



طراحی مسیر حرکتی و کنترلر کوادروتور برای گذر از موانع با استفاده از مود لغزشی

عبدالمجید خوشنود^{1*}، فاطمه خواجه محمدی²، سید سینا زهتابچی³

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرطوسی، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

3- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 16765-3381، khoshnood@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 11 دی 1395

پذیرش: 20 اردیبهشت 1396

ارائه در سایت: 08 تیر 1396

کلید واژگان:

کوادروتور

کنترلر مود لغزشی

گذر از موانع

مسیر

چکیده

در این مقاله در ابتدا با توجه به دسته‌بندی‌های مختلف وسایل پرنده؛ ویژگی‌های کوادروتور و مزیت‌های این عمودپرواز، نحوه عملکردی و علت گرایش به سمت این وسیله پرنده بیان شده است سپس مهم‌ترین چالش‌های کوادروتور که کنترل پذیری و نحوه حرکت در عین حفظ پایداری است موردنظر قرار داده شده است در این راستا هدف اصلی الگوسازی، طراحی مسیر و کنترلر کوادروتور برای گذر از موانع در شرایطی که بتواند بیشترین موانع را در بهترین فاصله و زمان ممکن پوشش دهد، می باشد. در ادامه بطور دقیق مراحل مسیر حرکتی کوادروتور برای گذر از موانع با موقعیت‌های مختلف طراحی گردیده و پس از شبیه‌سازی حرکتی کوادروتور با ایجاد موانع مختلف در موقعیت‌های متفاوت، نتایج آن با توجه به مسیر طراحی شده بیان شده است. میزان موفقیت این طراحی مسیر و کنترلر برای گذر از موانع براساس نتایج بدست آمده به این نحو قابل ارائه می باشد که می تواند تعداد موانع با موقعیت و ابعاد مختلف بیشتر در زمان کمتر با کاهش بکارگیری سنسور در عین اینکه طراحی مسیر تابع شکل خاصی نیست را پوشش دهد و با توجه به دلخواه بودن سرعت اولیه، در مسیرهای چند تکه ای نیز قابل استفاده باشد. از طرفی در نظر گرفتن درگ کلی باعث شده است، در هنگام عبور از موانع، کوادروتور ارتفاع نگیرد و این امر کمک شایانی به میزان موفقیت این طراحی داشته است.

Trajectory and control design of a quadrotor for crossing obstacles using sliding mode method

Abdolmajid Khoshnood^{1*}, Fatemeh Khajemohammadi², Seyed Sina Zehtabchi³

1- Department of Aerospace Engineering K.N.Toosi University, Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, Sharif University, Tehran, Iran

3- Department of Aerospace Engineering, Tehran University, Tehran, Iran

* P.O.B. 16765-3381, Tehran, Iran, khoshnood@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 31 December 2016

Accepted 10 May 2017

Available Online 29 June 2017

Keywords:

Quadrotors

Sliding mode method

Crossing obstacles

Trajectory

ABSTRACT

In this paper, according to flight devices categories, advantages and features of quadrotors and its performances are investigated. Then, the main challenges in quadrotors control and stability in the presence of obstacles have been considered in such a way that the system crosses the maximum number of obstacles in the best distance and time. For this purpose, the equations of motion of the system are derived and a controller for command tracking is designed without obstacles based on sliding mode method. The simulation results of the controller performances are given in the paper. Following this trajectory planning for crossing the system from the obstacles in alternative positions is presented and the quadrotor with the designed control system is simulated using the designed trajectory. The preference of the proposed trajectory planning is that the system can cross the number of obstacles in alternative positions in minimum time and using fewer sensors. Because of the independently shape of designing method and alternative initial velocity, the proposed method is applicable for piecewise trajectories. As a result of considering the drag force, the proposed approach is more successful in the various problems.

1- مقدمه

می توان وسایل پرنده را در دسته بندی های مختلفی همچون هواپیما، هلی کوپتر، ریزپرنده، بالزن، بالن و کوادروتور تقسیم بندی کرد؛ یکی از وسایل عمود پروازی که امروزه مورد توجه قرار گرفته، ساختار کوادروتور است، این وسیله پرنده بدون سرنشین از 4 موتور بر روی دو محور عمود بر هم بهره می

گیرد. نیروی تراست و لیفت مورد نیاز از طریق انتقال نیروی موتور به ملخ ها به نحوی که دو ملخ در جهت ساعتگرد و دو ملخ دیگر در جهت پادساعتگرد عمل می کنند، تامین می شوند. تعادل، کنترل و پایداری با تغییر دور موتورها امکان پذیر است. از مزیت های این پرنده می توان از قابلیت مانورپذیری بالا، مدت زمان

Please cite this article using:

A. Khoshnood, F. Khajemohammadi, S. S. Zehtabchi, Trajectory and control design of a quadrotor for crossing obstacles using sliding mode method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 6, pp. 351-356, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

طور مستقیم و سرعت های زاویه ای به طور غیر مستقیم بهره برداری شده است.

