



Formation Control and Path Tracking for a Group of Quadrotors to Carry Out a Suspended Load

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Mohammadi A.¹ MSc,
Abbasi E.¹ MSc,
Ghayour M.*¹ PhD,
Danesh M.¹ PhD

How to cite this article

Mohammadi A, Abbasi E, Ghayour M, Danesh M. Formation Control and Path Tracking for a Group of Quadrotors to Carry Out a Suspended Load. Modares Mechanical Engineering. 2019;19(4):887-899.

ABSTRACT

In this research, the objective is using 4 quadrotors in a group to carry out a certain weighted load. The load is connected by cables to each quadrotor. The equations of motion of the quadrotors are considered completely and without simplification. Unlike other researches, to express the relationship between the load and the quadrotors, the ropes are considered as springs, so they are pulled out and retracted during the mission. Formation control design and path tracking by the group is done by using feedback linearization control. Control protocol design is presented in two structure, centralized, and decentralized. Unlike other papers, in decentralized structure, there is no information communication between the agents to reduce the communication costs. The mission of the group is defined as the quadrotors first pick off the load from the ground and, then, track the desired path to reach the target point. When the load reaches the target point, the quadrotors should put the load on the ground and, then, land themselves. Cutting the cable of one of the quadrotors is applied to the system as a fault and in addition to providing a method to detect its occurrence, the performance of the centralized controller is checked in this situation.

Keywords Quadrotor; Load Transfer; Centralized Control; Decentralized Control; Fault Occurrence

¹Mechanical Engineering Department, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Department, Isfahan University of Technology, Isfahan, Iran. Postal Code: 8415683111
Phone: +98 (31) 33915247
Fax: +98 (31)33915247
ghayour@cc.iut.ac.ir

Article History

Received: May 18, 2018
Accepted: November 19, 2018
ePublished: April 06, 2019

CITATION LINKS

[1] Modeling and nonlinear tracking control of a novel multi-rotor UAV [2] Modeling and robust trajectory tracking control for a novel six-rotor unmanned aerial vehicle [3] PID controller applied to hexacopter flight [4] Modeling and stabilization of a multi-rotor helicopter [5] Dynamics, control and planning for cooperative manipulation of payloads suspended by cables from multiple quadrotor robots [6] Geometric control of multiple quadrotors transporting a rigid-body load [7] Cooperative quadrotors carrying a suspended load [8] Cooperative load transport with movable load center of mass using multiple quadrotor UAVs [9] A neural network approach to a cooperative balancing problem in quadrotor-unmanned aerial vehicles (QUAVs) [10] Adaptive configuration control of multiple UAVs [11] Trajectory tracking for a group of mini rotorcraft flying in formation [12] Model predictive control for a multi-body slung-load system [13] Dynamic collaboration without communication: Vision-based cable-suspended load transport with two quadrotors [14] Constraint-based cooperative control of multiple aerial manipulators for handling an unknown payload [15] Geometric control of quadrotor UAVs transporting a cable-suspended rigid body [16] Cooperative impedance control for multiple UAVs with a robotic arm. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 28 September-2 October, 2015, Hamburg, Germany [17] Dynamics and control of a quadrotor with a payload suspended through an elastic cable [18] Virtual Leader-Follower Formation Control of Multi Quadrotors by using Feedback Linearization Controller

کنترل آرایش و ردیابی مسیر گروهی از کوادروتورها برای حمل بار آویزان

علی محمدی MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

احسان عباسی MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

مصطفی غیور* PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

محمد دانش PhD

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

چکیده

در این تحقیق تلاش شده است تا از چهار کوادروتور به صورت یک گروه برای حمل بار با وزن مشخصی استفاده شود. بار به وسیله طناب به هر یک از کوادروتورها متصل است. معادلات دینامیکی کوادروتورها، به صورت کامل و بدون ساده سازی در نظر گرفته شده اند. بر خلاف دیگر مقالات برای بیان ارتباط بین بار و کوادروتورها، طنابها به صورت فتر لحاظ شده و لذا کشیده و جمع شدن آنها در طول ماموریت در نظر گرفته می شود. طراحی پروتکل کنترلی برای کنترل آرایش و همچنین ردیابی مسیر توسط گروه به وسیله الگوریتم کنترلی خطی ساز پس خورد انجام می شود. طراحی پروتکل کنترلی هم به صورت ساختار متمرکز و هم به صورت ساختار غیرمتمرکز ارائه می شود. بر خلاف تحقیقات قبلی در ساختار غیرمتمرکز تبادل اطلاعاتی بین عاملها انجام نمی شود تا هزینه ارتباطی بسیار کاهش یابد. ماموریت تیم به این صورت تعریف می شود که کوادروتورها ابتدا بار را از سطح زمین جدا کرده و سپس مسیر مطلوب تا رسیدن به نقطه هدف را طی می کنند. با رسیدن بار به نقطه هدف، کوادروتورها می بایست بار را روی زمین قرار داده و خود نیز فرود بیابند. جداسدن طناب یکی از کوادروتورها به عنوان عیب به سیستم اعمال می شود. علاوه بر ارائه روشی برای تشخیص وقوع عیب، عملکرد کنترل کننده متمرکز در این حالت بررسی می شود.

کلیدواژه‌ها: کوادروتور، حمل بار، کنترل متمرکز، کنترل غیرمتمرکز، وقوع عیب

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۲۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۸/۲۸

*نویسنده مسئول: ghayour@cc.uit.ac.ir

۱- مقدمه

انتقال اجسام توسط روباتها، موضوع مهم و رایج در علم روباتیک روز محسوب می شود. روباتهای زمینی قادر به انتقال بارهای سنگین هستند، ولی در محیطهای ناهموار و صعب العبور، انتقال اجسام توسط روباتهای زمینی با مشکل روبه رو است، لذا استفاده از روباتهای هوایی به جای زمینی می تواند مناسب باشد. از طرفی استفاده از روباتهای هوایی، محدودیت هایی از قبیل ظرفیت حمل بار پرنده را در پی دارد. برای افزایش ظرفیت حمل بار، باید اندازه پرنده را بزرگ تر در نظر گرفت. افزودن یک روتور به مرکز کوادروتور، کاری است که توفیق و همکاران^[1] برای بهبود بار مفید و افزایش مقاومت پرنده در برابر بادهای جانبی انجام داده اند. *یانگ* و همکاران^[2] به جای چهار روتور، از شش روتور به صورت متقارن و *لایمو* و همکاران^[3] و *سامانو* و همکاران^[4] از هشت روتور استفاده کرده اند. عیب این ساختارها این است که علاوه بر افزایش وزن پرنده، باعث پیچیدگی فرآیند کنترل آن نیز می شود. اما این وسایل هوایی تنها می توانند تا اندازه مشخصی بزرگ در نظر گرفته شوند و بزرگ تر از آن مناسب نیست. همچنین پرنده های کوچک تر، چابک و سریع تر هستند. بنابراین استفاده از چند پرنده کوچک، برای حمل بار به نسبت سنگین پیشنهاد می شود. در این حالت چالش پیش رو، نحوه اتصال بار به پرنده ها است، چرا که دینامیک سیستم در حالت اتصال بار و روباتها پیچیده می شود. استفاده از کابل

به جای میله صلب برای اتصال، به طور چشمگیری کویلینگ و جفت شدگی دینامیک بار و پرنده را کاهش می دهد، لذا استفاده از کابل به جای بازوی صلب می تواند یک پیشنهاد مناسب باشد.

کنترل روباتهای یک تیم، می تواند به صورت متمرکز یا غیرمتمرکز باشد. کنترل متمرکز از یک عامل (یا ایستگاه) واحد استفاده می کند که این عامل، اهداف عوامل دیگر را بر مبنای حالات همه اعضای گروه تعیین می کند. این ساختار می تواند در مواقعی که برای کنترل یک گروه کوچک از روباتها مورد استفاده قرار گیرد، بسیار کارآمد و البته ارزان باشد. این روش می تواند مفید باشد، اما به تبادل اطلاعاتی گسترده ای نیازمند است. در مقابل یک طراحی کنترلی غیرمتمرکز، به تبادل اطلاعات محلی بین عواملی که برای رسیدن به یک هدف کلی همکاری می کنند، نیازمند بوده، ولی در این تحقیق برای کاهش هزینه ها از این تبادل اطلاعات صرف نظر شده است و تلاش می شود در حالت کنترل غیرمتمرکز، پرنده ها بدون ارتباط با یکدیگر، ماموریت را به انجام برسانند. در نتیجه، طراحی و آنالیز سیستم های کنترلی غیرمتمرکز نسبت به متمرکز، چالش بیشتری دارد. هر چند در کنترل متمرکز به دلیل ارتباط بین عوامل، کنترل تیم و در نتیجه کیفیت انجام ماموریت بهتر است، اما وجود این ارتباطات صریح و روشن بین عوامل، نقطه ضعفی در الگوریتم های متمرکز به حساب می آید، چرا که تاخیر در این ارتباطات، می تواند کیفیت انجام ماموریت را کاهش دهد یا حتی موجب ناپایداری کنترل کننده شود. در پژوهش هایی^[5,6] مثال هایی از حمل بار توسط کابل و پرنده ها آورده شده و همه این مثالها بر پایه کنترل متمرکز بوده است.

پیزتا و همکاران^[7] برای حمل بار از دو کوادروتور استفاده کرده اند. آنها یک کنترل کننده غیرخطی بر پایه مود لغزشی پیشنهاد کرده اند تا مجموعه پرنده ها مسیر مشخصی را طی و به موقعیت مناسب برسند. البته در این مقاله، حرکت پهپادها در صفحه در نظر گرفته شده و حرکت فضایی آنها بررسی نشده است. *صالح زاده مقدم* و همکاران^[8] برای حمل بار از چهار پهپاد استفاده کرده اند و برای کنترل مجموعه، از ساختار کنترلی رهبر- پیرو بهره بردند. آنها در تحقیق خود، شتاب بار را همواره به صورت میانگین شتاب کوادروتورها در نظر گرفته اند. *فالدن* و همکاران^[9] برای هدایت و کنترل چهار پهپاد خود برای انجام هدفی خاص، از شبکه عصبی استفاده کرده اند. خروجی کنترل کننده سرعت روتورهای هر پرنده است که بعد از آموزش شبکه عصبی مشاهده می شود که مجموعه عملکرد مناسبی را برای رسیدن به هدف از خود نشان داده است. *دایک* و همکاران^[10] کنترل کننده تطبیقی را برای برطرف کردن نامعینی های مجموعه کوادروتور خود پیشنهاد دادند. *گوئررو* و همکاران^[11] برای کنترل مجموعه کوادروتور خود از دو حلقه کنترلی استفاده کردند. حلقه اول، پایداری هر یک از پرنده ها را براساس تئوری لیاپانوف تضمین می کند و دیگری کمک می کند تا مجموعه مسیر مشخصی را طی کند و به نقطه مورد نظر برسد. در پژوهشی^[12] برای شبیه سازی مجموعه کوادروتور و بار آویزان، از معادلات آدوادی- کالابا استفاده شده است. آنها فرض کرده اند، همواره طنابهای واصل بین بار و کوادروتورها در حال کشش است و بر این اساس، مجموعه کوادروتورها و بار را شبیه سازی کرده اند. *گسنر* و همکاران^[13] از دو کوادروتور برای حمل بار استفاده کرده اند. آنها بار را به صورت یک آونگ وصل شده به پهپاد در نظر گرفته اند و فاصله بار با پرنده ها را همواره ثابت فرض کرده اند. *لی* و *کیم*^[14] از دو کوادروتور برای حمل یک میله استفاده کرده اند. آنها از کنترل کننده تطبیقی بر پایه مود لغزشی استفاده کرده، اما به جای

پهپاد را در دستگاه مختصات بدنه بیان می‌کند. همچنین ϕ , θ و ψ زوایای اویلر کوادروتور هستند. مقدار گشتاور ناشی از مقاومت هوا که هر موتور به بدنه پرنده اعمال می‌کند (D_i) و مقدار نیروی برای هر موتور که به پرنده وارد می‌شود (T_i) از رابطه ۱ به دست می‌آید. در این روابط، ω_i سرعت چرخش موتور i ام است [18].

$$\begin{aligned} D_i &= \frac{1}{2} \rho C_d \omega_i^2 = d \omega_i^2 \\ T_i &= \frac{1}{2} \rho C_T \omega_i^2 = b \omega_i^2 \end{aligned} \quad (1)$$

چهار سرعت چرخشی ω_i مربوط به موتورها، ورودی‌های واقعی به سیستم هستند، اما در ارتباط با نوع مدل کردن در این تحقیق بهتر بوده تا ورودی‌های دیگری در نظر گرفته شود که به صورت رابطه ۲ است.

