

## تنظیم بهینه کنترل کننده PID بر روی سیستم چند متغیره خلبان خودکار طولی هواپیما بر اساس الگوریتم اجتماع ذرات (PSO)

مصطفی لطفی فروشانی<sup>(۱)</sup> - بهرام کریمی<sup>(۲)</sup> - غضنفر شاهقلیان<sup>(۳)</sup>

(۱) کارشناس ارشد - صنایع هواپیماسازی ایران (هسا)، شاهین شهر اصفهان

(۲) استادیار - دانشکده برق، دانشگاه مالک اشتر، شاهین شهر اصفهان

(۳) استادیار - دانشکده برق، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد نجف آباد

تاریخ دریافت: پاییز ۱۳۸۹

تاریخ پذیرش: تابستان ۱۳۹۰

**خلاصه:** در این مقاله طراحی کنترل کننده بهینه حول محور طولی در یکی از شرایط پروازی سیستم چندمتغیره هواپیما برای کنترل مجزای زاویه حمله از زاویه وضعیت پیچش (که در مدهای اعمال نیروی مستقیم حول محور طولی مورد استفاده می‌گیرد) با استفاده از الگوریتم بهینه سازی اجتماع ذرات (PSO) ارائه می‌شود. همان طور که می‌دانیم طراحی کنترل کننده حول محور طولی و حول محور سمتی - جانبی منجر به طراحی سیستم خلبان خودکار در هواپیما خواهد شد. سیستم خلبان خودکار در اکثر سازه‌های هوایی امروزی به یک جزء اساسی و جدایی‌ناپذیر تبدیل شده است. به نحوی که کمتر هواپیمای نظامی و یا غیرنظامی را می‌توان یافت که از این سامانه بی‌بهره مانده باشد. از طرف دیگر به دلیل مشکلاتی نظیر معادلات حرکتی غیرخطی و پیچیده حاکم بر رفتار دینامیکی این گونه سازه‌ها، طراحی سیستم خلبان خودکار به راحتی امکان پذیر نمی‌باشد. ارائه این روش می‌تواند پیچیدگی‌های طراحی سیستم خلبان خودکار را کاهش دهد. این روش بر روی هواپیمای جنگنده HIMAT شبیه سازی شده است و نتایج بیانگر کارایی آن می‌باشد.

**کلمات کلیدی:** سیستمهای چندمتغیره، الگوریتم بهینه سازی اجتماع ذرات (Particle Swarm Optimization)، خلبان خودکار طولی، معادلات حرکت هواپیما.

### ۱- مقدمه

و ... در تنظیم پارامترهای PID مشکلاتی وجود دارد [۳]. علاوه بر این با توجه به اینکه هواپیماها در بازه وسیعی از شرایط پروازی قرار می‌گیرند، کنترل کننده‌های با بهره ثابت، قادر نیستند بدون استفاده از راهکارهایی نظیر جدول بندی بهره هواپیما را در تمام شرایط پروازی به خوبی کنترل نمایند. در سال‌های اخیر برای کاهش این مشکلات و همچنین به منظور دستیابی به بهترین راندمان در هر نقطه از پوش پروازی هواپیما، استفاده از روش‌های جستجوی تصادفی نظیر الگوریتم ژنتیک (GA) [۴]، الگوریتم زنبور عسل (BA) [۵، ۶]، الگوریتم کلنی مورچه‌ها (ACO) [۷، ۸] و الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات (PSO) [۷-۸] نسبت به روش‌های کلاسیک تنظیم پارامترهای PID، با اقبال بیشتری مواجه شده است.

از آنجا که پایداری عملیاتی سیستم خلبان خودکار، نقش مهمی را در تامین ایمنی پرواز ایفا می‌کند، در سالهای اخیر توجه ویژه‌ای به آن شده است [۱]. در برخی از هواپیماها از کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشق گیر (PID) جهت کنترل مدهای مختلف وضعیت چرخش<sup>۱</sup>، پیچش<sup>۲</sup> و گردش<sup>۳</sup> و نرخ تغییرات آن و همچنین سرعت، ارتفاع و... در سیستم خلبان خودکار استفاده شده است [۲، ۳]. یکی از مراحل مهم و تاثیرگذار در طراحی کنترل کننده‌های PID تنظیم پارامترهای آن می‌باشد که امروزه این کار با استفاده از کنترل کننده‌های دیجیتال خود-تنظیم سطحی انجام می‌شود ولی در عمل به دلیل مشکلاتی نظیر تاخیرهای زمانی، غیرخطی بودن سیستم، درجه بالای سیستم‌ها

## ۲- قوانین کنترلی و معادلات حرکت در سیستم کنترل پرواز طولی هواپیما

از نظر مهندسان کنترل پرواز هواپیما در صنایع هوایی، سه مبحث کنترل، هدایت و پایداری هواپیما از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۱۲]. بنابر تعریف، تمایل ذاتی هواپیما در مخالفت با هرگونه اغتشاشات داخلی (مانند حرکت سطوح کنترلی توسط خلبان) و خارجی (مانند تلاطمات و اختلالات جوی) و بازگشت به تعادل اولیه را پایداری می‌نامند [۱۳]. کنترل پرواز، تغییر حالت هواپیما از حالت تعادل اولیه به تعادل ثانویه و هدایت پرواز نیز، حفظ تعادل اولیه هواپیما تعریف می‌شود [۱۳]. به نظر می‌رسد بین دو موضوع کنترل و پایداری در هواپیما، تضاد وجود دارد به این نحو که هرچقدر یک هواپیما پایدارتر باشد کنترل آن مشکل و هرچقدر کنترل آن آسان‌تر باشد دارای پایداری کمتری خواهد بود. مرز میان این دو توسط مبحثی به نام مشخصه‌های خوش دستی<sup>۱۲</sup> که در واقع مجموعه‌ای از مشخصه‌های کنترل و پایداری هستند که در شکل دادن احساس خلبان و سرنشینان نقش دارند، تعیین می‌شود [۱۳،۳]. در هر هواپیما مشخصه‌های خوش دستی دارای نواقصی است که باید تصحیح گردند. این امر با بهبود مشخصات آیرودینامیکی هواپیما امکان‌پذیر است [۱۴،۱]. لذا دانستن وابستگی‌های موجود بین آیرودینامیک سازه و کنترل هواپیما ضروری به نظر می‌رسد. پس می‌توان نیاز به اصلاح و تعدیل ساختار آیرودینامیک هواپیما را دلیل نیاز به وجود سیستم کنترل پرواز در هواپیماها به شمار آورد [۱۳]. طراحی قوانین کنترلی وضعیت طولی هواپیما نقش مهمی در پرواز وسیله پرنده و در نتیجه، تاثیر مستقیمی بر اجرای یک پرواز موفق در هواپیما دارد و به همین دلیل در این قسمت، بیان می‌شود.

