



## طراحی کنترل کننده هیبرید فازی - مد لغزشی فرایچش برای کلاس خاصی از دینامیک غیر خطی کوادروتور

محمد فرهمند<sup>1</sup>، رضا قاسمی<sup>2</sup>، محمد سالاری<sup>3\*</sup>

1- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی برق، دانشگاه قم، قم  
 2- استادیار، مهندسی برق، دانشگاه قم، قم  
 3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه قم، قم  
 \* کدپستی 3716146611، m.salari@qom.ac.ir

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
 دریافت: 28 مهر 1396  
 پذیرش: 09 دی 1396  
 ارائه در سایت: 22 دی 1396

کلید واژگان:

کنترل کننده غیرخطی  
 کنترل کننده هیبرید فازی-مد لغزشی فرایچش  
 کوادروتور  
 کنترل کننده فرایچش  
 وسیله هوایی بدون سرنشین

### چکیده

طراحی کنترل کننده برای سیستم‌های غیرخطی چند ورودی- چند خروجی مانند وسایل بدون سرنشین کوادروتور به دلیل کپیلاژ شدید بین متغیرهای حالت و معادلات دینامیکی به شدت غیرخطی آن همیشه یک موضوع چالش برانگیز بوده است. علاوه بر این کوادروتور یک وسیله دینامیکی غیرخطی کم عملگر (چهار عملگر در مقابل شش درجه آزادی) است، به دلیل کم عملگر بودن وسیله برای داشتن حرکت در جهت افقی باید از ترکیب تغییرات در سرعت عملگرهای چهارگانه موجود استفاده کرد. به طوری که با ایجاد زاویه بین صفحه فرضی کوادروتور و سطح افق می توان وسیله را وادار به حرکت در جهت طولی یا عرضی کرد. بنابراین در سیستم کنترل کوادروتور دو حلقه کنترلی تودرتو نیاز است. یک حلقه بیرونی برای تعیین زاویه مناسب وسیله نسبت به افق برای حرکت‌های افقی و یک حلقه داخلی که وظیفه رساندن زاویه صفحه وسیله به این زاویه تعیین شده را دارد و بسته به زیاد یا کم بودن این زاویه، سرعت افقی وسیله زیاد یا کم می‌شود. در این مقاله تلاش شده که یک کنترل کننده غیرخطی هیبرید فازی- مد لغزشی فرایچش برای کنترل یک کوادروتور نمونه طراحی و از کنترل کننده فازی در حلقه بیرونی و از کنترل کننده مد لغزشی فرایچش در حلقه داخلی استفاده شود. مزیت مهم این استراتژی این است که سرعت حرکت افقی وسیله را بهینه می‌کند. اگر فاصله از هدف زیاد باشد زاویه صفحه وسیله نیز زیاد و اگر فاصله کم شود این زاویه نیز کمتر می‌شود. در نتیجه وسیله با سرعت مطلوبی به هدف می‌رسد. نتایج شبیه‌سازی انجام شده موید این امر است.

## Fuzzy Hybrid Super-Twisting Sliding Mode Controller Design for a Class of Non-linear Dynamics of a Quadrotor

Mohammad Farahmand<sup>1</sup>, Reza Ghasemi<sup>1</sup>, Mohammad Salari<sup>2\*</sup>

1- Department of Electrical Engineering, University of Qom, Qom, Iran  
 2- Department of Mechanical Engineering, University of Qom, Qom, Iran  
 \*P.O.B. 3716146611, Qom, Iran, m.salari@qom.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
 Received 20 October 2017  
 Accepted 30 December 2017  
 Available Online 12 January 2018

#### Keywords:

Non-linear Controller  
 Fuzzy Hybrid Super-Twisting Sliding Mode Controller  
 Quadrotor  
 Super Twisting Controller  
 Unmanned Aerial Vehicle

### ABSTRACT

Controller design for non-linear multi-input, multi-output systems, such as unmanned quadrotor vehicles, has always been a challenging issue due to the strong interconnection between state variables and highly nonlinear dynamic equations. In addition, quadrotor is an under-actuated non-linear dynamic device. Due to being under-actuated for moving in the horizontal direction, the combination of changes in the speed of the existing quadruple operators should be used. So that, by creating the angle between the quadrotor hypothetical plane and the horizon surface, the device can be forced to move in the longitudinal or transverse direction. Therefore, in the quadrotor control system, two nested control loops are required. An outer loop to determine the appropriate angle of the device relative to the horizon for horizontal movements and an inner loop that is required to angle of the device panel is equal to this angle. In this paper, a fuzzy hybrid super-twisting sliding mode non-linear controller for controlling a sample quadrotor is designed. For this purpose, a fuzzy controller in the outer loop and a super twisting sliding mode controller in inner loop are used. An important advantage of this strategy is that it optimizes the horizontal speed of the device. If the distance from the target is too high, the angle of the device panel also increases, and if the distance is reduced, the angle also decreases. As a result, the device reaches the target with the desired speed. The performed simulation results confirmed this fact.

### 1- مقدمه

دور و از طریق اهرم هدایت<sup>2</sup> کنترل می‌شوند. همچنین از طریق یک برنامه کنترلی پیچیده‌تر با کامپیوتر یا لپ تاپ و یا گوشی‌های هوشمند می‌توانند

وسایل هوایی بدون سرنشین (UAV)<sup>1</sup> وسایلی بدون سرنشین بوده و از راه

<sup>2</sup> Joystick

<sup>1</sup> Unmanned Aerial Vehicle

#### Please cite this article using:

M. Farahmand, R. Ghasemi, M. Salari, Fuzzy Hybrid Super-Twisting Sliding Mode Controller Design for a Class of Non-linear Dynamics of a Quadrotor, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 01, pp. 307-316, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

خیمه مد لغزشی ساخته می‌شود. فکوریان و همکاران<sup>9</sup> [5]، یک کنترل کننده فازی هوشمند را نسبت به ورودی‌های کنترل بهینه شده طراحی و آن را به یک کوادروتور اعمال کرده‌اند. ورودی‌های کنترل کننده شامل خطا و مشتق خطا بوده و برای هر یک از حرکت‌های مستقل کوادروتور، یک کنترل کننده طراحی شده است. در این پژوهش هدف آن بوده که حجم محاسبات را کاهش دهند، به طوری که فضای کمتری از حافظه را اشغال کند.

فانگ و همکاران<sup>10</sup> [6]، روش کنترل مدل لغزشی پیوسته براساس خطی ساز فیدبک را پیشنهاد داده و کنترل مسیریاب<sup>11</sup> خروجی را برای سیستم در نظر گرفته‌اند. ژنگ و زیانگ<sup>12</sup> [7]، از کنترل مدل لغزشی ترمینال مقاوم و کنترل مود لغزشی سیستم با عملگر ناقص برای حل مسائل ناشی از کوپلینگ قوی و عملگر ناقص یک بالگرد کوادروتور بدون سرنشین کوچک استفاده کرده‌اند. زیانگ و ژنگ<sup>13</sup> [8]، فیلتر کالمن بهینه شده را برای تخمین متغیرهای حالت در حضور فرایند گاوسی و نویزهای اندازه‌گیری که توسط خطای عملگرها و سنسورهای اندازه‌گیری به وجود می‌آید، به کار برده و سپس با استفاده از تکنیک مود لغزشی زمان مرتبه دوم گسسته، کنترل کننده پرواز زمان گسسته را طراحی کرده‌اند. سونوند<sup>14</sup> [9]، کنترل کننده‌های LQ<sup>15</sup> و LQR<sup>16</sup> را برای پایداری زاویه و ارتفاع به کار برده و در ادامه، خطی سازی فیدبک ورودی خروجی را برای پایداری ارتفاع استفاده کرده است.

کمالی و همکاران<sup>17</sup> [10]، برای بهبود عملکرد و کاهش پدیده چترینگ در روش مدل لغزشی، یک سطح لغزش مرتبه کسری را برای طراحی قانون کنترل مدل لغزشی برای کوادروتور استفاده کرده‌اند. دعاخوان و همکاران<sup>18</sup> [11]، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی کرم شب‌تاب و توابع چندجمله‌ای، مسیر پروازی کوادروتور در محیطی با موانع معین و ثابت را طراحی و سپس به منظور تعقیب مسیر پروازی در حضور عدم قطعیت در پارامترها و ساختار مدل، کنترلر حالت لغزشی با پیش‌فوق‌العاده را طراحی کرده و عملکرد آن با روش‌های فیدبک خطی ساز و حالت لغزشی سنتی را مورد مقایسه قرار داده‌اند.

روش‌های دیگری نیز برای کنترل UAVها وجود دارد که از جمله می‌توان به موارد کنترل کننده‌های فیدبک مقاوم مبتنی بر تکنیک  $H_\infty$  [12]، کنترل کننده‌های PD<sup>19</sup>، کنترل کننده‌های بازگشت به عقب، کنترل پرواز تطبیقی شبکه عصبی [13] و غیره اشاره کرد. در آزمایش انجام شده روی UAVهای دراگن فلایر دانشگاه استنفورد [14]، روش‌های کنترل غیرخطی که از معکوس دینامیک زمان گسسته تحت اشباع ورودی استفاده می‌کنند، استفاده شده است. همچنین در مطالعه دیگری در دانشگاه پنسیلوانیا [15]، از روش کنترل مبتنی بر بینایی برای کنترل UAV استفاده شده است. رحمانی و همکاران<sup>20</sup> [16] یک کنترلر مود لغزشی PID تطبیقی جدید برای کنترل یک بازوی رباتیک ارائه داده‌اند. پایداری کنترلر پیشنهاد شده با استفاده از تئوری لیاپانوف تأیید شده است. نتایج شبیه‌سازی عددی انجام شده نشانگر کاهش چترینگ و بهبود ردیابی مسیر می‌باشد.