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 &= bL(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ U_3 &= bL(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ U_4 &= d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{aligned} \quad (2)$$

با توجه به ورودی‌های بالا و همچنین ارجاع به یک منبع [18]، معادلات دینامیک یک کوادروتور به صورت روابط ۳-۵ است.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{U_1}{m} + \frac{d_1}{m} \\ \ddot{y} &= (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{U_1}{m} + \frac{d_2}{m} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) \frac{U_1}{m} - g + \frac{d_3}{m}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{U_2}{I_x} - \frac{I_R}{I_x} (gu)q + qr \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) \\ \dot{q} &= \frac{U_3}{I_y} + \frac{I_R}{I_y} (gu)p + pr \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) \\ \dot{r} &= \frac{U_4}{I_z} + pq \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + (\sin \phi \tan \theta)q + (\cos \phi \tan \theta)r \\ \dot{\theta} &= (\cos \phi)q - (\sin \phi)r \\ \dot{\psi} &= \left(\frac{\sin \phi}{\cos \theta} \right)q + \left(\frac{\cos \phi}{\cos \theta} \right)r \end{aligned} \quad (5)$$

که در رابطه ۳، $\{d_1, d_2, d_3\}^T$ نیروی وارد شده از طناب به هر کوادروتور است که در ادامه محاسبه می‌شود. g شتاب گرانش و m جرم پرنده است. همچنین gu در رابطه ۴ به صورت $gu = (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4)$ است

۲-۲- تأثیر وجود بار بر دینامیک کوادروتورها

در شبیه‌سازی باید ارتباط بین بار و کوادروتورها و همچنین نیرویی که (از طریق کابل واصل بین بار و پرنده) به یکدیگر اعمال می‌کنند، مشخص شود. برای این منظور، کابل واصل به صورت فنر خطی یک طرفه (فقط کشش را تحمل می‌کند و در حالت فشار نیرویی تولید نمی‌کند) بدون جرم، با ضریب ثابت (K) و طول آزاد (l_0) در نظر گرفته می‌شود. بنابراین زمانی که فاصله بین بار و پرنده بیشتر از طول آزاد طناب باشد (طناب کشیده شده باشد)، نیرویی متناسب با این تغییر طول به بار و پرنده وارد می‌شود و در صورتی که این فاصله کمتر از طول آزاد طناب باشد، نیرویی به بار و پرنده اعمال نخواهد شد. در رابطه ۶، d_i و F_i به ترتیب فاصله و نیروی بین بار و کوادروتور i ام است.

استفاده از طناب، از بازوی فلزی صلب برای اتصال بار و کوادروتورها بهره برده‌اند. لی [15] نیز از اتصال صلب استفاده کرده است. کاکاول و همکاران [16] به جای طناب، از بازوی مکانیکی برای حمل بار توسط مجموعه کوادروتور خود بهره برده‌اند. این کار، باعث کویلینگ دینامیک بار و پرنده می‌شود که می‌تواند کنترل پرنده را با مشکلاتی مواجه کند.

در تمامی تحقیقات فوق برای اتصال بار و کوادروتورها، یا از میله صلب استفاده شده است یا چنانچه اتصال را با طناب شبیه‌سازی کرده باشند، همواره طناب‌ها را در حالت کشش فرض کرده و فاصله بار با کوادروتورها را ثابت در نظر گرفته‌اند. محققان [17] از یک کوادروتور برای حمل بار استفاده کرده و اتصال بار و پرنده‌ها را به صورت فنر و دمپر در نظر گرفته‌اند.

در این تحقیق تلاش می‌شود برای حمل باری با وزن معین از چهار کوادروتور که با طناب به آن وصل شده‌اند، استفاده شود. طناب‌ها به صورت فنر در نظر گرفته می‌شوند تا کشیده و جمع شدن آنها در طول ماموریت لحاظ شود و از جفت‌شدگی دینامیک بار و پرنده‌ها کاسته شود. در بخش دوم این پژوهش، معادلات دینامیک کوادروتور بدون ساده‌سازی، با استفاده از معادلات نیوتن- اویلر به دست آورده می‌شوند. کنترل آرایش و پرواز هماهنگ پرنده‌ها، موضوعی است که در بخش سوم بررسی می‌شود. برای این کار، از دو نوع ساختار کنترلی به نام‌های کنترل متمرکز و کنترل غیرمتمرکز استفاده می‌شود که جزئیات طراحی آنها در بخش سوم ارائه می‌شود. در این بخش برای کنترل موقعیت و وضعیت پرنده، کنترل‌کننده مناسب طراحی می‌شود. در بخش چهارم، جدا شدن طناب یکی از پرنده‌ها حین انجام ماموریت، مطرح و عملکرد کنترل‌کننده متمرکز در مواجهه با این عیب بررسی می‌شود. نتایج به دست آمده نیز در بخش پنجم (شبیه‌سازی) آورده شده است.

۲- دینامیک کوادروتور

۲-۱- معادلات حرکت کوادروتور

در این بخش با استفاده از فرضیات زیر و قانون دوم نیوتن، معادلات دینامیک مربوط به حرکت‌های خطی کوادروتور و همچنین با استفاده از فرمولاسیون اویلر- لاگرانژ، معادلات دینامیک مربوط به حرکت‌های دورانی کوادروتور، به طور مشابه با یک منبع [18] به دست می‌آید. با این تفاوت که فرض‌های ساده‌سازی که در آن مقاله به کار برده شده، در تحقیق حاضر استفاده نشده است. فرضیات در نظر گرفته شده در این تحقیق به شرح زیر است:

- ۱- سازه پرنده و ملخ‌ها، صلب در نظر گرفته شده است.
- ۲- سازه، متقارن فرض شده است.
- ۳- مبدأ دستگاه مختصات بدنی روی مرکز جرم پرنده فرض شده است.
- ۴- محورهای مختصات بدنی متصل به کوادروتور بر محورهای اصلی پرنده منطبق هستند. در این صورت ماتریس ممان اینرسی قطری می‌شود.
- ۵- نیروی برآ و گشتاور ناشی از مقاومت هوای هر موتور متناسب با مجذور سرعت چرخش آن در نظر گرفته شده است.
- ۶- طناب‌ها به صورت فنر خطی یک طرفه و بدون جرم در نظر گرفته شده‌اند. همچنین میزان تغییر طول هر کابل محدود فرض شده است.
- ۷- بار به صورت جرم نقطه‌ای در نظر گرفته شده است.

بردار $X^T = [x \ y \ z]$ موقعیت پرنده را در دستگاه اینرسی نشان می‌دهد و بردار $\Omega^T = [p \ q \ r]$ سرعت زاویه‌ای مطلق

این ساختار این است که چنانچه روبات رهبر نتواند به ماموریت ادامه دهد، سایر روبات‌ها نیز قادر به انجام ماموریت نخواهند بود. برای اجتناب از نقاط ضعف ساختار رهبر-پیرو، در این تحقیق برای کنترل آرایش گروه در حالت کنترل متمرکز، از ساختار مجازی استفاده می‌شود. در این ساختار، پهبادهای باید فاصله خود را با نقطه‌ای مجازی (مرکز گروه) در طول مسیر پرواز حفظ کنند. بنابراین مسیر مطلوب پرواز به مرکز گروه داده می‌شود و کوادروتورها نیز با حرکت مرکز گروه، حرکت می‌کنند.

در کنترل غیرمتمرکز، اعضای گروه فقط از موقعیت خود و بار مطلع هستند و بر خلاف کنترل متمرکز، عوامل یا یکدیگر ارتباط ندارند. لذا کنترل آرایش گروه در حالت غیرمتمرکز متفاوت خواهد بود. در این حالت هر یک از اعضای گروه (به‌طور مستقل از دیگر عوامل) تلاش می‌کنند تا دو شرط زیر را ارضا کنند:

۱- به سمت هدف حرکت کند.

۲- فاصله نسبی خود و بار را رعایت نماید.

برای ارضای شروط فوق، باید حرکت هر پرنده به‌طور مستقل از دیگر پرنده‌ها کنترل شود. در این قسمت الگوریتمی برای کنترل موقعیت و وضعیت کوادروتورها و همچنین پرواز هماهنگ آنها پیشنهاد می‌شود.

فرض شود تعداد N کوادروتور وجود دارد و هدف، کنترل پرواز هماهنگ و آرایشی این مجموعه چندعاملی است. کنترل موقعیت مکانی پرنده‌ها در جهت محورهای X و Y به‌صورت روابط ۹ و ۱۰ در نظر گرفته می‌شود.

$$u_{xi} = k_{px1i} \left(r_{1i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} (x_i - x_j) + r_{2i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} (\dot{x}_i - \dot{x}_j) \right) + k_{px2i} (x_0 + \Delta_{xi} - x_i) + k_{dxi} (\dot{x}_0 - \dot{x}_i) + \sum_{j \in N_i} a_{ij} (\ddot{x}_i - \ddot{x}_j) + \ddot{x}_0 \quad (9)$$

$$u_{yi} = k_{py1i} \left(r_{1i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} (y_i - y_j) + r_{2i} \sum_{j \in N_i} a_{ij} (\dot{y}_i - \dot{y}_j) \right) + k_{py2i} (y_0 + \Delta_{yi} - y_i) + k_{dyi} (\dot{y}_0 - \dot{y}_i) + \sum_{j \in N_i} a_{ij} (\ddot{y}_i - \ddot{y}_j) + \ddot{y}_0 \quad (10)$$

در این روابط k_{dxi} و k_{dxi} ، r_{1i} ، r_{2i} ، k_{px2i} ، k_{py2i} ، k_{axi} ، k_{ay1i} ، k_{ay2i} و k_{axi} ضرایب کنترل‌کننده هستند که در ادامه تعریف می‌شوند. برای اثبات صحت و پایداری کنترل‌کننده پیشنهاد شده، فرض شود بردار موقعیت کوادروتور \bar{A} در صفحه X - Y به‌صورت $X_i = \{x_i \ y_i\}^T$ تعریف می‌شود، در نتیجه، بردار موقعیت گروه به‌صورت رابطه ۱۱ است.

