



مدل‌سازی دینامیکی و کنترل غیرخطی دینامیک طولی پهپاد بال ثابت

توسط کنترلر PID با استفاده از الگوریتم ژنتیک

سمانه امینی^{۱*} و علی اکبر اکبری^۲

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

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

*مشهد، صندوق پستی، amini.samane@gmail.com

چکیده

هدف از این مقاله مدل‌سازی دینامیکی پهپاد و کنترل دینامیک طولی آن می‌باشد. مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی وسیله پرنده بال ثابت در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB شبیه سازی شده است. این مدل شامل معادلات شش درجه آزادی وسیله پرنده، مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانش و مدل عملگرها می‌باشد. به کارگیری مدل کامل دینامیک پرنده و توانایی کنترل دینامیک غیرخطی و چند متغیره دینامیک طولی وسیله پرنده از نقاط قوت این مقاله محسوب می‌شود. در این مقاله از کنترل غیرخطی با روش کنترلر تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر برای کنترل دینامیک طولی پهپاد که شامل کنترل متغیرهای پیچ، سرعت و ارتفاع می‌باشد، استفاده شده است. علاوه بر این، روش بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک که یکی از زیرمجموعه‌های محاسبات تکامل یافته است و رابطه مستقیمی با مبحث هوش مصنوعی دارد برای تنظیم دقیق ضرایب کنترلر تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر به کار گرفته شده است. برای بررسی صحت نتایج، عملکرد کنترلر پیشنهادی با روش کنترلی اشباع لانه‌ای اعمال شده بر وسیله پرنده مشابه دیگر مقایسه شد که نتیجه مقایسه عملکرد سریع و مطلوب کنترلر طراحی شده را نشان داد.

کلیدواژگان

الگوریتم ژنتیک، پهپاد بال ثابت، دینامیک طولی، کنترل تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر



Dynamic Modeling and Nonlinear Control of Longitudinal Dynamic of the Unmanned Aerial Vehicle with PID 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. 123456789 Mashhad, Iran, amini.samane@ymail.com

Abstract

The goal of this paper is dynamic modeling of UAV and longitudinal dynamic control. The 6 degree of freedom nonlinear dynamic model of UAV is developed in SIMULINK part of MATLAB software. This model is consisting of 6 degree of freedom dynamic equations, force modeling and aerodynamic torques, propulsion modeling and actuators modeling. This paper benefits from applying the entire model of UAV dynamic and is capable to design a nonlinear, multivariable control strategy for it. In this paper nonlinear control Proportional-Integral-Derivative controller are used for longitudinal dynamic control of UAV that is composed of speed, altitude and attitude. Furthermore genetic algorithm as an optimization method is applied for PID control coefficient's tuning. At the end, PID controller is compared with nested saturation control that is applied to a same UAV. Simulation Results show fast and desirable performance of proposed controller.

Genetic algorithm, Fixed wing Unmanned Aerial Vehicle, Longitudinal Control, Proportional-Integral-Derivative control



۱- مقدمه

پهپاد یا پرنده هدایت پذیر از دور^۱ 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 یا سیستم هدایت به طور خودکار کنترل را بر عهده می‌گیرد [۱]. از جمله کاربردهای یک پهپاد کوچک بال ثابت شامل عملیات‌های شناسایی، جاسوسی، عملیات جستجو و نجات، عکس برداری هوایی، مراقبت مرزی، عملیات امداد و آتش‌نشانی می‌باشد [۲].

هدف سیستم کنترلی دینامیک وسیله پرنده، پایداری و کنترل زوایای اوایلر، سرعت و ارتفاع و همچنین عملکرد مقاوم در برابر اغتشاشات بیرونی می‌باشد. کنترل پرواز همواره بخش عمده‌ای از مسایل کنترلی بوده و توجه طراحان را به خود اختصاص داده است. از این رو تاکنون روش‌های متعددی برای کنترل و پایداری دینامیک وسیله پرنده با مدل‌های متفاوت یک ورودی-یک خروجی و چند ورودی-چند خروجی یا مدل‌های خطی و غیرخطیبه کار گرفته شده است.

در سال ۱۹۵۰ روش‌های طراحی کنترلگرهای کلاسیک از قبیل ریشه‌یابی، نمودارهای بود و نایکوئیست، و تحلیل پاسخ فرکانسی در سیستم‌ها موفقیت آمیز بود و جایگزین سیستم‌های کنترل پرواز اتوماتیک برای وسایل هوایی شد. این روش‌های کنترلی به خوبی قابل درک و قابل اجرا بودند. با این حال کنترل کلاسیک در سیستم‌های خطی، زمان ثابت، یک ورودی-یک خروجی مورد استفاده می‌باشند و طراحی کنترلگر کلاسیک برای سیستم‌های چند متغیره با کوپلینگ^۲ بالا محدودیت دارد [۳].

در سال ۲۰۰۷ محققین دانشگاه هوافضای دانشگاه مانوش استرالیا، کنترل بهینه خطی درجه دو^۳ را برای کنترل زاویه پیچ و ارتفاع پهپاد بال ثابت با استفاده از فیلتر کالمن برای تخمین حالت‌های اندازه گیری نشده اتخاذ نمودند. نتایج شبیه سازی‌ها مقاومت مناسب کنترلگر را در برابر اغتشاشات محیط در مقایسه با کنترلگرهای کلاسیک نشان داد [۴].

