

# معرفی و شبیه‌سازی دو مکانیزم جدید در پایداریسازی کوادروتورها جهت تعقیب مسیر در شرایط اغتشاشی: پایداری‌ساز صلیبی و پاندولی

روح ... پوربافرانی<sup>۱</sup>، سید علی اکبر موسویان<sup>۲</sup>، رامین رامیار<sup>۳</sup>

۱ کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، r.p.bafrani@gmail.com

۲ استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۳ دانشجوی دکتری، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۹/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۱/۲۴

## چکیده

امروزه پرنده‌های بدون سرنشین عمود پرواز بدلیل قابلیت بالا در مانوردهی و ساختار نسبتاً ساده، در بسیاری از زمینه‌ها مورد توجه قرار گرفته‌اند. بدلیل رفتار شدیداً غیر خطی زیر سیستم‌ها و همچنین تحت کمبود عملگر بودن سیستم کنترلی، کنترل این پرنده‌ها بخصوص در شرایط اغتشاشی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. پژوهش پیش رو به بررسی امکان استفاده از مکانیزم‌های پایداری‌ساز مجزا با ساختار بسیار ساده، بجای استفاده از کنترلرهای پیچیده، در بهبود عملکرد پرنده‌های بدون سرنشین، طی پرواز در مسیر مشخص و با وجود اغتشاشات محیطی می‌پردازد. سیستم مورد بررسی، یک کوادروتور بوده و دو مکانیزم پایداری‌ساز مورد استفاده عبارتند از: ۱- پایداری‌ساز پاندولی کروی و ۲- پایداری‌ساز صلیبی با دو جرم متحرک. در پژوهش‌های انجام شده در زمینه پرنده‌های بدون سرنشین، استفاده از مکانیزم در پایداری‌سازی کوادروتور بسیار محدود بوده و طراحی، مدل‌سازی، پیاده‌سازی و کنترل مکانیزم‌های پایداری‌ساز، نوآوری اصلی صورت گرفته در این پژوهش می‌باشد. در مقاله حاضر با طراحی کنترلر مناسب برای هر یک از مکانیزم‌های پایداری‌ساز، عملکرد سیستم، تحت شرایط اغتشاش محیطی بررسی و مقایسه می‌گردد. نتایج بدست آمده در این پژوهش نشان می‌دهد که با استفاده از مکانیزم‌های پایداری‌ساز معرفی‌شده، مسیر پروازی مطلوب پرنده، بدون نیاز به روش‌های کنترلی پیچیده به خوبی ردیابی می‌شود.

## واژگان کلیدی

کوادروتور، مکانیزم پایداری‌ساز، کنترل، تعقیب مسیر، شبیه‌سازی

## ۱. مقدمه

امروزه هواپیماهای بدون سرنشین<sup>۱</sup> در زمینه‌های بسیاری مورد استفاده قرار می‌گیرند. از جمله کاربرد UAVها می‌توان به جستجو، عملیات امداد و نجات، عکس برداری، اطفاء حریق و ... اشاره کرد. در این موارد، باوجود آنکه وجود عاملی ناپایدار کننده مانند باد اجتناب ناپذیر است، بایستی پرنده بتواند مسیر تعیین شده را پیموده و ماموریت خود را انجام دهد. بنابراین اتخاذ روش مناسب جهت کاهش اثر این اغتشاشات بر روی سیستم امری ضروری است. تحت کمبود عملگر بودن سیستم کنترلی<sup>۲</sup> و از طرف دیگر وجود کوپلینگ شدید بین زیرسیستم‌ها، همچنین عدم قطعیت در تخمین پارامترهای فیزیکی سیستم، طراحی سیستم کنترلی کوادروتور<sup>۳</sup> را کمی پیچیده می‌کند. به طور معمول در صورتی که اغتشاشاتی<sup>۴</sup> همچون مقاومت باد و غیره رخ ندهند، کنترلرهای کلاسیک برای کنترل پرنده بر روی مسیر مشخص<sup>۵</sup> نتایج قابل قبولی را ارائه می‌دهند [۱-۳]. اما در صورت وجود عوامل اغتشاشی، کنترلرهای کلاسیک رایج عملکرد مطلوبی نداشته و بایستی از کنترلرهای مقاوم استفاده نمود. به عنوان نمونه، میراندا و آگویلار [۴] به منظور کنترل کوادروتور بر روی مسیر در شرایط اغتشاشی، برای کنترل موقعیت پرنده از کنترل کلاسیک PID و برای کنترل وضعیت از کنترلر مدل میناً استفاده نموده‌اند. همچنین کنترلرهای غیر خطی برای کنترل پرنده در چنین شرایطی بسیار مورد استفاده می‌باشند [۵-۷].

در این پژوهش سعی بر این است تا بجای استفاده از کنترلرهای پیچیده غیر خطی، با بکارگیری مکانیزم‌های ساده پایداری، پاسخ مطلوب در شرایط اغتشاشی حاصل شود. در پژوهش‌های انجام شده در زمینه پرنده‌های بدون سرنشین، استفاده از مکانیزم در پایداری کوادروتور بسیار محدود بوده و طراحی، مدلسازی، پیاده سازی و کنترل مکانیزم‌های پایداری نوآوری اصلی صورت گرفته در این پژوهش می‌باشد. این مکانیزم‌ها کاربردهای متداولی دارند که از آن جمله می‌توان به مخازن پایداری مورد استفاده در کشتی‌ها برای جلوگیری از چرخش در جهت رول<sup>۶</sup> کشتی [۸]، پایداری‌های مورد استفاده در دوربین‌های عکاسی برای جذب لرزش‌های وارده جهت تهیه عکس واضح [۹]، پایداری‌های ژيروسکوپیک مورد استفاده در پایه دوربین‌های فیلم برداری برای جذب ارتعاشات، پایداری مورد

استفاده در ربات ماهی برای جلوگیری از چرخش در جهت‌های رول و پیچ<sup>۱۰</sup> و غیره اشاره کرد. دو مکانیزم پایداری مورد استفاده در این پژوهش که در ادامه به تفصیل در مورد آنها بحث می‌شود، پایداری پاندولی کروی و پایداری صلیبی می‌باشند. اساس عملکرد در این دو پایداری تغییر مرکز جرم سیستم می‌باشد. در ادامه، پس از معرفی مکانیزم‌های پایداری، معادلات دینامیک سیستم به همراه هر یک از پایداری‌ها، بصورت مجزا استخراج شده و سپس نحوه طراحی کنترلر کلاسیک، برای سیستم شش درجه آزادی کوادروتور به همراه هر یک از پایداری‌ها بیان می‌گردد. در انتها عملکرد سیستم شش درجه آزادی کوادروتور بدون استفاده از پایداری و سیستم هشت درجه آزادی کوادروتور به همراه هر یک از پایداری‌ها، در طی کردن دو مسیر پروازی ۱- پرواز و فرود عمودی و ۲- پرواز عمودی و حرکت بر روی مسیر دایره‌ای به صورت مجزا بررسی می‌شود.