هدایت و ناوبری شوند [1]. UAV یک وسیله هوایی بدون سرنشین با نشست و برخاست عمودی<sup>1</sup> (VTOL) است که تمام مزایای آن را داشته و دارای قابلیت افزایش بار بوده و می‌تواند توسط یک ایستگاه کنترل زمینی فرمان داده شود. همچنین می‌تواند به طور خودگردان<sup>2</sup> توسط نقشه پرواز از قبل آماده، برنامه‌ریزی شده و یا با سیستم‌های خودکار دینامیکی پیچیده‌تر پرواز کند. مهمترین مزیت این وسیله نسبت به هوانوردهای معمولی کاهش پیچیدگی مکانیکی آن است [2].

وسایل هوایی بدون سرنشین در سال‌های اخیر کاربردهای تجاری زیادی پیدا کرده و امکان ساخت ربات‌های پرنده کوچک خودگردان را فراهم کرده‌اند. این وضعیت امکان بکارگیری آن‌ها را در کاربردهای خیلی مهم و پیچیده نظامی و تجاری فراهم کرده است [3]. مشخصه جالب UAVها این است که می‌توانند اطلاعات با ارزشی نظیر دما، تصویر یا ویدیوی محیط اطراف خود را مخابره کرده و همچنین اطلاعات اضافی نظیر مکان، سرعت، جهت، ارتفاع، سوخت یا انرژی باقیمانده، دمای قطعات و موتورهای خود را نیز ارسال کنند. UAVها از آن جهت که می‌توانند گروه زیادی از کارکردهای نظامی و غیرنظامی را بدون این که جان انسان را به خطر اندازند انجام دهند، مورد توجه می‌باشند. از جمله این کاربردها می‌توان به عملیات جستجو و نجات در مکان‌های بحران زده ناشی از زلزله و آتش‌سوزی و نظارت بر محیط زیست و غیره اشاره کرد [4].

کوادروتور<sup>3</sup> یکی از انواع UAVها می‌باشد که به دلیل کمک گرفتن از چهار پروانه برای نیروی پیشران، به عنوان کواد (چهار) روتور یا کوادکوپتر نامیده می‌شوند. کوادروتورها با بهره‌گیری از چهار موتور و پره مجزا و چرخش دو به دو معکوس این موتورها، گشتاورهای ایجاد شده را خنثی کرده و همچنین اختلاف فشار لازم جهت ایجاد نیروی برآ را تأمین می‌کنند. این وسیله به دلیل داشتن قدرت مانور فوق‌العاده و پروازهایی با تعادل بالا از کاربردهای بسیار گسترده برخوردار بوده و در زمینه‌های تحقیقاتی، نظامی، تصویربرداری و تفریحی استفاده می‌شوند. اگرچه نمونه موفقیت‌آمیز کوادروتور در سال 1920 ساخته شده، ولی تا سال‌های اخیر هیچ‌گونه بالگرد کوادروتور عملی ساخته نشده است. این امر بیشتر به خاطر مشکل کنترل همزمان چهار موتور این وسیله می‌باشد، زیرا کوادروتور یک سیستم کم عملگر است. در زمینه کنترل کوادروتورها کارهای مختلفی توسط محققان مختلف انجام شده است که در ادامه به برخی از آن‌ها اشاره می‌شود:

ژنگ و همکاران<sup>4</sup> [3]، در تحقیق خود براساس کنترل مد لغزشی مرتبه دوم، روشی برای طراحی کنترل کننده یک کوادروتور UAV کوچک پیشنهاد داده‌اند. در حالت کلی انتخاب ضرایب خیمه<sup>5</sup> لغزشی احتیاج به تجربه و مهارت دارد، زیرا این ضرایب غیرخطی هستند. در این مقاله، به منظور کنترل کامل مسیریابی<sup>6</sup> وضعیت و موقعیت کوادروتور، مدل دینامیکی کوادروتور به دو زیر سیستم تقسیم شده است: زیرسیستم دارای عملگر کامل<sup>7</sup> و زیرسیستم دارای عملگر ناقص<sup>8</sup>. برای زیرسیستم اول با ترکیب خطاهای مسیریابی و موقعیت یک متغیر حالت، یک خیمه لغزشی تعریف می‌شود. در حالیکه برای زیرسیستم دوم با ترکیب خطاهای مسیریابی و موقعیت دو متغیر حالت

<sup>9</sup> Fakurian et al.

<sup>10</sup> Fang et al.

<sup>11</sup> Tracking

<sup>12</sup> Zheng and Xiong

<sup>13</sup> Xiong and Zheng

<sup>14</sup> Sonnevend

<sup>15</sup> Linear quadratic

<sup>16</sup> Linear quadratic regulator

<sup>17</sup> Kamali et al.

<sup>18</sup> Doakhan et al.

<sup>19</sup> Proportional-Derivative

<sup>20</sup> Rahmani et al.

<sup>1</sup> Vertical Take Off and Landing

<sup>2</sup> Autonomous

<sup>3</sup> Quad rotor

<sup>4</sup> Zheng et al.

<sup>5</sup> Manifold

<sup>6</sup> Ibid

<sup>7</sup> Fully actuated

<sup>8</sup> Under actuated

یکی از ورودی‌های کنترل‌کننده فازی، فاصله از هدف و دیگری مشتق خطای فاصله یا همان سرعت افقی وسیله است و خروجی آن زاویه مطلوب وسیله است. وظیفه کنترل‌کننده فازی این است که براساس این ورودی‌ها زاویه و جهت مناسب را محاسبه کرده و به‌عنوان زاویه مرجع به کنترل‌کننده مد لغزشی بدهد. کنترل‌کننده مد لغزشی نیز طبق این زاویه، وضعیت کوادروتور را تنظیم کرده و زمانی که وسیله به هدف رسید و خطا صفر شد، کنترل‌کننده فازی، زاویه مرجع را صفر می‌کند تا وسیله در همان جا بماند. به علت این که زاویه یاو و ارتفاع فقط دارای یک حلقه کنترل هستند، برای کنترل آن‌ها از کنترل‌کننده مد لغزشی استفاده می‌شود. نتایج شبیه‌سازی، بیانگر عملکرد مطلوب کنترل‌کننده‌ها می‌باشد که در انتهای مقاله این نتایج نشان داده شده‌اند.

### 3- دینامیک کوادروتور

برای طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی مناسب ابتدا باید یک مدل دینامیکی مناسب از سیستم، موجود باشد. بنابراین قبل از هر گونه اقدامی برای طراحی کنترل‌کننده، در ابتدا معادلات دینامیکی وسیله کوادروتور بیان می‌شوند. مزیت کنترل‌کننده مد لغزشی در این است که می‌توان عدم قطعیت‌ها را با طراحی مناسب کنترل‌کننده پوشش داد. برای طراحی کنترل‌کننده فازی احتیاجی به دانستن مدل دینامیکی سیستم نیست و این یکی از مزیت‌های منطق فازی است که تجربیات فرد خبره این نیاز را بر طرف کرده است. بنابراین برای طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی و همچنین شبیه‌سازی، به معرفی دینامیک سیستم اقدام می‌شود. بدین منظور در ابتدا دستگاه‌های مختصات معرفی شده و سپس دینامیک سیستم تعیین می‌گردد.

#### 1-3- دستگاه‌های مختصات

برای سهولت در استخراج معادلات دینامیک سیستم نیاز است که دستگاه‌های مختصات معرفی شوند. در وسیله کوادروتور دو نوع دستگاه مختصات که محاسبات دینامیکی براساس آن صورت می‌گیرد، وجود دارد. یکی از این دستگاه‌ها، دستگاه مختصات اینرسی است که موقعیت کوادروتور نسبت به زمین براساس آن مشخص می‌شود و دیگری دستگاه مختصات متصل به بدنه که برای بیان سرعت‌های زاویه‌ای و خطی وسیله از آن استفاده می‌شود. این دستگاه‌های مختصات در "شکل 1" نشان داده شده‌اند.

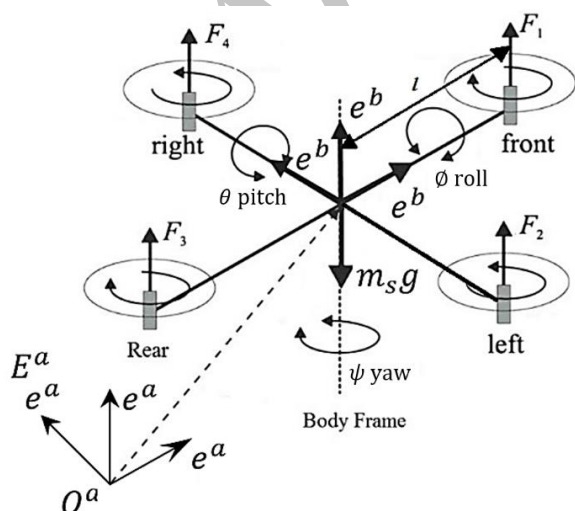


Fig. 1 Body and inertia coordinate systems

شکل 1 دستگاه‌های مختصات بدنه و اینرسی

همچنین رحمانی و همکاران [18,17]، در پژوهش‌های دیگری یک کنترلر مد لغزشی شبکه عصبی جدید برای کنترل یک ربات دوپا و ربات کرم ارائه داده‌اند. به‌منظور بررسی کارایی کنترلرهای پیشنهاد شده، عملکرد آن با کنترلرهای دیگر از جمله کنترلر مد لغزشی کلاسیک مقایسه شده است که نتایج به‌دست آمده نشانگر کارایی کنترلرهای جدید در کاهش چترینگ می‌باشد.