در پروژه‌های دیگر در سال ۲۰۱۱ برای پهپاد بال ثابت طراحی شده در آزمایشگاه هوافضای ملی دانشگاه هند از روش کنترل تطبیقی مدل مرجع اصلاح شده برای کنترل زاویه رول با حذف اثر کوپلینگ بین متغیرها استفاده شد. شبیه‌سازی حاکی از عملکرد مطلوب کنترل تطبیقی در برابر نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی نشان می‌دهد [۵].

در سال ۲۰۱۱ از روش فیدبک کمی برای کنترل دینامیک خطی زوایای رول و یاء هوایمای بدون سرنشین به کار گرفته شد. نتایج نشان داد کنترلر مقاوم فیدبک کمی نه تنها ویژگی‌های دینامیک را بهبود بخشید بلکه باعث افزایش مقاومت و پایداری وسیله هوایی نیز شد [۶].

دینامیک وسایل هوایی به طور کلی غیر خطی، متغیر با زمان و چند ورودی-چند خروجی می‌باشد. از ویژگی‌های ممتاز این مقاله به کارگیری مدل جامع دینامیک غیرخطی وسیله پرنده و لحاظ نمودن اثرات کوپلینگ بین متغیرهای دینامیک طولی می‌باشد. مدل‌سازی دینامیکی پهپاد بال ثابت شامل مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانس و نیز مدل عملگرها می‌باشد. در ادامه روش کنترل مدل غیرخطی با کنترلگر تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر با ایده روش حلقه بستن ترتیبی پیاده‌سازی می‌شود. با توجه به اینکه مدل دینامیک مورد نظر چند متغیره و غیرخطی می‌باشد، اثر تغییر یک متغیر بر دیگر متغیرها غیرقابل صرف نظر است. در واقع می‌بایست اثرات بر هم کنش متغیرها در پیاده سازی کنترلگرهای تناسبی-

¹. Unmanned Aerial Vehicle

². Coupling

³. linear quadratic regulator



انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر در نظر گرفته شود. بنابراین نمی‌توان به پیاده‌سازی کنترلگرها در سیستم‌های یک ورودی-یک خروجی اقدام نمود. برای حل این مسئله روش حلقه بستن ترتیبی به کار گرفته شده است. تاکنون جهت تنظیم پارامترهای کنترلگر تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر از روش‌های مختلفی مانند سعی و خطا، زیگولز-نیکلز، جایابی قطب و ... استفاده می‌گردید، که عملی زمان‌بر بود. در صورتی که تعداد کنترلگر و ورودی‌ها زیاد باشد این مقدار توأم با خطای زیادی خواهد بود. امتیاز دیگر این مقاله استفاده از روش تکاملی الگوریتم ژنتیک برای تعیین پارامترهای مجهول کنترلگرها می‌باشد. الگوریتم ژنتیک تاکنون بارها در بهینه‌سازی مسائل پیچیده به صورت موفقیت‌آمیزی عمل نموده است و به این دلیل همچنان توجه محققان را به خود معطوف داشته است. ساختار تحقیق حاضر به این صورت می‌باشد: نخست به مدل‌سازی دینامیکی وسیله پرنده کوچک بال ثابت پرداخته می‌شود. در ادامه از کنترلگر تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر برای کنترل دینامیک طولی واز الگوریتم ژنتیک برای تنظیم ضرایب کنترلگرها استفاده می‌شود، در انتها به ارزیابی عملکرد کنترلگر پیشنهادی پرداخته می‌شود

مدل‌سازی دینامیکی

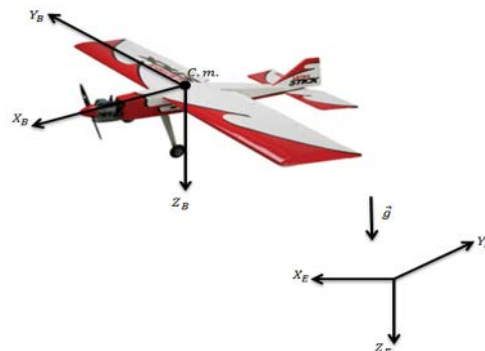
مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی پهباد موردنظر در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB توسعه داده شده است. این مدل شامل معادلات حرکت شش درجه آزادی، مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، پیشرانش و جاذبه، مدل محیط و مدل عملگرها می‌باشد. جهت استخراج معادلات، از جابه‌جایی مرکز ثقل هواپیما بدنه صلب صرف نظر شده، همچنین هواپیما نسبت به صفحه XZ (صفحه طولی مرکزی که از مرکز جرم عبور می‌کند) متقارن بوده ($I_{xy} = I_{yx} = 0$) و زمین مسطح می‌باشد.

