

## طراحی کنترل کننده ترکیبی پیش‌بین و تناسبی مشتقی برای تعقیب مسیر توسط کوادکوپتر

علیرضا هونجانی<sup>۱\*</sup>، بهرام تارویردی زاده<sup>۲</sup>، محمد شهبازی<sup>۳</sup>

۱- فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران، تهران خیابان کارگر شمالی بالاتر از چهارراه آل احمد، [honjanialireza@ut.ac.ir](mailto:honjanialireza@ut.ac.ir)

۲- دانشیار، دانشگاه تهران، [Bahram@ut.ac.ir](mailto:Bahram@ut.ac.ir)

۳- استادیار، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران میدان رسالت خیابان هنگام، [shahbazi@iust.ac.ir](mailto:shahbazi@iust.ac.ir)

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

کوادکوپتر یک ربات با چهار موتور می‌باشد که توسط نیروی برآ تولیدشده به وسیله موتورهای آن کنترل می‌شود. در این مقاله تعقیب مسیرهای پیچیده توسط کوادکوپتر با استفاده از سه کنترل کننده تناسبی مشتقی، کنترل کننده پیش‌بین و کنترل کننده ترکیبی پیش‌بین، تناسبی مشتقی در حضور اغتشاش باد انجام شده است. کنترل کننده پیش‌بین با در نظر گرفتن قیود تعریف شده توسط طراح بر روی سیگنال‌های کنترلی، وضعیت‌های سیستم و خروجی‌های آن، سیگنال‌های کنترلی بهینه را تولید می‌نماید. برای طراحی کنترل کننده پیش‌بین از مدل خطی سازی شده سیستم کوادکوپتر و برای شبیه‌سازی‌ها از مدل غیرخطی سیستم کوادکوپتر استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد تعقیب مسیرهای پیچیده با استفاده از کنترل کننده پیش‌بین با دقت بالایی انجام می‌شود. در مقایسه با پژوهش‌های انجام شده در این حوزه، تعقیب مسیر مرجع پیچیده با کنترل کننده پیش‌بین طراحی شده در این پژوهش با درصد خطای کمتری انجام شده و کنترل کننده پیش‌بین طراحی شده در این مقاله، عملکرد بهتری داشته است. همچنین مقایسه عملکرد کنترل کننده‌های تناسبی مشتقی، کنترل کننده پیش‌بین و کنترل کننده ترکیبی طراحی شده نشان‌دهنده عملکرد بهتر کنترل کننده ترکیبی در حضور اغتشاش باد است.

**واژه‌های کلیدی:** کنترل کننده پیش‌بین - کنترل کننده تناسبی مشتقی - کوادکوپتر

### ۱- مقدمه

کوادکوپترها به دلیل سادگی طراحی، قیمت پایین ساخت در مقایسه با سایر انواع پهپادها از محبوبیت ویژه‌ای برخوردارند. کوادکوپترها در عرصه‌های مختلف نظامی و غیرنظامی مانند پایش و مراقبت، جستجو، ارتباطات، مانیتورینگ و بخش تفریحی کاربرد دارند [۲]. مسئله کنترل کوادکوپترها در پژوهش‌های مختلف بررسی شده است که به صورت زیر قابل دسته‌بندی است [۳]: ۱) کنترل‌های تناسبی، مشتقی، انتگرالی و تنظیم کننده‌های خطی مانند پژوهش‌های [۴]-[۶] (۲) کنترل‌های غیرخطی مانند کنترلر مد لغزشی مانند پژوهش [۷]، روش کنترلی پسگام مانند پژوهش [۸]-[۱۰] و کنترل کننده مقاوم مانند پژوهش [۱۱] (۳) تکنیک‌های مبتنی بر دینامیک معکوس مانند پژوهش [۱۲] (۴) کنترل‌های بهینه زمان محدود مقید مانند پژوهش [۱۳].