به منظور کاهش بار کاری خلبان خصوصا در پروازهای بلند مدت، اکثر هواپیماها به سیستم کنترل پرواز خودکار<sup>۱۳</sup> یا خلبان خودکار مجهز شده‌اند [۱۵]. همچنین با ظهور سیستم‌های کنترل پرواز دیجیتال و پس از آن ایجاد قابلیت استفاده از چندین سطح کنترلی مختلف، طراحی مدهای کنترلی جهت کنترل دقیق مسیر پرواز به موضوعی جالب توجه تبدیل شده است [۱۶]. بنابراین این گونه سیستم‌ها به توانمندی‌های لازم جهت کنترل و حفظ وضعیت پارامترهای خاص پروازی مجهز شده‌اند که از آن جمله مدهای خلبان خودکار طولی که شامل حفظ وضعیت پیچش، حفظ زاویه مسیر پرواز، حفظ ارتفاع، حفظ عدد ماخ و سرعت هوایی و حفظ نرخ صعود و نزول هواپیما و... می‌باشد را می‌توان نام برد [۱۵]. به عنوان مثال جهت کنترل مجموعه‌ای از مدهای اعمال نیروی مستقیم<sup>۱۴</sup> و در نظر گرفتن رابطه  $\theta = \alpha + \gamma$  سه مُد کنترل طولی زیر که با زاویه حمله و زاویه پیچش هواپیما، مرتبط است را در نظر می‌گیریم:

(۱) انتقال عمودی<sup>۱۵</sup>: هدف استفاده از این مُد، کنترل سرعت عمودی هواپیما با فرض ثابت ماندن زاویه پیچش و متغیر بودن زاویه حمله است به نحوی که مطابق شکل (۱) ضمن حفظ زاویه وضعیت، در بردار سرعت قابلیت چرخش نیز وجود داشته باشد [۱۶].

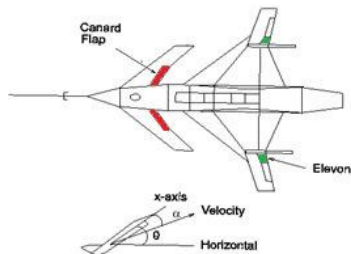
الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات، یکی از تکنیک‌های محاسبات تکاملی و زیر مجموعه هوش جمعی<sup>۴</sup> می‌باشد که توسط کندی و ابرهارت<sup>۵</sup> در سال ۱۹۹۵ توسعه یافت و حتی از نقطه نظر کیفی از الگوریتم ژنتیک نیز سبقت گرفت [۶]. الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات به سرعت توانست توجه فراوانی را در علوم به ویژه در مهندسی به خود جلب کند. توانایی این الگوریتم در حل معادلات دیفرانسیل غیرخطی و پیچیده بر وسعت کاربرد و مقبولیت آن افزود. به عنوان مثال می‌توان از کاربرد وسیع آن در گرایش‌های مهندسی برق نظیر حل مسائل مهندسی قدرت شامل دیسپاچینگ اقتصادی، کنترل توان راکتیو و دفع تلفات توان، جریان قدرت بهینه، طراحی کنترل کننده‌های قدرت و... نام برد [۱۰،۹]. در مهندسی کنترل نیز الگوریتم‌های مبتنی بر محاسبات تکاملی<sup>۶</sup> توانست در طراحی کنترل کننده با لحاظ کردن محدودیت‌های موجود بین مولفه‌های زمانی نظیر زمان صعود، حداکثر فراجش و زمان نشست و همچنین مباحث مرتبط با شناسایی سیستم<sup>۷</sup> و آموزش شبکه‌های عصبی<sup>۸</sup> به موفقیت‌هایی دست یابد [۱۱].

شاید بتوان یکی از نقاط قوت و در عین حال از نقاط ضعف این الگوریتم را همگرایی زودرس آن دانست. به این مفهوم که این الگوریتم قادر است با فرار از نقاط مینیمم محلی<sup>۹</sup> با استفاده از اطلاعات به اشتراک گذاشته شده توسط دیگر همسایه‌های موجود در مجموعه به خوبی به نقطه مینیمم کلی<sup>۱۰</sup> همگرا شود. در عین حال ممکن است ذراتی که دارای سرعت زیادی هستند از ناحیه جستجو پرش نمایند. برای رفع این مشکل در الگوریتم PSO استاندارد، راهکارهایی نظیر لحاظ کردن یک حد بالا برای سرعت ( $V_{max}$ ) ذرات، استفاده از روش گارانتی و ... پیشنهاد شده است.

در این مقاله سعی خواهیم کرد کنترل کننده‌ای بهینه در جهت کنترل مجموعه‌ای از مدهای اعمال نیروی مستقیم در سیستم چند متغیره خلبان خودکار هواپیمای جنگنده HIMAT، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات طراحی کنیم.

مطالبی که در این مقاله بیان خواهد شد به قرار زیر است: در در فصل دوم، سیستم کنترل پرواز طولی هواپیما که شامل قوانین کنترل وضعیت طولی هواپیما و مدل ریاضی حرکت طولی هواپیما به صورت یک سیستم چند متغیره می‌باشد، بیان می‌شود. الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه اجتماع ذرات برای کنترل سیستم‌های چند متغیره، در فصل سوم ارائه می‌شود. در فصل چهارم به کمک روش جمع وزنی (که یکی از روش‌های حل چند هدفه الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات است) بهترین طراحی ممکن برای سیستم چند متغیره کنترل مجزای زاویه حمله از زاویه وضعیت، با استفاده از نرم‌افزار متلب<sup>۱۱</sup> انجام و نتایج با روشهای شکل‌دهی حلقه و الگوریتم ژنتیک مقایسه خواهد شد. در فصل پنجم نیز نتیجه گیری ارائه می‌شود.

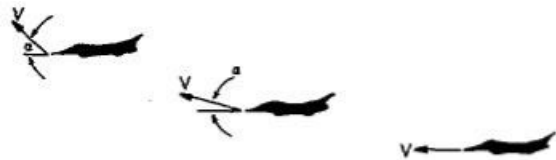
چهار نیروی اصلی شامل نیروی پیشرانه، نیروی وزن، نیروی پسا<sup>۱۸</sup> و نیروی برآ<sup>۱۹</sup> در حین پرواز هواپیما به سازه وسیله پرنده وارد می‌شود [۱-۱۵]. تاثیر متقابل این نیروها بریکدیگر باعث به پرواز درآمدن هواپیما می‌شود. از طرفی هر جسم صلب در فضا را می‌توان با مجموعه معادلات حرکت ۶ درجه آزادی<sup>۲۰</sup> نیوتن-اولر مدل کرد. این درجات آزادی شامل سه حرکت خطی و سه حرکت زاویه‌ای حول محورهای X, Y, Z در هواپیما می‌باشد [۱]. به منظور ساده‌سازی معادلات و همچنین در حالتی که تنها دینامیک طولی هواپیما مدنظر باشد معادلات ۶ درجه آزادی به معادلات ۳ درجه آزادی که دربردارنده انتقال در امتداد محورهای X, Z و حرکت زاویه‌ای حول محور Y (پیچش) است کاهش می‌یابد [۱۲، ۱]. در این مقاله از مدل خطی شده محور طولی (بر اساس نظریه اختلالات کوچک<sup>۲۱</sup>) در یکی از شرایط پروازی (سرعت 0.9 ماخ و ارتفاع 20000 فوت) هواپیمای جنگنده HIMAT استفاده می‌شود [۱۸، ۱۷]. این هواپیما متعلق به سازمان هوافضای آمریکا - ناسا بوده و در آن از دو ورودی کنترلی کانارد ( $\delta_c$ ) والون ( $\delta_e$ ) جهت کنترل محور طولی استفاده می‌گردد. دو خروجی مورد نیاز در ساختار خلبان خودکار موردنظر ما، زاویه وضعیت چرخش و زاویه حمله هواپیما می‌باشد. زاویه وضعیت ( $\theta$ )، زاویه بین محور افقی و محور X و زاویه حمله ( $\alpha$ )، زاویه بین بردار سرعت و محور X هواپیما تعریف می‌شود. سطوح کنترلی اولیه به همراه هندسه صفحه قائم هواپیما در شکل (۵) نشان داده شده است.