۱-۲- دستگاه‌های مختصات

دستگاه ثابت زمین^۴ $(X_E Y_E Z_E)$ و دستگاه بدنه^۵ $(X_B Y_B Z_B)$ ، دو دستگاه مرجعی هستند که اغلب برای توصیف معادلات حرکت یک وسیله هوایی مشابه شکل ۱ 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 [۷]. در دستگاه ثابت زمین فرض می‌شود که جهت مثبت محور Z_E به یاو پایین، موازی با جهت محلی جاذبه است به طوری که جهت مثبت محور X_E به یاو شمال و محور Y_E به یاو شرق می‌باشد. مبدأ دستگاه متصل به بدنه، در مرکز جرم وسیله هوایی است. جهت مثبت محور X_B به یاو دماغه وسیله هوایی، محور Y_B به یاو بال راست اشاره رفته است و محور Z_B به یاو پایین هواپیما می‌باشد.

^۴. Earth

^۵. Body



شکل ۱ دستگاه‌های مختصات بدنه و زمین برای هواپیمای بال ثابت [۸]

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

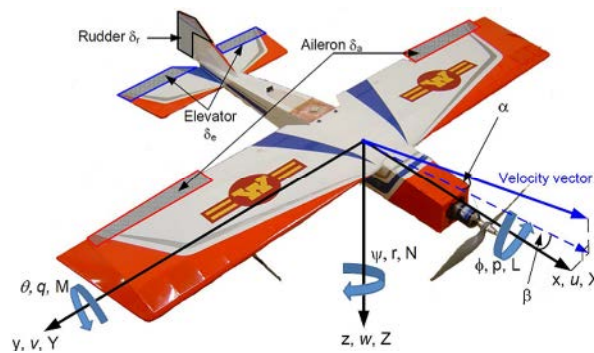
$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (۱-الف)$$

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

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

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

به طوری که $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$ بردارهای واحد در راستای محورهای مختصات بدنه می‌باشند. در شکل ۲ جهات مثبت زوایا و 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 تراپل (ورودی موتور) (δ_f) می‌باشند.



شکل ۲ نمایش نیروها و گشتاورها و متغیرهای وسیله هوایی بال ثابت

۲-۲- معادلات حرکت

دینامیک غیرخطی یک هواپیما با استفاده از قوانین نیوتن و اویلر به استخراج معادلات حرکت انتقالی و چرخشی می‌انجامد. در رابطه (۲) معادلات حرکت چرخشی و انتقالی و روابط سینماتیکی وسیله پرنده در محورهای مختصات بدنه برای وسیله هوایی بال ثابت معرفی شده است [۹]. در این معادلات زیرنویس A مربوط به نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک، T مرتبط با نیرو و گشتاور پیشرانس و G نیز مرتبط با نیرو و گشتاورهای جاذبه می‌باشد.



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

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

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

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})rq = R_A + R_T \quad (۲-د)$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M_A + M_T \quad (۲-ه)$$

$$I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr = N_A + N_T \quad (۲-و)$$

با توجه به اینکه قوانین نیوتن فقط در دستگاه مختصات اینرسی (زمین) صادق هستند، معادلات حرکت را نمی توان مستقیماً در دستگاه بدنه نوشت. از این جهت لازم است که ارتباط بین مؤلفه های یک بردار در دستگاه بدنه و همان بردار در دستگاه زمینی معین شود. زوایای اولر مشخصات استاندارد می باشند که برای نمایش جهت گیری مختصات بدنه نسبت به مختصات زمین به کار می روند. جهت یابی هواپیما با سه چرخش پیاپی زوایای اولر به دست می آید. به عبارت دیگر می توان 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 چرخش های زیر را اعمال می کنیم:

$$۱. \quad (X_E Y_E Z_E) \text{ را حول } Z_E \text{ به اندازه } \psi \text{ (زاویه یار) می چرخانیم تا } (x_1 y_1 z_1) \text{ حاصل شود.}$$

$$۲. \quad (x_1 y_1 z_1) \text{ را حول } y_1 \text{ به اندازه } \theta \text{ (زاویه پیچ) می چرخانیم تا } (x_2 y_2 z_2) \text{ حاصل شود.}$$

$$۳. \quad (x_2 y_2 z_2) \text{ را حول } x_2 \text{ به اندازه } \phi \text{ (زاویه رول) می چرخانیم تا } (X_B Y_B Z_B) \text{ حاصل شود.}$$

از حاصل ضرب ماتریس های دوران به دست آمده در هر بخش با در نظر گرفتن ترتیب چرخش، ماتریس انتقال به صورت زیر حاصل می شود:

$$R_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta s_\phi + s_\psi s_\phi \\ c_\theta s_\psi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (۳)$$

مدل سازی 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 برآیند پهناد (V_a) و ضرایب آیرودینامیکی با معادله (۴) تعریف می شوند.

$$X_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_X \quad (۴-الف)$$

$$Y_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y \quad (۴-ب)$$

$$Z_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Z \quad (۴-ج)$$

$$R_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b c_l \quad (۴-د)$$



$$M_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \bar{c} c_m \quad (۴-۵)$$

$$N_A = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b c_n \quad (۴-۵)$$

در رابطه فوق S مساحت سطح ایرفویل، b فاصله بین دو سر بال 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 رابطه (۵-الف) و (۵-ب) متغیرهای برآ (C_L) و درگ (C_D) تابعی از ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعد هستند که با معادله (۶) معرفی می‌شوند.

