نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۵، شماره ۱۰، سال ۱۴۰۲، صفحات ۱۱۷۵ تا ۱۱۹۴
DOI: 10.22060/mej.2024.21904.7538

طراحی کنترل‌کننده به روش یادگیری تقویتی برای یک اوکتاروتور پیشنهادی با زاویه بازوهای متغیر

داود شریفی [۱]، محسن ایرانی رهقی [۱]، کیوان ترابی [۲*]، حامد شهبازی [۲]

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران
۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران.

خلاصه: تحرک یک پرنده‌ی کوادروتور یا اوکتاروتور در پیکربندی استاندارد به دلیل موازی بودن بردارهای نیروی روتورها محدود است و آنها فقط دارای چهار درجه آزادی فعال هستند. بنابراین قابلیت کنترل شش درجه‌ی آزادی به صورت مستقل برای آن‌ها وجود ندارد. در این پژوهش یک ساختار و پیکره‌بندی جدید برای یک اوکتاروتور طراحی می‌گردد تا برخلاف پرنده های با ساختار استاندارد که تنها در حالت افقی میتوانند در یک محل مشخص معلق بمانند، قابلیت معلق ماندن با زوایای رول یا پیچ در یک موقعیت مشخص را داشته باشند، به معنی دیگر در این پرنده علاوه بر دنبال کردن موقعیت ، دنبال کردن جهت‌گیری نیز به اهداف پرنده اضافه شده است. در مدل پیشنهادی می‌توان از تغییر در سرعت هشت روتور و تغییر در زاویه‌ی چهار بازو برای کنترل بهره برد، در واقع این سرعت ها و زوایا به نحوی تعیین می‌گردد تا قابلیت مانورپذیری پرنده به نحو مطلوب تامین شود. پس از استخراج مدل دینامیکی اوکتاروتور پیشنهادی، یک کنترل کننده با استفاده از شبکه‌های عصبی و روش یادگیری تقویتی پیشنهاد می‌گردد که قابلیت کنترل اوکتاروتور پیشنهادی با شش درجه‌ی آزادی مستقل را خواهد داشت. در نهایت قابلیت تعقیب مسیر و وضعیت اوکتاروتور بررسی شده و نتایج شبیه‌سازی های عددی ارائه می‌گردد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۱
بازنگری: ۱۴۰۲/۰۷/۲۶
پذیرش: ۱۴۰۲/۱۰/۱۸
ارائه آنلاین: ۱۴۰۲/۱۱/۰۱

کلمات کلیدی:
اوکتاروتور با زاویه بازوهای متغیر
یادگیری تقویتی
تعقیب مسیر
درجات آزادی مستقل
اختلال در عملکرد موتورها

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر انواع مختلف ربات‌های هوایی از زوایای متنوع مورد بررسی قرارگرفته و پیشرفت‌های آن‌ها مورد توجه پژوهشگران واقع شده است. کاربرد فراوان پرنده‌های بدون سرنشین در موقعیت‌ها و محیط‌های خطرناک را می‌توان از دلایل مورد توجه قرارگرفتن این پرنده‌ها دانست چراکه انسان‌ها اغلب توانایی نزدیک شدن به محیط‌های خطرناک که از بلایای طبیعی از قبیل سیل، زمین لرزه، آتشفشان، طوفان و یا یک خطر هسته‌ای رنج می‌برند را ندارند.

از کاربردهای این پرنده‌ها می‌توان به بازرسی و کنترل مرزها، ماموریت‌های نظامی، ماموریت‌های شناسایی، حمل بار، عکس‌برداری، عملیات جستجو، کشف آتش‌سوزی‌ها، استفاده در محیط‌های خطرناک و غیرقابل دسترس، بازدید و بازرسی از خطوط انتقال نفت و خطوط فشار قوی اشاره کرد. نیاز به پایداری پرنده در شرایط محیطی مختلف و در تمامی کاربردهای مذکور سبب ایجاد تیم‌های تحقیقاتی و اجرای مطالعات در این حوزه شده است. در ادامه به صورت مختصر تاریخچه‌ای از این مطالعات بیان می‌گردد.

باربارا‌سی با ایجاد یک ساختار هندسی متغیر، دینامیک یک کوادکوپتر را مورد بررسی قرارداده و مزایای استفاده از تغییرات هندسه را مورد بررسی قرار می‌دهد. ایشان تاثیر زاویه‌ی بازوها (بازوها در یک صفحه قراردارند و حول محور بازو دوران می‌کنند) بر دینامیک پرنده را مورد بررسی قرارداده است. نتایج شبیه‌سازی بیانگر کاهش قابل توجه دامنه‌ی ارتعاشات این کوادکوپتر در مقایسه با یک کوادکوپتر با زاویه‌ی بازوی ثابت می‌باشد[۱].

برسیانینی و همکاران به طراحی یک پرنده با هشت پروانه پرداختند به نحوی که پروانه ها در زوایای مختلف جایگذاری شده اند. قرارگیری پروانه ها به نحوی است که قابلیت ایجاد نیرو و گشتاور در تمامی جهات و درنتیجه حرکت پرنده در ۶ درجه آزادی را داشته باشد. سیستم کنترلی درنظرگرفته شده برای این پرنده به نحوی است که قابلیت کنترل موقعیت و وضعیت به صورت مجزا قابل اجرا باشد[۲]. تادوکورو و همکاران با توجه به آرایش و زاویه‌ی پروانه‌های یک هگزا روتور، به تحلیل قدرت مانور این پرنده‌ی بدون

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: k.torabi@eng.ui.ac.ir

سرنشین پرداخته اند[۳].

اینورنیزی و همکاران از یک مدلسازی مقید باهدف بهبود عملکرد کنترل کننده کوادکوپتر با زوایای روتور متغیر[1] و اجرای فرایند تعقیب استفاده کرده اند[۴]. همچنین ایشان در سال ۲۰۱۸، مدلسازی و کنترل یک کوادکوپتر با زاویه بازوی متغیر را مورد بررسی قرار داده و اعتبارسنجی آن را با ساخت و تست مدل واقعی به انجام رسانده‌اند. در این پژوهش از یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی استفاده شده و از توانایی فعال‌سازی سیستم به منظور برطرف‌کردن مشکل ردیابی مسیر بهره برده شده است[۵].

آلوارز و نینگ به بررسی قابلیت روش ذرات گرداب چسبناک[2] برای مدل سازی برهمکنش های آیرودینامیکی مولتی روتورها با درنظر گرفتن حجم محاسبات آن می پردازند، درواقع یک مدل مولتی روتور مبتنی بر روش ذرات گرداب چسبناک همراه با توصیه هایی برای ثبات عددی و کارایی محاسباتی معرفی شده است[۶].

ژو و همکاران برای رفع مشکلات اوکتاروتورهای معمولی با ساختار تک لایه و کواکسیال، یک پیکربندی هشت روتوره جدید بر اساس بررسی اولیه آیرودینامیکی پیشنهاد داده‌اند. در این پژوهش برای دستیابی به یک تحلیل آیرودینامیکی دقیق، تحلیل با پنج مدل مختلف اوکتاروتور با سه پیکربندی متفاوت (از جمله پیکربندی معمولی ، پیکربندی کواکسیال و پیکربندی جدید) انجام گرفته است؛ ایشان شبیه سازی دینامیک سیالاتی را برای بررسی تأثیر اندازه تیغه روتور، باد و تداخل بین روتورها بر عملکرد و کارایی پرنده اجرا کرده‌اند[۷].

علاوه بر مطالعات انجام گرفته در زمینه‌ی ساختار و چیدمان پروانه‌ها، تحقیقات بر طراحی کنترل‌کننده‌ی مناسب نیز مورد توجه پژوهشگران بوده است. با توجه به کارایی مورد انتظار از پرنده در پژوهش‌های انجام گرفته انواع مختلف کنترل‌کننده‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. کنترل‌کننده‌ی مقاوم در برابر نامعینی‌ها یکی از رایج‌ترین موضوعاتی است که به آن پرداخته شده است و در ادامه برخی از این پژوهش‌ها به عنوان نمونه آورده شده است.

اسریدهار وهمکاران به منظور کنترل حرکات زوایای رول[3]، پیچ[4] و یاو[5] یک کوادروتور تیلت روتور از روش کنترل مود لغزشی[6] بهره برده‌اند. ایشان همچنین برای کنترل زوایای تیلت روتورها به صورت مستقل از کنترل کننده تناسبی انتگرالی استفاده نموده‌اند[۸]. زقلاچ و همکاران با به کارگیری کنترل کننده‌های مد لغزشی، فازی به طراحی یک کنترل کننده‌ی مقاوم در برابر آسیب دیدگی یکی از پروانه‌های یک اوکتاروتور با جفت پروانه‌های هم محور پرداخته اند[۹]. هو و همکاران با تبدیل مسئله کنترل سیستم چند ورودی و چند خروجی به مسئله کنترل چند ورودی و یک خروجی و استفاده از تئوری فیدبک کمی[7]، به طراحی کنترل‌کننده‌ی مربوط به یک کوادکوپتر پرداخته است[۱۰].

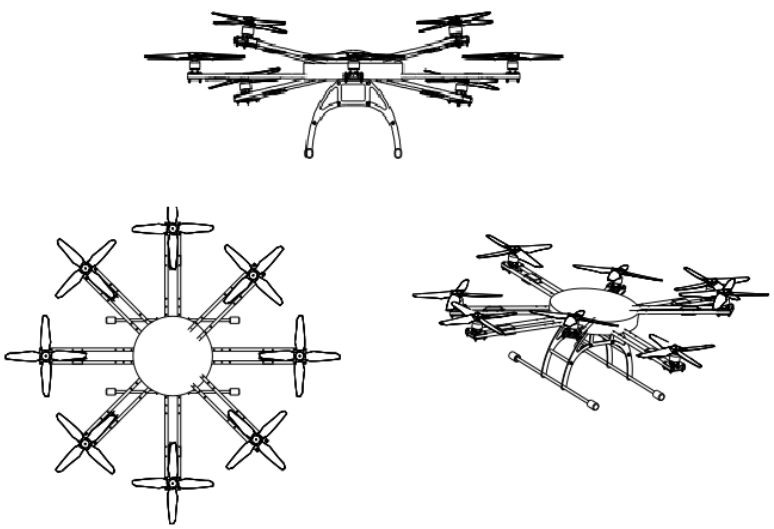
کوئنتینا و همکاران روشی برای طراحی هگزا روتور با قابلیت رد اغتشاشات با استفاده از پروانه های زاویه داده شده ارائه داده اند. در این روش استفاده شاخص مقاوم بودن به عنوان اندازه گیری توانایی رد اغتشاشات خارجی و شاخص انرژی به عنوان اندازه گیری انرژی مصرف شده توسط هگزا روتور معلق در هوا پیشنهاد می‌شود. ایشان یک مسئله بهینه سازی چند هدفه ارائه می‌دهند که در آن توابع هدف ، شاخص قدرت و شاخص انرژی هستند. این مسئله با کمک الگوریتم تکاملی با رویکرد پارتو[8] حل می‌شود[۱۱].

