



مدل‌سازی دینامیکی و کنترل غیرخطی پهپاد بال ثابت توسط روش مدل‌گزینی و با استفاده از الگوریتم ژنتیک

سمانه امینی^{۱*} و علی اکبر اکبری^۲

۱- فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک/ طراحی کاربردی، دانشگاه فردوسی، مشهد

۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد

*مشهد، ۹۱۸۸۹۵۶۹۱۴، amini.samane@ymail.com

چکیده

در سال‌های اخیر، گرایش و توجه به پهپاد یا پرنده هدایت پذیر از دور^۱ در زمینه‌های نظامی و تجاری افزایش پیدا کرده است. با توجه به کاربردهای مختلف وسایل هوایی بی‌سرنشین، کنترل آنها نقش مهمی در برآورد اهداف ایفا خواهد نمود. مسئله قابل توجه در کنترل وسایل پرنده، رسیدن به پایداری در مدت زمان بسیار کوتاه برای اجرای مأموریت‌های مختلف می‌باشد. هدف از این مقاله مدل‌سازی دینامیکی یک پهپاد بال ثابت و طراحی کنترل‌گرهای ارتفاع و زاویه یاو می‌باشد. مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی وسیله پرنده بال ثابت در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB توسعه داده شده است. این مدل شامل معادلات شش درجه آزادی وسیله پرنده، مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانش، مدل عملگرها، مدل جاذبه و مدل محیط می‌باشد. به کارگیری مدل کامل دینامیک پرنده و توانایی کنترل دینامیک چند متغیره با کوپلینگ بالا و غیرخطی دینامیک وسیله پرنده از نقاط قوت این مقاله نسبت به سایر پژوهش‌ها محسوب می‌شود. در این مقاله از روش کنترل مدل‌گزینی با استفاده از الگوریتم ژنتیک که یکی از زیرمجموعه‌های محاسبات تکامل یافته است و رابطه‌ی مستقیمی با مبحث هوش مصنوعی دارد، روش جدیدی برای کنترل متغیرهای حلقه‌های بیرونی پهپاد شبیه‌سازی شده اتخاذ شده است. در واقع از الگوریتم ژنتیک برای محاسبه ضرایب کنترل‌گر مدل‌گزینی استفاده می‌شود. در انتها عملکرد کنترل‌گر مدل‌گزینی - ژنتیک با روش‌های کنترلی گام به عقب و فازی پیاده‌سازی شده بر پهپاد مشابه دیگر مقایسه شده است. نتایج شبیه‌سازی عملکرد سریع و مطلوب کنترل‌گر پیشنهادی را برای دینامیک وسیله پرنده نشان می‌دهد.

کلیدواژه‌ها

ارتفاع، الگوریتم ژنتیک، پهپاد بال ثابت، زاویه یاو، کنترل مدل‌گزینی

¹. Unmanned Aerial Vehicle



Dynamic Modeling and Nonlinear Control of Unmanned Aerial Vehicle with Sliding Mode Controller using Genetic Algorithm

Samaneh Amini^{1*}, Ali Akbar Akbari²

1- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

*P.O.B. 918895691Mashhad, Iran, amini.samane@ymail.com

Abstract

In recent years Unmanned Aerial Vehicles have got a lot of attention by researchers both in commercial and martial fields. Because of their various usages, UAV control is an important issue. Reaching to stable mode for different tasks in extremely short time is a significant issue. The goal of this paper is dynamic modeling of UAV and control of altitude and Yaw angle of UAV. The 6 degree of freedom nonlinear dynamic model of UAV is developed in SIMULINK part of MATLAB software. This model is included of 6 degree of freedom dynamic equations, force modeling and aerodynamic torques, propulsion modeling, actuators modeling and gravity modeling. This paper benefits from applying the entire model of UAV dynamic and is capable to design a MIMO control strategy for it. In this paper Sliding Mode control using Genetic Algorithm are used for control of UAV outer loops. Furthermore genetic algorithm as an optimization method is applied for Sliding Mode controller coefficient's tuning. At the end, Sliding Mode-Genetic controller is compared with fuzzy and backstepping control that is applied to a same UAV. Simulation Results show fast and desirable performance of proposed controller.

Altitude, Genetic algorithm, Fixed wing Unmanned Aerial Vehicle, Sliding Mode control, Yaw Angle

۱- مقدمه

پهپادها وسایل هوایی بدون سرنشینی هستند که بدون استفاده از خلبان انسانی با استفاده از نیروهای آیرودینامیکی برای پرواز در مسیر دلخواه به کار می‌روند. معمولاً از راه دور کنترل می‌شوند و یا سیستم هدایت به طور خودکار کنترل را بر عهده می‌گیرد [۱].

کنترل پرواز همواره بخش عمده‌ای از مسایل کنترلی بوده و توجه طراحان را به خود اختصاص داده است. از همین رو، تاکنون محققان طراحی سیستم کنترلی پهپاد، روش‌های متعددی برای کنترل و پایداری سیستم پرواز اتخاذ نموده اند که می‌توان به روش‌های کنترلی PID [۲]، کنترل بهینه خطی درجه دو [۳]، کنترل تطبیقی [۴] و روش‌های هوشمند همچون فازی و

². linear quadratic regulator



شبکه های عصبی [۵] اشاره نمود. دینامیک حاکم بر اجسام پرنده چند متغیره و غیرخطی است و در معرض اغتشاشات و عدم قطعیت‌های دینامیکی قرار دارند. با وجود این شرایط، مطالبات عملکرد در سیستم‌های پرواز در سطح بالایی بوده و مساله پایداری کاملاً حیاتی است و پرنده باید قادر باشد تا در دامنه وسیعی از شرایط عملکرد و نقاط کاری، عمل کند و برای دستیابی به حداکثر پایداری، سیستم کنترل باید کلیه قابلیت‌های کنترلی از یک عملگر را به کار گیرد. بنابراین نیاز به سیستم کنترلی مقاومی که توانایی کنترل سیستم دینامیکی چند متغیره با کوپلینگ بالا و غیرخطی پهپاد را داشته باشد، مورد نیاز می‌باشد.

کنترل مدلغزشی به عنوان یک رهیافت قدرتمند در جهت کنترل سیستم‌های غیرخطی و غیرقطعی شناخته شده است. این کنترل یک روش مقاوم است و می‌تواند در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاش‌های سیستم به کار رود به شرطی که محدوده این عدم قطعیت‌ها و اغتشاش‌ها معلوم باشد [۶]. کنترل لغزشی با وجود اینکه الگوریتمی بر پایه مدل سیستم است، اما در صورت وجود خطا در مدل فرایند، قادر است فرایند رادر محدوده وسیعی از نقاط عملیاتی کنترل نماید. مهم ترین دلیل توجه طراحان کنترلی به مدلغزشی، خاصیت تغییر ناپذیری آن است. روش مدلغزشی تاکنون برای حل مسائل هوافضایی شامل کنترل وضعیت فضایی [۷] کنترل موشک [۸] و کنترل پرواز هواپیما [۹] به کار برده شده است. در مرجع [۱۰] طراحی کنترلگر مدلغزشی مرتبه بالا برای پهپاد جنگی در فازهای متفاوت حرکتی و مانورهای پروازی به کار گرفته شد. در [۱۱] مدلغزشی برای کنترل زاویه پیچ یک هواپیما غیرنظامی استفاده شده که در نهایت نوسانات سیستم را حذف و پایداری حلقه بسته سیستم را تضمین نموده است.

از ویژگی‌های مهم این مقاله به کارگیری مدل جامع دینامیک غیرخطی وسیله پرنده و لحاظ نمودن اثرات کوپلینگ بین متغیرها برخلاف سایر پژوهش‌ها می‌باشد. در واقع مدل‌سازی دینامیکی پهپاد بال ثابت شامل نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانش و جاذبه و نیز مدل عملگرها و مدل محیط می‌باشد. از دیگر ویژگی‌های ممتاز این مقاله کنترل مدل غیرخطی وسیله پرنده با ایده روش حلقه بستن ترتیبی می‌باشد. با توجه به اینکه مدل دینامیک موردنظر چند متغیره و غیرخطی می‌باشد، اثر تغییر یک متغیر بر دیگر متغیرها غیرقابل صرف نظر می‌باشد. در واقع می‌بایست اثرات بر هم کنش این متغیرها در پیاده سازی کنترلگرهای مدلغزشی در نظر گرفته شود. بنابراین نمی‌توان به پیاده سازی کنترلگرها در سیستم های یک ورودی-یک خروجی اقدام نمود. برای حل این مسئله از روش حلقه بستن ترتیبی استفاده می‌کنیم.

