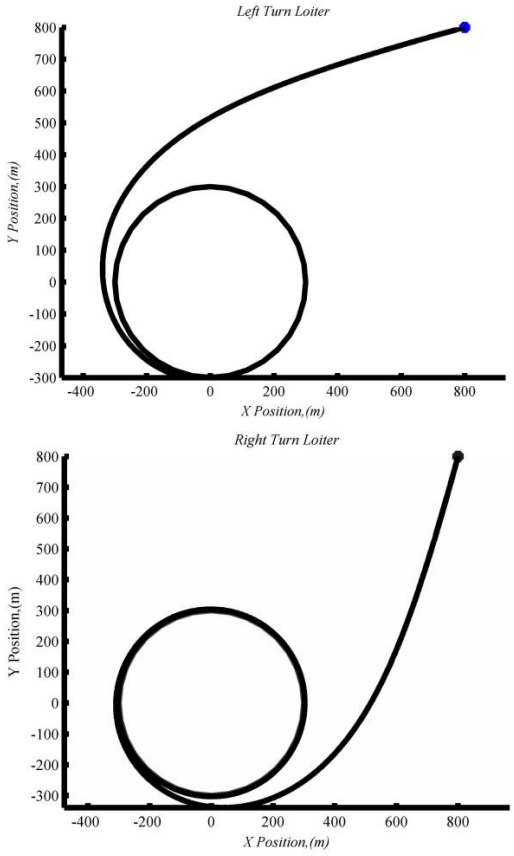
شکل ۲-الف نمایش میدان برداری لیاپانوفی در جهت چپ‌گرد می‌باشد. این شکل با فرضیات $\alpha = ۱$ و $v_0 = ۲۰$ و شعاع دایره پرسه برابر با ۳۰۰ متر رسم شده است. همان‌طور که در شکل ۲-الف مشاهده می‌شود میدان‌های برداری در نواحی داخل دایره پرسه به سرعت به دایره همگرا می‌شوند و در نواحی بیرون از دایره نیز میدان‌ها به نحوی هستند که به دایره پرسه می‌رسند.

شکل ۲-ب نمایش میدان برداری لیاپانوفی در جهت راست‌گرد می‌باشد که با فرضیات $\alpha = ۱$ و $v_0 = ۲۰$ و شعاع دایره پرسه برابر با ۳۰۰ متر رسم شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود میدان‌های برداری در نواحی داخل دایره پرسه به سرعت به دایره همگرا می‌شوند و در نواحی بیرون از دایره میدان‌ها به نحوی هستند که به دایره پرسه می‌رسند.

شکل ۳-الف نمایش مسیر ایده آل برای یک بدون سرنشین در حالت میدان راست‌گرد می‌باشد. زاویه اولیه بدون سرنشین در جهت میدان می‌باشد. این شکل با فرضیات، موقعیت اولیه (۸۰۰و۸۰۰) و $\alpha = ۱$ و $v_0 = ۲۰$ و شعاع دایره پرسه برابر با ۳۰۰ متر رسم شده است.

در ادامه مشتق زمانی زاویه پیچش هواپیما برای حالت میدان به صورت راست‌گرد نیز آورده شده است:

$$\dot{\psi} = \frac{4\alpha v_0 . r_d r^2}{\left(r^2 + r_d^2\right)^2} \qquad (۱۴)$$



شکل ۳. الف) نمایش مسیر ایده آل در حالت میدان به صورت راست‌گرد ب) نمایش مسیر ایده آل در حالت میدان به صورت چپ‌گرد می‌باشد
Fig 3. a) The ideal trajectory in the right turn field b) The ideal trajectory in the left turn field

شکل ۳-ب نمایش مسیر ایده آل برای یک بدون سرنشین در

حالت میدان به صورت چپ‌گرد می‌باشد زاویه اولیه بدون سرنشین در جهت میدان می‌باشد و شکل ۳-ب با فرضیات، موقعیت اولیه (۸۰۰و۸۰۰) و $\alpha = 1$ و $v_0 = 20$ و شعاع دایره پرسه برابر با ۳۰۰ متر رسم شده است.