امروزه کنترلر پیش‌بین به دلیل قابلیت‌های آن از جمله در نظر گرفتن محدودیت‌های ورودی و خروجی‌های سیستم، جبران اغتشاشات، رفتار پیش‌بین و عملکرد عالی در مواجهه با سیستم‌های چند متغیره به‌طور گسترده‌ای مورد توجه و استفاده قرار گرفته‌اند [۱۴]. در پژوهش [۳] عملکرد کنترل کننده تناسبی مشتقی و کنترل کننده پیش‌بین برای کنترل ارتفاع کوادکوپتر بررسی شده و برتری کنترل کننده پیش‌بین نتیجه گرفته شده است. در پژوهش [۱۵] تعقیب مسیر توسط کوادکوپتر به کمک کنترل کننده پیش‌بین در دستگاه کواترین انجام شده است. در پژوهش [۱۶] کنترل کننده پیش‌بین برای تعقیب مسیر حلقوی در حضور اغتشاش باد استفاده شده و عملکرد آن بر اساس جذر میانگین مربع خطا ( $RMS^1$ ) ارزیابی شده است. در پژوهش [۱۷] کنترل کننده پیش‌بین طراحی شده برای تعقیب مسیری با کاربردهای واقعی مانند مسیر بوستروفدن (bustrophedon) به کار گرفته شده و عملکرد کنترل کننده بررسی شده است.

در پژوهش حاضر یک روش نوین برای تعقیب مسیرهای پیچیده توسط کوادکوپتر معرفی شده است و عملکرد کنترل کننده طراحی شده با کنترل کننده طراحی شده در مقاله مرجع [۱] مقایسه شده است. برای بررسی مقاومت کنترل کننده در حضور اغتشاشاتی مثل باد، مدل اغتشاش در مدل سازی دینامیکی سیستم وارد شده است. همچنین محدودیت‌ها و قیود فیزیکی و مکانیکی سیستم کوادکوپتر در طراحی کنترل کننده مدنظر قرار داده شده اند.

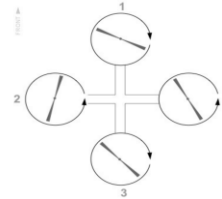
ادامه مقاله به این صورت است که در بخش ۲ معادلات دینامیکی کوادکوپتر استخراج خواهد شد. در بخش ۳ به معرفی کنترل کننده پیش‌بین پرداخته شده است. تابع هزینه و قیود کنترلر در این بخش مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در بخش ۴ نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده آورده شده است که بیانگر عملکرد مناسب کنترلر نوین طراحی شده است. در آخرین بخش نتایج شبیه‌سازی بررسی شده است و نتیجه‌گیری انجام شده است.

### ۲- معادلات دینامیکی

در شکل ۱ شمای یک کوادکوپتر نشان داده شده است. کوادکوپتر از بدنه و چهار موتور تشکیل شده است که تغییر سرعت چرخش هر یک از موتورها به صورت جمعی یا دوبه‌دو ایجادکننده حرکات مختلف و درجات آزادی برای ربات است.

<sup>1</sup> Root Mean Square

$k_M$	ضریب ممان	$7.5e^{-7}$	$N.m.s^2$
$m$	جرم کوادکوپتر	0.65	$kg$
$g$	جاذبه	9.81	$m/s^2$
$k_t$	ضریب درگ آبرودینامیک	$\begin{pmatrix} 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 \end{pmatrix}$	$N.s/m$
$k_r$	ضریب ممان ناشی از درگ آبرودینامیک	$\begin{pmatrix} 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 \end{pmatrix}$	$Nm.s$



شکل ۱- نمای بالای کوادکوپتر شامل بدنه و موتورها [۱۸]

دو نوع پیکربندی کلی برای کوادکوپترها وجود دارد: پیکربندی X و پیکربندی +. در پژوهش پیشرو پیکربندی + موردنظر قرار گرفته است.

مدل غیرخطی دینامیکی کوادکوپتر در معادلات (۵) تا (۱۰) قابل مشاهده است [۱].

$$\ddot{x} = \frac{-1}{m} [k_{t_x} \dot{x} + u_1 (\sin \phi \sin \varphi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta)] \quad (5)$$

$$\ddot{y} = \frac{-1}{m} [k_{t_y} \dot{y} + u_1 (\sin \phi \cos \varphi - \cos \phi \sin \psi \sin \theta)] \quad (6)$$

$$\ddot{z} = \frac{-1}{m} [k_{t_z} \dot{z} - mg + u_1 \cos \phi \cos \theta] \quad (7)$$

$$\dot{p} = \frac{-1}{I_x} [k_{r_x} p - l u_2 - I_y q r + I_z q r + I_r q \omega_r] \quad (8)$$

