



Research Paper

Hybrid PID-FUZZY Control of Formation Flying of Spacecrafts in order to asteroid Deflection Mission

J. Shams^{1*} and J. Roshanian²

1, 2. Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*Luftwaffe.jg52@gmail.com

In this paper, the hybrid control of the formation flying of spacecraft has been investigated. The trajectory deflection of space asteroids, which are potentially life-threatening on Earth, are being actively pursued in recent scientific researches. To accomplish this mission, several methods have been proposed to date, in which case the use of gravity tractor is an indicator and hence the method is used in this paper. The formation flight of spacecraft technology is a function of the relative dynamic equations, which are also used for its active control. In this way, the PID controller, which is widely used in various industries and inherently has robust properties, has been used as a base controller, and the fuzzy control has been used to improve its adjustment. The simulation results show that the performance of the combined controller is effective.

Keywords: Asteroid Deflection; Asteroid Apophis; Spacecrafts Formation Flying; Relative Dynamic of Motion; Fuzzy Logic; PID-FUZZY Controller

1. M. Sc. Student
2. Associate Professor (Corresponding Author)

مقاله علمی - پژوهشی

کنترل ترکیبی PID-FUZZY پرواز آرایشمند فضایماها با هدف انحراف مسیر سیارک فضایی

جواد شمس^{۱*} و جعفر روشنی یان^۲

۱ و ۲ - دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* Luftwaffe.jg52@gmail.com

در این مقاله کنترل پرواز آرایشمند فضایماها با به کارگیری کنترل هیبریدی PID-FUZZY مورد بررسی قرار گرفته است. انحراف و تغییر مسیر سیارک های فضایی که بالقوه تهدیدی برای حیات بر روی کره زمین محسوب می شوند، در تحقیقات علمی اخیر به طور فعالی پیگیری شده است. برای انجام مأموریت مشروحه، تاکنون روش های متعددی پیشنهاد شده اند که در این بین استفاده از کسند گرانشی شاخص است و از این رو در مقاله حاضر از این روش بهره گرفته شده است. فناوری پرواز آرایشمند فضایماها تابع معادلات دینامیک نسبی است که برای کنترل فعال آن نیز روش های گوناگونی به کار گرفته شده اند. در این مقاله از کنترل کننده PID که کنترلی با کاربرد گسترده در صنایع گوناگون است و ذاتاً دارای خواص مقاوم بودن نیز هست، به عنوان کنترل کننده پایه بهره گرفته شده است و نیز برای بهبود تنظیم ضرایب آن از کنترل فازی استفاده شده که نتایج حاصله از شبیه سازی، بیانگر بهبود عملکرد کنترل کننده ترکیبی به طرز مؤثر است.

واژه های کلیدی: تغییر مسیر سیارک فضایی، سیارک آپوفیس، پرواز آرایشمند فضایماها، دینامیک حرت نسبی، منطق فازی، کنترل PID-FUZZY

		علائم و اختصارات	
HCW	معادلات هیل - کوهسی - ویلشر		
i	زاویه میل مداری	AU	واحد نجومی
M	جرم سیارک	a	نیم محور اصلی
m	جرم کسند گرانشی	e	خروج از مرکز مدار
d	قطر سیارک	d	فاصله معلق ماندن از سطح سیارک
T	پیشرانه کسند گرانشی	K_p	بهره تناسبی کنترلر
θ	آنومالی حقیقی مدار	K_i	بهره انتگرال گیر کنترلر
$\dot{\theta}$	نرخ زاویه ای مدار	K_d	بهره مشتق گیر کنترلر
ϕ	نصف زاویه مخروط گازهای خروجی	G	ثابت جهانی گرانش
ρ	فاصله بین فضایمای لیدر و پیشرو		
Ω	زاویه صعودی		
ω	آرگومان حضيض و سرعت دورانی		

۱. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۲. استاد

مقدمه

سیارک‌ها^۳ اجسام کوچکی هستند که از سنگ یا فلز ساخته شده‌اند. سیارک‌ها معمولاً اجسام نامنظمی هستند و حول خورشید حرکت می‌کنند. میلیون‌ها سیارک در منظومه خورشیدی ما وجود دارند. بسیاری از آن‌ها میان مدار مریخ و مشتری قرار گرفته‌اند و حول خورشید می‌چرخند. دسته‌ای دیگر از آن‌ها در مکان‌های دیگر منظومه خورشیدی یافت می‌شوند. به نظر می‌رسد علت اینکه اغلب آن‌ها در فاصله مریخ و مشتری دیده می‌شوند این است که احتمالاً در مدار بین این دو سیاره، سیاره دیگری نیز وجود داشته‌است که به علت جاذبه شدید مشتری متلاشی شده‌است و سیارک‌ها پدید آمده باشند. به سیارک‌هایی که بر اثر نیروی گرانش سیاره‌ها در مداری گیر افتاده باشند «سیارک اسیر» می‌گویند. در این صورت سیاره مزبور حول سیاره بزرگ‌تر می‌گردد.