۳-۲- تعقیب اهداف با سرعت ثابت

وقتی که اطلاعات راجع به موقعیت هدف و باد پس زمینه موجود باشد، ترم تصحیح کننده‌ای به میدان سرعت مطلوب نسبی اضافه می‌شود که تضمین می‌کند هواپیمای بدون سرنشین بیرون از فاصله استند آف قرار می‌گیرد. در این حالت طبق روش قبلی با در نظر گرفتن $\dot{x}_r = \dot{x}_d, \dot{y}_r = \dot{y}_d$ می‌توان به همگرایی کلی رسید.

$$\begin{aligned} u_1.\cos(\psi) &= \dot{x}_d - W_x + \dot{x}_t \\ u_1.\sin(\psi) &= \dot{y}_d - W_y + \dot{y}_t \end{aligned} \tag{۱۵}$$

رابطه (۱۵) سبب می‌شود که سرعت ثابت و برابر v_0 نباشد. با تعیین ضریب α موجود در میدان، اندازه سرعت برابر v_0 می‌شود. بدین ترتیب همگرایی کلی میدان به دایره پرسه باقی می‌ماند.

$$\begin{bmatrix} u_1.\cos(\psi) \\ u_1.\sin(\psi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha.\dot{x}_d + \dot{x}_t - W_x \\ \alpha.\dot{y}_d + \dot{y}_t - W_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha.\dot{x}_d + T_x \\ \alpha.\dot{y}_d + T_y \end{bmatrix} \tag{۱۶}$$

در رابطه (۱۶)، T_x, T_y سرعت‌های ثابت نسبی هستند. با محاسبه اندازه میدان در رابطه (۱۶) و برابر گذاشتن u_1 با v_0 معادله زیر نتیجه می‌شود:

$$\begin{aligned} &\alpha^2.\left(\dot{x}_d^2 + \dot{y}_d^2\right) + 2.\alpha.\left(T_x \cdot \dot{x}_d + T_y \cdot \dot{y}_d\right) \\ &+ \\ &\left(T_x^2 + T_y^2\right) - v_0^2 = 0 \end{aligned} \tag{۱۷}$$

ضریب α یک عدد مثبت و همچنین مخالف صفر می‌باشد. رابطه (۱۷) یک جواب حقیقی برای α دارد به شرطی که v_0 بزرگ‌تر از سرعت هدف باشد. با توجه به رابطه (۱۰) مشاهده می‌شود که جواب به دست آمده برای α تاثیری در همگرایی کلی میدان ندارد. از ضریب α، در رابطه (۱۶) برای به دست آوردن زاویه مطلوب میدان ψ_d استفاده می‌شود. دقیقا مشابه حالت هدف ثابت، از یک کنترلر برای تعقیب میدان استفاده می‌شود. سرعت اینرسی هواپیما $(\dot{x}, \dot{y})$ توسط حس‌گرهای معمولی نصب شده بر روی هواپیمای بدون سرنشین ، به دست می آید (به طور مثال از جی‌پی‌اس[1]). با فرض دانستن سرعت هدف، سرعت نسبی به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{x}_r &= \dot{x} - \dot{x}_t \\ \dot{y}_r &= \dot{y} - \dot{y}_t \end{aligned} \tag{۱۸}$$

از رابطه (۱۸) برای محاسبه زاویه نسبی در حضور باد، برای مقایسه با زاویه مطلوب نسبی در قانون کنترلی استفاده می‌شود:

$$u_2 = -K(\eta - \eta_d) + \frac{\dot{\eta}_d}{k_\eta(\psi)} \tag{۱۹}$$

معادله خطا از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$e_\eta = \eta - \eta_d \tag{۲۰}$$

پایداری قانون کنترلی رابطه (۱۹) با در نظر گرفتن رابطه (۲۰) اثبات می‌شود [۱۹].

۴- پرواز هماهنگ برای چند هواپیمای بدون سرنشین

روش استفاده شده به این شرح است که اگر بدون سرنشین بخواهد سرعت زاویه خود را کاهش دهد، بنابراین باید شعاع دایره پرسه را افزایش داده و سرعت را کاهش دهد. به بیانی دیگر، اگر بدون سرنشین بخواهد سرعت زاویه را افزایش دهد، بنابراین باید شعاع دایره پرسه را کاهش و سرعت را افزایش دهد. برای رسیدن به این هدف، کنترلرهایی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$r_{dn} = r_0 + K_r\langle \theta_n - \theta_{n-1} - \theta_{dn} \rangle \tag{۲۱}$$

$$v_{rn} = v_0 - K_v\left(\frac{r_{dn}}{r}\right)^2 \langle \theta_n - \theta_{n-1} - \theta_{dn} \rangle r_{dn} \tag{۲۲}$$

