



طراحی، ساخت و شناسایی وضعیت یک چهارپره قابل حمل براساس داده‌های تست پروازی

مبتنی بر روش و الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی

میثم دلالت^۱، علیرضا آهانگرانی فراهانی^{۲*} و سیدمجید حسینی^۲^۱ پژوهشگر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران^۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۸/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۰/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۲۵

چکیده

این مقاله به دو بخش اصلی تقسیم می‌شود؛ بخش اول فرآیند طراحی، ساخت و انتخاب المان‌های چهارپره و در بخش دوم مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل مبتنی بر روش الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی انجام شده‌است. چهارپره ساخته شده در اینجا با دو رویکرد اصلی قابل حمل و ارزان قیمت بودن طراحی ساخته شده‌است؛ بنابراین، سعی شده‌است که چهارپره با المان‌های تجاری ساخته شود. از طرفی در ادامه برای طراحی کنترل‌کننده مناسب و استخراج ضرایب کنترلی، نیاز به در اختیار داشتن مدلی مناسب و دقیق از دینامیک پرنده است. هدف دومی که در این مقاله دنبال می‌شود، شناسایی مدل و استخراج مدل مناسب توابع تبدیل وضعیت چهارپره براساس نتایج تست پروازی است. در این پرنده اتوپیلوت دارای دو حلقه کنترلی از نوع PD است که با استفاده از پس‌خورد داده‌های ناوربی و مقایسه آن با مقادیر وضعیت مطلوب در هر لحظه چهارپره را کنترل می‌نماید. سپس با استفاده از داده‌های تست پروازی شامل زوایا و نرخ تغییرات آن‌ها و با در نظر گرفتن یک تابع تبدیل گسسته مرتبه دوم دکوپله برای هر کانال وضعیت، شناسایی سیستم مبتنی بر روش الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی انجام گردیده است. نتایج حاصله بیانگر این است که به‌صورت کلی میزان تطبیق در هر سه کانال به روش الگوریتم ژنتیک ۸۱/۴۸ درصد و برای روش الگوریتم شبکه عصبی ۸۲/۶۲ درصد است.

کلمات کلیدی: طراحی و ساخت چهارپره؛ اتوپیلوت؛ کنترل کلاسیک PD؛ شناسایی سیستم؛ الگوریتم ژنتیک؛ شبکه عصبی.

Designing, Construction and Attitude Identification of a Portable Quadcopter Using Flight Test Data Based on Genetic Algorithm and Artificial Neural Networks

Meysam Delalat¹, Alireza Ahangarani Farahani^{2*}, Seyed Majed Hosseini²¹ Researcher., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran² Assoc. Prof., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran

Abstract

The current research has two main parts, the first part is the process of design, manufacture and selection of quadrotor's elements and the second part is modeling and estimation of model parameters based on flight test data. The main approach of making this drone is to be light and cheap. Also, it is very useful to develop a precise mathematical model for the quadrotor to control the system. Therefore, a system identification method for the quadrotor model based on genetic algorithm and neural network is investigated in the second part. The advantage of system identification based on experimental data is designing a better controller. Autopilot of the quadrotor, control the system to desire attitude by two controller loops by comparing the navigation data with the angle input commands. The existing autopilot has a P outer loop and PID inner loop attitude control, so controllers for the nonlinear model of the system are designed based on this strategy. After designing and implementing the control loops, in order to estimate the parameters of quadrotor, a flight test was performed and the results were stored in autopilot memory. Then using flight test data including angles and rate of them, the identification of the system based on the two methods of genetic algorithm and neural network has been done. For genetic algorithm modeling, a linear second order function is considered for each channel. Meanwhile, it is assumed that the channels are decoupled from each other. The results show that in the roll axis, the results of the identification are the same, in the pitch axis, the accuracy of identification with the second order function and the genetic algorithm method has better results, but in the yaw axis, the accuracy of identification with the neural network is significantly better. In general, the adaptability in all three axes is 81.48% for the genetic algorithm method and 82.62% for the neural network algorithm method.

Keywords: Design and Construction of the Quadrotor; Autopilot; PD Controller; System Identification; Genetic Algorithm; Neural Network.

* نویسنده مسئول : علیرضا آهانگرانی فراهانی؛ تلفن: ۰۲۱-۲۲۹۴۵۱۴۹۰؛ فکس: ۰۲۱-۲۲۹۴۵۱۴۹۰

آدرس پست الکترونیک: a.ahangarani@mut.ac.ir

۱- مقدمه

با توجه به رویکرد عمومی در استفاده از پهپادهای کوچک و به‌طور ویژه چهارپره‌ها، در سال‌های اخیر، روش‌های فراوانی برای کنترل و پایدارسازی این پرنده‌ها ارائه شده‌است. چهارپره‌ها در مأموریت‌های شهری، جاسوسی و عملیاتی کاربرد دارند و به دلیل دسترس‌پذیری و قابلیت اطمینان بالا، بسیاری را برای استفاده از آن متقاعد نموده‌اند [۱، ۲].

چهارپره‌ها دارای ساختاری با چهار موتور مجزا برای کنترل زوایای غلت، فراز و سمت هستند. جابجایی پرنده از طریق اختلاف سرعت ملخ‌ها انجام می‌شود [۳]. به این ترتیب که با تغییر سرعت موتورهای جلو و عقب جابجایی طولی و با تغییر سرعت در موتورهای چپ و راست جابجایی عرضی انجام می‌شود. تغییر ارتفاع نیز با تغییر سرعت در همه موتورها رخ می‌دهد [۴]. چهارپره یک سیستم زیرتحرک است، زیرا تعداد ورودی‌ها (چهار ورودی) از تعداد خروجی‌ها (شش خروجی) کمتر بوده و همچنین به دلیل ساختاری دارای ناپایداری ذاتی است [۵]. به عبارت دیگر چهارپره یک پرنده بدون سرنشین کم عملگر است که فرآیند طراحی کنترل‌کننده را پیچیده می‌کند [۶].

مدل‌سازی دقیق پرنده شش درجه آزادی چهارپره، دارای معادلات غیرخطی پیچیده‌ای است [۷]؛ لذا طراحی کنترل‌کننده‌ای که بتواند در تمام شرایط عملکرد مناسب داشته و پایداری چهارپره را تضمین نماید، بسیار مهم و ضروری است. در این بین شناسایی دقیق مدل ریاضی سیستم، می‌تواند به طراحی کنترل‌کننده مناسب کمک شایانی نماید. شناسایی سیستم یک چهارپره بصورت دقیق، مسأله‌ای چالشی است که در مراجع مختلف به آن پرداخته شده است [۸-۱۰].

در مرجع [۱۱] شناسایی سیستم چهارپره بر اساس الگوریتم ژنتیک با دقت قابل قبولی انجام شده است. در مرجع [۱۲] برای شناسایی سیستم چهارپره از یک روش انتگرال پایه استفاده شده که برای شناسایی برخط مناسب است. روش ارائه شده با روش‌های سنتی شناسایی سیستم مقایسه و برتری آن برای ورودی پله، در حضور اغتشاشات، نشان داده شده‌است. در مرجع [۱۳] مدل دینامیکی یک چهارپره با حلقه پایدارساز داخلی توسط یک روش شناسایی برخط در فضای فرکانس براساس داده‌های پروازی، توسعه داده شده است. در این روش ابتدا سری فوریه گسسته بازگشتی برای تابع تبدیل درجه دو