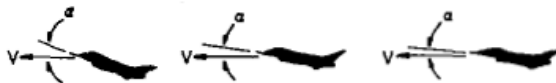
شکل (۵): سطوح کنترلی اولیه به همراه هندسه صفحه قائم هواپیما  
Fig. 5: Primary control surfaces together with the vertical plane geometry

معادلات حالت این سیستم که دارای چهار متغیر حالت و دو ورودی و دو خروجی می‌باشند در معادله (۱) بیان شده است. که در آن متغیرهای حالت شامل انحراف از سرعت روبه جلو ( $\delta v$ )، زاویه حمله ( $\alpha$ )، نرخ تغییرات زاویه وضعیت پیچش ( $q$ ) و زاویه وضعیت پیچش ( $\theta$ ) می‌باشد. بردار ورودی شامل وضعیت کانارد ( $\delta_c$ ) و وضعیت الوان ( $\delta_e$ ) و بردار خروجی شامل زاویه حمله ( $\alpha$ ) و زاویه وضعیت پیچش ( $\theta$ ) است [۱۸، ۱۷]. از سوی دیگر به منظور شکل دهی ورودی‌های مرجع و دستیابی به سرعت برابر برای پاسخ ورودی‌های مرجع زاویه حمله و زاویه وضعیت پیچش از پیش فیلتر  $\tilde{P}(s)$  استفاده می‌کنیم [۱۶].

(۲) اصل پیچش بدنه<sup>۱۶</sup>: هدف استفاده از این مُد، کنترل وضعیت پیچش هواپیما با فرض ثابت ماندن زاویه مسیر پرواز است (یعنی  $\theta = \alpha$ )، به نحوی که مطابق شکل (۲) زاویه حمله در شتاب ثابت، متغیر بوده و در بردار سرعت قابلیت چرخش وجود نداشته باشد [۱۶].  
(۳) نیروی برای مستقیم<sup>۱۷</sup>: هدف استفاده از این مُد، کنترل مسیر پرواز هواپیما با فرض ثابت ماندن زاویه حمله است (یعنی  $\gamma = \theta$ )، به نحوی که مطابق شکل (۳) در شتاب نرمال، زاویه حمله متغیر نباشد [۱۶].



شکل (۱): انتقال عمودی - کنترل سرعت عمودی در زاویه پیچش ثابت  
Fig. 1: Vertical translation - vertical velocity control at constant pitch attitude

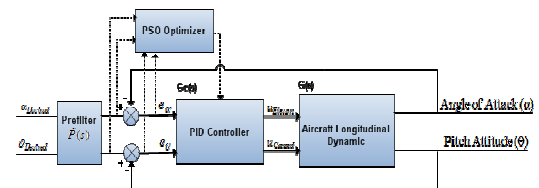


شکل (۲): اصل پیچش - کنترل وضعیت در زاویه مسیر پرواز ثابت  
Fig. 2: Fuselage pitch pointing - pitch attitude control at constant flight path angle



شکل (۳): نیروی برای مستقیم - کنترل مسیر پرواز در زاویه حمله ثابت  
Fig. 3: Direct lift control - vertical flight path control at constant angle of attack

در مجموع می‌توان گفت هدف کلی استفاده از این مُدهای کنترلی، کنترل مجزای مسیر پرواز از زاویه وضعیت پیچش می‌باشد. بلوک دیاگرام طراحی این سیستم در شکل (۴) نمایش داده شده است.



شکل (۴): دیاگرام بلوکی طراحی کنترل کننده PID بر پایه PSO جهت کنترل مدهای مختلف اعمال نیروی مستقیم  
Fig. 4: Block diagram of PID controller based on PSO to control a set of direct force modes

در ادامه به معرفی نیروهای اصلی وارد شده به سازه هواپیما می‌پردازیم و معادلات دینامیکی حرکت هواپیما را بیان می‌کنیم.

$$\bar{x}_i(t) = \bar{x}_i(t-1) + \bar{V}_i(t) \quad (۳)$$

به طوری که  $w$  ضریب وزنی اینرسی،  $c_2, c_1$  ضرایب شتاب و  $r_2, r_1$  اعداد تصادفی در بازه (۰ و ۱) می‌باشد. همچنین  $\bar{V}_i(t), \bar{x}_i(t)$  به ترتیب بردار متغیرهای مسئله و بردار سرعت متغیرهای مسئله است که در آن  $i \in \{1, 2, \dots, \max \text{ iteration}\}$  تعداد تکرار الگوریتم می‌باشد.

در مورد تعداد ذراتی که در ابتدای راهاندازی الگوریتم به صورت تصادفی در فضای جستجو ایجاد می‌شوند نیز می‌توان گفت که جمعیت مناسب برای شروع به کار الگوریتم PSO دقیقاً وابسته به نوع مسئله است. ولی به طور کلی به نظر می‌رسد که در جمعیت‌های بسیار کم، الگوریتم بسیار کند به جواب همگرا می‌شود و کیفیت جواب‌ها مطلوب نمی‌باشد. از سوی دیگر در جمعیت‌های بیشتر، هر چند کیفیت جواب‌ها مطلوب‌تر است، اما حجم محاسبات بسیار زیاد می‌باشد و در نتیجه زمان بیشتری صرف اجرای الگوریتم می‌گردد. بنابراین استفاده از روش سعی و خطا در شناسایی مقدار بهینه جمعیت اولیه با توجه به پیچیدگی‌ها و تعداد متغیرهای هر مسئله ضروری به نظر می‌رسد ولی روی هم رفته تعداد ذرات بین ۱۰۰ تا ۵۰۰ ذره می‌تواند انتخاب مناسبی محسوب گردد.

الگوریتم PSO در قدم اول بر روی مسأله بهینه سازی تک هدفه، که آرمان آن حداقل یا حداکثر نمودن یک هدف است مطرح شد. پس از آن سادگی الگوریتم، سبب شد محققان این روش را برای بهینه سازی چندهدفه (که مسأله به جای یک هدف با برداری از اهداف روبروست) نیز به کار بگیرند. برای اولین بار، مور و چاپمن<sup>۲۷</sup> طرح بسط استراتژی PSO را جهت حل مسائل چند هدفه در مقاله‌ای که هرگز منتشر نشد، پیشنهاد کردند. تا سال ۲۰۰۲ تلاشهای زیادی از جانب محققان مختلف در این زمینه انجام شد ولی طرح جالب توجهی منتشر نشد. پس از آن روشهای مختلفی از الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات چندهدفه در مقالات معتبر به چاپ رسیده است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که در اغلب مسائل در دنیای واقعی در نظر گرفتن تنها یک تابع هدف با تعدادی قیود، برای مواجهه با مسئله کافی نیست. به عبارت دیگر در بیشتر مسائل با برداری از توابع هدف مانند رابطه (۴)، (که باید مصالح‌های بین آنها برقرار شود) مواجه هستیم. هرچه تعداد توابع هدف بیشتر باشد برقراری مصالحه، پیچیده‌تر و بیان مسئله کمی دشوارتر خواهد شد.

$$\bar{f}(x) = \{f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)\} \quad (۴)$$

روابط (۵) شکل کلی چنین مسائلی را بیان می‌کند:

$$\begin{aligned} \bar{f}(x) &\rightarrow \min \\ \text{s.t. } lb &\leq x \leq ub \\ g_j(x) &\leq 0; \quad j = 1, \dots, q \\ g_j(x) &= 0; \quad j = q+1, \dots, q' \end{aligned} \quad (۵)$$

که در آن  $f_i(x)$  (i = 1, ..., k) توابع هدف مسئله،  $x$  بردار مجهولات مسئله،  $lb$  و  $ub$  به ترتیب حدود پایین و بالا برای بردار مجهولات است که با توجه به محدودیت‌های موجود در نظر گرفته می‌شود،  $g_j(x)$  (j = 1, ..., q) قیدهای نامساوی و  $g_j(x)$  (j = q+1, ..., q')