در روابط (۲۱) و (۲۲)، r_0 شعاع دایره پرسه، θ_{dn} زاویه مطلوب، K_r و K_v ضرایب مثبت، v_0 سرعت و اندیس n شماره اختصاصی بدون سرنشین می‌باشد. در این حالت یک کنترلر برای کنترل شعاع دایره پرسه اضافه شده که سبب بهبود عملکرد و افزایش سرعت در

1 GPS

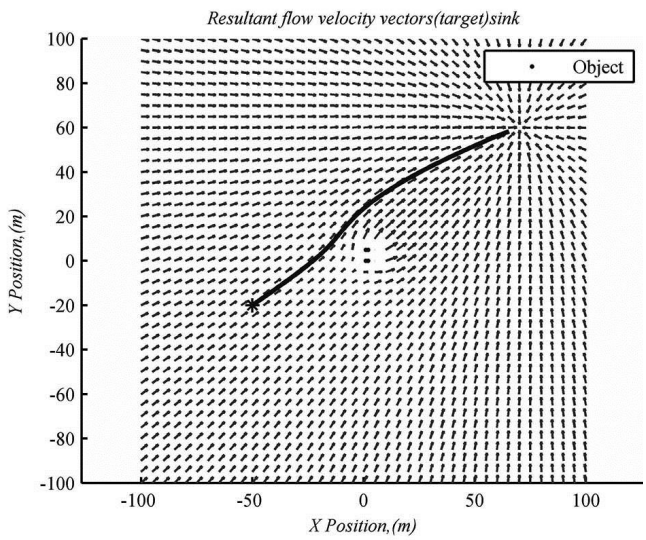
همگرایی می‌شود. در این حالت زاویه‌ای، فضای بین بدون سرنشین‌ها سریع‌تر به θ_{dn} همگرا می‌شود. علاوه بر این، با اضافه کردن کنترلر برای دایره پرسه، می‌توان تغییرات سرعت در کنترلر سرعت را نیز کاهش داد.

برای اثبات همگرایی یک تابع نامزد لیاپانوف جدید به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$V_{r\theta} = \frac{1}{2}(r_n - r_{dn})^2 + \frac{1}{2}(\theta_n - \theta_{n-1} - \theta_d)^2 \qquad (۲۳)$$

۵- روش پتانسیل بهبود یافته

همان‌طور که مشاهده کردید در روش میدانی لیاپانوف هیچ مانعی در مسیر در نظر گرفته نمی‌شد و اساساً روش لیاپانوف در حضور موانع کاربرد نداشت. برای رفع این مشکل اساسی در طراحی مسیر، در این بخش روش لیاپانوف را با روش پتانسیل ترکیب کرده و از مزایای هر دو روش استفاده می‌شود. از تئوری جریان پتانسیل بهبود یافته [۱۸] برای تولید یک میدان برداری برآیند با استفاده از المان‌های ساده استفاده می‌شود. در نتیجه از زاویه میدان، به عنوان زاویه ایده آل سر هواپیمای بدون سرنشین استفاده می‌شود. لذا میدان‌هایی اطراف اشیاء در نظر گرفته می‌شود و از این میدان‌ها برای دوری از موانع استفاده می‌شود.



شکل ۴. نمایش میدان پتانسیل حول موانع مربعی شکل
Fig 4. The potential field around the square obstacle

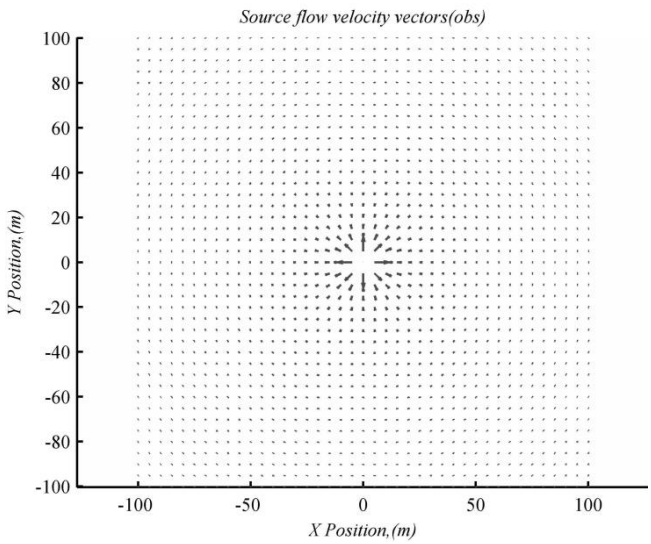
به عبارت دیگر، موانع به صورت یک سری اشیاء[1] [۱۶] ساخته می‌شود و سپس از میدان‌های دافعه حول این اشیا استفاده و هواپیمای بدون سرنشین به هدف می‌رسد. شکل ۴ نمایش دهنده یک میدان پتانسیل اطراف یک سری موانع است. از زاویه خروجی میدان به عنوان زاویه پیچش ایده آل استفاده می‌شود.