اراسموس و همکاران یک مولتی روتور با یک محموله معلق ناشناخته (جرم بار و طول کابل ناشناخته است و زوایای تاب برای اندازه گیری در دسترس نیست) که اجازه حرکت در یک محور را دارد، درنظرگرفته‌اند. ایشان یک روش کنترل تطبیقی برای به حداقل رساندن اثر بار معلق بر روی پرنده طراحی و پیاده سازی کرده‌اند[۱۲]. چن و همکاران به بررسی یک سیستم حمل و نقل هوایی دارای چهار روتور پرداخته‌اند که محموله را با چهار کابل حمل می‌کند. در این پژوهش تنظیمات پایدار برای نشان دادن مزایای سیستم چهار کابل مورد بحث قرارگرفته و یک کنترل کننده تطبیقی برای حمل بار توسط چهار روتور طراحی شده است[۱۳].

کیس و همکاران به طراحی و پیاده‌سازی کنترل کننده‌ی تطبیقی در حضور اغتشاشات خارجی پرداخته‌اند[۱۴]. پی و همکاران یک مدل ساده شده از کوادروتور را درنظر گرفته‌اند و به منظور کنترل آن از یادگیری تقویتی[9] استفاده نموده‌اند. در این مقاله آموزش پرنده در دوحالت هاور و تعقیب مسیر پیشنهادی (مسیر دایره ای) انجام گرفته است و در ادامه آموزش بر روی یک کواد روتور واقعی نیز اجرا شده است[۱۵].

سلطانی و همکاران کنترل کوادروتور حامل مایع را مورد مطالعه قرار داده و کنترل‌کننده‌ای طراحی نمودند که بر خلاف مطالعات پیشین، بدون نیاز به اندازه‌گیری یا تخمین حالات مایع می‌تواند پایداری کوادروتور را در انتقال

1 Tilt arm
2 viscous vortex particle method (VPM)
3 roll
4 pitch
5 yaw
6 Sliding Mode Control
7 Quantitative feedback theory
8 evolutionary algorithm with a Pareto approach
9 Reinforcement Learning



شکل ۱. شماتیک مدل اوکتاروتور مورد نظر

Fig. 1. Schematic of the octorotor model

نقطه به نقطه فراهم نماید. بدین منظور، ابتدا یک کنترل‌کننده با خطی‌سازی معادلات حرکت کوادروتور حامل مایع و فرض صلب بودن مایع از طریق جایگذاری مناسب قطب‌ها طراحی شده است[۱۶].

شمس‌الهی و همکاران به سیستمی مرکب از یک کوادروتور و یک بازوی رباتیک سری پرداخته‌اند. ایشان یک الگوریتم تخمین کنترل برای دستیابی به ردیابی مسیر برای کوادروتور ارائه نمودند[۱۷]. لی و همکاران (۲۰۲۱) یک روش مبتنی بر یادگیری تقویتی را برای کنترل یک مولتی روتور در کاربردهای دنیای واقعی پیشنهاد داده‌اند. برای انجام این کار، یک تابع پاداش جدید برای یک مدل شبکه عصبی پیشنهاد شده که بازده انرژی را در نظر می‌گیرد[۱۸].

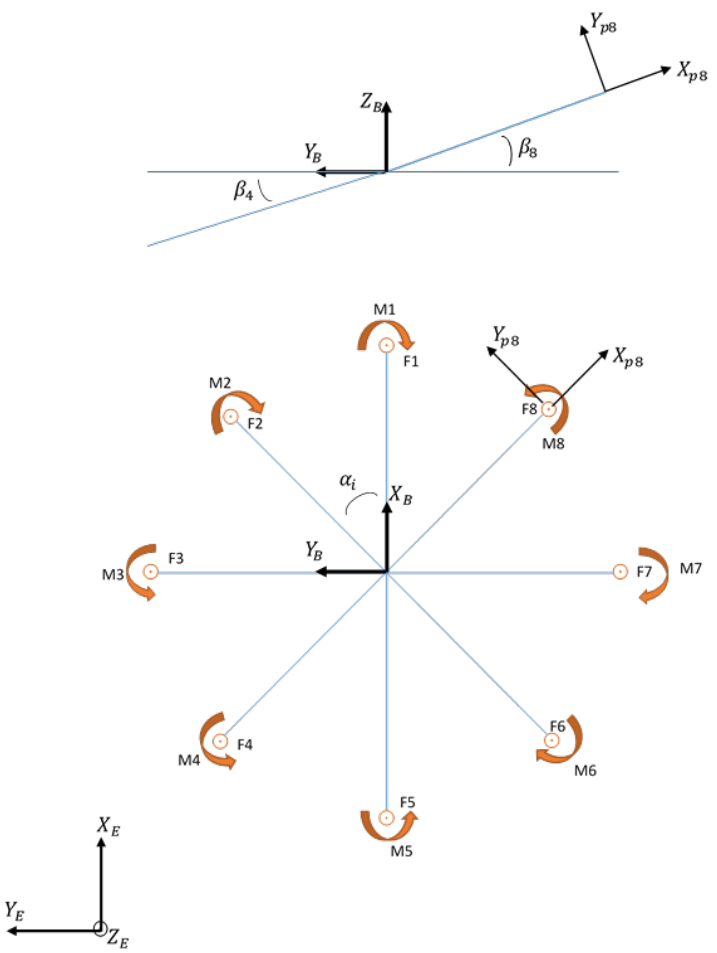
با توجه به پیشینه‌ی بیان شده در بالا، عمده‌ی پژوهش‌های انجام گرفته در زمینه‌ی مولتی‌روتورها به دو بخش ارائه‌ی ساختار و چیدمان جدید پروانه‌های پرنده و طراحی کنترل‌کننده‌ی متناسب با کارایی مورد انتظار از آن، قابل تقسیم می‌باشد. با توجه به افزایش مطالعات در این زمینه در سال‌های اخیر می‌توان به اهمیت این موضوع و لزوم ارتقای سیستم‌های موجود پی برد، بنابراین در این پژوهش نیز به هردو بخش پرداخته شده است. در این پژوهش سعی بر آن است تا با ایجاد ساختاری جدید در پیکره‌بندی روتورهای یک اوکتاروتور و طراحی کنترل کننده‌ی مقاوم به روش یادگیری تقویتی، قابلیت کنترل موقعیت و زاویه‌ی اوکتاروتور به صورت مجزا در پرنده ایجاد شود.

در ادامه، ابتدا به معرفی ساختار و پیکره‌بندی جدید برای یک اوکتاروتور پرداخته شده و معادلات دینامیکی سیستم استخراج شده است. سپس مختصری در خصوص روش یادگیری تقویتی و الگوریتم یادگیری گرادیان سیاست گرایی قطعی با تأخیر دوقلو[1] توضیحاتی داده شده و ساختار شبکه‌ی عصبی و نحوه‌ی طراحی کنترل کننده تشریح شده است. درنهایت نتایج شبیه‌سازی عددی و قابلیت مقاوم بودن در برابر تاثیر اختلالات احتمالی در عملکرد پرنده بررسی شده و نتیجه‌های گرفته شده تشریح شده است.

۲- ساختار و پیکره‌بندی اوکتاروتور پیشنهادی

پیکره بندی یک اوکتاروتور متداول را در ذهن داشته باشید که در آن تمامی روتورها در یک صفحه قرارگرفته و نیروی تراست حاصل از آن‌ها در یک راستا و به موازات یکدیگر هستند، در اینگونه مدل‌ها تنها قابلیت کنترل ۴ درجه آزادی به صورت مستقل (سه درجه‌ی آزادی موقعیت مرکز جرم و یک درجه‌ی آزادی زاویه‌ی یاو) وجود دارد[۱۹]. در این پژوهش به منظور دستیابی به شش درجه‌ی آزادی مستقل، ساختار اوکتاروتور مطابق شکل۱ به نحوی درنظرگرفته می‌شود که چهار روتور آن همانند یک اوکتاروتور متداول جانمایی شده و چهار روتور دیگر بر روی چهار بازو با زاویه‌ی متغیر قرار خواهند گرفت. هر یک از چهار بازوی زاویه‌دار به نحوی جانمایی می‌گردند که یک طرف آن‌ها بر مرکز جرم اوکتاروتور قرار گرفته و با صفحه‌ی چهار بازوی ثابت دارای زاویه‌ای متغیر هستند. با این آرایش، محور دوران چهار روتور قرارگرفته در یک صفحه با یکدیگر موازی بوده و محور هر یک از چهار

1 Twin-Delayed Deep Deterministic Policy Gradient



شکل ۲. آرایش روتورها، نیروی پیشران و گشتاور تولیدی توسط روتورهای اوکتاروتور و نمایش دستگاه‌های مختصات

Fig. 2. Rotor configuration, thrust, and torque generated by octorotor rotors and reference frame display

روتور دیگر راستای متفاوتی با یکدیگر دارند. به منظور ثابت نگه‌داشتن مرکز جرم در حین تغییر زوایا، زوایای دو بازوی رو در روی یکدیگر با هم یکسان درنظر گرفته می‌شود. انتظار می‌رود با استفاده از تغییر در سرعت روتورها و زوایای بازوها امکان ایجاد حرکت مستقل در ۶ درجه‌ی آزادی فراهم گردد.

فرضیات:

– طول هر ۸ بازو (L_i) با یکدیگر برابر می‌باشد.

– چیدمان بازوها در صفحه ی x-y مطابق شکل۲ به صورت متقارن و با زوایای $\alpha_i = (i-1)\pi/4$ می‌باشد.

– چهار بازوی اول، سوم، پنجم و هفتم ثابت هستند $\beta_2 = \beta_4 = \beta_6 = \beta_8 = 0$.

– بازوهای بازاویه‌ی متغیر که به صورت متقارن مقابل یکدیگر قرارگرفته‌اند، دوبه‌دو دارای سرعت‌های دورانی و زوایای یکسانی هستند. در واقع مطابق شکل۲ $\beta_1 = \beta_5 = \beta_x$ ، $\varpi_1 = \varpi_5 = \varpi_x$، $\beta_3 = \beta_7 = \beta_y$ و $\varpi_3 = \varpi_7 = \varpi_y$ می‌باشد.

– مرکز جرم کل پرنده ثابت و در مرکز هندسی پرنده قرار دارد.

۲– ۱– دستگاه‌های مختصات مرجع

همانطور که در شکل ۲ نمایش داده شده است، سه نوع دستگاه مختصات درنظرگرفته شده است:

– دستگاه مختصات F_E: به عنوان دستگاه مختصات اینرسی درنظر گرفته شده است.

– دستگاه مختصات F_B: به عنوان دستگاه مختصات بدنی درنظر گرفته شده است که مرکز آن بر مرکز جرم پرنده منطبق است.

– دستگاه مختصات F_{P_i}: ۸ دستگاه مختصات که مرکز آن‌ها بر مرکز جرم روتورها منطبق است.