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

$$C_D = C_{D0} + C_{D\delta r} \delta r + C_{D\delta e} \delta e + \frac{(C_L - C_{Lmin})^2}{\pi \cdot e \cdot R} \quad (۶-ب)$$

در معادلات (۶) و (۵) ضرایب آیرودینامیکی بی‌بعد و پارامترهای R و e با توجه به [۸] استخراج می‌شوند. 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 پهپادهای 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.

^۶ Wing span

^۷ Mean aerodynamic chord



پهپاد 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 استفاده شده. همچنین محدوده کار سطوح کنترلی بین -20 و 20 درجه می‌باشد.

هواپیمای مورد نظر در این تحقیق هواپیمای کوچک بدون سرنشین تجاری و رادیو کنترلی *UltraStick 25E* شکل ۲ می‌باشد [۹]. دم افقی و عمودی در قسمت عقب این وسیله پرنده، به ترتیب شامل سطوح کنترلی رادر^۸ و الویتور^۹ می‌باشد. در این هواپیما همچنین از یک بال ایرفویل متقارن دارای سطوح کنترلی ایلران^{۱۰} در دو طرف بال استفاده شده است. همه سطوح کنترلی با سروهای *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	1.595 kg
فاصله ی بین نوک هر دو بال	b	1.27 m
مساحت بال	S	0.3097 m^2
وتر متوسط آیرودینامیکی	\bar{c}	0.25 m
گشتاور اینرسی	I_{xx}	$0.0894 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
گشتاور اینرسی	I_{yy}	$0.1444 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
گشتاور اینرسی	I_{zz}	$0.1620 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
گشتاور اینرسی	I_{xz}	$0.014 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

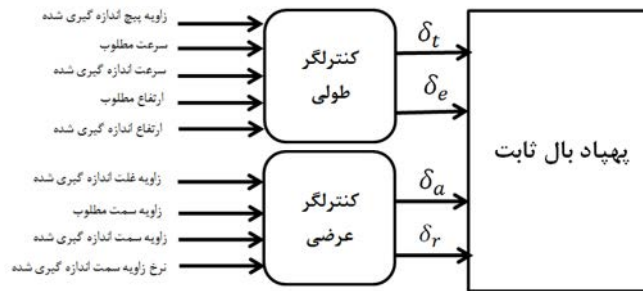
۳- اهداف کنترلی

دینامیک وسیله پرنده به دو بخش دینامیک طولی و دینامیک عرضی جداسازی می‌شود. دینامیک طولی در پاسخ به نیروها و گشتاورهایی است که فقط در صفحه تقارن طولی (*XZ*) رخ می‌دهد. این حرکت توسط نیروهای محوری *X*، نیروهای عمودی *Z* و گشتاورهای پیچشی *M* توصیف می‌شود و شامل سطوح کنترلی الویتور و ترائل می‌باشد که سیستم کنترلی پیاده سازی شده بر این مجموعه جهت کنترل سرعت برآیند، کنترل و حفظ وضعیت زاویه پیچ و حفظ ارتفاع مورد استفاده قرار می‌گیرد. همچنین دینامیک جداسازی شده عرضی توسط نیرو *Y* و گشتاورهای *L* و *N* در صفحه تقارن عرضی (*YZ*) ایجاد می‌شود و شامل سطوح کنترلی ایلران و رادر می‌باشد که برای کنترل نرخ زاویه غلت، زاویه رول و زاویه یاو یا هدینگ به کار برده می‌شود. در شکل ۳ دسته بندی کنترلگرهای طولی و عرضی نشان داده شده است. در این مقاله کنترل دینامیک طولی پهپاد با دو ورودی و در نظر گرفتن اثرات کوپلینگ متغیرهای دینامیک طولی طراحی می‌شود.

8. Rudder

9. Elevator

10. Aileron



شکل ۳ کنترلگرهای طولی و عرضی دینامیک پهپاد بال ثابت

۳-۱- طراحی سیستم کنترلی چند متغیره

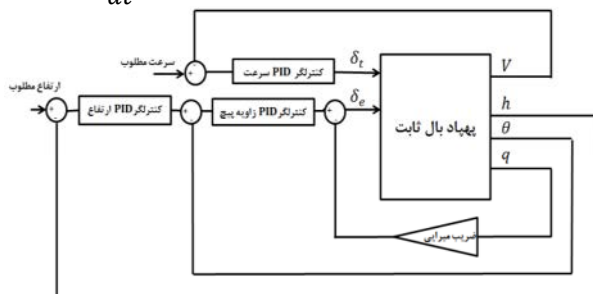
در این مقاله از روش حلقه بستن ترتیبی برای طراحی کنترلگر چند متغیره استفاده می‌شود [۱]. در این طرح با نادیده گرفتن تداخل در سیستم و برخورد با آنها به صورت سیگنال‌های اغتشاشی سیستم کنترلی چند متغیره طراحی می‌شود. در حالت کلی یک کنترلگر تک ورودی- تک خروجی برای یک جفت ورودی و خروجی طراحی می‌شود. پس از تکمیل 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 پیش تر 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. [۱۱].