$$X = \{X_1^T \ X_2^T \ \dots \ X_N^T\}^T \quad (11)$$

همچنین بردار خطای موقعیت کوادروتور \bar{A} در صفحه X - Y به‌صورت $E_i = \{e_{xi} \ e_{yi}\}^T$ و بردار خطای موقعیت گروه به‌صورت

$$F_i = \begin{cases} 0 & di_i < l_0 \\ k(di_i - l_0) & di_i \geq l_0 \end{cases} \quad (6)$$

با توجه به نیروهای به‌دست‌آمده و اعمال قانون دوم نیوتن برای بار، شتاب بار به دست می‌آید و با دوبار انتگرال‌گیری از شتاب خطی، موقعیت بار به دست خواهد آمد. با داشتن موقعیت بار و کوادروتورها، کسینوس‌های هادی بردار بین بار و پرنده‌ها به‌صورت رابطه ۷ محاسبه می‌شود. بردار یک‌یکه بین بار و کوادروتور \bar{A} (ابتدای بردار در محل بار و انتهای آن در محل پرنده قرار دارد) با \vec{e}_i نشان داده می‌شود که $(\alpha_i, \beta_i, \gamma_i)$ به‌ترتیب زاویه این بردار با محورهای (x, y, z) دستگاه مختصات اینرسی است.

$$\vec{e}_i = (\cos \alpha_i, \cos \beta_i, \cos \gamma_i) \\ \cos(\alpha_i) = \frac{x_i - x_l}{\sqrt{(x_i - x_l)^2 + (y_i - y_l)^2 + (z_i - z_l)^2}} \\ \cos(\beta_i) = \frac{y_i - y_l}{\sqrt{(x_i - x_l)^2 + (y_i - y_l)^2 + (z_i - z_l)^2}} \\ \cos(\gamma_i) = \frac{z_i - z_l}{\sqrt{(x_i - x_l)^2 + (y_i - y_l)^2 + (z_i - z_l)^2}} \quad (7)$$

با داشتن اندازه و جهت نیروی هر طناب، شتاب خطی بار به‌صورت رابطه ۸ به دست می‌آید. در این رابطه جرم بار است.

$$\ddot{x}_l = \sum_{i=1}^4 F_i \frac{\cos(\alpha_i)}{m_l} \\ \ddot{y}_l = \sum_{i=1}^4 F_i \frac{\cos(\beta_i)}{m_l} \\ \ddot{z}_l = \sum_{i=1}^4 F_i \frac{\cos(\gamma_i)}{m_l} - g \quad (8)$$

۳- کنترل مجموعه کوادروتورها و پرواز هماهنگ آنها

با توجه به معادلات دینامیک کوادروتور که در روابط ۵-۳ بیان شد، سه حرکت خطی کوادروتور در راستای سه محور مختصات، به حرکات دورانی پرنده وابسته‌اند. همچنین از این معادلات استنباط می‌شود که متغیرهای حرکت زاویه‌ای به‌تنهایی قابل حل هستند (شامل متغیرهای حرکت خطی نیستند) و حرکات خطی روی حرکات چرخشی اثر نمی‌گذارند، در حالی که حرکات دورانی روی حرکات خطی اثرگذارند. لذا برای کنترل پرنده از دو حلقه کنترلی استفاده می‌شود. یکی حلقه خارجی، کنترل موقعیت مکانی پرنده و تعیین مقادیر مطلوب θ و ϕ را عهده‌دار است و دیگری، حلقه داخلی که وظیفه کنترل زوایای چرخشی پرنده و رساندن آنها به مقادیر مطلوب را داراست. حلقه خارجی براساس رابطه ۳ که مربوط به موقعیت مکانی است، طراحی می‌شود و حلقه خارجی سیستم به‌نحوی طراحی می‌شود که مقادیر مطلوب زوایای θ و ϕ با پس‌خورد زاویه ψ ، براساس خطای انحراف موقعیت مکانی پرنده از مسیر مطلوب تعیین شود.

۳-۱- کنترل موقعیت پرنده‌ها

برای پرواز هماهنگ چند پهباد، ساختارهای مختلفی ارائه شده که در بیشتر مقالات از سه معماری رهبر-پیرو، ساختار مجازی و ساختار رفتاری استفاده شده است. معماری رهبر-پیرو با وجود نقاط ضعف، به‌دلیل سادگی و قابل فهم‌بودن آن، ساختاری بوده که بیشترین پژوهش روی آن انجام شده است. یکی از نقاط ضعف

اگر ضرایب کنترل کننده به گونه‌ای انتخاب شوند که تمامی مقادیر ویژه ماتریس‌های $(K_D \otimes I_n)$ و $(K_P \otimes I_n)$ مثبت باشند، رابطه ۲۱ برقرار خواهد بود.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} E = 0 \rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} e_1 \& e_2 \& \dots \& e_N = 0 \quad (21)$$

بنابراین $\{e_{xi} \ e_{yi}\}^T$ در کوادروتور i ام به سمت صفر می‌رود. این بدان معنی است که کوادروتور i ام، مسیر مشخص شده توسط رهبر گروه را دنبال می‌کند، ضمن این که مساله اجماع در طول ماموریت توسط اعضای گروه برآورده می‌شود.

با حل رابطه ۲۰، رابطه ۲۲ حاصل می‌شود که در آن C_1 و C_2 پارامترهای ثابت و M_1 و M_2 به صورت رابطه ۲۳ هستند.

$$E(t) = C_1 e^{M_1 t} + C_2 e^{M_2 t} \quad (22)$$

$$M_1 = \frac{-(K_D \otimes I_n) - \sqrt{(K_D \otimes I_n)^2 - 4(K_P \otimes I_n)}}{2} \quad (23)$$

$$M_2 = \frac{-(K_D \otimes I_n) + \sqrt{(K_D \otimes I_n)^2 - 4(K_P \otimes I_n)}}{2}$$

همگرایی بردار خطای موقعیت گروه به صفر، به عبارت $C_2 e^{M_2 t}$ در رابطه ۲۲ بستگی دارد. برای همگرایی سرعت‌های عوامل به سرعت‌های مطلوب، ضرایب کنترل کننده باید به گونه‌ای انتخاب شوند که رابطه ۲۴ برقرار باشد.

$$\{\min(\lambda_i(K_D \otimes I_n))\}^2 - 4\{\max(\lambda_i(K_P \otimes I_n))\} > 0 \quad (24)$$

که λ_i مقادیر ویژه ماتریس‌ها است. نرخ همگرایی خطای موقعیت گروه به صفر، به صورت رابطه ۲۵ مشخص می‌شود.

$$\nu \leq \exp \left\{ \left(\frac{-\min(\lambda_i(K_D \otimes I_n))}{2} + \sqrt{\frac{\{\min(\lambda_i(K_D \otimes I_n))\}^2 - 4\{\max(\lambda_i(K_P \otimes I_n))\}}{2}} \right) t \right\} \quad (25)$$

که ν نرخ همگرایی خطا به صفر است. بنابراین با انتخاب مناسب ضرایب کنترل کننده، خطای موقعیت گروه به صفر می‌رسد. برای از بین بردن انحراف کوچک گروه از مسیر مطلوب مشخص شده، می‌توان یک عامل انتگرال گیر به کنترل کننده‌های ۹ و ۱۰ اضافه کرد. کوادروتور یک وسیله پرنده با ۶ درجه آزادی و تنها چهار ورودی کنترلی به شرح رابطه ۲ است. بنابراین کوادروتور یک سیستم کم‌عملگر است. از ورودی کنترلی U_1 برای کنترل ارتفاع هر پرنده استفاده می‌شود. ورودی‌های U_2 ، U_3 و U_4 نیز به ترتیب زوایای ϕ ، θ و ψ را کنترل می‌کنند و حرکت پرنده در صفحه $x-y$ نیز با کنترل این زوایا امکان پذیر می‌شود. با توجه به معادله سوم رابطه ۳، حرکت هر پرنده در راستای محور Z را می‌توان با رابطه ۲۶ نشان داد.

$$\ddot{z}_i = (\cos \phi_i \cos \theta_i) \frac{U_{1i}}{m} - g + \frac{d_{3i}}{m} \quad (26)$$

با استفاده از خطی‌سازی فیدبک، ورودی کنترلی (U_1) برای هر پرنده طبق رابطه ۲۷ محاسبه می‌شود.

$$U_{1i} = \frac{m}{\cos \phi_i \cos \theta_i} (g - \frac{d_{3i}}{m} + v_i) \quad (27)$$

با تعریف رابطه ۲۸ و با جای‌گذاری روابط ۲۷ و ۲۸ در رابطه ۲۶، رابطه ۲۹ به دست می‌آید.

رابطه ۱۲ است. هر جزء از بردار خطای موقعیت کوادروتور i ام نیز به صورت رابطه ۱۳ تعریف می‌شود.

$$E = \{E_1^T \ E_2^T \ \dots \ E_N^T\}^T \quad (12)$$

$$e_{xi} \cong \sum_{j \in N_i} a_{ij}(x_i - x_j) + g_i(x_0 + \Delta_{xi} - x_i) \quad (13)$$

که در این روابط g_i ارتباط بین هر پرنده و رهبر گروه را نشان می‌دهد. اگر کوادروتور i ام با رهبر ارتباط داشته باشد، $g_i = 1$ و در غیر این صورت $g_i = 0$ است. a_{ij} نیز ارتباط بین کوادروتور i و j را نشان می‌دهد. x_0 موقعیت رهبر و Δ_{xi} فاصله مطلوب کوادروتور i ام از رهبر گروه است (x_0 در کنترل متمرکز موقعیت رهبر و در کنترل غیرمتمرکز موقعیت مطلوب پرنده است). مشتقات زمانی خطای موقعیت کوادروتور i ام (رابطه ۱۳)، به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\dot{e}_{xi} = \sum_{j \in N_i} a_{ij}(\dot{x}_i - \dot{x}_j) + g_i(\dot{x}_0 - \dot{x}_i) \quad (14)$$

$$\ddot{e}_{xi} = \sum_{j \in N_i} a_{ij}(\ddot{x}_i - \ddot{x}_j) + g_i(\ddot{x}_0 - \ddot{x}_i)$$

چنانچه بردار خطای موقعیت گروه (رابطه ۱۲) بر حسب بردار موقعیت گروه بیان شود، رابطه ۱۵ حاصل می‌شود.

$$E = -(L \otimes I_n)X + (G \otimes I_n)(X_0 - X) \quad (15)$$

$$E = ((L + G) \otimes I_n)(X_0 - X)$$

که در آن L لاپلاسیان ماتریس گراف ارتباطات، \otimes ضرب کرونکر و G ماتریسی قطری با درایه‌های g_i است. در این تحقیق فرض می‌شود که تمامی کوادروتورها با رهبر ارتباط دارند، بنابراین $G = I_N$ است. n تعداد حالت‌های هر عامل در این حالت (نشان‌دهنده دو حالت X و γ هر پرنده) است و بردار X_0 مطابق با رابطه ۱۶ تعریف می‌شود.

$$X_0 = \{x_0 + \Delta_{1x} \ y_0 + \Delta_{1y} \ \dots \ x_0 + \Delta_{Nx} \ y_0 + \Delta_{Ny}\}^T$$

چنانچه ضرایب کنترل کننده به صورت $k_{px1i}r_{1i} = k_{px2i}$ و $k_{py1i}r_{1i} = k_{py2i} \cong k_{pi}$ در نظر گرفته شوند، ماتریس ضرایب کنترل کننده، مطابق با رابطه ۱۷ تعریف می‌شود.