$$\dot{q} = \frac{-1}{I_y} [-k_{r_y} q - l u_3 - I_x p r + I_z p r + I_r p \omega_r] \quad (9)$$

$$\dot{r} = \frac{-1}{I_z} [u_4 - k_{r_z} r + I_x p q - I_y p q] \quad (10)$$

در معادلات (۵) تا (۷)  $(x, y, z)$  مؤلفه‌های موقعیت کوادکوپتر در دستگاه اینرسی، و در معادلات (۸) تا (۱۰)  $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$  به ترتیب سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای  $(x, y, z)$  دستگاه بدنی هستند. باید توجه کرد که جهت‌گیری و موقعیت کوادکوپتر در دستگاه اینرسی حائز اهمیت است. همچنین در معادلات (۵) تا (۷) زوایای اوپلر در دستگاه اینرسی هستند، بنابراین در هر لحظه مقدار این زوایا باید محاسبه شود تا در این معادلات مورد استفاده قرار بگیرند. برای تبدیل سرعت‌های زاویه‌ای از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی از ماتریس تبدیل معادله (۱۱) استفاده می‌کنیم [۱۹].

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

با انجام تبدیل بر اساس معادله (۱۱) معادلات (۱۲) تا (۱۴) برای سرعت‌های زاویه‌ای در دستگاه اینرسی حاصل می‌شوند.

$$\dot{\phi} = p + r \cos \phi \tan \theta + q \sin \phi \tan \theta \quad (12)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (13)$$

$$\dot{\psi} = r \frac{\cos \phi}{\tan \theta} + q \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \quad (14)$$

بنابراین با در نظر گرفتن بردار کنترل به صورت معادله (۱۵) و بردار وضعیت سیستم به صورت معادله (۱۶) معادلات دینامیک کوادکوپتر به صورت کامل استخراج شد.

$$u = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4]^T \quad (15)$$

$$x_s = [x \quad y \quad z \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z} \quad \phi \quad \theta \quad \varphi \quad p \quad q \quad r]^T \quad (16)$$

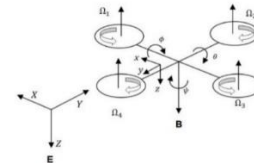
## ۲-۲- معادلات فضای حالت

در این پژوهش از کنترل پیش‌بین خطی استفاده شده است که در آن از مدل فضای حالت سیستم خطی سازی شده استفاده می‌شود. در بخش ۳ به این موضوع پرداخته خواهد شد. لذا لازم است مدل فضای حالت سیستم کوادکوپتر استخراج شود.

برای استخراج معادلات فضای حالت کوادکوپتر ابتدا سیستم را حول وضعیت تعادل آن یعنی حالت شناوری خطی سازی می‌کنیم. معادله (۱۷) نشان‌دهنده بردار وضعیت تعادل است.

## ۱-۲- مدل ریاضی دینامیک کوادکوپتر

برای بررسی مدل ریاضی دینامیک کوادکوپتر ابتدا لازم است دستگاه‌های مختصات مورد استفاده تعریف شود. دستگاه اینرسی و دستگاه بدنی که متصل به بدنه کوادکوپتر بوده و مبدأ آن در مرکز جرم کوادکوپتر قرار دارد در شکل ۲ نشان داده شده است. محور  $x$  دستگاه بدنی در جهت موتور شماره ۱ و محور  $y$  در جهت موتور شماره ۴ تعریف می‌شود. محور  $z$  در جهت معکوس حاصل از ضرب خارجی محورهای  $x$  و  $y$  تعریف می‌شود. همچنین زوایای اوپلر  $(\phi, \theta, \varphi)$  برای یک کوادکوپتر در شکل ۲ نمایش داده شده است.