در مرجع [8] از کنترل مود لغزشی برای کنترل کوادروتور در حضور اغتشاش باد استفاده کرده اند که کنترل کننده شامل دو حلقه کنترل داخلی و خارجی می باشد که کنترل داخلی برای حرکت چرخشی و زوایای اولیه کوادروتور و کنترل خارجی برای موقعیت و حرکت انتقالی می باشد.

3- استخراج معادلات حرکت کوادروتور

برای مساله کوادروتور، ابتدا دستگاه مختصات، زوایای اولیه، نیروها و گشتاورهای خارجی وارد بر کوادروتور بیان می شوند. در "شکل 1" دستگاه مختصات دکارتی انتخابی، زوایای اولیه و نیروهای برا به همراه سرعت های زاویه ای و گشتاورهای پسی وارد بر هر پروانه نشان داده شده است. علاوه بر این ها نیروی گرانش زمین نیز به کوادروتور وارد می شود. در ضمن اگر کوادروتور حرکت انتقالی داشته باشد، نیروی پسا در هر سه راستای طولی، عرضی و قائم به آن وارد می شود که برآیند آن در راستای حرکت کوادروتور می باشد که در شبیه سازی لحاظ کرده ایم. معادلات حاکم به ازای دوران

غلشی، چرخشی و گردشی به ترتیب به صورت زیر است [9]

$$I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\Psi(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + L(F_4 - F_2) \quad (1)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\theta}\Psi(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\dot{\phi}\Omega_r + L(F_1 - F_3) \quad (2)$$

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) - J_r\dot{\Omega}_r - D_1 + D_2 - D_3 + D_4 \quad (3)$$

$$m\ddot{x} = -C\dot{x}\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2} + (\cos\Psi \sin\theta \cos\varphi + \sin\Psi \sin\varphi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \quad (4)$$

$$m\ddot{y} = -C\dot{y}\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2} + (\sin\Psi \sin\theta \cos\varphi - \cos\Psi \sin\varphi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \quad (5)$$

$$m\ddot{z} = -C\dot{z}\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2} + mg - (\cos\Psi \cos\varphi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \quad (6)$$

در معادلات بالا F ، نیروهای حاصل از سرعت زاویه ای پره ها می باشند و φ و θ به ترتیب زوایای رول، پیچ و یاء هستند و x و y و z معرف حرکات انتقالی در 3 جهت می باشند.

4- شبیه سازی کنترلر کوادروتور بدون حضور مانع

روش کنترلی مورد استفاده کنترل مود لغزشی [10,11] می باشد. با توجه به این روش کنترلی، ابتدا به کنترل زوایای اولیه و ارتفاع خواهیم پرداخت و در نهایت کنترل موقعیت طولی و عرضی را نشان خواهیم داد، معادلات U_1 تا U_4 به ترتیب برای کنترلر ارتفاع و فی و پیچ و یاء می باشند و U_y و U_x کنترلر موقعیت طوای و عرضی را نشان می دهند.

$$U_2 = (-f_1 - a_1^2 e_1 - k_1 \text{sat}(s_1/\varphi) - k_2 s_1)/(\frac{L}{I_{xx}}) \quad (7)$$

$$U_3 = (-f_2 - a_2^2 e_3 - k_3 \text{sat}(s_2/\varphi) - k_4 s_2)/(\frac{L}{I_{yy}}) \quad (8)$$

$$U_4 = (-f_3 - a_3^2 e_5 - k_5 \text{sat}(s_3/\varphi) - k_6 s_3)/(\frac{1}{I_{zz}}) \quad (9)$$

$$U_1 = (-f_6 - a_6^2 e_{11} - k_{11} \text{sat}(s_4/\varphi) - k_{11} s_6)/(\frac{1}{m}(\cos x_5 \cos x_1)) \quad (10)$$

$$U_x = (-f_4 - a_4^2 e_7 - k_7 \text{sat}(s_4/\varphi) - k_8 s_4)/(\frac{1}{m}) \quad (11)$$

$$U_y = (-f_5 - a_5^2 e_9 - k_9 \text{sat}(s_5/\varphi) - k_{10} s_5)/(\frac{1}{m}) \quad (12)$$

معادلات بالا برای کنترلر موقعیت طولی و عرضی و زوایای اولیه و ارتفاع

کم یادگیری کنترل و هدایت خلبانی آن، سادگی در مرحله ساخت، هزینه تعمیر نگه داری پایین، صدای پایین پرند، حذف سیستم پشتیبانی حیات خلبان، کاهش وزن و توانایی پرواز در ارتفاع کم نامبرد. این ویژگی ها با توجه به کاربردهای نظامی، غیرنظامی و تجاری آن ها موجب جایگزینی هواپیماهای سرنشین دار در مأموریت های مختلف شده است که یک نمونه از آن طرح ها، مریخ پیما جهت شناسایی و نمونه برداری از سطح مریخ می باشد.