در این مقاله یک کنترل‌کننده غیرخطی هیبرید فازی-مد لغزشی فرایچس برای فضای داخلی طراحی شده و سپس عملکرد آن با شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب مورد بررسی قرار گرفته است. عملکردی که از عهده کنترل‌کننده خطی ساخته نیست. نتایج شبیه‌سازی انجام شده بیانگر عملکرد مطلوب این کنترل‌کننده در کنترل و هدایت وسیله کوادروتور می‌باشد. این کنترل‌کننده از منطق فازی بهره می‌گیرد تا با ترکیب با کنترل‌کننده مد لغزشی و استفاده همزمان از مزایای متغیرهای زبانی منطق فازی که نیاز به دانستن مدل دینامیکی سیستم را مرتفع می‌سازد و استفاده از ویژگی دفع اغتشاش و عدم قطعیت کنترل‌کننده مد لغزشی، یک کنترل‌کننده مناسب تر با انعطاف بیشتر و مانورپذیری بالاتر طراحی گردد. از کنترل‌کننده فازی برای ایجاد زاویه حرکتی مناسب و از کنترل‌کننده مد لغزشی برای تثبیت وضعیت وسیله به‌منظور تعقیب این زاویه استفاده می‌گردد.

### 2- بیان مسئله

کوادروتورها سیستم‌هایی هستند که دینامیک آن‌ها غیرخطی و چند ورودی-چند خروجی هستند. ضمن این که بین متغیرهای حالت آن‌ها کوپلاژ شدیدی وجود دارد و کم عملگر (چهار عملگر در مقابل شش درجه آزادی) هستند. با توجه به این خصوصیات، طراحی یک کنترل‌کننده مناسب و قدرتمند برای این سیستم‌ها ضروری است. ضمن این که کنترل‌کننده خطی علی‌رغم سادگی طراحی آن از عملکرد مناسبی برای کنترل سیستم برخوردار نیست. بنابراین در این مقاله سعی شده است که یک کنترل‌کننده غیرخطی قدرتمند بنام کنترل‌کننده هیبرید فازی-مد لغزشی فرایچس طراحی شود که عملکرد مناسبی از لحظه پرواز تا رسیدن به مقصد وسیله داشته و حرکت آن را کاملاً تحت کنترل داشته باشد. مزیت کنترل‌کننده فازی در آن است که نیاز به دانستن مدل سیستم نیست و استفاده از تجربیات فرد خبره به مسئله کفایت می‌کند. مزیت استفاده از کنترل‌کننده مد لغزشی توانایی دفع اغتشاش است که این امر طراح را قادر می‌سازد تا بر مشکل عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم فائق آید.

در وسیله کوادروتور برای حرکت‌های افقی باید زاویه صفحه کوادروتور را نسبت به افق تغییر داد. بطور دقیق‌تر اگر وسیله بخواهد در جهت مثبت محور طولی حرکت کند، بایستی زاویه پیچ<sup>۲</sup> را مثبت کرد و بالعکس و اگر وسیله بخواهد در جهت مثبت محور عرضی حرکت کند باید زاویه رول<sup>۳</sup> را منفی کرد و بالعکس. هر چه این زاویه‌ها بزرگتر باشند، سرعت افقی وسیله بیشتر شده و سرعت قائم وسیله کمتر می‌شود و بالعکس. بنابراین دو حلقه کنترلی تو در تو برای وسیله کوادروتور تعریف می‌شود. حلقه بیرونی که از دینامیک‌های کندتر سیستم تشکیل شده است (دو بعد افقی حرکت) و شامل کنترل‌کننده فازی است و حلقه داخلی که از دینامیک‌های سریع‌تر سیستم تشکیل شده است (سه بعد دورانی حرکت) و شامل کنترل‌کننده مد لغزشی است.

<sup>1</sup> Attitude

<sup>2</sup> Pitch

<sup>3</sup> Roll

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\cos\psi\sin\theta\cos\psi + \sin\psi\sin\theta) \frac{F}{m} - K_1 \\ \ddot{y} &= (\cos\psi\sin\theta\sin\psi - \sin\psi\cos\theta) \frac{F}{m} - K_2 \\ \ddot{z} &= -g + \cos\psi\cos\theta \frac{F}{m} - K_3 \frac{\dot{z}}{m} \\ \ddot{\varphi} &= \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{I_r\dot{\theta}\Omega_r}{I_x} - \frac{K_4 l}{I_x} \dot{\varphi} - \frac{K_{dy}\dot{\varphi}^2}{I_x} + \frac{\tau_\varphi}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \dot{\varphi}\dot{\psi} \frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{I_r\dot{\varphi}\Omega_r}{I_y} - \frac{K_5 l}{I_y} \dot{\theta} - \frac{K_{dx}\dot{\theta}^2}{I_y} + \frac{\tau_\theta}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \dot{\varphi}\dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z} - \frac{K_6 l}{I_z} \dot{\psi} + \frac{\tau_\psi}{I_z} \\ \Omega_r &= \omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4 \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن  $I_r$  ممان اینرسی روتور بوده و برای همه روتورها مساوی در نظر گرفته می‌شود.  $K_{1...6}$  نیز ضرایب اصطکاک و  $K_{dx}$  و  $K_{dy}$  نیز ضرایب درگ هوا می‌باشند. جمع نیروهای بر<sup>1</sup> روتورها به صورت رابطه (4) نوشته می‌شود.

$$U_1 = F = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (4)$$

گشتاور ایجادکننده پیچ توسط موتورهای چپ و راست ایجاد می‌شود:

$$U_2 = \tau_\theta = l(F_1 - F_3) \quad (5)$$

به طور مشابه گشتاور ایجادکننده رول توسط موتورهای عقب و جلو ایجاد می‌شود:

$$U_3 = \tau_\varphi = l(F_2 - F_4) \quad (6)$$

مطابق قانون سوم نیوتن درگ پرها یک گشتاور یاوکننده روی بدنه کوادروتور ایجاد می‌کند. جهت گشتاور در جهت مخالف حرکت پرهاست. در نتیجه گشتاور یاوکننده کل برابر است با:

$$\tau_\psi = \tau_1 + \tau_3 - \tau_2 - \tau_4 \quad (7)$$

#### 4- طراحی کنترل کننده هیبرید فازی - مد لغزشی فرایپیش

در این قسمت، کنترل کننده هیبرید فازی- مد لغزشی طراحی می‌شود. ساختار سیستم کنترل طراحی شده به صورت "شکل 3" می‌باشد.

مطابق "شکل 3" حلقه کنترلی داخلی سیستم برای کنترل زاویه یاو و ارتفاع به کار می‌رود که از کنترل کننده مد لغزشی فرایپیش تشکیل شده است و در بخش بیرونی که برای کنترل موقعیت افقی (طولی و عرضی) وسیله به کار می‌رود، از کنترل کننده فازی استفاده شده است. کنترل کننده فازی براساس فاصله‌ای که وسیله از هدف دارد، زاویه حمله وسیله را تنظیم می‌کند. هر چه فاصله بیشتر باشد، زاویه حمله نیز بیشتر بوده و بدین ترتیب در زمان و انرژی صرفه جویی می‌شود. در "شکل 3" کنترل کننده طولی و عرضی، همان کنترل کننده فازی است.

#### 4-1- کنترل کننده فازی

از کنترل کننده فازی مدل ممدانی برای طراحی کنترل کننده فازی استفاده می‌شود. منطق استنتاج براساس حداقل-حداکثر<sup>2</sup> است و از قانده سنترال برای دی‌فازی کردن استفاده می‌شود. برای کنترل کننده فازی محور عرضی پایگاه قواعد به صورت جدول 1 است، سطر افقی خطا و سطر عمودی مشتق خطاست.

