

تخمین پارامترهای یک شبیه‌ساز کنترل وضعیت آزمایشگاهی با استفاده از روش حداقل مربعات و بهینه‌سازی هوشمند ترکیبی

علیرضا آهنگرانی^۱، حامد عارف‌خانی^۲، سید مجید حسینی^{۳*} و امیر حسین توکلی^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۰۳/۲۰	در این مقاله پارامترهای مدل دینامیکی یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی مبتنی بر یاتاقان هوایی شامل ممان اینرسی‌ها، مرکز جرم میز، با استفاده از داده‌های ثبت شده در یک مانور وضعیت به دو روش: ۱- روش بهینه‌سازی ترکیبی الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی مرتبه دوم متوالی و ۲- روش حداقل مربعات خطا، تخمین زده شده است. برای این کار با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی یک مانور وضعیت انجام می‌شود و مقادیر گشتاور و همچنین سرعت زاویه‌ای حول سه محور ثبت می‌گردد. سپس با استفاده از داده‌های ذخیره شده و پیاده‌سازی دو روش، پارامترهای میز تخمین زده می‌شوند. نتایج نشان می‌دهد که با روش حداقل مربعات برخلاف الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی، با یک تست کنترل وضعیت از نقطه اولیه غیر صفر به مبداء، نمی‌توان تخمین مناسبی استخراج نمود و نیاز به تست‌های متفاوت به‌گونه‌ای است که تمام مودهای سیستم تحریک گردد. در حالی که در روش بهینه‌سازی ترکیبی، با انجام همان یک آزمایش می‌توان پارامترهای مدل دینامیکی را تخمین زد. برای صحت‌گذاری الگوریتم پیاده‌سازی شده، عملکرد حلقه بسته میز در محیط آزمایشگاهی و مدل شبیه‌سازی شده بررسی و مقایسه گردید که نشانگر دقت مناسب کمتر از ۵ درصد خطا در میانگین تمام نمونه‌ها در هر دو روش تخمینی می‌باشد.
پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۷/۱۵	
واژگان کلیدی: شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت، تخمین پارامترها، الگوریتم حداقل مربعات خطا، الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی.	

۱- مقدمه

تمامی ماهواره‌ها برای استفاده بهینه و مناسب از آن‌ها، نیازمند طراحی سیستم کنترل وضعیت هستند. با استفاده از سیستم کنترل وضعیت می‌توان ماهواره را برای انجام عملیات نسبت به یک مرجع و چهارچوب خاص در وضعیت مناسب قرار داد [۱].

میزهای شبیه‌ساز سه درجه آزادی مبتنی بر یاتاقان هوایی یکی از مناسب‌ترین و ارزان‌ترین ابزارها برای پیاده‌سازی و ارزیابی الگوریتم کنترل وضعیت برای ماهواره‌ها در شرایط آزمایشگاهی زمینی است [۲]. این شبیه‌ساز با حرکت تقریباً

بدون اصطکاک حول سه محور، شرایطی مشابه به فضا را ایجاد می‌کند. با عملگرها، حسگرها و پردازش‌گری که معمولاً بر روی آن‌ها قرار داده می‌شود به طراحان این اجازه را می‌دهد که به راحتی الگوریتم کنترل وضعیت را پیاده‌سازی کرده و نتایج حاصل را تحلیل کنند و صحت عملکرد آن‌ها در فضا اطمینان حاصل نمایند [۳].

میزهای شبیه‌ساز به‌طور معمول دارای عملگرهای چرخ عکس‌العملی و عملگر مغناطیسی هستند. چرخ‌های عکس‌العملی با توجه به اندازه و دقت گشتاور، مهمترین ابزار کنترل وضعیت محسوب می‌شوند. چرخ‌های عکس‌العملی

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: mjdhosseini@mut.ac.ir

۱. پژوهشگر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲. پژوهشگر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳. استادیار پژوهشی، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۴. استادیار پژوهشی، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

بوده و عملکرد بهتری از نظر دقت و زمان همگرایی تخمین نسبت به روش معمول حداقل مربعات را دارد.

در مرجع [۱۲]، موقعیت مرکز جرم شبیه‌ساز سه درجه آزادی مبتنی بر یاتاقان هوایی با الهام از الگوریتم فیلتر کالمن تخمین زده می‌شود. با در نظر گرفتن نویز در معادلات دینامیکی شبیه‌ساز ماهواره به عنوان عدم قطعیت، ورودی‌ها که گشتاورهای اعمالی به سیستم و خروجی‌ها که بردار حالت سیستم (سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اولیه) می‌باشد موقعیت مرکز جرم و ممان اینرسی‌ها تخمین زده شده است. در این مقاله برای بررسی صحت تخمین، مقایسه‌ای بین نتایج حاصل شده پس از پیاده‌سازی الگوریتم فیلتر کالمن با مقادیر واقعی استفاده شده در شبیه‌سازی انجام شده است.

روشی مقاوم در برابر نویز، بر پایه روش حداقل مربعات بازگشتی برای شناسایی مؤلفه‌های تانسور اینرسی ماهواره مجهز به چرخ عکس‌العملی در مرجع [۱۳] ارائه شده است. سپس پایداری آن به وسیله روش لیاپانوف اثبات گردیده است. دقت تخمین این روش قبل و بعد از تغییر پارامترها کمتر از ۳ درصد است. از جمله معایب این روش می‌توان به مشکل شدن تخمین شتاب با افزایش مقدار نویز اشاره نمود.

در مرجع [۱۴]، تخمین متغیرهای ژيروسکوپ و ممان اینرسی یک ماهواره زمین‌آهنگ در فاز انتقال مداری به‌طور همزمان با استفاده از روش فیلتر کالمن توسعه یافته انجام شده است. در این روش مقادیر تخمین زده شده شامل کوآرنیون‌ها، سرعت‌های زاویه‌ای و ممان اینرسی ماهواره است. همچنین متغیرهای کالیبراسیون ژيروسکوپ شامل بردار بایاس و ضریب تبدیل حسگر نیز به صورت همزمان تخمین زده شده است. قابل ذکر است که اثر گشتاور اغتشاشی در شناسایی ممان اینرسی ماهواره نیز لحاظ گردیده است. از جمله مزایای این روش کاهش میزان ناپیچینی به دلیل همپوشانی اندازه‌گیری‌های حسگرها می‌باشد.

مرجع [۱۵] برای حذف آثار نامعینی پارامتری و افزایش قوام سیستم در برابر نامعینی‌ها از روش حداقل مربعات بازگشتی برای تخمین پارامترهای جرم و اینرسی یک ربات پرند استفاده کرده است. از آنجا که با افزایش نامعینی در جرم و ممان‌های اینرسی سیستم کنترل به صورت کامل قادر به ردیابی و پایداری نمی‌باشد، لذا تخمین

معمولاً از نوع موتورهای جریان مستقیم بدون جاروبک بوده و رفتاری کاملاً غیرخطی دارند [۴].