شکل ۲- دستگاه مختصات اینرسی و بدنی [۱]

پارامترهای کنترلی در مسئله کوادکوپتر سرعت چرخش موتورها هستند. با تغییر سرعت چرخش موتورها نیرو و ممان‌هایی حول مرکز جرم کوادکوپتر ایجاد می‌شود که در معادلات دینامیکی ظاهر می‌شوند. این نیروها و ممان‌ها طبق معادلات (۱) تا (۴) به سرعت چرخش هر یک از موتورها ( $\Omega_i$ ) مربوط می‌شوند. شماره‌گذاری موتورها مطابق شکل ۱ است. در این روابط  $u_1$  نیرو در راستای محور  $z$  دستگاه بدنی،  $u_2$  ممان حول محور  $x$  بدنی،  $u_3$  ممان حول محور  $y$  بدنی و  $u_4$  ممان حول محور  $z$  بدنی است. کلیه پارامترهای مورد نیاز برای شبیه‌سازی در جدول (۱) تعریف شده و مقادیر عددی آن‌ها آورده شده است.

$$u_1 = k_f (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (1)$$

$$u_2 = k_f (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (2)$$

$$u_3 = k_f (-\Omega_3^2 + \Omega_1^2) \quad (3)$$

$$u_4 = k_M (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (4)$$

جدول ۱- تعاریف پارامترها و مقادیر مورد نیاز [۱]

نماد	تعریف	مقدار	واحد
$I$	ممان اینرسی	$\begin{pmatrix} 7.5e^{-3} & 0 & 0 \\ 0 & 7.5e^{-3} & 0 \\ 0 & 0 & 1.3e^{-2} \end{pmatrix}$	$kg.m^2$
$l$	طول بازو	0.23	$m$
$I_r$	اینرسی موتور	$6e^{-5}$	$kg.m^2$
$k_f$	ضریب تراست	$3.13e^{-5}$	$N.s^2$

در نهایت معادلات سیستم افزوده شده به صورت معادله (۳۱) است که در آن  $Y$  به صورت معادله (۳۲) و  $F$  و  $\phi$  به ترتیب طبق معادلات (۳۳) و (۳۴) تعریف شده‌اند [۲۰].

$$Y = Fx(k) + \phi \Delta u(k) \quad (31)$$

$$Y = [y(k+1 | k) \quad \dots \quad y(k+N_p | k)] \quad (32)$$

$$F = \begin{bmatrix} CA \\ \vdots \\ CA^{N_p} \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\phi = \begin{bmatrix} CB & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{N_p-1}B & CA^{N_p-2}B & \dots & CA^{N_p-N_c}B \end{bmatrix} \quad (34)$$

### ۳-۲- تابع هزینه و قیود سیستم

کنترل پیش‌بین یک کنترل بهینه مقید است که در هر لحظه سیگنال بهینه کنترلی را محاسبه می‌کند. تابع هزینه به گونه‌ای برای این کنترل کننده تعریف می‌شود که حالت‌های پیش‌بینی شده به سمت حالت‌های مطلوب میل کنند در حالی که تلاش کنترلی که در واقع مصرف انرژی سیستم است کمینه باشند. در این پژوهش تابع هزینه به صورت مربعی و شامل بخش‌های سیگنال کنترلی و میزان خطای تعقیب مسیر دلخواه است. بدین صورت که با کمینه کردن سیگنال‌های کنترلی خطای حالت سیستم از حالت‌های دلخواه، کمینه گردد. تابع هزینه به صورت معادله (۳۵) تعریف شده است.

$$J = \sum_{k=0}^{N_p-1} y_k^T Q y_k + u_k^T R u_k \quad (35)$$

که در آن  $R$  و  $Q$  ماتریس‌های وزنی برای تنظیم پارامترهای تابع هزینه هستند. ویژگی ممتاز کنترل پیش‌بین قابلیت اعمال محدودیت‌های ورودی، وضعیت‌های سیستم و همچنین خروجی‌های آن است. در شبیه‌سازی‌های انجام شده محدودیت زیر اعمال گردیده است.

$$0 < u_1 < 10 (N) \quad (36)$$

$$-22.5 < u_2 < 22.5 \quad (37)$$

$$-22. < u_3 < 22.5 \quad (38)$$

### ۴- شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده برای بررسی عملکرد کنترلر پیش‌بین مبتنی بر مدل و کنترلر ترکیبی متشکل از کنترلر پیش‌بین و کنترل کننده تناسبی مشتقی برای تعقیب مسیرهای پیچیده توسط یک کوادکوپتر آورده شده است. برای آنکه نتایج شبیه‌سازی‌ها قابلیت اطمینان بیشتری داشته باشند از مدل غیرخطی کوادکوپتر به عنوان مدل سیستم استفاده شده است. برای ارزیابی عملکرد کنترل کننده از RMS استفاده شده است. بدین صورت که در هر لحظه از زمان خطای مقدار اختلاف وضعیت سیستم با مقادیر مسیر تعیین شده برای تعقیب در نظر گرفته شده است.