به منظور انتقال یک بردار از دستگاه مختصات بدنی به دستگاه مختصات

اینرسی می‌توان از ماتریس انتقال زیر استفاده نمود[۲۰].

$$
{}^{E}R_{B} = R_{z,\psi}R_{y,\theta}R_{x,\varphi} = \begin{bmatrix} c_{\psi}s_{\theta} & c_{\psi}s_{\theta}s_{\varphi} - s_{\psi}c_{\varphi} & c_{\psi}s_{\theta}c_{\varphi} + s_{\psi}s_{\varphi} \\ c_{\theta}s_{\psi} & s_{\psi}s_{\theta}s_{\varphi} - c_{\psi}s_{\varphi} & s_{\psi}s_{\theta}s_{\varphi} - c_{\psi}s_{\varphi} \\ -s_{\theta} & c_{\theta}s_{\varphi} & c_{\theta}c_{\varphi} \end{bmatrix} \quad (۱)
$$

در رابطه‌ی بالا نماد های s و c به ترتیب برابر sin و cos بوده و زوایای φ، θ و ψ زوایای رول، پیچ و یاو هستند و جهت مثبت آن‌ها براساس قانون دست راست تعیین می‌گردد.

همچنین به منظور انتقال یک بردار از دستگاه مختصات روتورها به دستگاه مختصات بدنی می‌توان از ماتریس انتقال زیر استفاده نمود. لازم به ذکر است در اوکتاروتور پیشنهادی مقدار β_i برای چهار روتور برابر صفر و برای چهار روتور دیگر مقادیر متغیری می‌باشد.

$$
{}^{B}R_{P_i} = R_{z,\alpha_i}R_{y,\beta_i} = \begin{bmatrix} c_{\alpha_i} & -s_{\alpha_i} & 0 \\ s_{\alpha_i} & c_{\alpha_i} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_{\beta_i} & 0 & s_{\beta_i} \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_{\beta_i} & 0 & c_{\beta_i} \end{bmatrix} \quad (۲)
$$

باتوجه به رابطه‌ی (۲)، مختصات مرکز جرم روتورi ام (P_i) در دستگاه F_B به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$
{}^{B}P_i = {}^{B}R_{P_i} \begin{bmatrix} L_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۳)
$$

که در این رابطه L_i طول بازوی i ام می‌باشد.

۳- معادلات دینامیکی

با استفاده از روش استاندارد نیوتن اویلر برای سیستم‌های دینامیکی، می‌توان معادلات دینامیکی مدل پیشنهادی اوکتاروتور را با در نظر گرفتن نیروها و گشتاورهایی که توسط هر روتور ایجاد می‌شود همراه با اثرات ژیروسکوپی و اینرسی به دست آورد.

۳- ۱- دینامیک دورانی:

دینامیک دورانی سیستم در دستگاه بدنی به صورت زیر بیان می‌گردد[۲۱]:

$$
I\dot{\omega} = -\omega \times I\omega + \tau + \tau_{ext} \quad (۴)
$$

در این رابطه I ممان اینرسی، τ گشتاورهای داخلی، τ_{ext} گشتاورهای ناشی نیروهای خارجی و ω سرعت زاویه‌ای F_B نسبت به F_E است که در دستگاه F_B نوشته شده است.

گشتاورهای داخلی τ به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$
\tau = \tau_{thrust} + \tau_{drag} + \tau_{\text{gyroscopic}} \quad (۵)
$$

که در آن τ_{thrust} گشتاور نیروی پیشران، τ_{drag} گشتاور پسا و $\tau_{\text{gyroscopic}}$ گشتاور ناشی از اثرات ژیروسکوپی هستند.

نیروی پیشران در دستگاه مختصات مستقر در مرکز جرم روتور به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$
{}^{p_i}F_{thrust_i} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & k_f\varpi_i^2 \end{bmatrix}^T \quad (۶)
$$

در این رابطه k_f ضریب نیروی پیشران[1] و ϖ_i سرعت چرخشی روتور i ام می باشد. بنابراین گشتاور نیروهای پیشران در دستگاه بدنی به صورت زیر محاسبه می‌گردد

$$
{}^{B}\tau_{thrust} = \sum_{i=1}^{8}\left({}^{B}P_i \times {}^{B}R_{P_i}\, {}^{p_i}F_{thrust_i} \right) \quad (۷)
$$

گشتاور پسا[2] در دستگاه مختصات مستقر در مرکز جرم روتور به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$
{}^{p_i}\tau_{drag_i} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \mu_i k_m \varpi_i^2 \end{bmatrix}^T \quad (۸)
$$

1 propeller thrust coefficient
2 drag torque

در این رابطه k_m ضریب پسای روتورها[1] و μ_i تعیین کننده‌ی جهت اعمال گشتاورپسا می‌باشد که برای هر روتور در جهت عکس دوران روتور هست. با توجه به ساختار درنظر گرفته شده برای اوکتاروتور دراین پژوهش (شکل ۲) بردار μ_i به صورت زیر می‌باشد:

$$\mu = \begin{bmatrix} -1 & -1 & 1 & 1 & 1 & -1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (۹)$$

در نتیجه مجموع گشتاورهای پسا در دستگاه بدنی به صورت زیر قابل محاسبه می‌باشد:

$$^{B}\tau_{drag} = \sum_{i=1}^{8} {}^{B}R_{P_i}\, {}^{p_i}\tau_{drag_i} \quad (۱۰)$$

گشتاور ناشی از اثرات ژیروسکوپی در دستگاه بدنی به صورت زیر محاسبه می‌گردد[۲۲].

$$^{B}\tau_{\text{gyroscopic}} = -\sum_{i=1}^{8} \omega \times J_i \bar{\omega}_i \quad (۱۱)$$

که در آن J_i ممان اینرسی روتور i ام می‌باشد.

با جایگذاری روابط (۷) و (۹) و (۱۱) در رابطه‌ی (۵)، گشتاورهای داخلی τ به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\begin{aligned} \tau &= \tau_{thrust} + \tau_{drag} + \tau_{\text{gyroscopic}} = \\ &\sum_{i=1}^{8}\left({}^{B}P_i \times {}^{B}R_{P_i}\, {}^{p_i}F_{thrust_i} \right) + \\ &\sum_{i=1}^{8} {}^{B}R_{P_i}\, {}^{p_i}\tau_{drag_i}\, {}^{B} - \sum_{i=1}^{8} \omega \times J_i \bar{\omega}_i \end{aligned} \quad (۱۲)$$

۳- ۲- دینامیک انتقالی

دینامیک انتقالی سیستم در دستگاه اینرسی به صورت زیر بیان می‌گردد[۲۱]:

$$m\ddot{X} = m\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + {}^{E}R_B\, {}^{B}F_{thrust} + f_{ext} \quad (۱۳)$$

در این رابطه توابع m به عنوان مجموع جرم پرنده، f_{ext} به عنوان نیروی خارجی و $^{B}F_{thrust}$ به عنوان مجموع نیروی پیشران در دستگاه بدنی به صورت زیر تعریف می‌گردند

$$^{B}F_{thrust} = \sum_{i=1}^{8} {}^{B}R_{P_i}\, {}^{p_i}F_{thrust_i} \quad (۱۴)$$

۴- طراحی کنترلر به روش یادگیری تقویتی

یادگیری تقویتی یکی از روش‌های یادگیری در سیستم‌های هوشمند است که بر اساس رابطه‌ی علت و معلولی عمل می‌کند. در این روش یادگیری، عامل هوشمند با توجه به وضعیتی که در محیط دارد، عملی را بر روی محیط انجام می‌دهد و منتظر نتیجه‌ی عملش می‌ماند، این نتیجه می‌تواند در قالب یک پاداش یا تنبیه باشد. اگر نتیجه در قالب پاداش باشد، عمل انجام شده مطلوب بوده و عامل به هدفی که در آن محیط دارد نزدیک شده است، ولی اگر نتیجه در قالب تنبیه باشد، عمل انجام شده نامطلوب بوده و عامل از هدفش دور شده است. عامل باید یاد بگیرد که چه اعمالی را انجام دهد تا پاداش بیشتری را کسب کند و در نهایت به هدفش برسد.

در واقع هدف از یادگیری تقویتی آموزش یک عامل برای تکمیل یک کار در یک محیط نامشخص است؛ عامل مشاهدات و پاداش را از محیط دریافت می کند و اقداماتی را برای محیط ارسال می کند و پاداش معیاری است که نشان می دهد یک عمل تا چه حد در تکمیل هدف موفق است[۲۳].

دو بخش مهم در روش یادگیری تقویتی شامل خط مشی[2] و الگوریتم یادگیری است. خط مشی اقدامات را بر اساس مشاهدات از محیط[3] انتخاب می کند و به طور معمول، یک تابع تقریب با پارامترهای قابل تنظیم یا یک شبکه عصبی عمیق است. همچنین الگوریتم یادگیری به طور مداوم پارامترهای خط مشی را بر اساس اقدامات، مشاهدات و پاداش ها به روز می کند. هدف الگوریتم یادگیری یافتن خط مشی بهینه ای است که پاداش انباشته مورد انتظار در درازمدت را به حداکثر برساند.

1 propeller drag coefficient

2 policy

3 environment

جدول ۱. الگوریتم آموزش به روش TD3

Table 1. TD3-based training algorithm

الگوریتم TD3
* مقداردهی اولیه برای شبکه‌های منتقد[1] Q_{μ_1}، Q_{μ_2} و شبکه‌ی عملگر[2] π_η با پارامترهای تصادفی μ_1، μ_2 و η
* مقداردهی اولیه به شبکه‌های هدف $\mu_1' \leftarrow \mu_1$ ، $\mu_2' \leftarrow \mu_2$ ، $\eta' \leftarrow \eta$
* آماده‌سازی فضای ذخیره سازی تجربه‌ها B
* شروع حلقه‌ی تکرار برای $t = 1 \ to \ T$
- تعیین اکشن به همراه نویز اکتشافی[3] $a \sim \pi_\eta(s) + \varepsilon$ در حالی که $\varepsilon \sim N(0,\sigma)$ می‌باشد و به دست آوردن پاداش r و موقعیت جدید s'
- ذخیره سازی مجموعه‌ی (s,a,r,s') در B
- تشکیل یک نمونه‌ی N تایی از تجربه‌های قبلی ذخیره شده در B
- $\tilde{a} \leftarrow \pi_{\eta'}(s') + \varepsilon$ ، $\varepsilon \sim clip(N(0,\tilde{\sigma}),-c,c)$
- $h \leftarrow r + \gamma \, min_{i=1,2} Q_{\mu'_i}(s',\tilde{a})$
- به روز رسانی پارامترهای شبکه‌ی منتقد: $\mu_i \leftarrow arg\,min_{\mu_i} N^{-1} \Sigma (h - Q_{\mu_i}(s,a))^2$
- اگر شماره‌ی اپیزود t در مجموعه‌ی b قرارداشته باشد:
- به روز رسانی پارامترهای شبکه‌ی عملگر (η) بوسیله‌ی گرادیان خط مشی قطعی[4]
$\nabla_\eta J(\eta) = N^{-1} \Sigma \nabla_a Q_{\mu_1}(s,a)\big\|_{a=\pi_\eta(s)} \nabla_\eta \pi_\eta(s)$
- به روز رسانی پارامترهای شبکه‌های هدف
$\mu_i' \leftarrow \chi \mu_i + (1-\chi)\mu_i'$
$\eta' \leftarrow \chi \eta + (1-\chi)\eta'$
- پایان شرط
* پایان حلقه‌ی تکرار