در این تحقیق، سطح لغزش کنترلگر ارتفاع و زاویه یاو پهپاد به گونه‌ای انتخاب شده است که نمایش‌دهنده دینامیک مطلوب سیستم پرواز می‌باشد. در طراحی قانون کنترلی مدلغزش ضرایبی ظاهر می‌شوند. هرچند تعیین محدوده تغییرات ضرایب قانون کنترلی مدلغزش امکان پذیر است اما تعیین بهترین مقدار آنها با سعی و خطا همراه می‌باشد. در صورتی که تعداد کنترلگرها و ورودی‌ها زیاد باشد این مقدار توأم با خطای زیادی خواهد بود. در این تحقیق از روش تکاملی الگوریتم ژنتیک برای محاسبه ضرایب استفاده می‌شود.

ساختار تحقیق حاضر به این صورت می‌باشد: نخست به مدل‌سازی دینامیکی وسیله پرنده کوچک بال ثابت با در نظر گرفتن نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانش و جاذبه و نیز مدل عملگرها و مدل محیط پرداخته می‌شود. در ادامه با تعیین سطوح لغزش به محاسبه قوانین کنترلی مدلغزشی برای متغیرهای پروازی ارتفاع و زاویه یاو و پیاده سازی کنترلگرها با روش



حلقه بستن ترتیبی پرداخته می‌شود. محاسبه ضرایب قوانین کنترلی با استفاده از روش الگوریتم ژنتیک بخش بعدی این مقاله می‌باشد. و در انتها برای بررسی عملکرد کنترلگرهای پیشنهادی به ارزیابی مدل دینامیکی جامع پرواز پهپاد موردنظر پرداخته می‌شود.

۲- مدل‌سازی دینامیکی

مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی پهپاد موردنظر در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB توسعه داده شده است. این مدل شامل معادلات حرکت شش درجه آزادی، مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانس و جاذبه، مدل محیط و مدل عملگرها می‌باشد. در تدوین معادلات حرکت مدل وسیله پرنده از چندین فرض ساده‌کننده استفاده شده است. این مفروضات عبارت است از:

(الف) فرض بدنه صلب برای هواپیما به کار گرفته شده به این معنی که اثرات آیرولاستیک در نظر گرفته نمی‌شود.

(ب) از کاهش جرم و جابه‌جایی مرکز ثقل صرف‌نظر می‌شود.

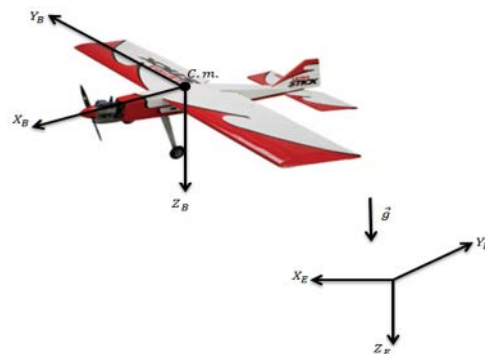
(د) هواپیما نسبت به صفحه XZ (صفحه طولی مرکزی که از مرکز جرم عبور می‌کند) متقارن است یعنی: $I_{xy} = I_{yx} = 0$

(ه) زمین مسطح و ثابت در فضا است.

(ی) داده‌های آیرودینامیکی شامل ضرایب آیرودینامیک استاتیکی و دینامیکی ثابت می‌باشند.

۲-۱- دستگاه‌های مختصات

دستگاه ثابت زمین $(X_E Y_E Z_E)^3$ و دستگاه بدنه $(X_B Y_B Z_B)^4$ ، دو دستگاه مرجعی هستند که اغلب برای توصیف معادلات حرکت یک وسیله هوایی مشابه شکل ۲ استفاده می‌شوند. دستگاه مختصات زمین (اینرسی) دستگاهی است که دارای چرخش نیست و قانون دوم نیوتن در آن صادق نمی‌باشد. البته با چنین تفسیری فرض بر این است که اثرات چرخش زمین به دور خود و به دور خورشید در بررسی دینامیک هواپیما ناچیز است [۱۲]. در دستگاه ثابت زمین فرض می‌شود که جهت مثبت محور Z_E به سمت پایین، موازی با جهت محلی جاذبه است به طوری که جهت مثبت محور X_E به سمت شمال و محور Y_E به سمت شرق می‌باشد. مبدأ دستگاه متصل به بدنه، در مرکز جرم وسیله هوایی است. جهت مثبت محور X_B به سمت دماغه وسیله هوایی، محور Y_B به سمت بال راست اشاره رفته است و محور Z_B به سمت پایین هواپیما می‌باشد.



³. Earth

⁴. Body



شکل ۱ دستگاه های مختصات بدنه و زمین برای هواپیمای بال ثابت [۱۳]

۲-۲- مؤلفه‌های پهپاد بال ثابت در دستگاه بدنه

موقعیت یک هواپیما در دستگاه بدنه مطابق رابطه‌ی (۱) به ترتیب با مؤلفه‌های سرعت، نرخ زاویه‌ای، نیرو و گشتاورها معرفی می‌شود.

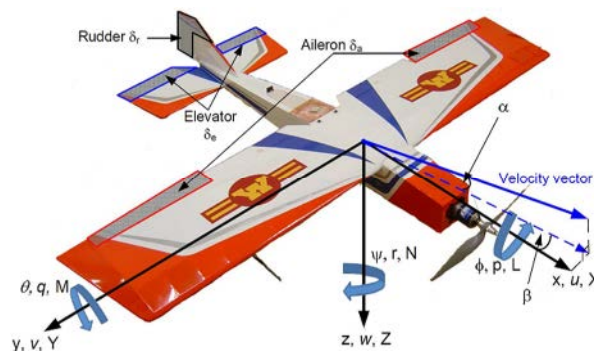
$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (۱-الف)$$

$$\vec{\omega} = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \quad (۱-ب)$$

$$\vec{F} = X\vec{i} + Y\vec{j} + Z\vec{k} \quad (۱-ج)$$

$$\vec{M} = L\vec{i} + M\vec{j} + N\vec{k} \quad (۱-د)$$

به طوری که بردارهای واحد در راستای محورهای مختصات بدنه می‌باشند. در شکل ۳ جهات مثبت زوایا، مؤلفه‌های نیروها و گشتاورها و موقعیت سطوح کنترلی وسیله هوایی بال ثابت نشان داده شده است. سطوح کنترلی وسیله هوایی که برای ایجاد نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی به کار گرفته می‌شوند، متشکل از ایلران (δ_a)، الویتور (δ_e)، رادر (δ_r) و تراتل (ورودی موتور) (δ_T) می‌باشند.