۴-۱- بررسی عملکرد کنترل کننده پیش‌بین برای تعقیب مسیرهای پیچیده برای بررسی عملکرد کنترل پیش‌بین طراحی شده سه مسیر دایره‌ای، مارپیچ و مارپیچ پیچیده به عنوان مسیر مرجع به ترتیب با معادلات (۳۹) تا (۴۱) انتخاب شد.

$$x = \sin(0.1t), y = \cos(0.1t), z = 4(m) \quad (39)$$

$$x = \sin(0.1t), y = \cos(0.1t), z = -0.3t(m) \quad (40)$$

$$\begin{aligned} x &= \cos(0.05t) - (\cos(0.05t))^3, \\ y &= \sin(0.05t) - (\sin(0.05t))^3, z = -0.3t(m) \end{aligned} \quad (41)$$

$$x_s = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (17)$$

$$u = [mg \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (18)$$

معادلات فضای حالت سیستم خطی به صورت معادلات (۱۹) و (۲۰) خواهد بود.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (19)$$

$$y = Cx \quad (20)$$

برای پیاده‌سازی کنترل پیش‌بین لازم است معادلات سیستم به صورت گسسته بیان شوند. برای استخراج معادلات گسسته از روش گام به جلو اویلر استفاده می‌کنیم. معادلات گسسته بر اساس معادلات (۲۱) و (۲۲) به دست می‌آیند.

$$A_d = I_{12 \times 12} + T_s \times A \quad (21)$$

$$B_d = T_s \times B \quad (22)$$

در روابط (۲۱) و (۲۲)  $T_s$  طول زمان گامی است که برای شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود.

### ۳- کنترل کننده پیش‌بین

کنترل کننده پیش‌بین یا کنترل کننده افق کاهنده یک روش کنترلی است که در هر لحظه با پیش‌بینی رفتار سیستم در طول افق پیش‌بینی تعیین شده، سیگنال کنترلی را می‌یابد که به ازای آن، تابع هزینه تعریف شده برای کنترلر کمترین مقدار ممکن را داشته باشد. سیگنال کنترلی حاصل برای تمام طول افق کنترلر که به صورت جداگانه برای کنترلر تعریف شده است، محاسبه می‌شود. اما تنها اولین سیگنال کنترلی محاسبه شده که متعلق به اولین گام در طول افق پیش‌بینی است به سیستم اعمال می‌شود و همین حلقه به‌طور متوالی در هر لحظه برای تعقیب مسیر تکرار می‌گردد. به همین دلیل لازم است حالت‌ها و خروجی سیستم در طول افق پیش‌بین تخمین زده شود.

### ۳-۱- پیش‌بینی حالت و خروجی سیستم

برای پیش‌بینی حالت‌های سیستم در طول افق پیش‌بین به یک تخمینگر حالت نیاز است. در این پژوهش از یک تخمینگر خطی استفاده شده است. برای دفع اغتشاش و حذف خطای حالت ماندگار از مدل افزایشی سیستم یعنی معادله (۲۵) استفاده می‌کنیم.

$$\Delta u_k = u_k - u_{k-1} \quad (23)$$

$$\Delta x_k = x_k - x_{k-1} \quad (24)$$

$$X = \begin{bmatrix} \Delta x_k \\ y_k \end{bmatrix} \quad (25)$$

اکنون می‌توانیم سیستم افزوده را استخراج کنیم.

$$\begin{bmatrix} \Delta X(k+1) \\ Y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0_m^T \\ CA & I_{q \times q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ CB \end{bmatrix} \Delta U(k) \quad (26)$$

$$Y(k) = [0_{m \times m} \quad I_{q \times q}] \begin{bmatrix} \Delta X(k) \\ Y(k) \end{bmatrix} \quad (27)$$

معادلات پیش‌بینی حالت سیستم برای یک گام به جلو طبق معادله (۲۸) و برای پیش‌بینی دو گام به جلو طبق معادله (۲۹) و برای پیش‌بینی  $N_p$  گام به جلو طبق معادله (۳۰) خواهد بود.