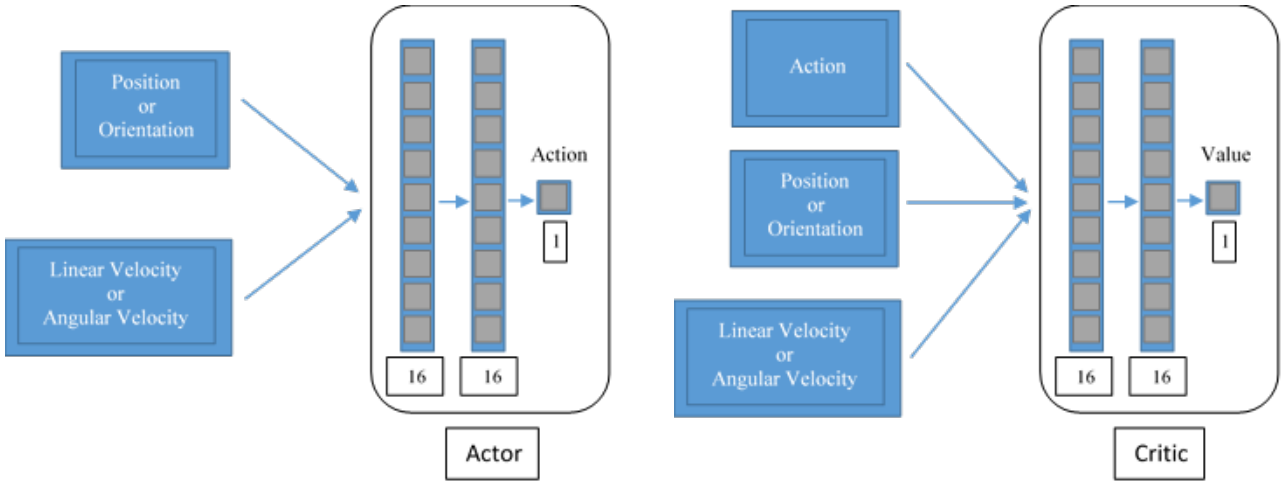
[1] critic networks
[2] actor network
[3] exploration noise
[4] deterministic policy gradient

۴- ۱- الگوریتم آموزش TD3

در روش یادگیری تقویتی از الگوریتم‌های آموزشی متعددی برای حل مسئله استفاده شده است. در این پژوهش از روش یادگیری گرادیان سیاست گرایی قطعی با تأخیر دوقلو[1] به منظور آموزش شبکه‌ی عصبی عمیق استفاده شده است. این الگوریتم یک روش یادگیری تقویتی بدون مدل[2]، برخط[3] و بدون سیاست[4] است و یک عامل آن یک عامل یادگیری تقویتی عملگر-منتقد[5] است که به دنبال یک خط مشی بهینه برای به حداکثر رساندن پاداش انباشته درازمدت می‌باشد. در واقع این الگوریتم توسعه ای از الگوریتم گرادیان سیاست گرایی قطعی است. عوامل گرادیان سیاست گرایی قطعی می توانند توابع ارزش[6] را بیش از حد تخمین بزنند و سبب ایجاد خط مشی غیر بهینه شوند. برای کاهش تخمین بیش از حد تابع ارزش، تغییراتی (نظیر آموزش دو تابع ارزش Q[7] و استفاده از مقدار حداقل تابع ارزش در طول به‌روزرسانی خط‌مشی، به‌روزرسانی خط‌مشی با تناوبی کمتر از توابع Q و اضافه کردن نویز به عامل هدف[8]) در الگوریتم گرادیان سیاست گرایی قطعی داده شده و الگوریتم گرادیان سیاست گرایی قطعی با تأخیر دوقلو ایجاد شده است. الگوریتم آموزش گرادیان سیاست گرایی قطعی با تأخیر دوقلو در جدول ۱ بیان شده است[۲۴].

در جدول ۱ پارامترهای Q_{μ_1}، Q_{μ_2} و π_η به ترتیب بیانگر شبکه‌های منتقد اول و دوم و شبکه‌ی عملگر می‌باشد. پارامترهای μ_1، μ_2 و η بیانگر پارامترهای قابل تنظیم شبکه‌های منتقد و شبکه‌ی عملگر می‌باشد و μ_1'،

1 Twin-Delayed Deep Deterministic Policy Gradient
2 model-free
3 online
4 off-policy
5 actor-critic
6 value functions
7 Q-value
8 target action



شکل ۳. ساختار شبکه های عملگر و منتقد

Fig. 3. Actor-critic network configuration

μ_k' و η' مقادیر تصادفی اختصاص داده شده به آن‌ها می‌باشد. s بیانگر فضای حالت فعلی، s' بیانگر فضای حالت جدید، r بیانگر میزان پاداش در هر اپیزود، h بیانگر میزان تابع ارزش، ε بیانگر میزان نویز درنظرگرفته شده، a بیانگر میزان اکشن و χ بیانگر ضریب به روزرسانی پارامترهای شبکه‌های هدف می‌باشد.

۴- ۲- ساختار کنترلی پیشنهادی

هدف از این پژوهش طراحی یک کنترل کننده شبکه‌ی عصبی به روش یادگیری تقویتی به منظور کنترل پرنده در ۶ درجه‌ی آزادی به صورت مستقل است. برای این منظور در مرحله‌ی آموزش به شبکه‌های عصبی از روابط کلی زیر به عنوان ۶ رابطه‌ی دینامیکی مستقل برای درنظر گرفتن محیط آموزش استفاده شده است و ۶ شبکه به صورت مجزا برای کنترل آن‌ها آموزش داده شده است.

$$m\ddot{X} = \begin{bmatrix} F_x & F_y & F_z \end{bmatrix} \tag{۱۵}$$

$$I\dot{\omega} + \omega \times I\omega = \begin{bmatrix} \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{bmatrix} \tag{۱۶}$$

در این روابط، پارامترهای F_x ، F_y و F_z به ترتیب بیانگر نیروی مورد نیاز در راستاهای x، y و z به منظور رسیدن به موقعیت مطلوب و پارامترهای τ_x ، τ_y و τ_z به ترتیب بیانگر گشتاور مورد نیاز حول محورهای x، y و z به منظور رسیدن به وضعیت مطلوب می‌باشد.

به منظور طراحی شبکه‌ی عصبی و آموزش آن به روش یادگیری تقویتی، برای هر درجه‌ی آزادی نیاز به یک شبکه‌ی عملگر و دو شبکه‌ی منتقد می‌باشد که مطابق شکل ۳ در نظر گرفته شده است. ساختار هر سه شبکه مشابه هم و به صورت شبکه‌ای با لایه‌ی ورودی دارای ۲ نورون شامل دو پارامتر موقعیت در یک راستا و سرعت خطی در همان راستا (یا وضعیت و سرعت دورانی)، دو لایه‌ی پنهان با ۱۶ نورون و تابع فعال‌سازی یکسوساز[1] و لایه‌ی خروجی با ۱ نورون درنظرگرفته شده است. در شبکه‌ی عملگر از تابع فعال‌سازی تانژانت هذلولوی[2] استفاده شده است و خروجی آن به منظور تعیین نیروی (گشتاور) موردنیاز در راستای مورد نظر به منظور رسیدن به موقعیت (یا وضعیت) هدف استفاده می‌گردد؛ همچنین از خروجی شبکه‌های منتقد مطابق الگوریتم بیان شده در جدول۱ به منظور تخمین تابع ارزش استفاده می‌شود.

آموزش شبکه به‌نحوی انجام می‌گیرد که با فرض قرارگیری پرنده در هر موقعیت و وضعیتی و با هر سرعتی به سمت صفر یا به عبارتی قرارگیری در مبدا دستگاه مختصات هدایت شود و در آن محل به صورت شناور بماند. در هنگام آموزش موقعیت در بازه‌ای با شعاع ۲ متر و وضعیت در بازه‌ای با شعاع ۶۰ درجه به صورت تصادفی انتخاب می‌شوند. نکته‌ی قابل ذکر در مورد

1 ReLU
2 Hyperbolic Tangent

این نحوه‌ی آموزش به شبکه این است که این یادگیری سبب ایجاد کنترلر مقاوم در پرنده نیز خواهد شد چراکه عوامل خارجی سبب انحراف پرنده از مسیر هدف شده و شبکه آموزش دیده است از هر موقعیت و وضعیتی و با هر سرعتی به مسیرهدف بازگردد.

تابع پاداش در آموزش نیز به نحوی درنظرگرفته می‌شود که علاوه بر حرکت به سمت هدف با کمترین تلاش کنترلی به هدف دست یابد. به عنوان نمونه برای آموزش در راستای x تابع پاداش به صورت زیر تعریف شده است:

$$r = -\rho(x - x_d)^2 - (1-\rho)u^2 \qquad (۱۷)$$

که در آن $x_d = 0$ بوده و بیانگر موقعیت هدف در راستای x ، پارامتر u بیانگر تلاش کنترلی در راستای x و ρ بیانگر ضریب تاثیر می‌باشد. همچنین قابل ذکر است برای موقعیت هدف دیگری به جز مبدامختصات، نیاز به آموزش مجدد شبکه نیست وتنها با ایجاد یک تغییر متغیر در دینامیک مسئله می‌توان پرنده را به سمت اهداف مورد نظر هدایت نمود.

مزیت دیگر این آموزش این است که با توجه به مشابهت ساختار شبکه، رابطه‌ی دینامیکی و هدف کنترلی در ۳ درجه‌ی آزادی انتقالی، می‌توان از شبکه‌ی آموزش داده شده در راستای x برای راستاهای y و z نیز استفاده نمود و نیازی به آموزش مجدد در این راستاها نیست. همچنین از شبکه‌ی آموزش داده شده برای دوران حول محورx می‌توان برای دوران حول محورهای y و z نیز استفاده کرد.

۴- ۲- ۱- محاسبه‌ی سرعت روتورها وزوایای بازوها

در مدل اوکتاروتور پیشنهادی ۶ خروجی نیرو و گشتاور گرفته شده از شبکه‌ها باید مبنای محاسبه‌ی سرعت ۸ روتور اصلی پرنده و زوایای چهار بازو قرار بگیرد. برای این منظور به صورت زیر عمل می‌شود.