ورودی اول عبارتست از:  $y - y_d$

ورودی دوم عبارتست از:  $\frac{d}{dt}(y - y_d)$

خروجی عبارتست از:  $\varphi_d$  یا زاویه رول

برای کنترل کننده فازی محور طولی، پایگاه قواعد به صورت زیر است:

ورودی اول عبارتست از:  $x - x_d$

زوایای اولر  $\varphi, \theta, \psi$  وضعیت وسیله را نسبت به دستگاه اینرسی نشان می‌دهند. این زاویه‌ها در "شکل 2" نشان داده شده‌اند. برای انتقال از دستگاه اینرسی به دستگاه دیگر از ماتریس‌های تبدیل استفاده می‌شود [19]. این ماتریس‌ها عبارتند از:

$$\begin{aligned} R_{v_1}^v &= \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ R_{v_1}^{v_2} &= \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \\ R_{v_2}^b &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

به عبارت دیگر ماتریس‌های چرخشی، چارچوب ناوبری (اینرسی) را به چارچوب متصل به بدنه (چرخان) تصویر می‌کنند. مشخص است که هر نقطه واقع بر فضای سه‌بعدی اقلیدسی را می‌توان با یک سری از این چرخش‌های پایه حول زاویه اولر بیان کرد و همان ترتیب را باید به دقت رعایت کرد تا چرخش سه‌بعدی درست را به دست آورد. توالی  $R_{v_1}^b(\varphi) \rightarrow R_{v_1}^{v_2}(\theta) \rightarrow R_{v_1}^v(\psi)$  متناسب با ضرب ماتریس‌های  $R_{v_1}^b(\varphi)$ ،  $R_{v_1}^{v_2}(\theta)$ ،  $R_{v_1}^v(\psi)$  انتخاب می‌شود. نتیجه ماتریس انتقال از مختصات بدنه وسیله به مختصات اینرسی به صورت رابطه (2) می‌باشد:

$$\begin{aligned} R_v^b(\varphi, \theta, \psi) &= \begin{pmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ c\psi s\theta s\varphi - s\psi c\varphi & s\psi s\theta s\varphi + c\psi c\varphi & c\theta s\varphi \\ c\psi s\theta c\varphi + s\psi s\varphi & s\psi s\theta c\varphi - s\psi s\varphi & c\theta c\varphi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

در رابطه (2) به منظور کوتاه‌نویسی،  $s$  بجای  $\sin$  و  $c$  بجای  $\cos$  بکار برده شده است.

#### 3-2- معادلات دینامیکی

معادلات دینامیکی کوادروتور در دستگاه مختصات اینرسی به صورت رابطه (3) می‌باشد.

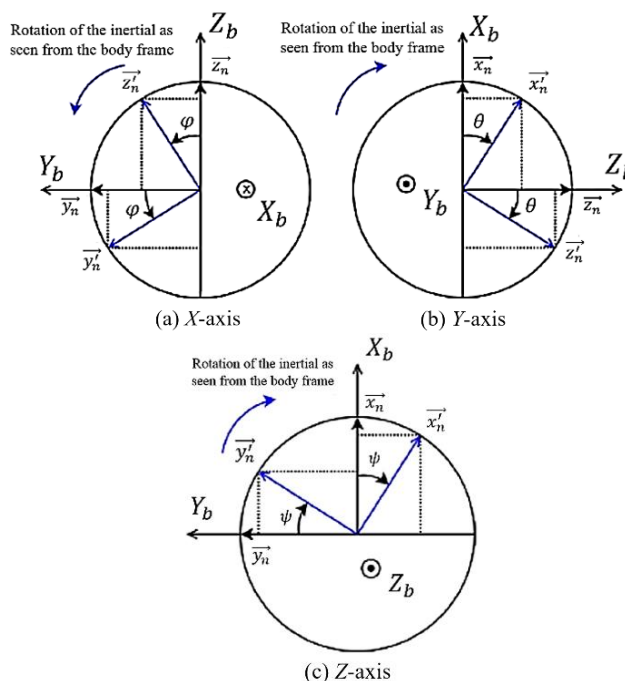


Fig. 2 Euler angles  $\varphi, \theta, \psi$  (representing the state of the device relative to the inertial system)

شکل 2 زوایای اولر یا زوایای  $\varphi, \theta, \psi$  (بیان‌کننده وضعیت وسیله نسبت به دستگاه اینرسی)

<sup>1</sup> Lift Forces

<sup>2</sup> Min-Max

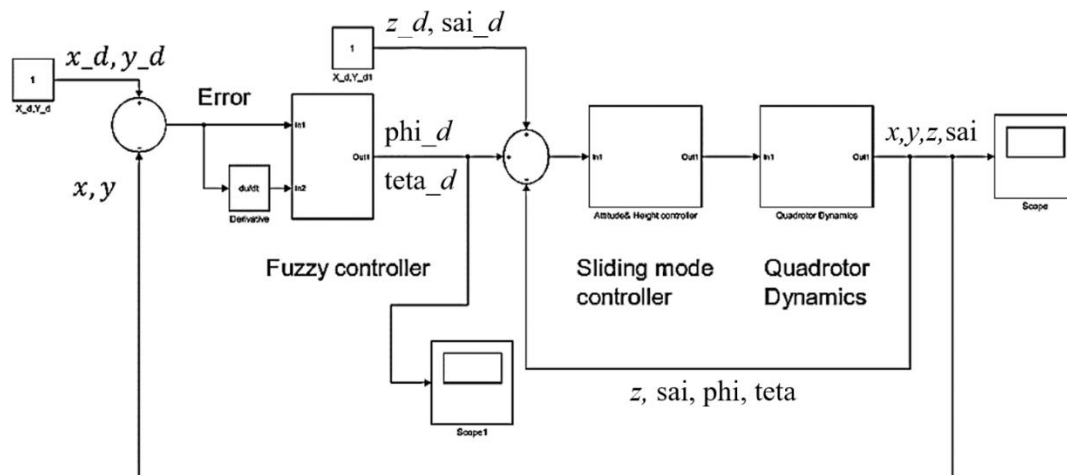


Fig. 3 General structure of the fuzzy hybrid super-twisting sliding mode control system

شکل 3 ساختار کلی سیستم کنترل هیبرید فازی-مد لغزشی فرایپیش

که در آن  $\alpha, \beta$  ضرایب ثابتی هستند.

**قضیه 1:** سیستم غیرخطی ذکر شده برای کوادروتور در معادلات (1) تا (6) را با وجود فرضیات مذکور در معادله (9) در نظر بگیرید. با اعمال کنترل کننده فازی به عنوان کنترل کننده حلقه بیرونی و معادله (8) به عنوان کنترل کننده حلقه داخلی و با عنایت به معادله (7) به عنوان سطح لغزش، خطای ردیابی سیستم حلقه بسته با وجود عدم یقینی‌ها و اغتشاشات خارجی به سمت صفر میل می‌کند و سیگنال‌های موجود در سیستم حلقه بسته محدود می‌مانند.

**اثبات:** اگر دینامیک حرکتی هر بعد از شش درجه آزادی سیستم را به صورت کلی رابطه (10) در نظر بگیریم:

$$\ddot{x} = f(X) + g(X)u \quad (10)$$

که در آن  $u$  ورودی سیستم و  $X$  نمایانگر هر یک از ابعاد حرکتی سیستم است و همچنین  $X = [x_1, \dots, x_6]^T$

آنگاه می‌توان این معادله را بصورت رابطه (11) بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f(X) + g(X)u \end{aligned} \quad (11)$$

که در آن  $x_1, x_2$  بیان کننده هر یک از متغیرهای حالت سیستم می‌باشند. توابع سیستم و ورودی کنترلی به صورت رابطه (12) قابل بیان است.

$$f(X) = f_{nom} + f_{un}, \quad u = u_{eq} + u_{un} \quad (12)$$

که در آن  $f_{nom}, f_{un}$  به ترتیب توابع معلوم و نامعلوم سیستم می‌باشند. در ضمن  $u_{eq}, u_{un}$  به ترتیب برای جبران قسمت‌های نامعین و قسمت دوم برای حذف قسمت‌های معین می‌باشد. ساختاری که در این مقاله به عنوان ورودی کنترلی در نظر گرفته می‌شود، به صورت رابطه (13) است.

$$u = u_{eq} - \alpha |s|^\rho \text{sign}(s) - \beta \int \text{sign}(s) dt + \lambda x_2 \quad (13)$$

که در آن  $0 < \rho < 1$  است. با مشتق‌گیری از معادله (8) و جایگذاری معادله (13) و با استفاده از روابط (9) و (10) معادله (14) قابل حصول است.

$$\begin{aligned} \dot{s} = \dot{x}_2 + \lambda \dot{x}_1 &= f_{nom} + f_{un} + u_{eq} - \alpha |s|^\rho \text{sign}(s) \\ &\quad - \beta \int \text{sign}(s) dt + \lambda x_2 \end{aligned} \quad (14)$$

با در نظر گرفتن معادله (14) به صورت (15) قابل بیان است.

$$\dot{s} = \dot{x}_2 + \lambda \dot{x}_1 = f_{un} - \alpha |s|^\rho \text{sign}(s) - \beta \int \text{sign}(s) dt \quad (15)$$

تغییر متغیر رابطه (16) را در نظر بگیرید.

$$s = \xi \quad (16)$$

جدول 1 پایگاه قواعد کنترل کننده فازی محور عرضی

Table 1 Rule base of fuzzy transverse axis controller

خطا			
N	Z	P	
N	N	Z	N
N	Z	P	Z
Z	P	P	P

جدول 2 پایگاه قواعد کنترل کننده فازی محور طولی

Table 2 Rule base of fuzzy longitudinal axis controller

خطا			
N	Z	P	
P	P	Z	N
N	Z	N	Z
Z	N	N	P

ورودی دوم عبارتست از:  $\frac{d}{dt}(x - x_d)$

خروجی عبارتست از:  $\theta_d$  یا زاویه پیچ

توابع عضویت طراحی شده هر دو محور طولی و عرضی به صورت توابع مثلثی می‌باشند و توابع عضویت طراحی شده مشتق خطا یا سرعت در هر دو جهت طولی و عرضی به صورت توابع گوسین طراحی شده‌اند. همچنین توابع عضویت خروجی کنترل کننده یا همان زاویه مطلوب وسیله نسبت به سطح افق نیز برای راحتی به صورت مثلثی می‌باشند.