شکل ۲ نمایش نیروها و گشتاورها و متغیرهای وسیله هوایی بال ثابت [۱۵]

۲-۳- معادلات حرکت

دینامیک غیرخطی یک هواپیما با استفاده از قوانین نیوتن و اویلر به استخراج معادلات حرکت انتقالی و چرخشی می‌انجامد. این معادلات به طور اساسی رفتار دینامیک وسیله هوایی به عنوان یک جسم صلب متحرک در فضا را توصیف می‌کنند [۱۴]. در معادله (۲) معادلات حرکت چرخشی و انتقالی و روابط سینماتیکی وسیله پرنده در محورهای مختصات بدنه برای وسیله هوایی بال ثابت معرفی شده است. در این معادلات زیر نویس A مربوط به نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، T مرتبط با نیرو و گشتاور پیشرانس و G نیز مرتبط با نیرو و گشتاورهای جاذبه می‌باشد.

$$m(\dot{u} - vr + wq) = X_A + X_T + X_G \quad (۲-الف)$$

$$m(\dot{v} + ur - wp) = Y_A + Y_T + Y_G \quad (۲-ب)$$

$$m(\dot{w} - uq + vp) = Z_A + Z_T + Z_G \quad (۲-ج)$$



$$I_{xx}\ddot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})rq = R_A + R_T \quad (2-د)$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M_A + M_T \quad (2-ه)$$

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr = N_A + N_T \quad (2-و)$$

با توجه به اینکه قوانین نیوتن فقط در دستگاه مختصات اینرسی (زمین) صادق هستند، معادلات حرکت را نمی‌توان مستقیماً در دستگاه بدنه نوشت. از این جهت لازم است که ارتباط بین مؤلفه‌های یک بردار در دستگاه بدنه و همان بردار در دستگاه زمینی معین شود. زوایای اولر مشخصات استاندارد می‌باشند که برای نمایش جهت‌گیری مختصات بدنه نسبت به مختصات زمین به کار می‌روند. جهت‌یابی هواپیما با سه چرخش پیاپی زوایای اولر به دست می‌آید. به عبارت دیگر می‌توان با سه چرخش از دستگاه اینرسی به دستگاه مختصات بدنه رسید. ابتدا با یک انتقال ساده دستگاه زمین ($X_E Y_E Z_E$) را به موازات خود حرکت داده تا مرکز آن بر مرکز دستگاه بدنه ($X_B Y_B Z_B$) منطبق شود، سپس چرخش‌های زیر را اعمال می‌کنیم:

$$1. \quad (X_E Y_E Z_E) \text{ را حول } Z_E \text{ به اندازه } \psi \text{ (زاویه یاو) می‌چرخانیم تا } (x_1 y_1 z_1) \text{ حاصل شود.}$$

$$2. \quad (x_1 y_1 z_1) \text{ را حول } y_1 \text{ به اندازه } \theta \text{ (زاویه پیچ) می‌چرخانیم تا } (x_2 y_2 z_2) \text{ حاصل شود.}$$

$$3. \quad (x_2 y_2 z_2) \text{ را حول } x_2 \text{ به اندازه } \phi \text{ (زاویه رول) می‌چرخانیم تا } (X_B Y_B Z_B) \text{ حاصل شود.}$$

از حاصلضرب ماتریس‌های دوران به دست آمده در هر بخش با در نظر گرفتن ترتیب چرخش، ماتریس انتقال به صورت زیر به دست می‌آید:

$$R_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta s_\phi + s_\psi s_\phi \\ c_\theta s_\psi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

مدل‌سازی نیروها و گشتاورها به سه بخش محاسبه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پشرانش و جاذبه اختصاص دارد. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک متناسب با چگالی هوا (ρ)، سرعت برابند پهپاد (V_a) و ضرایب آیرودینامیکی با معادله (۴) تعریف می‌شوند.

$$X_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_X \quad (4-الف)$$

$$Y_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y \quad (4-ب)$$

$$Z_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Z \quad (4-ج)$$

$$R_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b c_l \quad (4-د)$$

$$M_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \bar{c} c_m \quad (4-ه)$$

$$N_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b c_n \quad (4-و)$$



در رابطه فوق S مساحت سطح ایرفویل، b فاصله بین دو سر بال^۵ و \bar{c} میانگین وتر آیرودینامیکی بال^۶ می‌باشند و C_X ، C_Y ، C_Z ، C_L ، C_m ، C_n ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعد هستند که تابعی از زاویه حمله (α)، زاویه لغزش جانبی (β)، نرخ زوایای اولر، سرعت و انحراف سطوح کنترلی هستند و از معادله (۵) به دست می‌آیند.

$$C_X = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \quad (۵-الف)$$

$$C_Z = -C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha \quad (۵-ب)$$

$$C_Y = C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta r} \delta r + \frac{b}{2V_a} (C_{Yp} p + C_{Yr} r) \quad (۵-ج)$$

$$C_l = c_{l\beta} \beta + c_{l\delta a} \delta a + c_{l\delta r} \delta r + \frac{b}{2V_a} (c_{lp} p + c_{lr} r) \quad (۵-د)$$

$$C_m = c_{m0} + c_{m\alpha} \alpha + c_{m\delta e} \delta e + c_{m\delta r} \delta r + \frac{\bar{c}}{2V_a} c_{mq} q \quad (۵-ه)$$

$$C_n = c_{n\beta} \beta + c_{n\delta a} \delta a + c_{n\delta r} \delta r + \frac{b}{2V_a} (c_{np} p + c_{nr} r) \quad (۵-و)$$

در رابطه‌ی (۵-الف) و (۵-ب) متغیرهای برآ (C_L) و درگ (C_D) تابعی از ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعد هستند که با رابطه‌ی زیر معرفی می‌شوند.

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta e} \delta e + \frac{\bar{c}}{2V_a} C_{Lq} \quad (۶-الف)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D\delta r} \delta r + C_{D\delta e} \delta e + \frac{(C_L - C_{Lmin})}{\pi \cdot e \cdot R} \quad (۶-ب)$$

در معادلات (۶) و (۵) پارامترهای R و e ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعد از مرجع [۱۳] انتخاب شد اند.

مدل پیشرانس شامل یک ملخ و موتور می‌باشد که با استفاده از اطلاعات ساختاری آنها نیروها و گشتاورهای پیشرانس محاسبه می‌شوند. با توجه به اینکه پهنادهای کوچک بال ثابت در ارتفاع‌های پایین کاربرد دارد، به همین منظور شتاب جاذبه، ثابت در نظر گرفته شده. در نهایت با حاصل ضرب نیروها و گشتاورها که در مختصات زمین محاسبه شده‌اند، در ماتریس انتقال مقدار این کمیت‌ها در دستگاه مختصات بدنه به دست می‌آید. هواپیمای کوچک بدون سرنشین دارای سطوح کنترلی الویتور در دو طرف دم افقی، ایلران در بال‌های راست و چپ و رادر تعبیه شده در دم عمودی می‌باشد. تمام عملگرها مورد استفاده در این مدل یکسان می‌باشند و از تابع مرتبه دوم برای دینامیک عملگرها به کار گرفته شده، همچنین محدوده کار سطوح کنترلی بین -20° و 20° درجه می‌باشد.

در بخش مدلسازی محیط به توصیف اغتشاشات از نوع تندباد و توربولانس برای ارزیابی عملکرد وسیله پرنده پرداخته شده است. این دو نوع باد از جعبه ابزار هوافضای نرم افزار سیمولینک MATLAB اتخاذ شده است.

⁵ Wing span

⁶ Mean aerodynamic chord



۲-۴- مشخصات پهپاد منتخب

هواپیمای مورد نظر در این تحقیق هواپیمای کوچک بدون سرنشین تجاری و رادیو کنترل *UltraStick 25E* شکل ۳ می‌باشد [۱۳]. دم افقی و عمودی در قسمت عقب این وسیله پرنده، به ترتیب شامل سطوح کنترلی رادر^۷ و الویتور^۸ می‌باشد. در این هواپیما همچنین از یک بال ایرفویل متقارن دارای سطوح کنترلی ایرلان^۹ در دو طرف بال استفاده شده است. این هواپیما مجهز به فلپ‌هایی^{۱۰} است که در این پژوهش مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. همه سطوح کنترلی با سرو های *Hitec* عمل می‌کنند. سیستم پیشرانس متشکل از موتور الکتریکی *E - Flite* با توان ۶۰۰ وات و ملخ با مدل *APC 12 × 6* می‌باشد. خلاصه ای از مهم ترین پارامترهای فیزیکی در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱ مشخصات ساختاری وسیله پرنده منتخب

پارامتر	نشانه	اندازه و واحد
جرم	M	۱.۵۹۵ kg
فاصله ی بین نوک هر دو بال	b	۱.۲۷m
مساحت بال	S	۰.۳۰۹۷ m ²
وتر متوسط آیرودینامیکی	\bar{c}	۰.۲۵m
گشتاور اینرسی	I_{xx}	۰.۰۸۹۴ kg.m ²
گشتاور اینرسی	I_{yy}	۰.۱۴۴۴ kg.m ²
گشتاور اینرسی	I_{zz}	۰.۱۶۲۰ kg.m ²
گشتاور اینرسی	I_{xz}	۰.۰۱۴ kg.m ²