با توجه به روابط (۱۳) و (۱۵) خواهیم داشت:

$$m\begin{bmatrix}0\\0\\-g\end{bmatrix} + {}^{E}R_{B}\left(\sum_{i=1}^{8} {}^{B}R_{P_i}\, {}^{P_i}F_{thrust_i}\right) + f_{ext} = \begin{bmatrix}F_x\\F_y\\F_z\end{bmatrix} \qquad (۱۸)$$

با درنظر گرفتن فرضیات مدل درنظرگرفته شده برای اوکتاروتور در بخش ۲ و با محاسبه‌ی برایند نیروها در راستای z (سطر سوم معادلات (۱۸)) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} z:\ & \underbrace{\varpi_x^2(-2k_f \sin\beta_x \sin\theta + 2k_f \cos\beta_x \cos\theta\cos\varphi)}_{p.1} \\ & + \underbrace{\varpi_y^2(2k_f \sin\beta_y \cos\theta\sin\varphi + 2k_f \cos\beta_y \cos\theta\cos\varphi)}_{p.2} \\ & + \underbrace{(\varpi_2^2+\varpi_4^2+\varpi_6^2+\varpi_8^2)\, k_f \cos\theta\cos\varphi}_{p3} = mg + F_z \end{aligned} \qquad (۱۹)$$

با فرض این که κ درصد از نیروهای راستای z توسط روتورهای با زاویه‌ی ثابت و $(1-\kappa)$ درصد توسط روتورهای ثابت تعیین گردد از سه بخش رابطه‌ی (۱۹) خواهیم داشت:

$$p.1:\ \varpi_x^2 = \frac{\kappa(mg + F_z)}{-k_f \sin\beta_x \sin\theta + k_f \cos\beta_x \cos\theta\cos\varphi} \qquad (۲۰)$$

$$p.2:\ \varpi_y^2 = \frac{\kappa(mg + F_z)}{k_f \sin\beta_y \cos\theta\sin\varphi + k_f \cos\beta_y \cos\theta\cos\varphi} \qquad (۲۱)$$

$$p.3:\ (\varpi_2^2+\varpi_4^2+\varpi_6^2+\varpi_8^2) = \frac{(1-\kappa)(mg + F_z)}{k_f \cos\theta\cos\varphi} \qquad (۲۲)$$

با محاسبه‌ی برایند نیروها در راستای x و y در معادلات (۱۸) و جایگذاری روابط (۲۰) و (۲۱) خواهیم داشت:

$$\tan\beta_x = \frac{(F_x \cos\theta\cos\psi + F_y \cos\theta\sin\psi - mg\sin\theta - F_z \sin\theta)\cos\theta\cos\varphi}{(1-\kappa)(mg + F_z) + (F_x \cos\theta\cos\psi + F_y \cos\theta\sin\psi - mg\sin\theta - F_z \sin\theta)\sin\theta} \qquad (۲۳)$$

$$tan\,\beta_y = \frac{(F_x(cos\,\psi\,sin\,\theta\,sin\,\varphi - sin\,\psi\,cos\,\varphi) + F_y(sin\,\psi\,sin\,\theta\,sin\,\varphi + cos\,\psi\,cos\,\varphi)}{(1-\kappa)(mg+F_z) - (F_x(cos\,\psi\,sin\,\theta\,sin\,\varphi - sin\,\psi\,cos\,\varphi) + (mg+F_z)\,cos\,\theta\,sin\,\varphi)\,cos\,\theta\,cos\,\varphi} \cdots \frac{}{+F_y(sin\,\psi\,sin\,\theta\,sin\,\varphi + cos\,\psi\,cos\,\varphi) + (mg+F_z)\,cos\,\theta\,sin\,\varphi)\,cos\,\theta\,sin\,\varphi} \tag{۲۴}$$

همچنین با توجه به روابط (۴) و (۱۲) برای دینامیک اوکتاروتور و رابطه‌ی (۱۶) خواهیم داشت:

$$\sum_{i=1}^{8}\left({}^{B}P_i \times {}^{B}R_{P_i}\,{}^{P_i}F_{thrust_i}\right) + \sum_{i=1}^{8}{}^{B}R_{P_i}\,{}^{P_i}\tau_{drag_i}\,{}^{B} - \sum_{i=1}^{8}\omega \times J_i\,\bar{\omega}_i + \tau_{ext} = \begin{bmatrix}\tau_x\\ \tau_y\\ \tau_z\end{bmatrix} \tag{۲۵}$$

با استفاده از سه معادله‌ی (۲۵) و معادله‌ی (۲۲) یک دستگاه چهار معادله و چهار مجهول خواهیم داشت که نتیجه‌ی آن به صورت زیر خواهد بود:

$$\varpi_2^2 = \left(\begin{matrix}-\dfrac{\tau_y}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}} + \dfrac{\tau_x}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}}\\ -\dfrac{\tau_z}{k_m} + \dfrac{(1-\kappa)(mg+F_z)}{k_f\,cos\,\theta\,cos\,\varphi}\end{matrix}\right)\Bigg/4 \tag{۲۶}$$

$$\varpi_4^2 = \left(\begin{matrix}\dfrac{\tau_y}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}} + \dfrac{\tau_x}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}}\\ +\dfrac{\tau_z}{k_m} + \dfrac{(1-\kappa)(mg+F_z)}{k_f\,cos\,\theta\,cos\,\varphi}\end{matrix}\right)\Bigg/4 \tag{۲۷}$$

$$\varpi_6^2 = \left(\begin{matrix}\dfrac{\tau_y}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}} - \dfrac{\tau_x}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}}\\ -\dfrac{\tau_z}{k_m} + \dfrac{(1-\kappa)(mg+F_z)}{k_f\,cos\,\theta\,cos\,\varphi}\end{matrix}\right)\Bigg/4 \tag{۲۸}$$

$$\varpi_8^2 = \left(\begin{matrix}-\dfrac{\tau_y}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}} - \dfrac{\tau_x}{k_f L\,cos\,\frac{\pi}{4}}\\ +\dfrac{\tau_z}{k_m} + \dfrac{(1-\kappa)(mg+F_z)}{k_f\,cos\,\theta\,cos\,\varphi}\end{matrix}\right)\Bigg/4 \tag{۲۹}$$

درنهایت با استفاده از روابط (۲۰)، (۲۱)، (۲۳)، (۲۴) و (۲۶) تا (۲۹) سرعت‌های دورانی ۸ روتور و زوایای بازوهای غیرثابت براساس خروجی شبکه‌های عصبی قابل محاسبه می‌باشد.

۵- شبیه سازی و نتایج

۵- ۱- شبیه‌سازی عددی

به منظور اجرای شبیه‌سازی عددی پارامترهای مربوط به اوکتاروتور مطابق جدول ۲ درنظر گرفته شده است.

همانطور که بیان شد آموزش شبکه به‌نحوی انجام می‌گیرد که با فرض قرارگیری پرنده در هر موقعیت و وضعیتی و با هر سرعتی به سمت صفر یا به عبارتی قرارگیری در مبدا دستگاه مختصات هدایت شود و در آن محل به صورت شناور بماند. هر اپیزود مربوط به آموزش شبکه در ۴ ثانیه که شامل ۴۰۰ گام زمانی[1] است انجام گرفته است. در این پژوهش آموزش کامل شبکه (به منظور پایداری در حالت شناوری) درکمتر از ۲۰۰ هزار گام زمانی برای هر درجه آزادی انجام گرفته است، در حالی که در سایر پژوهش ها که از یادگیری تقویتی برای کنترل کوادروتور استفاده کرده اند، نظیر هانگبو و همکاران [۲۵] حدود ۲۱۵۰ میلیون گام زمانی و پی وهمکاران [۱۵] حدود ۱۰ میلیون گام زمانی برای دستیابی به پایداری مناسب در حالت شناوری نیاز داشته اند. در واقع مدل پیشنهادی و مستقل بودن درجات آزادی امکان کاهش ابعاد شبکه نسبت به پژوهش‌های قبلی و درنتیجه کاهش چشمگیر زمان آموزش را فراهم کرده است که از مزیت‌های این پژوهش محسوب می‌گردد.

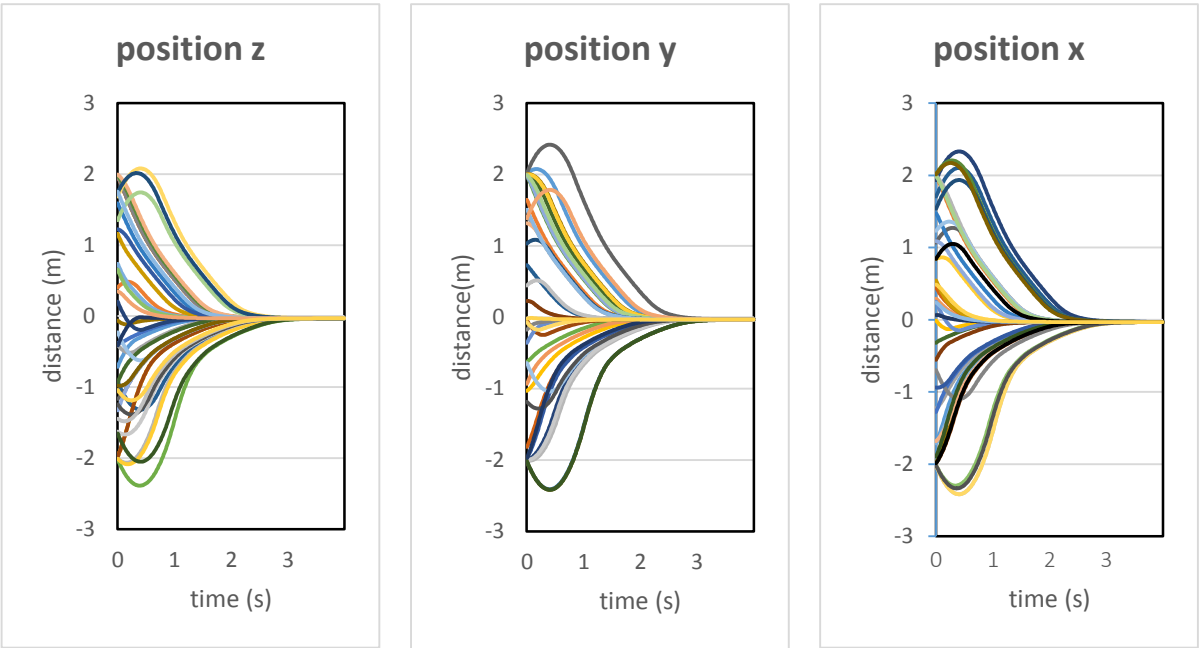
شکل ۴ و ۵ بیانگر هدایت پرنده به سمت قرارگیری در مرکزمختصات

1 Time step

جدول ۲. پارامترهای اوکتاروتور

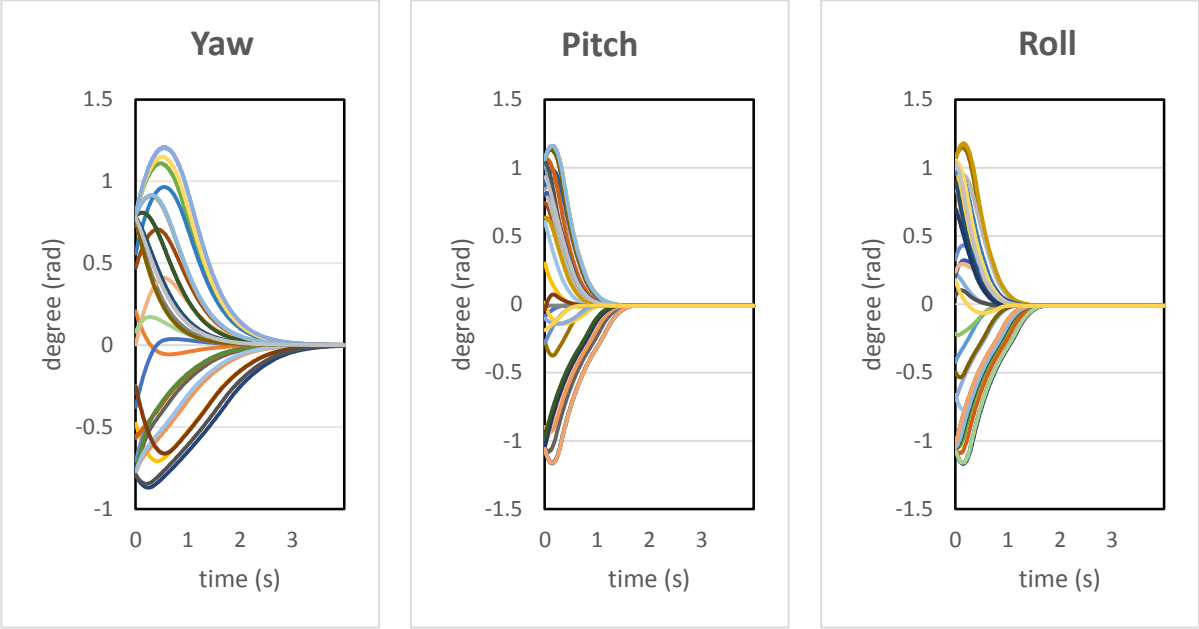
Table2. Octorotor parameters

پارامترها	مقادیر
جرم	۱ (kg)
طول بازوها	۰/۲۳ (m)
ضریب نیروی پیشران	$۳/۱۳\times۱۰^{-۵}$ (N.s^{۲})
ضریب پسای روتورها	$۷/۵\times۱۰^{-۷}$ (N.m.s^{۲})
ممان اینرسی حول محور x	$۷/۵\times۱۰^{-۳}$ (kg.m^{۲})
ممان اینرسی حول محور y	$۷/۵\times۱۰^{-۳}$ (kg.m^{۲})
ممان اینرسی حول محور z	$۱/۳\times۱۰^{-۲}$ (kg.m^{۲})



شکل ۴. فاصله‌ی محورهای x،y و z اوکتاروتور از مرکز [۰،۰،۰] در مانور معلق ماندن در ۴ ثانیه. نقاط شروع از ۴۰ حالت مختلف با موقعیت و سرعت خطی تصادفی انتخاب شده است.