$$x(k+1 | k) = Ax(k) + B\Delta u(k) \quad (28)$$

$$x(k+2 | k) = A^2x(k) + AB\Delta u(k) + B\Delta u(k+1) \quad (29)$$

$$x(k+N_p | k) = A^{N_p}x(k) + A^{N_p-1}B\Delta u(k) + \dots + A^{N_p-N_c}B\Delta u(k+N_c-1) \quad (30)$$

جدول ۳- مقادیر خطای  $RMS$  برای تعقیب مسیرهای مختلف در مقاله

	مرجع		
	RMSE_X	RMSE_Y	RMSE_Z
مسیر دایره	0.0233	0.0289	0.0120
مسیر مارپیچ	0.0225	0.0123	0.0296
مسیر مارپیچ پیچیده	0.0106	0.0253	0.0135

مقادیر خطای بسیار پایین در جدول (۲) بیانگر دقت بالای کنترل کننده پیش بین برای تعقیب مسیرهای پیچیده توسط کوادکوپتر هستند. مقادیر خطای حاصله نسبت به مقاله مرجع که در جدول (۳) نشان داده شده، دارای مقادیر کمتری هستند بنابراین عملکرد کنترل کننده طراحی شده در این پژوهش نسبت به مقاله مرجع [۱] بهتر بوده است.

۲-۴- مقایسه عملکرد کنترل کننده تناسبی مشتقی، کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده نوین ترکیبی

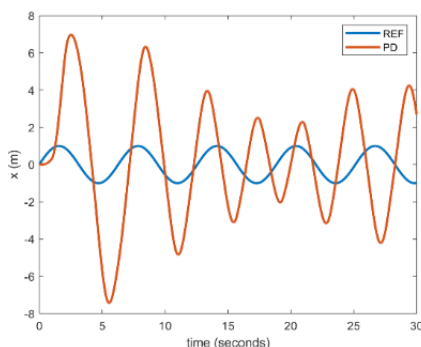
کنترل کننده نوینی که در این پژوهش طراحی شده است، کنترل ترکیبی متشکل از کنترل پیش بین و کنترل کننده تناسبی مشتقی می باشد. در این کنترل کننده ترکیبی، سیگنال کنترلی تولید شده توسط کنترل کننده پیش بین، توسط کنترل کننده تناسبی مشتقی اصلاح می شود که فرمولاسیون آن در معادله (۴۲) نشان داده شده است.

$$u = u_{pre} + P * \Delta x + D * \dot{\Delta x} \quad (42)$$

برای تنظیم ضرایب  $P$  و  $D$  از سعی و خطا استفاده شده و شبیه سازی های انجام شده با بهترین ضرایب ممکن انجام شده است.

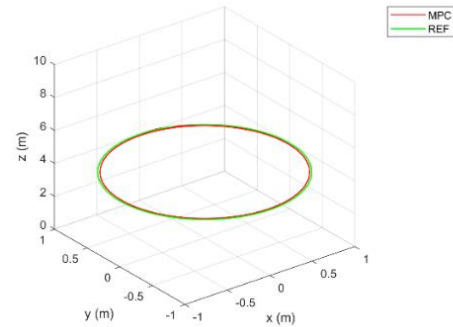
برای مقایسه عملکرد کنترل کننده نوین طراحی شده در این پژوهش با کنترل کننده تناسبی مشتقی و کنترل کننده پیش بین، مسیر مرجع با معادله (۴۳) در نظر گرفته شده است و شبیه سازی برای تعقیب این مسیر توسط کوادکوپتر با سه کنترل کننده تناسبی مشتقی، کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده نوین ترکیبی در حضور اغتشاش باد که نیروی معادل ۸ نیوتون در جهت  $+x$  به کوادکوپتر وارد می کند، انجام شده است.