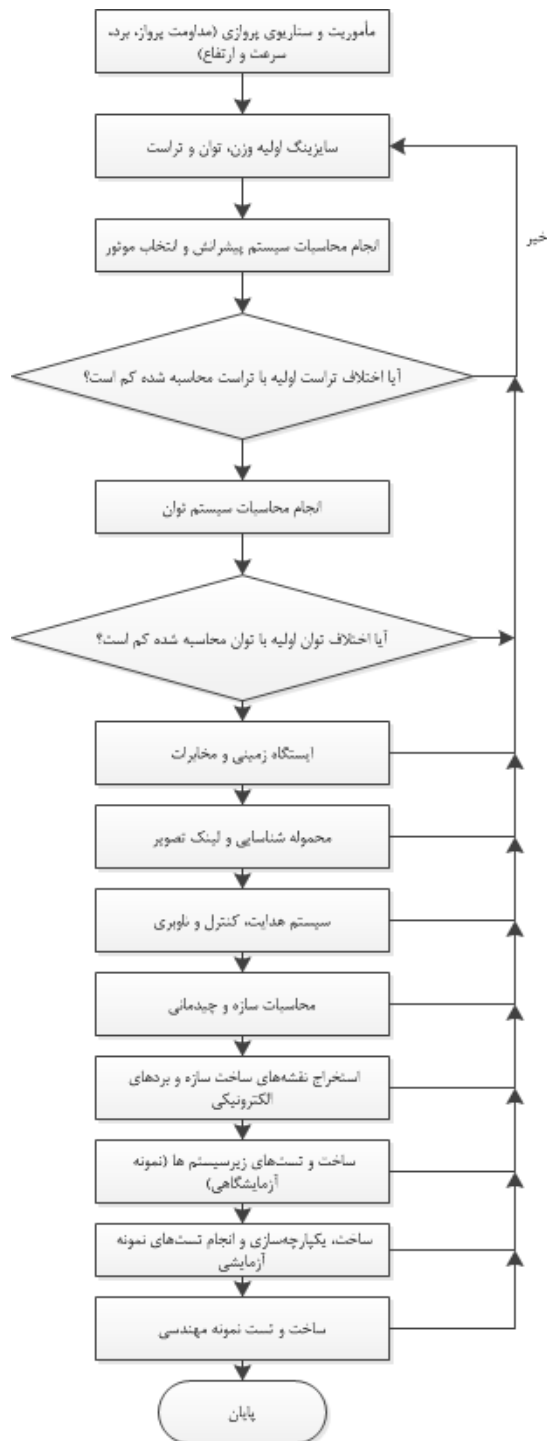
کانال‌ها بسط داده شده، سپس پارامترهای مجهول با بکارگیری روش حداقل مربعات محاسبه گردیده است. در نهایت کنترل‌کننده طراحی شده و نتایج تست پروازی مؤید روش بکار رفته است.

از آنجا که کنترل ارتفاع چهارپره‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، مرجع [۱۴] با بررسی برخی از پارامترهای تست پروازی، مدلی از چهارپره برای کنترل در راستای ارتفاع ارائه کرده است. در مرجع [۱۵] با استفاده از روش‌های خطی و غیرخطی مبتنی بر حداقل مربعات بازگشتی و تکراری، عملکرد سیستم کنترل پسگام انتگرالی نسبت به فضای حالت اولیه در حضور عدم قطعیت‌ها بهبود یافته است. در مرجع [۱۶] برای حذف آثار نامعینی در جرم و ممان‌های اینرسی سیستم، از روش حداقل مربعات بازگشتی استفاده شده‌است. این امر باعث بهبود عملکرد کنترل‌کننده در پایدارسازی و ردیابی مسیر مطلوب شده‌است.

در مرجع [۱۷ و ۱۸] مدل‌سازی خطی سیستم یک چهارپره بر اساس داده‌های تست پروازی انجام شده‌است. در این مراجع نشان داده شده‌است که یک تقریب خطی می‌تواند مدل مناسبی از یک کواردرتور با ذات غیرخطی باشد. در مراجع [۱۹ و ۲۰] با استفاده از روش حداقل مربعات، برای یک ربات پرنده، مدلی استخراج شده و از این مدل برای کنترل استفاده شده‌است.

با مطالعه مراجع مرتبط با مسأله شناسایی سیستم، این نکته مشهود است که همگی این روش‌ها به دنبال شناسایی پارامترهای ناشناخته یا غیردقیق از جمله نیروهای آیرودینامیکی، جرم و ممان‌های اینرسی و اغتشاشات تصادفی هستند. آنچه در شناسایی مدل چهارپره از اهمیت به‌سزایی برخوردار است، ایجاد مدلی ساده و در عین حال با دقت مناسب است.

تحقیق حاضر دارای دو بخش اصلی است، بخش اول فرآیند طراحی، ساخت و انتخاب المان‌های چهارپره است و بخش دوم آن مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل براساس داده‌های تست پروازی است. برای مدل‌سازی به روش الگوریتم ژنتیک برای هر کانال یک تابع مرتبه دوم خطی در نظر گرفته شده‌است. در ضمن فرض شده‌است که کانال‌ها از یکدیگر دکوپله هستند. مدل مرتبه دوم دکوپله که در اینجا برای هر کانال وضعیت چهارپره استخراج می‌شود، خواص آیرودینامیکی



شکل ۱- فرآیند طراحی، ساخت و تست چهارپره

پرنده را بدون در نظر گرفتن پیچیدگی‌های مدل‌های غیر خطی شش درجه در خود جای داده و برای پیاده‌سازی کنترل کننده، طراح با یک مدل مرتبه دوم خطی روبروست. اعتبارسنجی مدل شناسایی شده، برای وضعیت چهارپره از طریق مقایسه نتایج با داده‌های واقعی تست پروازی انجام شده است.

در ادامه، در بخش دوم، چهارپره مورد نظر معرفی شده است. در بخش سوم مدل دینامیکی بیان شده است. در فصل چهارم با توجه به نتایج تست‌های پروازی حاصل از پیاده‌سازی کنترل کننده روی چهارپره مدل خطی هر کانال شناسایی و تخمین زده خواهد شد و در بخش انتهایی جمع‌بندی و اقدامات آینده برای توسعه ارائه خواهد شد.

۲- طراحی چهارپره

برای طراحی این پرنده با توجه به مأموریت و سناریوی پروازی مشخص، طبق الگوریتم شکل ۱ عمل شده است. طبق این الگوریتم، همه مراحل طراحی تا انتخاب یا ساخت نهایی المان‌ها با انجام سیکل‌های متعدد طراحی انجام شده است. سپس تست زیرسیستم‌ها (نمونه آزمایشگاهی) به منظور تأیید و یا اصلاح سیکل طراحی صورت پذیرفته و در نهایت نمونه آزمایشی و اولیه ساخته و تست شده است.

با توجه به مأموریت در نظر گرفته شده برای این پهپاد، عملکرد این آن شامل چهار موتور الکتریکی از نوع BLDC، به صورت صلیبی است. نام تجاری این موتور MT1306 است که در شکل ۳ نمایشی از آن مشاهده می‌شود.



شکل ۳- موتور BLDC با نام تجاری MT1306

این موتور با ولتاژ $7/4$ ولت و حداکثر جریان $6/3$ آمپر عمل می‌کند. موتور BLDC مذکور حداکثر 12500 دور بر دقیقه دوران کرده و تراست آن حدود 227 گرم است.

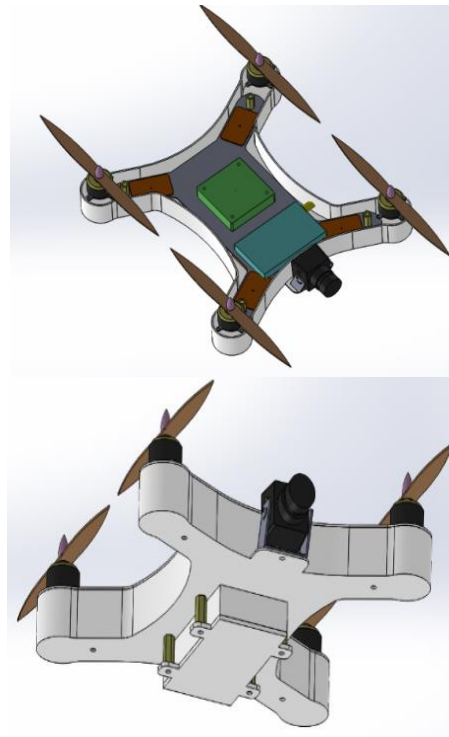
کنترل موتورهای مذکور توسط اتوپایلوت تجاری پیکس هاوک، انجام می‌شود. این اتوپایلوت 32 بیتی بوده است که دارای پردازشگر قدرتمند STM32F427 با سرعت پردازشی 168 مگاهرتز و 256 کیلو بایت حافظه RAM و 2 مگابایت حافظه Flash جهت ذخیره‌سازی داده است. از جمله قابلیت‌های ویژه‌ی این اتوپایلوت می‌توان به Open Source بودن، پشتیبانی از انواع پیکره‌بندی‌های Conventional برای وسایل بدون سرنشین و قابلیت تنظیم پارامترهای کنترلی به صورت برخط و با استفاده از لینک داده است.