۳-۲- طراحی کنترلگر تناسبی-انتگرالگیر-مشتق‌گیر (PID)

کنترلگرهای تناسبی-انتگرالگیر-مشتق‌گیر (PID) به دلیل سادگی و عملکرد مقاوم حول نقاط کاری، به طور گسترده ای در صنعت کاربرد دارند، اگرچه تنظیم دقیق پارامترهای آن کار دشواری می‌باشد. هدف این کنترلگر کاهش خطای بین ورودی مرجع و خروجی سیستم می‌باشد. توصیف ریاضی رابطه خطی که بین ورودی کنترل $u(t)$ و خطا $e(t)$ وجود دارد در معادله (۷) بیان شده است به طوری که K_p بهره تناسبی، K_i بهره انتگرالی، K_d بهره مشتق‌گیر می‌باشند. بخش تناسبی کنترلگر خطا را به سمت صفر هدایت می‌کند، بخش انتگرالی، انتگرال خطا را بزرگ می‌کند تا خطای حالت پایدار را حذف کند و در آخر بخش مشتق‌گیر برای کاهش نوسانات ناشی از دو بخش قبلی به کار می‌رود. اجرای روش کنترل PID با تنظیم مقدار ضرایب به منظور دریافت بهترین پاسخ از سیستم می‌باشد. موقعیت کنترلگر PID مطابق شکل ۴ برای دینامیک طولی پهپاد بال ثابت در مسیر خطای هر کدام از متغیرهای قابل کنترل یعنی سرعت، زاویه پیچ و ارتفاع می‌باشد. اولین حلقه که در مسیر فیدبک آن از ضریب میرایی استفاده شده برای کاهش نرخ زاویه پیچ می‌باشد. حلقه کنترلی زاویه پیچ، حلقه درونی می‌باشد؛ به طوری که زاویه پیچ در این حلقه تنظیم می‌شود. برای تنظیم ارتفاع حلقه بیرونی و کنترلگر PID در مسیر خطای ارتفاع اندازه‌گیری شده و ارتفاع مطلوب به کار می‌رود. و در نهایت حلقه کنترلی سرعت با کنترلگر PID مربوطه برای کنترل سرعت به صورت مستقل استفاده می‌شود.



$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (V)$$



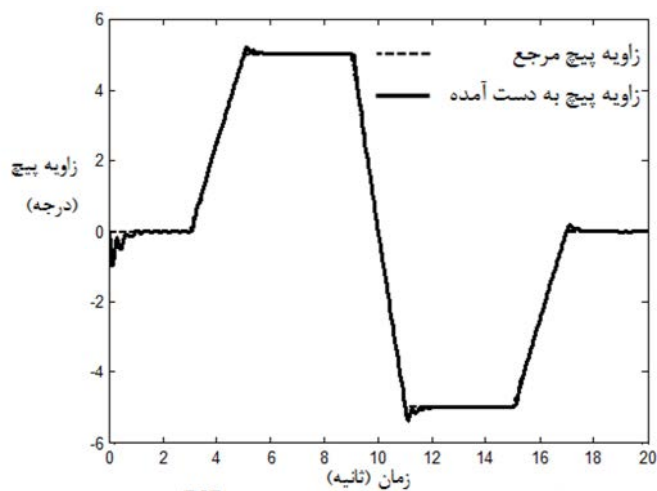
شکل ۴ کنترلگر طولی دینامیک پهپاد بال ثابت

۴- پیاده‌سازی کنترلگر PID-ژنتیک

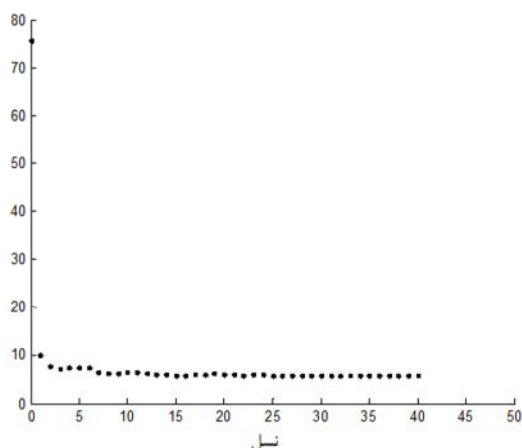
الگوریتم ژنتیک تاکنون بارها به منظور تنظیم و بهینه‌سازی پارامترهای یک کنترلگر مورد توجه محققین واقع شده است. الگوریتم ژنتیک به عنوان یک روش بهینه‌سازی پیشرفته در نرم‌افزار MATLAB دارای یک جعبه ابزار می‌باشد که با تعریف تابع شایستگی برای استفاده از این جعبه ابزار به منظور بهینه‌سازی پارامترهای داده شده و پیدا کردن بهترین راه‌حل، می‌توان بهره برد. تابع شایستگی باید به گونه‌ای طراحی شود تا خطای کنترلگر کمترین مقدار شود [۱۲]. تابع شایستگی پیشنهادی برای کاهش خطای کنترلگرهای PID با معادله زیر توصیف می‌شود:

$$F_{\text{شایستگی}} = \int |e| \quad (۸)$$

در معادله فوق تابع شایستگی انتگرال قدرمطلق خطای سیگنال کنترلی مربوط به هر متغیر می‌باشد. به عنوان مثال برای کنترلگر ارتفاع e برابر است با اختلاف ارتفاع اندازه‌گیری شده و ارتفاع مطلوب $(h - h_d)$. شبیه‌سازی با شرایط اولیه مقدار صفر برای زوایای اوایلر و نرخ زوایای اوایلر، ارتفاع اولیه ۱۰۰ متر و سرعت ثابت ۱۷ متر بر ثانیه انجام می‌شود. ابتدا زاویه پیچ پهپاد با کنترلگر PID به اجرا گذاشته می‌شود. با توجه به شکل ۴ زاویه پیچ، ورودی در مدت زمان کمتر از ۲ ثانیه به خوبی ردیابی نموده و میزان فراجاهش کمی به دلیل تغییر ناگهانی و روی مرجع دیده می‌شود. علاوه بر این خطای حالت ماندگار صفر می‌باشد. سیگنال سطح کنترلی الویتور در شکل ۵ نشان می‌دهد خروجی عملگر با اعمال کنترلگر به اشباع نرسیده. در شکل ۶ نیز تغییرات مقدار شایستگی مربوط به هر نسل و تعیین بهترین مقدار در نسل ۴۰ام مشاهده می‌شود.

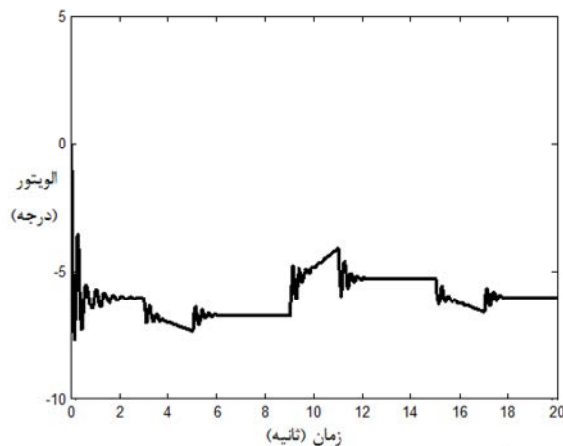


شکل ۵ تغییرات زاویه پيچ با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک



شکل ۷ تغییرات مقدار شایستگی در هر نسل با اعمال کنترلگر

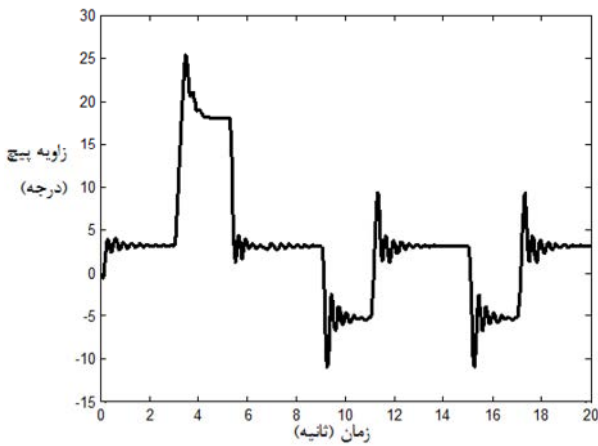
PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی زاویه پيچ



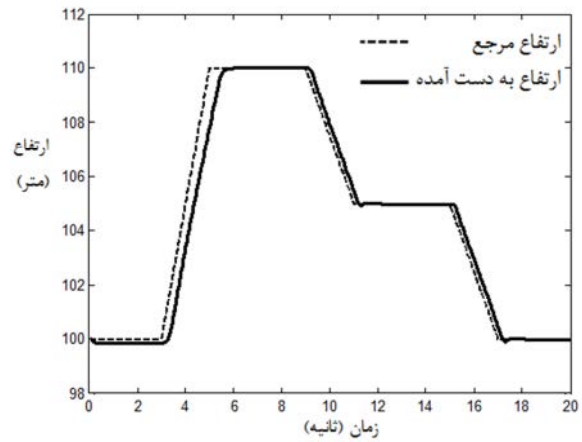
شکل ۶ تلاش کنترلی سطح کنترلی الویتور با اعمال کنترلگر

PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی پيچ

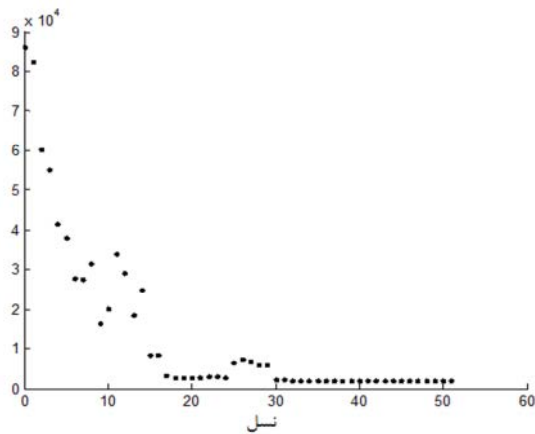
در ادامه به ترتیب حلقه کنترلی ارتفاع و حلقه سرعت بسته می‌شوند. شکل‌های ۸ و ۱۰ به ترتیب تغییرات ارتفاع و سرعت را با اعمال کنترلگر نمایش می‌دهد. با توجه به شکل ارتفاع ورودی مرجع را به خوبی ردیابی نموده و میزان خطای حالت ماندگار صفر می‌باشد. به همین ترتیب برای سرعت نیز در ثانیه ۴م به مقدار حالت ماندگار یعنی ۱۷ ثانیه منطبق شده است. شکل‌های ۱۱ و ۱۲ مقدار شایستگی را در هر نسل برای متغیرهای ارتفاع و سرعت نمایش می‌دهد.