۳- طراحی سیستم کنترل پهپاد بال ثابت

۱-۳ اهداف کنترلی

وظیفه سیستم کنترل، پایدار سازی وسیله و اجرای فرامین مورد نظر است. سیستم کنترل مجموعه‌ای شامل حسگرهای کنترلی، کنترلگرها و عملگرهای می‌باشد. کنترلگر باید پایداری وسیله پرنده را در برابر اغتشاشات وارد بر آن مثل باد و تغییر مشخصه های پرنده و همچنین اجرای سریع فرامین، تضمین کند. خروجی کنترلگر فرامین زاویه مطلوب سطوح کنترلی است که باید توسط عملگر اجرا شود. کنترل و پایداری وسایل پرنده به دلیل عواملی مثل جرم کم، عدد رینولدز پایین و بال‌های سبک نسبت به یک هواپیمای معمولی پیچیده می‌باشد. دینامیک غیرخطی هواپیما متشکل از چندین حلقه درونی شامل زوایای پیچ و غلت و حلقه‌های بیرونی متشکل از سرعت، ارتفاع و زاویه یار می‌باشد. سطح کنترلی تراتل برای کنترل سرعت، سطح

7. Rudder

8. Elevator

9. Aileron

10. Flaps



کنترلی الویتور برای کنترل ارتفاع برای رسیدن به موقعیت مطلوب و در عین حال تنظیم زاویه پیچ و سطح کنترلی ایلران و رادر برای کنترل و ردیابی زاویه یاو مرجع و تنظیم زاویه رول در حین چرخش به کار می‌رود. در این مقاله به کنترل غیرخطی چند متغیره ارتفاع و زاویه یاو پرداخته می‌شود.

۳-۲- ایده طراحی کنترلگر چند متغیره

با توجه به دینامیک چند متغیره هواپیما روش‌های مختلفی برای طراحی سیستم کنترلی وجود دارد. در این مقاله از روش حلقه بستن ترتیبی استفاده می‌شود [۱۵]. در این روش با نادیده گرفتن تداخل در سیستم و برخورد با آنها به صورت سیگنال-های اغتشاشی سیستم کنترلی چند متغیره طراحی می‌شود. در حالت کلی یک کنترلگر تک ورودی- تک خروجی برای یک جفت ورودی و خروجی طراحی می‌شود. پس از تکمیل طراحی اول، کنترلگر تک ورودی- تک خروجی دیگری برای حلقه دوم و دومین جفت از ورودی‌ها و خروجی‌ها طراحی می‌شود. سپس کنترل کننده تک ورودی- تک خروجی بعدی برای حلقه سوم طراحی می‌شود و این روند تا تکمیل شدن طراحی و بستن تمام حلقه‌های کنترلی ادامه پیدا می‌کند. در هر گام طراحی، در نظر گرفتن اثرات کنترلگرهایی که پیش‌تر طراحی شده‌اند، ضروری است. هم چنین، با بستن هر حلقه بررسی اثر آن بر حلقه‌های طراحی شده پیشین مهم است. از آنجا که با بستن هر حلقه، روند طراحی پایداری سیستم را در آن مرحله تضمین می‌کند، در عمل پیاده سازی این روش بسیار مناسب است.

یک دغدغه در روش حلقه بستن ترتیبی این است که کنترلگر برای هر حلقه تا جایی که ممکن است باید مقاوم طراحی شود. دلیل این امر آن است که بعد از بستن حلقه‌های بعدی شرایط حلقه‌های قبلی تغییر می‌کند و کنترلگرهای این حلقه‌ها باید بتوانند تحت شرایط تغییر کرده هم به خوبی عمل کنند. نکته اساسی دیگر در این روش این است که طراحی را می‌بایست نخست از حلقه‌های سریع یا همان حلقه‌های درونی شروع کرد و سپس به طراحی حلقه‌های کندتر پرداخت. اگر ابتدا حلقه-ای سریع را ببندیم، با توجه به حلقه بهره بالا در این فرکانس‌ها، بستن حلقه‌های کندتر دینامیک آن‌ها را تحت الشعاع قرار نمی‌دهد و تداخل با حلقه‌های سریع در طراحی حلقه‌های کندتر در نظر گرفته می‌شود [۱۶].

۴- طراحی کنترلگر مدلغزشی - ژنتیک

۴-۱- روش مدلغزشی

یکی از روش‌های مناسب جهت کنترل مقاوم و پایدار سیستم‌های غیرخطی با وجود اغتشاشات و انواع نامعینی‌های موجود در مدل دینامیکی، روش کنترلی مدلغزشی^{۱۱} است. به طور کلی کنترل مدلغزشی زیرمجموعه‌ای از کنترلگر با ساختار متغیر است. سیستم غیرخطی یک ورودی- یک خروجی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x}^n = f(X) + b(X)u \quad (7)$$

به طوری که $u \in \mathcal{R}$ و ورودی کنترل، $x \in \mathcal{R}$ خروجی و $X = (x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)})^T$ بردار حالت می‌باشد. توابع $f(X)$ و $b(X)$ دقیقاً معلوم نمی‌باشند، اما عدم قطعیت آنها معلوم و محدود به یک تابع می‌باشند.

^{۱۱}. Sliding Mode Controller



ایده طراحی کنترلگر مدل‌گزشی به گونه‌ای است که به جای کنترل حالت‌های سیستم برای میل کردن به یک مسیر تعیین شده، حالت سیستم روی یک صفحه به سمت مسیر تعیین شده میل نماید. بنابراین هدف کنترلی را می‌توان با کنترل صفحه مذکور جایگزین نمود. بنابراین سیگنال کنترل u به گونه‌ای محاسبه می‌شود که سیستم حلقه بسته به سطح لغزش S با معادله (۸) رسیده و بر روی آن باقی بماند.

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{(n-1)} e \quad (8)$$

در رابطه‌ی فوق λ یک ثابت مثبت می‌باشد و e خطای ردیابی می‌باشد.

اگر کنترل سیستم به نحوی اعمال گردد تا صفحه S همواره برابر با صفر باشد آنگاه حالات سیستم به سمت حالات مطلوب میل خواهند کرد. بنابراین مسأله کنترل ردیابی، معادل با قرار دادن تابع اسکالر S در صفر خواهد بود. برای تضمین رسیدن حالات سیستم به سطح لغزش و پایداری آن برای خارج از صفحه از شرط پایداری تابع لیاپانوف استفاده می‌شود که شرط لغزش با رابطه‌ی (۹) حاصل می‌شود.

$$S\dot{S} \leq 0 \quad (9)$$

این شرط کاهش $|S|$ را در صورتی که X روی سطح S نباشد، تضمین می‌نماید. به صورت کلی کنترل مد لغزشی از دو بخش اصلی تشکیل شده است که با رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود:

$$u = u_{eq} + u_s \quad (10)$$

بخش اول که کنترل معادل نامیده می‌شود (u_{eq})، در فاز لغزش یعنی زمانی که در سیستم نامعینی وجود نداشته و مسیرهای سیستم بر روی سطح لغزش قرار دارند، به دست می‌آید. در این صورت تغییرات S صفر خواهد بود و کنترل معادل با برقراری $\dot{S} = 0$ تعیین خواهد شد. به این بخش از کنترل مد لغزشی، بخش نگه‌دارنده نیز گفته می‌شود که در صورت عدم وجود نامعینی، باعث لغزش مسیرهای سیستم بر روی سطح لغزش خواهد شد. بخش دوم (u_s) در فاز رسیدن برای در نظر گرفتن نامعینی‌ها به کنترل معادل اضافه شده و زمانی که مسیرهای سیستم از سطح لغزش فاصله دارند، جاذب بودن سطح لغزش را تضمین می‌کند.