تئوری جریان پتانسیل بیان کننده ارتباط بردارهای سرعت با تابع پتانسیل ϕ یا تابع جریان ψ می‌باشد. از آنجایی که جهت بردارهای سرعت تنها پارامتری است که برای به دست آوردن زاویه پیچش ایده آل نیاز است، بنابراین تنها اجزای u و v از سرعت مورد نیاز بوده که به صورت زیر می‌باشند [۱۸]:

$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y}$$
$$v = \frac{\partial \varphi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \qquad (۲۴)$$

برای هر مانعی که توسط حسگرها دیده می‌شود، یک المان جریان منبع[2] در موقعیت مانع قرار می‌گیرد (Q_{source}). این المان به این صورت است که هرچه فاصله از منبع افزایش پیدا می‌کند، اندازه جریان کاهش می‌یابد. این المان‌ها توسط روابط (۲۵) و (۲۶) در مختصات دکارتی نشان داده می‌شوند.

$$u = Q_{source}\frac{x}{x^2 + y^2} \qquad (۲۵)$$



شکل ۵. یک نمونه المان منبع
Fig 5. A typical source element

1 Objects
2 Source element

$$v = Q_{source}\frac{y}{x^2+y^2} \tag{۲۶}$$

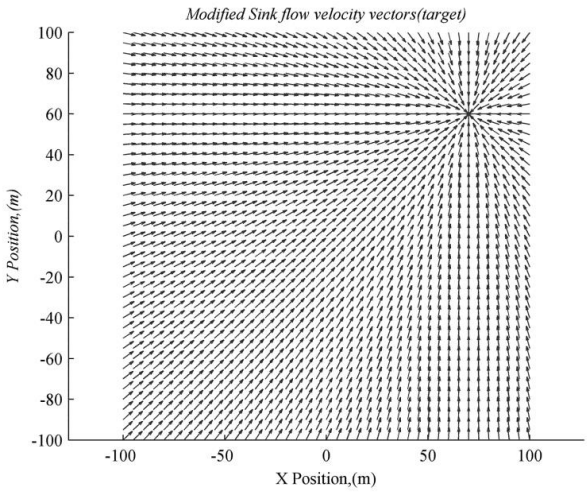
در معادلات بالا Q_{source} قدرت منبع می‌باشد. شکل ۵ نمایش دهنده یک نمونه میدان منبع می‌باشد.

بر خلاف المان چشمه نرمال که اندازه‌اش با افزایش فاصله کاهش می‌یابد، اندازه المان چشمه اصلاح شده[1] کاهش پیدا نمی‌کند و در حوزه میدان ثابت باقی می‌ماند. المان چشمه اصلاح شده توسط روابط (۲۷) و (۲۸) در مختصات دکارتی نمایش داده می‌شود که در این معادلات $Q_{\sin k}$ قدرت میدان چشمه می‌باشد.

$$u = Q_{\sin k}\frac{x}{\sqrt{x^2+y^2}} \tag{۲۷}$$

$$v = Q_{\sin k}\frac{y}{\sqrt{x^2+y^2}} \tag{۲۸}$$

المان چشمه اصلاح شده در موقعیت نهایی[2] قرار می‌گیرد (شکل ۶). این المان جهت جریان را به نقطه نهایی تغییر می‌دهد. استفاده از این المان سبب می‌شود که میدان در هر نقطه‌ای به سمت موقعیت نهایی تغییر جهت دهد.



شکل ۶. میدان برداری سرعت چشمه اصلاح شده
Fig 6. The modified sink field

در روش پتانسیل بهبود یافته اکثر نقاط مینمم نسبی در بعضی حالت‌ها کاملاً حذف یا به تأخیر می‌افتند. از مشکلات روش پتانسیل این است که طراحی مسیر در نقاط مینمم محلی نمی‌تواند صورت بگیرد و مأموریت از دست می‌رود. مشکل دیگر این الگوریتم طراحی مسیر آن است که نمی‌توان این روش را برای اهداف متحرک به کار برد و اصولاً این الگوریتم طراحی مسیر برای رسیدن از یک نقطه به یک نقطه انتهایی است.