با در اختیار داشتن مدل با دقت مناسب از یاتاقان هوایی می‌توان، الگوریتم‌های کنترل وضعیت را قبل از پیاده‌سازی در میز شبیه‌ساز، در محیط شبیه‌سازی با ابزارهای موجود بررسی نمود و سپس این کنترل‌کننده را به راحتی بر روی میز شبیه‌ساز پیاده نمود [۵]. بنابراین مدل‌سازی دقیق میز کنترل وضعیت و تعیین پارامترهای آن از جدی‌ترین موضوعات پژوهشی در سال‌های اخیر بوده است.

در مرجع [۶] دو روش برای تخمین ممان اینرسی و مرکز جرم شبیه‌ساز ارائه شده است. در روش اول از حداقل مربعات خطا برای تخمین استفاده می‌کند و در روش دوم با استفاده از حداقل مربعات خطای بازگشتی برای محاسبه برخط پارامترهای شبیه‌ساز استفاده می‌کند. مرجع [۷] با استفاده از داده‌های تست و با روش فیلتر کالمن توسعه یافته و همچنین حداقل مربعات غیرخطی مشخصات جرمی میز شبیه‌ساز را تخمین زده است.

تخمین پارامترهای یک میز خاص براساس حداقل مربعات خطا و سپس استفاده آن در محیط شبیه‌سازی در مرجع [۸] مطرح گردیده است. در این مرجع با استفاده از داده‌های شبیه‌سازی ممان اینرسی میز تخمین زده می‌شود.

مرجع [۹] روش کالمن فیلتر توسعه یافته را برای تخمین پارامترهای یک ماهواره به‌صورت برخط ارائه می‌دهد که می‌تواند در فرآیند کنترل ماهواره مورد استفاده قرار گیرد. در مرجع [۱۰] همانند سایر مراجع از روش فیلتر کالمن برای شناسایی سیستم میز در دو حالت معادلات دکوپله شده و معادلات کامل استفاده می‌کند که نتایج نشان می‌دهد می‌توان معادلات دکوپله را نیز برای این میز استفاده نمود.

مسئله تخمین انحراف مرکز جرم نسبت به مرکز دوران در شبیه‌ساز سه درجه آزادی وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی در مرجع [۱۱] مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا معادلات حرکت سیستم استخراج گردیده و سپس روشی مقاوم در برابر حضور نویز، براساس اصلاح تخمین روش حداقل مربعات ارائه شده است. با پیاده‌سازی این روش بر روی دینامیک شبیه‌ساز، مرکز جرم سیستم تخمین زده شده است. شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهند که روش ارائه شده برای تخمین مرکز جرم، در برابر وجود نویز و خطاهای ناشی از عدم قطعیت پارامترهای سیستم مقاوم

اینرسی و مرکز جرم شبیه‌ساز با استفاده از روش فیلترکالمن در دو مرحله تخمین زده شده است. دقت تخمین مرکز جرم ۱۰ میکرومتر و دقت تخمین ممان اینرسی اصلی حدود ۰/۱ کیلوگرم مترمربع بیان شده است. با مطالعه مراجع مرتبط با مسأله شناسایی سیستم، این نکته مشهود است که همگی این روش‌ها به دنبال شناسایی پارامترهای ناشناخته یا غیردقیق همچون جرم و ممان‌های اینرسی و اغتشاشات براساس روش‌های کلاسیک فیلتر کالمن توسعه یافته یا روش‌های مبتنی بر حداقل مربعات هستند. در حالی‌که با توجه به رشد روزافزون سرعت پردازشی رایانه‌های جدید، روش‌های بهینه‌سازی هوشمند می‌توانند بستر بسیار مناسبی برای تخمین دقیق از پارامترهای میز شبیه‌ساز ارائه دهد.

در این مقاله با استفاده از داده‌های تست آزمایشگاهی و به کمک روش حداقل مربعات خطا و ابزارهای بهینه‌سازی هوشمند همچون الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی مرتبه دوم متوالی (SQP^۱)، جرم شبیه‌ساز، ممان اینرسی‌ها و موقعیت مرکز جرم آن در راستای سه محور تخمین زده می‌شود و نتایج تخمین با یکدیگر مقایسه می‌گردد. مزیت استفاده از روش بهینه‌سازی هوشمند، تخمین با استفاده از داده‌های یک تست کنترل وضعیت بدون نیاز به تحریک تمام موده‌های سیستم می‌باشد در حالی‌که در روش حداقل مربعات خطا، تخمین با استفاده از داده‌های یک تست کنترل وضعیت منجر به نتیجه نامطلوب می‌شود و بایستی چندین تست در حالتی که سیستم آشوب باشد و تمام موده‌های آن تحریک شود انجام گیرد. انجام تست کنترل وضعیت حلقه بسته در مود آشوب فرایندی با ریسک بالا و وقت‌گیر است و نتیجه تمام تست‌ها در این مود مطلوب نمی‌باشد چرا که ممکن است مودی از سیستم تحریک نشود. اما در تخمین با استفاده از روش بهینه‌سازی هوشمند با اولین تست کنترل وضعیت حلقه بسته در حالت پایدار، نتیجه تخمین حاصل می‌شود. ساختار مقاله به این صورت است که در بخش دوم میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی دانشگاه صنعتی مالک شتر برای آزمایش‌های تعیین و کنترل وضعیت معرفی می‌شود. در بخش سوم معادلات دینامیک و سینماتیکی حاکم بر آن بیان می‌شود. در بخش چهارم روش تخمین پارامترها انجام شده و در ادامه براساس

پارامترهای مذکور ضروری است. نتایج شبیه‌سازی نشان داده است که سیستم کنترلی طراحی شده با وجود تخمین پارامترهای سیستم، عملکرد مناسبی در پایدارسازی و ردیابی مسیر مطلوب و رد اغتشاش خارجی و نامعینی‌های پارامتری دارد.

در مرجع [۱۶] با هدف طراحی، آزمایش و اعتبارسنجی یک سیستم تعادل جرم خودکار برای یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی کنترل وضعیت، شناسایی خواص جرمی آن مورد بررسی قرار گرفته است. بر این اساس فرایند تخمین خواص جرمی شبیه‌ساز با استفاده از روش کلاسیک لونبرگ-مارکوارت به عنوان یک روش بهینه‌سازی ارائه شده است. با به کارگیری این تکنیک مشکلات در اجرا از جمله نیاز به تکرار نمونه‌برداری برطرف خواهد شد. پس از انجام تخمین جهت تنظیم فاصله بین مرکز جرم و مرکز چرخشی از مکانیزم تنظیم مرکز جرم خودکار استفاده شده است. این روش تخمین جدید با روش الگوریتم بازگشتی حداقل مربعات نیز مقایسه شده است.