در این مقاله مسیر و کنترلی طراحی شده است که کوادروتور بتواند از موانع عبور کند که در بخش ابتدایی آن معادلات حرکت (چرخشی و انتقالی) یک کوادروتور شش درجه آزادی استخراج خواهد شد سپس با شبیه سازی کوادروتور مذکور بدون حضور موانع مسیر حرکت، تعادل، کنترل و پایداری آن مورد بررسی واقع می شود و در بخش بعدی مسیری طراحی خواهد شد که کوادروتور بتواند با پیاده سازی کنترلر طراحی شده به کمک مود لغزشی موانع بیشتری را با ابعاد و فواصل مختلف، در زمان کمتری به صورت ایمن عبور دهد.

نوآوری در این پژوهش به این گونه می باشد که مسیر و کنترلر با توجه به مقصد و موانع طراحی می شود و از مدل شکل خاصی که در پژوهش های گذشته انجام گرفته است تبعیت نمی کند از طرفی سرعت اولیه بصورت دلخواه بوده و این موضوع این امکان را ایجاد کرده در مسیرهای چند تکه به گونه ای که سرعت نهایی مسیر اولیه، به صورت سرعت اولیه مسیر بعدی لحاظ می گردد از نوآوری های دیگر این پژوهش می توان پوشش هر نوع و تعداد مانع بر سر مسیر و کاهش زمان مصرف شده برای طب مسیر در نظر گرفت که خود به نحوی باعث کاهش مصرف انرژی می گردد.

2- مروری بر کارهای انجام شده

در مراجع [1] پروژه ای را برای اجتناب از برخورد برای چند کوادروتور در حال پرواز همزمان انجام داده اند. آنها با در نظرگیری یک دایره مجازی با شعاع معین برای هر مانع یک ناحیه هشدار ایجاد کرده اند، این ناحیه هشدار به نحوی عمل می کند که به محض ورود عضو دیگر در این ناحیه اعلام خطر می کند و با بکارگیری روش غیرمتمرکز موجب اجتناب از برخورد نیز می شود

در مراجع [2,3] بررسی کلی ای روی کنترلرهای غیرخطی انجام شده است، کنترل مود لغزشی به عنوان یک کنترلر غیرخطی در این مراجع به تفضیل بیان گردیده است.

در مراجع [4,5] مسیری را به صورت لحظه ای و منحنی شکل برای گذر از مانع کوادروتور با توجه به موقعیت موانع، انتخاب و طراحی کرده اند. موانع در این مراجع ذکر شده دارای شرایط خاصی بوده به نحوی که کوادروتور لازم است برای گذر از آنها مسیری را به شکل مثلثی، مربعی و یا شکل های خاص دیگری طی کند. این مسیر طراحی شده به موجب اینکه از تابع شکلی خاصی تبعیت کرده است، محدودیت های مکانی، انرژی مصرفی و زمانی را ایجاد می کند.

در مرجع [6] پروژه گریز از موانع را برای یک کوادروتور هوشمند انجام داده اند. این کوادروتور از تعداد سنسورهای اولتراسونیک زیادی بهره برده است. بخشی از سنسورهای استفاده شده برای شناسایی مانع و بخشی برای گریز از مانع طراحی شده اند.

در مرجع [7] بر روی مدل سازی دینامیکی، شبیه سازی کنترل کوادروتور با استفاده از کنترل کننده های فیدبک خطی سازی و PID بر پایه داده های آزمایشگاهی تحقیقاتی انجام داده اند که از فیلتر کالمن برای تخمین زوایا به

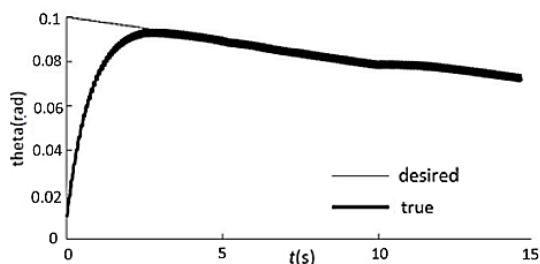


Fig. 4 True and desired pitch angle

شکل 4 نمودار زاویه فراز مطلوب و واقعی (θ) بر حسب زمان

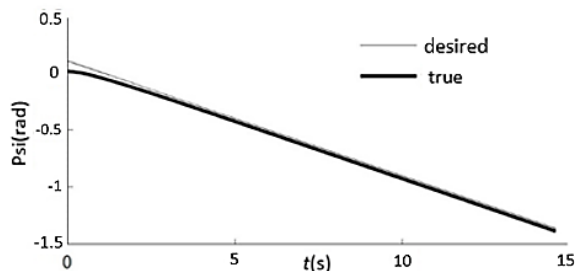


Fig 5. True and desired yaw angle

شکل 5 نمودار زاویه گردش مطلوب و واقعی (Ψ) بر حسب زمان

زمان به گونه‌ای تعریف می‌شود که روی خط واصل مبدا به مقصد باشد که به صورت رابطه زیر داده می‌شود.