مشخصات فنی و جرمی این اتوپایلوت در جدول ۱ آورده شده است.

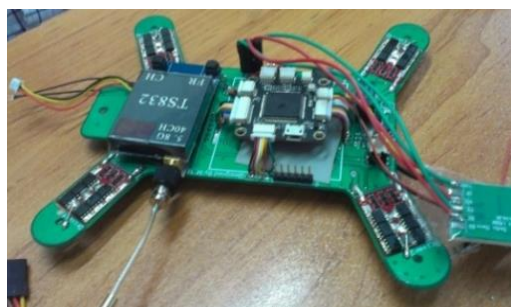
با توجه به رویکرد اصلی ساخت این پرنده که سبکی و ارزان قیمت بودن است، چهارپره طراحی شده دارای الزاماتی است که برخی از آن‌ها عبارتند از:

- ابعاد هندسی و جرم زیر سیستم‌ها: پیکره طراحی شده باید فضای کافی برای چیدمان کلیه زیر سیستم‌ها را داشته باشد.
- قطر ملخ: ابعاد پیکره باید به گونه‌ای طراحی شود که ملخ‌ها در هنگام چرخش فاصله ایمنی داشته باشند.
- سازه دو طبقه: برای جلوگیری از افزایش ابعاد پیکره و عدم انتقال ارتعاشات موتور به حسگرهای ناوبری استفاده از سازه دو طبقه توصیه می‌شود.
- دید مناسب دوربین.
- پوشش مناسب به طوریکه قطعات حساس الکترونیکی محافظت شوند.

بنابراین با توجه به الزامات بیان شده، چهارپره با جنس بدنه PLA طراحی شده است و جانمایی آن در شکل ۲ در دو نمایی بالایی و زیرین نشان داده شده است.



شکل ۲- شکل چیدمانی چهارپره



شکل ۴- برد یکپارچه مان‌های الکتریکی

در نهایت چهارپره مورد استفاده در این تحقیق، یک مینی پهپاد است که نمونه اولیه آن در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- شکل ظاهری چهارپره

اتوپایلویت مورد استفاده در این پرنده از طریق سیستم ارتباطی تله‌متری با ایستگاه زمینی ارتباط برقرار کرده و قادر به ذخیره برخی از اطلاعات از جمله داده‌های ناوبری است. مشخصات کلی سیستمی و طراحی در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲- مشخصات فنی و سیستمی چهارپره.

ردیف	عنوان	وزن (گرم)	مدل
۱	سیستم پیشرانش	۶۰	-
۱-۱	موتور	۴*۱۲=۴۸	MT1306 3100kv T-motor
۲-۱	ملخ	۴*۳=۱۲	سه‌پره 5030
۲	برد الکترونیک	۸۴	-
۱-۲	اتوپایلویت	۸	Micro PX4 32-bit
۲-۲	گیرنده رادیویی	۲	Frsky XM+
۳-۲	OSD	۲	Micro minim OSD

جدول ۱- مشخصات فنی اتوپایلویت چهارپره

مشخصات فنی	اجزای اتوپایلویت
STM32F427 Main Processor: Fail-safe Co-Processor: STM32F103	پرازنده اصلی
Sensors: L3GD20H 16 bit gyroscope LSM303D 14 bit acc / mag MPU 6000 3-axis acc/gyros MEAS MS5611 barometer	حسگرها
Voltage Ratings: Power module output: 4.1~5.5V Max input voltage: 45V (10S LiPo) Max current sensing: 90A USB Power Input: 4.1~5.5V Servo Rail Input: 0~10V	توان
Dimensions: 38*38*11mm Weight: 13g GPS Module: GNSS receiver: ublox Neo-M8N; compass HMC5983 Weight: 22.4g Dimensions: 37x37x12mm	وزن و ابعاد اتوپایلویت و ماژول GPS/COMPASS
Interface: 1x UART Serial Port Spektrum DSM/DSM2/DSM-X® Satellite Compatible Futaba S BUS® Compatible PPM Sum Signal Input I2C CAN ADC Internal Micro USB Port	پورت های ورودی و خروجی
OPTIONAL ACCESSORIES: Digital Airspeed sensor + Pitot tube (MS525DO) Standard Telemetry (433MHz and 915MHz) WiFi Telemetry (2.4GHz WiFi Radio)	حسگرهای جانبی قابل استفاده

با توجه به مصارف الکتریکی بسان شده، برای تأمین توان الکتریکی باتری‌های دوسلول لیتیوم پلیمر و با ظرفیت ۱۶۰۰ میلی‌آمپر انتخاب شده است. با توجه به باتری‌های انتخاب شده وزن باتری‌ها حدود ۹۰ گرم اندازه‌گیری شده است و قابلیت حرکت حدود ۱۰ دقیقه را به پرنده می‌دهد. در ادامه برای یکپارچه‌سازی بخش‌های الکتریکی همانند آنچه در شکل ۴ مشاهده می‌شود، یک برد PCB با ابعاد پرنده طراحی و ساخته شد و تمام قطعات روی آن یکپارچه گردید و این برد توسط چهار پیچ به سازه اصلی متصل گردید.

معادلات حرکت شش درجه آزادی در دستگاه مختصات بدنی عبارتند از [۲۱]:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \cos \psi \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \psi - \frac{1}{m} u_1 \\ \dot{p} &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}} + \frac{u_2}{I_{xx}} + q \frac{I_{rotor}}{I_{xx}} \Omega_r \\ \dot{q} &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} + \frac{u_3}{I_{yy}} - p \frac{I_{rotor}}{I_{yy}} \Omega_r \\ \dot{r} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})qp}{I_{zz}} + \frac{u_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه فوق، u, v و w سرعت خطی پرنده و p, q و r سرعت زاویه‌ای است. ϕ, θ و ψ زوایای اوایلر و همچنین I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} و I_{rotor} به ترتیب ممان اینرسی پرنده حول محورهای x, y و z در دستگاه بدنی و ممان اینرسی هر روتور حول محور چرخش است. در نهایت m و g به ترتیب بیانگر جرم پرنده و شتاب جاذبه زمین است و Ω_r براساس رابطه زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{aligned} \Omega_r &= -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \\ &= \sum_{i=1}^4 (-1)^i \Omega_i \end{aligned} \quad (2)$$

از طرفی در رابطه‌ی (۱)، u_1, u_2, u_3 و u_4 ورودی‌های کنترلی هستند که براساس سرعت روتورها به صورت زیر مشخص می‌شوند:

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ u_2 &= bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ u_3 &= bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ u_4 &= K(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن b بیانگر ضریب تراست، K ضریب درگ و l طول هر یک از چهار بازو است؛ بنابراین با توجه به رابطه‌ی (۳) می‌توان نوشت [۲۲]:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ bl & 0 & -bl & 0 \\ k & -k & k & -k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \Rightarrow \quad (4)$$

T-MOTOR (FPV 20A 2-4S ESC BLHeli_S)	۱۶=۴*۴	دراپور	۴-۲
GPS Ublox neo 6 M	۱۶	GPS	۳
Li-po 2cell 1600mA 25C	۹۰	تأمین توان	۶
-	۷۵	سازه و اتصالات	۷
کربن	۲۰	سازه اصلی	۱-۷
-	۱۰	اتصالات	۲-۷
پلاستیک	۳۹	پوشش	۳-۷
پلاستیک	۴	درب باتری	۴-۷

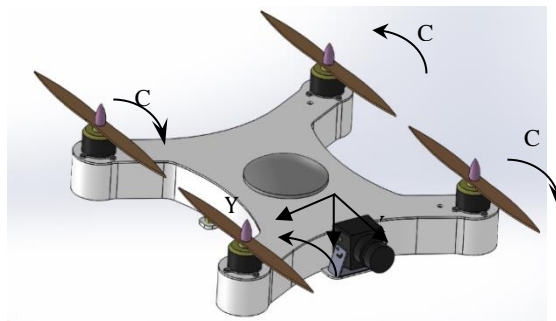
برخی از مشخصات فیزیکی این پرنده در جدول ۳ آورده شده‌است.

