

طراحی یک نمونه نگهدارنده ارتفاع قایق پرنده با استفاده از

کنترل کننده فازی

محمد رضا الهامی^۱ و علی غلامی^۲

دانشگاه جامع امام حسین^(ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۶/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۱۶)

چکیده

در این مقاله، پایداری استاتیکی و دینامیکی یک قایق پرنده در مود طولی در شرایط پرواز با سرعتها و ارتفاعهای مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد. پس از آن، ما از دو روش مختلف برای کنترل ارتفاع قایق پرنده استفاده می‌کنیم: منطق فازی و ترکیب آن با کنترلرهای تناسبی-انتگرالی-مشتقی. مزیت اصلی استفاده از روش کنترل فازی این است که با این روش سامانه کنترل تطبیق پذیری بیشتری نسبت به سایر کنترل کننده‌های مدل مبنای معمول دارد. برای انجام طراحی سامانه کنترل نگهدارنده ارتفاع یک قایق پرنده، ما از یک مدل دقیق سامانه اثر سطحی در فرم فضا حالت و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل قایق پرنده استفاده کرده‌ایم. کنترل کننده‌ها در یک مرحله شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. نتایج شبیه‌سازی امیدبخش بودند و پیشرفت خوبی در کارایی و دقت نسبت به روش مدل مبنای معمول نشان دادند.

واژه‌های کلیدی: اتوپایلوت، قایق پرنده، نگهدارنده ارتفاع، سامانه‌های اثر سطحی، مود طولی، کنترل کننده فازی

Designing of a Flying Boat Height Holder Based of the Fuzzy Controller

M. Elhami and A. Gholami

Imam Hossein University

(Received: 16/September/2014; Accepted: 7/March/2015)

ABSTRACT

This paper presents the investigation are the static and dynamic longitudinal stability of a small flying boat in cruise flight for different cruise heights and speeds. After that, we use two methods to control the height of a flying boat: fuzzy logic controller and its compound with Proportional-Integral-Derivative (PID). The main advantage of using fuzzy controlling methods is that the control system has more flexibility compared with conventional model based controllers. For accomplish designing of height hold control system of a flying boat, we use a precise model of wing-in-ground-effect vehicles in state-space form and aerodynamics derivatives of a flying boat. The controller is tested on a simulation level in Matlab. Simulation results were promising and showed improvement in performance and accuracy in comparison to conventional methods.

Keywords: Autopilot, Flying Boat, Height Holder, Wing in Ground Effect Vehicles, Longitudinal Mode, Fuzzy Controllers

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): melhami@ihu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری

۱- مقدمه

قایق پرنده^۱ یک قایق با قابلیت پرواز در اثر سطح^۲ است که می‌تواند با سرعت بسیار بالا در ارتفاع بسیار نزدیک به دریا پرواز کند. اخیراً توجه به این مدل سامانه پرنده به خاطر قدرت ناوبری بالا و سرعت بسیار زیاد آن بسیار بیشتر شده و نوید ساخت هواپیماهای دریایی فوق‌سریع را در آینده‌ای نزدیک می‌دهد. به خاطر افزایش نسبت لیفت به درگ^۳ در اثر سطح یا نزدیک سطح دریا، این سامانه‌ها نسبت به سایر هواپیماها از نظر اقتصادی مقرون به صرفه‌تر هستند.

در طراحی سامانه اتوپیلوت قایق‌های پرنده مشکلات زیادی وجود دارد که از آن جمله می‌توان به نامعینی در پارامترهای آیرودینامیکی این سامانه‌ها اشاره کرد. معمولاً در چنین سامانه‌هایی فرموله کردن پارامترهای پروازی با در نظر گرفتن وابستگی آنها به سایر پارامترها مانند ارتفاع، زاویه حمله و سرعت‌ها کار بسیار پیچیده و سختی است. مشکل دیگر این است که معادلات حرکت حاکم بر رفتار این سامانه‌های پرنده، غیرخطی و متغیر با زمان است که باعث به وجود آمدن خطای بیشتر و عملکرد ضعیف‌تر سامانه اتوپیلوت خواهد شد. برای طراحی سامانه اتوپیلوت با عملکرد بالا، به کاربرد مدل کاملی که این عبارات‌های غیرخطی را هم دارا باشد؛ لازم است که البته باعث پیچیده‌تر شدن هرچه بیشتر آن هم خواهد شد.

در حالت عمومی معمولاً طراحی سامانه اتوپیلوت به این صورت انجام می‌شود که ابتدا معادلات حرکت برای محدوده‌های مختلف خطی‌سازی شده و سپس روش‌های طراحی کنترلر خطی برای هر کدام از این مدل‌های خطی شده اعمال می‌شود. در نهایت با استفاده از پارامترهای کنترلر در شرایط مختلف یک جدول تشکیل داده و با روش‌های مختلف محدوده‌هایی که در محاسبات لحاظ نشده‌اند را تقریب می‌زنیم. این روش، جدول‌بندی بهره^۴ نامیده می‌شود. در [۱-۴] از روش جدول‌بندی بهره برای طراحی سامانه اتوپیلوت یک سامانه پرنده استفاده شده است. این روش معایبی دارد که چند مورد از آنها عبارتند از:

- تضمینی برای پایداری سامانه در مدت زمان گذر بین نقاط کار وجود ندارد،

- لازم است که پارامترهای جدول بهره به آهستگی تغییر کنند،

- طراحی با این روش نیازمند صرف زمان زیادی می‌باشد، زیرا باید تعداد زیادی کنترلر خطی به دست آید و روندی خسته‌کننده را به دنبال دارد و

- لازم است که مدل دقیقی از سیستم داشته باشیم که البته این مورد یکی از مشکلات اصلی در اکثر روش‌های رایج (مثل خطی‌سازی پس‌خورد^۵) است.

امروزه برای دوری‌جستن از این مشکلات روش‌های متفاوتی برای طراحی سامانه اتوپیلوت استفاده می‌شود. یکی از این روش‌ها استفاده از کنترلرهای تطبیقی^۶ است. با وجود اینکه این کنترلرها نسبت به کنترلرهای کلاسیک به منابع پردازشی بیشتری نیاز دارند و از نظر اصول پیاده‌سازی دارای پیچیدگی بیشتری هستند، قابلیت تطبیق اتوماتیک با دینامیک و شرایط محیطی متغیر پرواز را به صورت لحظه‌ای دارند و در یک سطح اداری بالاتر با استفاده از قوانین خاص خود سامانه تحت کنترل را تحلیل می‌کنند و نتیجه عمل را براساس اطلاعات یا حقایق وارد شده، استنتاج و سپس تصمیم‌گیری می‌کنند. یکی از این کنترلرهای هوشمند که در این مقاله مورد استفاده قرار گرفته، کنترل‌کننده فازی^۷ است. عملکرد این کنترل‌کننده مستقل از دینامیک سیستم است و براساس رفتار سیستم، فرمان‌های کنترلی را به سامانه مورد نظر صادر می‌کند. در [۵-۸] از کنترلر فازی به صورت ساده در سامانه اتوپیلوت یک سامانه پروازی استفاده شده است.

با توجه به تحلیل‌های انجام‌شده در [۹-۱۱] و همچنین در نظر گرفتن امکانات موجود و در دسترس بودن روش‌های شبیه‌سازی کنترلر فازی برای یک سامانه خاص، در این مقاله از کنترلر فازی به صورت یک ساختار تک‌حلقه و دو حلقه برای طراحی سامانه نگه‌دارنده ارتفاع قایق پرنده استفاده شده است و در آنها تنها خروجی ارتفاع به عنوان فیدبک مورد استفاده قرار می‌گیرد. تلاش شده است که به مشخصه‌های پاسخ زمانی مناسب و عملکرد متناسب با تغییرات سرعت و ارتفاع بدون اشباع کنترلر دست یافته شود. همچنین در این مقاله، از نرم‌افزار متلب^۸ برای شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌های طراحی شده استفاده شده است. سپس خروجی هر سامانه را برای ورودی

5- Feedback Linearization
6- Adaptive Controller
7- Fuzzy Controller
8- MATLAB

1- Flying Boat
2- Ground Effect
3- Lift-Drag
4- Gain Scheduling

۱۹۹۷) گزارشی را براساس مقایسه معادلات حرکت افراد ذکر شده ارائه داده است و در آن به این نتیجه رسیده که تمامی معادلات اساساً شبیه هم هستند.