(۱)

$$\dot{x} = Ax + Bu; Y = Cx + Du$$

$$x = [\delta V \quad \alpha \quad q \quad \theta]^T; u = [\delta_e \quad \delta_c]^T; y = [\alpha \quad \theta]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} 0.023 & -37.00 & -19.00 & -32.00 \\ 0.00 & -1.90 & 0.98 & 0.01 \\ 0.012 & -12.00 & -26.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 1.00 & 0.00 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.00 & 0.00 \\ -0.41 & 0.00 \\ -78.00 & 22.00 \\ 0.00 & 0.00 \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 0 & 57 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

### ۳- الگوریتم بهینه سازی چند هدفه اجتماع ذرات<sup>۲۳</sup>

الگوریتم بهینه سازی اجتماع ذرات یکی از شاخه‌های هوش جمعی است که حوزه وسیعی از دانش هوش مصنوعی را شامل می‌شود. در واقع هوش جمعی بر پایه شبیه سازی رفتار جمعی گروهی از حشرات مانند زنبورها، مورچه‌ها و موربانها و گروه‌هایی از حیوانات، مانند پرندگان و ماهی‌ها که معمولاً به صورت گروهی تصمیم گیری می‌کنند، شکل گرفته است. روش بهینه سازی PSO در سال ۱۹۹۵ توسط جیمز کندی و راسل ابرهات معرفی گردید. در این الگوریتم هر کدام از اعضای اجتماع، یک ذره نامیده می‌شود. ذرات این اجتماع همگی در فضای چند بعدی شناور بوده و بر اساس تبادل اطلاعات با دیگر اعضا حرکت می‌نمایند. به عبارت دیگر هر عضو از جامعه، مطابق منطق خود، عملی را که فکر می‌کند درست است، انجام می‌دهد اما برای تصمیم گیری، نتیجه تصمیم گیری‌های قبلی خود و دیگران را نیز مد نظر قرار می‌دهد. به این ترتیب، یک جریان اطلاعاتی بین اعضای جامعه به وجود می‌آید که در کل باعث اتخاذ تصمیم‌های معقول‌تری از طرف اعضای جامعه می‌شود [۱۹]. لذا یکی از مشخصه‌های اصلی روش PSO، تاکید بر جمعی بودن تفکر و هوش می‌باشد [۲۰]. تفاوت عمده‌ای که این روش با الگوریتم‌های دیگر چون الگوریتم ژنتیک و الگوریتم سرد شدن تدریجی<sup>۲۴</sup> دارد، این است که اعضای جامعه از وضعیت سایر اعضا و یا بهترین عضو جامعه باخبر هستند و نتیجه به دست آمده توسط آنها را در تصمیم گیری‌های خود لحاظ می‌کنند. همچنین اعضا، بهترین نتیجه خود در طی اجرای الگوریتم را به یاد داشته و همواره سعی می‌کنند تا آن را نیز در تصمیمات خود، دخالت دهند. به همین دلیل، در صورتی که اشتباهی رخ دهد و تصمیم نامناسبی اتخاذ شود به زودی آن را جبران می‌کنند [۲۱، ۲۲]. در این روش مقدار بهترین نتیجه قبلی اعضای را بهترین مقدار فردی<sup>۲۵</sup> می‌نامند و با  $pbest$  نشان می‌دهند. همچنین بهترین مقدار که تا کنون توسط تمام ذره‌ها در میان جمعیت به دست آمده است را بهترین جواب کلی<sup>۲۶</sup> و با  $gbest$  نامگذاری می‌کنند. پس از یافتن دو مقدار  $gbest$ ،  $pbest$ ، هر ذره سرعت و مکان جدید خود را با رابطه (۲) و رابطه (۳) به روز می‌کند [۱۷، ۱۸].

$$\begin{aligned} \bar{V}_i(t) &= w\bar{V}_i(t-1) + c_1r_1(\bar{x}pbest_i - \bar{x}_i(t)) + \\ &c_2r_2(\bar{x}gbest_i - \bar{x}_i(t)) \end{aligned} \quad (۲)$$

$$G_c(s) = \begin{bmatrix} G_{c,11}(s) & \dots & G_{c,1n}(s) \\ \vdots & & \vdots \\ G_{c,m1}(s) & \dots & G_{c,mn}(s) \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در آن  $G_{c,ij}(x)$  ( $i, j=1, \dots, n$ ) تابع تبدیل کنترل کننده PID بوده و به صورت رابطه (۸) بیان می شود [۹]:

$$G_{c,ij} = K_{p,ij} \left( 1 + \frac{1}{T_{i,ij}s} \right) \left( \frac{1 + T_{d,ij}s}{1 + \epsilon T_{d,ij}s} \right); \epsilon \leq 0.1 \quad (8)$$

به طوری که  $K_{p,ij}$  بهره تناسبی،  $T_{i,ij}$  ثابت زمانی انتگرال گیر و  $T_{d,ij}$  ثابت زمانی مشتق گیر برای  $i$ امین کنترل کننده PID می باشند که به عنوان پارامترهای قابل تنظیم کنترل کننده توسط الگوریتم PSO و مطابق روابط (۳) و (۴) سرعت و موقعیت خود را جهت حداقل نمودن معیارهای تابع هدف  $J$  به روز می کنند. ارزش هر مجموعه کنترل کننده در هر بار تکرار الگوریتم با توجه به مینیمم شدن تابع معیار تعیین می شود. توابع هدف مختلفی برای طراحی کنترل کننده PID مطابق روابط (۹) تا (۱۲) که به ترتیب قدر مطلق انتگرال خطا<sup>۳۱</sup>، مربع انتگرال خطا<sup>۳۲</sup>، زمان وزن داده شده با قدر مطلق انتگرال خطا<sup>۳۳</sup> و زمان وزن داده شده با مربع انتگرال خطا<sup>۳۴</sup> نامیده می شوند، قابل تعریف است.

$$IAE = \int_0^{\infty} \sum_{i,j=1}^n |e_{ij}(t)| dt \quad (9)$$

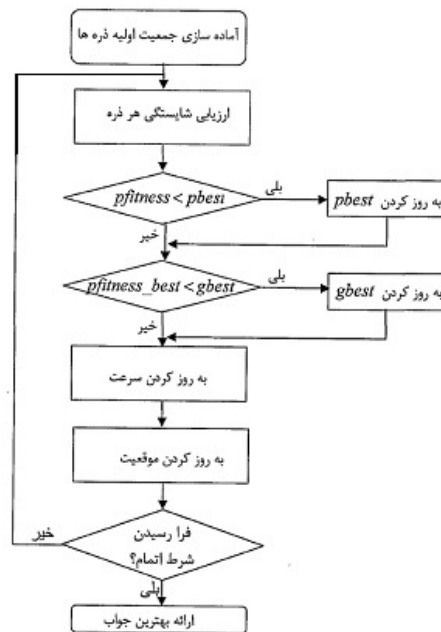
$$ISE = \int_0^{\infty} \sum_{i,j=1}^n e_{ij}(t)^2 dt \quad (10)$$

$$IATE = \int_0^{\infty} \sum_{i,j=1}^n t |e_{ij}(t)| dt \quad (11)$$

$$ISTE = \int_0^{\infty} \sum_{i,j=1}^n t e_{ij}(t)^2 dt \quad (12)$$

که در آن  $e_{ij}(t)$ ، به صورت تفاضل مقدار خروجی شماره  $i$ ام از ورودی مرجع شماره  $j$ ام تعریف می شود. البته ذکر این نکته حائز اهمیت است که معیار ارزش کنترل کننده PID می تواند شامل مؤلفه های حوزه زمان نظیر فراجش ( $M_p$ )، زمان صعود ( $t_r$ )، زمان نشست ( $t_s$ ) و ... نیز باشد. همان طوری که در بالا عنوان شد با تعریف تابع هدف بر حسب معیارهای حوزه زمانی و حوزه فرکانسی و همچنین پیکربندی پارامترهای کنترل کننده PID به عنوان متغیرهای مستقل و در عین حال مقید در الگوریتم اجتماع ذرات می توان کنترل کننده ای بهینه با استفاده از الگوریتم PSO طراحی نمود. در این مقاله با استفاده از روش بهینه سازی چند هدفه جمع وزنی، مساله چندهدفه طراحی کنترل کننده بهینه در سیستم دو ورودی- دو خروجی خلبان- خودکار در هواپیمای جنگنده HIMAT، به مساله تک هدفه تبدیل شده است. تابع هدف و مقادیر ضریب وزنی استفاده شده در آن که شامل ضریب وزنی توابع معیار ITSE و مقدار فراجش زیرسیستم ها می باشد، مطابق رابطه (۱۳) بیان می شود.