جدول ۳- مشخصات فیزیکی چهارپره.

پارامتر	مقدار	واحد	علامت
جرم	۳۰۰	gr	m
ممان اینرسی حول محور x	۰/۰۰۰۷۸۹۶	Kg.m ²	I _{xx}
ممان اینرسی حول محور y	۰/۰۰۰۶۰۲۲	Kg.m ²	I _{yy}
ممان اینرسی حول محور z	۰/۰۰۱۲۴۰۱	Kg.m ²	I _{zz}
مداومت پروازی	۱۰	min	T
شتاب جاذبه	۹/۸۱	$\frac{m}{s^2}$	g
زمان نمونه برداری	۰/۰۳۳	s	T _s

۳- مدل دینامیکی چهارپره

شما تیک چهارپره مورد استفاده و دستگاه مختصات بدنی در شکل ۶ مشاهده می‌شود.

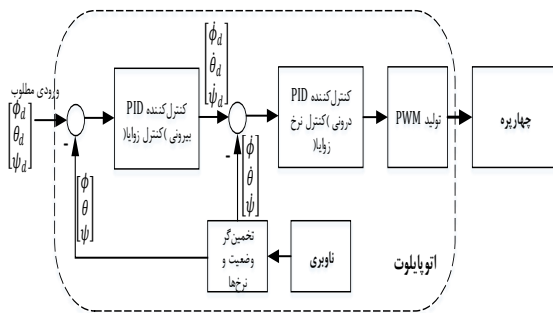


شکل ۶- شما تیک چهارپره مورد استفاده

کانال‌ها بر روی یکدیگر، این سیستم دو قطب روی محور $j\omega$ دارد.

۴- تنظیم اتوپایلوت و تست پرواز

اتوپایلوت چهارپره مورد نظر دارای دو حلقه کنترلی است که حلقه بیرونی وضعیت چهارپره و حلقه داخلی نرخ وضعیت را کنترل می‌کند. کنترل‌کننده بیرونی زوایای وضعیت را از ناوبری گرفته و با مقایسه مقدار فرمان ورودی مقایسه کرده و با یک کنترل‌کننده PID نرخ زوایای مطلوب برای حلقه داخلی ایجاد می‌شود. حلقه داخلی نیز با یک کنترل‌کننده PID بسته شده‌است. در شکل ۷ بلوک دیاگرام حلقه‌های کنترلی نشان داده شده‌است.



شکل ۷- ساختار بلوک دیاگرامی کنترل وضعیت چهارپره

از آنجا که چهارپره توسط یک اتوپایلوت کنترل می‌گردد، ساختار کنترلی توسط آن تحمیل می‌شود. برای شناسایی سیستم و تخمین پارامترهای مدل براساس تست‌های پروازی، باید کنترل‌کننده روی اتوپایلوت پیاده‌سازی شود؛ بنابراین، ابتدا در محیط شبیه‌سازی و براساس پارامترهای فیزیکی به‌دست آمده از چهارپره، کنترل‌کننده در محیط شبیه‌سازی طراحی می‌شود و سپس نتایج طراحی روی اتوپایلوت پیاده‌سازی خواهد شد.

با توجه به ساختار اتوپایلوت، برای کانال غلت در حلقه خارجی از کنترل‌کننده تناسبی و برای حلقه داخلی از کنترل‌کننده PD، استفاده می‌شود.

این نوع پرنده‌ها را معمولاً می‌توان به‌صورت دکوپله شناسایی پارامترها و مدل‌سازی نمود. از طرفی با توجه به اینکه در بخش قبلی نشان داده شد، مدل دینامیکی محتمل برای هر کانال از جنس درجه دوم است؛ بنابراین، در اینجا برای تخمین

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ bl & 0 & -bl & 0 \\ k & -k & k & -k \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

با کمی ساده‌سازی معادلات حرکتی سیستم را براساس فضای حالت می‌توان به‌صورت زیر نوشت [۲۳]:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \dot{\theta} \frac{I_{rotor}}{I_{xx}} \Omega_r \\ &\quad + \frac{u_2}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) - \dot{\phi} \frac{I_{rotor}}{I_{yy}} \Omega_r \\ &\quad + \frac{u_3}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{u_4}{I_{zz}} \\ \ddot{x} &= (\cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ &\quad + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{y} &= (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{z} &= -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} u_1 \end{aligned} \quad (5)$$

بر اساس مجموعه روابط (۵)، موقعیت پرنده به زوایای وضعیت وابسته هستند، در حالی که زوایا به خودشان وابسته هستند. با همین استدلال می‌توان گفت که حلقه کنترل زوایا را می‌توان از حلقه کنترل موقعیت و ارتفاع جدا نموده و به‌صورت مستقل کنترل کرد.

با توجه به معادلات بیان شده و صرف‌نظر از ممان اینرسی روتورها به دلیل کوچکی آن، می‌توان مدل خطی موقعیت چهارپره را حول مبدأ و براساس روش‌های خطی‌سازی به‌صورت معادلات تبدیل زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \phi(s) &= \frac{1}{s^2} \frac{U_2(s)}{I_{xx}} \Rightarrow \frac{\phi(s)}{U_2(s)} = \frac{1}{I_{xx}s^2} \\ \theta(s) &= \frac{1}{s^2} \frac{U_3(s)}{I_{yy}} \Rightarrow \frac{\theta(s)}{U_3(s)} = \frac{1}{I_{yy}s^2} \\ \psi(s) &= \frac{1}{s^2} \frac{U_4(s)}{I_{zz}} \Rightarrow \frac{\psi(s)}{U_4(s)} = \frac{1}{I_{zz}s^2} \end{aligned} \quad (6)$$

معادلات بالا نشان می‌دهد که سیستم مورد نظر در سه کانال مجزا از نوع درجه دوم است و بدون در نظر گرفته اثرات

می‌کند. در واقع الگوریتم‌های ژنتیک از اصول انتخاب طبیعی داروین برای یافتن فرمول بهینه جهت پیش‌بینی یا تطبیق الگو استفاده می‌کنند. مختصراً می‌توان گفت که الگوریتم ژنتیک یک تکنیک برنامه‌نویسی است که از تکامل ژنتیکی به‌عنوان یک الگوی حل مسئله استفاده می‌کند [۲۴]. مسئله‌ای که باید حل شود شامل متغیرهای بهینه‌سازی، قیود و تابع معیار است که طبق یک الگوی تصادفی، تابع معیار را ارزیابی و متغیرهای بهینه را ضمن ارضای قیود محاسبه می‌کند. در این پرنده، با در نظر گرفتن مدل درجه دوم در هر کانال وضعیت برای پرنده و با در اختیار داشتن خروجی‌های تست پروازی می‌توان ضرایب را با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی طوری محاسبه نمود که مقدار خروجی حاصل از شبیه‌سازی و مقدار واقعی حداقل شود؛ بنابراین، تابع معیار بهینه‌سازی عبارت است از:

$$F_{obj} = |y_{actual}(k) - y_{simulation}(k)| \quad (11)$$

الگوریتم ژنتیک با هدف حداقل کردن این تابع معیار در هر لحظه مقادیر ضرایب توابع تبدیل در هر کانال را محاسبه می‌کند. جدول ۴، تنظیمات در نظر گرفته شده برای پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک است.