آقای وانگ و همکارانش [۱۷] با استفاده از ترکیب ساختار ویژه مسئله حداقل مربعات غیرخطی، با الگوریتم طرح‌ریزی متغیر، پارامترهای خطی و غیرخطی را جداسازی نموده‌اند. سپس برای یافتن پارامترهای غیرخطی الگوریتم لونبرگ-مارکوارت و برای پارامترهای خطی روش حداقل مربعات کلاسیک را پیشنهاد داده‌اند. برای اثبات روش پیشنهادی آن‌ها کار خود را با روش الگوریتم لونبرگ-مارکوارت بدون جداسازی پارامترها مقایسه کردند. نتایج نشان می‌دهد که (۱) روش جداسازی پارامترها، تعداد تکرارها را کاهش و با کم کردن ابعاد پارامترها میزان محاسبات کاهش پیدا می‌کند. (۲) هنگامی که ماتریس ضرایب پارامترهای خطی خوش فرم باشند، استفاده از روش حداقل مربعات برای حل مسئله برازش، بیشترین دقت برازش را ارائه می‌دهد.

در مرجع [۱۸] مسئله تعیین موقعیت مرکز جرم و ممان اینرسی یک میکروماهواره روی میز شبیه‌ساز یاتاقان هوایی با استفاده از اندازه‌گیری اپتیکی انجام شده است. برای تنظیم مرکز جرم و ممان اینرسی از یک سیستم بالانس اتوماتیک که شامل عملگرهای الکترومکانیکی خطی و جرم‌های ثابت می‌باشد استفاده نموده‌اند. با داشتن مدل دینامیکی میز شبیه‌ساز و مجموعه یاتاقان هوایی ممان

^۱ Sequential quadratic programming

۳- مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی

شبیه‌ساز

برای توصیف دینامیک سیستم با استفاده از معادله اوایلر رابطه زیر استخراج شده است [۲۰]:

$$[T]^B = [D^I h_B^I]^B = [D^B h_B^I + \omega_B^I \times h_B^I]^B \quad (1)$$

D^I تغییرات پارامتر مورد نظر نسبت به زمان در دستگاه اینرسی، h_B^I و ω_B^I به ترتیب اندازه حرکت زاویه‌ای و سرعت زاویه‌ای بدنه نسبت به اینرسی و $[]^B$ مقدار پارامتر مورد نظر در دستگاه بدنی می‌باشد. رابطه (۱) به صورت ساده شده زیر بیان می‌گردد:

$$T = \dot{h}_I = \dot{h}_B + \omega \times h_B \quad (2)$$

$$h_B = [I]\omega \quad (3)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$T = T_c + T_d + (mgr_s) \times K \quad (6)$$

T_c گشتاور کنترلی، T_d گشتاور اغتشاشی، mgr_s گشتاور تولیدی ناشی از اختلاف بین مرکز جرم و مرکز هندسی پلتفرم، K بردار یکه در راستای اعمال نیروی وزن پلتفرم یعنی راستای قائم است که مولفه‌های آن در دستگاه بدنه با ترتیب (۱→۲→۳) برای زوایای اوایلر عبارتند از [۲۱]:

$$K = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi \cos\theta \\ \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

r_s برداری است که مرکز هندسی پلتفرم را به مرکز جرم آن متصل می‌کند و مولفه‌های آن در چهارچوب بدنه پلتفرم از رابطه زیر به دست می‌آید.

تخمین‌ها کنترل‌کننده مناسب طراحی شده و بر روی شبیه‌ساز پیاده‌سازی می‌شود و نتایج تست آزمایشگاهی بررسی و تحلیل می‌شود. در نهایت در بخش آخر نتیجه‌گیری، جمع‌بندی و اقدامات آینده برای توسعه کار ارائه خواهد شد.

۲- معرفی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

مشخصات جرمی و هندسی شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و کنترل وضعیت دانشگاه صنعتی مالک اشتر در مرجع [۱۹] معرفی شده است. این شبیه‌ساز در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱ - پلتفرم شبیه‌ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت

این پلتفرم شامل باتری برای تغذیه بخش‌های الکترونیکی، عملگرهای چرخ عکس‌العملی و عملگر مغناطیسی است. عملگر مغناطیسی دارای محدودیت در تولید دو قطبی مغناطیسی می‌باشند و مقدار بیشینه آن در جهت مثبت و منفی به ترتیب $12.26 A.m^2$ و $-11.76 A.m^2$ می‌باشد. این شبیه‌ساز مجهز به یک حسگر AHRS که ترکیبی از حسگرهای ژایرو مغناطیسی و شتاب‌سنج خطی می‌باشد که دقت آن بهتر از ۰/۵ درجه حول محور x و y و بهتر از ۱ درجه حول محور z است. همچنین دارای یک پردازنده صنعتی بدون فن است که الگوریتم‌های کنترل، تولید فرامین، قرائت حسگرها و ارتباط با ایستگاه زمینی بر روی آن انجام می‌گیرد.

از نظر مکانیکی این شبیه‌ساز سه درجه آزادی قابلیت مانور حول محورهای x و y (صفحه افق) حدود ۴۰ درجه می‌باشد ولی حول محور z (عمود بر صفحه پلتفرم) محدودیتی وجود ندارد.

معادلات سینماتیکی استفاده خواهد شد.

تغییرات زوایای اوایلر نسبت به دستگاه مرجع سنجیده می‌شود تا ارسال فرمان‌های کنترلی ملموس‌تر باشد. در نتیجه می‌توان $[\omega_B^I]^B$ که از حل معادلات دینامیکی حاصل شده است را به صورت زیر بیان کرد:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^R]^B + [\omega_R^I]^B \quad (12)$$

$[\omega_B^R]^B$ سرعت‌زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع و $[\omega_R^I]^B$ سرعت‌زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی می‌باشد. برای پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره دستگاه مرجع همان دستگاه پایه پلتفرم بوده و به علت کوتاه بودن زمان تست‌های کنترل وضعیت در آزمایشگاه از سرعت‌زاویه‌ای دستگاه پایه پلتفرم نسبت به اینرسی صرف‌نظر می‌شود. لذا $[\omega_B^I]^B$ برابر با $[\omega_B^R]^B$ می‌باشد و برای ترتیب (۱→۲→۳) زوایای اوایلر عبارت است از [۲۲]:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^R]^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

با حل رابطه فوق برای نرخ زوایای اوایلر، معادلات سینماتیکی پلتفرم برای زوایای اوایلر با ترتیب (۱→۲→۳) به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

که در اینجا $\dot{\phi}$ ، $\dot{\theta}$ و $\dot{\psi}$ به ترتیب نرخ زوایا حول محور x ، y و z است.