## ۲. معرفی پایداری‌ها

دو مکانیزم پایداری پیشنهاد شده در این مقاله شامل پایداری پاندولی کروی و پایداری صلیبی با دو جرم متحرک می‌باشند. این دو مکانیزم ساختاری ساده دارند، لذا طراحی و پیاده‌سازی آنها ساده و کم‌هزینه می‌باشد. در ادامه به معرفی هر یک پرداخته می‌شود.

### ۲-۱. پایداری پاندولی

پایداری پاندولی شامل یک پاندول دو درجه آزادی با قابلیت دوران در مختصات کروی توسط دو عملگر با ایجاد گشتاور می‌باشد. با استفاده از این پایداری، با تغییر موقعیت جرم پاندول، مرکز جرم پرنده کنترل شده و وضعیت پرنده در وضعیت مطلوب قرار می‌گیرد (شکل ۱). در معادلات دینامیکی برای ساده‌سازی از جرم میله پاندول صرف نظر شده و جرم متصل به پاندول به صورت نقطه‌ای در نظر گرفته شده است.

### ۲-۲. پایداری صلیبی

این پایداری نیز شامل دو جرم متحرک بر روی دو محور متقاطع می‌باشد، همچنین دو عملگر برای اعمال نیرو در امتداد حرکت هر

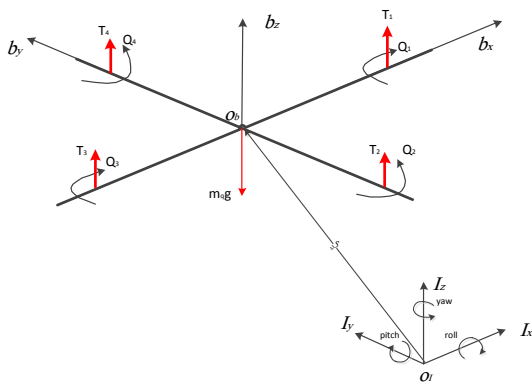
مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات اینرسی و همچنین بردار مرکز  $\Theta = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$  معرف جهت گیری دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی یا همان زوایای اوپلر می‌باشد (شکل ۳) که:

$$\begin{cases} \text{roll: } -\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2} \\ \text{pitch: } -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ \text{yaw: } -\pi \leq \psi \leq \pi \end{cases} \quad (1)$$

ماتریس دوران از چارچوب بدنی به چارچوب اینرسی از رابطه (۲) بدست می‌آید.

$$R_{Ib} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

در رابطه اخیر  $c(\cdot)$  مخفف  $\cos(\cdot)$  و  $s(\cdot)$  مخفف  $\sin(\cdot)$  می‌باشند.



شکل ۳. دیاگرام آزاد به همراه چارچوب بدنی و چارچوب اینرسی کوادروتور

بردار سرعت خطی مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات اینرسی از رابطه (۳) بدست می‌آید که در این رابطه  $v_{Bq}$  سرعت خطی مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات بدنی می‌باشد.

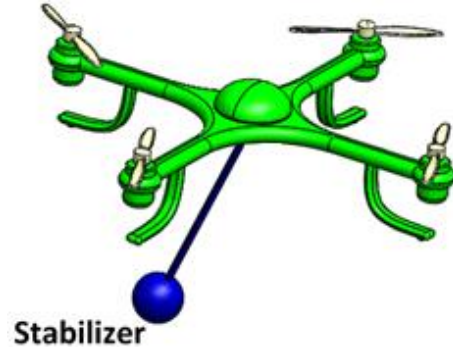
$$\dot{\xi} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T = R_{Ib} \cdot v_{Bq} \quad (3)$$

همچنین نرخ زوایای اوپلر از رابطه (۴) بدست می‌آید. در این رابطه  $\omega_b$  عبارتست از بردار سرعت دورانی کوادروتور در دستگاه بدنی  $(\omega_b = [p \ q \ r]^T)$ . همچنین ماتریس تبدیل  $P_{Ib}$  از رابطه (۵) بدست می‌آید.

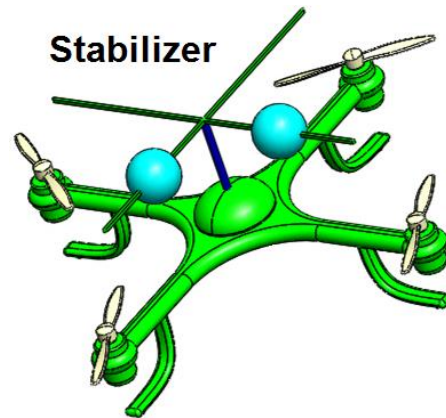
$$\dot{\Theta} = [\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T = P_{Ib} \cdot \omega_b \quad (4)$$

$$P_{bI} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

یک از جرم‌ها تعبیه شده است (شکل ۲). برای ساده‌سازی از جرم میله‌ها صرف نظر شده است. هم چنین جرم‌ها به صورت جرم نقطه‌ای در نظر گرفته شده است.



شکل ۱. کوادروتور به همراه پایدارساز پاندولی



شکل ۲. کوادروتور به همراه پایدارساز صلبی

در ادامه عملکرد پایدارسازها و نحوه تعامل آنها با کوادروتور به تفصیل ارائه شده است.

### ۳. مدل‌های دینامیکی سیستم تحت کنترل

در این بخش پس از معرفی دستگاه‌های مختصات مورد استفاده و درجات آزادی سیستم، روش به دست آوردن مدل دینامیکی کوادروتور به همراه هریک از پایدارسازها توسط فرمولاسیون اوپلر- لاگرانژ بیان شده است.

#### ۳-۱. مدل دینامیکی کوادروتور

برای بدست آوردن معادلات دینامیک سیستم شش درجه آزادی کوادروتور (به صورت جسم صلب) دو چارچوب تعریف می‌شود.

$$B = \{b_x, b_y, b_z\} \quad \text{و} \quad I = \{I_x, I_y, I_z\}$$

چارچوب بدنی می‌باشند. بردار  $\xi = [x \ y \ z]^T$  معرف موقعیت

$$f_{\xi} = R_{Ib} f_{\xi b} = \begin{cases} f_x = (c\varphi s\theta c\psi + s\varphi s\psi)U_1 \\ f_y = (c\varphi s\theta s\psi - s\varphi c\psi)U_1 \\ f_z = (c\theta c\varphi)U_1 \end{cases} \quad (15)$$