مشتقات آیرودینامیکی (لیفت، درگ و گشتاور) یک قایق پرنده کاملاً وابسته به ارتفاع هستند و رفتاری بسیار غیرخطی دارند. بنابراین، مشخصه‌های پایداری قایق پرنده ممکن است کاملاً با یک سامانه پروازی که خارج از اثر سطح پرواز می‌کند متفاوت بوده و به‌طور کلی بررسی پایداری آن قدری پیچیده‌تر است. با توجه به [۲]، [۱۲] و [۱۳] پایداری یک قایق پرنده به دو حالت استاتیکی و دینامیکی تقسیم می‌شود. برای بررسی پایداری استاتیکی فرض می‌شود گشتاورها با صرف‌نظر کردن از عبارات وابسته به زمان و سکون، کاملاً متعادل هستند و بعد از آن پایداری دینامیکی با لحاظ کردن عبارات وابسته به زمان، بررسی می‌شود. در این مقاله شرایط دینامیکی و استاتیکی از معادلات حرکت حذف می‌شوند و تغییرات سطح دریا نادیده گرفته می‌شود و با سطح دریا مثل یک دیوار سخت برخورد می‌شود. بنابراین اثر سطح دریا می‌تواند همان اثر سطح نامیده شود.

الف- پایداری استاتیکی

دو نوع حرکت پیچ^۶ و عمودی (ارتفاع) را می‌توان در جهت طولی در نظر گرفت. با توجه به این که نیروها و گشتاورها بسیار وابسته به تغییرات ارتفاع هستند، در کنار پایداری استاتیکی پیچ، پایداری استاتیکی ارتفاع هم در نظر گرفته شده است. یک سامانه پروازی باید در هر دو مورد پایدار باشد. بنابراین بعد از یک اغتشاش، هم پیچ و هم ارتفاع باید به حالت اولیه خود بازگردند.

شرایط لازم برای پایداری استاتیکی کاملاً وابسته و متغیر با همان چیزهایی است که در حالت پرواز در خارج از اثر سطح هم وجود دارند. وسیله پروازی باید گشتاور پیچی از خود نشان دهد که در مقابل اغتشاشات زاویه حمله مقاومت کند. این قضیه ریاضی به‌صورت رابطه (۱) نوشته می‌شود:

$$pitch\ stability \equiv P.S \equiv C_{m_{\dot{\alpha}}} < 0 \quad (1)$$

به‌عبارت دیگر، می‌توان گفت مکان مرکز گرانش، بهتر است بالای مرکز آیرودینامیکی پیچ باشد. برای پایداری استاتیکی ارتفاع، سامانه پروازی باید نیرویی داشته باشد که در مقابل

ورودی‌های مختلف نشان داده شده و نتایج حاصل از این کنترل‌کننده‌ها با هم و تحت شرایط مختلف مقایسه شده است.

در ادامه این مقاله، ابتدا پایداری استاتیکی و دینامیکی قایق پرنده بررسی می‌شود و در بخش بعد سامانه‌های فازی و روش‌های مختلف طراحی کنترلر فازی مورد بررسی قرار خواهد گرفت و در نهایت کنترلر طراحی شده برای نگه‌داشتن ارتفاع به‌صورت دو حلقه و تک‌حلقه معرفی می‌شود و در نهایت نتایج آن مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- بررسی پایداری قایق پرنده

پایداری یک فاکتور مهم در طراحی یک کشتی و حتی یک هواپیما است. عدم پایداری در یک سامانه پرنده می‌تواند منجر به تصادفات بسیار خطرناک و خرابی و مشکلات بسیار جدی شود. البته پایداری بیش از حد هم ممکن است سیستم را نسبت به کنترل فعال دچار مشکل کند. به‌طور کلی همبستگی بین پایداری طولی و عرضی در یک هواپیما بسیار کم است و این دو نوع مود حرکتی را می‌توان به‌صورت جداگانه کنترل کرد. این را می‌دانیم که تا وقتی که قسمت پایین‌تر بال یک قایق پرنده با افزایش لیفت و به تبع آن بازیابی گشتاور مواجه شده، آن سیستم کاملاً در جهت عرضی پایدار است؛ از این‌رو، اکثر تحقیقات مربوط به حوزه پایداری این سامانه‌ها به پایداری طولی می‌پردازند و در این مقاله همچنین فرضی در نظر گرفته شده است.

برخلاف هواپیما، یک سامانه پروازی در اثر سطح می‌تواند حتی با یک زاویه حمله ثابت هم به زمین برسد و نیروها و گشتاورهای کاملاً تابع اثر سطح هستند. بنابراین مشخصه‌های پایداری طولی آنها به‌دلیل وجود مشتقات نیرو و گشتاور نسبت به ارتفاع، بسیار متفاوت با یک هواپیمای متعارف است. این مشخصه‌های پایداری نقش بسیار موثری در طراحی یک سامانه کارا و امن نسبت به خطرات پرواز در ارتفاع کم نسبت به دریا، بازی می‌کنند. کومار^۱ در سال ۱۹۶۹، ایردوف^۲ در سال ۱۹۷۰، استنژنبیل^۳ در سال ۱۹۸۷ و هاو^۴ در سال ۱۹۹۴، در مورد پایداری سامانه‌های پرنده اثر سطحی مطالعاتی را انجام دادند و اخیراً دل‌هایه^۵ (در سال

- 1- Kumar
- 2- Irodov
- 3- Stangenbiel
- 4- Hau
- 5- Delhaye

جدول (۱): آنالیز استاتیکی سامانه پرنده موردنظر.

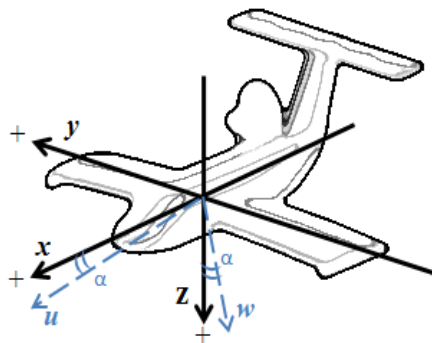
V m/s	H (m)	$C_{L\alpha}$	$C_{m\alpha}$ ($\equiv PS$)	C_{Lh}	C_{mh}	HS
۳۰	۱.۵	۵.۹۷۰۲	-۱.۹۹۸۵	-۰.۴۵۵۷	۰.۱۱۲۶	-۰.۱۱۹۳
	۲.۰	۵.۵۷۶۶	-۱.۸۵۱۸	-۰.۳۲۰۴	۰.۰۷۳	-۰.۱۰۰۶
	۲.۵	۵.۲۸۷۳	-۱.۷۴۱۲	-۰.۱۸۵۱	۰.۰۳۳۴	-۰.۰۸۳۷
۴۰	۱.۵	۵.۹۷۵۹	-۲.۰۰۰۸	-۰.۴۵۶۶	۰.۱۱۲۹	-۰.۱۱۹۴
	۲.۰	۵.۵۸۱۲	-۱.۸۵۴۱	-۰.۳۲۲۷	۰.۰۷۳	-۰.۱۰۳
	۲.۵	۵.۲۹۱۳	-۱.۷۴۴۱	-۰.۱۸۸۸	۰.۰۳۳۱	-۰.۰۸۸۴
۵۰	۱.۵	۵.۹۸۱۷	-۲.۰۰۴۸	-۰.۴۵۶۶	۰.۱۱۳۱	-۰.۱۱۹۱
	۲.۰	۵.۵۸۷۵	-۱.۸۵۸۱	-۰.۳۲۲۷	۰.۰۷۳۳	-۰.۱۰۲۳
	۲.۵	۵.۲۹۷۶	-۱.۷۴۷۵	-۰.۱۸۸۸	۰.۰۳۳۵	-۰.۰۸۷۲

بنابراین سامانه تمام شرایط لازم برای پایداری استاتیکی پیچ و ارتفاع را دارد. این پایداری استاتیکی با افزایش سرعت وسیله، بیشتر هم می‌شود. البته با افزایش ارتفاع از پایداری آن کاسته می‌شود.

ب- پایداری دینامیکی

هرگاه بخواهیم در مورد پایداری یک سامانه پرنده مطالعه کامل و جامعی داشته باشیم، باید در کنار مطالعه پایداری استاتیکی، پایداری دینامیکی آن را هم مورد مطالعه و تجزیه و تحلیل قرار دهیم. این امر برای پرنده‌هایی که در نزدیکی زمین و تحت تاثیر اثر سطح پرواز می‌کنند اهمیت بسیار بیشتری پیدا می‌کند.

قبل از تحلیل دینامیکی باید بتوانیم یک مدل ریاضی از وسیله پرنده موردنظر ارائه دهیم. با توجه به اینکه مدل و مطالعات ارائه شده برای یک سامانه پروازی بخصوص در شرایط پروازی تحت تاثیر اثر سطح، بسیار غیرخطی و متغیر است، معمولاً برای اینکه بتوان با استفاده از مفاهیم کنترل کلاسیک این معادلات را مورد بررسی قرار داد، آنها را به چند معادله خطی متغیر با زمان تخمین می‌زنند.



شکل (۱): محورهای معادلات قایق پرنده.