$$x_d = x_0 + \frac{x_e - x_0}{\sqrt{(x_e - x_0)^2 + (y_e - y_0)^2}} V_d t$$

$$0 \leq t \leq t_f$$

$$y_d = y_0 + \frac{y_e - y_0}{\sqrt{(x_e - x_0)^2 + (y_e - y_0)^2}} V_d t$$

$$0 \leq t \leq t_f \quad (13)$$

که سرعت دلخواه می‌باشد و زمان لازم برای طی مسیر است که از رابطه

زیر محاسبه می‌شود

$$t_f = \frac{\sqrt{(x_e - x_0)^2 + (y_e - y_0)^2}}{V_d} \quad (14)$$

زمان لازم برای طی مسیر، 5.5 ثانیه به دست آمده است، بعد از طراحی مسیر بدون مانع در ادامه مسیری برای گذر از موانع با توجه به مسیر مطلوب طراحی کردم.

یک شعاع اطمینان برای هر یک از موانع منظور شده که همان دایره کوچکتر در درون مانع می‌باشد به طوری که خطاهای کنترلی باعث نشود که مسیر از موانع بگذرد. فرضیات در نظر گرفته شده به صورت زیر است.

1- مسیر اولیه به صورت افقی و خط راست است که یک مبدا معلوم را به یک مقصد معلوم وصل می‌کند.

2- مختصات موانع به صورت آنی دریافت می‌شوند.

3- کوادراتور زمانی مانع را می‌بیند که فاصله آن تا مانع مقدار معلوم e_p باشد.

4- موانع ثابت هستند و دارای مختصات مراکز (x_{si}, y_{si}) هستند که اندیس i شماره مانع است.

5- موانع به صورت استوانه با شعاع معلوم r_{si} و در راستای قائم نامحدود می‌باشند.

6- موانع به اندازه کافی از هم دیگر و از مبدا و مقصد دور هستند (در صورتی که موانع نزدیک به هم و در حد چند سانتی متر باشند به مانع در نظر گرفته می‌شوند)

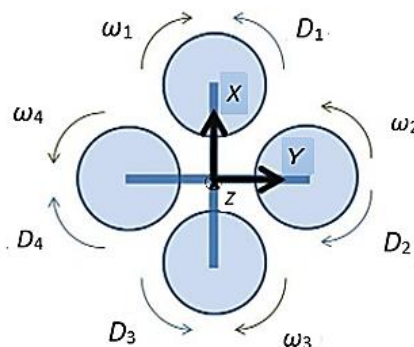
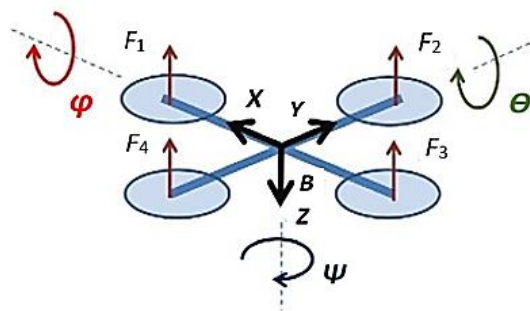


Fig. 1 Forces and momentums of quadrotor motion

شکل 1 نمایش نمادین نیروها و ممان ها و جهت حرکتی کوادروتور

می‌باشند "شکل 2 تا 6" به ترتیب عملکرد صحیح کنترلر و تمایل سریع آن به حالت ایده‌آل را نشان می‌دهد که خط مستقیم که به صورت خط چین نشان داده شده است، حالت ایده‌آل می‌باشد و نمودار منحنی، عملکرد کنترلر را در حالت شبیه‌سازی نشان داده که کوادروتور به سرعت به مسیر ایده‌آل متمایل شده و پایداری آن‌ها نیز حفظ خواهد شد.

5- الگوسازی و طراحی مسیر کوادروتور برای اجتناب از موانع

در ابتدا باید مسیر مطلوب را بیان کنیم که مسیر مطلوب به صورت تابعی از

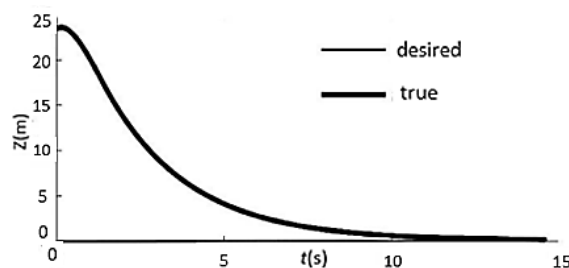
شکل 2 نمودار ارتفاع مطلوب و واقعی (z) بر حسب زمان