$$x = \sin(0.1t) \quad (43)$$

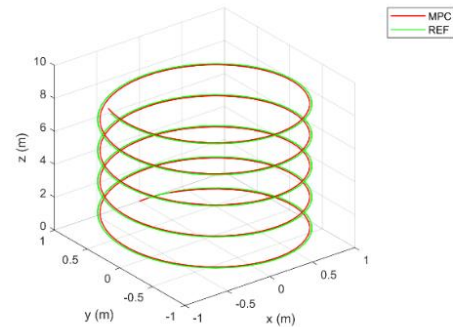


شکل ۶- عملکرد کنترلر تناسبی مشتقی در حضور اغتشاش

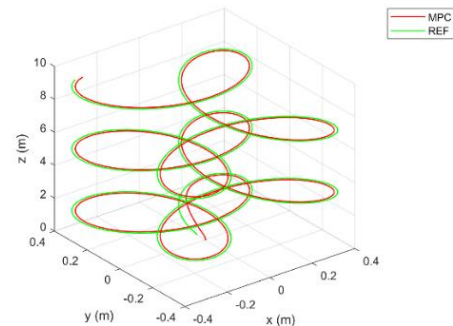
شکل (۳) نمایشگر شبیه سازی برای تعقیب مسیر دایره، شکل (۴) نمایشگر شبیه سازی برای تعقیب مسیر مارپیچ و شکل (۵) نمایشگر شبیه سازی برای تعقیب مسیر مارپیچ پیچیده است.



شکل ۳- مسیر دایره



شکل ۴- مسیر مارپیچ



شکل ۵- مسیر مارپیچ پیچیده

جدول ۲ نمایشگر خطای  $RMS$  برای شبیه سازی های انجام شده برای تعقیب مسیر دایره، مارپیچ و مارپیچ پیچیده توسط کنترل کننده پیش بین طراحی شده در این پژوهش است. جدول ۳ نمایشگر خطای  $RMS$  برای شبیه سازی های انجام شده در مقاله مرجع [۱] است.

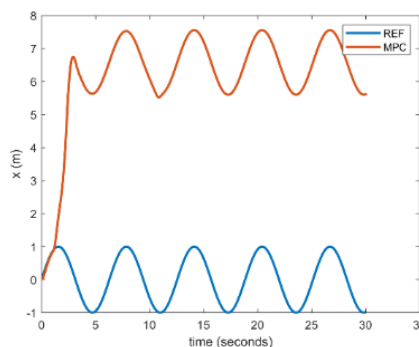
جدول ۲- مقادیر خطای  $RMS$  برای تعقیب مسیرهای مختلف

	RMSE_X	RMSE_Y	RMSE_Z
مسیر دایره	0.0190	0.0148	0.0025
مسیر مارپیچ	0.0191	0.0150	0.0056
مسیر مارپیچ پیچیده	0.0086	0.0095	0.0053

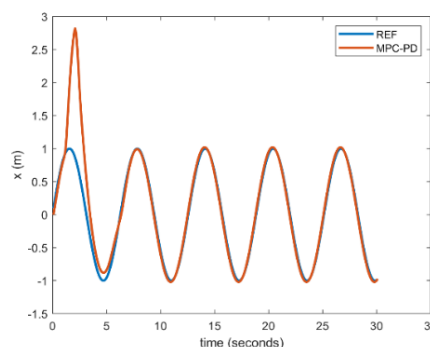
آن در آینده اهمیت می‌دهد و کنترل‌کننده‌های تناسبی مشتقی که ماهیت واکنشی و انفعالی دارند، برای تعقیب مسیر در حضور اغتشاش توسط کوادکوپتر مناسب‌تر است.

#### ۶- مراجع

- [1] M. Islam, M. Okasha, and M. Idres, "Dynamics and control of quadcopter using linear model predictive control approach," in IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2017, vol. 270, no. 1: IOP Publishing, p. 012007.
- [2] R. Materna, R. E. Mansfield, and R. O. Walton, Aerospace industry report. Lulu. com, 2015.
- [3] G. Ganga and M. M. Dharmana, "MPC controller for trajectory tracking control of quadcopter," in 2017 International Conference on Circuit, Power and Computing Technologies (ICCPCT), 2017: IEEE, pp. 1-6.
- [4] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," in 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566), 2004, vol. 3: IEEE, pp. 2451-2456.
- [5] K. Alexhs, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, "Autonomous quadrotor position and attitude PID/PIDD control in GPS-denied environments," *International Review of Automatic Control*, vol. 4, no. 3, 2011.
- [6] G. Hoffmann, H. Huang, S. Waslander, and C. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment," in *AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit*, 2007, p. 6461.
- [7] A. Benallegue, A. Mokhtari, and L. Fridman, "Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV," in *International Workshop on Variable Structure Systems*, 2006. VSS'06., 2006: IEEE, pp. 365-372.
- [8] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Full control of a quadrotor," in 2007 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems, 2007: Ieee, pp. 153-158.
- [9] Z. Zuo, "Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor," *IET control theory & applications*, vol. 4, no. 11, pp. 2343-2355, 2010.
- [10] A. Das, F. Lewis, and K. Subbarao, "Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 56, no. 1, pp. 127-151, 2009.
- [11] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "An integral predictive/nonlinear  $H_\infty$  control structure for a quadrotor helicopter," *Automatica*, vol. 46, no. 1, pp. 29-39, 2010.
- [12] A. Das, K. Subbarao, and F. Lewis, "Dynamic inversion with zero-dynamics stabilisation for quadrotor control," *IET control theory & applications*, vol. 3, no. 3, pp. 303-314, 2009.
- [13] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, "Design and experimental verification of a constrained finite time optimal control scheme for the attitude control of a quadrotor helicopter subject to wind gusts," in 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2010: IEEE, pp. 1636-1641.
- [14] Kendoul.F, *Journal of Field Robotics* 29, pp. 315-78, 2012.