مساوی مسئله می باشند. روشهای گوناگونی برای این نوع مسائل بهینه سازی وجود دارد. یکی از این روشها، روش جمع وزنی است که در این مقاله بیان می شود. در روش جمع وزنی تابع چند هدفه  $f(x)$  از طریق جمع وزنی تمام اهداف از حالت چند هدفه خارج شده و به یک مسئله بهینه سازی تک هدفه تبدیل می شود. به این ترتیب که رتبه هدفها با توجه به اهمیت آنها مشخص شده و در تابع هدف جمعی، ضریب وزنی متناسب با هدف، به آنها اختصاص داده می شود. الگوریتم پیاده سازی بهینه سازی اجتماع ذرات چند هدفه به روش جمع ضرائب وزنی در شکل (۶) آورده شده است.



شکل (۶): فلورچارت پیاده سازی الگوریتم اجتماع ذرات  
Fig. 6: PSO algorithm operating process

#### ۴- طراحی کنترل کننده مبتنی بر MOPSO<sup>۲۸</sup> بر روی سیستم چندمتغیره MIMO<sup>۲۹</sup>

همانطور که می دانیم سیستم  $n$  ورودی  $n$  خروجی  $G(s)$  و همچنین کنترل کننده PID چند متغیره  $G_c(s)$  را می توان مطابق رابطه (۶) و رابطه (۷) به صورت ماتریسی نوشت [۲۳]:

$$G(s) = \begin{bmatrix} g_{11}(s) & \dots & g_{1n}(s) \\ \vdots & & \vdots \\ g_{m1}(s) & \dots & g_{mn}(s) \end{bmatrix} \quad (6)$$

کیت سیوس<sup>۳۷</sup> در سال ۲۰۰۳، [۱۸] توانست با استفاده از الگوریتم ژنتیک کنترل کننده PID در همان شرایط پروازی بر روی این سیستم تنظیم و طراحی نماید. در این قسمت از مقاله کنترل کننده بهینه جهت کنترل مجموعه‌ای از مدهای مختلف اعمال نیروی مستقیم، بر روی محور طولی هواپیما با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات طراحی شده است. مقادیر پارامترهای کنترل کننده PID حاصل از شبیه‌سازی به وسیله الگوریتم PSO با در نظر گرفتن اجتماع ۳۰۰ ذره‌ای و ۵۰ مرتبه تکرار الگوریتم (iter=50, popsize=300) و همچنین الگوریتم ژنتیک مطابق [۱۸] در جدول (۱) آورده شده است.

از سوی دیگر در شکل (۷) مقادیر بهینه تابع هدف  $j(k)$  به ازای تکرار الگوریتم PSO و در شکل‌های (۸) تا (۱۰) نیز مقادیر بهینه پارامترهای کنترل کننده PID شامل پارامترهای  $T_i, T_d, K_p$  به ازای تکرار الگوریتم PSO آورده شده است.

در جدول (۲) امکان مقایسه بین مقادیر حوزه زمان، حاصل از طراحی کنترل کننده بر روی سیستم خلبان خودکار با استفاده از سه روش شکل‌دهی حلقه، الگوریتم ژنتیک و الگوریتم اجتماع ذرات فراهم شده است. ضرائب توابع تبدیل کنترل کننده طراحی شده به روش شکل دهی حلقه نیز مطابق [۷] و راهنمای نرم افزار متلب در جدول (۳) آورده شده است. همان طور که از مقایسه مقادیر حوزه زمان این سه کنترل کننده مشهود است، پارامترهای زمان صعود و زمان نزول و حداکثر فراجش در پاسخ پله سیستمی که در آن از کنترل کننده مبتنی بر الگوریتم PSO استفاده شده، نسبت به کنترل کننده‌ای که با استفاده از روش الگوریتم ژنتیک طراحی شده است بهبود قابل توجهی دیده می‌شود، اما کنترل کننده مبتنی بر الگوریتم PSO در مواجهه با کنترل کننده مبتنی بر روش شکل دهی حلقه دارای مقدار حداکثر فراجش تقریباً برابر و زمان صعود و زمان نزول نامناسب‌تری می‌باشد. البته ذکر این نکته حائز اهمیت است که کنترل کننده مبتنی بر روش شکل دهی حلقه دارای تابع تبدیل مرتبه ۹ است که در نتیجه پیاده سازی این کنترل کننده در عمل مشکل به نظر می‌رسد.

از سوی دیگر در شکل (۱۱) می‌توان پاسخ سیستم به ورودی‌های پله زاویه حمله و زاویه وضعیت پیچش را مشاهده کرد. همانگونه که مشاهده می‌شود شاهد برتری بسیاری از پارامترهای تعقیب فرمان ورودی<sup>۳۸</sup> در حوزه زمان سیستم طراحی شده مبتنی بر کنترل کننده PID به روش الگوریتم اجتماع ذرات نسبت به سیستم طراحی شده مبتنی بر کنترل کننده PID به روش الگوریتم ژنتیک و همچنین تساوی نسبی پارامترهای تعقیب فرمان ورودی نسبت به کنترل کننده مرتبه ۹ طراحی شده براساس روش شکل دهی حلقه می‌باشیم.

در شکل (۱۲) نیز ورودی‌های کنترلی مورد نیاز در پاسخ سیستم به ورودی‌های پله زاویه حمله و زاویه وضعیت پیچش که با استفاده از سه روش طراحی کنترل کننده برای هواپیما فوق به دست آمده را می‌توان مشاهده کرد که حاکی از تلاش کنترلی مناسب برای کنترل کننده PID مبتنی بر الگوریتم PSO نسبت به دو کنترل کننده دیگر می‌باشد.

$$j(k) = \int_0^2 \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 W_{ij} (te_{ij}^2(t)) dt + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^2 W_{(i+2)(j+2)} M_{P,ij} \quad (13)$$

$$W_{11} = 1, W_{12} = 1, W_{21} = 3.2, W_{22} = 1;$$

$$W_{33} = 1, W_{34} = 1, W_{43} = 1, W_{44} = 1;$$

که در آن  $(i, j = 1, 2)$  حداکثر فراجش و  $e_{ij}$  تفاضل مقدار خروجی شماره نام از ورودی مرجع شماره نام و  $W$  ضریب وزنی اهداف و  $j(k)$  نیز به عنوان تابع معیار یا تابع هدف تعریف می‌شود. علاوه بر این ساختار کنترل کننده چندمتغیره با در نظر گرفتن رابطه (۷) به صورت رابطه (۱۴) و (۱۵) تعریف شده است.

$$G_c(s) = \begin{bmatrix} G_{11}(s) & G_{12}(s) \\ G_{21}(s) & G_{22}(s) \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$G_{ij}(s) = K_{p,ij} \left( 1 + \frac{1}{T_{i,j}s} \right) \left( \frac{(1+T_{d,ij}s)}{(1+\varepsilon T_{d,ij}s)} \right); \varepsilon = 0.1; j = 1, 2 \quad (15)$$