Fig. 2 True and desired height

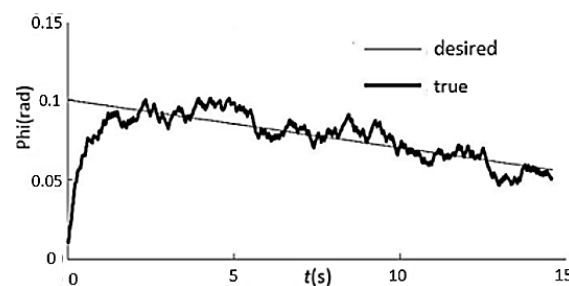


Fig. 3 True and desired bank angle

شکل 3 نمودار زاویه غلتش مطلوب و واقعی (ϕ) بر حسب زمان

زاویه β_p نامیده می‌شود، به این ترتیب زاویه بین مماس‌های $t_{s(1)}$ و $t_{s(2)}$ و بردار سرعت کوادراتور را بدست می‌آوریم. در نتیجه زاویه مطلوب حرکت کوادراتور برابر است با:

$$\begin{cases} \beta_{d(1)} & \beta_{p(1)} \leq \beta_{p(2)} \\ \beta_{d(2)} & \beta_{p(1)} > \beta_{p(2)} \end{cases} \quad (17)$$

لازم به ذکر است که در صورتی که هیچ کدام از موانع سه شرط موانع را نداشته باشند، زاویه مطلوب حرکت کوادراتور، زاویه برداری است که کوادراتور را به مقصد وصل می‌کند.

در مرحله هشتم: در این مرحله، مسیر مطلوب کوادراتور محاسبه می‌شود. در صورتی که هیچ کدام از موانع سه شرط موانع را نداشته باشند، معادله مسیر حرکت با توجه به اینکه جهت مطلوب کوادراتور را داریم. در نتیجه با در نظر گرفتن سرعت v_d برای محاسبه می‌شود، این روش را برای حرکت کوادروتور روش موقعیتی می‌نامیم.

$$\begin{cases} \dot{x}_d = v_d \cos(\beta_d) dt + x_p \\ \dot{y}_d = v_d \sin(\beta_d) dt + y_p \end{cases} \quad (18)$$

می‌توان مرحله‌ی 8 را به این صورت در نظر گرفت که در حالتی که هیچ کدام از موانع، سه شرط موانع را نداشته باشند، معادله‌ی مسیر حرکت با توجه به این که جهت مطلوب کوادروتور را داریم و در نتیجه با در نظر گرفتن سرعت v_d برای حرکت کوادروتور، معادله‌ی مسیر را با سرعت لحظه‌ای کوادروتور به صورت زیر به‌دست می‌آوریم، که این روش روش سرعتی می‌باشد.

$$\begin{cases} \dot{x}_d = V_d \cos(\beta_d) \\ \dot{y}_d = V_d \sin(\beta_d) \end{cases} \quad (19)$$

برای اتمام شبیه‌سازی (مرحله نهم) در این مرحله اتمام شبیه‌سازی تعیین می‌شود. با توجه به این که در حالت کلی کوادراتور هرگز دقیقاً به مقصد نمی‌رسد. لذا باید اتمام شبیه‌سازی به گونه دیگری تعیین شود. برای این منظور از نقطه مقصد خطی رسم می‌شود که بر پاره خط واصل مبدا به مقصد عمود است. اگر کوادراتور از این خط عبور کند یا به عبارتی دیگر در سویی از آن قرار بگیرد که مبدا در آن سو نیست متوقف می‌شود. تمامی این مراحل به همراه طراحی کنترلر مورد نظر به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزار متلب انجام شده است. (دوایر داخلی شعاع اطمینان هستند)

نتایج عبور از موانع در "شکل‌های 6 تا 11" نشان داده شده‌اند:

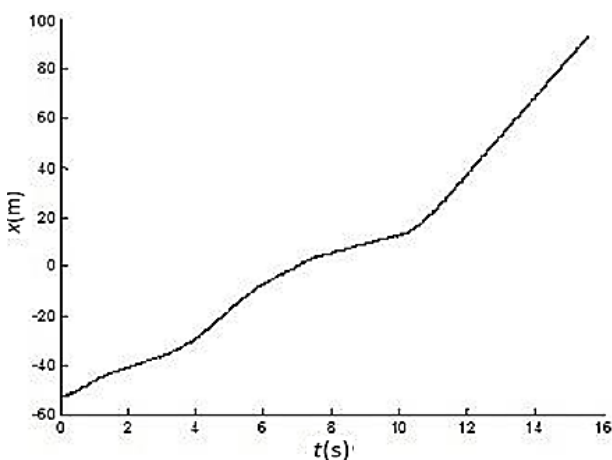


Fig. 6 True and desired longitudinal position in the presence of obstacles based on position method

شکل 6 نمودار موقعیت طولی مطلوب و واقعی (x) در حضور موانع برحسب زمان به روش موقعیتی

با این فرضیات، روش تعیین مسیر مطلوب طراحی شده است که در 9 مرحله انجام می‌شود که به‌طور خلاصه به بیان آن می‌پردازیم.