شکل ۷- عملکرد کنترلر پیش‌بین در حضور اغتشاش



شکل ۸- عملکرد کنترلر ترکیبی طراحی شده در حضور اغتشاش

همان‌طور که در شکل (۶) نشان داده شده است، کنترل‌کننده PD در حضور اغتشاش باد برای تعقیب مسیر توسط کوادکوپتر عملکرد مناسبی نداشته و تعقیب مسیر مناسبی انجام نشده است. همچنین کنترل‌کننده پیش‌بین که عملکرد آن در شکل (۷) نشان داده شده است پس از، از بین رفتن اغتشاش نتوانسته است کوادکوپتر را به مسیر تعیین‌شده برگرداند و مسیر طی‌شده با مسیر تعیین‌شده فاصله دارد. کنترل‌کننده نوین ترکیبی طراحی‌شده به‌خوبی توانسته است پس از، از بین رفتن اغتشاش، کوادکوپتر را به مسیر تعیین‌شده برگرداند و عملکرد مناسبی برای تعقیب مسیر در حضور اغتشاش داشته است که این موضوع در شکل (۸) نشان داده شده است.

#### ۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تعقیب مسیرهای پیچیده توسط کنترل‌کننده پیش‌بین و مقایسه عملکرد کنترل‌کننده تناسبی مشتقی با کنترل‌کننده پیش‌بین و کنترل‌کننده نوین ترکیبی طراحی‌شده، در حضور اغتشاش باد انجام شده است.

نتایج شبیه‌سازی‌ها کاهش خطای تعقیب مسیر نسبت به مقاله مرجع [۱] توسط کنترل‌کننده پیش‌بین طراحی‌شده در این پژوهش را نشان می‌دهند. بر اساس شبیه‌سازی‌های انجام‌شده، برای تعقیب مسیرهای پیچیده، برتری کنترل‌کننده پیش‌بین نسبت به کنترل‌کننده تناسبی مشتقی کاملاً مشهود است. علاوه بر حضور اغتشاش باد کنترل‌کننده نوین ترکیبی طراحی‌شده عملکرد بهتری نسبت به کنترل‌کننده پیش‌بین داشته است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت عملکرد کنترل‌کننده‌هایی که از ترکیب کنترل‌کننده‌های پیش‌بین که ذاتاً به آینده سیستم و پیش‌بینی حالت‌های

- [15] M. Islam, M. Okasha, M. Idres, and H. Mansor, "Trajectory tracking of quaternion based quadrotor using model predictive control," *International Journal of Engineering & Technology*, vol. 7, no. 4.13, pp. 125-128, 2018.
- [16] P. Ru and K. Subbarao, "Nonlinear model predictive control for unmanned aerial vehicles," *Aerospace*, vol. 4, no. 2, p. 31, 2017.
- [17] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, "On trajectory tracking model predictive control of an unmanned quadrotor helicopter subject to aerodynamic disturbances," *Asian Journal of Control*, vol. 16, no. 1, pp. 209-224, 2014.
- [18] <https://pixhawk.ethz.ch/>
- [19] Cook, M.V., *Flight Dynamics Principles* 1st ed., John Wiley & Sons, pp. 23, 1997.
- [20] A. Wills, "Technical report EE04025-Notes on linear model predictive control," School of Electrical Engineering and Computer Science, University of Newcastle, Tech. Rep, 2004.