۴- تخمین پارامترهای شبیه‌ساز سه درجه آزادی با روش بهینه‌سازی ترکیبی الگوریتم ژنتیک و SQP

در دهه گذشته الگوریتم ژنتیک به طور گسترده در مطالعات بهینه‌سازی استفاده شده است. اصطلاحات و نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک از اصطلاحات بیولوژی و ژنتیک پیروی می‌کند [۲۳].

$$\mathbf{r}_s = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

در این حالت اگر r_z مقدار مثبتی باشد یعنی مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد پلتفرم دارای تعادل پایدار است و اگر این مقدار برابر صفر باشد، پلتفرم در شرایط تعادل خنثی است و اگر منفی باشد تعادل ناپایدار است. بنابراین:

$$\begin{aligned} & (\text{mgr}_s) \times K \\ & = \text{mg} \begin{bmatrix} r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta \\ -r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta \\ r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta \end{bmatrix} \quad (9) \end{aligned}$$

در نتیجه گشتاورهای کلی اعمالی به سیستم به صورت زیر خواهند بود:

$$\begin{aligned} T_x &= T_{c_x} + T_{d_x} + \text{mg}(r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta) \\ T_y &= T_{c_y} + T_{d_y} + \text{mg}(-r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta) \\ T_z &= T_{c_z} + T_{d_z} + \text{mg}(r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta) \end{aligned} \quad (10)$$

که این معادله بیان می‌کند گشتاور حول هر یک از محورها مجموع گشتاور حاصل از چرخ‌های عکس‌العملی (گشتاور کنترلی)، گشتاور ناشی از اغتشاش و گشتاور ناشی از اختلاف بین مرکز جرم و مرکز دوران است. بنابراین، طرف دوم رابطه (۲) برابر است با:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z \\ & \quad + I_{yx}\omega_x\omega_z - I_{yy}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_z^2 \\ & \quad - I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 + I_{zz}\omega_z\omega_y \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z \\ & \quad + I_{xx}\omega_x\omega_z - I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}\omega_z^2 \\ & \quad + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x - I_{zz}\omega_z\omega_x \\ T_z &= I_{zz}\dot{\omega}_z - I_{zx}\dot{\omega}_x - I_{zy}\dot{\omega}_y \\ & \quad - I_{xx}\omega_x\omega_y + I_{xy}\omega_y^2 + I_{xz}\omega_z\omega_y - I_{yx}\omega_x^2 \\ & \quad + I_{yy}\omega_y\omega_x - I_{yz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (11)$$

از روابط فوق $[\omega_B^I]^B$ حاصل می‌شود و از این مقادیر در

قادر است نزدیکترین حداقل نسبی به حدس اولیه را البته با حداکثر سرعت و حداقل محاسبات بیابد. برای داشتن مزیت‌های هر دو روش کافی است روند را با روش الگوریتم ژنتیک آغاز نمود و پس از اینکه به قدر کافی به مقدار بهینه مطلق نزدیک شد نتیجه را به عنوان حدس اولیه برای روش SQP در نظر گرفت و به نقطه مطلق بهینه رسید.

در این مقاله، با در نظر گرفتن مدل درجه دوم در هر کانال وضعیت و با در اختیار داشتن خروجی‌های آزمایش می‌توان ضرایب را با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی طوری محاسبه نمود که مقدار خروجی حاصل از شبیه‌سازی و مقدار واقعی حداقل شود. بنابراین، تابع معیار بهینه‌سازی عبارت است از:

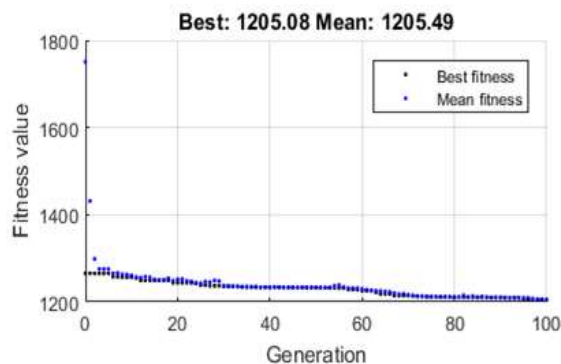
$$F_{obj} = \int (|\Phi_{actual} - \Phi_{simulation}| + |\theta_{actual} - \theta_{simulation}| + |\psi_{actual} - \psi_{simulation}|) dt \quad (15)$$

مقادیر ضرایب توابع تبدیل در هر کانال توسط الگوریتم ترکیبی ژنتیک و SQP با هدف حداقل کردن تابع معیار رابطه (۱۵) محاسبه می‌گردد. تنظیمات در نظر گرفته شده برای پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک در جدول ۱ ارائه گردیده است.

جدول ۱- تنظیمات الگوریتم ژنتیک.

روش انتخاب	نوع ترکیب ژنتیکی	احتمال جهش	تعداد نسل	تعداد جمعیت
Roulette	دو نقطه‌ای	٪۴۰	۵۰	۱۰۰

با توجه به تنظیمات جدول ۲ و تابع معیار رابطه (۱۹)، روند همگرایی الگوریتم ژنتیک و SQP در شکل (۲) و (۳) آورده شده است.



شکل ۲- روند همگرایی تابع هدف

همان تعاریف و اصطلاحاتی که در آنجا استفاده می‌شوند در اینجا نیز مورد استفاده قرار می‌گیرند. یک جامعه (Population) جواب‌های بالقوه حل یک مسئله هستند. یک جامعه را در زمان معین یک نسل می‌گویند. رمزگذاری (Encoding) فرآیندی است که در آن اعداد حقیقی به باینری تبدیل می‌شوند بازآوری (Reproduction) فرآیندی است که نسل‌های جدید تشکیل می‌گردد. انتخاب، فرآیندی است که از طریق بازمانده‌ها انجام می‌شود. جفت‌گیری فرآیندی است که دو کروموزوم باقی مانده می‌توانند اطلاعات باینری را (از طریق تلاقی) مبادله نموده و نسل دیگری ایجاد کنند. تلاقی (Crossover) عمل مبادله‌ی حقیقی ژن‌ها و بیت‌ها بین دو بازمانده است. جهش فرآیند تصادفی است که در آن یک بیت از ۰ به ۱ یا بالعکس تغییر می‌کند.

بسیاری از زمینه‌های رشته کنترل با الگوریتم ژنتیک کار می‌کنند. مختصراً می‌توان گفت که الگوریتم ژنتیک یک تکنیک برنامه‌نویسی است که از تکامل ژنتیکی به‌عنوان یک الگوی حل مسئله استفاده می‌کند. مسئله بهینه‌سازی شامل متغیرها، قیود و تابع معیار است که فرآیند انتخاب متغیرهای بهینه از طریق ارزیابی تابع معیار به کمک الگوهای انتخاب تصادفی پیش می‌رود [۲۴].

اما از آنجایی که منطق حاکم بر الگوریتم ژنتیک، استفاده از الگوهای تصادفی است، در هر بار اجرا نقطه بهینه بصورت حدودی محاسبه می‌گردد و امکان محاسبه نقطه دقیق بهینه وجود ندارد. همچنین استفاده از این روش به تنظیماتی از جمله تعداد جمعیت، نوع ترکیب ژنتیکی، نوع جهش و روش انتخاب وابسته است که نیازمند تجربه کاربر بوده و ممکن است حل مسئله را با مشکل مواجه سازد.