از طرفی مشکل این روش، افزایش پدیده نوسانات^{۱۲} می‌باشد که به دلیل تحریک دینامیک‌های مدل نشده فرکانس بالا نامطلوب می‌باشد. به منظور غلبه بر این مشکل از یک تخمین پیوسته از قانون کنترل غیرخطی از طریق هموار کردن ناپیوستگی‌ها استفاده می‌شود [۱۷].

۴-۲- محاسبه قوانین کنترلی مد لغزشی

با توجه به مطلب ذکر شده، برای طراحی یک کنترلگر مد لغزشی سه مرحله وجود دارد.

(۱) انتخاب یک سطح لغزش، چنان که نمایش دهنده دینامیک مطلوب سیستم هواپیما باشد

(۲) محاسبه قانون کنترلی معادل از دینامیک سیستم

(۳) طراحی آن بخش از قانون کنترلی که ناپیوستگی‌های موجود در سطح لغزش را با توجه به شرط لغزش را هموار



نمایند (u_s)

در این تحقیق برای حذف نوسانات موجود به دلیل وجود بخش ناپیوسته تابع علامت، از یک جمله متناسب با صفحه لغزش در u_s استفاده شده است که در نتیجه آن رفتار مناسب‌تر و پیوسته‌ای به وجود خواهد آمد. بنابراین برای قانون کنترلی مدل‌گزینی داریم:

$$u_s = K_1 \text{sgn}(S) + K_2 S \quad (11)$$

۲-۴-۱- قانون کنترلی ارتفاع

با توجه به اینکه ارتفاع حلقه بیرونی می‌باشد، صفحه لغزش زیر را انتخاب می‌کنیم به طوری که ارتفاع ورودی مطلوب را دنبال کند، زاویه پیچ متناسب با تغییر ارتفاع تنظیم شود و نرخ زاویه پیچ صفر شود.

$$S = C_1(h - h_d) + C_2\theta + C_3q \quad (12)$$

در رابطه فوق h_d مقدار مطلوب زاویه پیچ و مقادیر C_1 ، C_2 و C_3 ضرایب ثابت می‌باشند. با مشتق‌گیری از صفحه لغزش داریم:

$$\dot{S} = C_1(\dot{h} - \dot{h}_d) + C_2\dot{\theta} + C_3\dot{q} \quad (13)$$

حال می‌بایست سطح کنترلی الویتور را به عنوان قانون کنترلی u_{eq} از معادله فوق استخراج نمود. عبارت \dot{q} با توجه به معادله دینامیکی (۲-۵) به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{I_{yy}} c_m - \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} pr - \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (p^2 - r^2) + \frac{M_T + M_A}{I_{yy}} \quad (14)$$

با بسط ضریب آیرودینامیکی c_m از معادله (۵-۵) داریم:

$$c_m = c_{m0} + c_{m\alpha}\alpha + c_{m\delta a}\delta a + c_{m\delta r}\delta r + \frac{\bar{c}}{2V_a} c_{m_q}q + c_{m\delta e}\delta e \quad (15)$$

برای استخراج ورودی کنترلی δe حلقه کنترلی مورد نظر، ساده‌سازی‌های زیر را در نظر می‌گیریم:

$$X = c_{m0} + c_{m\alpha}\alpha + c_{l\delta a}\delta a + c_{l\delta r}\delta r + \frac{\bar{c}}{2V_a} (c_{m_q}q) \quad (16)$$

$$B = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{I_{yy}} (X) - \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} pr - \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (p^2 - r^2) + \frac{M_T + M_A}{I_{yy}} \quad (17)$$

$$A = c_{m\delta e} \quad (18)$$

بنابراین \dot{q} به معادله زیر تبدیل می‌شود:

$$\dot{q} = B + A\delta e \quad (19)$$

با جایگذاری معادله (۱۹) در (۱۳) داریم:



$$\dot{S} = C_1(\dot{h} - \dot{h}_d) + C_2\dot{\theta} + C_3(B + A\delta e) \quad (20)$$

و با قرار دادن $\dot{S} = 0$ برای قانون کنترلی معادل داریم:

$$\delta e = \frac{-C_1(\dot{h} - \dot{h}_d) - C_2\dot{\theta} - C_3B}{C_3A} \quad (21)$$

در نهایت با اضافه نمودن قانون کنترلی لغزشی u_s ، قانون کنترلی کلی مد لغزش برای ارتفاع طراحی می‌شود.

$$\delta e = \frac{-C_1(\dot{h} - \dot{h}_d) - C_2\dot{\theta} - C_3B + K_1 \text{sgn}(S) + K_2 S}{C_3A} \quad (22)$$

۲-۴-۲- قانون کنترلی زاویه یاو

صفحه لغزش موردنظر در این حلقه بیرونی مطابق رابطه زیر معرفی می‌شود:

$$S = C_4(\psi - \psi_d) + C_5\phi + C_6p \quad (23)$$

در رابطه‌ی فوق ψ_d مقدار مطلوب زاویه یاو و ضرایب C_4 ، C_5 و C_6 ثابت می‌باشند. انتخاب سطح لغزش با معادله (۲۳) به گونه‌ای است که قابلیت کنترل زاویه مسیر را داشته و علاوه بر آن میزان چرخش وسیله پرنده بال ثابت حول محور طولی (زاویه رول) در حین تغییر مسیر به خوبی تنظیم شود و نرخ زاویه رول میرا گردد. با مشتق گیری از رابطه فوق خواهیم داشت:

$$\dot{S} = C_4(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) + C_5\dot{\phi} + C_6\dot{p} \quad (24)$$

جهت استخراج ورودی کنترلی ایلران، می‌بایست عبارت \dot{p} از معادله (۲-۲) بسط داده شود.

$$\dot{p} = \frac{I_{xz}}{I_{xx}}\dot{r} + \frac{\bar{q}Sb}{I_{xx}}c_l - \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}qr + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}qp + \frac{R_A + R_T}{I_{xx}} \quad (25)$$

عبارت \dot{r} در رابطه‌ی فوق از بسط معادله (۲-۲) و حاصل می‌شود.

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}}{I_{zz}}\dot{p} + \frac{\bar{q}Sb}{I_{zz}}c_n - \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}}pq - \frac{I_{xz}}{I_{zz}}qr + \frac{N_A + N_T}{I_{zz}} \quad (26)$$

در ادامه با جایگذاری معادله (۲۶) در (۲۵) و جایگذاری ضرایب آیرودینامیکی c_l و c_n از معادلات (۵-د) و (۵-و) در معادله حاصلو ساده‌سازی‌های زیر، عبارت \dot{p} با رابطه‌ی (۲۸) به دست می‌آید.

$$Y_1 = c_{l\beta}\beta + c_{l\delta r}\delta r + \frac{b}{2V_a}(c_{lp}p + c_{lr}r) \quad (27-الف)$$

$$Y_2 = c_{n\beta}\beta + c_{n\delta r}\delta r + \frac{b}{2V_a}(c_{np}p + c_{nr}r) \quad (27-ب)$$

$$g_2 = -\frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}qr + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}qp \quad (27-ج)$$

$$g_1 = -\frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}}pq - \frac{I_{xz}}{I_{zz}}qr \quad (27-د)$$



$$M = \frac{\bar{q}Sb}{I_{xx}} Y_1 + \frac{\bar{q}Sb}{I_{zz}} Y_2 + g_2 + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} g_1 + \frac{R_A + R_T}{I_{xx}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \left(\frac{N_A + N_T}{I_{zz}} \right)$$

(۲۷-ه)

$$N = \frac{\bar{q}Sb}{I_{xx}} c_{l\delta a} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \frac{\bar{q}Sb}{I_{zz}} c_{n\delta a}$$

(۲۷-و)

در نهایت برای \dot{p} خواهیم داشت:

$$\dot{p} = M + N\delta_a \quad (28)$$

با جایگذاری معادله فوق در معادله (۵ - ۲۲) داریم:

$$\dot{S} = C_4(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) + C_5\dot{\phi} + C_6(M + N\delta_a) \quad (29)$$

در ادامه با صفر قرار دادن مشتق صفحه ی لغزش در رابطه فوق و اضافه نمودن ترم کنترلی لغزشی، می توان ورودی کنترلی ایلران را استخراج نمود.