#### 2-4- کنترل کننده مد لغزشی فرایپیش

برای طراحی کنترل کننده مد لغزشی فرایپیش سطح لغزش را به صورت رابطه (8) تعریف می‌کنیم:

$$\begin{aligned} s &= \lambda_2(x_2 - x_{2d}) + \lambda_1(x_1 - x_{1d}) \\ \dot{x}_1 &= x_2 \end{aligned} \quad (8)$$

که در آن  $x_1$  متغیر حالت بوده و نمایانگر هر یک از سه بعد دورانی حرکت وسیله و همچنین بعد حرکتی قائم سیستم می‌باشد و  $x_{1d}$  و  $x_{2d}$  مقادیر مرجع این چهار درجه آزادی می‌باشند. در کنترل افقی، این مقادیر مرجع همان خروجی‌های سیستم فازی هستند. در کنترل زاویه یا و ارتفاع، این مقادیر مرجع توسط اپراتور مشخص می‌شوند. تلاش کنترلی بصورت رابطه (9) می‌باشد:

$$u = \frac{1}{g(x)} \left( u_{eq} - \alpha |s|^\rho \text{sign}(s) - \beta \int \text{sign}(s) dt \right), \quad 0 < \rho < 1 \quad (9)$$

در نهایت با فرض  $a > \theta + \beta\gamma$  و در ناحیه  $\Omega = \{x \mid \|x\| \leq \beta\gamma \|x_d\| / \theta\}$  نقطه تعادل سیستم پایدار مجانبی بوده و اثبات قضیه به پایان می‌رسد.

در قسمت بعد نتایج حاصل از این قسمت بر روی سیستم کوادروتور پیاده‌سازی می‌شود.

### 5- شبیه‌سازی

از کنترل کننده هیبریدی برای تحت نظر گرفتن وسیله در سطح افقی یا به عبارت بهتر برای کنترل حرکت وسیله در جهت محورهای  $x$  و  $y$  استفاده می‌شود و برای تنظیم زاویه یاو و ارتفاع، فقط از کنترل کننده مد لغزشی کمک گرفته می‌شود. زیرا همان‌طور که قبلاً گفته شد برای حرکت افقی باید زاویه وسیله را براساس فاصله از هدف به‌طور مناسب تنظیم کرد. وظیفه محاسبه زوایای رول و پیچ مناسب وسیله به کنترل کننده فازی سپرده شده و وظیفه رساندن وسیله به این زاویه نیز برعهده کنترل کننده مد لغزشی است. لازم به ذکر است تمامی طراحی و پیاده‌سازی کنترل کننده به ازای عدم یقینی خارجی به شکل  $d(t) = 0.5\sin(t)$  می‌باشد. پارامترهای مدل و کنترل کننده به‌صورت زیر است.

پس از اجرای کنترل کننده هیبریدی در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب، نتایج شبیه‌سازی به‌دست آمده است. "شکل 4" قسمتی از محیط فایل سیمولینک را نشان می‌دهد.

در "شکل‌های 7,6,5" زوایای رول و یاو و پیچ برای کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک نشان داده شده است.

در ادامه با اعمال کنترل کننده فازی هیبرید مد لغزشی به بررسی عملکرد سیستم می‌پردازیم. "شکل‌های 8 و 9"، خروجی کنترل کننده فازی هیبرید مد لغزشی که همان زوایای  $\theta_d, \varphi_d$  هستند، را نشان می‌دهند.

"شکل 8" نمودار تغییرات زاویه رول  $\varphi_d$  را برای کنترل کوادروتور تا رسیدن به هدف نشان می‌دهد. زمانی که وسیله به هدف رسید، کنترل کننده فازی زاویه رول را صفر می‌کند تا وسیله در همان موقعیت بماند. زاویه برحسب فاصله و سرعت وسیله مدام در حال تغییر است.

"شکل 9" تغییرات زاویه  $\theta_d$  ناشی از کنترل کننده فازی ورودی به کنترل کننده مد لغزشی فرایپیش را تا رسیدن به مقصد نشان می‌دهد. زمانی که وسیله به موقعیت موردنظر رسید، کنترل کننده فازی زاویه  $\theta_d$  را

جدول 3 مشخصات مدل وسیله

Table 3 Specification of the device model

متغیر	مقدار	واحد
$I_x$	0.009	kg m <sup>2</sup>
$I_y$	0.009	kg m <sup>2</sup>
$I_z$	0.016	kg m <sup>2</sup>
$I_r$	0.1	kg m <sup>2</sup>
$m$	1	kg
$b$	$1.53 \times 10^{-3}$	kg m/rad <sup>2</sup>
$d$	$1.5 \times 10^{-5}$	kg m/rad <sup>2</sup>
$l$	0.23	m

جدول 4 پارامترهای کنترل کننده مد لغزشی

Table 4 Sliding mode controller parameters

تلاش کنترلی	$\beta$	$\alpha$	$\rho$	$\lambda_2$	$\lambda_1$
$U_1$	10	70	0.3	1	1
$U_2$	1	10	0.9	0.5	15
$U_3$	1	10	0.9	0.5	15
$U_4$	0.01	0.1	0.9	10	1000

$$\delta = -\beta \int \text{sign}(s) dt$$

با اعمال تغییر متغیر (16) در معادله (15) معادله فضای حالت زیر قابل حصول است.

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= \delta - \alpha |\xi|^{\rho} \text{sign}(\xi) \\ \dot{\delta} &= -\beta \text{sign}(\xi) \end{aligned} \quad (17)$$

برای بررسی پایداری سیستم بدون کنترل کننده فازی و اثبات همگرایی متغیرهای حالت به سمت صفر، تابع لیاپانوف زیر را کاندید می‌کنیم.

$$V = \beta \int_0^{\xi} \text{sign}(\tau) d\tau + \frac{1}{2} \delta^2 > 0 \quad (18)$$

با مشتق‌گیری از رابطه فوق و اعمال رابطه (17) رابطه زیر قابل حصول است.

$$\dot{V} = \beta \xi \text{sign}(\xi) + \delta \dot{\delta} = -\alpha |\xi|^{\rho} \leq 0 \quad (19)$$

با عنایت به قضیه لاسال رابطه زیر قابل استخراج است.

$$\delta = -\beta \int \text{sign}(s) dt = 0 \Rightarrow \int \text{sign}(s) dt = 0 \quad (20)$$

پس می‌توان نتیجه گرفت  $\dot{s} = 0$  می‌شود و اثبات قضیه به پایان می‌رسد.

برای بررسی پایداری کنترل کننده فازی هیبرید مد لغزشی، فرض زیر را در نظر می‌گیریم:

**فرض 1:** توابع عضویت سیستم فازی به‌گونه‌ای انتخاب می‌شود که رابطه ورودی و خروجی سیستم فازی که با  $\psi(e)$  مشخص می‌شود، در رابطه (21) صدق کند.

$$\|\psi(e)\| \leq \beta \|e\| \quad (21)$$

**قضیه 2:** با توجه به قضیه 1 واضح است که حلقه داخلی حول نقطه تعادل سیستم پایدار مجانبی می‌باشد. اگر سیستم فازی فرض 1 را ارضا کند، سیستم کلی حلقه بسته به ازای  $\beta < 1$  پایدار مجانبی می‌باشد.

**اثبات:** با توجه به این‌که نقطه تعادل سیستم داخلی با معادله پایداری مجانبی  $\dot{x} = f(x) + u$  و تابع لیاپانوف  $V(x)$  می‌باشد، بنابراین شرایط زیر در خصوص تابع لیاپانوف صادق است.

$$\begin{aligned} V(x) &= \text{مثبت معین} \\ \dot{V}(x) &\leq -\alpha \|x\|^2 < 0 \\ \left\| \frac{\partial V}{\partial x} \right\| &\leq \gamma \|x\| \end{aligned} \quad (22)$$

با توجه به "شکل 3" و معادلات سیستم، دینامیک سیستم حلقه بسته به صورت رابطه (23) خواهد بود.

$$\dot{x} = f(x) + \psi(e) \quad (23)$$

با توجه به تعریف خطای ردیابی، رابطه (23) به صورت رابطه (24) قابل بیان است.

$$\dot{x} = f(x) + \psi(x - x_d) \quad (24)$$

برای بررسی پایداری سیستم فوق از تابع لیاپانوف  $V(x)$  به شکل رابطه (25) مشتق می‌گیریم.

$$\dot{V}(x) = \frac{\partial V}{\partial x} f(x) + \frac{\partial V}{\partial x} \psi(e) \quad (25)$$

با توجه به نامساوی (21) و (22)، رابطه (25) به صورت رابطه (26) قابل بیان است.

$$\dot{V}(x) \leq -\alpha \|x\|^2 + \left\| \frac{\partial V}{\partial x} \right\| \beta \|e\| \quad (26)$$

با توجه به تعریف خطای ردیابی خواهیم داشت:

$$\dot{V}(x) \leq -\alpha \|x\|^2 + \beta \gamma \|x\| (\|x\| + \|x_d\|) \quad (27)$$

با توجه به محدود بودن مقدار مرجع، رابطه (27) به صورت رابطه (28) قابل بیان است.

$$\dot{V}(x) \leq -\alpha \|x\|^2 + \beta \gamma \|x\|^2 + \beta \gamma \|x\| \|x_d\| + \theta \|x\|^2 \quad (28)$$

رابطه (28) با فرض  $0 < \theta < 1$  به صورت رابطه (29) بیان می‌شود.

$$\dot{V}(x) \leq -(\alpha - \theta - \beta \gamma) \|x\|^2 + \|x\| (\beta \gamma \|x_d\| - \theta \|x\|) \quad (29)$$