Fig. 4. The distance of the x, y, and z axes of the octorotor from the origin [0,0,0] in the hovering maneuver within four seconds. Starting points are selected from forty modes with random position and linear velocity



شکل ۵. میزان رول، پیچ ویاو در مانور معلق ماندن در ۴ ثانیه. نقاط شروع از ۴۰ حالت مختلف با وضعیت و سرعت زاویه ای تصادفی انتخاب شده است.

Fig. 5. The roll, pitch, and yaw rates in the hovering maneuver within four seconds. The starting points are selected from forty modes with random position and angular velocity.

و برقراری پایداری در حالت شناوری با شروع از ۴۰ حالت تصادفی می‌باشد. لازم به ذکر است هر شش درجه‌ی آزادی به صورت همزمان و مستقل عمل می‌کند.

به منظور بررسی قابلیت کنترل اوکتاروتور درمسیرها و جهت‌گیری‌های از پیش تعیین شده، مطابق جدول ۳ برای جابه جایی در راستای محور x از تابع مرتبه دوم، برای جابه‌جایی در راستای محورهای y و z از توابع خطی و برای رول وپیچ از توابع پله و برای یاو از تابع ثابت برای تعیین مسیر از پیش تعیین شده استفاده شده است که هر شش درجه‌ی آزادی باید به صورت همزمان و مستقل آن‌ها را تعقیب نمایند.

نمودارهای ترسیم شده در شکل ۶ بیانگر قابلیت اوکتاروتور پیشنهادی در کنترل مستقل شش درجه‌ی آزادی درمسیرها وجهتگیری‌های مطرح شده در جدول ۳ در طی ۱۰ ثانیه می‌باشد که در واقع ثابت‌کننده‌ی قابلیت‌های ساختار وکنترلر پیشنهادی برای اوکتاروتور هست. بیشترین میزان انحراف در شکل ۶ (الف) مربوط به انحراف پرنده در راستای x از مسیر تعیین شده در ثانیه‌ی ۸ می‌باشد که به دلیل تغییر ناگهانی سرعت از پیش تعیین از ۱/۳۳- به صفر (مطابق جدول۳) می‌باشد، نمودار ترسیم شده بیانگر قابلیت کنترلر در هدایت سریع پرنده به مسیر هدف از پیش تعیین شده می‌باشد.

موارد مطرح شده در بالا و نتایج ترسیم شده در شکل‌های ۴، ۵ و ۶ بیانگر عملکرد مناسب کنترلر در محیط شبیه‌سازی می‌باشد در حالی که عملکرد پرنده در محیط واقعی می‌تواند تحت تاثیر عوامل مختلفی قرارگرفته و عملکرد مناسبی نداشته باشد. از جمله‌ی این عوامل می‌توان به عملکرد ضعیف باتری، اختلال در سیگنال‌های ارسالی و یا عملکرد معیوب موتورها اشاره نمود، بنابراین برای عملکرد مناسب کنترلر در محیط واقعی باید کنترلر نسبت به این تغییرات مقاوم باشد. باتوجه به این که ایجاد این اختلالات را می‌توان باعث عدم اعمال نیروی کافی برای تعقیب مسیر از پیش‌تعیین شده و در نتیجه انحراف از مسیر دانست و توجه به این نکته که آموزش شبکه به نحوی انجام گرفته است که در هر شرایطی (موقعیت و سرعت دلخواه) به سمت هدف هدایت می‌گردد، بنابراین کنترلر پیشنهادی از قابلیت مقاوم بودن در برابر اختلالات بیان شده برخوردار هست.

اگر نتیجه‌ی ایجاد اختلال در پرنده را به صورت ضعف در اعمال نیروی لازم تعریف نماییم یا به عبارت دیگر تنها درصدی از نیروهای تعیین شده توسط شبکه در محیط واقعی اعمال شود، نیروی اعمال شده توسط موتورها

جدول ۳. مسیرها و جهت‌گیری های از پیش تعیین شده برای اوکتاروتور

Table 3. Preset trajectories and orientations for the octorotor

جابه‌جایی در راستای محورx:	جابه‌جایی در راستای محورy:	جابه‌جایی در راستای محورz:
$\begin{cases} \begin{cases} x=0 \\ \dot{x}=0 \end{cases} & t<2 \\ \begin{cases} x=\dfrac{-t^2+10t-16}{4/5} \\ \dot{x}=\dfrac{-2t+10}{4/5} \end{cases} & 2\le t<8 \\ \begin{cases} x=0 \\ \dot{x}=0 \end{cases} & t\ge 8 \end{cases}$	$\begin{cases} \begin{cases} y=0 \\ \dot{y}=0 \end{cases} & t<4 \\ \begin{cases} y=0/25t-1 \\ \dot{y}=0/25 \end{cases} & 4\le t<6 \\ \begin{cases} y=-0/25t+2 \\ \dot{y}=-0/25 \end{cases} & 6\le t<8 \\ \begin{cases} y=0 \\ \dot{y}=0 \end{cases} & t\ge 8 \end{cases}$	$\begin{cases} \begin{cases} z=0 \\ \dot{z}=0 \end{cases} & t<1 \\ \begin{cases} z=0/5t-0/5 \\ \dot{z}=0/5 \end{cases} & 1\le t<3 \\ \begin{cases} z=1 \\ \dot{z}=0 \end{cases} & 3\le t<6 \\ \begin{cases} z=-0/5t+4 \\ \dot{z}=-0/5 \end{cases} & 6\le t<8 \\ \begin{cases} z=0 \\ \dot{z}=0 \end{cases} & t\ge 8 \end{cases}$
دوران حول محور x:	دوران حول محور y:	دوران حول محور z:
$\begin{cases} \begin{cases} \varphi=0 \\ \dot{\varphi}=0 \end{cases} & t<2 \\ \begin{cases} \varphi=\dfrac{30*\pi}{180} \\ \dot{\varphi}=0 \end{cases} & 2\le t<5 \\ \begin{cases} \varphi=0 \\ \dot{\varphi}=0 \end{cases} & t\ge 5 \end{cases}$	$\begin{cases} \begin{cases} \theta=0 \\ \dot{\theta}=0 \end{cases} & t<4 \\ \begin{cases} \theta=\dfrac{15*\pi}{180} \\ \dot{\theta}=0 \end{cases} & 4\le t<7 \\ \begin{cases} \theta=0 \\ \dot{\theta}=0 \end{cases} & t\ge 7 \end{cases}$	$\begin{cases} \psi=0 \\ \dot{\psi}=0 \end{cases} \quad 0\le t\le 10$

به صورت رابطه‌ی زیر تعیین می‌گردد[۱۵].

$$\begin{bmatrix} F_{x_{real}} & F_{y_{real}} & F_{z_{real}} \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} F_x & F_y & F_z \end{bmatrix} \qquad (۳۰)$$

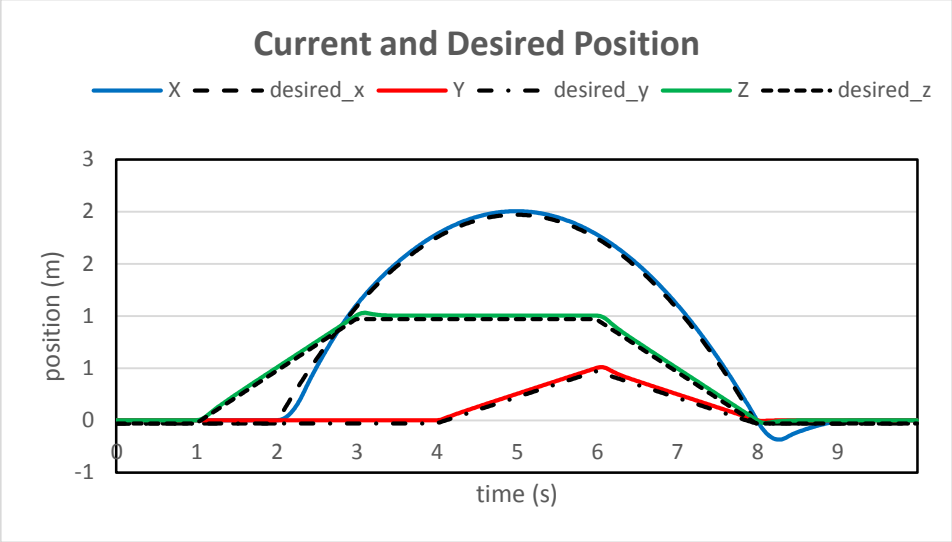
که در آن $F_{x_{real}}$، $F_{y_{real}}$ و $F_{z_{real}}$ بیانگر نیروهای اعمال شده در محیط واقعی و C بیانگر درصد انتقال نیرو می‌باشد.

شکل ۷ نمودار مربوط به حالت انتقال پرنده در راستای محور z به میزان ۲ متر در ۴ ثانیه به ازای مقادیر مختلف C می‌باشد که بیانگر مقاوم بودن کنترلر طراحی شده در برابر اختلالات ایجاد شده در محیط واقعی هست.