اغتشاشات ارتفاع از خود مقاومت نشان دهد. نیروی لیفت، باید در زمان کاهش ارتفاع بیشتر و موقع افزایش ارتفاع کمتر شود. به صورت ریاضی این طور می‌توان گفت که باید رابطه زیر برقرار باشد:

$$\left. \frac{\partial C_L}{\partial h} \right|_{c_m} < 0 \quad (2)$$

برای موارد عمومی‌تر که در آن حرکت عمودی نه تنها باعث تغییر نیروی لیفت شده بلکه گشتاور پیچ را هم تغییر می‌دهد، معادلات مشتق شده به صورت زیر مورد استفاده قرار می‌گیرند:

$$\begin{aligned} \Delta C_L = C_{L\alpha} \Delta \alpha + C_{Lh} \Delta h \\ \Delta C_m = C_{m\alpha} \Delta \alpha + C_{mh} \Delta h \rightarrow \Delta C_L = \left[C_{Lh} - C_{L\alpha} \frac{C_{mh}}{C_{m\alpha}} \right] \\ + \frac{C_{L\alpha}}{C_{m\alpha}} \Delta C_m \end{aligned} \quad (3)$$

بنابراین، معیار پایداری ذکر شده در معادله (۲) را می‌توان به این صورت نوشت:

$$C_{Lh} - C_{L\alpha} \left(\frac{C_{mh}}{C_{m\alpha}} \right) < 0 \quad (4)$$

و نهایتاً معادلات زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} \text{Height Stability} \equiv H.S = \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} - \\ \frac{C_{mh}}{C_{Lh}} < 0 \rightarrow H.S \equiv X_\alpha - X_h < 0 \rightarrow \\ X_\alpha < X_h \end{aligned} \quad (5)$$

که، X_α مرکز آیرودینامیکی پیچ است و X_h مرکز آیرودینامیکی ارتفاع و این مشتقات نسبت به لبه جلو هستند. این معادله را می‌توان این گونه تفسیر کرد که: برای اینکه سامانه پرنده اثر سطحی به صورت استاتیکی پایدار باشد، مرکز آیرودینامیکی ارتفاع باید بالای مرکز آیرودینامیکی پیچ قرار داشته باشد. آنالیز استاتیکی یک نمونه سامانه پرنده که در این مقاله به پایدار کردن آن خواهیم پرداخت در جدول ۱ برای سه ارتفاع مختلف و سرعت‌های ۴۰، ۵۰ و ۶۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. البته ذکر این نکته ضروری است که محور h در جهت رو به بالا مثبت است.

با توجه به جدول ۱ داریم:

$$\text{Pitch Stability} \equiv P.S = C_{m\alpha} < 0 \quad (6)$$

$$\text{Height Stability} \equiv H.S = C_{Lh} - C_{L\alpha} \left(\frac{C_{mh}}{C_{m\alpha}} \right) < 0 \quad (7)$$



شکل (۲): تصویر قایق پرنده مورد نظر.

جدول (۲): مشخصات عمومی WIG مورد استفاده.

Length overall	۱۵.۰ m
Breadth overall	۱۲.۵ m
Height overall	۵.۲ m
Wing area	۵۰.۰ m ²
Wing span	۱۲.۵ m
Mean aerodynamic chord	۴.۰ m
Aspect Ratio	۳.۱۲۵
MTOW	۴۰۵۵ kg
Maximum Cruise speed	۱۸۰ km/h
Engine Power	۴۵۰ hp

برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی از روش شبه‌تجربی دتکام^۲ استفاده شده است. در روش دتکام ابتدا در شرایط و پیکره‌بندی های مختلف در تونل باد تست‌ها انجام و سپس فرمول‌ها و منحنی های مربوطه استخراج می‌شوند که با اعمال آنها بر پیکره‌بندی موردنظر ما ضرایب آیرودینامیکی تخمین زده می‌شوند. این ضرایب در واقع ورودی‌های ما برای طراحی سامانه اتوپیلوت محسوب می‌شوند و برای محاسبات آن معمولاً به اطلاعاتی در مورد مشخصات فیزیکی و آیرودینامیکی وسیله به‌صورت کلی نیاز است. بعضی از ضرایب آیرودینامیکی مهم قایق پرنده موردنظر با در نظر گرفتن سرعت‌های ۳۰، ۴۰ و ۵۰ متر بر ثانیه برای سه ارتفاع مختلف در جدول ۳ نشان داده شده‌اند. همان‌طور که ملاحظه می‌شود مشتقات آیرودینامیکی به‌صورت کاملاً محسوسی با تغییرات ارتفاع تغییر می‌کنند.

این معادلات معمولاً با استفاده از تئوری‌هایی مثل نظریه اغتشاشات کوچک^۱ و با لحاظ کردن مشتقات، به‌دست می‌آیند. در زیر معادلات ترمیم حرکت یک سامانه پروازی در اثر سطح را می‌بینید.

$$m\dot{u} - X_w\dot{w} = X_uu + X_w w + \quad (۸)$$

$$(X_q - mW_e)q - mg\theta\cos\theta_e + X_h h$$

$$m\dot{w} - Z_w\dot{w} = Z_uu + Z_w w +$$

$$(Z_q + mU_e)q - mg\theta\sin\theta_e + Z_h h \quad (۹)$$

$$I_y\dot{q} - M_w\dot{w} = M_uu + M_w w +$$

$$M_q q + M_h h \quad (۱۰)$$

با توجه به این حقیقت که در حرکت طولی، نیروها و گشتاورها بیشتر تحت تاثیر اثر سطح هستند، مشتقات گشتاورها و نیروهای وابسته به ارتفاع مثل X_h ، Z_h و M_h هم در معادلات لحاظ شده‌اند. علاوه بر معادلات بالا، معادلات سینماتیکی زیر هم باید لحاظ شوند:

$$\dot{\theta} = q \quad (۱۱)$$

$$\dot{h} = -w + U_e - W_e \quad (۱۲)$$

معادلات بالا را می‌توان به‌صورت کلی زیر به‌شکل ماتریسی $M\dot{X} = AX$ نوشت که در آن، M ماتریس جرمی، A ماتریس وضعیت و X بردار حالت است. بردار حالت ما در مورد، به‌شکل $x = [u, w, q, \theta, h]^T$ است. برای اینکه پایداری دینامیکی را بررسی کنیم، معادله مشخصه سامانه باید به‌وسیله محاسبه دترمینان $(SI - M^{-1}A)$ به‌دست آید. قسمت حقیقی تمامی ریشه‌های این معادله مشخصه باید مقادیر منفی باشند تا بتوان گفت این سامانه پرنده پایداری دینامیکی دارد.

۳- طراحی سامانه اتوپیلوت برای یک قایق پرنده

در این بخش به طراحی سامانه اتوپیلوت برای قایق پرنده می‌پردازیم. با توجه به نبود اطلاعات دقیق یک قایق پرنده در کشور، از داده‌های قایق پرنده استخراج شده از [۲-۳] استفاده خواهیم کرد. شکل این قایق پرنده در شکل ۲ نشان داده شده است.

برخی مشخصات عمومی این قایق پرنده در جدول ۲ آورده شده است.

سامانه استفاده می‌کنیم و روند طراحی کنترلر تقریباً مستقل از این داده‌هاست.

کامل‌ترین رابطه موجود برای دینامیک حرکت با توجه به مقاله‌های [۲]، [۱۲]، [۱۳] و [۱۴] برای یک پرنده اثر سطحی به صورت زیر است:

$$\dot{u} = X_u u + X_\alpha \alpha + X_z z - mg \theta \cos \theta_e + X_{\delta_e} \delta_e \quad (13)$$

$$\dot{w} - U_e q = Z_u u + Z_\alpha \alpha - mg \theta \sin \theta_e + Z_z z + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (14)$$

$$\dot{q} = M_u u + M_\alpha \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q + M_z z + M_{\delta_e} \delta_e \quad (15)$$

$$\dot{z} = -U_0 \theta + U_0 \alpha \quad (16)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (17)$$

این روابط با خطی‌سازی معادلات حرکت یک هواپیمای معمولی در مود طولی در حالت تریب و با در نظر گرفتن شرایط پرواز در نزدیک سطح به دست آمده‌اند. در این روابط، از محور پایداری ثابت بدنه به عنوان مرجع استفاده شده است و در آن بردارهای شتاب غیراغتشاشی اولیه در جهت محور X نگاشت شده‌اند. در این معادلات محور Z در جهت رو به پایین در نظر گرفته شده و در تمامی معادلات، مشتقاتی که اهمیت کمتری دارند و یا دارای مقادیر بسیار کوچکی در شرایط پروازی نزدیک سطح هستند (مثل $Z_{\dot{\alpha}}$ یا Z_q و ...) نادیده گرفته شده‌اند. با توجه به اهمیت تغییر ارتفاع در هنگام پرواز با اثر سطح، تمامی مشتقات وابسته به ارتفاع مثل Z_z یا M_z در این معادلات لحاظ شده‌اند. فرم ماتریسی معادلات بالا $(M\dot{X} = AX + B\delta_e)$ به شکل زیر خواهد بود:

با استفاده از این معادله حالت، تابع انتقال قایق پرنده را محاسبه می‌کنیم. علاوه بر این روش، برای محاسبه تابع انتقال کل سامانه براساس معادلات حالت آن، برای محاسبه تابع انتقال یک سامانه اثر سطحی در [۱۵] روش جالبی ارائه شده که نیاز به معادلات حالت سامانه هم ندارد و براساس خطی در نظر گرفتن دینامیک یک سامانه پرنده به هنگام پرواز در اثر سطح، یک معادله درجه دو به عنوان تابع انتقال استخراج شده است. به دلیل خطای بسیار بالای این روش و تقریب‌های فراوان موجود در آن، در اینجا این روش کنار گذاشته شد و تابع انتقال سامانه با استفاده از معادلات دقیق حالت کل سامانه استخراج شد.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{z} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & X_z - g \cos \theta_e \\ 0 & U_0 & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ z \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (18)$$

جدول (۳): بعضی از ضرایب آیرودینامیکی مهم WIG مورد نظر با در نظر گرفتن سرعت ۵۰ متر بر ثانیه برای سه ارتفاع مختلف.

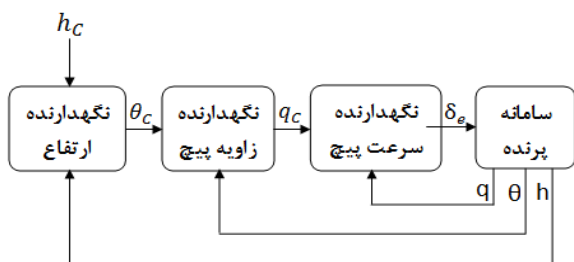
۳۰ m/s			
V	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
H	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
C_{Xu}	-۰.۰۴۸۰	-۰.۰۵۰۰	-۰.۰۵۰۰
$C_{X\alpha}$	-۰.۵۶۳۵	-۰.۴۴۸۲	-۰.۳۷۴۱
C_{Zu}	-۱.۰۱۴	-۰.۹۲۲	-۰.۸۶
$C_{Z\alpha}$	-۰.۹۹۴۲	-۰.۵۶۰۱۶	-۰.۵۳۱۲۳
C_{Zz}	-۰.۴۵۶۷	-۰.۳۲۰۴	-۰.۱۸۵۱
$C_{m\alpha}$	-۱.۹۹۸۵	-۱.۸۵۱۸	-۱.۷۴۱۲
C_{mz}	-۰.۱۱۲۶	-۰.۰۷۳	-۰.۰۳۳۴
$C_{m\dot{\alpha}}$	-۰.۶۵۸۴	-۰.۶۵۸۴	-۰.۶۵۸۴
C_{mq}	-۸.۴۴۵۴	-۸.۴۴۵۴	-۸.۴۴۵۴
۴۰ m/s			
V	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
H	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
C_{Xu}	-۰.۰۴۶۰	-۰.۰۴۸۰	-۰.۰۴۸۰
$C_{X\alpha}$	-۰.۵۶۵۷	-۰.۴۴۹	-۰.۳۷۴۷
C_{Zu}	-۱.۰۱۶	-۰.۹۲۲	-۰.۸۶
$C_{Z\alpha}$	-۰.۹۹۸۹	-۰.۶۰۵۲	-۰.۵۳۱۵۳
C_{Zz}	-۰.۴۵۶۶	-۰.۳۲۲۷	-۰.۱۸۸۸
$C_{m\alpha}$	-۲.۰۰۰۸	-۱.۸۵۴۱	-۱.۷۴۴۱
C_{mz}	-۰.۱۱۲۹	-۰.۰۷۳	-۰.۰۳۳۱
$C_{m\dot{\alpha}}$	-۰.۶۶۶۱	-۰.۶۶۶۱	-۰.۶۶۶۱
C_{mq}	-۸.۴۴۶۹	-۸.۴۴۶۹	-۸.۴۴۶۹
۵۰ m/s			
V	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
H	۱.۵m	۲.۰m	۲.۵m
C_{Xu}	-۰.۰۴۴۰	-۰.۰۴۶۰	-۰.۰۴۶۰
$C_{X\alpha}$	-۰.۵۶۷۸	-۰.۴۵۱	-۰.۳۷۶۵
C_{Zu}	-۱.۰۱۸	-۰.۹۲۴	-۰.۸۶۲
$C_{Z\alpha}$	-۰.۶۰۰۳۷	-۰.۵۶۱۰۵	-۰.۵۳۲۰۶
C_{Zz}	-۰.۴۵۶۶	-۰.۳۲۲۷	-۰.۱۸۸۸
$C_{m\alpha}$	-۲.۰۰۴۸	-۱.۸۵۸۱	-۱.۷۴۷۵
C_{mz}	-۰.۱۱۳۱	-۰.۰۷۳۳	-۰.۰۳۳۵
$C_{m\dot{\alpha}}$	-۰.۶۷۷۶	-۰.۶۷۷۶	-۰.۶۷۷۶
C_{mq}	-۸.۴۷۴۰	-۸.۴۷۴۰	-۸.۴۷۴۰

اولین مرحله برای طراحی یک سامانه اتوپیلوت مناسب، استخراج روابط سامانه پرنده و سپس خطی‌سازی این روابط است. البته در اینجا از این اطلاعات فقط برای شبیه‌سازی

آن را تنظیم می‌کند. با توجه به اهمیت و پیچیدگی سامانه اتوپایلوت نگه‌دارنده ارتفاع، در ادامه به طراحی آن خواهیم پرداخت.

ب - طراحی سامانه اتوپایلوت نگه‌دارنده ارتفاع

از آنجایی که ضریب لیفت-درگ به شدت به ارتفاع پرواز وابسته است، باید سامانه پرنده در ارتفاع پرواز مناسب نگه داشته شود تا بازده آیرودینامیکی مناسب را مستقل از تغییرات سطح مثل امواج دریا به ما بدهد. همچنین برای کاهش وظایف خلبان، بهتر است سامانه کنترلر مناسب برای نگه‌داری ارتفاع مناسب وجود داشته باشد. با توجه به رابطه بسیار نزدیک تغییرات زاویه پیچ و ارتفاع، می‌توان برای کنترل ارتفاع سامانه‌ای طراحی کرد که ابتدا زاویه پیچ مناسب را برای آن ارتفاع محاسبه کرده و نتیجه را به صورت یک دستور به سامانه نگه‌دارنده پیچ بدهد. از این‌رو معمولا این دو کنترلر را با هم کوپل می‌کنند. بلوک دیاگرام این کنترلر در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل (۴): بلوک دیاگرام کلی یک سامانه نگه‌دارنده ارتفاع کوپل شده.

در این بخش کنترلر ارتفاع به دو روش طراحی شده است. در روش اول یک کنترلر دوحلقه‌ای طراحی شده است که در آن لوپ داخلی یک کنترلر زاویه پیچ کلاسیک است که با کنترلر PID انجام شده است و لوپ خارجی یک کنترلر فازی است که به صورت مستقیم با لوپ داخلی بسته شده است و کل لوپ داخلی برای آن نقش پلنت را بازی می‌کند. در این روش، برای کنترلر زاویه پیچ از سامانه طراحی شده در [۱] استفاده می‌کنیم. در روش دوم یک کنترلر تک حلقه طراحی شده که در آن از یک کنترلر فازی که به صورت مستقیم با سامانه پرنده بسته شده، استفاده شده است. در نهایت توانایی این دو کنترلر با هم مقایسه شده و نتایج حاصله را تجزیه و تحلیل می‌کنیم.