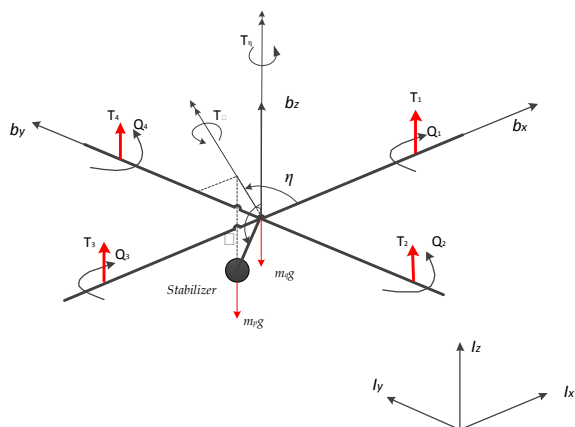
$$\tau_{\Theta} = \begin{Bmatrix} U_{\varphi} \\ U_{\theta} \\ U_{\psi} \end{Bmatrix} \quad (16)$$

همچنین فرض می‌گردد اغتشاش دو بعدی سینوسی با دامنه‌های  $a_1$  و  $a_2$  با فرکانس‌های  $f_1$  و  $f_2$  در دو جهت  $x$  و  $y$  به سیستم وارد می‌شود. بنابراین رابطه (۱۵) بصورت (۱۷) بازنویسی می‌شود.

$$f_{\xi} = \begin{cases} f_x + a_1 \sin(f_1 t) \\ f_y + a_2 \sin(f_2 t) \\ f_z \end{cases} \quad (17)$$

### ۳-۲. مدل دینامیکی کوادروتور به همراه پایدارساز پاندولی

شکل ۴ دیاگرام آزاد کوادروتور به همراه پایدارساز پاندولی کروی را نشان می‌دهد.



شکل ۴. دیاگرام آزاد کوادروتور به همراه پایدارساز پاندولی کروی

بردار مختصات تعمیم یافته پایدارساز پاندولی  $\beta = [0 \ \eta \ \xi]^T$  می‌باشد که بیانگر موقعیت جرم  $m_p$  متصل به پاندول در دستگاه کروی (شکل ۴) است. همچنین دو گشتاور  $T_{\eta}$  و  $T_{\xi}$  در جهت درجات آزادی مذکور به پایدارساز در نقطه مرکز کوادروتور که محل اتصال جرم آویزان و پایدارساز به کوادروتور می‌باشد، وارد می‌شوند. سرعت جرم  $m_p$  در دستگاه مختصات اینرسی از رابطه (۱۸) بدست می‌آید.

$$v_{I_p} = v_{I_q} + \frac{v_{I_p}}{I_q} \quad (18\text{-الف})$$

$$\frac{v_{I_p}}{I_q} = R_{Ib} R_{bp} \begin{Bmatrix} 0 \\ \dot{\eta} \\ \dot{\xi} \end{Bmatrix} \quad (18\text{-ب})$$

در رابطه اخیر  $t. = \tan(\cdot)$  می‌باشد. برای انتقال ماتریس ممان اینرسی کوادروتور از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی از رابطه (۶) استفاده می‌نماییم. در این رابطه  $J_b$  عبارتست از ماتریس ممان اینرسی کوادروتور در دستگاه مختصات بدنی.

$$J_I = R_{bI}^T J_b R_{bI} \quad (6)$$

معادلات دینامیکی حرکت به وسیله فرمولاسیون اوپلر-لاگرانژ (۷) مشخص می‌شود.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left( \frac{\partial L}{\partial q_i} \right) = F_i \quad (7)$$

در (۷)،  $L$  لاگرانژین سیستم کوادروتور است که از طریق رابطه (۸) بدست می‌آید. همچنین،  $q = [\xi \ \Theta]^T \in R^6$  بردار مختصات تعمیم یافته<sup>۹</sup> و  $F$  نیز بردار نیروهای تعمیم یافته<sup>۱۰</sup> می‌باشند. در این رابطه:

$$L_q = T_q - U_q \quad (8)$$

$$T_q = 1/2 (\dot{\xi}^T M_q \dot{\xi}) + 1/2 (\omega_b^T J_b \omega_b) \quad (9)$$

$$U_q = M_q [00g]^T \cdot \xi \quad (10)$$

$T_q$  و  $U_q$  به ترتیب انرژی جنبشی و انرژی پتانسیل کوادروتور می‌باشد.

روابط (۱۱) و (۱۲) به ترتیب نیروها و گشتاورهای وارده بر کوادروتور را در دستگاه مختصات بدنی نمایش می‌دهند.

$$f_{\xi b} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

$$\tau_{\Theta b} = \begin{Bmatrix} l(-T_2 + T_4) \\ l(-T_1 + T_3) \\ \sum_{i=1}^4 Q_i \end{Bmatrix} \quad (12)$$

در رابطه اخیر  $T_i$  بیانگر نیروی تراست ایجاد شده توسط روتور-پره  $i$  ام و همچنین  $Q_i$  بیانگر گشتاور ایجاد شده ناشی از چرخش روتور-پره  $i$  ام می‌باشد که متناسب با مربع سرعت هریک از روتورها ( $\Omega_i$ ) می‌باشند و ضرایب تناسب آنها  $k_T$  و  $k_Q$  هستند.

$$\begin{cases} T_i = k_T \cdot \Omega_i^2 \\ Q_i = (-1)^i \cdot k_Q \cdot \Omega_i^2 \end{cases} \quad (13)$$

برای ساده‌سازی رابطه (۱۴) مورد استفاده قرار گرفته است:

$$\begin{cases} U_1 = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ U_2 = U_{\varphi} = l(-T_2 + T_4) \\ U_3 = U_{\theta} = l(-T_1 + T_3) \\ U_4 = U_{\psi} = \sum_{i=1}^4 (-1)^i Q_i \end{cases} \quad (14)$$

بردار نیروهای تعمیم یافته در دستگاه بدنی از دو قسمت نیروهای انتقالی  $f_{\xi}$  و گشتاورهای دورانی  $\tau_{\eta}$  تشکیل شده است که به صورت روابط (۱۵) و (۱۶) بدست می‌آیند.

همان درجات آزادی مستقل آن عبارتند از  $\gamma = [x_c \ y_c \ 0]^T$  که بیانگر موقعیت جرم‌های  $m_{c1}$  و  $m_{c2}$  (شکل (۵)) می‌باشد. همچنین دو نیروی  $f_{xc}$  و  $f_{yc}$  در جهت حرکت دو جرم پایدارساز به آنها وارد می‌شود. سرعت جرم  $m_{c1}$  در دستگاه مختصات اینرسی از رابطه (۲۹) بدست می‌آید. در این رابطه  $v_{c1}^{Iq}$  سرعت نسبی جرم  $m_{c1}$  نسبت به مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات اینرسی می‌باشد.

$$v_{Ic1} = v_{Iq} + v_{Ic1}^{Iq} \quad (\text{الف-۲۹})$$

$$v_{Ic1}^{Iq} = R_{Ib} \begin{Bmatrix} \dot{x}_c \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (\text{ب-۲۹})$$

به طور مشابه سرعت جرم  $m_{c2}$  بدست می‌آید.