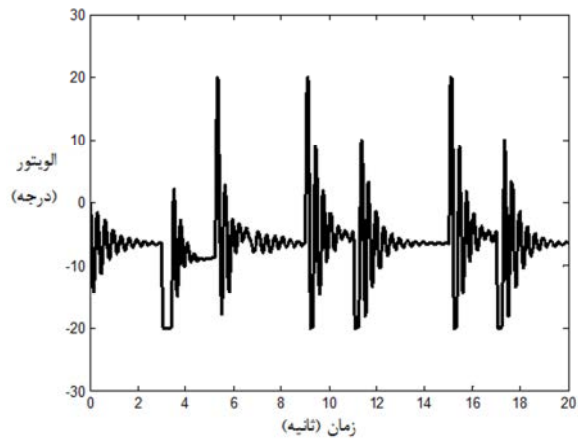
شکل ۹ تغییرات زاویه پیچ در حین تغییر ارتفاع با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی ارتفاع



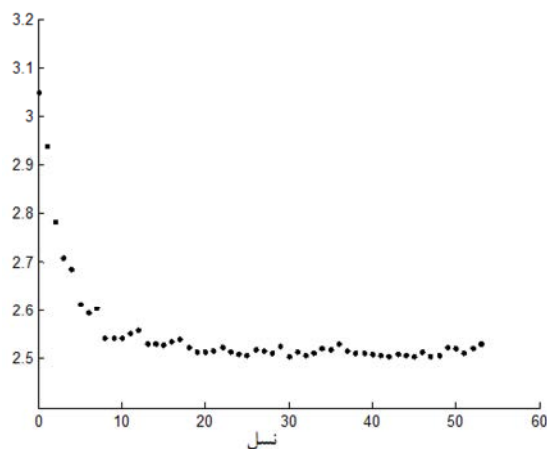
شکل ۸ تغییرات ارتفاع با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی ارتفاع



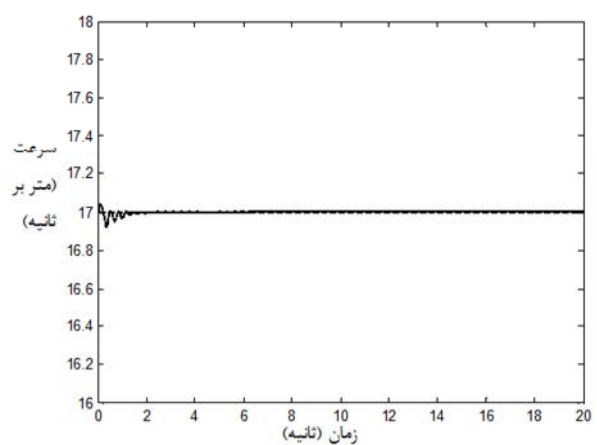
شکل ۱۰ تغییرات مقدار شایستگی در هر نسل با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی ارتفاع



شکل ۹ تلاش کنترلی سطح کنترلی الویتور با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی ارتفاع



شکل ۱۲ تغییرات مقدار شایستگی در هر نسل با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی سرعت