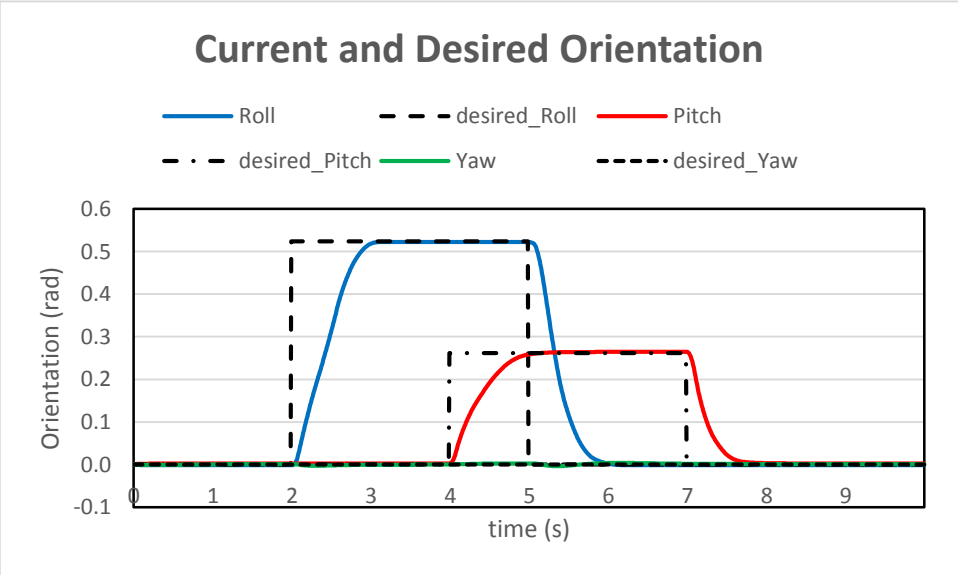
۵- ۲- شبیه سازی سخت افزار در حلقه:

ایده اصلی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، به قراردادن یک یا چند زیر سیستم از یک سامانه به صورت سخت‌افزار واقعی در حلقه‌ی شبیه‌سازی مربوط می‌شود. مزیت عمده این روش این است که بدون نیاز به ساخت تمام اجزای سیستم، می‌توان سیستم کنترل را در شرایطی تا حد امکان واقعی مورد آزمایش قرار داد و چون به جای برخی از زیر سیستم‌ها، سخت افزار واقعی قرار گرفته است، نتایج شبیه سازی به عملکرد واقعی سیستم نزدیک‌تر خواهد بود و در نتیجه می‌توان از ریسک و هزینه‌ی آزمایش‌هایی که ممکن است ناموفق باشند، جلوگیری کرد.

در این پژوهش به منظور اجرای یک تست ساده‌ی سخت‌افزار در حلقه، دینامیک پرنده با درنظر گرفتن دینامیک موتورها به صورت روابط ریاضی



(الف)



(ب)

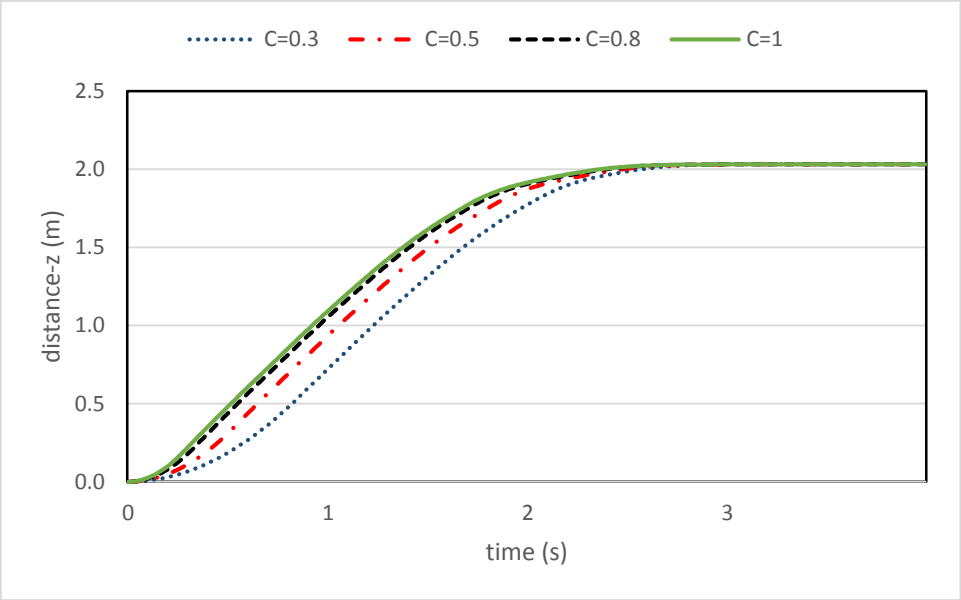
شکل ۶. نمودارهای تعقیب مسیر (الف) و جهت‌گیری (ب) اوکتاروتور در شش درجه‌ی آزادی مستقل

Fig. 6. (a) Trajectory tracking and (b) orientation graphs of the octorotor in independent 6-DoF

شبیه‌سازی شده و بر روی یک بورد الکترونیکی آپلود شده است؛ از طرفی کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در پایتون بر روی یک لپ‌تاپ قرار دارد و تست رهگیری مسیر از پیش‌تعیین شده بوسیله‌ی برقراری ارتباط سریال بین پایتون (کنترل‌کننده) و آردوینو (دینامیک پرنده) انجام گرفته است.

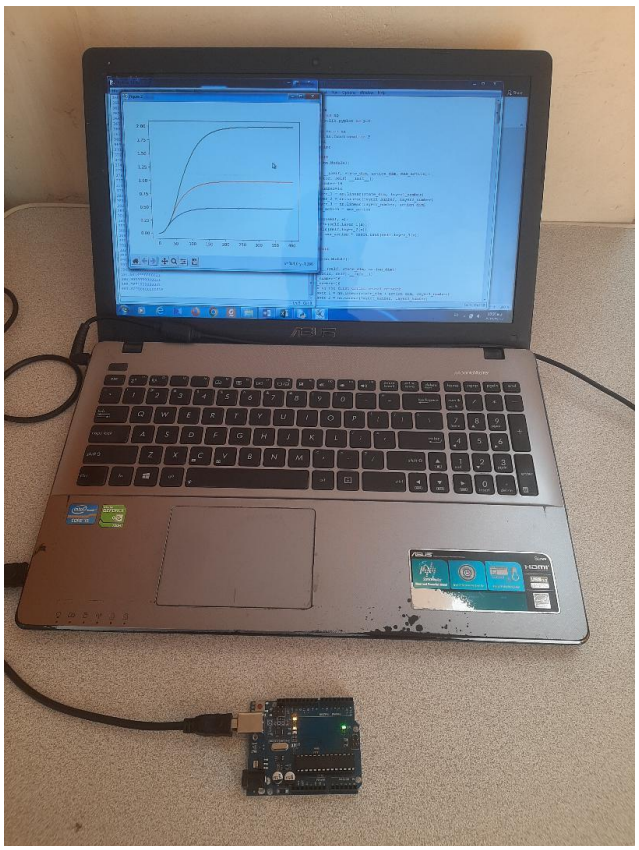
بورد الکترونیکی مورد استفاده در این پژوهش از نوع آردوینو با تراشه‌ی ATmega۳۲۸P می‌باشد که از طریق یک کابل سریال به لپ‌تاپ متصل می‌گردد (شکل۸). همچنین به منظور شبیه‌سازی عملکرد موتورها از رابطه‌ی (۳۱) به عنوان دینامیک موتورها استفاده شده است.

$$\frac{d\varpi_i}{dt} = K_\omega(\varpi_i^{des.} - \varpi_i) \qquad (۳۱)$$



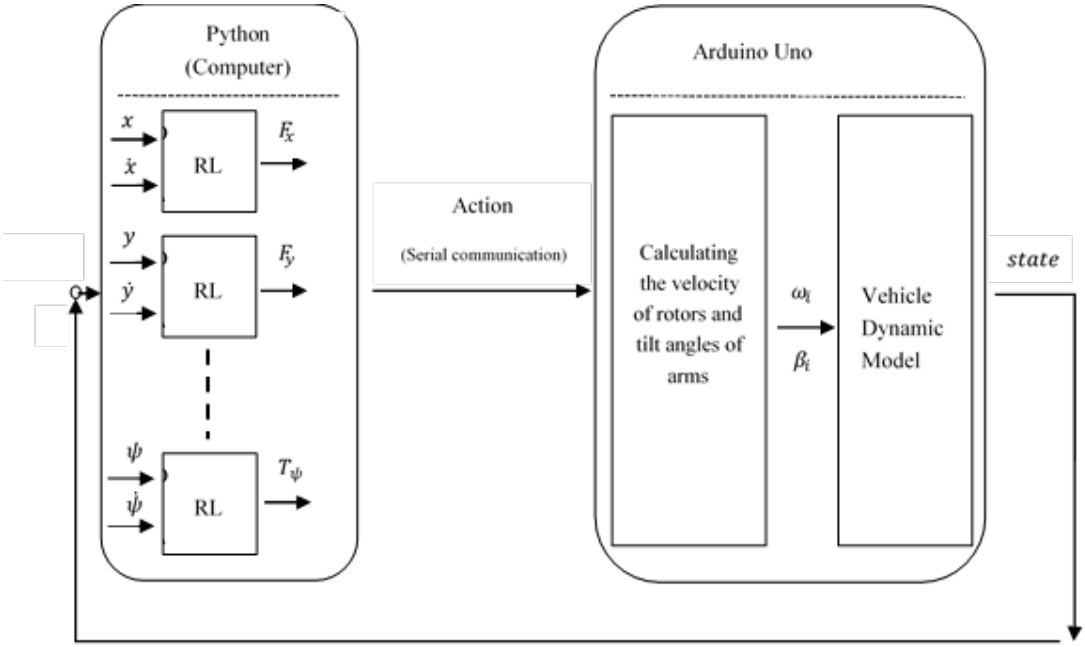
شکل ۷. میزتاثیر مقادیر مختلف در جابه‌جایی اوکتاروتور در راستای محور z

Fig. 7. The effect of different values of C on octorotor transmission along the z-axis



شکل ۸. سخت افزار در حلقه

Fig. 8. Hardware in the loop



شکل ۹. بلوک دیاگرام سخت افزار در حلقه

Fig. 9. Block diagram of hardware in the loop

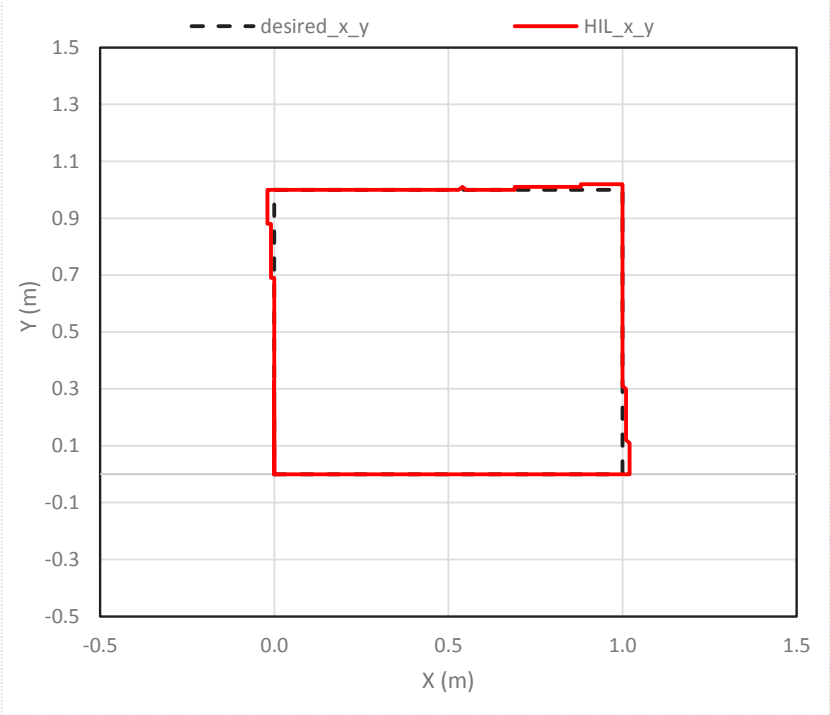
که در این رابطه، پارامتر $K_\omega = ۲۰\ s^{-۱}$ بیانگر تاخیر زمانی موتورها، $\varpi_i^{des.}$ بیانگر سرعت زاویه‌ای مطلوب روتور iام و ϖ_i بیانگر سرعت زاویه‌ای ایجاد شده توسط موتورها می‌باشد.