در مرحله اول در هر لحظه، فاصله مراکز موانع از کوادراتور محاسبه می‌شود و d_{si} نامیده می‌شود. در صورتی که $d_{si} \leq e_p + r_{si}$ باشد، یعنی کوادراتور مانع را می‌بیند. این شرط، شرط شماره 1 موانع نامیده می‌شود. (e_p فاصله کوادروتور تا محیط مانع و r_{si} شعاع مانع می‌باشد).

در مرحله دوم برداری به نام مسیر اولیه لحظه‌ای به این صورت تعریف می‌شود که در هر لحظه کوادراتور را به مقصد متصل خواهد کرد.

در مرحله سوم معادله خط مسیر اولیه لحظه‌ای با معادله دایره موانع برخورد داده می‌شود. اگر خط دایره را قطع کرد، یعنی موانع در امتداد مسیر اولیه لحظه‌ای‌اند. اگر دستگاه معادلات بالا دارای دو ریشه حقیقی باشد، یعنی موانع در امتداد مسیر اولیه لحظه‌ای‌اند. این مجموعه جواب، $(y_{si(1)}, x_{si(1)})$ و $(y_{si(2)}, x_{si(2)})$ نامیده می‌شوند. شرط وجود دو ریشه حقیقی $(y_{si(1)}, x_{si(1)})$ و $(y_{si(2)}, x_{si(2)})$ شرط شماره 2 موانع نامیده می‌شود.

در مرحله چهارم اگر موانعی که شرط شماره 2 موانع را دارند و مجموعه جواب این شرط روی پاره خط مسیر اولیه لحظه‌ای باشد، یعنی این موانع در مسیر حرکت کوادراتور قرار دارند. برای این موضوع کافی است طول پاره خطی که مقصد (y_e, x_e) را به $(y_{si(1)}, x_{si(1)})$ و $(y_{si(2)}, x_{si(2)})$ وصل می‌کند. از طول پاره خط مسیر اولیه لحظه‌ای کوتاه‌تر باشد، شرط بالا، [1] شرط شماره 3 نامیده می‌شود.

در مرحله پنجم موانعی که شروط 1 تا 3 موانع را دارد. و نسبت به سایر موانع به کوادراتور نزدیک‌تر است یا به عبارتی $(d_{si} - r_{si})$ کمتری دارد، مانع بحرانی نامیده می‌شود. این مانع در اولویت برای دور زدن قرار دارد. اندیس این مانع، h نامیده می‌شود.

در مرحله ششم در این مرحله ناحیه هشدار که مانع بحرانی برای کوادراتور ایجاد کرده است، تعیین می‌شود. این ناحیه مابین دو مماسی است که از کوادراتور بر موانع بحرانی رسم می‌شود. این دو مماس $t_{s(1)}$ و $t_{s(2)}$ نامیده می‌شوند. برای تعیین این ناحیه، زاویه‌ای که بردار واصل کوادراتور به مرکز مانع بحرانی با دو مماس $t_{s(1)}$ و $t_{s(2)}$ می‌سازد، تعریف می‌شود. این زاویه β_s نامیده می‌شود

همچنین بایستی زاویه بردار واصل کوادراتور به مرکز مانع بحرانی نسبت به دستگاه مختصات مرجع محاسبه شود. این زاویه β_{sp} نامیده می‌شود.

بنابراین ناحیه هشدار به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\beta_{sp} - \beta_s < \beta < \beta_{sp} + \beta_s \quad (15)$$

در مرحله هفتم در این مرحله جهت مسیر کوادراتور برای خروج از ناحیه هشدار و دور زدن مانع تعیین می‌شود. از آنجا که ما علاقه‌مندیم کوادراتور کمترین انحراف را نسبت به مسیر منتهی به مقصد داشته باشد، لذا یکی از دو مماس $t_{s(1)}$ و $t_{s(2)}$ به عنوان مسیر مطلوب انتخاب می‌شود. زاویه دو مماس $t_{s(1)}$ و $t_{s(2)}$ نسبت به دستگاه مختصات مرجع $\beta_{d(1)}$ و $\beta_{d(2)}$ نامیده می‌شوند. این زوایا به صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\begin{cases} \beta_{d(1)} = \beta_{sp} - \beta_s \\ \beta_{d(2)} = \beta_{sp} + \beta_s \end{cases} \quad (16)$$

از آنجا که ما علاقه‌مندیم تغییر مسیر کوادراتور با کمترین انحراف نسبت به سرعت خود همراه باشد، لذا آن مماسی که زاویه کوچکتری با زاویه بردار سرعت کوادراتور می‌سازد، انتخاب می‌شود. بنابراین بایستی ابتدا زاویه بردار سرعت کوادراتور نسبت به دستگاه مختصات مرجع محاسبه شود. این