$$K_P = \text{diag}\{k_{pi}\} \quad (17)$$

$$K_D = \text{diag}\{k_{di}\}$$

با جای‌گذاری روابط ۱۷-۱۵ در روابط ۹ و ۱۰، بردار کنترل موقعیت گروه در صفحه $x-y$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$U_X = (K_P \otimes I_n)E + (K_D \otimes I_n)\dot{E} + ((L + G) \otimes I_n)\ddot{X}_0 + (L \otimes I_n)\ddot{X} \quad (18)$$

$U_X = \{u_{x1} \ u_{y1} \ u_{x2} \ u_{y2} \ \dots \ u_{xN} \ u_{yN}\}^T$ اگر $U_X \cong \ddot{X}$ تعریف شود، با جای‌گذاری در رابطه ۱۸، رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$((L + G) \otimes I_n)(\ddot{X}_0 - \ddot{X}) = (K_P \otimes I_n)E + (K_D \otimes I_n)\dot{E} \quad (19)$$

با دوبار مشتق‌گیری بر حسب زمان از رابطه ۱۵، معادله $\ddot{E} = ((L + G) \otimes I_n)(\ddot{X}_0 - \ddot{X})$ به دست می‌آید که با جای‌گذاری آن در رابطه ۱۹، رابطه ۲۰ حاصل می‌شود.

$$\ddot{E} + (K_D \otimes I_n)\dot{E} + (K_P \otimes I_n)E = 0 \quad (20)$$

$$\varphi_{di} = \text{Arcsin} \left(\frac{d_{2i}}{U_{1i}} - \frac{A_i}{U_{1i}} \sin \beta_i \right) \quad (۳۵)$$

$$\theta_{di} = \text{Arcsin} \left(\frac{A_i \cos \beta_i}{U_{1i} \cos \varphi_{di}} - \frac{d_{1i}}{U_{1i} \cos \varphi_{di}} \right)$$

چنانچه U_{1i} از رابطه ۳۰ به دست آید و A_i به عنوان خروجی کنترل کننده موقعیت از معادلات ۹ و ۱۰ در نظر گرفته شود، مقادیر مطلوب زوایای φ و θ از رابطه ۳۵ به دست می آید.

۳-۲- کنترل زوایای اوایلر پرندهها

همان طور که گفته شد، حلقه داخلی کنترل، وظیفه رساندن زوایا به مقدار مطلوب را دارد. برای طراحی کنترل کننده زوایا در این تحقیق فرض می شود که زوایای φ و θ در رابطه ۵ کوچک هستند و از عبارت شامل I_R در رابطه ۴ صرف نظر می شود. با این فرضیات، رابطه زیر از روابط ۴ و ۵ حاصل می شود.

$$\ddot{\varphi}_i = \frac{U_{2i}}{I_{xi}} + \dot{\theta}_i \dot{\psi}_i \left(\frac{I_{yi} - I_{zi}}{I_{xi}} \right)$$

$$\ddot{\theta}_i = \frac{U_{3i}}{I_{yi}} + \dot{\varphi}_i \dot{\psi}_i \left(\frac{I_{zi} - I_{xi}}{I_{yi}} \right) \quad (۳۶)$$

با در نظر گرفتن $\eta_i = \{\eta_{1i} \ \eta_{2i} \ \eta_{3i}\}^T = \{\varphi_i \ \theta_i \ \psi_i\}^T$ به عنوان حالت های کوادروتور i ام در حلقه کنترل زوایا، می توان رابطه ۳۶ را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{\eta}_i = f(\eta_i) + s(\eta_i)U_i \quad (۳۷)$$

همچنین با در نظر گرفتن $H = \{\eta_1 \ \eta_2 \ \dots \ \eta_N\}^T$ به عنوان بردار حالت های گروه، رابطه ۳۸ حاصل می شود.

$$\ddot{H} = F(\dot{H}) + S(H)U \quad (۳۸)$$

که در آن $F(\dot{H})$ یک بردار $N \times 3$ به صورت $\{f(\dot{\eta}_1) \ f(\dot{\eta}_2) \ \dots \ f(\dot{\eta}_N)\}^T$ و $S(H)$ یک ماتریس $3N \times 3N$ بوده که از ماتریس های $s(\eta_i)$ که به صورت زیر است، ساخته می شود.

$$s(\eta_i) = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xi}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yi}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zi}} \end{bmatrix} \quad (۳۹)$$

در این تحقیق برای کنترل زوایا از خطی سازی فیدبک استفاده می شود. بنابراین بردار ورودی U (شامل U_2, U_3, U_4 هر پرنده) در رابطه ۳۸ به صورت رابطه ۴۰ در نظر گرفته می شود.

$$U = \{S(H)\}^{-1} \times (-F(\dot{H}) + V) \quad (۴۰)$$

با جای گذاری رابطه ۴۰ در ۳۸، رابطه ۴۱ به دست می آید.

$$\ddot{H} = V \quad (۴۱)$$

حالت های مطلوب هر پرنده به صورت $\eta_{di} = \{\varphi_{di} \ \theta_{di} \ \psi_{di}\}^T$ در نظر گرفته می شود. بنابراین بردار حالت های مطلوب گروه با H_d نشان داده می شود. با تعریف خطای حالت های گروه به صورت $V, \dot{V} = H_d - H$ در رابطه ۴۰ مطابق با رابطه زیر تعریف می شود:

$$V = K_{p\eta} \dot{V} + K_{d\eta} \ddot{V} + \ddot{H}_d \quad (۴۲)$$

با توجه به روابط ۴۱ و ۴۲، رابطه ۴۳ حاصل می شود.

$$\ddot{V} + K_{d\eta} \dot{V} + K_{p\eta} V = 0 \quad (۴۳)$$

با انتخاب مناسب $K_{p\eta}$ و $K_{d\eta}$ ، به گونه ای که تمامی مقادیر ویژه آنها مثبت باشد و روابط ۴۴ و ۴۵ را ارضا کند، خطای حالت های

$$\dot{V} = z_{id} - z_i \quad (۲۸)$$

$$v_i = k_{pzi} \dot{V} + k_{dzi} \ddot{V} + \ddot{z}_{id}$$

که در آن z_{id} ، ارتفاع مطلوب کوادروتور i ام است.

$$\ddot{V} + k_{dzi} \dot{V} + k_{pzi} V = 0 \quad (۲۹)$$

با انتخاب مناسب ضرایب k_{pzi} و k_{dzi} ، می توان خطای ارتفاع (V) را به صفر همگرا کرد. در نتیجه کوادروتور به ارتفاع مطلوب می رسد. بنابراین ورودی U_1 برای مجموعه به صورت رابطه ۳۰ است.

$$U_1 = \{U_{11} \ U_{12} \ \dots \ U_{1N}\}^T$$

$$U_{1i} = \frac{m}{\cos \varphi_i \cos \theta_i} \left(g - \frac{d_{3i}}{m} + v_i \right) \quad (۳۰)$$

فاصله بین موقعیت کوادروتور i ام و موقعیت مطلوب آن در صفحه $X-Y$ به صورت زیر محاسبه می شود:

$$d_i = \sqrt{(x_i - x_0 + \Delta_{xi})^2 + (y_i - y_0 + \Delta_{yi})^2} \quad (۳۱)$$

که d_i در آن فاصله است و به صورت $d_i = \sqrt{(e_{xi})^2 + (e_{yi})^2}$ تعریف می شود. اثبات شد که با استفاده از کنترل کننده های ۹ و ۱۰، d_i به صورت نمایی به صفر همگرا می شود. نیرویی که کوادروتور i ام (توسط چرخش موتورها) در دستگاه مختصات اینرسی تولید می کند مطابق با رابطه ۳۲ است.

$$\begin{bmatrix} f_{xi} \\ f_{yi} \\ f_{zi} \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_{1i} \end{bmatrix}$$

$$Co_1 = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \end{bmatrix} \quad Co_2$$

$$= \begin{bmatrix} \sin \psi \cos \theta \\ \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (۳۲)$$

$$Co_3 = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}$$

$$R = [Co_1 \ Co_2 \ Co_3]^T$$

این نیرو باید در اندازه و جهتی تولید شود که پرنده را (با وجود نیروی خارجی که از طرف کابل به پرنده وارد می شود) به موقعیت مطلوب برساند. اندازه مطلوب این نیرو در صفحه $X-Y$ ، A_i و زاویه ای که راستای این نیرو باید با جهت مثبت محور X بسازد، β_i در نظر گرفته می شود (A_i باید در راستای بردار واصل بین موقعیت پرنده و موقعیت مطلوب آن اعمال شود تا کوادروتور را به مکان مطلوبش در صفحه $X-Y$ برساند). بنابراین با توجه به رابطه ۳، چنانچه زوایای اوایلر و نیروی تولید شده توسط پرنده در مقدار مطلوب خود باشند، رابطه ۳۳ برقرار می شود.

$$U_{1i} (\cos \psi_{di} \sin \theta_{di} \cos \varphi_{di} + \sin \psi_{di} \sin \varphi_{di}) + d_{1i} = f_{xid} = A_i \cos \beta_i$$

$$U_{1i} (\sin \psi_{di} \sin \theta_{di} \cos \varphi_{di} - \cos \psi_{di} \sin \varphi_{di}) + d_{2i} = f_{yid} = A_i \sin \beta_i \quad (۳۳)$$

همان طور که گفته شد، مقدار مطلوب زاویه (ψ) در این تحقیق صفر در نظر گرفته شده است. در نتیجه رابطه ۳۳، به صورت رابطه ۳۴ ساده می شود.

$$U_{1i} (\sin \theta_{di} \cos \varphi_{di}) + d_{1i} = f_{xid} = A_i \cos \beta_i \quad (۳۴)$$

$$U_{1i} (-\sin \varphi_{di}) + d_{2i} = f_{yid} = A_i \sin \beta_i$$

بنابراین، مقادیر مطلوب زوایای φ و θ به صورت زیر محاسبه می شوند:

در ابتدا کوادروتورها و بار روی زمین قرار دارند. با شروع ماموریت، تیم فقط حرکت عمودی انجام می‌دهد تا جایی که طناب‌های اصل بین بار و عوامل کشیده شوند. هر چه مجموعه به ارتفاعی که در آن طناب‌ها کشیده می‌شود، نزدیک‌تر شود، سرعت بالارفتن پرنده‌ها نیز کم می‌شود تا در لحظه بلند شدن بار از روی زمین، ضربه کمتری به بار و کوادروتورها وارد شود. با بلند شدن بار از روی زمین، تیم مسیر مطلوب خود در فضا را طی خواهد کرد و رفته‌رفته سرعت حرکت آن افزایش می‌یابد تا به نزدیکی نقطه هدف برسند. با نزدیک شدن مجموعه به نقطه هدف، سرعت حرکت تیم کاهش می‌یابد تا جایی که در آن نقطه، سرعت مجموعه صفر شود. تا زمانی که مجموعه کوادروتورها به ارتفاع h نرسیده‌اند (تا قبل از رسیدن کوادروتورها به ارتفاع h بار از روی زمین بلند نمی‌شود)، سرعت مرکز گروه (ساختار مجازی) به صورت رابطه ۴۶ تغییر می‌کند. مختصات مرکز گروه، (v_x, v_y, v_z) سرعت خطی مرکز گروه و $(x_{des}, y_{des}, z_{des})$ مختصات نقطه هدف است.