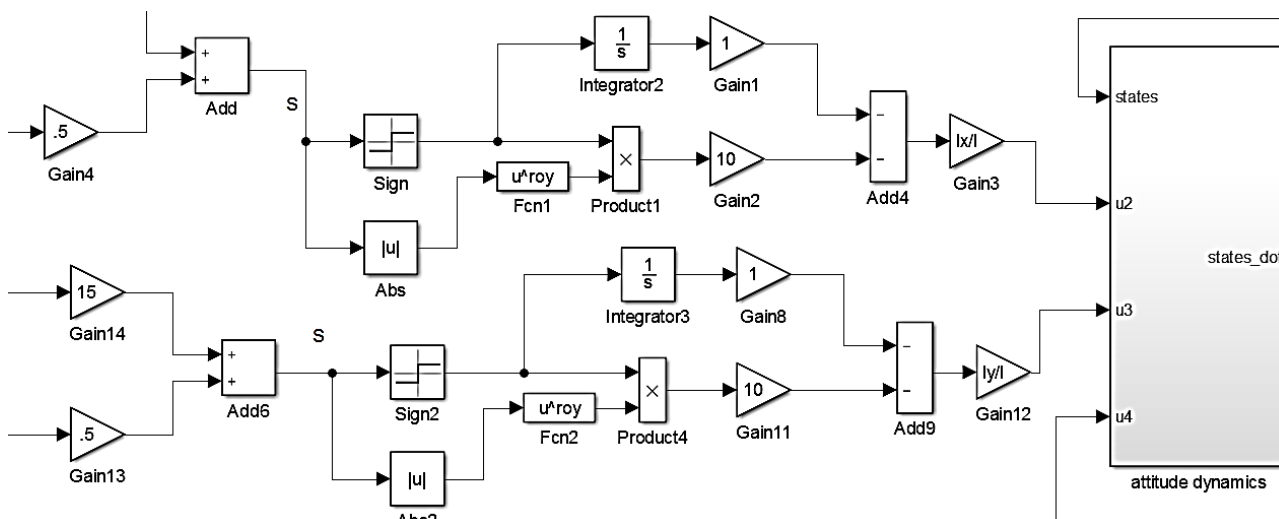


Fig. 4 Simulink environment view for hybrid super-twisting sliding mode control

شکل 4 نمای محیط فایل سیمولینک مربوط به کنترل هیبرید مد لغزشی فرایچش

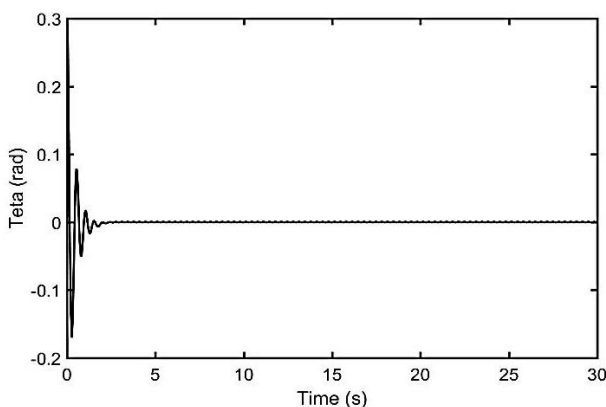


Fig. 7 Theta angle based on classic sliding mode controller

شکل 7 زاویه theta براساس کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک

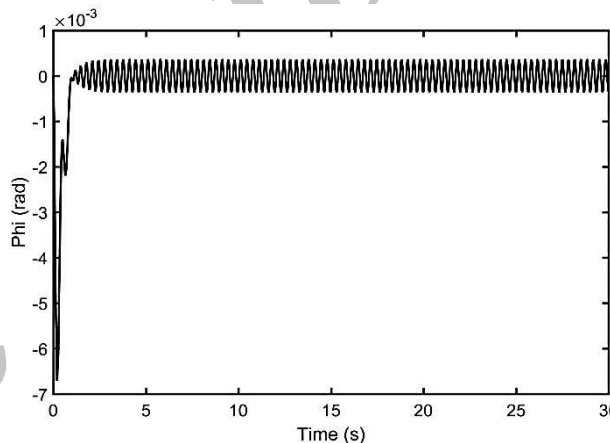


Fig. 5 Phi angle based on classic sliding mode controller

شکل 5 زاویه phi براساس کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک

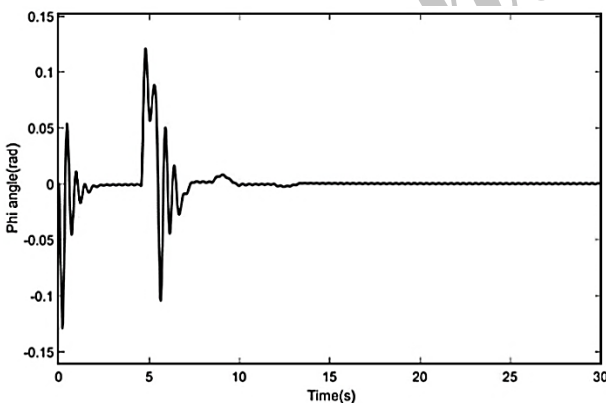


Fig. 8 Figure of the roll angle changes until the vehicle reaches the destination

شکل 8 نمودار تغییرات زاویه رول تا رسیدن وسیله به مقصد

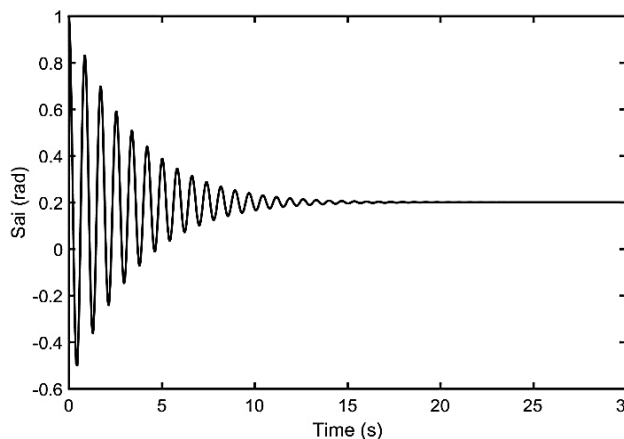


Fig. 6 Sai angle based on classic sliding mode controller

شکل 6 زاویه sai براساس کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک

"شکل 10" نمودار تغییرات زاویه یابو وسیله را تا رسیدن به زاویه مورد نظر ( $\psi_d = 0.2 \text{ rad}$ ) نشان می دهد. این زاویه توسط کنترل کننده حلقه داخلی یا همان کنترل کننده مد لغزشی فرایچش کنترل می شود. همان طور که دیده می شود، کنترل کننده کمی در کنترل زاویه یابو ضعیف عمل کرده و نوسان نسبتاً زیادی تولید می کند.

صفر می کند تا وسیله در همان جا بماند. زاویه وسیله نسبت به افق برحسب فاصله از هدف و سرعت وسیله تغییر می کند، به طوری که بتواند وسیله را با کمترین خطا به مقصد برساند.

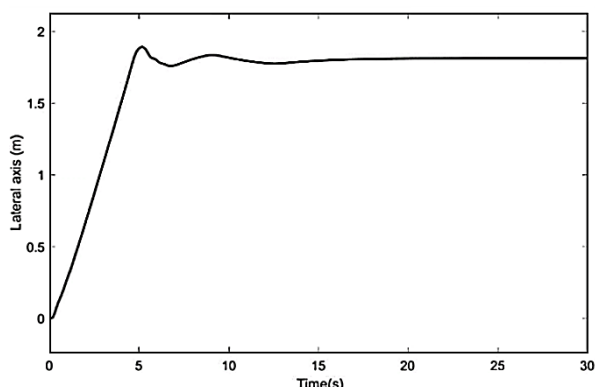


Fig. 12 Figure of the distance changes in the direction of the lateral axis until the vehicle reaches the destination

شکل 12 نمودار تغییرات فاصله در جهت محور عرضی تا رسیدن به مقصد

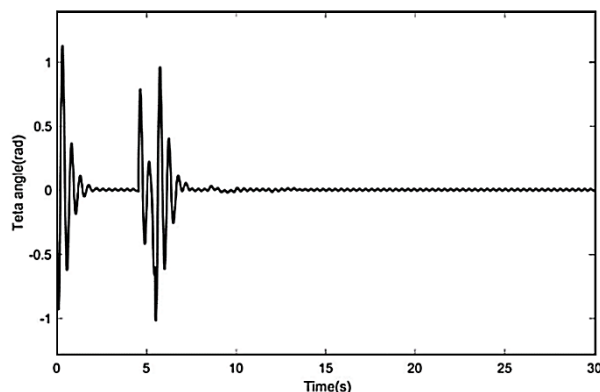


Fig. 9 Figure of the pitch angle changes until the vehicle reaches the destination