جدول ۴- پارامترهای تنظیمی الگوریتم ژنتیک

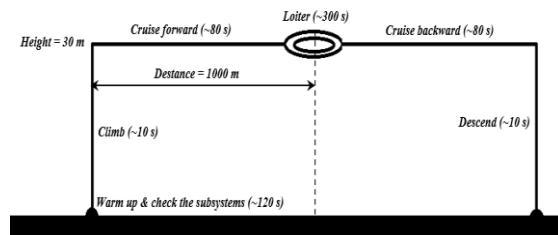
تعداد جمعیت	تعداد نسل	احتمال جهش	نوع ترکیب ژنتیکی	روش انتخاب برگزیده
۲۰	۵۰	٪۴۰	دو نقطه‌ای	Roulette

۵-۲- شناسایی سیستم با استفاده از روش شبکه عصبی
 شبکه‌های عصبی نوعی مدل‌سازی ساده‌انگارانه از سیستم‌های عصبی واقعی هستند که کاربرد فراوانی در حل مسائل مختلف در علوم دارند. انواع شبکه‌های عصبی مصنوعی مختلف، به نوعی مغز را الگو قرار داده و سعی دارند تا از طریق تقلید از ذهن انسان (فرآیند یادگیری) با استفاده از روش‌های محاسباتی برای خودکارسازی فرآیند اکتساب دانش از نمونه‌ها یا داده‌ها، مسائل پیچیده و بزرگ را حل نمایند [۲۵]. شبکه‌های عصبی مصنوعی دارای کاربردهای متفاوتی از قبیل طبقه‌بندی داده‌ها، تقریب توابع، پیش‌بینی متغیرها، خوشه‌بندی و بهینه‌سازی می‌باشند. مدل‌های شبکه عصبی

پارامترهای مدل در هر کانال، از تابع تبدیل درجه دوم استفاده می‌شود.

همانطور که گفته شد، در این پرنده اتوپیلوتی وجود دارد که حلقه‌های کنترلی در آن بسته شده و داده‌ها در آن ذخیره می‌شود. نحوه جمع‌آوری داده‌ها به این صورت است که ورودی مطلوب پرنده توسط رادیو کنترل به اتوپیلوت ارسال شده و ذخیره می‌شود. سپس با استفاده از دو حلقه کنترلی خارجی (به صورت تناسبی) و حلقه داخلی (به صورت PD)، خروجی‌های کنترلی ایجاد شده و توسط اتوپیلوت ذخیره می‌شود. این خروجی‌های کنترلی با توجه به رابطه (۴) به موتورهای اعمال می‌شود. سپس با در اختیار داشتن ضرایب کنترلی، ورودی‌های مطلوب و خروجی‌های کنترلی می‌توان معادلات ورودی-خروجی این چهارپره را در سه کانال وضعیت به فرم معادلات درجه دوم نوشت.

سناریوی پروازی پرنده طراحی شده در شکل ۸ نشان داده شده است.



شکل ۸- سناریوی پروازی پرنده

بعد از انجام تست پروازی، زمان داده‌برداری ۵۰ میلی‌ثانیه در نظر گرفته شده و تمام اطلاعات ناوبری شامل ارتفاع، طول و عرض جغرافیایی، نرخ تغییر زوایا، سرعت حرکت پرنده و ... استخراج گردیده است.

۵- شناسایی سیستم چهارپره

در ادامه، شناسایی سیستم با استفاده از الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی انجام گرفته است

۵-۱- تخمین ضرایب و شناسایی سیستم با الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک نوع خاصی از الگوریتم‌های تکاملی است که از تکنیک‌های زیست‌شناسی مانند وراثت و جهش استفاده

$$MSE = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (Y_{Pred} - Y_{Exp})^2 \quad (13)$$

که در آن Y_{Pred} خروجی شبکه عصبی مصنوعی، Y_{Exp} داده‌های تست و N تعداد آزمایشگاه‌های انجام شده است. در این روش برای یافتن کمینه تابع از الگوریتم لونیگ-مارکوات استفاده شده‌است. این الگوریتم بین الگوریتم گوس-نیوتن و روش گرادین کاهش‌ی درونیابی می‌کند [۲۸].

۵-۳- تخمین ضرایب تابع تبدیل در کانال غلت

۵-۳-۱- تخمین ضرایب در کانال غلت با روش الگوریتم

ژنتیک

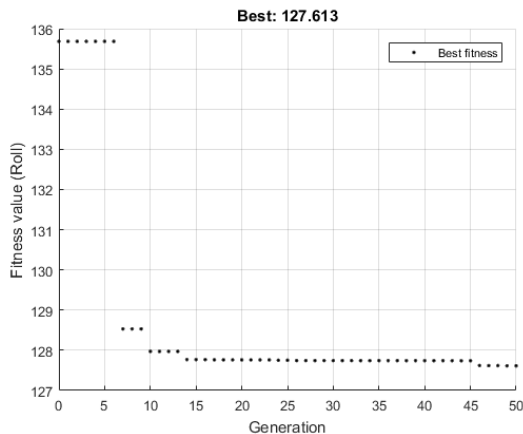
برای کانال غلت تابع مرتبه دوم به فرم زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{\phi(z)}{U_2(z)} = \frac{\beta_1 z + \beta_0}{z^2 + \alpha_1 z + \alpha_0} \quad (14)$$

با استفاده از معادله‌ی (۱۴) معادله تفاضلی را می‌توان به صورت زیر بسط داد:

$$\begin{aligned} \phi(k) = & \beta_1 u_2(k-1) + \beta_0 u_2(k-2) \\ & - \alpha_1 \phi(k-1) \\ & - \alpha_0 \phi(k-2) \end{aligned} \quad (15)$$

با اجرای الگوریتم ژنتیک، روند همگرایی شکل ۱۰ مشاهده می‌شود.



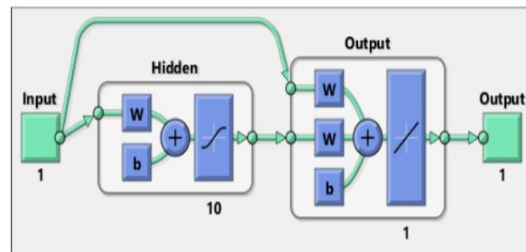
شکل ۱۰- روند همگرایی تابع هدف در کانال غلت در الگوریتم ژنتیک

یک فرآیند توزیع موازی با ماهیت طبیعی بوده و مهمترین ویژگی آن توانایی مدل‌سازی روابط غیرخطی و پیچیده بدون نیاز به فرضیات قبلی از ماهیت ارتباط بین داده‌ها است.

شبکه عصبی طبیعی یکی از روش‌های مهم در تحلیل‌های غیرخطی به شمار می‌رود. در اصل شبکه عصبی مصنوعی یک شبکه پردازش موازی است که از تعداد زیادی لایه و نرون تشکیل می‌شود. خروجی یک نرون مصنوعی را می‌توان به صورت زیر نوشت [۲۶]:

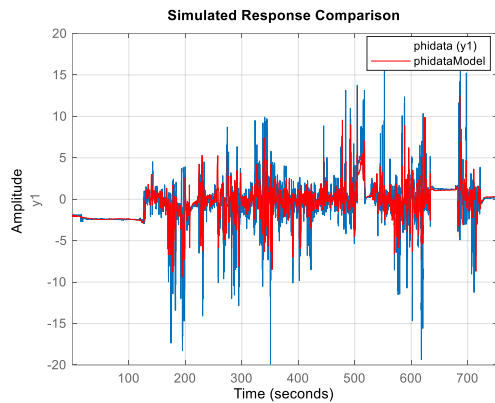
$$y = f\left(\sum w_i u_i + b_i\right) \quad (12)$$

که در این رابطه u_i ورودی‌های نرون، w_i وزن‌ها و b_i مقدار بایاس است. تابع f یک تابع غیرخطی است که توسط طراح انتخاب می‌شود. حال اگر چندین لایه از این گونه نرون‌ها به یکدیگر متصل شوند، یک ساختار شبکه عصبی تعریف می‌شود. الگوریتم Cascade-forward networks به‌عنوان الگوریتم ساختاری و آموزشی در شبکه عصبی مصنوعی مورد استفاده قرار گرفته است. تعداد لایه‌ها، تعداد نرون‌های هر لایه و نحوه ارتباط بین لایه‌های مختلف در شکل ۹ نمایش داده شده است.