در ادامه از مزایای روش پتانسیل برای دوری از موانع استفاده کرده و این روش را با روش میدان برداری لیاپانوف برای تعقیب هدف متحرک در مورد حرکت دایره‌ای ترکیب کرده، به عبارت دیگر این دو روش را با هم ترکیب کرده و روشی کاملاً جدید ارائه می‌شود.

۶- ترکیب روش میدان برداری لیاپانوف با روش پتانسیل بهبود یافته[3]

ایده اصلی و مبنایی استفاده شده در ترکیب این دو روش با همدیگر، جایگزینی میدان چشمه با میدان برداری لیاپانوف است. در این حالت به علت همگرایی روش لیاپانوف به دایره پرسه و همچنین مزیت استفاده از میدان منبع برای موانع، این دو روش به خوبی با یکدیگر ترکیب شده و ضعف‌های الگوریتم میدان برداری لیاپانوف حذف می‌شود.

در ابتدا برای شروع، میدان منبع (روابط (۲۵) و (۲۶)) به حالت میدان قطبی تبدیل می‌شود:

$$\begin{bmatrix} v_r \\ v_\theta \end{bmatrix} = \frac{Q_{source}}{r_i}\begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{۲۹}$$

در رابطه (۲۹)، r_i و Q_{source} به ترتیب فاصله تا هر مانع و قدرت منبع می‌باشد.

$$\begin{aligned} \sin(\theta) &= \frac{y-y_t}{r} = \frac{y_r}{r} \\ \cos(\theta) &= \frac{x-x_t}{r} = \frac{x_r}{r} \\ \dot{\theta} &= \frac{2Q_{\sin k} r_d}{r^2+r_d^2} \end{aligned} \tag{۳۰}$$

$$\begin{aligned} \sin(\varphi) &= \frac{2rr_d}{r^2+r_d^2} \\ \cos(\varphi) &= \frac{r^2-r_d^2}{r^2+r_d^2} \\ r &= \sqrt{x_r^2+y_r^2} \\ \dot{\varphi} &= \frac{2Q_{\sin k} r_d\left(r^2-r_d^2\right)}{\left(r^2+r_d^2\right)^2} \end{aligned} \tag{۳۱}$$

1 Modified sink element
2 Waypoint
3 IPFF+Lyapanov vector field

$$\sin(\eta_i)=\frac{y-y_i}{r_i}=\frac{y_{ri}}{r_i}$$
$$\cos(\eta_i)=\frac{x-x_i}{r_i}=\frac{x_{ri}}{r_i} \qquad (۳۲)$$
$$r_i=\sqrt{x_{ri}^2+y_{ri}^2}$$

پس از ساده‌سازی و با استفاده از روابط (۳۰) تا (۳۲)، میدان برداری ترکیبی به صورت رابطه (۳۳) می‌باشد. در معادلات زیر اندیس k بیانگر تعداد اشیاء است.

$$u=Q_{source}\sum_{i=1}^{k}\frac{1}{r_i}\cos(\eta_i)-Q_{\sin k}\cos(\theta-\varphi) \qquad (۳۳)$$

$$v=Q_{source}\sum_{i=1}^{k}\frac{1}{r_i}\sin(\eta_i)-Q_{\sin k}\sin(\theta-\varphi) \qquad (۳۴)$$

زاویه مطلوب سر هواپیما (ψ_d)ز رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\psi_d=\arctan\left(\frac{v}{u}\right) \qquad (۳۵)$$

با استفاده از رابطه (۳۵)، نرخ زاویه مطلوب سر هواپیما عبارتست از:

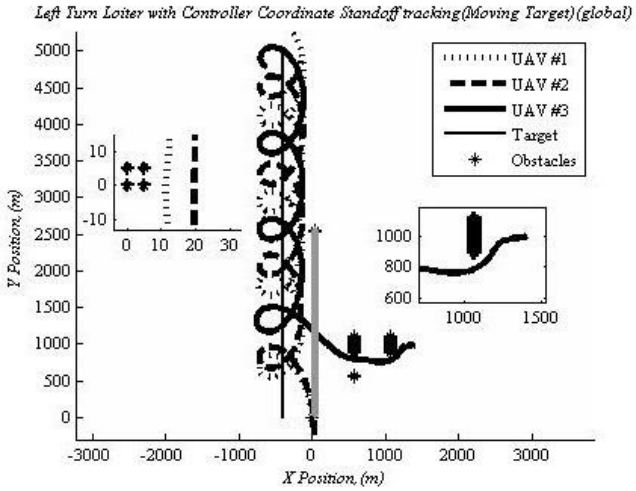
$$\dot{\psi}_d=\frac{\dot{v}.u-\dot{u}.v}{u^2+v^2} \qquad (۳۶)$$