$$\text{if } z_c < h \Rightarrow v_z = h - z_c; v_x = v_y = 0$$

$$x_c = \frac{x_1 + x_2 + x_3 + x_4}{4}$$

$$y_c = \frac{y_1 + y_2 + y_3 + y_4}{4}$$

$$z_c = \frac{z_1 + z_2 + z_3 + z_4}{4}$$
(۴۶)

با گذشتن تیم از ارتفاع h ، سرعت تیم به صورت رابطه ۴۷ تغییر می‌کند تا در نقطه هدف، پرنده بایستد. مختصات مرکز گروه به صورت میانگین مختصات چهار پهپاد در نظر گرفته شده است.

$$\text{if } z_c \geq h$$

$$v_z = (z_{des} - z_c)$$

$$v_x = (x_{des} - x_c)$$

$$v_y = (y_{des} - y_c)$$
(۴۷)

طبق روابط ۴۶ و ۴۷، سرعت مطلوب برای مرکز گروه تعیین می‌شود و براساس آن مسیر مطلوب پرواز برای ساختار مجازی که همان مرکز گروه است، تعریف می‌شود. با انتگرال‌گیری بر حسب زمان از سرعت مطلوب مرکز گروه، مکان مطلوب آن در هر لحظه محاسبه و در کنترل آرایش مجموعه استفاده می‌شود که در بخش ۳ ارایه شد.

$$\int_t^{t+T} v_x dt = x_{c_{des}}$$

$$\int_t^{t+T} v_y dt = y_{c_{des}}$$

$$\int_t^{t+T} v_z dt = z_{c_{des}}$$
(۴۸)

در این تحقیق تلاش می‌شود که پرنده‌ها بعد از بلند کردن بار، ضمن حرکت سینوسی در جهت x و y ، به سمت هدف حرکت کنند. برای این منظور، سرعت مطلوب مرکز گروه به صورت رابطه ۴۹ کنترل می‌شود.

$$\text{if } |x_{des} - x_c| > 1 \Rightarrow f_{ax} = 1$$

$$\text{else } \Rightarrow f_{ax} = x_{des} - x_c$$

$$\text{if } |y_{des} - y_c| > 1 \Rightarrow f_{ay} = 1$$

$$\text{else } \Rightarrow f_{ay} = y_{des} - y_c$$

$$\text{if } x_c < x_{des} \Rightarrow zx = 0.2$$

$$\text{else } \Rightarrow zx = 0$$

$$\text{if } y_c < y_{des} \Rightarrow zy = 0.2$$

$$\text{else } \Rightarrow zy = 0$$

$$\text{if } z_c > h$$

$$v_x = f_{ax} \sin(t) + zx$$

$$v_y = f_{ay} \sin(t) + zy$$

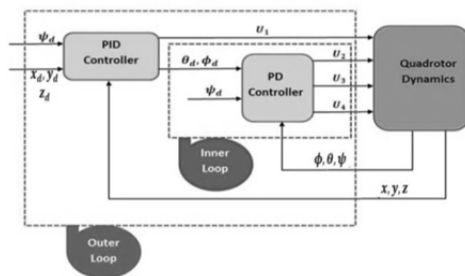
$$\text{else } \Rightarrow v_x = v_y = 0$$
(۴۹)

سیستم (۷) به صورت نمایی به سمت صفر می‌رود. همچنین نرخ همگرایی کنترل‌کننده داخلی بزرگ‌تر از نرخ همگرایی کنترل‌کننده خارجی خواهد شد.

$$\{\min(\lambda_i(K_{d\eta}))\}^2 - 4\{\max(\lambda_i(K_{p\eta}))\} > 0$$
(۴۴)

$$\frac{-(\min(\lambda_i(K_{d\eta}))) + \sqrt{\{\min(\lambda_i(K_{d\eta}))\}^2 - 4\{\max(\lambda_i(K_{p\eta}))\}}}{2} < M_1$$
(۴۵)

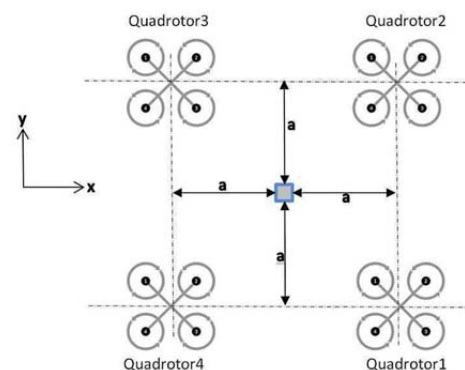
نحوه کنترل موقعیت (حلقه خارجی) و کنترل زوایای یک کوادروتور (حلقه داخلی) در بلوک دیاگرام شکل ۱ مشاهده می‌شود. در ادامه به تعیین مسیر مطلوب نقطه مجازی مرکز گروه در حالت کنترل متمركز و مسیر مطلوب هر پرنده در حالت کنترل غیرمتمركز برای انجام ماموریت خاص، پرداخته می‌شود.



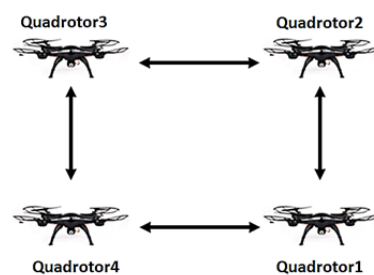
شکل ۱) بلوک دیاگرام کنترل کوادروتور

۳-۳- پرواز هماهنگ مجموعه با آرایش مناسب

نحوه فرارگرفتن کوادروتورها در صفحه $x-y$ و فاصله مطلوب آنها از نقطه مجازی مرکز گروه در این تحقیق مطابق با شکل ۲ است. همچنین گراف ارتباط کوادروتورها با یکدیگر در کنترل متمركز مطابق با شکل ۳ است. با تعریف مسیر مطلوب پرواز برای نقطه مجازی مرکز گروه، هر پرنده موظف است تا فاصله مطلوب خود از نقطه مجازی را مطابق با شکل ۲ حفظ کند.



شکل ۲) نحوه قرار گرفتن کوادروتورها و فاصله مطلوب آنها از مرکز گروه



شکل ۳) گراف ارتباط استفاده شده در گروه

به شدت کاهش یافته است و از ارتباط بین عوامل در سیستم خبری نیست.

۴- تشخیص عیب و طراحی الگوریتم برای رفع عیب

در طول مدت انجام ماموریت توسط گروه روبات‌ها، ممکن است موارد غیرقابل پیش‌بینی و مخرب متعددی رخ دهد که باعث کاهش کیفیت انجام ماموریت یا حتی ناکام‌ماندن آن شود. یکی از این عوامل، جداسدن کابل واصل بین یکی از پرنده‌ها و بار است. در این تحقیق تلاش می‌شود تا عملکرد مجموعه در مواجهه با این رخداد، در حالت کنترل متمرکز بررسی شود.

برای مقابله با این عیب لازم است که گروه وقوع آن را تشخیص دهد. پس اولین مرحله در مواجهه با این رخداد، تشخیص عیب است. در لحظه جداسدن کابل متصل به بار یکی از پرنده‌ها، فاصله بین بار و آن پرنده زیاد می‌شود. چرا که بار به علت نیروی جاذبه به طرف پایین حرکت می‌کند و پرنده نیز به علت برداشته شدن ناگهانی نیروی کابل از آن، به طرف بالا منحرف می‌شود. لذا با بررسی همیشگی فاصله بین بار و کوادروتورها (در حالت کنترل متمرکز)، گروه می‌تواند وقوع این عیب و همچنین کوادروتور معیوب را تشخیص دهد. با وقوع این عیب، دیگر آرایش مربع برای گروه مناسب نیست، لذا پرنده‌های سالم (پرنده‌هایی که هنوز به بار وصل هستند) تلاش می‌کنند که آرایش را به مثلث تغییر دهند، به نحوی که بار در مرکز سطح آن مثلث قرار گیرد و نیروی ناشی از حمل بار بین عوامل به طور مساوی تقسیم شود. این امر باعث یکنواختی مقدار بار روی هر پرنده و در نتیجه، بهینه‌سازی مصرف انرژی پرنده‌ها می‌شود.

پرنده معیوب (پرنده‌ای که کابل واصل بین آن و بار جدا شده است) نیز با رعایت فاصله از گروه، تلاش می‌کند به دنبال مجموعه تا رسیدن به نقطه هدف حرکت کند تا تداخلی بین آن و عوامل سالم پیش نیاید. به طور مثال چنانچه طناب واصل بین کوادروتور دوم و بار قطع شود، پرنده‌های اول، سوم و چهارم مطابق با شکل ۴ تغییر آرایش می‌دهند و بار را به سمت هدف جابه‌جا می‌کنند. نحوه عملکرد کنترل‌کننده متمرکز در این حالت مطابق با رابطه ۵۳ است. زمانی که فاصله کوادروتور دوم با بار (di_2) بیشتر از مقدار مشخصی شود، طناب واصل بین آنها قطع شده است. این فاصله برابر با طول آزاد طناب (l_0)، به اضافه مقدار کشیدگی مجاز برای طناب (ε) است. در این صورت، گروه آرایشی مشابه با شکل ۴ را اتخاذ می‌کند.

if $di_2 > l_0 + \varepsilon$

$$x_c = \frac{x_1 + x_3 + x_4}{3}$$

$$y_c = \frac{y_1 + y_3 + y_4}{3}$$

$$z_c = \frac{z_1 + z_3 + z_4}{3}$$

$$v_z = (z_{des} - z_c)$$

$$v_x = (x_{des} - x_c)$$

$$v_y = (y_{des} - y_c)$$

$$\int_t^{t+T} v_x dt = x_{c_{des}}$$

$$\int_t^{t+T} v_y dt = y_{c_{des}}$$

$$\int_t^{t+T} v_z dt = z_{c_{des}}$$

(۵۳)

همان طور که گفته شد، در کنترل غیرمتمرکز هر یک از اعضای گروه (به طور مستقل از دیگر عوامل) تلاش می‌کنند تا دو شرط زیر را ارضا کنند:

۱- به سمت هدف حرکت کند.

۲- فاصله نسبی خود و بار را رعایت نماید.