که در آن به ازای  $i, j = 1, 2$  بهره تناسبی  $K_{p,ij}$ ، ثابت زمانی انتگرال گیر  $T_{i,j}$  و ثابت زمانی مشتق گیر  $T_{d,ij}$  تعریف می‌شود. ضمن اینکه محدوده تغییرات پارامترهای کنترل کننده نیز مطابق رابطه (۱۶) در نظر گرفته شده است.

$$\left\{ \begin{array}{l} -10 \leq K_{p,ij} \leq 10, 1.0e-03 \leq T_{i,j} \leq 1.0e+03, \\ 1.0e-03 \leq T_{d,ij} \leq 1.0e+03, j \in \{1, 2\}; \varepsilon = 0.1 \end{array} \right\} \quad (16)$$

همچنین پیش فیلتر  $\tilde{P}(s)$  نیز به صورت یک فیلتر پایین گذر با پهنای باند 0.5 هرتز مطابق [۱۸]، به صورت رابطه (۱۷) انتخاب می‌شود. در حالی که در طراحی کنترل کننده مبتنی بر روش شکل دهی حلقه پیش فیلتر  $\tilde{P}(s)$  مطابق [۱۶]، به صورت رابطه (۱۸) در نظر گرفته می‌شود.

$$\tilde{P}(s) = \frac{1}{(10.32s)} I_{2 \times 2} \quad (17)$$

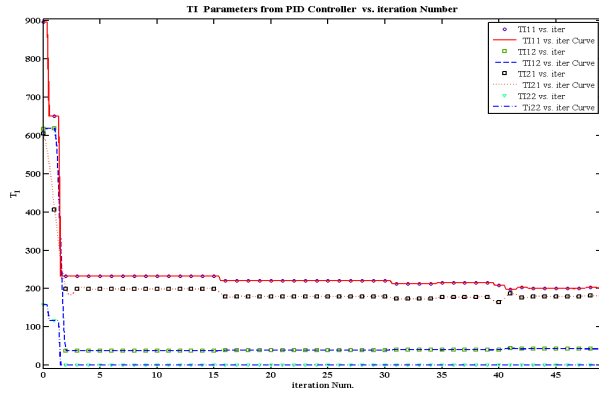
$$\tilde{P}(s) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \frac{3}{(3+s)} \end{bmatrix} \quad (18)$$

## ۵- شبیه سازی و نتایج آن

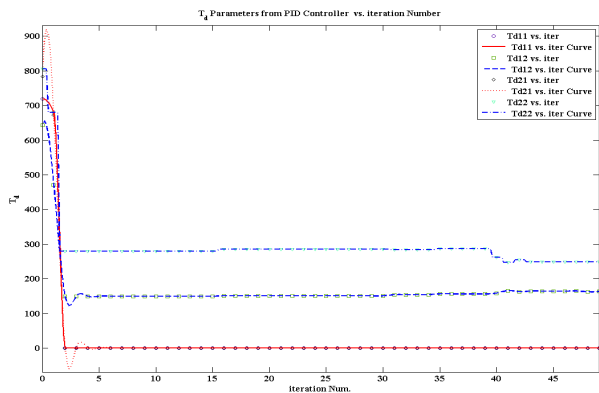
هواپیمای جنگنده HIMAT به دلیل دارا بودن سطوح کنترل چندگانه و مجزا به عنوان بهترین انتخاب جهت پیاده سازی و سنتز مدهای کنترلی پیشرفته در سیستم خلبان خودکار چند متغیره هواپیما مد نظر قرار گرفته است [۱۶]. در سال ۱۹۸۱ سافونو<sup>۳۵</sup> و دیگران، [۱۶] با در نظر گرفتن متغیرهای حالت محرکه‌های کانارد و الون در دینامیک سیستم، کنترل کننده‌ای با استفاده از روش شکل دهی حلقه و با مرتبه ۱۱ بر روی این هواپیما طراحی نمودند. پس از آن در سال ۱۹۹۸ بالاس<sup>۳۶</sup> و دیگران، [۷] نیز در جعبه ابزار سنتز و آنالیز  $\mu$  در نرم‌افزار متلب و این بار بدون در نظر گرفتن متغیرهای حالت مربوط به محرکه‌های کانارد و الون در دینامیک سیستم، موفق به پیاده سازی کنترل کننده دیگری با استفاده از روش شکل‌دهی حلقه شدند. سپس

### ۶- نتیجه گیری

در این مقاله یک کنترل کننده PID بهینه برای سیستم دینامیک طولی هواپیمای با قدرت مانور بالای HIMAT با استفاده از الگوریتم بهینه سازی اجتماع ذرات طراحی و شبیه سازی گردید. سپس در ادامه نتایج حوزه زمان حاصل با دو روش شکل دهی حلقه و الگوریتم ژنتیک به صورت تحلیلی مورد بررسی واقع شد. به نظر می رسد استفاده از روش های مبتنی بر هوش مصنوعی رفته رفته بتواند به پختگی هرچه بیشتر جهت برآوردن اعتماد طراحان سیستم های کنترل پرواز هواپیما برسد. گرچه اینگونه روش ها هم اکنون نیز توانسته به دلیل سادگی و کارایی بالا در سیستم های پیچیده ای همچون سیستم های هدایت و کنترل و شناسایی هواپیماهای بدون سرنشین به مقبولیت مورد توجهی دست یابد.



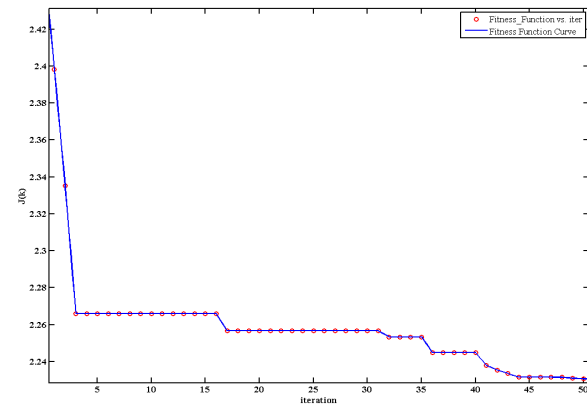
شکل (۹): مقادیر بهینه پارامتر  $T_1$  به ازای تکرار الگوریتم PSO  
Fig. 9: Optimal  $T_1$  parameters via PSO algorithm iteration



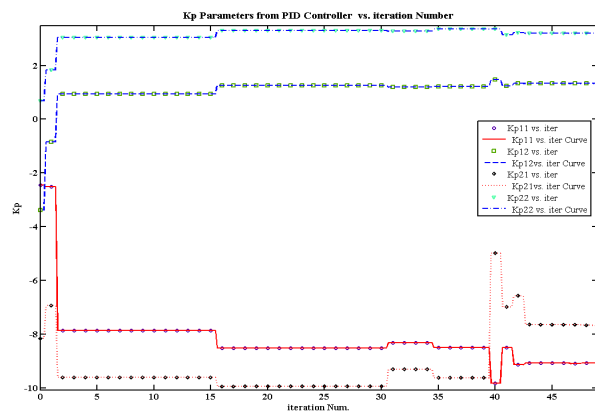
شکل (۱۰): مقادیر بهینه پارامتر  $T_d$  به ازای تکرار الگوریتم PSO  
Fig. 10: Optimal  $T_d$  parameters via PSO algorithm iteration

Table 1: PID controller parameters with GA&PSO algorithms  
جدول (۱): پارامترهای کنترل کننده PID طراحی شده بر اساس الگوریتم های PSO و GA