در نهایت، انرژی جنبشی و پتانسیل پایدارساز صلیبی از رابطه (۳۰) و (۳۱) بدست می‌آید.

$$T_c = (v_{Ic1})^T m_{c1} v_{Ic1} + (v_{Ic2})^T m_{c2} v_{Ic2} \quad (۳۰)$$

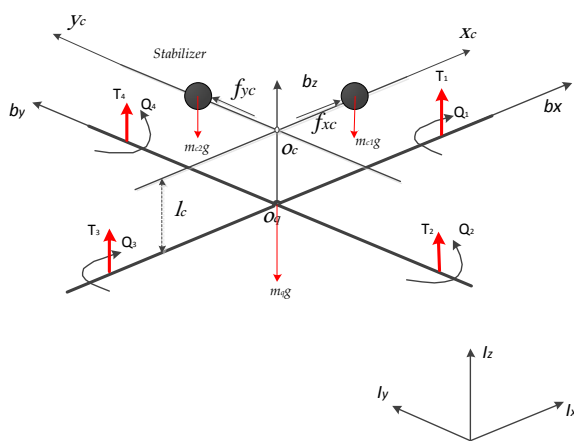
$$U_c = [00g] m_{c1} (X + R_{Ib} [x_c \ 00]^T) + [00g] m_{c2} (X + R_{Ib} [0y_c \ 0]^T) \quad (۳۱)$$

روابط (۲۳) و (۲۴) و (۲۵) دوباره استفاده می‌گردند. در این حالت بردار مختصات تعمیم یافته عبارتست از  $q = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \psi \ x_c \ y_c]^T \in R^8$  هم چنین مولفه‌های بردار نیروی تعمیم یافته  $F$  به صورت روابط (۳۲) و (۳۳) و (۳۴) بازنویسی می‌شوند.

$$f_\xi = \begin{Bmatrix} f_x + a_1 \sin(f_1 t) \\ f_y + a_2 \sin(f_2 t) \\ f_z \end{Bmatrix} + R_{Ib} \begin{Bmatrix} f_{xc} \\ f_{yc} \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (۳۲)$$

$$\tau_\Theta = \begin{Bmatrix} U_\varphi + f_{xc} l_c \\ U_\theta + f_{yc} l_c \\ U_\psi \end{Bmatrix} \quad (۳۳)$$

$$f_\gamma = \begin{Bmatrix} f_{xc} \\ f_{yc} \end{Bmatrix} \quad (۳۴)$$



شکل ۵. دیاگرام آزاد کوادروتور به همراه پایدارساز صلیبی

در این رابطه  $v_{Iq}$  سرعت مرکز جرم کوادروتور می‌باشد که از رابطه (۳) بدست می‌آید، همچنین  $v_{Iq}^{Iq}$  سرعت نسبی جرم  $m_p$  نسبت به مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات اینرسی می‌باشد و  $R_{bp}$  نیز ماتریس دوران از دستگاه مختصات کروی پاندول به دستگاه مختصات بدنی کوادروتور است که از رابطه (۱۹) بدست می‌آید.

$$R_{bp} = \begin{bmatrix} c\eta s\zeta_3 & -l_p s\zeta_3 s\eta & l_p c\zeta_3 c\eta \\ s\eta s\zeta_3 & l_p s\zeta_3 c\eta & l_p c\zeta_3 s\eta \\ c\zeta_3 & 0 & -l_p s\zeta_3 \end{bmatrix} \quad (۱۹)$$

در رابطه اخیر  $l_p$  طول پاندول می‌باشد. انرژی جنبشی و پتانسیل پایدارساز پاندولی کروی به ترتیب از (۲۰) و (۲۱) بدست می‌آیند.

$$T_p = \frac{1}{2} (v_{Ip})^T M_p v_{Ip} \quad (۲۰)$$

$$U_p = [00g] M_p (X + R_{sb} r_{bp}) \quad (۲۱)$$

در رابطه اخیر  $M_p$  ماتریس جرمی قطری پایدارساز پاندولی کروی می‌باشد. همچنین  $r_{bp}$  بردار متصل به جرم  $m_p$  از نقطه مرکز جرم کوادروتور در دستگاه مختصات بدنی می‌باشد که توسط رابطه (۲۲) بیان می‌گردد.

$$r_{bp} = [l_p s\zeta_3 c\eta \ l_p s\zeta_3 s\eta \ l_p c\zeta_3]^T \quad (۲۲)$$

در این صورت روابط (۸) و (۹) و (۱۰) به صورت روابط (۲۳) و (۲۴) و (۲۵) بازنویسی می‌شوند.

$$L_T = T_T - U_T \quad (۲۳)$$

$$T_T = T_q + T_c \quad (۲۴)$$

$$U_T = U_q + U_c \quad (۲۵)$$

در این حالت بردار مختصات تعمیم یافته عبارتست از  $q = [xyz\varphi\theta\psi\eta\zeta]^T \in R^8$  هم چنین مولفه‌های بردار نیروی تعمیم یافته  $F$  به صورت روابط (۲۶) و (۲۷) و (۲۸) بازنویسی می‌شوند.

$$f_\xi = \begin{Bmatrix} f_x + a_1 \sin(f_1 t) \\ f_y + a_2 \sin(f_2 t) \\ f_z \end{Bmatrix} \quad (۲۶)$$

$$\tau_\Theta = \begin{Bmatrix} U_\varphi + T_3 \sin(\eta) \\ U_\theta + T_3 \cos(\eta) \\ U_\psi + T_\eta \end{Bmatrix} \quad (۲۷)$$

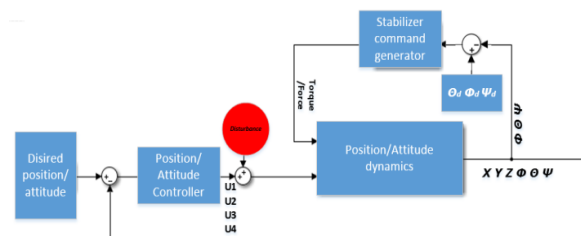
$$\tau_\beta = \begin{Bmatrix} T_\eta \\ T_3 \end{Bmatrix} \quad (۲۸)$$

### ۳-۳. مدل دینامیکی کوادروتور به همراه پایدارساز صلیبی

شکل (۵) دیاگرام آزاد کوادروتور به همراه پایدارساز صلیبی را نشان می‌دهد. بردار مختصات تعمیم یافته پایدارساز صلیبی یا

#### ۴. طراحی سیستم کنترلی

مزیت استفاده از مکانیزم‌های پایدارساز معرفی شده، عدم نیاز به روش‌های کنترلی پیچیده است. سیستم کوادروتور و پایدارساز با استفاده از کنترلر PID عملکرد بسیار مطلوبی در شرایط مختلف خصوصاً در حضور اغتشاش خواهد داشت. در این قسمت نحوه طراحی سیستم کنترلی کوادروتور به همراه پایدارساز بیان می‌گردد. بدین منظور ابتدا برای سیستم شش درجه آزادی کوادروتور، کنترلر PID طراحی می‌شود و سپس طراحی کنترلر PID برای پایدارساز انجام می‌پذیرد. شماتیک نحوه کنترل کوادروتور در شکل (۶) نشان داده شده است.