برای محاسبه نرخ زاویه پیچش هواپیما، به نرخ روابط (۳۳) و (۳۴) نیاز است:

$$\dot{u}=-Q_{source}^2\sum_{i=1}^{k}\frac{1}{r_i^3}\cos(\eta_i)+Q_{\sin k}(\dot{\theta}-\dot{\varphi})\sin(\theta-\varphi) \qquad (۳۷)$$

$$\dot{v}=-Q_{source}^2\sum_{i=1}^{k}\frac{1}{r_i^3}\sin(\eta_i)-Q_{\sin k}(\dot{\theta}-\dot{\varphi})\cos(\theta-\varphi) \qquad (۳۸)$$

بدین ترتیب با استفاده از معادلاتی که در این مقاله ارائه شد نرخ زاویه مطلوب سر هواپیما و زاویه پیچش هواپیما محاسبه شد. عملاً دو روش با همدیگر ترکیب شده و مزایای هر دو روش در کنار هم وجود دارد.



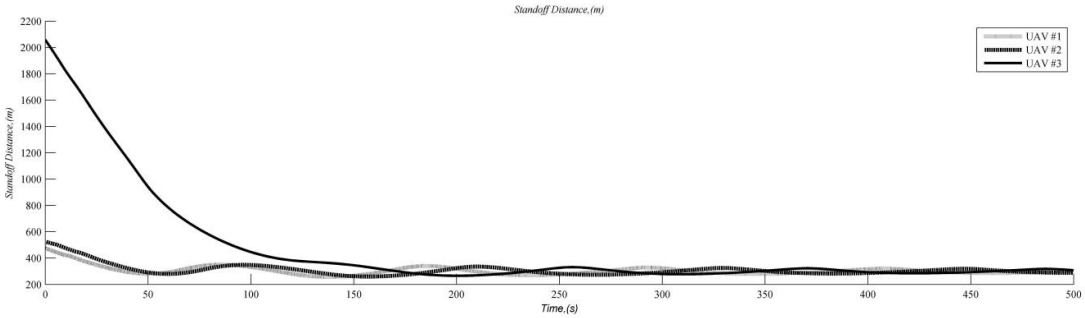
شکل ۷. اعمال الگوریتم ترکیب شده روش میدان برداری با روش پتانسیل اصلاح شده

Fig 7. The composed of the vector field and modified potential methods performance

۷- نتایج و بحث

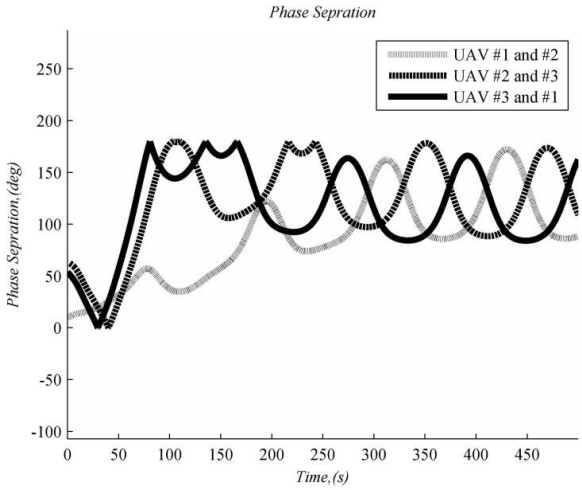
شکل ۷ با اعمال الگوریتم جدید ترکیبی میدان برداری لیاپانوف با الگوریتم اصلاح شده پتانسیل برای پرواز گروهی به دست آمده است. کنترلر استفاده شده برای پرواز گروهی کنترلی است که در قسمت پرواز هماهنگ برای چند هواپیمای بدون سرنشین شرح داده شده به دست آمد. هدف نمایش همگرایی و همچنین دوری از مانع در روش ترکیب شده است. در شبیه‌سازی یکی از بدون سرنشین‌ها از نقطه (۱۰۰۰و۱۴۰۰)، دیگری از نقطه (۲۰۰-و۳۰) و دیگری از نقطه (۳۰۰-و۳۰) شروع به حرکت کرده و موانع به صورت دو مانع به شکل دیوار مانند و یک مانع مربعی شکل در مسیر دو بدون سرنشین پایینی است (در شکل ۸ همین شکل با بزرگنمایی بیشتر رسم شده است). علاوه بر موانع ذکر شده یک مانع متحرک به صورت مربعی شکل که با سرعت ۵ متر بر ثانیه در جهت عمودی حرکت می‌کند وجود دارد که در شکل ۷، با یک خط ممتد نمایش داده شده است.