همان‌طور که در شکل۹ نمایش داده شده است. نیروهای مورد نیاز در شش درجه‌ی آزادی برای رهگیری مسیر توسط کامپیوتر و پایتون تعیین شده و به صورت یکجا به عنوان یک رشته از طریق پورت سریال به بورد آردوینو ارسال می‌گردد. نیروهای دریافت شده توسط بورد الکترونیکی مبنای محاسبه‌ی سرعت روتورها و زاویه بازوهای متغیر قرار گرفته و سپس به دینامیک پرنده اعمال شده و موقعیت جدید پرنده تخمین زده می‌شود و در نهایت ۱۲ پارامتر شامل موقعیت، وضعیت، سرعت‌های انتقالی و دورانی پرنده به صورت یکجا به عنوان یک رشته به پایتون ارسال می‌گردد. این فرایند به صورت یک حلقه ادامه خواهدداشت و رهگیری مسیر از پیش‌تعیین شده مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

شکل ۱۰ و شکل ۱۱ به ترتیب نمودار تعقیب میسر مربعی‌شکل و دایره‌ای شکل را نمایش می‌دهد که بیانگر صحت عملکرد کنترل‌کننده در تست سخت‌افزار در حلقه با وجود تاخیرات ارسال و دریافت اطلاعات از طریق پورت سریال و در نظر گرفتن دینامیک موتورها در شبیه‌سازی دینامیک پرنده می‌باشد.

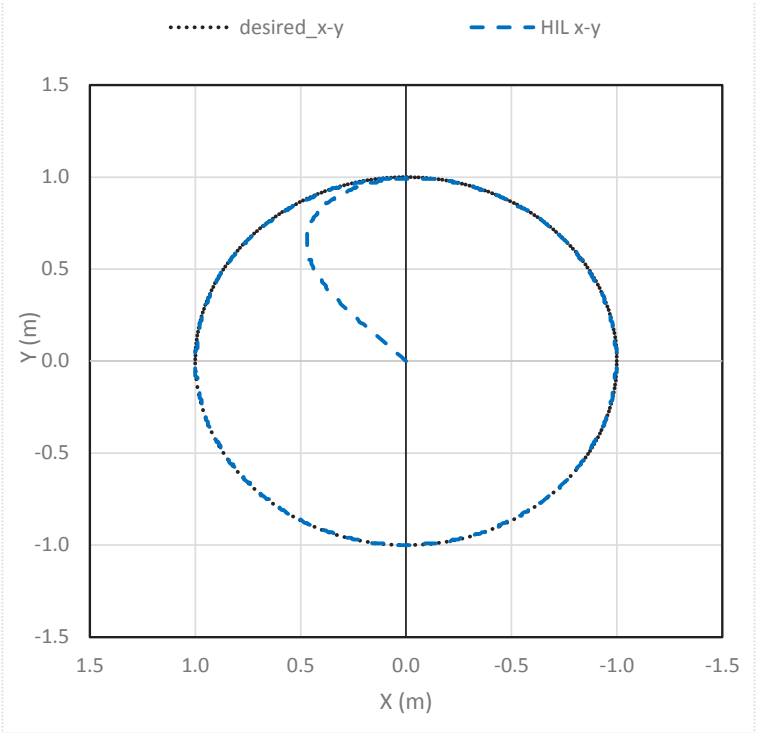
۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک ساختار و پیکره‌بندی جدید برای یک اوکتاروتور ارائه شده است به نحوی که چهار روتور آن همانند یک اوکتاروتور متداول جانمایی شده و چهار روتور دیگر بر روی چهار بازو با زاویه‌ی متغیر قرار خواهند گرفت. از قابلیت های این پیکره‌بندی افزودن قابلیت دنبال‌کردن جهت‌گیری به اهداف پرنده علاوه بر دنبال کردن موقعیت می‌باشد. همچنین کنترل کننده‌ای بوسیله‌ی شبکه‌های عصبی و روش یادگیری تقویتی برای این پرنده طراحی شده که علاوه بر قابلیت کنترل اوکتاروتور در شش درجه‌ی آزادی مستقل از قابلیت مقاوم بودن در برابر اختلالات یک یا چند موتور نیز برخوردار است. بواسطه‌ی مستقل بودن درجات آزادی، ابعاد شبکه‌ی درنظرگرفته شده برای این کنترلر نسبت به پژوهش‌های مشابه کوچکتر بوده و زمان آموزش نیز به صورت چشمگیری کاهش یافته است؛ بدون این‌که از قابلیت‌ها و دقت کنترلر طراحی شده کاسته شود. نمودارهای ترسیم شده در این مقاله به خوبی بیانگر قابلیت‌های پیکره‌بندی وکنترلر طراحی شده می‌باشد و می‌توان از آن به منظور استفاده در پرنده‌های واقعی بهره‌گرفت.



شکل ۱۰. تعقیب مسیر مربعی شکل در تست سخت‌افزار در حلقه

Fig. 10. Square-shaped trajectory tracking in HIL testing



شکل ۱۱. تعقیب مسیر دایره‌ای شکل در تست سخت‌افزار در حلقه

Fig. 11. Circular -shaped trajectory tracking in HIL testing

منابع

[1] G. Barbaraci, Modeling and control of a quadrotor with variable geometry arms, Journal of Unmanned Vehicle Systems, 3(2) (2015) 35-57.

[2] D. Brescianini, R. D'Andrea, Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle, in: 2016 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA), IEEE, 2016, pp. 3261-3266.

[3] Y. Tadokoro, T. Ibuki, M. Sampei, Maneuverability analysis of a fully-actuated hexrotor UAV considering tilt angles and arrangement of rotors, IFAC-PapersOnLine, 50(1) (2017) 8981-8986.

[4] D. Invernizzi, M. Lovera, Geometric tracking control of a quadcopter tiltrotor UAV, IFAC-PapersOnLine, 50(1) (2017) 11565-11570.

[5] D. Invernizzi, M. Giurato, P. Gattazzo, M. Lovera, Full pose tracking for a tilt-arm quadrotor UAV, in: 2018 IEEE Conference on Control Technology and Applications (CCTA), IEEE, 2018, pp. 159-164.

[6] E.J. Alvarez, A. Ning, High-fidelity modeling of multirotor aerodynamic interactions for aircraft design, AIAA Journal, 58(10) (2020) 4385-4400.

[7] H. Zhu, H. Nie, L. Zhang, X. Wei, M. Zhang, Design and assessment of octocopter drones with improved aerodynamic efficiency and performance, Aerospace Science and Technology, 106 (2020) 106206.

[8] S. Sridhar, R. Kumar, M. Radmanesh, M. Kumar, Non-linear sliding mode control of a tilting-rotor quadcopter, in: Dynamic Systems and Control Conference, American Society of Mechanical Engineers, 2017, pp. V001T009A007.

[9] S. Zeghlache, H. Mekki, A. Bouguerra, A. Djerioui, Actuator fault tolerant control using adaptive RBFNN fuzzy sliding mode controller for coaxial octorotor UAV, ISA transactions, 80 (2018) 267-278.

[10] K. Hu, Q. Wu, Y. Li, W. Chen, Quadrator QFT Control Based on Model Reduction Method, in: 2018 5th International Conference on Information, Cybernetics, and Computational Social Systems (ICCSS), IEEE, 2018, pp. 281-286.

[11] V.M. Arellano-Quintana, E.A. Portilla-Flores, E.A. Merchán-Cruz, Multi-objective design optimization of a hexa-rotor with disturbance rejection capability using an evolutionary algorithm, IEEE Access, 6 (2018) 69064-69074.

[12] A. Erasmus, H. Jordaan, Robust adaptive control of a multirotor with an unknown suspended payload, IFAC-PapersOnLine, 53(2) (2020) 9432-9439.

[13] T. Chen, J. Shan, A novel cable-suspended quadrotor transportation system: From theory to experiment, Aerospace Science and Technology, 104 (2020) 105974.

[14] S. Kase, M. Oya, Adaptive tracking controller for hexacopters with a wind disturbance, Artificial Life and Robotics, 25(2) (2020) 322-327.

[15] C.-H. Pi, K.-C. Hu, S. Cheng, I.-C. Wu, Low-level autonomous control and tracking of quadrotor using reinforcement learning, Control Engineering Practice, 95 (2020) 104222.

[16] A. Soltani, A. H. Vahidi Bajestani, M. Goharkhah, Point to Point Control of a Liquid Carrying Quadrotor, AUT Journal of Mechanical Engineering, 54(4) (2022) 727-746. (In Persian)

[17] H. Shamsollahi, F. Rekabi, F.A. Shirazi, M.J. Sadigh, Control of a Quadrotor Equipped with Robotic Arm Based on Disturbance Estimation, AUT Journal of Mechanical Engineering, 54 (2022) 768-747. (In Persian)

[18] H. Lee, M. Jeong, C. Kim, H. Lim, C. Park, S. Hwang, H. Myung, Low-level Pose Control of Tilting Multirotor for Wall Perching Tasks Using Reinforcement Learning, in: 2021 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), IEEE, 2021, pp. 9669-9676.

[19] S. Rajappa, M. Ryll, H.H. Bülthoff, A. Franchi, Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers, in: 2015 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA), IEEE, 2015, pp. 4006-4013.

[20] A. Nemati, M. Kumar, Modeling and control of a single axis tilting quadcopter, in: 2014 American Control

Conference, IEEE, 2014, pp. 3077-3082.

[21] N. Osmić, M. Kurić, I. Petrović, Detailed octorotor modeling and PD control, in: 2016 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC), IEEE, 2016, pp. 002182-002189.

[22] M. Mikkelsen, Development, modelling and control of a multirotor vehicle, in, 2015.

[23] Y.-W. Dai, C.-H. Pi, K.-C. Hu, S. Cheng, Reinforcement learning control for multi-axis rotor configuration UAV, in: 2020 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM), IEEE, 2020, pp. 1648-1653.

[24] S. Fujimoto, H. Hoof, D. Meger, Addressing function approximation error in actor-critic methods, in: International conference on machine learning, PMLR, 2018, pp. 1587-1596.

[25] J. Hwangbo, I. Sa, R. Siegwart, M. Hutter, Control of a quadrotor with reinforcement learning, IEEE Robotics and Automation Letters, 2(4) (2017) 2096-2103.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

D. Sharifi, M. Irani Rahaghi, K. Torabi, H. Shahbazi, Reinforcement learning-based controller design for a proposed octorotor with tilt-arm angles , Amirkabir J. Mech Eng., 55(10) (2024) 1175-1194.

DOI: 10.22060/mej.2024.21904.7538

این صفحه عمداً خالی است