اولین مشکلی که برای طراحی سامانه اتوپایلوت این قایق پرنده به آن برخورد می‌کنیم، کمبود داده‌های کافی در مورد بعضی ضرایب این وسیله بود. با توجه به این که در مقاله [۲-۳] داده‌های این وسیله به صورت کامل ذکر نشده‌اند. برای مثال I_{yy} یا مولفه‌های نیروی سروی الویتور مثل X_{δ_e} یا M_{δ_e} و ... در این مقاله، این پارامترها به صورت فرضی و با یک نسبت تقریبی نسبت به داده‌های مقاله [۵] و [۱۳] در نظر گرفته شده‌اند. با استفاده از این اطلاعات می‌توانیم اتوپایلوت مناسب را برای نگه‌داشتن ارتفاع این سامانه پرنده طراحی کنیم. برای بررسی سطح کارایی کنترلرها معمولا دو سطح تعریف می‌شود:

- سطح ۱ که در آن باید معیارهای زیر ارضا شوند:

$$|\dot{h}| \leq 17 \text{ fps} \quad (19)$$

$$|\alpha| \leq 7 \text{ degrees} \quad (20)$$

- در سطح ۲ شرایط مورد نیاز به شرح زیر است:

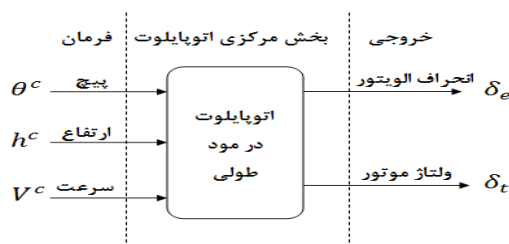
$$|\dot{h}| \leq 20 \text{ fps} \quad (21)$$

$$|\alpha| \leq 10 \text{ degrees} \quad (22)$$

معمولا در طراحی کنترلر، مطلوب سطح ۱ است که در آن صورت سطح ۲ هم ارضا شده است. در طراحی‌های انجام شده سعی شده تا حداقل معیارهای لازم برای سطح ۱ رعایت شوند.

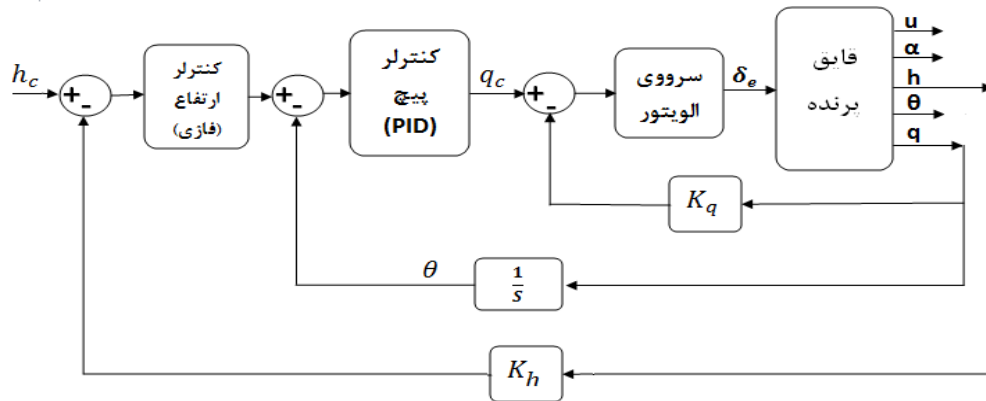
الف - سامانه اتوپایلوت در مود طولی

در مود طولی سه نوع اتوپایلوت پایه وجود دارد: سامانه اتوپایلوت نگه‌دارنده زاویه پیچ، سامانه اتوپایلوت نگه‌دارنده ارتفاع و سامانه اتوپایلوت نگه‌دارنده سرعت. بلوک دیاگرام کلی یک سامانه اتوپایلوت در مود طولی به صورت شکل ۳ است.

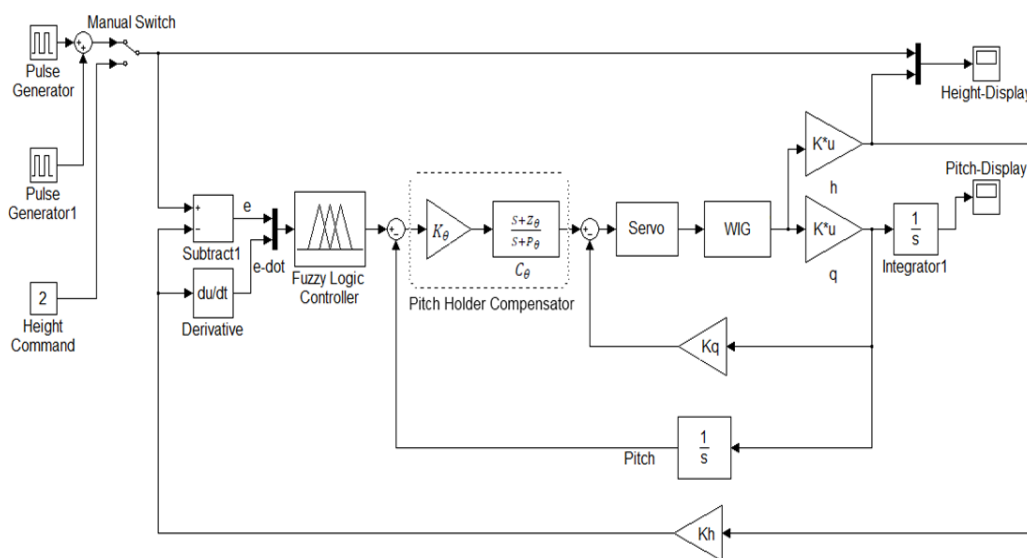


شکل (۳): بلوک دیاگرام کلی یک سامانه اتوپایلوت در مود طولی.

همان‌طور که مشاهده می‌شود سامانه اتوپایلوت در مود طولی زاویه پیچ، ارتفاع و سرعت را به عنوان دستور ورودی دریافت کرده و با توجه به آن، میزان انحراف سرووی الویتور و یا ولتاژ



شکل (۵): بلوک دیاگرام سامانه نگاهدارنده ارتفاع با استفاده از کنترلرهای PID و فازی.



شکل (۶): شماتیک مداری سامانه نگاهدارنده ارتفاع با استفاده از کنترلرهای PID و فازی.

شماتیک مداری این سامانه در شکل ۶ نشان داده شده است. در اینجا کنترلر فازی با ۹ قانون، دو ورودی شامل خطای تنظیم ارتفاع (e) و نرخ تغییرات خطا (\dot{e}) مورد استفاده قرار می‌گیرد. خروجی کنترلر فازی نیز زاویه پیچ مناسب برای تغییر ارتفاع مورد نظر است. برای طراحی کنترلر فازی از توابع عضویت که در شکل ۷ نشان داده شده‌اند، استفاده کرده‌ایم. برای کنترل مشخصه‌های پروازی با استفاده از یک کنترلر فازی، توابع عضویت به این شکل بسیار پرکاربرد هستند. برای مثال در [۴، ۱۰، ۱۶] از چنین توابع عضویتی استفاده شده است. در این توابع از ۳ مجموعه فازی (مثبت = POS، منفی = NEG و صفر = ZERO) استفاده شده است.

روش اول: طراحی سامانه نگاهدارنده ارتفاع با استفاده از کنترلرهای PID و فازی

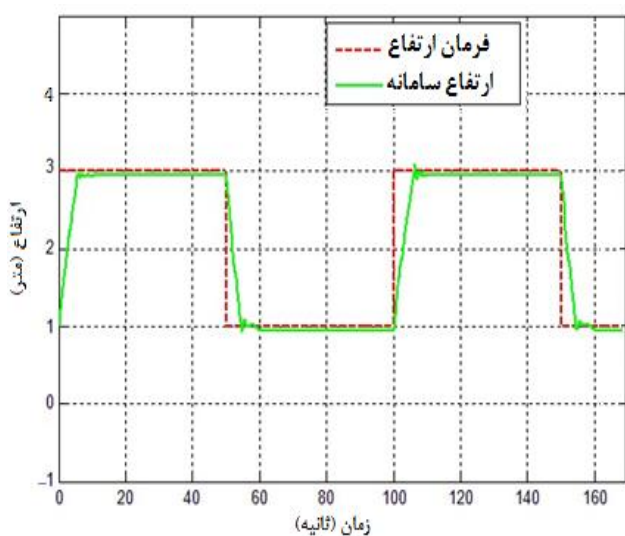
در این روش سامانه نگاهدارنده ارتفاع به صورت دو حلقه‌ای با کوپل سامانه نگاهدارنده زاویه پیچ و کنترلر ارتفاع به هم طراحی شده است. نمونه‌های مشابه با این طراحی در [۱۰-۱۱] استفاده شده و با موفقیت آزمایش شده است. بلوک دیاگرام این سامانه در شکل ۵ نشان داده شده است.

با توجه به این که در [۱] یک سامانه نگاهدارنده زاویه پیچ به صورت کلاسیک با استفاده از کنترلرهای PID طراحی شده برای لوپ داخلی از این کنترلر استفاده کرده‌ایم که در آن، $P_\theta = 0.01$ و $K_\theta = 2.5892$ و $Z_\theta = -1.004$ و $K_h = 1$ و $K_q = 4$ در نظر گرفته شده‌اند.