برای ارضای شروط فوق، باید حرکت هر پرنده به طور مستقل از دیگر پرنده‌ها کنترل شود. برای نمونه، در این قسمت تلاش می‌شود حرکت کوادروتور اول برای ارضای شرایط فوق، کنترل شود. حرکت سایر پهپادها نیز به طور مشابه با پهپاد اول کنترل می‌شود. سرعت مطلوب کوادروتور اول در جهت x (v_{x1})، به صورت رابطه ۵۰ در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned} v_{x1} &= K_{1x} V_{X1} + K_{2x} V_{X2} \\ V_{X1} &= x_{1_{des}} - x_1 \\ V_{X2} &= a - (x_1 - x_{load}) \\ K_{1x} \& K_{2x} \text{ is constant} \end{aligned} \quad (50)$$

همان طور که از رابطه ۵۰ مشخص است، V_{X1} وظیفه دارد کوادروتور اول را به نقطه هدفش ($x_{1_{des}}$) برساند و V_{X2} تلاش می‌کند فاصله کوادروتور اول با بار در جهت x را طبق شکل ۲ تنظیم کند. بنابراین چنانچه فاصله بین کوادروتور اول و بار در جهت x ، بیشتر از مقدار مطلوب a باشد، V_{X2} منفی می‌شود و سرعت پرنده را کم می‌کند تا فاصله مطلوب میسر شود. همچنین اگر این فاصله کمتر از a باشد، V_{X2} باعث افزایش سرعت پرنده در جهت x می‌شود. K_{1x} و K_{2x} نیز ضرایبی هستند که در طول ماموریت تغییر می‌کنند. به همین ترتیب، سرعت مطلوب کوادروتور اول در جهت y به صورت رابطه ۵۱ فرض می‌شود.

$$\begin{aligned} v_{y1} &= K_{1y} V_{Y1} + K_{2y} V_{Y2} \\ V_{Y1} &= y_{1_{des}} - y_1 \\ V_{Y2} &= (y_{load} - y_1) - a \\ K_{1y} \& K_{2y} \text{ is constant} \end{aligned} \quad (51)$$

در ابتدا بار و کوادروتور اول روی زمین قرار دارند. با شروع ماموریت، کوادروتور اول فقط حرکت عمودی انجام می‌دهد تا بار را از زمین جدا کند. تا قبل از بلند شدن بار از روی زمین، ضرایب K_{1x} و K_{1y} صفر در نظر گرفته می‌شوند تا در این مرحله، پرنده با حفظ فاصله خود از بار، آن را از زمین جدا کند. نحوه عملکرد این مرحله در رابطه ۵۲ آورده شده است.

if $z_1 < h$

$$v_{z1} = h - z_1$$

$$K_{1x} = K_{1y} = 0$$

$$K_{2x} \neq 0 \& K_{2y} \neq 0$$

$$v_{y1} = K_{1y} V_{Y1} + K_{2y} V_{Y2}$$

$$v_{x1} = K_{1x} V_{X1} + K_{2x} V_{X2}$$

با جداسدن بار از زمین، سرعت مطلوب کوادروتور اول به صورت رابطه ۵۳ تغییر می‌کند.

if $z_1 \geq h$

$$v_{z1} = z_{1_{des}} - z_1$$

$$K_{1x} \neq 0 \& K_{1y} \neq 0$$

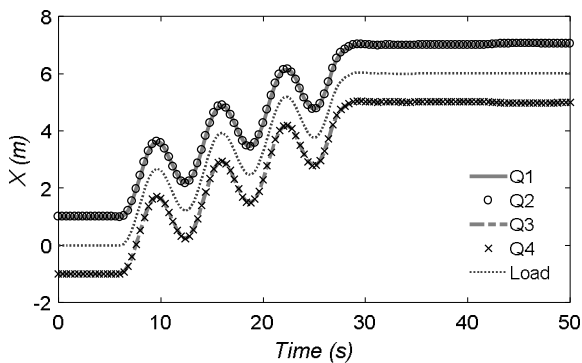
$$K_{2x} \neq 0 \& K_{2y} \neq 0$$

$$v_{y1} = K_{1y} V_{Y1} + K_{2y} V_{Y2}$$

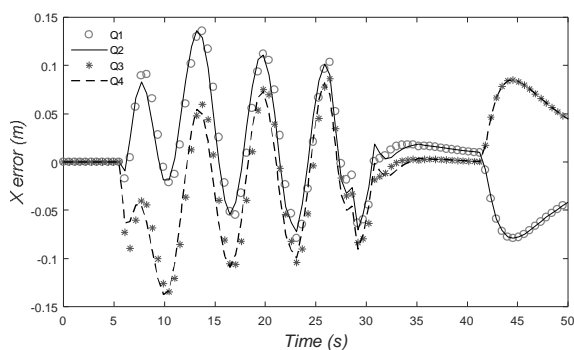
$$v_{x1} = K_{1x} V_{X1} + K_{2x} V_{X2}$$

با برآورده کردن این شروط توسط هر یک از عوامل، ماموریت گروه به نحو احسن انجام می‌شود. پس هزینه‌ها در روش کنترل غیرمتمرکز

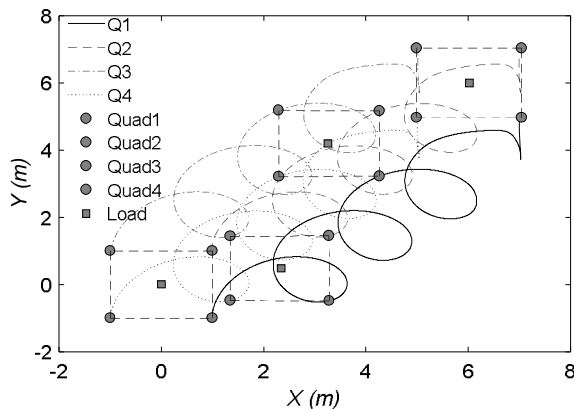
کنترل آرایش و ردیابی مسیر گروهی از کوادروتورها برای حمل بار آویزان ۸۹۵
 هزینه تبادل اطلاعات که مابین کوادروتورها انجام می‌گیرد، در این روش وجود دارد.



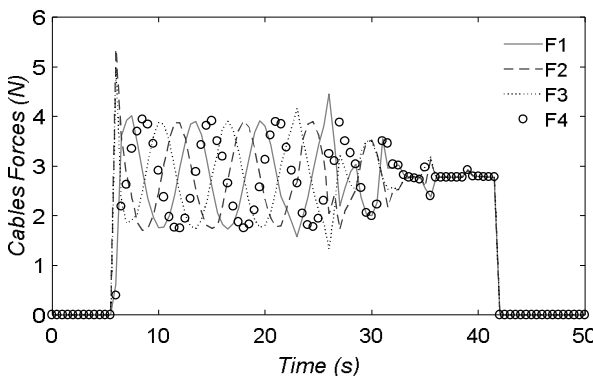
نمودار ۱) مسیر طی شده توسط گروه در جهت X در حالت کنترل متمرکز



نمودار ۲) خطای مسیر طی شده توسط گروه در جهت X در حالت کنترل متمرکز

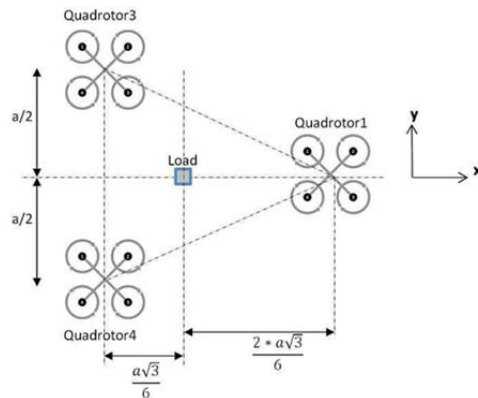


نمودار ۳) مسیر طی شده توسط گروه در صفحه X-Y در حالت کنترل متمرکز



نمودار ۴) نیروی کابل‌های چهار کوادروتور در طول ماموریت در حالت کنترل متمرکز

$$\begin{aligned} x_{1des} &= x_{cdes} + \frac{2a\sqrt{3}}{6}; y_{1des} = y_{cdes} \\ x_{3des} &= x_{cdes} - \frac{a\sqrt{3}}{6}; y_{3des} = y_{cdes} + \frac{a}{2} \\ x_{4des} &= x_{cdes} - \frac{a\sqrt{3}}{6}; y_{4des} = y_{cdes} - \frac{a}{2} \\ z_{1des} &= z_{3des} = z_{4des} = z_{cdes} \end{aligned}$$



شکل ۴) نحوه قرار گرفتن کوادروتورها و فاصله مطلوب آن‌ها از مرکز گروه

۵- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، نتایج شبیه‌سازی و نمودارهای مربوط به آن آورده شده است. در قسمت اول، مجموعه تلاش می‌کند تا در دو حالت کنترل متمرکز و غیرمتمرکز، با طی مسیر معلومی به نقطه هدف برسد. در اینجا مسیر مطلوب برای مجموعه به صورت مسیر سینوسی در جهت محورهای X و Y در نظر گرفته شده است. در نهایت، عملکرد کنترل متمرکز در مواجهه با عیب بررسی می‌شود. در این حالت، کنترل‌کننده آرایش گروه را تغییر خواهد داد تا نیروی ناشی از حمل بار بین عوامل به طور مساوی تقسیم شود. مقادیر مورد استفاده در شبیه‌سازی در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱) مقادیر ثابت‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی

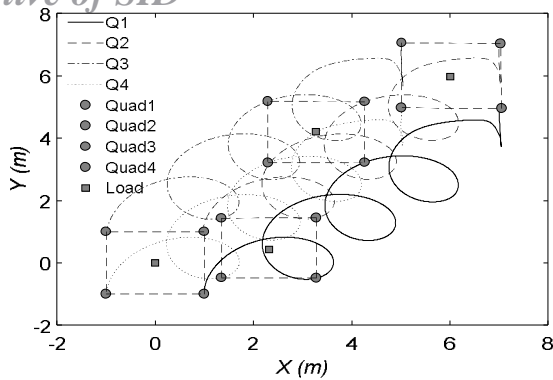
مقدار	ثابت	مقدار	ثابت
۱	r_1	۱/۱×۱۰-۶	d
۲	r_2	۵۴/۲×۱۰-۶	b
۰/۵۸۷	k_{py1}, k_{px1}	۰/۲	L
۰/۵۸۷	k_{py2}, k_{px2}	۰/۹۵	m
۰/۴۸۳	k_{dy}, k_{dx}	۹/۸۱	g
۰/۰۱۷	k_{Iy}, k_{Ix}	۸/۱×۱۰-۳	I_x
۴	N	۸/۱×۱۰-۳	I_y
۲	n	۱۴/۲×۱۰-۳	I_z
۹/۸۱	g	۱۰/۴×۱۰-۵	I_R
[-۱ ۱ -۱]	Δ_y	[۱ ۱ -۱]	Δ_x
۱	m_l	۳۰۰۰	k
۳	l_0	۱	a

۵-۱- حالت کنترل متمرکز

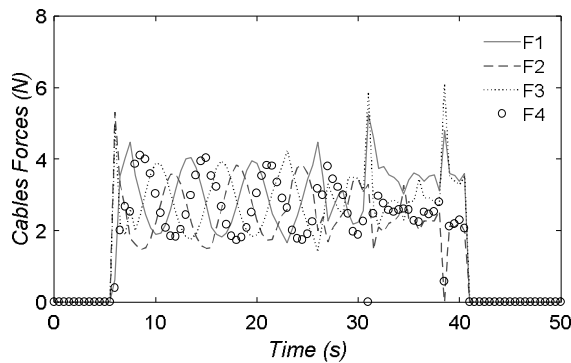
نمودارهای ۱-۴، عملکرد سیستم را هنگامی که از کنترل متمرکز و تبادل اطلاعات استفاده می‌شود، نشان می‌دهد. نمودار ۱، حرکت مجموعه را در جهت X بر حسب زمان نشان می‌دهد. نمودار ۲ خطای مجموعه در جهت محور X، نسبت به مسیر مطلوب و نمودار ۳ حرکت دوبعدی مجموعه در صفحه X-Y را نشان می‌دهد. نمودار ۴ نیز نیروی طناب‌های واصل بین چهار کوادروتور و بار را در طول زمان انجام ماموریت نشان می‌دهد. کنترل ارایه‌شده بسیار خوب عمل می‌کند، تمامی خواسته‌های طراح را برآورده می‌سازد و فقط