در مدل‌سازی، ماکزیمم نرخ چرخش ۰/۲ rad/s، شعاع دایره پرسه ۳۰۰ متر، سرعت دستور داده شده بدون سرنشین ۲۰ (m/s) فرض شده است. همچنین هدف از نقطه (۰ و ۴۰۰-) شروع به حرکت و با سرعت ثابت $10(m/s)$ در جهت y+ حرکت می‌کند. مدل‌سازی در حالتی هست که باد در پس زمینه وجود ندارد و $Q_{source}=$ ۲۰/۴ و $Q_{\sin k}=$ ۲۰ و $K_v=$ ۰/۰۰۵ و $K_r=$ ۲۰ مچنین $K_r=20, K_v=0.005, Q_{\sin k}=20, Q_{source}=20.4$ زاویه مطلوب نسبی بین بدون سرنشین‌ها ۱۲۰ درجه داده شده است.



شکل ۸. فاصله هر یک از بدون سرنشین‌ها تا مرکز دایره استند آف
Fig 8. The UAV distances from the loiter circle

در مدل‌سازی جهت سرعت اولیه بدون سرنشین‌ها در جهت میدان قرار گرفت. در شکل ۸، نمایش همگرایی به دایره پرسه آورده شده است.



شکل ۹. اختلاف زاویه فاز بین بدون سرنشین‌ها
Fig 9. The phase angle difference between the unmanned aerial vehicles

همان‌طور که مشاهده می‌نمایید همه بدون سرنشین‌ها با الگوریتم ترکیب شده به خوبی به فاصله استند آف همگرا می‌شوند. در شکل ۹، اختلاف زاویه فاز بین بدون سرنشین‌ها نشان داده شده است.

همان‌گونه که از شکل ۹ مشاهده می‌شود، بدون سرنشین‌ها پس از طی کردن زمانی مشخص به محدوده همگرایی می‌رسند و زاویه بین ۱۲۰±۲۰ پیدا می‌کنند، مدت زمان مدل‌سازی نیز ۵۰۰ ثانیه می‌باشد.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله، الگوریتم جدیدی برای طراحی مسیر در ماموریت تعقیب هدف متحرک ارائه می‌شود. الگوریتم میدان برداری لیاپانوف در تعقیب هدف متحرک توانا بوده ولی پاسخی در حضور موانع ندارد. الگوریتم میدان پتانسیل در حضور موانع به خوبی عمل می‌کند. لذا در این مقاله دو روش طراحی مسیر میدان برداری لیاپانوف و پتانسیل بهبود یافته ترکیب شده تا معایب روش میدان برداری لیاپانوف، اصلاح و قابلیت‌های آن تقویت یابد. در نهایت توانایی الگوریتم ترکیبی طراحی شده، در مأموریت پرواز گروهی هواپیماهای بدون سرنشین بال ثابت، برای تعقیب هدف متحرک در حضور مانع متحرک نشان داده شده است.

مراجع:

[1] E. Frew, D. Lawrence, Cooperative Stand-off Tracking of Moving Targets by a Team of Autonomous Aircraft, in: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[2] R. Rysdyk, C. Lum, J. Vagners, Autonomous Orbit Coordination for Two Unmanned Aerial Vehicles, in: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[3] M.K. Ardakani, M. Tavana, A decremental approach with the A algorithm for speeding-up the optimization process in dynamic shortest path problems, Measurement, 60 (2015) 299-307.

[4] M. Shaoa, D. Shin, K. Shin, Autonomous Navigation of Nonholonomic Mobile Robots Using Generalized Voronoi Diagrams, Journal of the Korean Society of Manufacturing Technology Engineers, 24(1) (2015) 98-102.

[5] A.B. Curtis, Path planning for unmanned air and ground vehicles in urban environments, Brigham Young University, 2008.