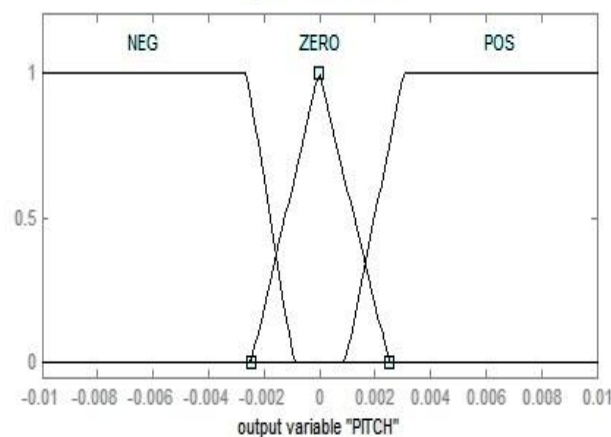
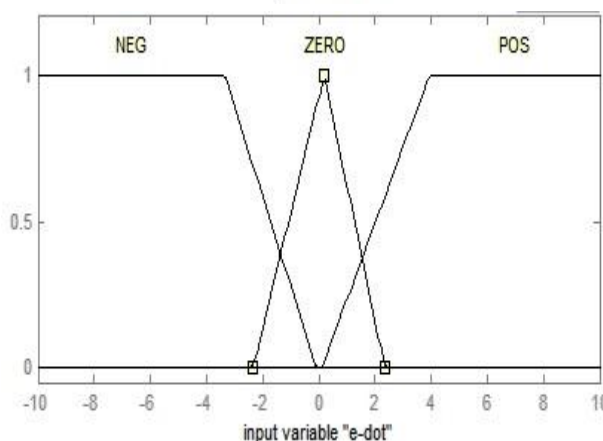
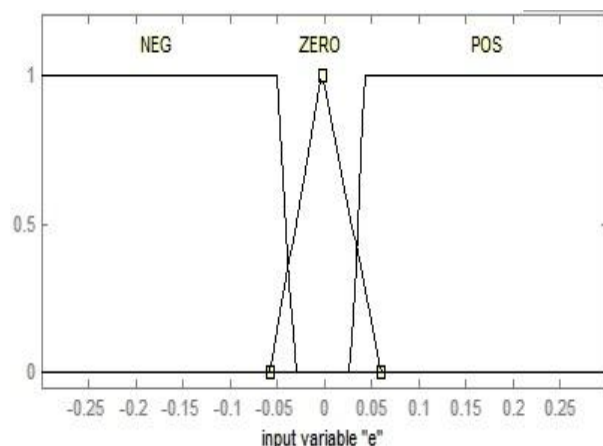
خروجی سامانه طراحی شده برای فرمان تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۳ متر در شکل ۸ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود خروجی سامانه از نظر خطای ماندگار (خطای کمتر از ۵ سانتی‌متر) بسیار مناسب است. از نظر مشخصات حوزه زمان، زمان خیز و نشست کمتر از ۸ ثانیه می‌باشد. مشکل این مدار، استفاده از سامانه نگه‌دارنده زاویه پیچ کلاسیک است که باید تا حدودی برای ارتفاع‌های مختلف تنظیم شود، که این همان مشکلات کنترلرهای PID کلاسیک می‌باشد. البته قابل ذکر است که، در اینجا این مشکل به شدت گذشته نیست و فقط کافی است که خطای خروجی حلقه داخلی از یک حد مشخصی بیشتر نشده و سامانه را نیز ناپایدار نکند. برای همین پیشنهاد می‌شود تا حلقه داخلی برای یک ارتفاع میانگین تنظیم شده، به نحوی که در سایر بتواند پایدار شود. در این صورت مشکل تنظیم مجدد کنترلر حلقه داخلی حل شده و پاسخ مطلوب مورد نظر را در خروجی سامانه به دست خواهد آمد.

جدول (۴): قوانین استنتاج فازی برای کنترل ارتفاع با استفاده از ترکیب کنترلرهای PID و فازی.

		\dot{e}		
		NEG	ZERO	POS
e	POS	POS	POS	POS
	ZERO	NEG	ZERO	POS
	NEG	NEG	NEG	NEG

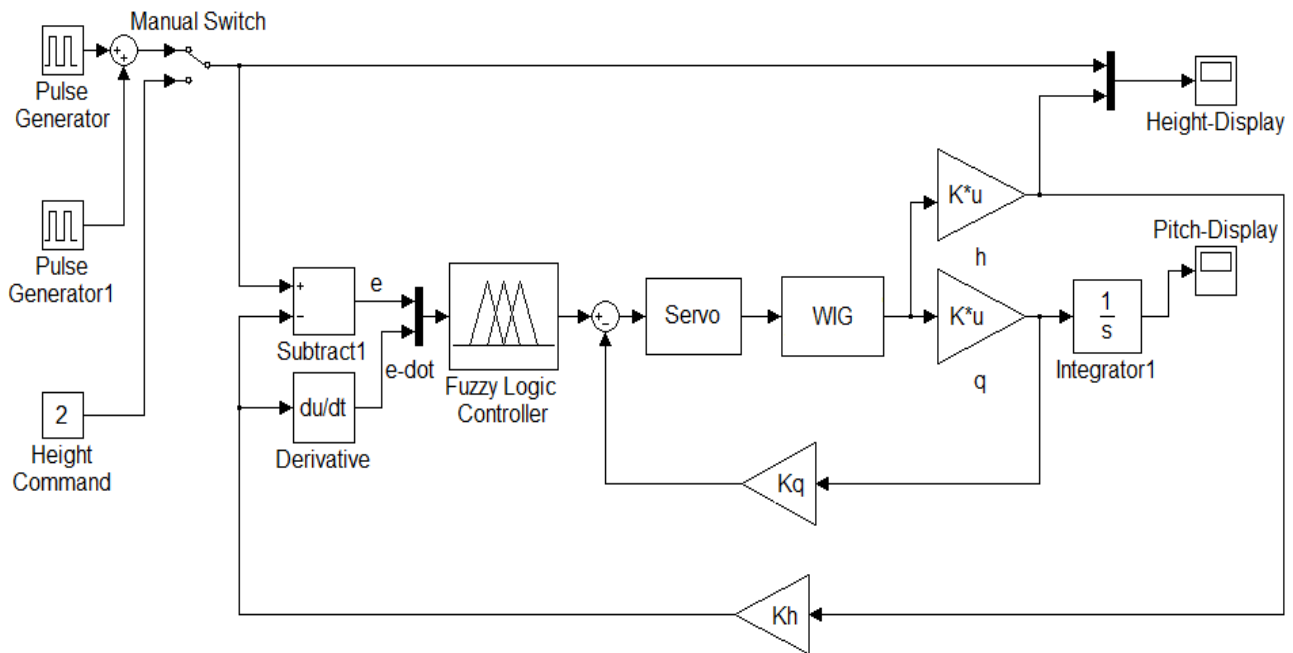


شکل (۸): خروجی سامانه طراحی شده برای فرمان تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۳ متر و برعکس.



شکل (۷): قوانین فازی کنترلر فازی سامانه نگه‌دارنده ارتفاع با استفاده از کنترلرهای PID و فازی.

برای این کنترلر، ابتدا مجموعه قوانین مطابق با تفسیر پاسخ پله یک سامانه نوعی توسط یک فرد خبره به دست آمده و سپس با استفاده از آنها قوانین فازی جدول ۴ استخراج شده است. با توجه به اینکه برای هرکدام از ورودی‌ها سه مجموعه فازی تعریف شده است، در جمع تعداد ۹ قاعده فازی قابل استخراج است. خروجی این قوانین فازی، فرمان زاویه پیچ مناسب برای حلقه کنترل پیچ است.

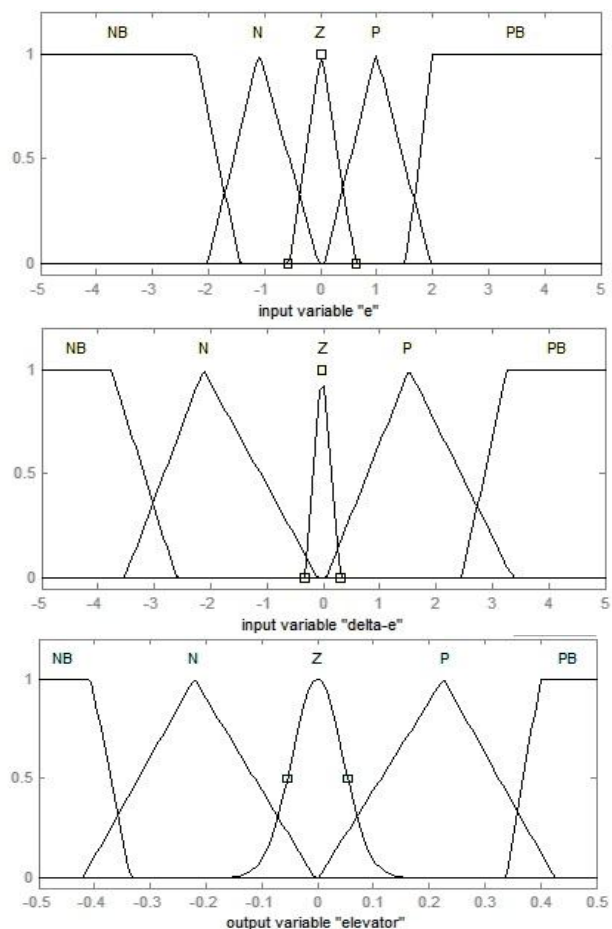


شکل (۹): شماتیک مداری سامانه نگاهدارنده ارتفاع با استفاده از کنترلر فازی (روش دوم).