برای حل مشکلات مطروحه، از الگوریتم‌های ترکیبی بهینه‌سازی مانند ترکیب الگوریتم ژنتیک و SQP استفاده می‌شود. با این ترکیب نقطه حاصل از الگوریتم ژنتیک با استفاده از روش SQP دقیق‌تر می‌گردد. روش SQP یک روش تکرار پذیر بسیار مناسب برای حل عددی مسائل بهینه‌سازی غیرخطی است. چنانچه مسئله فقط شرط مساوی داشته باشد، این الگوریتم مانند روش نیوتنی عمل خواهد کرد.

بنابراین بصورت کلی، روش الگوریتم ژنتیک می‌تواند به مقدار بهینه مطلق دست یابد، اما این فرآیند وقت‌گیر و دارای مشکلاتی است. در عین حال روش SQP هم فقط

داده‌های ورودی و خروجی تخمین دقیقی از ماتریس ممان اینرسی و فاصله مرکز جرم پلتفرم از مرکز هندسی آن بدست می‌آید. معادلات حرکت پلتفرم که ارتباط بین ورودی و خروجی سیستم را بیان می‌کنند عبارتند از:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = r_s \times (mgK) + T \quad (16)$$

که در اینجا I ممان اینرسی‌های پلتفرم، $\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ بردار

سه تایی سرعت زاویه‌ای و $r_s = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix}$ برداری است که مرکز هندسی پلتفرم را به مرکز جرم متصل می‌کند و T بردار گشتاور اعمال شده به پلتفرم است. مشخصه بردار K در این معادله عبارتند از:

$$K = \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\theta\cos\theta \\ \cos\theta\cos\theta \end{bmatrix}$$

بنابراین، می‌توان نوشت:

$$\omega \times (I\omega) = \begin{bmatrix} -I_{xy}pr - I_{yy}qr - I_{yz}rr + I_{xz}pq + I_{yz}qq + I_{zz}rq \\ I_{xx}pr + I_{xy}qr + I_{xz}rr - I_{xz}pp - I_{yz}qp - I_{zz}rp \\ -I_{xx}pq - I_{xy}qq - I_{xz}rq + I_{xy}pp + I_{yy}qp + I_{yz}rp \end{bmatrix}$$

$$r_s \times (mgK) = mg \begin{bmatrix} 0 & -c\theta c\theta & s\theta c\theta \\ c\theta c\theta & 0 & s\theta \\ -s\theta c\theta & -s\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix}$$

(17)

معادلات حرکت نسبت به پارامترهای اینرسی و ترم گرانش خطی هستند. به همین دلیل مسئله تخمین را می‌توان با استفاده از الگوریتم حداقل مربعات به فرم بازگشتی حل کرد. اگر معادلات حرکت پلتفرم را به صورت $AX - T = 0$ در نظر گرفته شود، آنگاه $A \in \mathbb{R}^{9 \times 3}$ ، $X \in \mathbb{R}^{9 \times 1}$ و $T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ خواهند بود که:

$$X = [I_{xx} \ I_{xy} \ I_{xz} \ I_{yy} \ I_{yz} \ I_{zz} \ mgr_x \ mgr_y \ mgr_z]^T$$

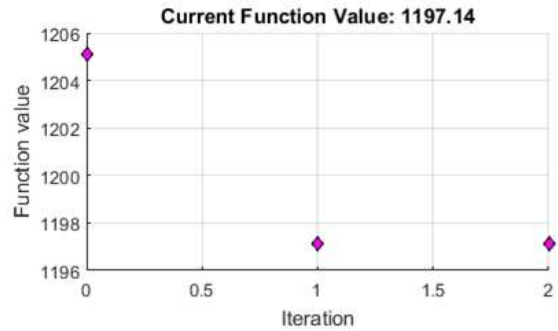
$$A = \begin{bmatrix} p & q - pr & r + pq & -qr & q^2 - r^2 & qr & 0 & -c\theta c\theta & s\theta c\theta \\ pr & p + qr & r^2 - p^2 & q & r - pq & -pr & c\theta c\theta & 0 & s\theta \\ -pq & p^2 - q^2 & p - qr & pq & q + pr & r & -s\theta c\theta & -s\theta & 0 \end{bmatrix}$$

اگر A_K و T_K مشخص کننده مقادیر A و T در K امین گام باشند

$$\bar{A}_K = \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_K \end{bmatrix} \ \& \ \bar{T}_K = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_K \end{bmatrix} \quad (18)$$

بنابراین، می‌توان تخمین بردار X را به صورت زیر نوشت:

$$\underline{X} = (\bar{A}_K^T \bar{A}_K)^{-1} \bar{A}_K^T \bar{T}_K \quad (19)$$



شکل ۳- روند همگرایی تابع هدف در الگوریتم SQP

شکل (۲) نشان می‌دهد که با گذشت نسل‌ها، همگرایی تابع معیار به خوبی صورت گرفته و بهینه‌سازی انجام شده است. همچنین در شکل (۳) نشان داده شده است که روش SQP، خروجی حاصل از الگوریتم ژنتیک را دقیق‌تر نموده است. با انجام بهینه‌سازی و کمینه نمودن تابع معیار، پارامترهای سیستم به صورت جدول ۲ تخمین زده شده است.

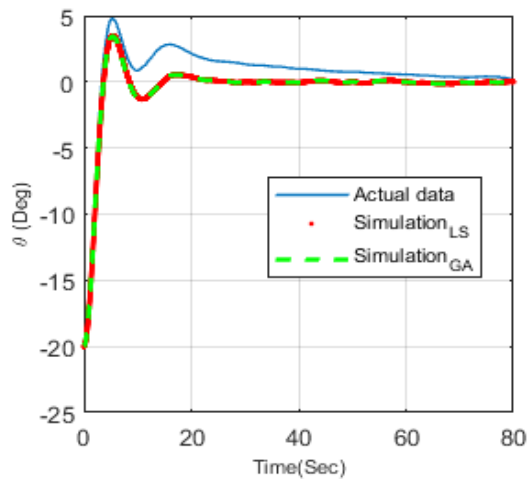
جدول ۲- تخمین پارامترهای سیستم با روش بهینه‌سازی

پارامتر	مقدار	تربکیبی
جرم	85 (Kg)	
ممان	$\begin{bmatrix} 7.01 & 0.87 & 0.041 \\ 0.87 & 7.2 & -0.0312 \\ 0.041 & -0.0312 & 12.622 \end{bmatrix}$	(Kg m ²)
اینرسی		
فاصله		
مرکز جرم	$\begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.731 \times 10^{-5} \\ 1.6115 \times 10^{-7} \\ 4.055 \times 10^{-4} \end{bmatrix}$	(m)
و مرکز		
دوران		

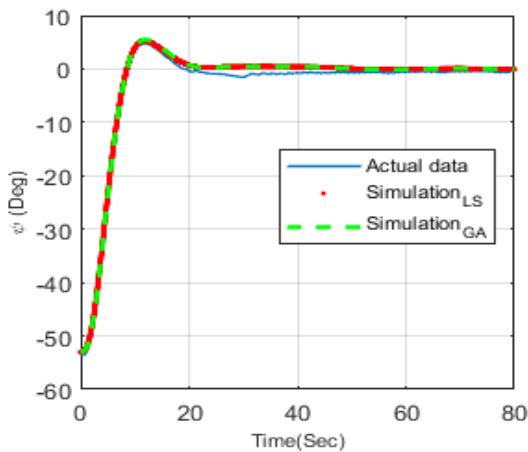
۵- تخمین پارامترهای شبیه‌ساز سه درجه آزادی