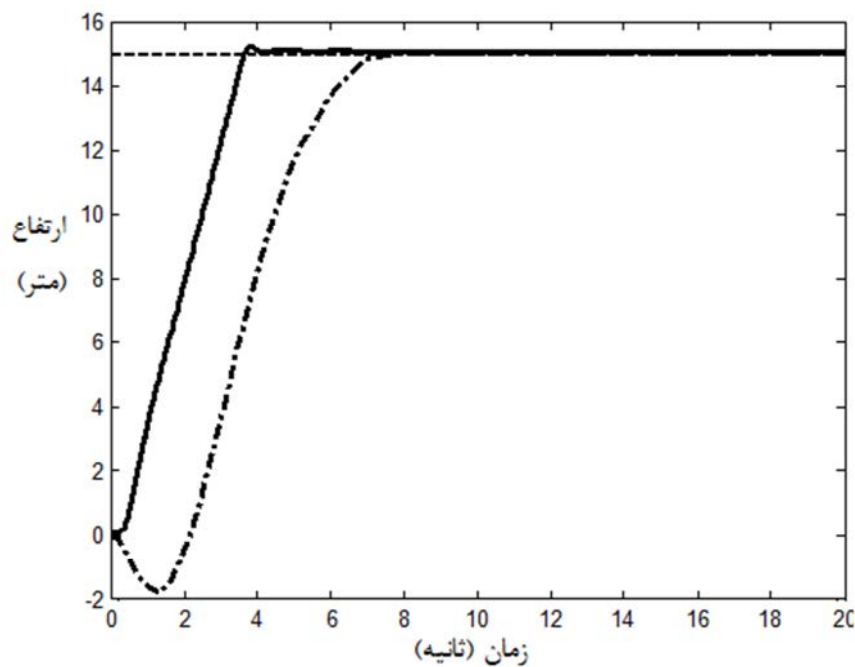


شکل ۱۱ تغییرات سرعت با اعمال کنترلگر PID-ژنتیک بر حلقه کنترلی سرعت



۵- ارزیابی عملکرد کنترلگر PID-ژنتیک

برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی، به مقایسه پاسخ زمانی ارتفاع با دو روش کنترلی اشباع لانه‌ای (اعمال شده بر وسیله پرنده ای مشابه پهپاد مورد نظر در این مقاله [۱۳]) و روش کنترلی PID-ژنتیک در سرعت ثابت ۱۷ متر بر ثانیه و ارتفاع با مقدار اولیه صفر می پردازیم. ذکر این نکته مهم است که وسایل پرنده به دلیل کاربرد خاصی که دارند می‌بایست در کمترین مدت زمان به پایداری برسند و فرامین مطلوب اجرا شود. در شکل ۱۳ مقدار مرجع برای ارتفاع ۱۵ متر پیشنهاد شده است. همانطور که مشاهده می‌شود کنترلگر PID-ژنتیک در مدت زمان ۵ ثانیه به پایداری رسیده و خطای حالت ماندگار صفر است؛ در حالی که مدت زمان پایداری روش کنترل اشباع لانه‌ای ۸ ثانیه می‌باشد.



شکل ۱۳ مقایسه ارتفاع برای کنترلگرهای PID-ژنتیک و اشباع لانه‌ای برای دو پهپاد مشابه

۶- نتیجه‌گیری

پهپادهای بال ثابت با توجه قابلیت‌های نظامی و غیرنظامی، در سال‌های اخیر توجه زیادی در صنعت هوایی به خود جلب نموده است. با توجه به کاربردهای این وسایل هوایی کنترل آنها نقش مهمی در برآورد اهداف ایفا خواهد نمود. در ابتدا مدل دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی پهپاد مورد نظر در محیط سیمولینک نرم افزار MATLAB توسعه داده شد. با توجه به اینکه مدل دینامیک مورد نظر چند متغیره و غیرخطی می باشد در این مقاله از کنترل غیرخطی با ایده روش حلقه بستن ترتیبی و کنترلگر تناسبی-انتگرال‌گیر- مشتق‌گیر برای کنترل دینامیک طولی پهپاد که شامل کنترل متغیرهای پیچ، سرعت و ارتفاع استفاده شد و برای تنظیم دقیق ضرایب کنترلگر روش تکاملی الگوریتم ژنتیک به کار گرفته شد. نتایج شبیه‌سازی کنترلگر



تناسبی - انتگرال‌گیر - مشتق‌گیر با کاربرد الگوریتم ژنتیک، کاهش مدت زمان پایداری، کاهش خطای حالت ماندگار و ردیابی مطلوب وسیله پرنده را نشان می‌دهد. در انتها جهت ارزیابی کنترلگر طراحی شده، عملکرد آن با روش کنترلی اشباع لانه‌ای مقایسه شد. نتیجه این مقایسه نشان‌دهنده عملکرد سریع و کاهش مدت زمان پایداری کنترلگر تناسبی - انتگرال‌گیر - مشتق‌گیر ژنتیک بود.

۷- 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] P.Blyenburgh, UAVS: an overview, Journal of Air & Space Europe, Vol. 1, pp. 43-47, Issues 5-6, 1999.
- [3] M.Salichon, Learning Based Methods Applied to the MAV Control Problem, Phd thesis, Oregon State University, Mechanical Engineering, 2009.
- [4] F.Santoso, M. Liu and G.Egan, Linear Quadratic Optimal Control Synthesis for a UAV, AIAC12, Melbourne, Australia, 2007.
- [5] S.Ismail, A.A. Pashilkar, R. Ayyagari, Adaptive Control of Micro Air Vehicles, Symposium on Applied Aerodynamics and Design of Aerospace Vehicle, Bangalore, India, 2011.
- [6] X.J. Xing, J.G. Yan and D. Li. Yuan, UAV's Robust Controller Design Using Quantitative Feedback Theory, Applied Mechanics and Materials, Vol.63, pp.528-532, 2011.
- [7] W.R. Beard, T. McLain, Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, Princeton University Press, 2012.
- [8] 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.
- [9] J.Roskam, Airplane flight dynamics and automatic flights, Pt. 1, DARcorporation, 1995.
- [10] M.S. Chiu, Y. Arkun, "A methodology for sequential design of robust decentralized control systems", Automatica, Vol. 28, No.5, pp.997-1001, 1992.
- [11] S. A. Khaki, Analysis and Design of Multivariable Control Systems, khajenasirtoosi Publisher, 2012 (in persian).
- [12] 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).
- [13] 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.