روش دوم: طراحی سامانه نگاهدارنده ارتفاع با استفاده از کنترلر فازی به صورت مستقیم

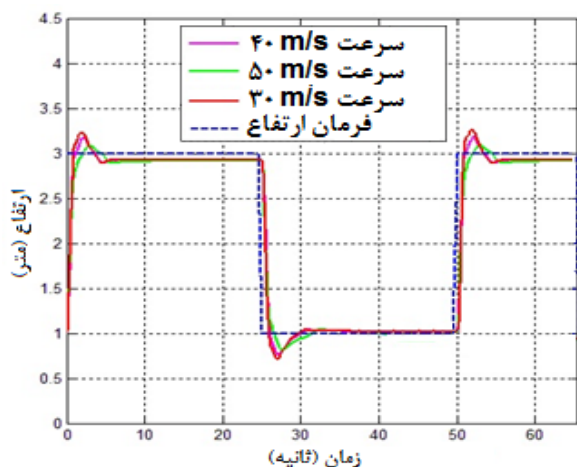
روش دومی که برای کنترل ارتفاع استفاده می‌شود مشابه حالت قبل بوده با این تفاوت که کنترلر زاویه پیچ در آن حذف شده و کنترلر ارتفاع به صورت مستقیم به حلقه Kq متصل است (شکل ۹). در اینجا روش طراحی مشابه حالت قبل است. در کنترلر فازی ارتفاع از توابع عضویت شکل ۱۰ استفاده شده است. با توجه به این که در این روش فقط مجموعه فازی برای توابع عضویت ورودی‌ها و خروجی استفاده شده است (مثبت P ، منفی N و صفر Z و مثبت بزرگ PB ، منفی بزرگ NB). مشابه این روش کنترل در [۵]، [۱۶]، [۱۷] و [۱۸] برای کنترل مشخصه‌های پروازی استفاده شده است. قوانین فازی کنترلر روش دوم مطابق حالت قبل ابتدا توسط یک فرد خبره برای یک سامانه نوعی به دست آمده و سپس قوانین فازی جدول ۵ استخراج شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، در حالتی که خطای بزرگ داریم تغییرات الویتور هم بزرگ‌تر خواهد بود و هرچه خطا نزدیک صفر باشد تغییرات الویتور هم کوچک‌تر خواهند شد.



شکل (۱۰): توابع عضویت کنترلر فازی به صورت مستقیم در سامانه نگاهدارنده ارتفاع.

برای بررسی بهتر سامانه طراحی‌شده، آن را در سرعت‌های مختلف تست نموده که نتیجه آن در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



شکل (۱۲): مقایسه پاسخ سامانه نگه‌دارنده ارتفاع طراحی شده با استفاده از کنترلر فازی به صورت مستقیم برای سرعت‌های مختلف.

با مشاهده نمودار خروجی به راحتی می‌توان دریافت که کنترلر طراحی شده برای سرعت‌های مختلف پاسخ تقریباً یکسانی داشته و مقاومت بسیار خوبی در برابر نامعینی پارامتری از خود نشان داده و وابستگی کل سامانه طراحی شده به پارامترهای سامانه پرنده بسیار کم است. با توجه به این که از دو روش مختلف برای طراحی سامانه نگه‌دارنده ارتفاع استفاده کردیم، توانایی این دو سامانه را با هم مقایسه کرده و خروجی این دو سامانه به‌ازای یک ورودی مشابه در شکل‌های ۱۵-۱۳ نشان داده شده است.

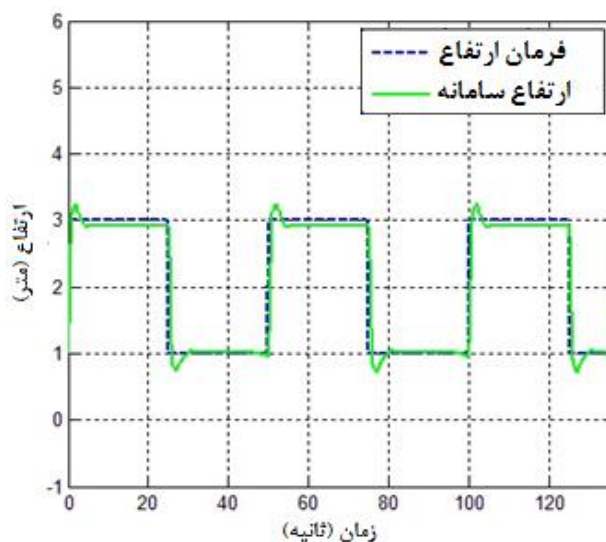
همان‌گونه که مشاهده می‌شود، خطای ماندگار نسبتاً یکسان، میزان جهش بیشتر برای کنترلر روش دوم و زمان خیز و نشست بیشتر برای روش اول. با توجه به این که در روش اول از دو حلقه استفاده شده بود و این که سامانه طراحی‌شده با روش اول نیاز به طراحی کنترلر کلاسیک برای تنظیم زاویه پیچ دارد، بالطبع روش دوم هم کم هزینه‌تر و هم از نظر معماری و طراحی ساده‌تر است و هم به حجم پردازشی کمتری نیاز دارد. با در نظر گرفتن این مزایای روش دوم برای کنترل ارتفاع انتخاب بهتری است.

جدول (۵): قوانین استنتاج فازی برای کنترل ارتفاع با استفاده از کنترلر فازی به صورت مستقیم.

		\hat{e}				
		NB	N	Z	P	PB
e	PB	PB	PB	PB	PB	PB
	P	P	P	P	PB	PB
	Z	PB	P	Z	N	NB
	N	NB	N	N	N	N
	NB	NB	NB	NB	N	N

این مسئله باعث تغییر ارتفاع کل سامانه به صورت هموار شد که سبب بهبود کیفیت پرواز خواهد شد. با توجه به اینکه در قایق پرنده پرواز در ارتفاع‌های کمتر از یک حد استاندارد، ممکن است خطراتی مثل برخورد با سطح آب و یا ناپایداری شدید به همراه داشته باشد، در حالت‌هایی که ارتفاع سامانه خیلی کمتر از حد دلخواه است، باید در کمترین زمان ممکن، ارتفاع افزایش یابد. برای همین در قوانین فازی ارائه‌شده، برای خطاهای مثبت بزرگ و نسبتاً بزرگ، بیشترین انحراف ممکن را به الویتور اعمال کرده‌ایم. خروجی سامانه در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

همان‌طور که در شکل ۱۱ دیده می‌شود خروجی نهایی دارای اندکی جهش است که باعث افزایش خطای گذرای کنترلر می‌شود. خطای ماندگار بسیار مناسب بوده (کمتر از ۵ سانتی‌متر). از نظر مولفه‌های حوزه زمان هم خروجی با زمان خیز و نشست کمتر از ۴ ثانیه وضعیت بسیار مناسبی دارد.



شکل (۱۱): خروجی سامانه طراحی‌شده با استفاده از کنترلر فازی به صورت مستقیم برای تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۳ متر و برعکس در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه.

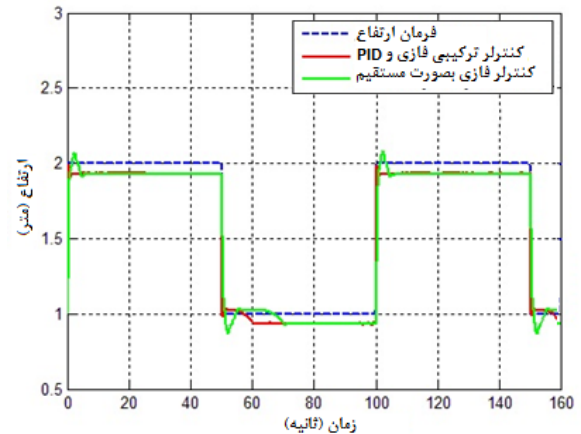
۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، ابتدا قایق پرنده معرفی شده و پس از بیان تاریخچه آن، پایداری استاتیکی و دینامیکی آن مورد بررسی قرار گرفت. در ادامه معادلات فضا-حالت و ضرایب آیرودینامیکی یک قایق پرنده استخراج شد. با استفاده از این اطلاعات تلاش شد تا سامانه نگه‌دارنده ارتفاع برای آن قایق پرنده طراحی شود. برای طراحی چنین سامانه‌ای با توجه دینامیک کاملاً غیرخطی یک قایق پرنده و وابستگی شدید آن به ارتفاع و سرعت پرواز، از کنترل کننده‌های فازی که وابستگی آنها به مدل و نامعینی‌های پارامتری کم است استفاده شده است. این کنترلرها قابلیت تطبیق اتوماتیک با دینامیک و شرایط محیطی متغیر پرواز را به صورت لحظه‌ای دارند و مقاومت خوبی در برابر نامعینی‌های پارامتری از خود نشان می‌دهند.