شکل 9 نمودار تغییرات زاویه پیچ تا رسیدن وسیله به مقصد

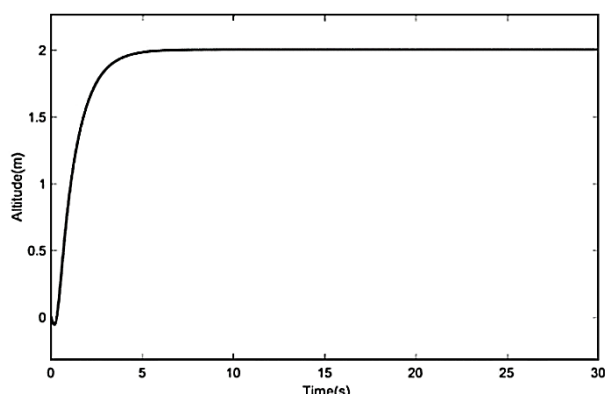


Fig. 13 Figure shows how the device moves in the direction of the Z axis until it reaches the final condition

شکل 13 نمودار چگونگی حرکت وسیله در جهت محور Z تا رسیدن به مقصد

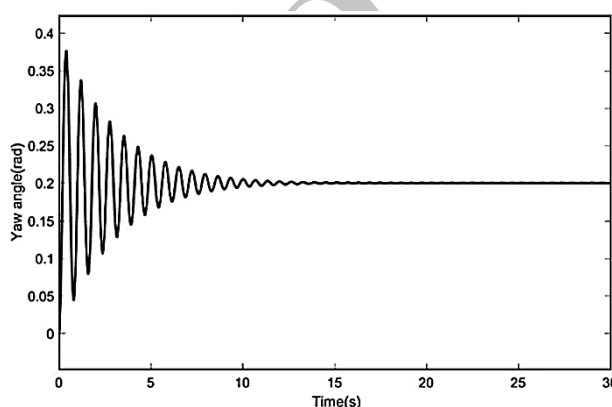


Fig. 10 Figure of the yaw angle changes until the vehicle reaches the destination

شکل 10 نمودار تغییرات زاویه یابو تا رسیدن وسیله به مقصد

"شکل 12" نمودار تغییرات موقعیت وسیله را در جهت محور عرضی نسبت به هدف ( $y_d = 1.8m$ ) نشان می‌دهد. ورودی کنترل‌کننده فازی، خطای موقعیت و مشتق خطا می‌باشد. با صفر شدن زاویه رول، وسیله دیگر نمی‌تواند حرکت کرده و همان‌جا باقی می‌ماند.

"شکل 13" نمودار چگونگی تغییرات ارتفاع وسیله می‌باشد. این متغیر توسط کنترل‌کننده مد لغزشی فرایپیش کنترل می‌شود. همان‌طور که در نمودار فوق مشاهده می‌شود، در ابتدا یک مقدار فروجهش داشته و بعد از آن شروع به حرکت به سمت هدف ( $z_d = 2m$ ) می‌کند. همچنین مشاهده می‌گردد که کنترل‌کننده مد لغزشی، وسیله را به ارتفاع موردنظر بدون نوسان می‌رساند.

آشکار است که میزان نوسانات ناخواسته در این نوع کنترل‌کننده باعث استهلاک عملگرها و تحریک مدهایی از سیستم که مدل‌سازی نشده‌اند، می‌شود. با عنایت به این موضوع، بهترین راه برای حل مشکل نوسانات ناخواسته استفاده از کنترل مد لغزشی فرایپیش فازی می‌باشد که با توجه به نتایج شبیه‌سازی واضح است که در این راستا عملکرد کنترل مد لغزشی فرایپیش فازی بهتر می‌باشد.

با توجه به اعمال کنترل‌کننده مد لغزشی فازی هیبرید به سیستم مربوطه، ورودی‌های کنترلی سیستم به شکل زیر قابل بیان است.

با توجه به "شکل‌های 14-16" ورودی کنترلی محدود بوده و پایداری سیستم حلقه بسته پایدار می‌گردد. سرعت‌های زاویه‌ای این سیستم در "شکل‌های 17-19" قابل مشاهده است.

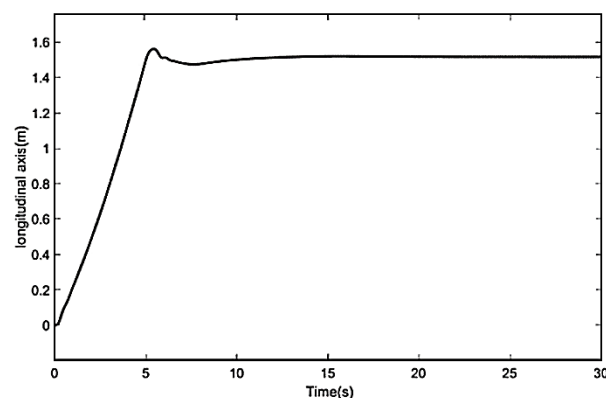


Fig. 11 Figure shows how the device moves in the direction of the longitudinal axis until it reaches the final condition

شکل 11 نمودار چگونگی حرکت وسیله در جهت محور طولی تا رسیدن به وضعیت نهایی

"شکل 11" نمودار تغییرات موقعیت وسیله تا رسیدن به فاصله طولی موردنظر ( $x_d = 1.5m$ ) را نشان می‌دهد. همان‌طور که دیده می‌شود، کنترل‌کننده فازی به خوبی وسیله را به موقعیت هدف رسانده و عملکرد مناسبی را به نمایش گذاشته است. ورودی کنترل‌کننده فازی خطای موقعیت و مشتق خطا می‌باشد.



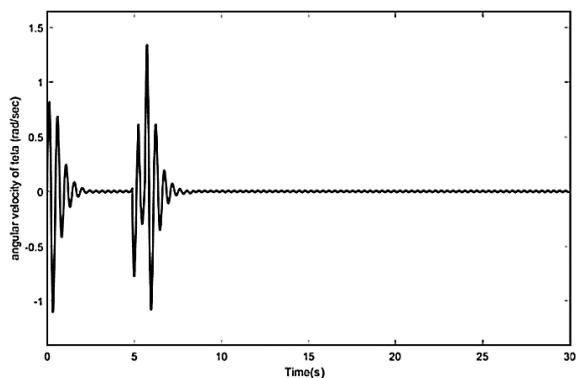


Fig. 18 Angular velocity of theta angle

شکل 18 سرعت زاویه‌ای مربوط به زاویه Theta

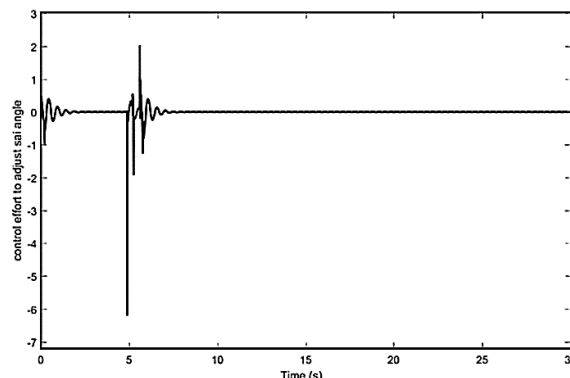


Fig. 14 Control effort to adjust sai angle

شکل 14 تلاش کنترلی مربوط به زاویه sai

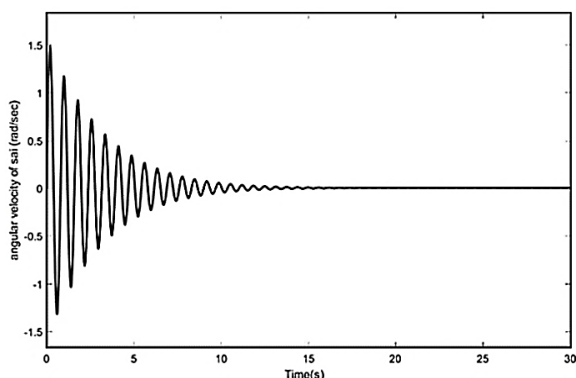


Fig. 19 Angular velocity of sai angle

شکل 19 سرعت زاویه‌ای مربوط به زاویه sai

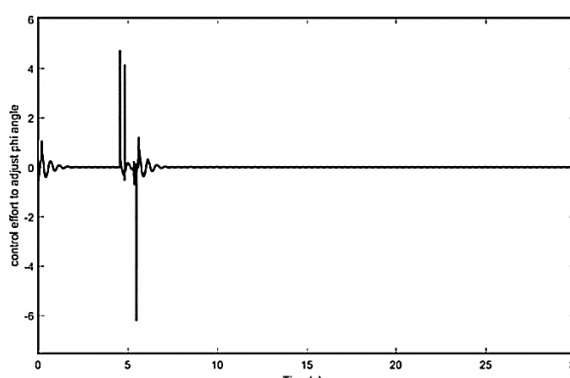


Fig. 15 Control effort to adjust phi angle

شکل 15 تلاش کنترلی مربوط به زاویه phi

در انتها، عملکرد کنترل کننده پیشنهادی به ازای یک ورودی مرجع متغیر با زمان بررسی شده است که نتایج آن در نمودارهای "اشکال 20,21" مشاهده می‌گردد. این نمودارها مربوط به مسیرهای متغیر با زمان می‌باشند که در آن‌ها مسیر مطلوب و خطای ردیابی به ازای مقدار مطلوب  $z = t$  آمده است. با عنایت به خطای ردیابی واضح است که کوادروتور به خوبی مسیر متغیر با زمان را دنبال می‌کند.