$$\delta_a = \frac{C_4(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) + C_5\dot{\phi} + C_6M + K_3 \operatorname{sgn}(S) + K_4 S}{C_6 N} \quad (30)$$

۳-۴- پیاده‌سازی کنترلگر مد لغزشی - ژنتیک

هرچند تعیین محدوده تغییرات ضرایب سطوح لغزش امکان پذیر است اما تعیین بهترین مقدار آنها با سعی و خطا همراه می باشد. در صورتی که تعداد کنترلگرها و ورودیها زیاد باشد این مقدار توأم با خطای زیادی خواهد بود. روش های متعددی برای محاسبه ضرایب کنترلگر مد لغزشی وجود دارد که در این مقاله با استفاده از الگوریتم تکاملی ژنتیک محاسبه می شوند. الگوریتم ژنتیک به عنوان یک روش بهینه‌سازی پیشرفته در نرم افزار MATLAB دارای یک جعبه ابزار می باشد که با تعریف تابع شایستگی به صورت یک کد برنامه برای استفاده از این جعبه ابزار به منظور بهینه‌سازی پارامترهای داده شده و پیدا کردن بهترین راه حل، می توان بهره برد. تابع شایستگی باید به گونه ای طراحی شود تا خطای کنترلگر کمترین مقدار شود [۱۸]. تابع شایستگی پیشنهادی با معادله زیر توصیف می شود:

$$F_{\text{شایستگی}} = \int |e| \quad (31)$$

در معادله فوق تابع شایستگی انتگرال قدرمطلق خطای سیگنال کنترلی مربوط به هر متغیر می باشد. به عنوان مثال برای کنترلگر ارتفاع برابر است با اختلاف ارتفاع اندازه گیری شده و ارتفاع مطلوب $(h - h_d)$. با اجرای برنامه، جمعیت جدید بر مبنای روش های تولید نسل جایگزین جمعیت فعلی می شود. میزان احتمال هر کدام از روش های تولید مثل، توابع انتخاب و نوع عملگرها با توجه به کارایی آن و پیشرفت الگوریتم انتخاب می شود که در جدول ۲ این مقادیر برای تمامی کنترلگرهای نشان داده شده است.

جدول ۲ مقادیر پارامترهای به کار رفته در الگوریتم ژنتیک

ویژگی	مقدار
جمعیت اولیه	۲۰ کروموزوم

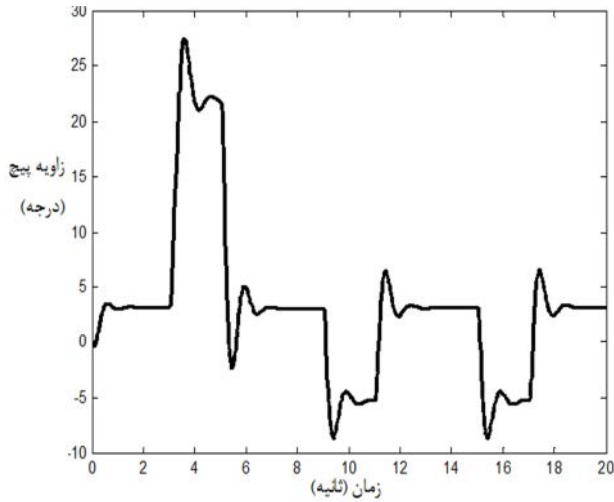


۰.۸	احتمال تلفیق
۰.۷۵	احتمال جهش
۲	تعداد افراد نخبه در هر نسل
تابع جهش گوسی	تابع جهش
Stochastic uniform	تابع انتخاب والدین
Scattered	تابع تلفیق

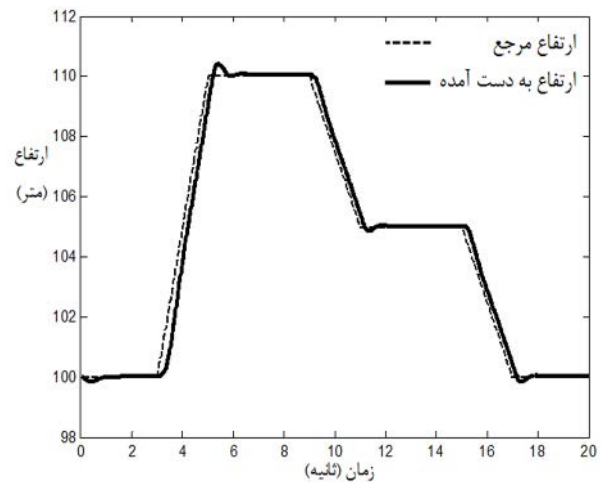
با توجه به اینکه مدل دینامیک مورد نظر چندمتغیره و غیرخطی می‌باشد، اثر تغییر یک متغیر بر دیگر متغیرها غیرقابل صرف نظر می‌باشد. در واقع می‌بایست اثرات بر هم کنش این متغیرها در پیاده سازی کنترلگرهای مزبور در نظر گرفته شود. بنابراین نمی‌توان به پیاده سازی کنترلگرها در سیستم‌های یک ورودی- یک خروجی اقدام نمود. برای حل این مسئله از روش حلقه بستن ترتیبی استفاده می‌کنیم. بر این مبنا می‌بایست ابتدا حلقه کنترلگر اول را بسته و بقیه ورودی‌ها باز قرار دهیم. تابع شایستگی برای این حلقه فقط انتگرال قدرمطلق خطای سیگنال کنترلی اول می‌باشد. با تعیین نتایج مربوط به این کنترلگر، حلقه بعدی به گونه‌ای بسته می‌شود که شرایط کنترلگر قبلی تغییر نکند بر این اساس تابع شایستگی حلقه کنترلگر دوم مجموع انتگرال قدر مطلق خطای سیگنال کنترلی حلقه اول و دوم می‌باشد. به همین ترتیب حلقه‌های بعدی نیز بسته می‌شود به طوری که در حلقه آخر تابع شایستگی مجموع تمام انتگرال قدرمطلق خطای قبلی می‌باشد.

۵- نتایج شبیه‌سازی

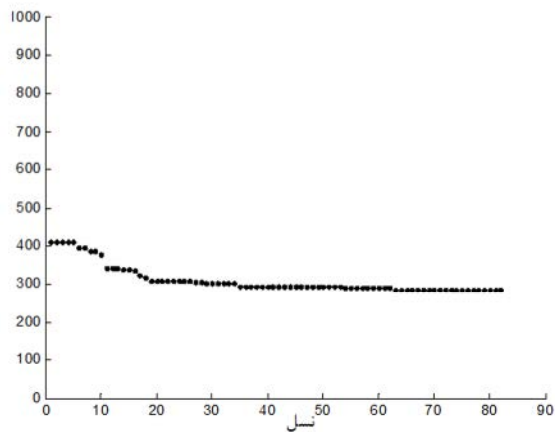
در این قسمت به ارائه نتایج شبیه‌سازی اعمال کنترلگر مدل‌غزشی- ژنتیک ارتفاع و زاویه یاو مدل پهپاد بال ثابت پرداخته شده است. از شکل ۳ دریافت می‌شود که مدل شبیه‌سازی شده پهپاد به خوبی ورودی مرجع ارتفاع را ردیابی نموده است. خطای ماندگار در سیستم تقریباً صفر می‌باشد و علاوه بر این فراجهدشی در تغییر ارتفاع مشاهده نمی‌شود. متناسب با تغییر ارتفاع در هر لحظه انتظار داریم که زاویه پیچ هواپیما نیز تغییر کند. همین طور که در شکل ۴ نشان داده شده، با کاهش و یا افزایش ارتفاع، زاویه پیچ هواپیما به تبعیت از آن کاهش و یا افزایش داشته و در لحظاتی که ارتفاع ثابت می‌باشد، میزان زاویه پیچ نیز ثابت است. تلاش کنترلی سطح کنترلی الوتور در شکل ۵ مرتبط با تغییر ارتفاع می‌باشد که اشباع کنترلی در آن دیده نمی‌شود. در شکل ۶ میزان تغییرات مقدار شایستگی در هر نسل برای الگوریتم ژنتیک کنترلگر ارتفاع نمایش داده شده. و قابل دریافت است که در نسل ۸۴م به بهترین مقدار شایستگی رسیده است.