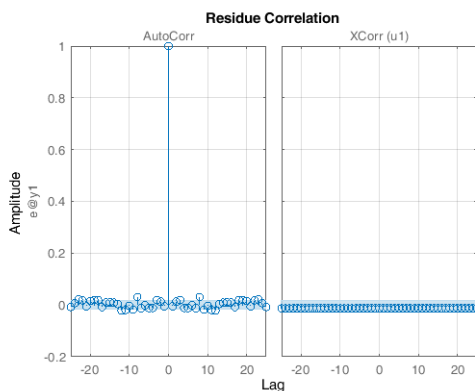
شکل ۹- ساختار الگوریتم Cascade-forward networks

در اینجا برای شناسایی سیستم فرض شده‌است که پرنده دارای سه کانال غلت، فراز و سمت است که به صورت دکوپله از یکدیگر عمل می‌کنند؛ بنابراین، داده‌های حاصل از خروجی کنترل‌کننده اتوپیلوت در هر کانال به‌عنوان متغیرهای ورودی و زاویه هر کانال به‌عنوان متغیر خروجی در نظر گرفته می‌شود. در حل این مسئله برای به دست آوردن بهترین پاسخ، از میانگین حداقل مربعات خطا (MSE) پیش‌بینی استفاده می‌کند. رابطه زیر بیانگر تابع میانگین مربعات خطا را نشان می‌دهد [۲۷].



شکل ۱۲- نمودار شبیه‌سازی در کانال غلت و داده‌های تست با شبکه عصبی

همانطور که شکل فوق نشان می‌دهد با روش الگوریتم شبکه عصبی به‌خوبی فرآیند شناسایی صورت گرفته است. برای تحلیل شناسایی صورت گرفته دو معیار خود همبستگی خطای شناسایی و همبستگی بین خطای شناسایی و ورودی باید انجام گیرد. اگر خطای شناسایی دارای مقادیر مستقل از هم باشند (خود همبستگی خطا) و همچنین هیچ همبستگی بین سیگنال ورودی و خطای تخمین زده شده وجود نداشته باشد (همبستگی بین ورودی و خطا)، آنگاه می‌توان ادعا نمود که شناسایی به درستی انجام شده است [۲۹]. در شکل ۱۳ می‌توان نمودار خودهمبستگی و همبستگی بین ورودی و خطای خروجی داده‌ها را مشاهده نمود.

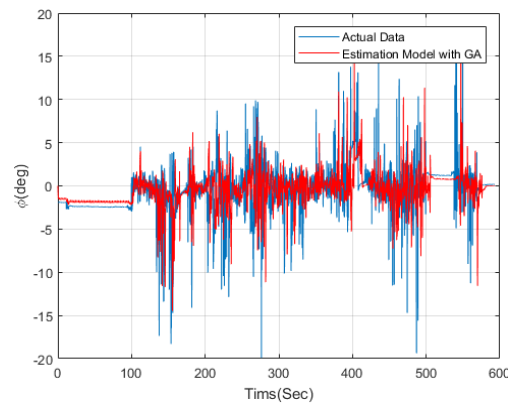


شکل ۱۳- نمودار خود همبستگی خطای خروجی و همبستگی بین ورودی و خطای خروجی در کانال غلت با شبکه عصبی

این نمودار نشان می‌دهد که با گذشت چند نسل، همگرایی به‌خوبی انجام شده و تابع هزینه حداقل شده است. با حل این مسئله بهینه و همگراشدن تابع معیار بهینگی، ضرایب تابع تبدیل در کانال غلت عبارتند از:

$$\begin{bmatrix} -\alpha_1 & -\alpha_0 & \beta_1 & \beta_0 \end{bmatrix} = [0.4815 \quad 0.3842 \quad -0.0429 \quad 0.0429] \quad (16)$$

با استفاده از این ضرایب و تشکیل تابع تبدیل در کانال غلت، می‌توان مقایسه‌ای بین خروجی داده‌های تست پروازی و تابع تبدیل حاصل از الگوریتم ژنتیک انجام داد که نمودار آن در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود.

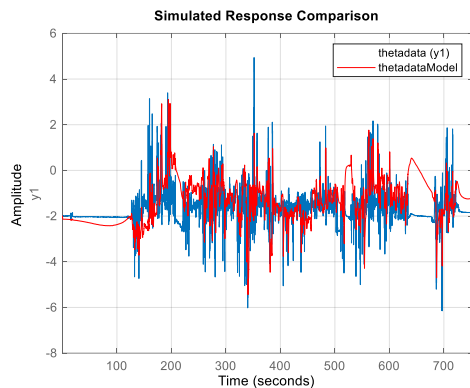


شکل ۱۱- نمودار شبیه‌سازی در کانال غلت و داده‌های تست با الگوریتم ژنتیک

۵-۳-۲- تخمین ضرایب در کانال غلت با روش شبکه عصبی با فرض تابع درجه دوم در نظر گرفته شده به‌صورت رابطه‌ی (۱۲)، با اجرای الگوریتم شبکه عصبی، می‌توان مقایسه‌ای بین خروجی داده‌های تست پروازی و تابع تبدیل حاصل از الگوریتم شبکه عصبی انجام داد که نمودار آن در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود.

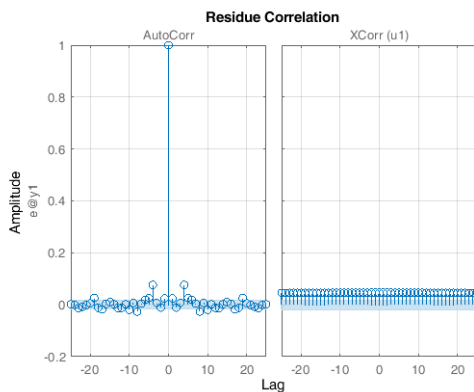
۵-۴-۲- شناسایی در کانال فراز با روش الگوریتم شبکه عصبی

در این بخش از مقاله و برای کانال فراز نیز با در نظر گرفتن تابع درجه دوم، نمودار بین خروجی شناسایی حاصل از الگوریتم شبکه عصبی با داده‌های واقعی در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۵- نمودار شبیه‌سازی در کانال فراز و داده‌های تست با الگوریتم شبکه عصبی

همانطور که مشاهده می‌شود، فرآیند شناسایی به خوبی انجام شده و دقت تطبیق داده‌ها حدود ۷۸/۳۶ درصد است. از طرفی می‌توان در شکل ۱۶ میزان خود همبستگی خطای خروجی و همبستگی بین داده‌های ورودی و خطای خروجی را مشاهده نمود.



شکل ۱۶- نمودار خود همبستگی خطای خروجی و همبستگی بین ورودی و خطای خروجی در کانال فراز با شبکه عصبی

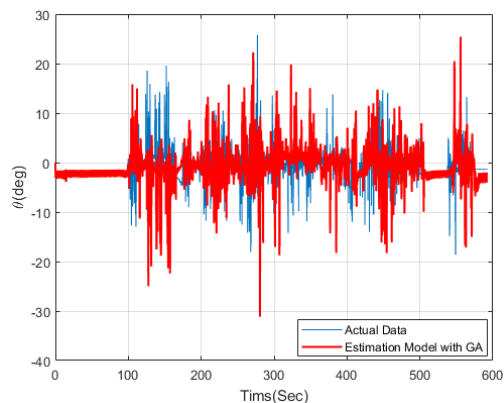
نتایج نشان می‌دهد که ۷۱/۱۴ درصد میزان تطبیق شناسایی انجام شده توسط الگوریتم شبکه عصبی با مقادیر واقعی است. از طرفی نمودار بالا نشان می‌دهد، خطای بین خود همبستگی خطای خروجی در تمام نقاط به غیر از صفر بسیار ناچیز و نزدیک صفر است و همچنین همبستگی بین ورودی و خطای خروجی نیز بسیار ناچیز است که حاکی از عملکرد مناسب شناسایی دارد.