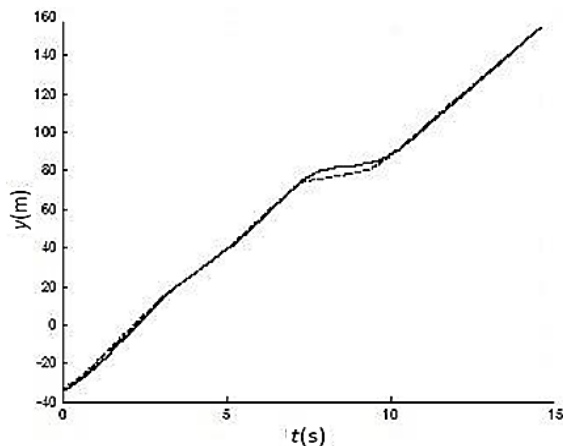


Fig. 10 True and desired lateral position in the presence of obstacles based on velocity method

شکل 10 نمودار موقعیت عرضی مطلوب و واقعی (y) در حضور مانع برحسب زمان به روش سرعتی

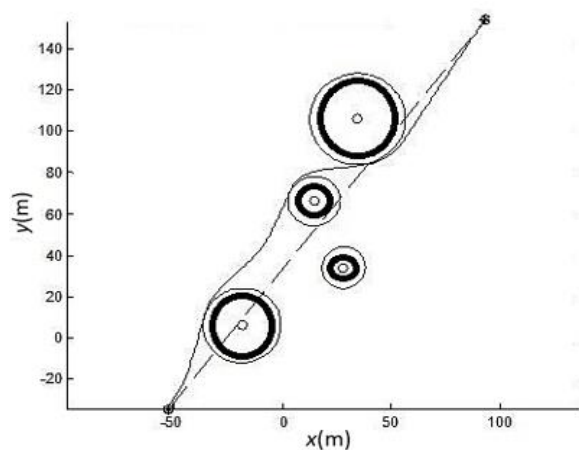


Fig. 11 Quad rotor trajectory in the presence of obstacles

شکل 11 مسیر کوادروتور در حضور مانع

6- نتیجه گیری

در این پژوهش مسیر و کنترلی بر پایه کنترل مود لغزشی برای یک کوادروتور که به صورت شش درجه آزادی شبیه سازی شده، طراحی گردیده است. این امر به گونه ای می باشد که کوادروتور بتواند موانع بصورت ایمن، سریع و با صرف انرژی کمتر عبور کند.

مسیر کنترلر طراحی شده برای گذر از موانع این مقاله، از روند شکلی خاصی تبعیت نمی کند و مسیر را به صورت لحظه ای و منحنی شکل با توجه به موقعیت موانع انتخاب می کند که این ویژگی باعث می شود بتواند تعداد موانع بیشتری با ابعاد و فواصل مختلف در زمان عبور دهد.

در این مقاله سرعت اولیه به صورت دلخواه انتخاب شده است که این امر موجب شده تا بتوان از این روش برای مسیرهای چند تکه نیز استفاده کرد، به نحوی که سرعت نهایی در مرحله ای ابتدایی می تواند سرعت اولیه برای مرحله بعد باشد به همین ترتیب مسیرهای پیچیده را با تقسیم کردن به چند مسیر می تواند طی کند.

در نظر گرفتن درگ کلی کوادروتور، برای کنترل و عبور دادن از موانع، نتایج به دست آمده را به حالت واقعی نزدیک تر می کند و همچنین باعث جلوگیری از ایجاد شتاب مثبت و افزایش ارتفاع در محور z، در حالت

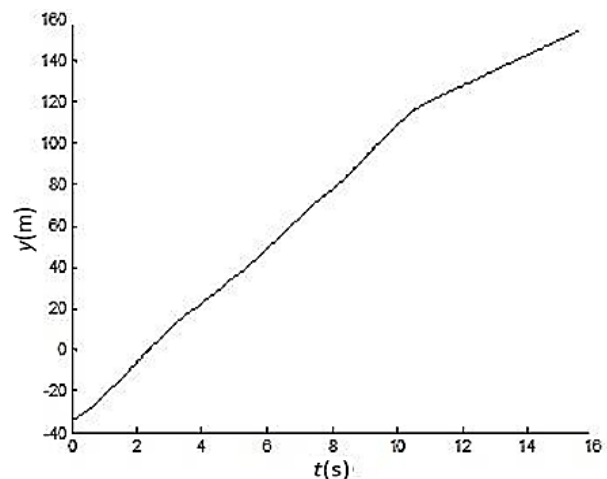


Fig.7 True and desired lateral position in the presence of obstacles based on position method

شکل 7 نمودار موقعیت عرضی مطلوب و واقعی (y) در حضور مانع برحسب زمان به روش موقعیتی