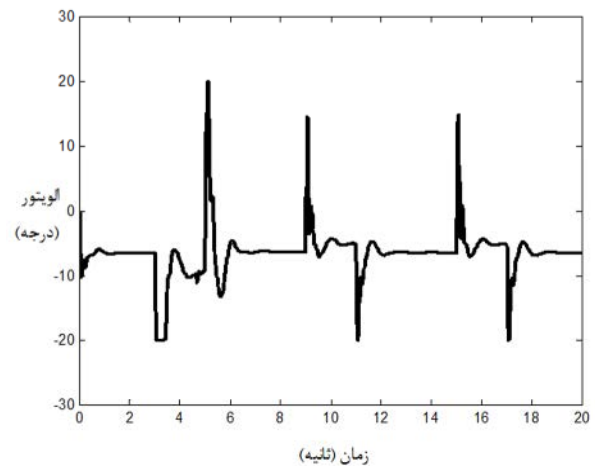
شکل ۴ تغییرات زاویه پیک در حین تغییر ارتفاع



شکل ۳ تغییرات ارتفاع با اعمال کنترلگر مدلفزشی - ژنتیک

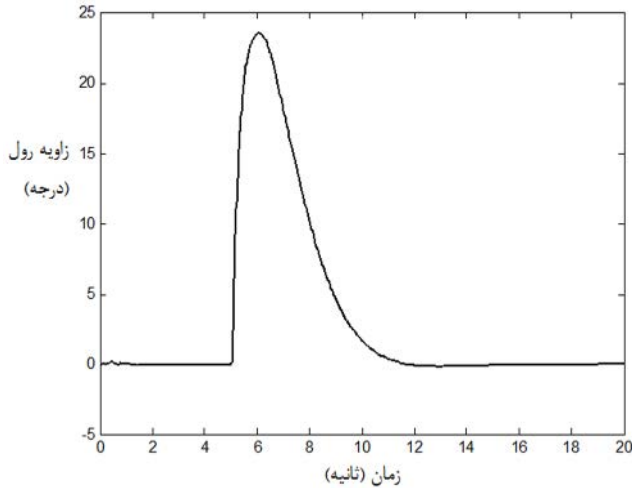


شکل ۶ مقدار شایستگی در هر نسل الگوریتم ژنتیک
 در کنترلگر ارتفاع

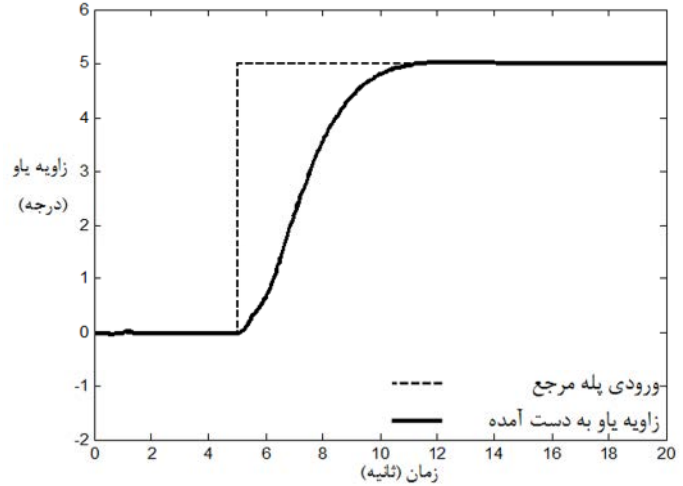


شکل ۵ نمودار تلاش کنترلی سطح کنترلی الویتور با اعمال
 کنترلگر مدلفزشی - ژنتیک بر ارتفاع وسیله پرنده

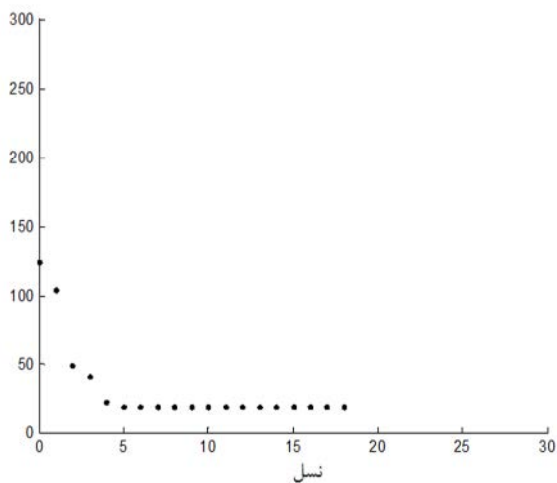
شبیه سازی کنترلگر زاویه یاو در شکل ۷ نمایش داده شده. این شکل به پایداری رسیدن زاویه یاو به ازای ورودی پله با اندازه ۵ درجه و زمان پله ۵ ثانیه را بعد از ۱۵ ثانیه نشان می‌دهد. از شکل مشهود است که زاویه یاو به خوبی مقدار مرجع را ردیابی نموده است و خطای حالت ماندگار صفر می‌باشد. شکل ۸ تغییرات زاویه رول پهپاد را با اعمال کنترلگر زاویه یاو نمایش می‌دهد. با تغییر ۵ درجه‌ای زاویه یاو و تغییر مسیر وسیله پرنده، هواپیما چرخش ۷.۸ درجه‌ای حول محور طولی خود خواهد داشت و در نهایت با تثبیت زاویه یاو، زاویه رول نیز ثابت خواهد ماند. در این حرکت سیگنال کنترلی الوان مطابق شکل ۹ نوسانات و اشباع نداشته است. بهترین مقدار برای تابع شایستگی الگوریتم ژنتیک به کار گرفته شده در کنترلر زاویه یاو با توجه به شکل ۱۰، در نسل ۱۸م به دست آمده است.



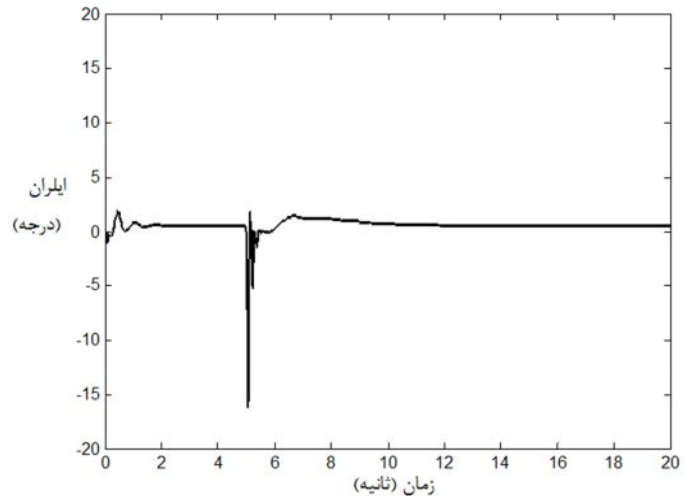
شکل ۸ تغییرات زاویه رول در حین چرخش (تغییر زاویه سمت)



شکل ۷ تغییرات زاویه سمت به ازای ورودی پله با اعمال کنترلگر مدل‌غزشی-
 ژنتیک



شکل ۱۰ مقدار شایستگی در هر نسل الگوریتم ژنتیک
 در کنترلگر زاویه سمت



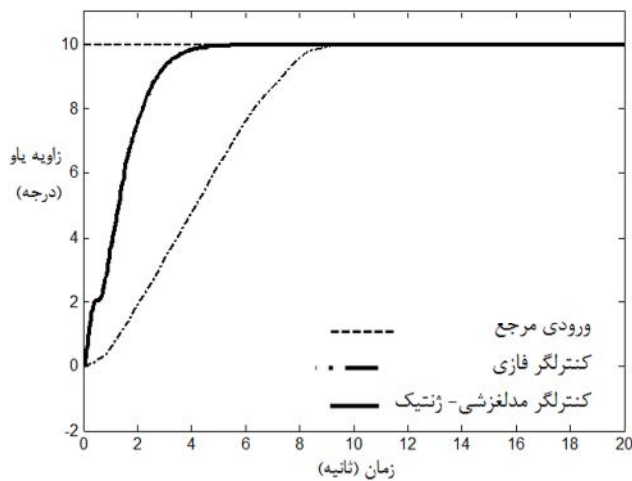
شکل ۹ تلاش کنترلی سطح کنترلی ایلران با اعمال کنترلگر
 مدل‌غزشی-ژنتیک بر زاویه سمت