شکل ۶. دیاگرام کنترلی کوادروتور به همراه پایدارساز

شود که اغتشاشات وارده بر سیستم، اثرات نسبتاً کمی بر زاویه  $\psi$  دارد، بنابراین ضرایب کنترلر مورد استفاده برای کنترل جهت  $\psi$  نباید مقدار زیادی داشته باشد. قانون کنترلی زاویه  $\psi$  که همان ورودی  $U_4$  می‌باشد از رابطه (۳۷) محاسبه می‌گردد.

$$U_4 = U_\psi = K_{\psi p} e_\psi + K_{\psi i} \int e_\psi dt + K_{\psi d} \dot{e}_\psi \quad (37)$$

#### ۴-۲-۲. کنترل زوایای رول و پیچ

با توجه به تقارن هندسی کوادروتور، برای زوایای کوچک، کنترل این دو زاویه تقریباً مستقل از یکدیگر است. حرکت کوادروتور نیازمند محدوده تغییرات بزرگتری برای زوایای رول  $\phi$  و پیچ  $\theta$  نسبت به زاویه یاء  $\psi$  می‌باشد، زیرا سبب ایجاد شتاب در راستای محورهای  $b_x$  و  $b_y$  می‌گردد [۱۱]. برای کنترل زوایای رول و پیچ، قانون‌های کنترلی (۳۸) و (۳۹) مورد استفاده قرار می‌گیرند.

$$U_2 = U_\phi = K_{\phi p} e_\phi + K_{\phi i} \int e_\phi dt + K_{\phi d} \dot{e}_\phi \quad (38)$$

$$U_3 = U_\theta = K_{\theta p} e_\theta + K_{\theta i} \int e_\theta dt + K_{\theta d} \dot{e}_\theta \quad (39)$$

#### ۴-۳. فرمان‌های کنترلی پایدارساز

##### ۴-۳-۱. پایدارساز پاندولی

در صورت استفاده از پایدارساز پاندولی کروی، لازم است گشتاورهای  $\begin{Bmatrix} T_\eta \\ T_3 \end{Bmatrix}$  تعیین شوند. توجه داریم که گشتاور  $T_\eta$  هم جهت با زاویه  $\psi$  و در راستای محور  $b_z$  می‌باشد که تنها سبب تغییر زاویه  $\psi$  کوادروتور می‌شود. بنابراین برای تولید آن، از فرمان کنترلی (۴۰) استفاده می‌گردد. همچنین بایستی توجه نمود که گشتاور  $T_3$  دارای دو مولفه  $\begin{cases} T_3 \sin(\eta) = T_\phi \\ T_3 \cos(\eta) = T_\theta \end{cases}$  هم‌جهت با زوایای  $\phi$  و  $\theta$  است که سبب تغییر این زوایا می‌شوند. بنابراین برای تولید این دو گشتاور، از فرمان‌های کنترلی (۴۱) و (۴۲) استفاده می‌شود.

$$T_\eta = K_{\psi pp} e_\psi + K_{\psi pi} \int e_\psi dt + K_{\psi pd} \dot{e}_\psi \quad (40)$$

$$T_\phi = K_{\phi pp} e_\phi + K_{\phi pi} \int e_\phi dt + K_{\phi pd} \dot{e}_\phi \quad (41)$$

$$T_\theta = K_{\theta pp} e_\theta + K_{\theta pi} \int e_\theta dt + K_{\theta pd} \dot{e}_\theta \quad (42)$$

##### ۴-۳-۲. پایدارساز صلیبی

در صورت استفاده از پایدارساز صلیبی، بایستی نیروهای  $\begin{Bmatrix} f_{xc} \\ f_{yc} \end{Bmatrix}$  تعیین شوند. با وارد آمدن نیروی  $f_{xc}$  به جرم  $m_{c1}$ ، پایدارساز سبب چرخیدن کوادروتور در جهت زاویه  $\phi$ ، حول محور  $b_x$  می‌شود.

#### ۴-۱. کنترل موقعیت

کنترل موقعیت افقی  $(x, y)$  کوادروتور بوسیله تغییر زوایای  $\theta$  و  $\phi$  صورت می‌پذیرد. نیروی برآیند تراست ایجاد شده  $(U_1)$ ، شتاب لیفت عمودی که تقریباً برابر با شتاب گرانش در جهت عمود بر صفحه روتورها می‌باشد را بوجود می‌آورد. تغییرات کوچک زاویه  $\phi$  نیز سبب ایجاد شتاب عرضی  $\approx \phi g$  می‌شود. توجه داریم که اگر مقدار زاویه  $\psi$  برابر صفر نباشد، زاویه  $\phi$  ایجاد شده در صفحه روتورها قرار نگرفته و علاوه بر انحراف محور  $b_y$  از  $y$  به اندازه  $\phi$ ، از  $b_x$  از  $x$  نیز به اندازه  $\psi$  منحرف می‌شود. فرامین کنترلی (۳۴)، (۳۵) و (۳۶) برای اصلاح حرکت و تولید نیروهای  $U_x$ ،  $U_y$  و  $U_z$  در جهت‌های  $x$  و  $y$  می‌باشند.

$$U_x = (s\phi s\psi c\phi c\psi s\theta)U_1 \quad (34)$$

$$U_y = (c\phi s\psi s\theta - c\psi s\phi)U_1 \quad (35)$$

$$U_z = c\phi c\theta U_1 \quad (36)$$

#### ۴-۲. کنترل جهت گیری و زوایا

##### ۴-۲-۱. کنترل زاویه یاء

زاویه یاء  $\psi$ ، کم اهمیت‌ترین زاویه در کنترل سیستم می‌باشد، زیرا هیچ تأثیر مستقیمی بر روی حرکت کوادروتور ندارد. باید توجه

جدول ۲. بهره‌های کنترلی

بهره‌های کنترلر کوادروتور				
$K_{mx}=K_{py}=50$	$K_{pz}=40$	$K_{pp}=K_{pp}=80$	$K_{pv}=12$	$K_{iz}=20$
$K_{pp}=K_{pp}=K_{dx}=K_{dy}=K_{ix}=K_{iy}=8$	$K_{ip}=K_{ip}=K_{iv}=10$	$K_{pz}=14$	$K_{pv}=6$	
بهره‌های کنترلی پایدارساز پاندولی				
$K_{opp}=K_{opp}=2.4$	$K_{opd}=K_{opd}=K_{vpd}=0.2$	$K_{opi}=K_{opi}=1.8$		
$K_{vpp}=1.2$		$K_{vpi}=0.6$		
بهره‌های کنترلی پایدارساز صلیبی				
$K_{ocp}=K_{ocp}=15$	$K_{ocd}=K_{ocd}=12$	$K_{oci}=K_{oci}=10$		

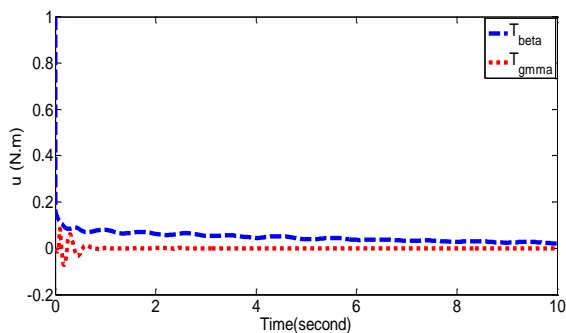
### ۵-۱-۱. پرواز و فرود عمودی (VTOL)

مسیر مطلوب به صورت رابطه (۴۵) در نظر گرفته می‌شود.