با حداقل مربعات خطا

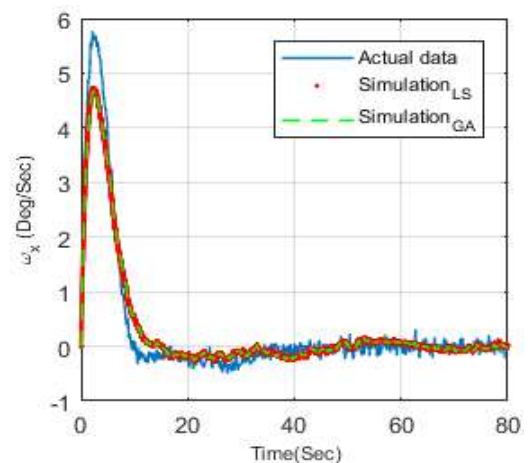
یکی از ابزارهای بسیار مهم در تخمین و شناسایی سیستم، روش مبتنی بر حداقل مربعات خطاست. در این مقاله ابتدا به صورت مشابه و با داده‌های استفاده شده در الگوریتم ژنتیک براساس روش حداقل مربعات پارامترها تخمین زده شد که نتایج بسیار نامطلوب بود [۲۵]. در روش حداقل مربعات خطا، برای تخمین مناسب باید تمام مودهای سیستم را تحریک نمود و نتایج تست‌ها را در تمام شرایط استفاده نمود. بنابراین، در این مقاله برای تخمین ممان اینرسی پلتفرم الگوریتم شناسایی حداقل مربعات استاندارد با استفاده از تعدادی آزمایش به کار گرفته می‌شود. در هر آزمایش یک فرمان پروفیل گشتاور اعمال می‌شود و سرعت زاویه‌ای پلتفرم ثبت می‌شوند. سپس از تحلیل off line



شکل ۵- نمودار زاویه حول محور φ در شبیه‌سازی‌ها و تست آزمایشگاهی



شکل ۶- نمودار زاویه حول محور ψ در شبیه‌سازی‌ها و تست آزمایشگاهی



شکل ۷- نمودار سرعت زاویه‌ای حول محور x در شبیه‌سازی‌ها و تست آزمایشگاهی

نتایج شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی نشان می‌دهد که در هر سه محور زمان نشست در شبیه‌سازی بهتر است که علت اصلی آن نوع کنترل‌کننده PID در شبیه‌سازی Matlab

با استفاده از داده‌های جمع‌آوری شده از تست‌های عملی و همچنین روابط استخراج شده، مشخصات پلتفرم همانند جدول ۳ استخراج خواهد شد.

جدول ۳- تخمین پارامترهای سیستم با روش حداقل مربعات.

پارامتر	مقدار
جرم	85 (Kg)
مان اینرسی	$\begin{bmatrix} 6.75 & 0.89 & 0.035 \\ 0.89 & 7.46 & -0.032 \\ 0.035 & -0.032 & 12.3 \end{bmatrix} (Kgm^2)$
فاصله مرکز جرم از مرکز دوران	$\begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.2592 \times 10^{-4} \\ 2.6384 \times 10^{-6} \\ 4.0367 \times 10^{-4} \end{bmatrix} (m)$

۶- عملکرد حلقه بسته میز در محیط

آزمایشگاهی و مدل شبیه‌سازی شده

با استفاده از پارامترهای تخمین‌های زده شده و با توجه به مقادیر اولیه زیر، کنترل‌کننده PID در محیط آزمایشگاهی و مدل شبیه‌سازی شده پیاده‌سازی گردید.

$$\begin{bmatrix} \phi_0 & \theta_0 & \psi_0 \end{bmatrix}^T = [0 \quad 1 \quad 54.3]^T \quad (20)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x0} & \omega_{y0} & \omega_{z0} \end{bmatrix}^T = [0 \quad 0 \quad 0]^T$$

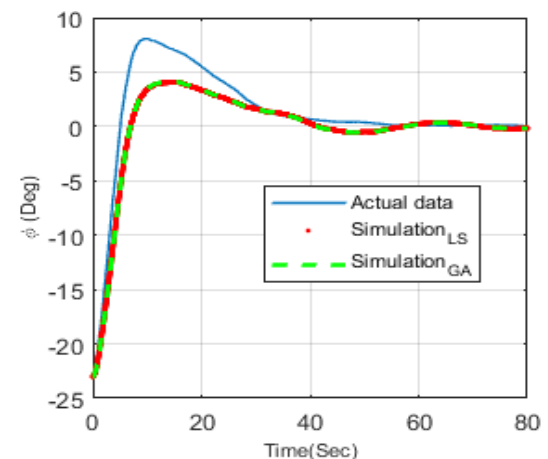
ضرایب کنترل‌کننده PID برای هر کانال به صورت زیر استخراج گردیده است.

$$\begin{bmatrix} K_{p\phi} & K_{D\phi} & K_{I\phi} \end{bmatrix}^T = [1 \quad 5 \quad 0.06]^T$$

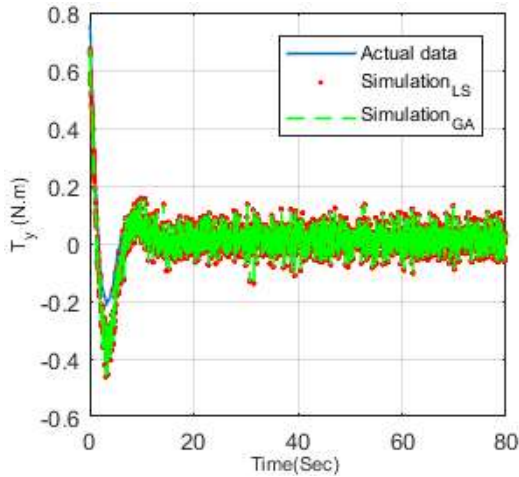
$$\begin{bmatrix} K_{p\theta} & K_{D\theta} & K_{I\theta} \end{bmatrix}^T = [2 \quad 5 \quad 0.06]^T$$

$$\begin{bmatrix} K_{p\psi} & K_{D\psi} & K_{I\psi} \end{bmatrix}^T = [1.5 \quad 5 \quad 0]^T \quad (21)$$

با بکارگیری این ضرایب در شبیه‌سازی‌ها و همچنین پیاده‌سازی در میز مبتنی بر یاتاقان هوایی در شکل (۴) تا شکل (۶) نمودار زاویه حول محور x ، y و z به ترتیب مشاهده می‌شود.