[6] C.b. Moon, W. Chung, Kinodynamic Planner Dual-Tree RRT (DT-RRT) for Two-Wheeled Mobile Robots Using the Rapidly Exploring Random Tree, IEEE Transactions on Industrial Electronics, 62(2) (2015) 1080-1090.

[7] P. Yao, H. Wang, Z. Su, Hybrid UAV path planning based on interfered fluid dynamical system and improved RRT, in: IECON 2015 - 41st Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, 2015, pp. 000829-000834.

[8] J. Ni, K. Wang, H. Huang, L. Wu, C. Luo, Robot path planning based on an improved genetic algorithm with variable length chromosome, in: 2016 12th International Conference on Natural Computation, Fuzzy Systems and Knowledge Discovery (ICNC-FSKD), 2016, pp. 145-149.

[9] D.P. Horner, A.J. Healey, Use of artificial potential fields for UAV guidance and optimization of WLAN communications, in: 2004 IEEE/OES Autonomous Underwater Vehicles (IEEE Cat. No.04CH37578), 2004, pp. 88-95.

[10] M. Nieuwenhuisen, M. Schadler, S. Behnke, Predictive potential field-based collision avoidance for multicopters, Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci, (2013).

[11] T. Paul, T.R. Krogstad, J.T. Gravdahl, UAV formation flight using 3D potential field, in: 2008 16th Mediterranean Conference on Control and Automation, 2008, pp. 1240-1245.

[12] Y. Koren, J. Borenstein, Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation, in: Proceedings. 1991 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1991, pp. 1398-1404 vol.1392.

[13] J. Ni, W. Wu, J. Shen, X. Fan, An improved VFF approach for robot path planning in unknown and dynamic environments, Mathematical Problems in Engineering, 2014 (2014).

[14] J. Ni, W. Wu, J. Shen, X. Fan, An Improved VFF Approach for Robot Path Planning in Unknown and Dynamic Environments, Mathematical Problems in Engineering, 2014 (2014) 10.

[15] S. Patil, J.v.d. Berg, S. Curtis, M.C. Lin, D. Manocha, Directing Crowd Simulations Using Navigation Fields, IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics, 17(2) (2011) 244-254.

[16] B.-q. Ye, M.-f. Zhao, Y. Wang, Research of path planning method for mobile robot based on artificial potential field, in: 2011 International Conference on Multimedia Technology, 2011, pp. 3192-3195.

[17] E. Burgos, S. Bhandari, Potential flow field navigation with virtual force field for UAS collision avoidance, in: 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016, pp. 505-513.

[18] Q. Li, L. Wang, B. Chen, Z. Zhou, An improved artificial potential field method for solving local minimum problem, in: 2011 2nd International Conference on Intelligent Control and Information Processing, 2011, pp. 420-424.

[19] E.W. Frew, D.A. Lawrence, S. Morris, Coordinated Standoff Tracking of Moving Targets Using Lyapunov Guidance Vector Fields, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 31(2) (2008) 290-306.

[20] D. Lawrence, Lyapunov Vector Fields for UAV Flock Coordination, in: 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

[21] E.W. Justh, P.S. Krishnaprasad, Steering laws and continuum models for planar formations, in: Decision and Control, 2003. Proceedings. 42nd IEEE Conference on, 2003, pp. 3609-3614 vol.3604.

[22] D.A. Paley, N.E. Leonard, R. Sepulchre, Oscillator Models and Collective Motion: Splay State Stabilization of Self-Propelled Particles, in: Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, 2005, pp. 3935-3940.

[23] D.A. Paley, N.E. Leonard, R. Sepulchre, D. Grunbaum, J.K. Parrish, Oscillator Models and Collective Motion, IEEE Control Systems, 27(4) (2007) 89-105.

[24] R. Sepulchre, D. Paley, N. Leonard, Collective Motion and Oscillator Synchronization, in: V. Kumar, N. Leonard, A.S. Morse (Eds.) Cooperative Control: A Post-Workshop Volume 2003 Block Island Workshop on Cooperative Control, Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2005, pp. 189-205.

[25] R. Wise, R. Rysdyk, UAV Coordination for Autonomous Target Tracking, in: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[26] E. Rimon, D.E. Koditschek, Exact robot navigation using artificial potential functions, IEEE Transactions on Robotics and Automation, 8(5) (1992) 501-518.

[27] S. Waydo, R.M. Murray, Vehicle motion planning

using stream functions, in: Robotics and Automation, 2003. Proceedings. ICRA '03. IEEE International Conference on, 2003, pp. 2484-2491 vol.2482.