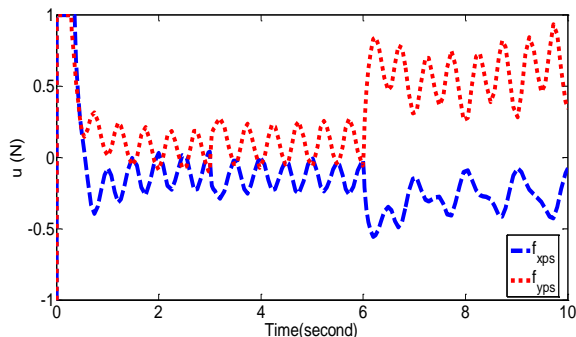
$$(x, y, z) = \left( 0, 0, \begin{cases} 2.8(t/3) & 0 \leq t \leq 3 \\ 2.83 & 2.83 < t \leq 7 \\ 2.8(10-t)/3 & 7 < t \leq 10 \end{cases} \right) \quad (45)$$

بر اساس نتایج شبیه‌سازی، مقادیر نیرو و ممان عملگرهای

پایدارسازها (خروجی کنترلر) بر حسب زمان بصورت شکل‌های (۸) و (۹) بدست می‌آیند.



شکل ۸. گشتاور عملگرهای پایدارساز پاندولی برای پرواز و فرود عمودی در شرایط اغتشاشی



شکل ۹. نیروی عملگرهای پایدارساز صلیبی برای پرواز و فرود عمودی در شرایط اغتشاشی

همچنین برای طی مسیر پرواز و فرود عمودی در بحرانی‌ترین حالت، سرعت زاویه‌ای هر یک از روتورها در شکل (۱۰)

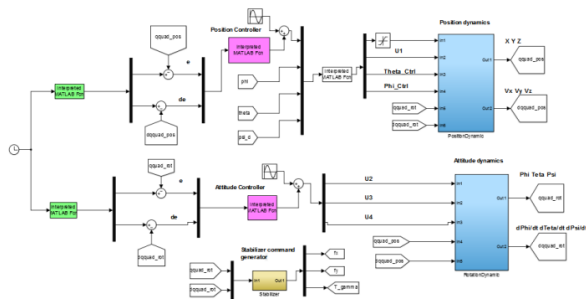
شود. همچنین با وارد آمدن نیروی  $f_{yc}$  به جرم  $m_{c2}$ ، پایدارساز سبب چرخیدن کوادروتور در جهت زاویه  $\theta$  حول محور  $b_y$  می‌شود. بنابراین با استفاده از روابط (۴۳) و (۴۴)، فرامین کنترلی برای ایجاد این دو نیرو داده محاسبه می‌گردند.

$$f_{xc} = K_{\theta cp} e_{\theta} + K_{\theta ci} \int e_{\theta} dt + K_{\theta cd} e_{\dot{\theta}} \quad (43)$$

$$f_{yc} = K_{\varphi cp} e_{\varphi} + K_{\varphi ci} \int e_{\varphi} dt + K_{\varphi cd} e_{\dot{\varphi}} \quad (44)$$

### ۵. شبیه‌سازی و بررسی نتایج

شبیه‌سازی عملکرد کوادروتور به همراه پایدارساز، با استفاده از نرم‌افزار سیمولینک متلب صورت پذیرفته است (شکل ۷) در ادامه، کنترل کوادروتور بر روی مسیر مطلوب در شرایط مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل ۷. شبیه‌سازی عملکرد کوادروتور به همراه پایدارساز توسط نرم‌افزار Matlab/Simulink

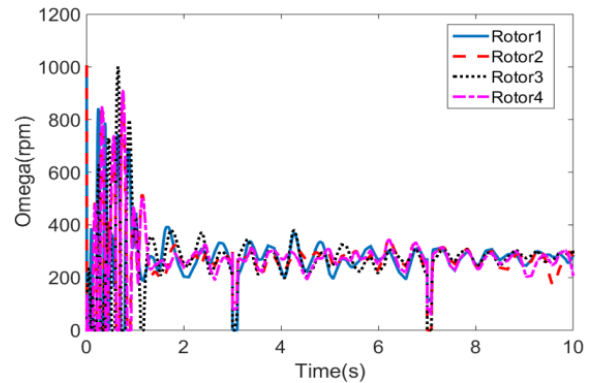
### ۵-۱-۱. کنترل کوادروتور بر روی مسیر مطلوب

در این قسمت پس از تعریف مسیر مطلوب<sup>۱۳</sup>، نحوه کنترل کوادروتور به همراه پایدارساز به نحوی که انحراف از مسیر مطلوب به حداقل میزان خود برسد ارائه می‌گردد. حرکت کوادروتور بر روی دو مسیر پروازی ۱. پرواز و فرود عمودی<sup>۱۴</sup> و ۲. پرواز عمودی و حرکت بر روی مسیر دایره‌ای، یک بار به تنهایی و بار دیگر به همراه هر یک از پایدارسازها به صورت مجزا، مورد بررسی قرار داده شده و با هم مقایسه می‌شوند. شرایط اولیه موقعیت و وضعیت پرنده به ترتیب برابر (0.1, 0.1, 2) متر و (0.3, 0.3, 0) رادیان می‌باشند. جداول ۱ و ۲ به ترتیب مقادیر مشخصات سیستم و ضرایب کنترلی را نشان می‌دهند.