PID Parameters	PID Algorithm	
	GA	PSO
$K_{p,11}$	0.366	-9.0623
$T_{i,11}$	0.212	201.8305
$T_{d,11}$	0.050	0.9252
$K_{p,12}$	-0.0001	1.3346
$T_{i,12}$	--	43.1223
$T_{d,12}$	--	163.6554
$K_{p,21}$	0.058	-7.6805
$T_{i,21}$	0.475	180.9801
$T_{d,21}$	2370.6	0.6750
$K_{p,22}$	-0.548	3.2037
$T_{i,22}$	1.287	0.8503
$T_{d,22}$	0.013	248.9423



شکل (۷): مقادیر بهینه تابع هدف  $J(k)$  به ازای تکرار الگوریتم PSO  
Fig. 7: Optimal fitness function via PSO algorithm iteration



شکل (۸): مقادیر بهینه پارامتر  $K_p$  به ازای تکرار الگوریتم PSO  
Fig. 8: Optimal  $K_p$  parameters via PSO algorithm iteration

- 11- MATLAB/Simulink
- 12- Handling Qualities
- 13- Automatic Flight Control System(AFCS)
- 14- Direct Force Modes
- 15- Vertical Translation
- 16- Fuselage Pitch Pointing
- 17- Direct Lift
- 18- Drag Force
- 19- Lift Force
- 20- Degree of Freedom (DOF)
- 21- Small Perturbation
- 22- Canard & Elevon
- 23- Multi-Objective PSO(MOPSO)
- 24- Simulated Annealing
- 25- Personal Best
- 26- Global Best
- 27- Moore & Chapman
- 28- Multi-objective PSO
- 29- Multi Input-Multi Output(MIMO)
- 30- Fitness function Criterion
- 31- Integral of Absolute Error (IAE)
- 32- Integral of Squared-Error (ISE)
- 33- Integral Time-Absolute-Error (ITAE)
- 34- Integral Time-Squared-Error (ITSE)
- 35- M. G. Safonov
- 36- G. Balas
- 37- I. Kitsios
- 38- Command following

Table (2): Time response comparisons of loop shaping, GA and PSO controller

جدول (۲): مقایسه مقادیر حوزه زمان حاصل از طراحی کنترل کننده از سه روش شکل دهی حلقه، الگوریتم ژنتیک و الگوریتم اجتماع ذرات

PID Parameters	Controller Type		
	Loop Shaping	GA	PSO
$t_{r,11}$	0.274	0.247	0.089
$M_{p,11}$	0	1.105	0
$t_{s,11}$	0.489	0.436	0.200
$M_{p,12}$	0	20.3	30.5
$M_{p,21}$	0	62.2	25.0
$t_{r,22}$	0.275	0.470	0.065
$M_{p,22}$	0	9.393	2.367
$t_{s,22}$	0.490	3.324	0.445

پی نوشت:

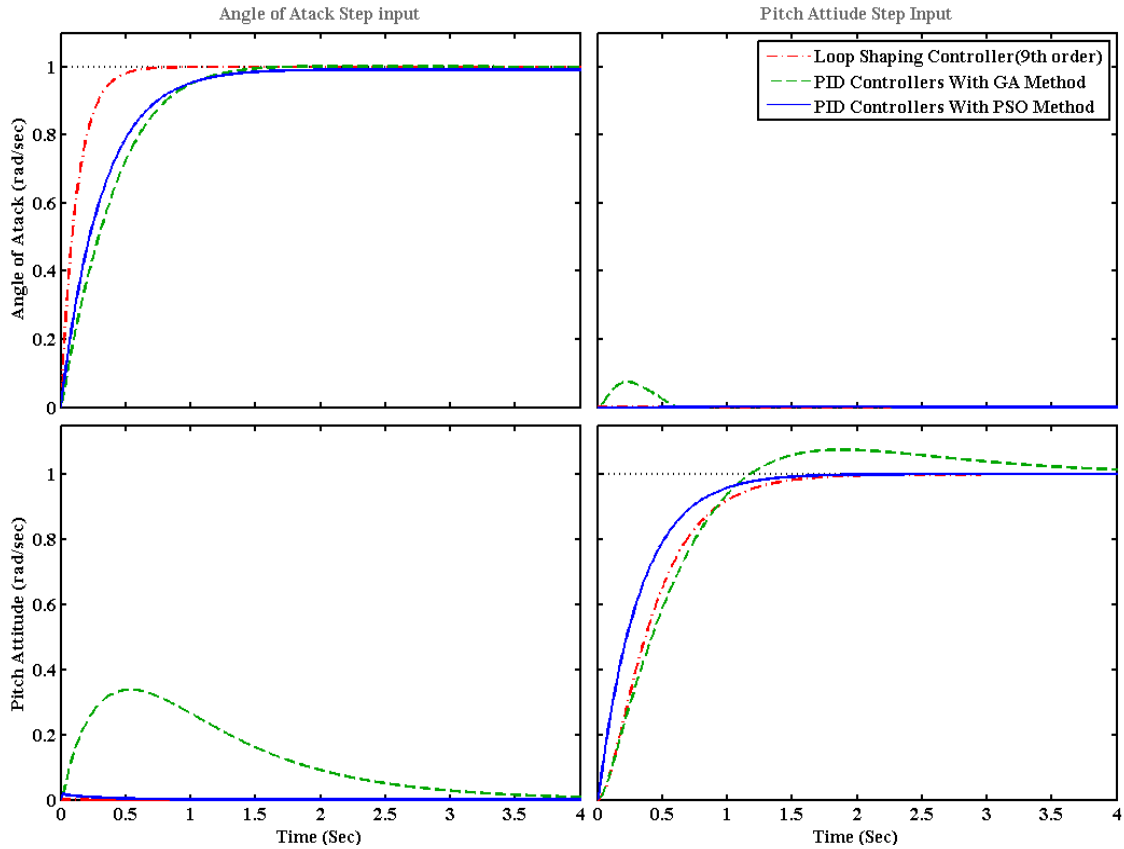
- 1- Roll
- 2- Pitch
- 3- Yaw
- 4- Swarm Intelligence
- 5- J. Kennedy and R. C. Eberhart
- 6- Evolutionary Algorithms
- 7- System Identification
- 8- Neural network training
- 9- Local Minimum
- 10- Global Minimum

Table (3): Loop shaping controller according to equation (14)

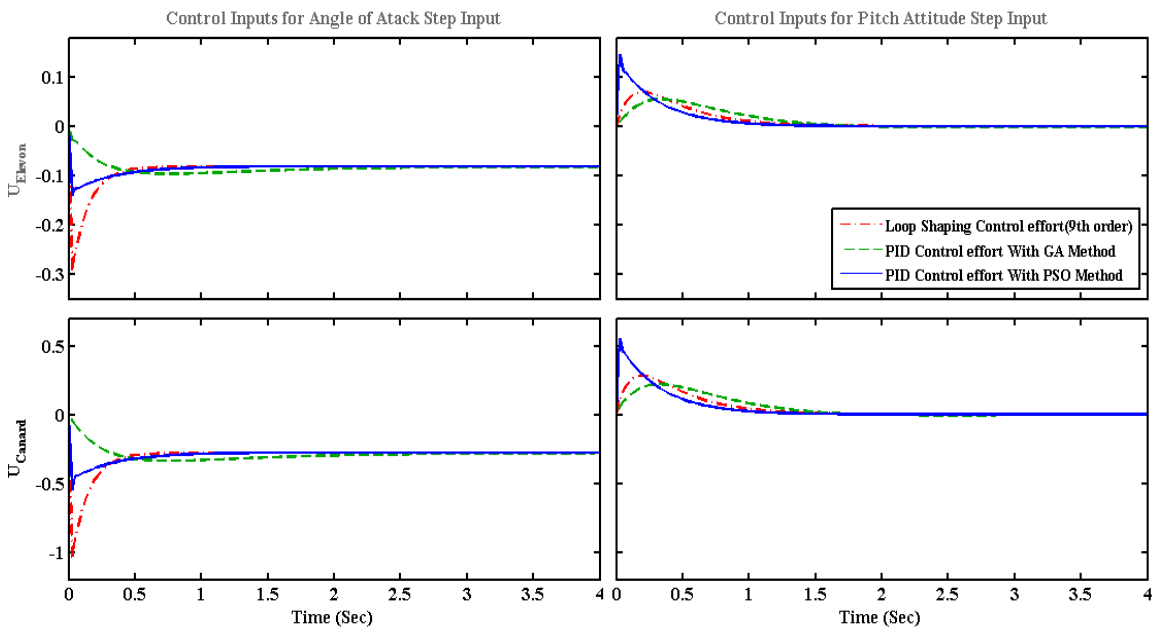
جدول (۳): کنترل کننده طراحی شده با استفاده از روش شکل دهی حلقه مطابق رابطه (۱۴)