۶- ارزیابی عملکرد کنترلگر مدل‌غزشی-ژنتیک

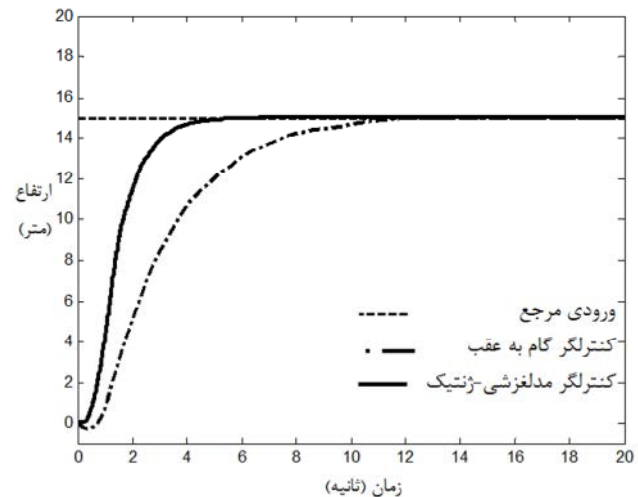
در این بخش جهت ارزیابی عملکرد کنترلگر پیشنهادی، به مقایسه نتایج شبیه سازی ارتفاع و زاویه یابو کنترلگر مدل‌غزشی-ژنتیک و روش‌های کنترلی گام به عقب و فازی پرداخته شده است. شکل ۱۱ نتیجه مقایسه پاسخ‌های زمانی ارتفاع را با دو روش کنترلی مدل‌غزشی-ژنتیک و گام به عقب [۱۹] نشان می‌دهد. با توجه به کاربرد پهپادها، این وسایل هوایی می‌بایست در کمترین زمان ممکن به موقعیت مطلوب و اجرای فرامین دست پیدا کنند. از شکل‌های ۱۱ و ۱۲ مشهود است که مدت زمان



رسیدن به پایداری در کنترلگر مدلغزشی- ژنتیک کمتر از روش های کنترلی گام به عقب و فازی به ترتیب برای ارتفاع و زاویه یاب می باشد. علاوه بر این خطای حالت ماندگار در روش کنترلی پیشنهادی وجود ندارد.



شکل ۱۲ مقایسه کنترلگرهای مدلغزشی-ژنتیک و فازی برای زاویه یاب و وسیله پرنده مشابه



شکل ۱۱ مقایسه کنترلگرهای مدلغزشی-ژنتیک و گام به عقب برای ارتفاع دو وسیله پرنده مشابه

۷- نتیجه گیری

. با توجه به کاربردهای وسایل هوایی کنترل آنها نقش مهمی در برآورد اهداف کنترلی ایفا خواهد نمود. در این مقاله، ابتدا مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی پهباد مورد نظر در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB توسعه داده شد. در ادامه از ترکیب روش کنترل مقاوم مدلغزشی با رویکردی متفاوت و با استفاده از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، روش جدیدی برای طراحی کنترلگر پرواز یک پهباد کوچک بال ثابت اتخاذ شد. همچنین برای حذف نوسانات موجود در روش مدلغزشی از تابع علامت و ترم متناسب با صفحه لغزش برای پیوسته نمودن قانون کنترل لغزش استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی اعمال کنترلگر مدلغزشی- ژنتیک حاکی از عملکرد مطلوب آن، شامل کاهش مدت زمان رسیدن به پایداری، عدم وجود فراجش و خطای حالت ماندگار می باشد. علاوه بر این تلاش کنترلی مربوط به هر کدام از سطوح کنترلی بدون نوسانات و اشباع می باشد. در انتها کنترلگر پیشنهادی با روش های کنترلی گام به عقب و فازی پیاده‌سازی شده بر وسیله هوایی مشابه سیستم پرنده مورد نظر مقایسه شد. نتایج این بخش قابلیت مطلوب کنترلگر مدلغزشی- ژنتیک را نشان داد.

۸- مراجع

- [1] N. Kenzo, Prospect and recent research & development for civil use autonomous unmanned aircraft as uav and mav, Journal of system Design and Dynamics, Vol.1, No. 2, pp. 120-128, 2007.



- [2] C. H. Yang, Y. Cao and Y. Chen, Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey, *International Journal of Control, Automation and Systems* 8, No. 1, pp. 36-44, 2011.
- [3] F. Santoso, M. Liu and G. Egan, Linear Quadratic Optimal Control Synthesis for a UAV, 12th Australian International Aerospace Congress, Melbourne, Australia, 2007.
- [4] Y. Z. Bhattacharya, P. Mohamadian, H. Majleseini, Y. Ye, Equational Dynamic Modeling and Adaptive Control of UAV, *International Conference on System of Systems Engineering*, 2006.
- [5] Z. Tang, E. M. Joo, Y. Zhou, Dynamic-Fuzzy-Neural-Networks-Based Control of an Unmanned Aerial Vehicle, *The International Federation of Automatic Control*, Seoul, Korea, pp. 812-825, 2008.
- [6] J. J. E. Slotine, W. Li, *Applied nonlinear control*, Prentice-Hall, 1991.
- [7] T. Fuyuto, Position and attitude control of a spacecraft by sliding mode control, In *American Control Conference*, Vol. 1, pp. 217-221. IEEE, 1998.
- [8] T. Ajay, M. Innocenti, A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering, *Control Systems Technology*, IEEE Transactions on 6, No. 3, pp. 359-371, 1998.
- [9] R. Somakumar, and T. Chandrasekhar, Neural Network Dased Nonlinear Inverse Dynamics for Flight Controller Design, *IEEE International Conference on Control Applications*, Italy, pp. 187-191, 1998.
- [10] N. K. Ure, G. Inalhan, Design of Higer Order Sliding Mode Control Laws for a Multi modal Agile Maneuvering UCAV. *Systems and Control in Aerospace and Astronautics 2nd International Symposium*. Vol. 1, No. 6, pp.10-12, 2008.
- [11] M. Polas, A. Fekih, A Multi-Gain Sliding Mode Based Controller for the Pitch Angle Control of a Civil Aircraft, *IEE System Theory (SSST) 42nd Southern Symposium*, pp. 96-101, 2009.
- [12] W. R. Beard, T. McLain, *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*, Princeton University Press, 2012.
- [13] Y. C. Paw and J. B. Gary, Development and application of an integrated framework for small UAV flight control development, *Journal of Mechatronics*, Vol. 21, No. 5, pp.789-802, 2011.
- [14] J. Roskam, *Airplane flight dynamics and automatic flights*, Pt. 1, DARcorporation, 1995.
- [15] M.S. Chiu, Y. Arkun, "A methodology for sequential design of robust decentralized control systems", *Automatica*, Vol. 28, No.5, pp.997-1001, 1992.
- [16] S. A. Khaki, *Analysis and Design of Multivariable Control Systems*, khajenasirtoosi Publisher, 2012 (in persian).
- [17] A. Ussama, M. Zamurad Shah, Raza Samar, and AamerIqbalBhatti. Robust level flight control design for scaled Yak-54 unmanned aerial vehicle using single sliding surface. In *Control and Decision Conference (CCDC)*, 2012 24th Chinese, pp. 1209-1214. IEEE, 2012.
- [18] S. Amini, Dynamic modeling micro aerial vehicle fixed wing and control of pitch angle by PID controller using genetic algorithm, *National Conference on Mechanical Engineering*, University malayer, 2013(in persian).
- [19] T. Espinoza, A. Dzul, M. Llana, Linear and Nonlinear Controllers Applied to Fixed-Wing UAV, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Vol. 10, No. 33, pp. 1-10, 2013.