جدول ۱. مقادیر پارامترهای ورودی جهت شبیه‌سازی

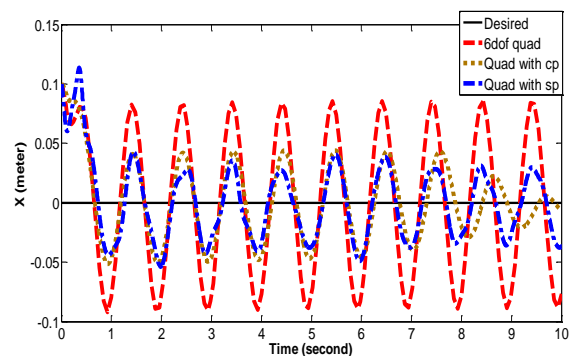
پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
mquad	0.53 kg	mload	0.2 kg
l	m 0.23	mp	1 m
Jx	7.5e-3 (kg/m <sup>2</sup> )	mc1=mc2	0.15 kg
Jy	7.5e-3 (kg/m <sup>2</sup> )	lc	0.1 m
Jz	1.3e-2 (kg/m <sup>2</sup> )	a1=a2	5 N
KQ=KT	10e-7	f1=f2	6.4 Hz

نشان داده شده است. در این حالت بیشینه سرعت زاویه‌ای روتورها به ۱۰۰۰ دور بر دقیقه می‌رسد که در محدوده مجاز می‌باشد.

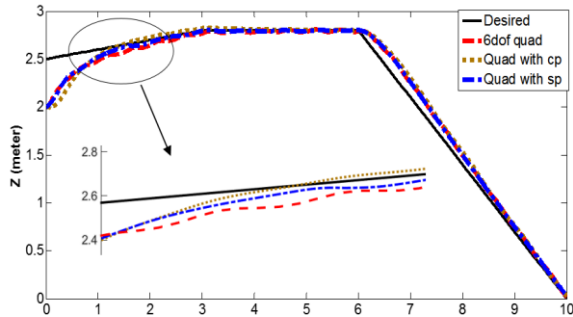


شکل ۱۰. سرعت زاویه‌ای هر یک از روتورها برای پرواز و فرود عمودی در شرایط اغتشاشی

شکل (۱۱) نمودار تغییرات مولفه‌های  $(x, z)$  موقعیت کوادروتور را بر حسب زمان نشان می‌دهد. در این شکل cp معرف پایداری صلیبی و sp معرف پایداری پاندولی می‌باشد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که استفاده از پایداری منجر به کاهش دامنه نوسانات می‌گردد. شکل (۱۱) نشان می‌دهد که پایداری صلیبی عملکرد بهتری در کاهش اثر اغتشاشات در پرواز و فرود عمودی داشته است. دامنه نوسانات در راستای محور  $x$  در حدود ۵۰ درصد (۸ سانتی متر) کاهش می‌یابد (شکل (۱۱)). همچنین دامنه نوسانات در راستای محور  $z$  نیز به میزان حدود ۳۸ درصد (۶ سانتی متر) کاهش یافته است. در راستای محور  $z$  نیز زمان برخاست سیستم به میزان ۲۰ درصد بهبود یافته است.



شکل ۱۱. مقایسه مختصه  $x$  مرکز جرم کوادروتور در دستگاه اینرسی برای پرواز و فرود عمودی در شرایط اغتشاشی



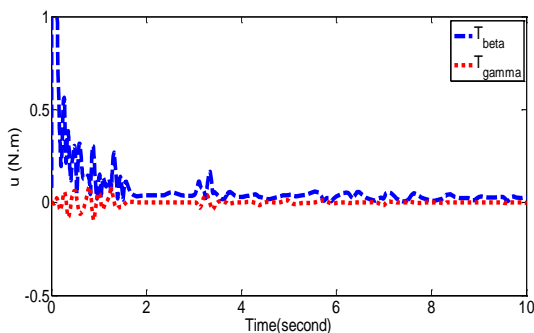
شکل ۱۱. مقایسه مختصه  $z$  مرکز جرم کوادروتور در دستگاه اینرسی برای پرواز و فرود عمودی در شرایط اغتشاشی

### ۵-۱-۲. پرواز عمودی و حرکت بر روی مسیر دایره‌ای

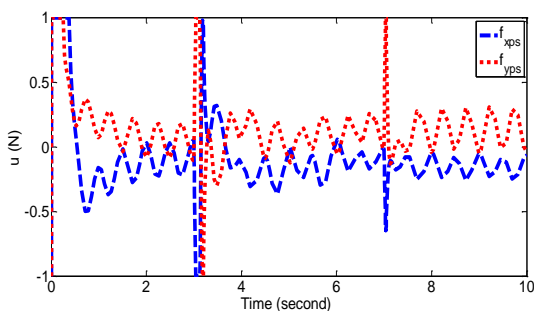
در این حالت مسیر مطلوب به صورت رابطه (۴۶) در نظر گرفته می‌شود:

$$(x, y, z) = \begin{cases} (0, 0, 2.7 + (t/10)): t \in [0, 3] \\ (\sin(\pi(t-3)/2), \cos(\pi(t-3)/2), 3): t \in (3, 7] \\ (0, 1, 3): t \in (0, 3] \end{cases} \quad (46)$$

مقادیر نیرو و ممان عملگرهای پایداریها بر حسب زمان برای پرواز عمودی و حرکت روی مسیر دایره‌ای در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده است.



شکل ۱۲. گشتاور عملگرهای پایداری پاندولی برای پرواز عمودی و حرکت روی مسیر دایره‌ای در شرایط اغتشاشی

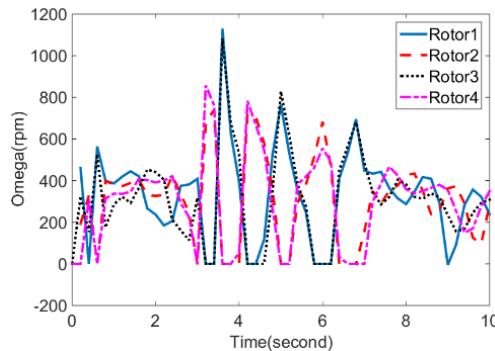


شکل ۱۳. نیروی عملگرهای پایداری صلیبی برای پرواز عمودی و حرکت روی مسیر دایره‌ای در شرایط اغتشاشی

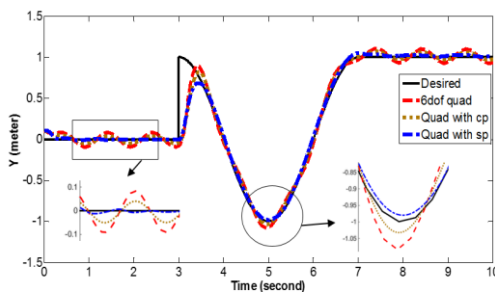


است، دامنه اغتشاشات در راستای محور  $x$  در حدود ۴۰ درصد (۴سانتی متر) و در راستای محور  $y$  در حدود ۳۳ درصد (۳سانتی متر) کاهش می‌یابد. همچنین در جهت  $z$ ، دامنه نوسانات و زمان برخاست در حدود ۲۰ درصد و فراجهش سیستم در حدود ۱۰ درصد بهبود یافته است.