۵-۲- حالت کنترل غیرمتمرکز

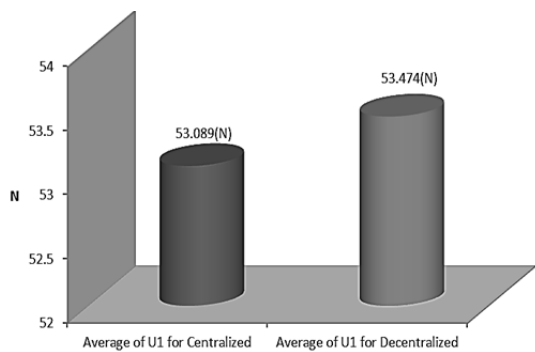
در این روش، دیگر تبادل اطلاعاتی بین کوادروتورها انجام نمی‌شود و هر کوادروتور برای خود به صورت مجزا تصمیم می‌گیرد. پس اولاً هزینه تبادل اطلاعات نسبت به حالت کنترل متمرکز کاهش می‌یابد و ثانیاً محاسبات کنترلی چون برای هر کوادروتور به صورت مجزا انجام می‌گیرد و ساده‌تر می‌شود. اما در این حالت، برای کنترل موقعیت و وضعیت کوادروتورها، به کنترل‌کننده‌هایی قوی‌تر از حالت کنترل متمرکز نیاز است. عملکرد این روش در نمودارهای ۸-۵ نشان داده شده است. نمودار ۵، حرکت مجموعه را در جهت X بر حسب زمان نشان می‌دهد. نمودار ۶، خطای مجموعه در جهت محور X ، نسبت به مسیر مطلوب و نمودار ۷، حرکت دوبعدی مجموعه در صفحه $X-Y$ را نشان می‌دهد. نمودار ۸ نیز نیروی طناب‌های اصل بین چهار کوادروتور و بار را در طول زمان انجام ماموریت نشان می‌دهد. با مقایسه نمودارهای ۴ و ۸ مشخص می‌شود که نیروهای موجود در کابل‌ها و در نتیجه، مقدار نیروی کنترلی مورد نیاز برای کوادروتورها در حالت کنترل غیرمتمرکز بیشتر از حالت کنترل متمرکز است. در نمودارهای ۸-۵ آشکار است که کنترل غیرمتمرکز فقط با کمی هزینه ورودی کنترلی بیشتر نسبت به حالت کنترل متمرکز، ماموریت را به خوبی به پایان رسانده است. نمودارهای ۹ و ۱۰ به ترتیب میانگین نیروی تراست (U_1) کل پرنده‌ها و میانگین نیروی کابل پرنده‌ها را در دو حالت کنترل متمرکز و غیرمتمرکز مقایسه می‌کند. طبق این نمودارها، میزان هزینه کنترلی (U_1) و همچنین نیروی واردشده به کابل‌های اصل بین بار و پرنده‌ها در حالت کنترل متمرکز (به علت وجود ارتباط بین پرنده‌ها و هماهنگی بین آنها) کمتر از حالت کنترل غیرمتمرکز بوده است.



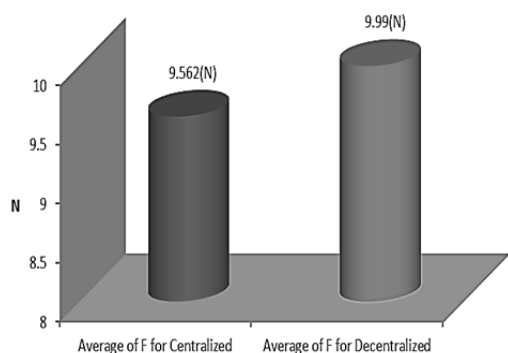
نمودار ۷) مسیر طی شده همراه با بار در صفحه $X-Y$ در حالت کنترل غیرمتمرکز



نمودار ۸) نیروی کابل‌ها برای کوادروتورها در طول مسیر در حالت کنترل غیرمتمرکز



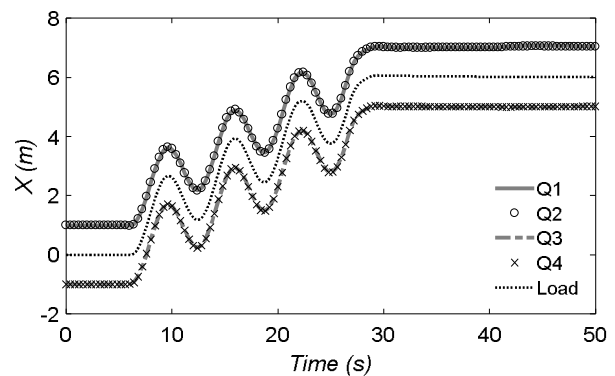
نمودار ۹) میانگین نیروی برای کوادروتورها در مدت ماموریت



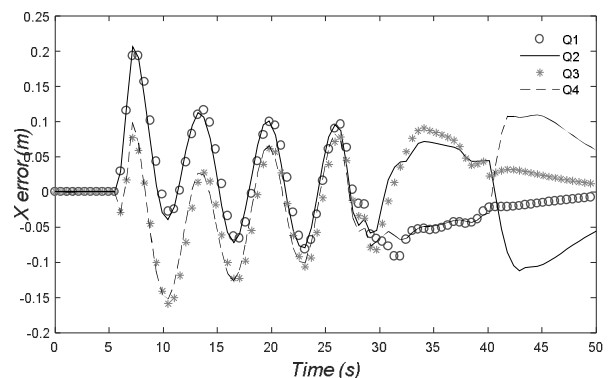
نمودار ۱۰) میانگین نیروی کابل کوادروتورها در مدت ماموریت

۵-۳- حالت بروز عیب در کنترل متمرکز

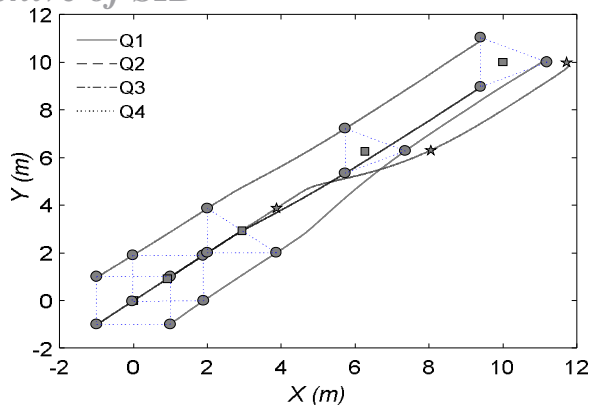
در این قسمت، ماموریت مجموعه به این صورت تعریف می‌شود که کوادروتورها باید بار را از سطح زمین بلند کنند و آن را به نقطه هدف برسانند. با رسیدن به نقطه هدف، بار را روی سطح زمین قرار



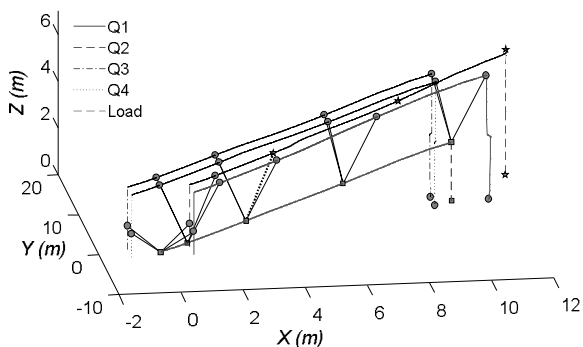
نمودار ۵) مسیر طی شده توسط گروه در جهت X در حالت کنترل غیرمتمرکز



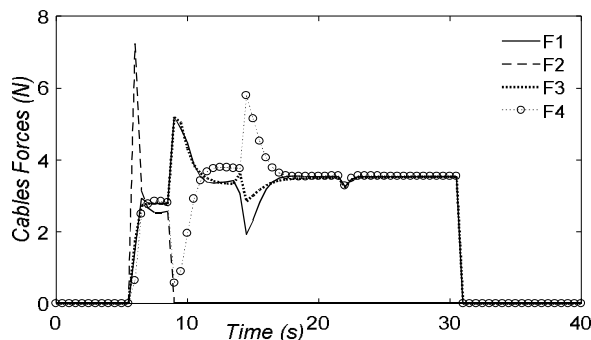
نمودار ۶) خطای مسیر طی شده توسط گروه در جهت X در حالت کنترل متمرکز



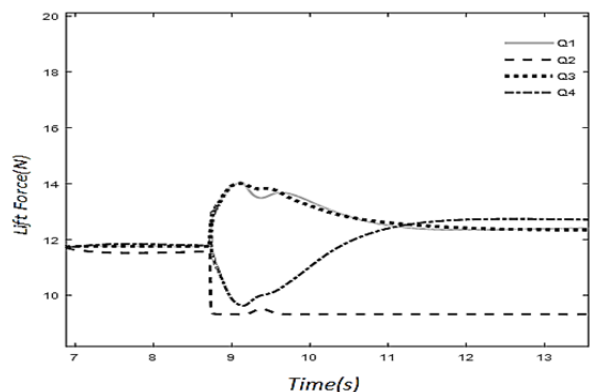
نمودار ۱۲) مسیر طی شده توسط گروه با بار در صفحه $x-y$ در حالت کنترل متمرکز



نمودار ۱۳) مسیر فضایی طی شده توسط گروه همراه با بار در حالت کنترل متمرکز



نمودار ۱۴) نیروی کابل‌ها برای کوادروتورها در طول ماموریت در حالت کنترل متمرکز



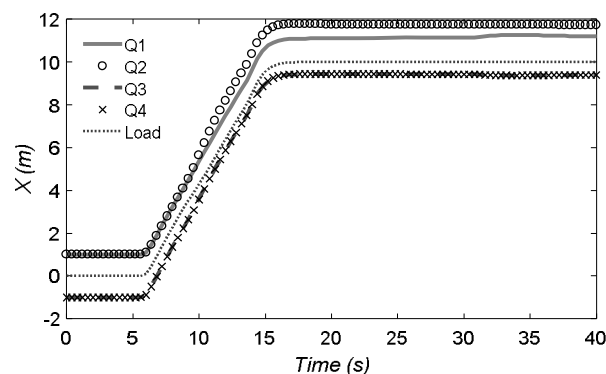
نمودار ۱۵) نیروی برای (U_1) چهار کوادروتور در لحظه جداسدن طناب پرنده ۲

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، ابتدا معادلات دینامیک کوادروتور بدون ساده‌سازی به‌کمک معادلات نیوتن- اویلر به دست آمد. پس از آن برای کنترل

دهند و ماموریت را به اتمام برسانند. فرض می‌شود که حین حرکت گروه به سمت نقطه هدف (در زمان بین ۸ تا ۹ ثانیه)، مشکلی برای یکی از طناب‌های کوادروتورها به وجود می‌آید. با داشتن موقعیت بار و کوادروتورها، الگوریتم مشخص می‌کند که کدام یک از طناب‌ها بریده شده است. فرض می‌شود طناب کوادروتور ۲ بریده شده باشد. حال الگوریتم کنترلی باید کوادروتور دوم را از مسیر خارج کند و بقیه کوادروتورها به‌صورت آرایش مثلثی به مسیر خود تا رسیدن به نقطه هدف ادامه دهند. نمودارهای ۱۱-۱۴، عملکرد الگوریتم کنترلی متمرکز را برای این حالت نشان داده است. نمودار ۱۱، حرکت مجموعه را در جهت محور x بر حسب زمان نشان می‌دهد. با جداسدن طناب کوادروتور دوم، این پرنده در جهت z از سایر پرنده‌ها فاصله می‌گیرد تا از برخورد با آنها در ادامه ماموریت جلوگیری کند. نمودار ۱۲ حرکت دو بُعدی مجموعه در صفحه $x-y$ و نمودار ۱۳ حرکت فضایی تیم را در سه بُعد نشان می‌دهد که طبق این نمودارها، مجموعه توانسته است بعد از وقوع عیب، تعادل خود را حفظ کند و با رسیدن به آرایش جدید که در شکل ۴ نمایش داده شده است، ماموریت را با سه پرنده به اتمام رساند. در نمودارهای ۱۲ و ۱۳، کوادروتور دوم از زمان وقوع عیب به بعد به‌صورت ستاره در نمودار مشخص است. نمودار ۱۴ نیز نیروی طناب‌های اصل بین چهار کوادروتورها و بار را در طول زمان انجام ماموریت نشان می‌دهد. در زمان وقوع عیب طبق نمودار ۱۴، نیروی کابل پرنده ۲، صفر و نیروی کابل دیگر پرنده‌ها دچار تغییرات ناگهانی می‌شود (ناشی از جداسدن کابل ۲). با رسیدن مجموعه به آرایش جدید (آرایش شکل ۴) نیروی کابل پرنده‌ها به مقدار ثابتی می‌رسد، شرایط عادی می‌شود و وظیفه انتقال بار بین پرنده‌ها به‌صورت مساوی تقسیم می‌شود.