۵-۴-۱- تخمین ضرایب تابع تبدیل در کانال فراز

۵-۴-۱- تخمین ضرایب در کانال فراز با روش الگوریتم ژنتیک در کانال فراز، تابع تبدیل درجه دوم با چهار مجهول در نظر گرفته شده‌است که با تشکیل تابع معیار بهینگی طبق رابطه (۱۱)، از الگوریتم ژنتیک برای حداقل کردن آن استفاده می‌شود. پارامترهای در نظر گرفته شده برای حل در الگوریتم ژنتیک در جدول ۲ آورده شده‌است. با حل به روش الگوریتم ژنتیک، ضرایب مجهول به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$\begin{bmatrix} -\alpha_1 & -\alpha_0 & \beta_1 & \beta_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4091 & -0.0987 & 0.25 & 0.25 \end{bmatrix} \quad (17)$$

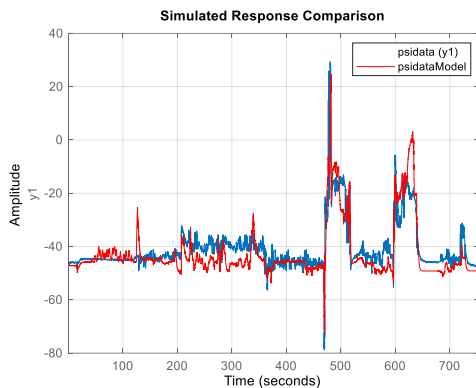
با بکارگیری این ضرایب در تابع تبدیل و رسم نمودار، می‌توان در نمودار شکل ۱۴ مقایسه‌ای بین داده‌های تست پروازی و تابع تبدیل تخمین زده شده انجام داد.



شکل ۱۴- نمودار شبیه‌سازی در کانال فراز و داده‌های تست با الگوریتم ژنتیک

۵-۵-۲- شناسایی سیستم در کانال سمت با الگوریتم شبکه عصبی

برای این کانال نیز با در نظر گرفتن تابع درجه دوم دکوپله شرایط الگوریتم شبکه عصبی اجرا گردید و نتیجه حاصل از شناسایی و مقدار واقعی در نمودار شکل ۱۸ آورده شده است.



شکل ۱۸- نمودار شبیه‌سازی در کانال سمت و داده‌های تست با شبکه عصبی

همانطور که در شکل فوق مشاهده می‌شود، در کانال سمت شبکه عصبی شناسایی مناسب‌تری نسبت به الگوریتم ژنتیک داشته است؛ همچنین برای تحلیل بهتر از شناسایی انجام شده، می‌توان در شکل ۱۹ نمودار خود همبستگی و همبستگی بین داده‌های ورودی و خروجی را مشاهده نمود.

میزان تطبیق در این کانال با استفاده از شبکه عصبی ۸۹/۳۶ درصد است و میزان خود همبستگی خطای خروجی در نقاط غیر از قطر اصلی ماتریس همبستگی (نقطه صفر) تقریباً برابر با صفر است. از طرفی میزان همبستگی بین ورودی و خطای خروجی کم است، ولی در این کانال شرایط از دو کانال قبلی کمی بدتر است که نشان‌دهنده تخمین بهتر دو کانال غلت و فراز است.

مقایسه بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی براساس مدل شناسایی شده و تست پروازی نشان‌دهنده اعتبار شناسایی صورت گرفته است؛ همچنین بیانگر این است که می‌توان چهارپره را در هر کانال به‌صورت دکوپله در نظر گرفت و کنترل نمود. یکی از روش‌های مقایسه دو تخمین، اندازه‌گیری تطبیق خروجی با مقادیر واقعی دو روش است. با این رابطه میزان انحراف یا تطبیق برای هر زاویه به‌صورت جدول ۵ خواهد بود.

نمودار خود همبستگی خطا در شکل فوق نشان می‌دهد که داده‌های خطای خروجی فقط در زمان صفر مقدار یک است و همبستگی با تأخیر داده‌ها و همچنین همبستگی بین ورودی و خطای شناسایی بسیار نزدیک صفر است.

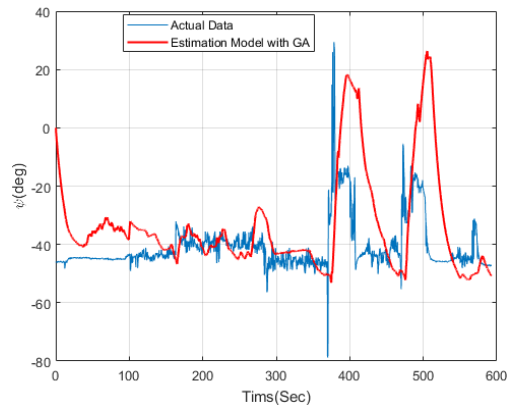
۵-۵-۵- تخمین ضرایب تابع تبدیل در کانال سمت

۵-۵-۱- تخمین ضرایب در کانال سمت با روش الگوریتم ژنتیک

در کانال سمت نیز همانند دو کانال فراز و غلت از تابع درجه دوم استفاده کرده و همان معیار بهینگی در نظر گرفته شده است. با روند همگرایی مناسب، ضرایب استخراج شده در این کانال به‌صورت زیر خواهد بود:

$$[-\alpha_1 \quad -\alpha_0 \quad \beta_1 \quad \beta_0] = [0.8531 \quad 0.1449 \quad -0.0047 \quad -0.0079] \quad (18)$$

با قراردادن این مقادیر در تابع تبدیل و شبیه‌سازی، نتایج حاصل شده با داده‌های تست پروازی مقایسه گردید که در نمودار شکل ۱۷ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۷- نمودار شبیه‌سازی در کانال سمت و داده‌های تست با الگوریتم ژنتیک

همانطور که شکل ۱۶ نشان می‌دهد، میزان خطا در نقاط انتهایی بین مقدار مطلوب و مقدار شناسایی شده وجود دارد.

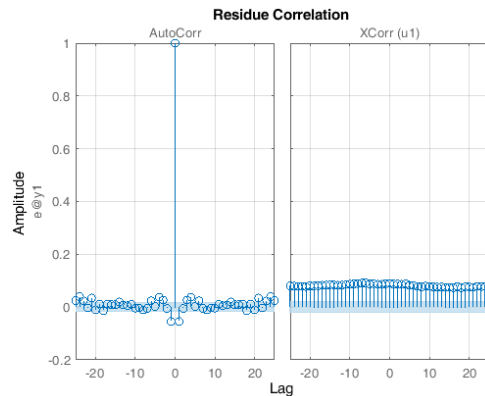
ناوبری استخراج گردید. در نهایت با استفاده از داده‌های پروازی، سه کانال وضعیت با دو روش الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی شناسایی شده‌اند. نتایج حاصله بیانگر این است که در کانال غلت نتایج حاصل از شناسایی یکسان، در کانال فراز به مقدار بسیار کمی دقت شناسایی با تابع مرتبه دوم و روش الگوریتم ژنتیک نتایج بهتری دارد، ولی در کانال سمت دقت شناسایی با شبکه عصبی به صورت معناداری بهتر است. به صورت کلی میزان تطبیق در هر سه کانال به روش الگوریتم ژنتیک ۸۱/۴۸ درصد و برای روش الگوریتم شبکه عصبی ۸۲/۶۲ درصد است؛ بنابراین، می‌توان بیان کرد که نتایج حاصل از روش شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک نتایج مشابهی دارد. با توجه به مدل‌های استخراج شده، می‌توان از این پس کنترل‌کننده مطلوب را با دقت مناسب در شبیه‌سازها طراحی نمود و سپس در سیستم واقعی پیاده‌سازی نمود. این مقاله اولین گام در راستای طراحی حلقه‌های کنترلی است که می‌تواند کمک شایانی در راستای طراحی هدایت و کنترل موقعیت پرنده باشد که مستلزم کارهای تحقیقاتی بیشتر است.

در این چهارپره ضرایب کنترل‌کننده PD با استفاده از روش‌های مرسوم انتخاب شده‌است. از طرفی یکی از قابلیت‌های بسیار مهم برای پرنده‌های بدون سرنشین افزایش مدت زمان پرواز است. پیشنهاد می‌شود با توجه به استخراج مدل دینامیکی ضرایب کنترل‌کننده با روش‌های بهینه‌سازی مانده شبکه عصبی یا ازدحام ذرات طوری انتخاب شوند که مسئله بهینه‌سازی مصرف انرژی در آن صورت گیرد.

مراجع

- [۱] دهقان م، پارسا ع؛ آهنگرانی فراهانی ع. و قزلباش ا (۲۰۱۸) تخمین خطی مرتبه پایین از یک پهپاد چهارپره با استفاده از داده‌های پروازی. نشریه علمی-پژوهشی مهندس هوانوردی ۲۵-۳۵: (۲۰) ۱.
- [2] Colorado R, Aguilar L. T (2020) Robust PID Control of Quadrotors with Power Reduction Analysis. ISA Transactions 98: 47-62.
- [3] Najm A, A, Ibraheem I, K (2019) Nonlinear PID Controller Design for a 6-DOF UAV Quadrotor System. Int. J. Engin. Sci. Tech. 22(4): 1087-1097.
- [4] Lotufo M. A, Colangelo L, Novara C (2020) Control Design for UAV Quadrotors via Embedded Model Control. in IEEE Transactions on Control Systems Technology 28(5): 1741-1756.