### 6- نتیجه گیری

در این مقاله یک کنترل کننده غیرخطی هیبرید فازی-مد لغزشی فرایچش برای کنترل یک کوادروتور نمونه طراحی شده و از یک کنترل کننده فازی در

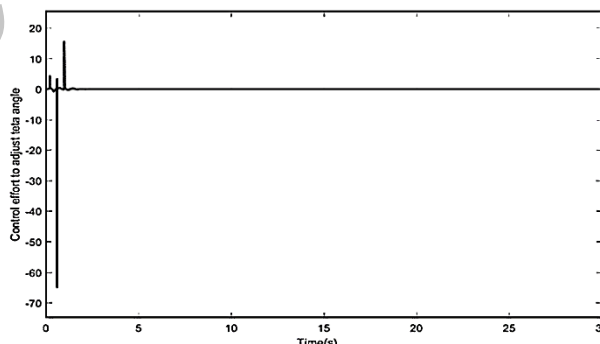


Fig. 16 Control effort to adjust theta angle

شکل 16 تلاش کنترلی مربوط به زاویه Theta

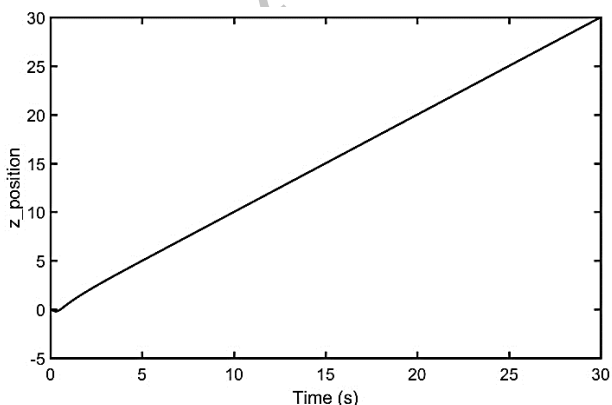


Fig. 20 The quadrotor position in z-direction for reference value  $z = t$

شکل 20 خروجی موقعیت کوادروتور در راستای z به ازای مقدار مرجع  $z = t$

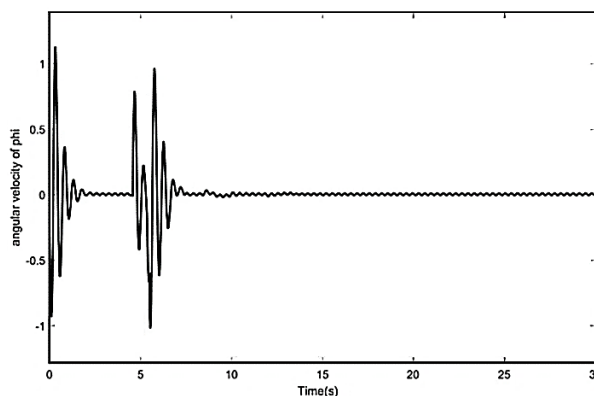


Fig. 17 Angular velocity of phi angle

شکل 17 سرعت زاویه‌ای مربوط به زاویه Phi

## 7- مراجع

- [1] A. Tayebi, S. McGilvray, Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 14, No. 3, pp. 562-571, 2006.
- [2] S. Bouabdallah, R. Siegwart, Full control of a quadrotor, *Proceedings of The International Conference on Intelligent Robots and Systems*, San Diego, USA, Oct 29-Nov 2, 2007.
- [3] E. H. Zheng, J. J. Xiong, J. L. Luo, Second order sliding mode control for a quadrotor UAV, *ISA Transactions*, Vol. 53, No. 4, pp. 1350-1356, 2014.
- [4] S. Bouabdallah, *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*, PhD Thesis, EPFL, Lausanne, 2007.
- [5] F. Fakurian, M. B. Menhaj, A. Mohammadi, Design of a fuzzy controller by minimum controlling inputs for a quadrotor, *Proceedings of The 2th International Conference on Robotics and Mechatronics*, Tehran, Iran, October 15-17, 2014.
- [6] Z. Fang, Z. Zhi, L. Jun, W. Jian, Feedback linearization and continuous sliding mode control for a quadrotor UAV, *Proceedings of The 27th Conference on Chinese Control*, Kunming, China, July 16-18, 2008.
- [7] E. Zheng, J. Xiong, Quad-rotor unmanned helicopter control via novel robust terminal sliding mode controller and under-actuated system sliding mode controller, *Optik-International Journal for Light and Electron Optics*, Vol. 125, No. 12, pp. 2817-2825, 2014.
- [8] J. J. Xiong, E. H. Zheng, Optimal kalman filter for state estimation of a quadrotor UAV, *Optik-International Journal for Light and Electron Optics*, Vol. 126, No. 21, pp. 2862-2868, 2015.
- [9] I. Sonnevend, *Analysis and Model Based Control of a Quadrotor Helicopter*, BSc Thesis, Pazmany Peter Catholic University, Budapest, 2010.
- [10] M. Kamali, M. Farhadi, J. Askari, Fractional order sliding mode controller design for quadrotor system, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 5, pp. 287-294, 2017. (in Persian فارسی)
- [11] M. Doakhan, M. Kabgani, R. Nadafi, A. K. Eigoli, Trajectory tracking of a quadrotor for obstacle avoidance using super-twisting sliding mode controller and observer, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 333-342, 2017. (in Persian فارسی)
- [12] M. Chen, M. Huzmezan, A combined MPBC/2DOF  $H_\infty$  controller for a quadrotor UAV, *Proceedings of The Conference on AIAA Guidance, Navigation and Control*, Texas, USA, August 11-14, 2003.
- [13] E. N. Johnson, *UAV research at Georgia Institute of Technology*, Accessed on December 2006; <http://www.ae.gatech.edu>.
- [14] J. S. Jang, *Nonlinear Control Using Discrete-Time Dynamic Inversion Under Input Saturation Theory and Experiment on Stanford Dragen Fly UAVs*, PhD Thesis, Stanford University, Stanford, 2003.
- [15] E. Altug, *Vision Based Control of Unmanned Aerial Vehicles with Applications to an Autonomous Four Rotor Helicopter, Quadrotor*, PhD Thesis, University of Pennsylvania, Philadelphia, 2003.
- [16] M. Rahmani, A. Ghanbari, M. M. Etefagh, Robust adaptive control of a bio-inspired robot manipulator using bat algorithm, *Expert Systems with Applications*, Vol. 56, No. 14, pp. 164-176, 2016.
- [17] M. Rahmani, A. Ghanbari, M. M. Etefagh, Hybrid neural network fraction integral terminal sliding mode control of an Inchworm robot manipulator, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 80, No. 10, pp. 117-136, 2016.
- [18] M. Rahmani, A. Ghanbari, M. M. Etefagh, A novel adaptive neural network integral sliding-mode control of a biped robot using bat algorithm, *Journal of Vibration and Control*, doi/1077546316676734, 2016.
- [19] S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart, Design and control of indoor micro quadrotor, *Proceedings of The IEEE International Conference on Robotics and Automation*, New Orleans, USA, April 26-May 1, 2004.

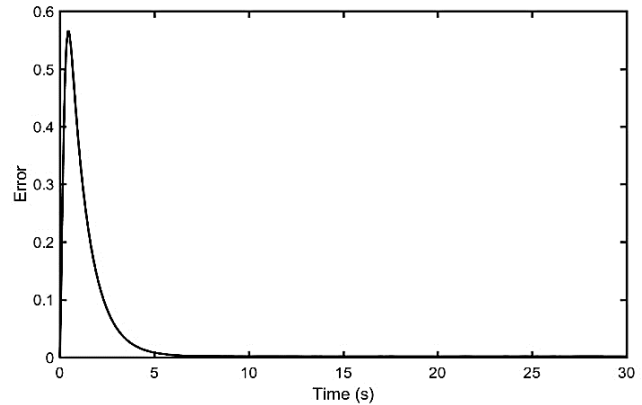


Fig. 21 tracking error along z axis

شکل 21 خطای ردیابی در راستای محور z

حلقه بیرونی و یک کنترل کننده مد لغزشی فرایپیش در حلقه داخلی استفاده شده است. همان طور که مشاهده شد، در استفاده از منطق فازی برای طراحی کنترل کننده نیازی به استفاده از دینامیک سیستم نیست و تجربیات فرد خبره در این مورد کارساز است. همچنین برای طراحی کنترل کننده مد لغزشی نیازی به دانستن تمام جزئیات دینامیک سیستم نیست. در نتیجه بعد از طراحی کنترل کننده هیبریدی، در محیط سیمولینک اجرا شده و نتایج شبیه سازی شد. با مشاهده نتایج به دست آمده آنهایی که بیش از همه مورد علاقه است، "شکل های 7 و 8" است که بیان کننده عملکرد کنترل کننده هیبریدی برای کنترل حرکت وسیله تا رسیدن به مقصد است. زیرا این دو نمودار خروجی ناشی از ترکیب دو کنترل کننده است و مشاهده می گردد که کنترل کننده فازی با تنظیم زاویه های پیچ و رول بر حسب فاصله وسیله از هدف، بهترین زاویه مرجع را برای کنترل کننده مد لغزشی فراهم می کند و کنترل کننده مد لغزشی نیز به نحو شایسته فرمان داده شده را اجرا می کند. پس می توان گفت که یک کنترل کننده مناسب برای وسیله کوادروتور طراحی شده است. در ضمن با مقایسه کنترل کننده مد لغزشی کلاسیک با کنترل کننده پیشنهادی، واضح است که مقدار نیروی کنترلی و مقدار چترینگ کاهش یافته و عملکرد مطلوب تری به دست آمده است. همچنین مشاهده گردید که به ازای مقادیر مرجع متغیر با زمان، کنترل کننده عملکرد مناسبی را از خود نشان داد.