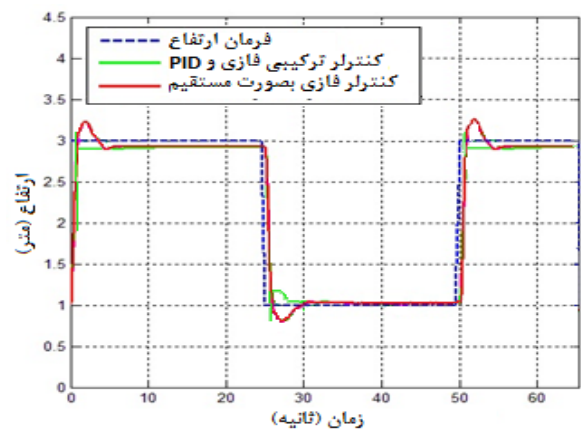
همان‌طور که بیان شد، طراحی کنترل کننده ارتفاع یک قایق پرنده دارای پیچیدگی‌های فراوانی است، زیرا رابطه بین متغیر خروجی (ارتفاع) و متغیر ورودی (زاویه الویتور)، غیرکمیینه فاز و غیرخطی است و همچنین دارای نامعینی می‌باشد. در این مقاله، از دو روش برای طراحی این سامانه استفاده شد. اول، ترکیب منطق فازی و کنترل کننده کلاسیک به صورت کوپل شده و دوم، استفاده از کنترل کننده فازی به صورت تک حلقه (مستقیم) با استفاده از دانش شخص خبره می‌باشد. سپس هرکدام از روشها به صورت مجزا شبیه‌سازی شده و در نهایت با هم مقایسه شدند. نتایج شبیه‌سازی رضایت‌بخش بودند و کنترل کننده فازی کارایی و دقت بیشتری نسبت به روش‌های مدل مبنای معمول از خود نشان داده است.

۵- مراجع

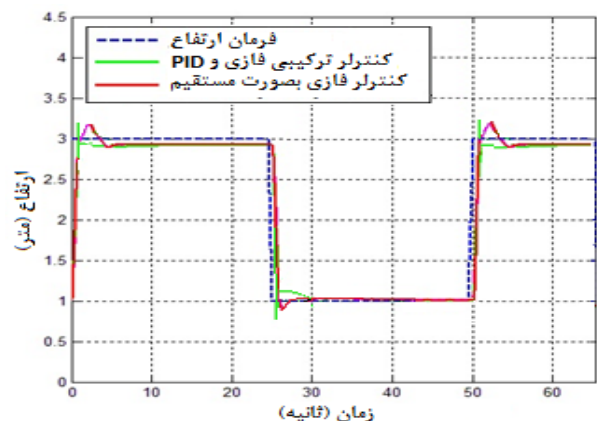
1. Davila D. "Development of an Automatic Height Control System for WIG Crafts", Proceeding of the 17th World Congress, the International Federation of Automatic Control, Seoul, Korea, July 6-11, 2008.
2. Hendarko, "Study on Stability and Control of a Small Wing-in-Surface-Effect Vehicle in Cruise Flight", Proceedings of the 6th AIAA-ATIO Conference, at Wichita, KS, USA, on September 25-27, 2006.
3. Hendarko, "Design of Altitude-Hold Autopilot for a Wing-in-Surface-Effect Vehicle", Proceedings of the 50th Air Traffic Control Association (ATCA)



شکل (۱۳): مقایسه پاسخ دو سامانه نگه‌دارنده ارتفاع طراحی شده برای فرمان تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۲ متر و برعکس در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه.



شکل (۱۴): مقایسه پاسخ دو سامانه نگه‌دارنده ارتفاع طراحی شده برای فرمان تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۳ متر و برعکس در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه.



شکل (۱۵): مقایسه پاسخ دو سامانه نگه‌دارنده ارتفاع طراحی شده برای فرمان تنظیم ارتفاع از ۱ متر به ۳ متر و برعکس در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه.

17. Jeffrey, W.T. "Fuzzy Control Loop in an Autonomous Landing System for Unmanned Air Vehicles", WCCI 2012 IEEE World Congress on Computational Intelligence, Brisbane, Australia, June, 10-15, 2012.
18. Hagra, H., Callaghan, V. and Colley, M. "Developing a Fuzzy Logic Controlled Agricultural Vehicle", In Third International Conference of Fuzzy Systems and Soft Computing (FSC'88), pp. 9-16. Wiesbaden, Germany, 1998.

ضمیمه الف: فهرست علائم و نشانه‌ها

حروف یونانی

α	زاویه حمله
θ	زاویه pitch
ω	فرکانس

زیرنویس‌ها

e	حالت پایدار و ثابت، شرایط اولیه
h	ارتفاع بدون بعد
u	سرعت افقی
w	سرعت عمودی
α	زاویه حمله

علائم و نشانه‌ها

A,B,C,D,E,F	ضرایب معادله مشخصه
c	طول chord بال اصلی
C_D	ضریب drag
C_L	ضریب lift
C_m	ضریب ممان پیچ
g	شتاب گرانش نسبت به جاذبه
H	ارتفاع
h	ارتفاع بدون بعد
I_y	ممان اینرسی نسبت به محور y
L,M,N	مؤلفه‌های برآیند ممان در امتداد محورهای x,y,z
m	وزن WIG
P,q,r	سرعت زاویه‌ای نسبت به محورهای x,y,z
T	Thrust
u,v,w	سرعت‌های اغتشاشی نسبت به محورهای x,y,z
U_e	سرعت رو به جلو در یک حالت پایدار و ثابت
X,Y,Z	مؤلفه‌های نیروی آیرودینامیکی در امتداد محورهای x,y,z

4. Godbolt, B., Vitzilaios, N.I. and Lynch, A.F. "Experimental Validation of a Helicopter Autopilot Design Using Model-Based PID Control", Journal of Intelligent and Robotic Systems, Vol. 70, pp. 385-399, 2013.
5. Guo, J.G. and Zhou, J. "Altitude Control System of Autonomous Airship Based on Fuzzy Logic", Institute of Precision Guidance and Control, Northwestern Polytechnic University, China, 2008.
6. Babaei, A.R., Mortazavi, M. and Moradi, M.H. "Fuzzy Sliding Mode Autopilot Design for Nonminimum Phase and Nonlinear UAV," Journal of Intelligent and Fuzzy Systems, vol. 24, pp. 499-509, 2013.
7. Babaei, A.R. and Mortazavi, M. "Fuzzy Altitude Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 6, No. 3, pp.1-10, 2010 (in Persian).
8. Pazoki, A., Tajeddin, A. and Izadjoo, R. "Craft Pitch Control Using Fuzzy and PD Controllers", Proceedings of the 9th Iranian Students Conference on Electrical Engineering, Tehran, Iran, 2006 (in Persian).
9. Malaek, S.M.B., Sadati, N., Izadi, H. and Pakmehr, M. "Intelligent Autoland Controller Design using Neural Networks and Fuzzy Logic", Control Conference, 2004. 5th Asian, 20-23 July 2004
10. Wahid, N., Hassan, N., Rahmat, M.F. and Mansor, S. "Application of Intelligent Controller in Feedback Control Loop for Aircraft Pitch Control", Australian Journal of Basic and Applied Sciences, Vol. 5, No. 12, pp. 1065-1074, 2011.
11. Kurnaz, S., Cetin, O. and Kaynak, O. "Fuzzy Logic Based Approach to Design of Flight Control and Navigation Tasks for Autonomous Unmanned Aerial Vehicles", Vol. 8, pp. 229-244. 2008.
12. Chun H.H. and Chang, C.H. "Longitudinal Stability and Dynamic Motions of a Small Passenger WIG Craft", Ocean Engineering, Vol, 29, No. 10, pp. 1145-1162, 2002.
13. Gera, J. "Stability and Control of Wing-In-Ground Effect Vehicles or Wingships", AIAA 95-0339, 1995.
14. Roskam, J. "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part I. 1st Printing, Roskam Aviation and Engineering Corporation", 1979.
15. Qihui, L. "Stability, Control and Performance for an Inverted Delta Wing-In-Ground Effect Aircraft", Session 2005 / 2006.
16. Doitsidis, L., Valavanis, K.P., Tsourveloudis, N.C. and Kontitsis, M. "A Framework for Fuzzy Logic Based UAV Navigation and Control", Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics & Automation New Orleans, LA • April 2004.