نمودار ۱۵، تغییرات نیروی برای پرنده‌ها را در لحظه وقوع عیب نشان می‌دهد. با توجه به نمودار ۱۴، پس از وقوع عیب، نیروی طناب پرنده‌های ۱، ۳ و ۴ افزایش می‌یابد. در این حالت پرنده‌های ۱، ۳ و ۴ همان طور که در نمودار ۱۵ مشخص است، با افزایش نیروی برای خود (با افزایش سرعت چرخشی تمامی موتورها) نیروی لازم برای حمل بار را تامین می‌کنند و مانع از سقوط آن می‌شوند. بعد از وقوع عیب، نیرویی که به هر پرنده در اثر انتقال بار اعمال می‌شود، بیشتر از زمانی بوده که عیب رخ نداده است. در نتیجه، بعد از وقوع عیب، پرنده‌ها انرژی بیشتری را برای انتقال بار مصرف می‌کنند که این موضوع در نمودارهای ۱۴ و ۱۵ مشهود است. در این نمودارها مشخص است که الگوریتم کنترلی به‌درستی کار خود را انجام داده و بار، با وجود وقوع یک عیب، به نقطه هدف رسیده است. پس الگوریتم ارایه‌شده، توانایی لازم برای حل این مساله را دارد.



نمودار ۱۶) مسیر طی شده توسط گروه در جهت x در حالت کنترل متمرکز

منابع

- 1- Tofigh MA, Mahjoob M, Ayati M. Modeling and nonlinear tracking control of a novel multi-rotor UAV. Modares Mechanical Engineering. 2015;15(8):281-90. [Persian]
- 2- Yang Ch, Yang Z, Huang X, Li Sh, Zhang Q. Modeling and robust trajectory tracking control for a novel six-rotor unmanned aerial vehicle. Mathematical Problems in Engineering. 2013;2013:673525.
- 3- Alaimo A, Artale V, Milazzo CLR, Ricciardello A. PID controller applied to hexacopter flight. Journal of Intelligent and Robotic Systems. 2014;73(1-4):261-270.
- 4- Sámano A, Castro R, Lozano R, Salazar S. Modeling and stabilization of a multi-rotor helicopter. Journal of Intelligent and Robotic Systems. 2013;69(1-4):161-169.
- 5- Sreenath K, Kumar V. Dynamics, control and planning for cooperative manipulation of payloads suspended by cables from multiple quadrotor robots. Robotics: Science and Systems, Conference, 24-28 June, 2013, Berlin, Germany. Robotics: Science and Systems online proceeding; 2013.
- 6- Wu G, Sreenath K. Geometric control of multiple quadrotors transporting a rigid-body load. 53rd IEEE Conference on Decision and Control, 15-17 December, 2014, Los Angeles, California, USA. Piscataway: IEEE; 2014.
- 7- Pizetta IHB, Brandão AS, Sarcinelli-Filho M. Cooperative quadrotors carrying a suspended load. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 7-10 June, 2016, Arlington, Virginia, USA. Piscataway: IEEE; 2016.
- 8- Salehzadeh Aghdam A, Menhaj MB, Barazandeh F, Abdollahi F. Cooperative load transport with movable load center of mass using multiple quadrotor UAVs. 4th International Conference on Control, Instrumentation, and Automation (ICCIA), 27-28 January, 2016, Qazvin, Iran. Piscataway: IEEE; 2016.
- 9- Faelden GEU, Maningo JMZ, Nakano RCS, Bandala AA, Dadios EP. A neural network approach to a cooperative balancing problem in quadrotor-unmanned aerial vehicles (QUAVs). International Conference on Humanoid, Nanotechnology, Information Technology, Communication and Control, Environment and Management (HNICEM), 9-12 December, 2015, Cebu City, Philippines. Piscataway: IEEE; 2015.
- 10- Dydek ZT, Annaswamy AM, Lavretsky E. Adaptive configuration control of multiple UAVs. Control Engineering Practice. 2013;21(8):1043-1052.
- 11- Guerrero JA, Castillo P, Challal Y. Trajectory tracking for a group of mini rotorcraft flying in formation. IFAC Proceeding Volumes. 2011;44(1):6331-6336.
- 12- Tartaglione G, D'Amato E, Ariola M, Rossi PS, Johansen TA. Model predictive control for a multi-body slung-load system. Robotics and Autonomous Systems. 2017;92:1-11.
- 13- Gassner M, Cieslewski T, Scaramuzza D. Dynamic collaboration without communication: Vision-based cable-suspended load transport with two quadrotors. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 29 May-3 June, 2017, Singapore, Singapore. Piscataway: IEEE; 2017.
- 14- Lee H, Kim HJ. Constraint-based cooperative control of multiple aerial manipulators for handling an unknown

موقعیت و وضعیت پرنده‌ها، کنترل‌کننده‌های مناسب بر پایه کنترل‌کننده PD طراحی شد. بر خلاف پژوهش‌های قبلی که اتصال بار و پرنده‌ها را با میله صلب شبیه‌سازی کرده و همواره فاصله بار با کوادروتورها را ثابت در نظر گرفته‌اند، از طناب به جای میله صلب برای اتصال استفاده شد. در نتیجه، کشیده و جمع شدن طناب‌ها در طول مدت ماموریت، لحاظ و مساله به واقعیت نزدیک‌تر شد. در این تحقیق، طناب به صورت فنر خطی یک‌طرفه (فقط کشش را تحمل می‌کند و در حالت فشاری نیرویی را اعمال نمی‌کند) در نظر گرفته شد.

برای کنترل آرایش از دو ساختار کنترلی به نام‌های کنترل متمرکز و کنترل غیرمتمرکز استفاده شد که طبق نمودارهای ۸-۱، عملکرد هر دو کنترل‌کننده مناسب ارزیابی شد. چرا که با توجه به نمودارهای ۴ و ۸، نیروی کابل‌ها در هر دو ساختار در محدوده مجاز قرار گرفت و کیفیت انجام ماموریت نیز در هر دو ساختار با توجه به ۸-۱ مناسب بود. همچنین خطای دنبال‌کردن مسیر توسط گروه طبق نمودارهای ۲ و ۶ در محدوده مجاز قرار دارد. با این تفاوت که در ساختار غیرمتمرکز، به کنترل‌کننده‌هایی قوی‌تر از کنترل‌کننده‌های ساختار متمرکز نیاز بود. همچنین با توجه به نمودارهای ۹ و ۱۰ مشخص شد که نیروهای موجود در کابل‌ها و در نتیجه مقدار نیروی کنترلی مورد نیاز برای کوادروتورها، در حالت کنترل غیرمتمرکز بیشتر از حالت کنترل متمرکز است. چرا که در کنترل متمرکز به دلیل وجود ارتباط بین عوامل، هماهنگی کوادروتورها بیشتر بوده و در نتیجه وظیفه انتقال بار به خوبی بین آنها تقسیم شده است. لذا می‌توان گفت کنترل‌کننده متمرکز نسبت به کنترل‌کننده غیرمتمرکز از لحاظ مصرف انرژی و تقسیم نیروی حمل بار بین عوامل، بهتر از کنترل‌کننده غیرمتمرکز عمل کرده است. وقوع عیب و نحوه تشخیص و مقابله با آن، موضوعی است که در بخش آخر این تحقیق مطرح شد. تشخیص وقوع عیب در ساختار متمرکز به واسطه وجود ارتباط بین عوامل، به سادگی امکان‌پذیر بود و همان‌طور که در نمودارهای ۱۵-۱۱ مشخص شد، ساختار کنترل متمرکز توانسته است با تشخیص به موقع عیب و تغییر آرایش مناسب، ماموریت را به نحو احسن به پایان رساند. هر چند کیفیت و ایمنی انجام ماموریت در ساختار متمرکز بهتر بود، اما ساختار کنترلی غیرمتمرکز در مواقعی که امکان ارتباط بین عوامل گروه وجود ندارد (در محیط‌های شلوغ مانند جنگل)، می‌تواند بسیار سودمند باشد و هزینه‌های ارتباط بین عوامل را به حداقل برساند. با توجه به مسایل بررسی‌شده در این تحقیق، موارد زیر برای ادامه این موضوع پیشنهاد می‌شود:

- ۱- پرواز مجموعه در محیط با مانع
- ۲- وقوع عیب در محیط با مانع و مقابله با آن
- ۳- تشخیص عیب و مقابله با آن در حالت کنترل غیرمتمرکز
- ۴- اعمال اغتشاش خارجی به مجموعه و بررسی عملکرد آن.

تشکر و قدردانی: از اساتید محترم جناب آقای دکتر مصطفی غیور و جناب آقای دکتر دانش که ما را در انجام این تحقیق یاری نموده‌اند، کمال تشکر و قدردانی را داریم.

تأییدیه اخلاقی: موردی از سوی نویسندگان ذکر نشده است.

تعارض منافع: موردی از سوی نویسندگان ذکر نشده است.

سهم نویسندگان: علی محمدی (نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی (۲۵٪): احسان عباسی (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۲۵٪): مصطفی غیور (نویسنده سوم)، روش‌شناس (۲۵٪): محمد دانش (نویسنده چهارم)، تحلیلگر آماری (۲۵٪)

17- Kotaru P, Wu G, Sreenath K. Dynamics and control of a quadrotor with a payload suspended through an elastic cable. American Control Conference (ACC), 24-26 May, 2017, Seattle, Washington DC, USA. Piscataway: IEEE; 2017.

18- Abbasi E, Ghayour M, Danesh M. Virtual Leader-Follower Formation Control of Multi Quadrotors by using Feedback Linearization Controller. 5th RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM), 25-27 Oct, 2017, Tehran, Iran. Piscataway: IEEE; 2017.

payload. IEEE Transactions on Industrial Informatics. 2017;13(6):2780-2790.

15- Lee T. Geometric control of quadrotor UAVs transporting a cable-suspended rigid body. IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2018;26(1):255-264.

16- Caccavale F, Giglio G, Muscio G, Pierri F. Cooperative impedance control for multiple UAVs with a robotic arm. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 28 September-2 October, 2015, Hamburg, Germany. Piscataway: IEEE; 2015.