جدول ۵ نشان می‌دهد که با معیار در نظر گرفته شده برای خطا، استخراج ضرایب بر مبنای الگوریتم ژنتیک در کانال فراز نتیجه بهتری برای شناسایی سیستم دارد و در نتیجه تخمین مناسب‌تری با روش الگوریتم ژنتیک انجام شده‌است. کانال غلت نتایج شناسایی تقریباً برای هر دو روش یکسان است، ولی در کانال سمت شبکه عصبی دقت بسیار بهتری دارد.



شکل ۱۹- نمودار خود همبستگی خطای خروجی و

همبستگی بین ورودی و خطای خروجی در کانال سمت با شبکه عصبی

جدول ۵- معیار درصد تطبیق برای هر کانال وضعیت در دو

روش الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی			
ψ	θ	ϕ	روش‌ها
۸۰/۲	۹۲/۱۷	۷۲/۰۸	درصد تطبیق در روش الگوریتم ژنتیک
۸۹/۳۶	۸۷/۳۶	۷۱/۱۴	درصد تطبیق در روش الگوریتم شبکه عصبی

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله طراحی، ساخت و در ادامه شناسایی کانال‌های وضعیت با استفاده از داده‌های تست پروازی برای یک چهارپره مجهز به اتوپایلوت انجام شده‌است. با توجه به اینکه اتوپایلوت مورد استفاده در این مقاله دارای دو حلقه کنترلی است، از این رو ابتدا براساس مدل اولیه سیستم، کنترل‌کننده مورد نظر برای حلقه داخلی و بیرونی طراحی و سپس پیاده‌سازی شد و بعد از انجام تست پروازی، داده‌های

- چهارپره با استفاده از تخمین پارامترهای سیستم. مجله مهندسی مکانیک مدرس ۲۲-۴۲: (۱۶)۷.
- [17] Gremilion G, Humbert J (2010) System Identification of a Quadrotor Micro Air Vehicle. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Ontario Canada.
- [18] Manuel V, Resendiz A, Araiza E. R (2016) System Identification of a Quad-rotor in X Configuration from Experimental Data. *Research in Computing Science* 118: 77-86.
- [19] Krajnik T, Vonasek V, Fiser V, Faigl J (2011) AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education. *International Conference on Research and Education in Robotics*: 172-186.
- [20] Sa I, Corke P (2011) Estimation and Control for an Open-Source Quadcopter. *Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation*, Monash University, Melbourne Australia.
- [۲۱] محمدی ع؛ مناقب م؛ عباسی ا و ساداتی ح (۲۰۲۱) طراحی کنترل‌کننده ترکیبی برای ردیابی مسیر یک کوادروتور با وجود اغتشاش نامعین. *مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه ها و شاره ها* ۱۷-۳۲: (۱۱)۵.
- [22] Zhang X, Wang Y, Zhu G, Chen X, Li Z, Wang C, Su Y (2021) Compound Adaptive Fuzzy Quantized Control for Quadrotor and Its Experimental Verification. in *IEEE Transactions on Cybernetics* 51(3): 1121-1133.
- [23] Rabah M, Rohan A, Han Y, Kim S (2018) Design of Fuzzy-PID Controller for Quadrotor Trajectory-Tracking. *Int. J. Fuzzy Logic and Intelligent Systems* 18(3): 204-213.
- [24] Immanuel S. D, Chakraborty U. K (2019) Genetic algorithm: An Approach on Optimization. 2019 *International Conference on Communication and Electronics Systems (ICCES)*: 701-708.
- [۲۵] نوروزی ر؛ شهبازی ح و جمشیدی ک (۲۰۱۷) طراحی و پیاده‌سازی عملی کنترلرهای هوشمند عصبی و PD ترکیبی با بهره‌گیری از شبکه عصبی برای کوادروتور. *مجله مهندسی مکانیک مدرس* ۲۰۴-۱۹۷: (۱۰)۱۷.
- [26] Simec A, Kostanjevac J, Golubic L. T (2022) Neural Networks and their Application for Image Recognition. 2022 45th Jubilee International Convetion on Information, Communication and Electronic Technology (MIPRO), Opatija, Croatia: 1532-1538.
- [27] Mastons N. C, Rajan D, Camp J (2022) Design and Analysis of Neural Network-based, Single-User Codes for Multiuser Channels. 2022 *IEEE*
- [5] Yoo J, Jang D, Kim H. J, Johansson K. H (2021) Hybrid Reinforcement Learning Control for a Micro Quadrotor Flight. in *IEEE Control Systems Letters* 5(2): 505-510.
- [۶] تکینی و. و شهبازی ح (۲۰۱۸) طراحی الگوریتم‌های کنترلی انتگرال-مشتق‌گیر- تناسبی مرتبه کسری و معمولی همراه با بررسی تجربی عملکرد آن برای کنترل موقعیت زاویه‌ای کوادروتور. *مجله علمی پژوهشی مکانیک و شاره‌ها* ۵۰-۳۷: (۸)۲.
- [7] Navabi M, Mirzaei H (2017) Robust Optimal Adaptive Trajectory Tracking Control of Quadrotor Helicopter. *Latin American J. Solid. Struct.* 14(6): 1043-1066.
- [8] Eltayeb A, Rahmat M. F, Ariffanan M, Basri M (2020) Adaptive Feedback Linearization Controller for Stabilization of Quadrotor UAV. *Int. J. Integ. Engin.* 12(4): 1-17.
- [9] Samantaray J, Chakrabarty S (2019) A Fuzzy Sliding Mode Control Design for Quadcopter. *International Conference on Unmanned Aerial System In Geomatics*: 191-200
- [10] Santoso F, Garratt M. A, Anavatti S. G (2021) Hybrid PD-Fuzzy and PD Controllers for Trajectory Tracking of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle: Autopilot Designs and Real-Time Flight Tests. in *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems* 51(3): 1817-1829.
- [11] Tran H. K, Nguyen T. N (2018) Flight Motion Controller Design using Genetic Algorithm for a Quadcopter. *J. Measur. Cont.* 51: 59-64.
- [12] Morris D ; Che X. Q, Kind A (2018) Real-Time System Identification of Quadrotor Dynamics. 13th *IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, Wuhan, China: 1563-1568.
- [13] Guo M; Su Y, Gu D (2017) System Identification of the Quadrotor with Inner Loop Stabilization System. *Int. J. Model., Identif. Contr.* 28(3): 245-255.
- [14] Khodja M. A; Tadjine M; Boucherit M. S, Benzaoui M (2017) Experimental Dynamics Identification and Control of a Quadcopter. 6th *International Conference on Systems and Control (ICSC)*, Batna, Algeria: 498-502.
- [۱۵] پارسا؛ کلهر؛ امیری آتشگاه م (۲۰۱۷) بهبود عملکرد کنترلر پسگام انتگرالی با استفاده از شناسایی حلقه بسته در تعقیب مسیر یک چهارپره. *مجله مهندسی مکانیک مدرس* ۲۲۴-۲۳۴: (۱۶)۱۱.
- [۱۶] برجی منفرد ص؛ کلهر؛ امیری آتشگاه م (۲۰۱۶) کنترل غیرخطی مقاوم H_{∞} و پیش‌بین برای ردیابی مسیر

Marquardt Algorithm. in IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement 72: 1-12.
[۲۹] كراى م (۱۳۸۸) شناسايى سيستم، انتشارات دانشگاه صنعتى اميركبير (پلى تكنيك)، چاپ اول.

Latin-American Conference on Communications (LATINCOM), Rio de Janeiro, Brazil: 1-6.
[28] Li Z, Li S, Luo X (2023) Efficient Industrial Robot Calibration via a Novel Unscented Kalman Filter-Incorporated Variable Step-Size Levenberg-