$G_{11}(s)$	$\frac{(-1406 * s^8 - 2.882e7 * s^7 - 2.364e11 * s^6 - 9.702e14 * s^5 - 1.992e18 * s^4 - 1.638e21 * s^3 - 3.142e21 * s^2 - 7.14e19 * s + 2.581e7)}{(s^9 + 2.461e4 * s^8 + 2.524e8 * s^7 + 1.381e12 * s^6 + 4.251e15 * s^5 + 6.981e18 * s^4 + 4.778e21 * s^3 + 1.099e20 * s^2)}$
$G_{12}(s)$	$\frac{(-1.11e-16 * s^9 + 1.464e-8 * s^8 + 5.645e6 * s^7 + 9.257e10 * s^6 + 5.693e14 * s^5 + 1.556e18 * s^4 + 1.595e21 * s^3 + 5.296e19 * s^2 + 3.743e017s - 4.862e10)}{(s^9 + 2.461e4 * s^8 + 2.524e8 * s^7 + 1.381e12 * s^6 + 4.251e15 * s^5 + 6.981e18 * s^4 + 4.778e21 * s^3 + 1.099e20 * s^2)}$
$G_{21}(s)$	$\frac{(-4986 * s^8 - 1.022e8 * s^7 - 8.383e11 * s^6 - 3.44e15 * s^5 - 7.062e18 * s^4 - 5.806e21 * s^3 - 1.077e22 * s^2 - 2.312e20 * s + 2.45e8)}{(s^9 + 2.461e4 * s^8 + 2.524e8 * s^7 + 1.381e12 * s^6 + 4.251e15 * s^5 + 6.981e18 * s^4 + 4.778e21 * s^3 + 1.099e20 * s^2)}$
$G_{22}(s)$	$\frac{(1.073e5 * s^8 + 1.783e9 * s^7 + 1.12e13 * s^6 + 3.189e16 * s^5 + 3.662e19 * s^4 + 6.445e21 * s^3 + 2.128e20 * s^2 + 1.298e19 * s - 3.255e4)}{(s^9 + 2.461e4 * s^8 + 2.524e8 * s^7 + 1.381e12 * s^6 + 4.251e15 * s^5 + 6.981e18 * s^4 + 4.778e21 * s^3 + 1.099e20 * s^2)}$





شکل (۱۱): پاسخ سیستم به ورودی‌های پله زاویه حمله و زاویه وضعیت پیچش



شکل (۱۲): ورودی‌های کنترلی در پاسخ سیستم به ورودی‌های پله زاویه حمله و زاویه وضعیت پیچش

## مراجع

- [1] B.L. Stevens, "Aircraft control and simulation", pp.196-205, John Wiley&Sons, INC.1992.
- [2] J.H. Blakelock, "Automatic control of aircraft and missile, Vol.II, Amir Kabir University Publication, 2004. (Persian)
- [3] Y. Shengyi, L. Kunqin, S. Jiao, "Design and simulation of the longitudinal autopilot of UAV based on self-adaptive fuzzy PID control", Proc. IEEE Inter. Conf. Comp. Intell. and Sec., pp.634-638, 2009.
- [4] R.A. Krohling, I.P. Rey, "Design of optimal disturbance rejection PID controller using genetic algorithm", IEEE Trans. Evol. Comp., Vol.5, pp.78-82, Feb. 2001.
- [5] A.P. Engelbrecht, "Computational intelligence: An introduction", Edition. 2, pp.125-392, John Wiley&Sons, Ltd, 2007.
- [6] K.O. Jones, A. Bouffant, "Comparison of bees algorithm, ant colony optimization and particle swarm optimization for PID controller tuning", Int. Conf. on Comp. Sys. and Tech.-Comp Sys.Tech. 08, pp.9-1 - 9-6, 2008.
- [7] C. Ou, W. Lin, "Comparison between PSO and GA for parameters optimization of PID controller" ,Proc. IEEE Int. Conf. Mech. and Auto., pp.2471-2475, 2006.
- [8] J. Kennedy, R. Eberhart. "Particle swarm optimization ". In Proc. of the 4th IEEE Inter. Conf. on Neu. Net.. IEEE Press, 1995.
- [9] M.R. AlRashidi, M.E. El-Hawary, "A survey of particle swarm optimization applications in electric power systems", IEEE Trans. Evol. Comp., Vol.13, No.4, Aug. 2009.
- [10] S.P. Ghoshal, "Optimization of PID gains by particle swarm optimizations in fuzzy based automatic generation control", Elec. Pow. Sys. Res., Vol.72, pp.203-212, 2004.
- [11] P.J. Fleming, R.C. Purshouse, "Evolutionary algorithms in control systems engineering: A survey", Cont. Eng. Prac., Published by Elsevier Science Ltd, March 2002.
- [12] G.L. Hartmann, M.F. Barrett, C.S. Greene, "Control design for an unstable vehicle," NASA Dryden Flight Research Center, Contract Rep. NASA 4-2518, Dec. 1979.
- [13] M.H. Sadraei, "Flight control and stability", Emam Hossian University Publication, 2000. (Persian)
- [14] J. Roskam, "Airplane flight dynamics and automatic flight controls", Vol.1, pp.183-103, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [15] J. Roskam, "Airplane flight dynamics and automatic flight controls", Vol.2, pp.800-827, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [16] M.G. Safonov, A.J. Laub, G. Hartmann, "Feedback properties of multivariable systems: The role and use of return difference matrix", IEEE Trans. of Automat. Cont., AC-26(1):47-65, 1981.
- [17] G. Balas, J.C. Doyle, K. Glover, A. Packard, R. Smith, "M-analysis and synthesis toolbox", The Mathworks Inc, 1998.
- [18] I. Kitsios, T. Pimenides, "Structured-specified robust-multivariable-controller design for practical applications using genetic algorithms", IEE Proc. Cont. The. App., Vol.150, No.3, May 2003.
- [19] J. Kennedy, R Eberhart, "Particle swarm optimization with adaptive mutation," Acta Electronica Sinica, Vol.4, perth, Australia, pp.1942-1948, 1995.
- [20] J. Kennedy, R.C. Eberhart, Yuhui Shi, "Swarm Intelligence", Academic Press. 2001.
- [21] Y. Shi, Y. Eberhart, "A modified particle swarm optimizer", Proc. IEEE Int. Conf. Evol. Comp. (ICEC'98), Anchorage, Alaska, May 1998.
- [22] R.C. Eberhart, Y. Shi, "Tracking and optimizing dynamic systems with particle swarms", Proc. IEEE Conf. Evolu. Comp., pp.94-97, Seoul, Korea, 2001.
- [23] M.A. Johnson, M.H. Moradi, "PID control, new identification and design methods", Vol.11, pp.389-427, Springer-Verlag London Limited, 2005.