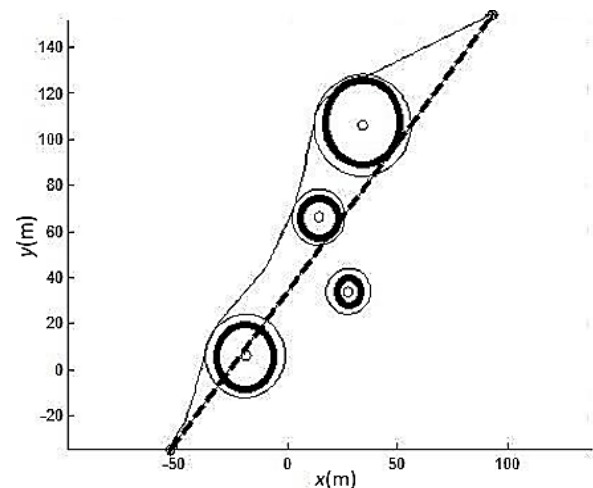


Fig. 8 Quadrotor trajectory in the presence of obstacles

شکل 8 مسیر کوادروتور در حضور مانع به روش موقعیتی

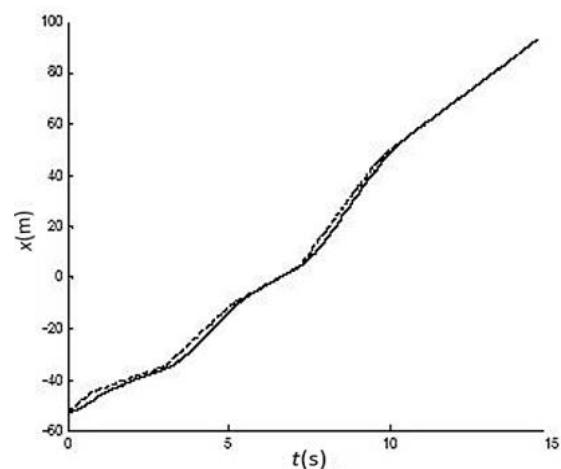


Fig. 9 True and desired longitudinal position in the presence of obstacles based on velocity method

شکل 9 نمودار موقعیت طولی مطلوب و واقعی (x) در حضور مانع برحسب زمان به روش سرعتی

- [4] M. Becker, V. dePerrot, R. Siegwart, Toward Obstacle Avoidance On Quadrotors, Vol. 34, No. 3, PP. 1-12, 2012.
- [5] B. Sampaio, R. Control, S. Bouabdallah, M. Becker, V. Perrot, R. Siegwart, In flight Collision Avoidance for a Mini-UAV Robot Based on Onboard Sensors, Vol. 36, No. 3, PP.2-14, 2007.
- [6] N. Gageik, T. Muller, S. Montenergo, "Obstacle Detection And Collision Avoidance Using Ultrasonic Distance Sensore For An Autonomous Quadrocopter", University of Wurzburg, Aerospace information Technology (germany) Wurzburg, PP.3-23, September 2012.
- [7] M. Nourimotlagh, P. Safarpour, M. Pourgholi, Dynamic Modeling, Simulation and Using Feedback Linearization and PID Controller based on MEMS sensors Experimental Data, *Modares Mechanical Engineering*, PP. 2-11, 2016, (in persian فارسی)
- [8] A. Mattahedi, A. Akbarzadeh Kalat, adaptive robust sliding mode control of quadrotor in the presence of wind, *Modares Mechanical Engineering*, pp. 1-6, 2016. (in persian فارسی)
- [9] S. Bouabdallah, Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying, University Lausanne, EPFL university, PP. 21-198, 2007.
- [10] C. Edwards, E. Fossas Colet, L. Fridman, *Advances in Variable Structure and Sliding Mode Control*, Springer, 2006, pp. 24-93.
- [11] A. T. Azar, Q. Zhu, *Adanced and Applications in Sliding Mode Control System*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, pp. 15-64 2015.

شبیه‌سازی شده و مارا به عملکرد منطقی نزدیک‌تر خواهد کرد.

برای شبیه‌سازی مسیر حرکت در مرحله‌ی هشتم از دو روش استفاده شده که باعث کاهش هزینه‌ی زمانی شده و همین‌طور موانع را با فواصل کمتری نیز عبور خواهد داد که می‌دانیم کاهش زمان پروازی همان بهینگی در مداومت پروازی است که در کوادروتورها بسیار مهم می‌باشد. طراحی مسیر به گونه‌ای است که کمترین انحراف نسبت به موانع و مسیر حرکت را دارا می‌باشد که در نتیجه آن در زمان کوتاهی می‌تواند موانع را عبور دهد.

7- مراجع

- [1] B. Yun, B. M. Chen, K. Y. Lum, T. H. Lee, "A leader-follower formation flight control for UAV helicopters", *IEEE International Conference on Automation and Logistics (ICAL)*, 2008, pp. 39-44.
- [2] J. Jacques, E. Slotine, L. Weiing, *Applied Nonlinear Control*, 1991 pp. 35-78.
- [3] S. Sadtry, "Nonlinear System", springer: Velag New York, 1999, pp. 13-23.