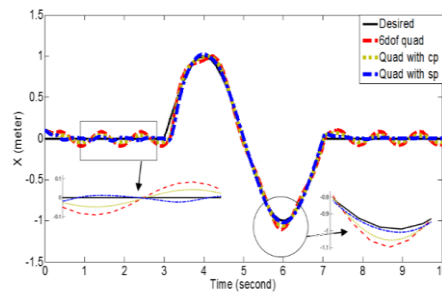
همچنین سرعت زاویه‌ای هر یک از روتورها در شکل (۱۴) نشان داده شده است. شکل (۱۵) نمودار تغییرات مولفه‌های موقعیت کوادروتور را بر حسب زمان نشان می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان دهنده عملکرد مناسب‌تر پایدارساز پاندولی در این حالت می‌باشد و استفاده از پایدارساز منجر به کاهش قابل توجه دامنه نوسانات می‌گردد. همانطور که در شکل (۱۵) مشخص



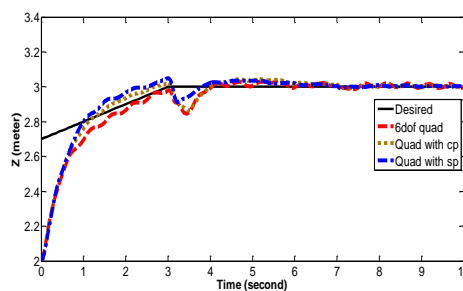
شکل ۱۴. نیروی عملگرهای پایدارساز صلیبی برای پرواز عمودی و حرکت روی مسیر دایره‌ای در شرایط اغتشاشی



شکل ۱۵.ب. مقایسه مختصه  $y$  مرکز جرم کوادروتور در دستگاه اینرسی در شرایط اغتشاشی



شکل ۱۵.آ. مقایسه مختصه  $x$  مرکز جرم کوادروتور در دستگاه اینرسی در شرایط اغتشاشی



شکل ۱۵.ج. مقایسه مختصه  $z$  مرکز جرم کوادروتور در دستگاه اینرسی در شرایط اغتشاشی

سیستم کوادروتور بدست آمدند و در ادامه پایدارسازها به سیستم اضافه شده و معادلات دینامیک به همراه پایدارسازها بروزرسانی شدند. به منظور بررسی تأثیر استفاده از مکانیزم‌های اضافه شده، فرض گردید که پرنده در معرض یک اغتشاش دو بعدی قرار می‌گیرد و کنترلر PID مناسب برای پرنده و هر یک از پایدارسازها طراحی گردید. نهایتاً با تعریف دو مسیر پروازی، پرواز کوادروتور به

## ۶. نتیجه گیری

در این پژوهش، به بررسی امکان استفاده از مکانیزم‌های ساده پایدارساز به منظور بهبود رفتار پرنده‌های بدون سرنشین در پیمایش مسیر تحت شرایط اغتشاشی بجای استفاده از کنترلرهای غیر خطی پیچیده پرداخته شد. در همین راستا ابتدا دو مکانیزم پایدارساز صلیبی و پاندولی معرفی شدند. سپس معادلات دینامیکی

نشان داد. این پایدارساز، اغتشاشات در راستای محور  $x$  را به میزان ۴۰ درصد و در راستای محور  $y$  به میزان ۳۰ درصد کاهش داد و منجر به کاهش زمان برخاست و فرجهش در راستای محور  $z$  گردید. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که بجای استفاده از کنترلرهای پیچیده غیرخطی، با تجهیز کوادروتورهای خودگردان به مکانیزم پایدارساز می‌توان عملکرد پرنده در تعقیب مسیر ورودی تحت شرایط اغتشاشی محیطی، مانند باد را بهبود بخشید.

همراه پایدارساز شبیه‌سازی شد. نتایج شبیه‌سازی، عملکرد مطلوب مکانیزم‌های پایدارساز در کاهش اغتشاشات وارده به سیستم را نشان داد. در مسیر پروازی پرواز و فرود عمودی، پایدارساز صلیبی عملکرد بهتری از خود نشان داد که منجر به کاهش دامنه نوسانات به میزان ۵۰ درصد در راستای محور  $x$  و ۳۸ درصد در راستای محور  $y$  گشته و سبب کاهش زمان برخاست به میزان ۲۰ درصد در راستای محور  $z$  گردید. در مسیر پروازی پرواز عمودی و حرکت روی مسیر دایره‌ای، پایدارساز پاندولی عملکرد بهتری

## ۶. مآخذ

- [1] S. Bouabdallah, Design and control of quadrotors with application to autonomous flying, PhD thesis, University of EPFL, Lausanne, Switzerland, 2004.
- [2] A. Rafi Al Tahtawi, M. Yusuf, Low-cost quadrotor hardware design with PID control system as flight controller, TELKOMNIKA, Vol 17, No 4, pp. 1923-1930, 2019.
- [3] R. Thusoo, S.Jain, PID Control of a Quadrotor, Advances in Communication and Computational Technology, pp. 633-645, 2021
- [4] R. Miranda, L.T.Aguilar, Robust PID control of quadrotors with power reduction analysis, ISA Transactions, Vol 98, pp. 47-62, 2020.
- [5] G. Zhu, S. Wang, L. Sun, Output Feedback Adaptive Dynamic Surface Sliding-Mode Control for Quadrotor UAVs with Tracking Error Constraints, Complexity: Theory and Applications of Complex Cyber-Physical Interactions, pp. 1-23, 2020.
- [6] Jia Z, Yu J, Mei Y, Chen Y, Shen Y, Ai X Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances, Aerospace Science and Technology, Vol 68, pp. 299-307, 2017.
- [7] M. Labbadi and M.Cherkaoui, Robust adaptive backstepping fast terminal sliding mode controller for uncertain quadrotor UAV, Aerospace Science and Technology, Vol 99, pp. 290-304, 2020.
- [8] J. Bell and P.Walker, Actived and passive controlled fluid tank system for ship stabilization, Transactions of Society of Naval Architects and Naval Engineers IMarEST, vol. 74, pp. 150-151, 1996.
- [9] S. Ishizuka, A. Nikami and M. Sato, Control techniques for optical image stabilizing system, Consumer Electronics, IEEE Transactions on, vol. 39, pp. 461-466, Jun 1993.
- [10] P. Suebsaiprom, C. L. Lin, 2-DOF barycenter mechanism for stabilization of fish-robots, Industrial Electronics and Applications (ICIEA), 2013 8th IEEE Conference on, Melbourne, VIC, June 2013.
- [11] M. Wierema, Design, implementation and flight test of indoor navigation and control system for quadrotor UAV, M.S. thesis, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Netherlands, 2008.

## پی‌نوشت

1. Unmanned aerial vehicles (UAVs)
2. Under actuating control system
3. Quad-rotor
4. Disturbance
5. Trajectory tracking
6. Model Base
7. Roll
8. Pitch
9. Generalized coordinate
10. Generalized forces
11. Lateral acceleration
12. Yaw
13. Desired trajectory
14. Vertical takeoff and landing (VTOL)