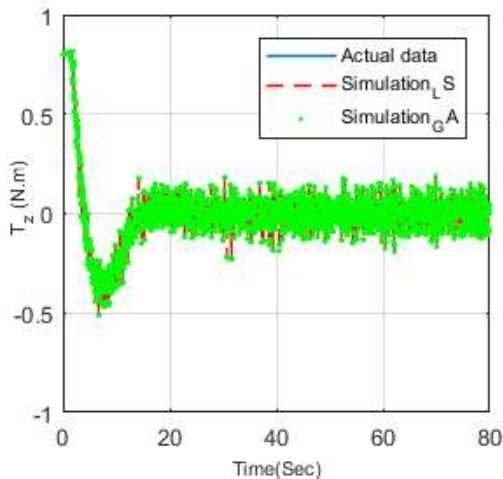


شکل ۴- نمودار زاویه حول محور x در شبیه‌سازی‌ها و تست آزمایشگاهی



شکل ۱۱- نمودار گشتاور حول محور y در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی

نمودار سرعت‌های زاویه نیز مشخص می‌کند که تخمین دقت مناسبی داشته‌است. در نهایت نمودارهای گشتاور تولیدی در سه راستای x ، y و z به ترتیب در شکل‌های (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) آورده شده‌است.



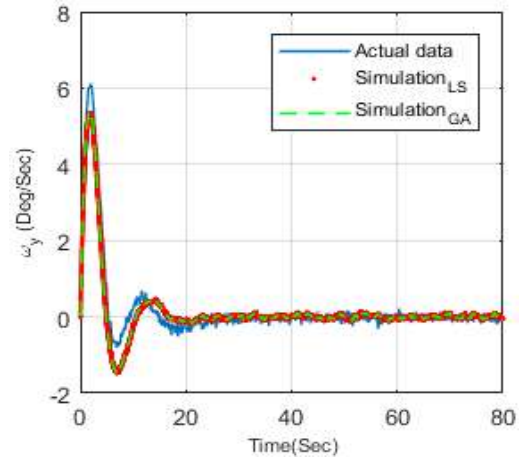
شکل ۱۲- نمودار گشتاور حول محور z در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی

یکی از معیارهایی که می‌تواند نتایج دو روش را مورد ارزیابی قرار دهد، مجموع قدر مطلق اختلاف بین مقادیر تست عملی و نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌هاست که در جدول ۴ آورده شده‌است.

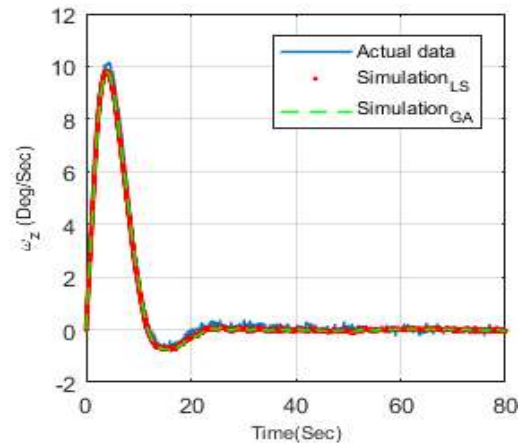
جدول ۴- معیار خطا برای هر کانال وضعیت در دو روش حداقل مربعات و الگوریتم ژنتیک

روش‌ها	ϕ	θ	ψ
معیار خطا در روش حداقل مربعات	۴۶/۱۶۸	۲۹/۶۴	۲۵/۷۶
معیار خطا در روش الگوریتم بهینه‌سازی	۴۶/۱۰۲	۲۹/۶۶	۲۴/۷۵

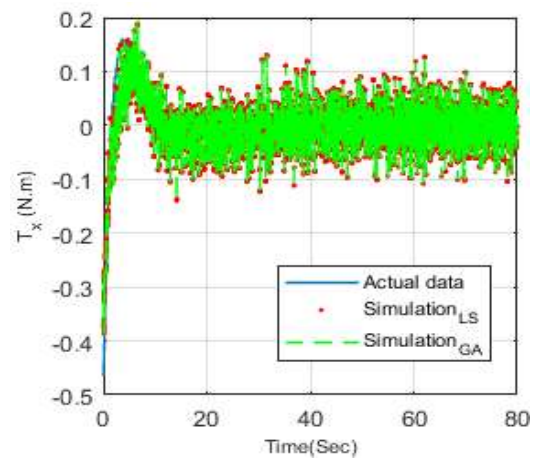
بوده که با روش پیاده‌سازی شده در میز کمی متفاوت است. در ادامه نتایج سرعت زاویه‌ای حول سه محور حاصل از شبیه‌سازی و تست عملی بر روی میز در شکل‌های (۷) تا (۹) آورده شده‌است.



شکل ۸- نمودار سرعت زاویه‌ای حول محور y در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی



شکل ۹- نمودار سرعت زاویه‌ای حول محور z در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی



شکل ۱۰- نمودار گشتاور حول محور x در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی

کنترل‌کننده PID بر روی میز سه درجه آزادی پیاده‌سازی شد. نتایج شبیه‌سازی و مقایسه آن با عملکرد میز در محیط آزمایشگاهی، نشان داد که دقت تخمین کمتر از ۵ درصد خطا در میانگین تمام نمونه‌ها در هر دو روش تخمینی می‌باشد. برتری روش الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی استفاده از یک بانک داده بوده درحالی‌که روش حداقل مربعات خطا نیاز به تحریک چندین باره سیستم و استفاده از چندین بانک داده در مودهای مختلف کاری دارد. در روش تخمین حداقل مربعات چنانچه تحریک تمامی مودها در نمونه‌برداری انجام نگیرد دقت تخمین به شدت کاهش می‌یابد.

فهرست علائم

H	اندازه حرکت زاویه‌ای
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_d	بهره‌های کنترلی
mg	وزن پلتفرم
M	دوقطبی مغناطیسی
r_z	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
B	میدان مغناطیسی زمین
T	گشتاور کنترلی
ϕ, θ, ψ	زوایای وضعیت
ω	سرعت زاویه‌ای

مقایسه نتایج شبیه‌سازی و تست عملی نشان می‌دهد که تخمین‌های انجام شده از میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی از دقت کافی برای طراحی کنترل‌کننده برخوردار است. نتایج عددی نشان می‌دهد که مجموع میانگین خطای بین روش‌های تخمینی و مقادیر تست آزمایشگاهی کمتر از ۵ درصد خطا دارد. البته این نتایج در روش الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی با استفاده از یک بانک داده استخراج شده است درحالی‌که در روش حداقل مربعات خطا نیاز به تحریک چندین باره سیستم و استفاده از چندین بانک داده در مودهای مختلف کاری می‌باشد.

۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله پارامترهای میز شبیه‌سازی سه درجه آزادی با استفاده از دو روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک - SQP و روش حداقل مربعات خطا، مبتنی بر داده‌های آزمایشگاهی به صورت برون خط تخمین زده شد. نتایج نشان داد که در روش بهینه‌سازی ترکیبی با استفاده از یک سری داده می‌توان تخمین مناسبی از پارامترهای سیستم استخراج نمود درحالی‌که با همان داده‌ها نمی‌توان تخمین مناسبی با روش حداقل مربعات خطا بدست آورد. برای تخمین در روش حداقل مربعات خطا نیاز به چند سری تست و نمونه‌برداری است که تمام مودهای سیستم تحریک شود. از طرفی از آنجایی‌که در سال‌های اخیر سرعت پردازش کامپیوترها بسیار رشد کرده است، استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی ترکیبی همچون الگوریتم ژنتیک - SQP می‌تواند در تخمین و شناسایی سیستم بسیار مناسب باشد. بعد از تخمین پارامترها، برای سیستم در محیط شبیه‌سازی

مراجع

- [1] D. Modenini, A. Bahu, G. Curzi and A. Togni, "A Dynamic Testbed for Nanosatellites Attitude Verification," Aerospace Journal, Vol. 7, No. 31, 2020, pp. 1-19.
- [2] N. Jovanovic, J. Pearce, and J. Praks, "Design and Testing of a Low-Cost, Open Source, 3-D Printed Air-Bearing-Based Attitude Simulator for CubeSat Satellites," Journal of Small Satellites, Vol 8, No. 2, 2019, pp. 859-880.
- [3] H. Taei, "Survey of Hardware-Based Satellite Attitude Dynamics Simulators," Journal of Space Science & Technology, Vol. 6, No. 2, 2017, pp. 87-101.
- [4] H. Taei, "Optimal Design Layout for a Tri-Axial Satellite Attitude Dynamics Simulator with Combinatorial Actuators," Ph.D Thesis, Aerospace Engineering Faculty, Kn Toosi University of Technology, IR Iran, 2015.
- [5] H. Arefkhani, S. M. Dehghan, and A. H. Tavakoli, "Evaluation of Magnetic Attitude Control with Air-Bearing Simulator," JSST, Vol. 9, No. 27, 2016, pp. 47-60.
- [6] A. R. Krishnanunni, S. Jayadevan, A. Mony and G. Sharma, "Inertia and Center of Mass Estimation of a 3 DoF Air Bearing Platform," IFAC-Paper Onlines, Vol 51, No. 1, 2018, pp. 219-224.

- [7] A. M. Oliveria, H. K. Kuga, and V. Carrara, "Estimating the Mass Characteristics of Dumbbell Air Bearing Satellite Simulator," 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM2013), Brazil, 2013, pp. 4836-4844.
- [8] J. L. Schwartz and C. D. Hall, "System Identification of Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator," AAS, 2004, pp.1-18.
- [9] A. Bellar and M. A. Mohammed, "Satellite Inertia Parameters Estimation Based on Extended Kalman Filter," Journal of Aero space Technology and Management, Vol. 11, 2019, pp. 1-11.
- [10] J. Schwartz, and C. Hall, "Comparision of System Identification Techniques for a Spherical Air-Bearing Spaceraft Simulator," AAS, 2004.
- [۱۱] کاظمی پور، امیرحسین و میرشمس، مهران، ۱۳۹۲، شناسایی سیستم شبیه ساز سه - درجه آزادی وضعیت ماهواره، سومین کنفرانس بین المللی آکوستیک و ارتعاشات، تهران، ۲۷۰۹۷۴، <https://civilica.com/doc/270974>
- [۱۲] خدامرادی، شهاب و علیاری شوره دلی، مهدی، ۱۳۹۴، تخمین موقعیت مرکز جرم پلتفرم سه درجه آزادی شبیه ساز ماهواره با استفاده از فیلتر کالمن، همایش یافته های نوین در هوافضا و علوم وابسته، تهران، ۴۴۱۲۲۶، <https://civilica.com/doc/441226>
- [۱۳] امینی محمدعلی، سالاریه حسن، الستی آریا. شناسایی تانسور اینرسی ماهواره مجهز به چرخ عکس العملی با استفاده از روش حداقل مربعات مقاوم شده در برابر نویز اندازه گیری. مهندسی مکانیک مدرس. ۱۳۹۲. Available from:] <https://www.sid.ir/fa/journal/ViewPaper.aspx?id=192685>
- [۱۴] فکور مهدی، کوثری امیررضا، صالح غفاری حسین. شناسایی ممان اینرسی و پارامترهای تنظیم ژيروسکوپ یک ماهواره زمین آهنگ با فیلتر کالمن توسعه یافته. علوم و فناوری فضایی. ۱۳۹۲. Available from:] <https://www.sid.ir/fa/journal/ViewPaper.aspx?id=258960>
- [۱۵] برجی منفرد صدرا، کلهر احمد، امیری آتشگاه محمدعلی. کنترل غیر خطی مقاوم H^∞ و پیشبین برای ردیابی مسیر کوادروتور با استفاده از تخمین پارامترهای سیستم. مهندسی مکانیک مدرس. ۱۳۹۵. Available from:] <https://www.sid.ir/fa/journal/ViewPaper.aspx?id=272588>
- [16] Sharifi, G., Mirshams, M., & Shahmohamadi Ousaloo, H. (2019). Mass properties identification and automatic mass balancing system for satellite attitude dynamics simulator. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 233(3), 896-907.
- [17] Wang, K., Liu, G., Tao, Q., & Zhai, M. (2020). Efficient parameters estimation method for the separable nonlinear least squares problem. Complexity, 2020.
- [18] Ivanov, D. S., Ivanova, T. A., Ivlev, N. A., Ovchinnikov, M. Y., & Roldugin, D. S. (2021). Estimation of an Inertia Tensor and Automatic Balancing of a Microsatellite Mockup on an Air-Bearing Testbed. Journal of Computer and Systems Sciences International, 60(2), 315-332
- [19] A.H. Tavakoli, A. Kalhor, and S. M. M. Dehghan, "Implementation of Three Axis Attitude Controllers for Evaluation of a Micro-Gravity Satellite Simulator," JSST, Vol 5, No. 2, 2012, page 59-68. (in persian)
- [20] P. H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics", University of Florida, Gainesville, Florida, 2007.
- [21] B.M. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, and P. Tsiotras, "Designing a Low Cost Spacecraft Simulator," IEEE Control Systems Magazine, 2003.
- [22] F. J. Regan and S. M. Anandkrishnan, "Dynamics of Atmospheric Re-Entry," American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [23] R. Beigzadeh, "Heat Transfer Enhancement in Micro Heat Exchangers Using Genetic Algorithm Based Multi-Objective Optimization," Journal of Modeling in Engineering, Vol. 17, No. 59, 2019, page 25-34.
- [24] E. Ranjbar, M. danaei and M. ahmadi khansar, "Extraction of Circuit Parameters Using Multi-Objective Genetic Algorithm for Design of Non-Linearly Compensated Operational Amplifiers," Journal of Modeling in Engineering, Vol. 17, No. 58, 2019, page 127-142.
- [25] H. Sharifzadeh, and M. Jazaeri, "DESIGN OF STATE ESTIMATOR AND BAD DATA DETECTION MODULE IN POWER SYSTEM BY USING PERCEPTRON ARTIFICIAL NEURAL NETWORK," Journal of Modeling in Engineering, Vol. 9, No. 26, 2011, pages 13-22.