با اینکه تعداد بسیار زیادی سیارک در منظومه شمسی وجود دارند، مسیر حرکتی بعضی از سیارک‌ها به گونه ایست که احتمال برخورد آن‌ها به کره زمین در سالیان آتی وجود دارد. مضاف بر این، تعدادی سیارک بالقوه خطرناک نیز وجود دارند که هنوز رصد نشده‌اند و خطر احتمالی آن‌ها را نیز باید لحاظ نمود. همچنین عدم قطعیت‌های بسیاری در فضا وجود دارد که می‌تواند مسیر سیارکی را به گونه‌ای تغییر دهد که خطری بالقوه برای حیات بر روی کره زمین باشد. تمامی این دلایل در کنار هم باعث شده که طراحی مأموریت فضایی با هدف انحراف سیارک‌های فضایی تهدید کننده حیات بر روی کره زمین، زمینه تحقیقاتی فعالی طی سالیان اخیر باشد.

در سال‌های اخیر توجه و رویکرد به کارگیری فناوری پرواز آرایشمند فضایی‌ها با سرعت شتابنده‌ای رو به افزایش بوده است. زیربنای اصلی این فناوری مبتنی بر دینامیک حرکت نسبی است که در طول سالیان اخیر در مراجع مختلف پیاده‌سازی و فرمول‌های متفاوت با لحاظ فرضیات مختلف و روش‌های حل آن‌ها بیان شده است. چنانچه مدار مرجع حرکت فضایی اصلی دایروی باشد، این معادلات هیل^۴ نامیده می‌شوند.

لاودن^۵ [۱] اولین کسی بود که معادلات حرکت نسبی را شامل خروج از مرکز بیان کرد. پیشرفت‌های بعدی برای مدارات فضای عمیق خلاصه شده، به وسیله اینالهان^۶ [۲] و دیگران، شامل تأثیرات خروج از مرکز مرتبه اول مدار مرجع در معادله‌های حرکت نسبی بود. در مرجع [۳] پیاده‌سازی ساختارهای پرواز آرایشی به طور نسبتاً مبسوطی مورد بررسی قرار گرفته است. مرجع [۴] انواع

فرمول بندی‌های دینامیک حرکت نسبی اعم از خطی یا غیر خطی بودن و همچنین لحاظ و عدم لحاظ اثر خروج از مرکز مدار فضایی‌های لیدر را مطرح نموده است.

کنترل کننده^۷ PID کاربرد گسترده‌ای در صنایع مخلف دارد ولی با وجود این گستردگی استفاده، به علت بهره‌های کنترلی ثابت کنترلر PID استاندارد، در هنگام تغییرات شرایط عملکردی و پارامترهای پلنت، توانایی مطلوب کنترل را از دست می‌دهد. روش‌های مختلفی برای ارتقا عملکرد و کاربرد کنترلر PID پیشنهاد گردیده است. در [۵] تلفیق این کنترلر با شبکه عصبی مطرح گردیده است. همچنین در [۶] روش ترکیب کردن با کنترلر پیش بین مورد بررسی قرار گرفته است. و نیز در [۷] روش خود تنظیم مورد استفاده قرار گرفته است.

یکی از بهترین شیوه‌های افزایش کارایی کنترلر استاندارد PID و پیدا کردن بهره‌های کنترلی متغیر با زمان روش تلفیق این کنترلر با کنترل فازی می‌باشد که این مقوله در [۸،۹] مورد بررسی قرار گرفته است.

ساختار پرواز آرایشمند قابلیت ماندگاری به حالت پسیو و غیر فعال را ندارد و بر اثر اعمال اغتشاشات مختلف در محیط عملکردی فضایی‌ها ساختار به هم خورده و برای حفظ ساختار پرواز آرایشمند به کنترل فعال نیاز می‌باشد. در [۱۰] کنترلر حفظ ایستگاه^۸ در طی ماموریت بلند مدت بررسی شده است. در [۱۱] کنترلر تطبیقی غیر خطی برای این ماموریت مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین در [۱۲] کنترلر پیش بین غیر خطی برای این منظور به کار برده شده است. همچنین در [۱۳] از کنترلر فازی برای انجام حفظ ساختار پرواز آرایشمند استفاده شده است. و نیز در [۱۴] از کنترلر کننده ترکیبی PID-FUZZY برای حفظ ساختار پرواز آرایشمند فضایی‌ها استفاده شده است.

در این پژوهش در ابتدا، اهمیت پرداختن به مقوله تغییر مسیر اجرام آسمانی تهدیدکننده حیات بر روی زمین بررسی شده است و ادله لازمه بیان شده‌اند. در ادامه معرفی مختصری از سیارک آپوفیس که در این مقاله به عنوان مورد بررسی منتخب شده، آمده است. در بخش بعدی روش کشنده گرانشی برای انجام ماموریت فضایی مذکور منتخب و در حد کفایت مفاهیم این روش پیشنهادی معرفی شده است. در ادامه به مدلسازی ریاضی و استخراج معادلات دینامیک نسبی پرداخته شده است. در بخش بعد در ابتدا کنترلر PID به عنوان پایه‌ای برای کنترل کننده پیشنهادی در این مقاله، معرفی گردیده و سپس مفاهیم منطق فازی بیان شده است. در نهایت در بخش اصلی،

3. Asteroids

4. Hill

5. Lawden

6. Inalhan

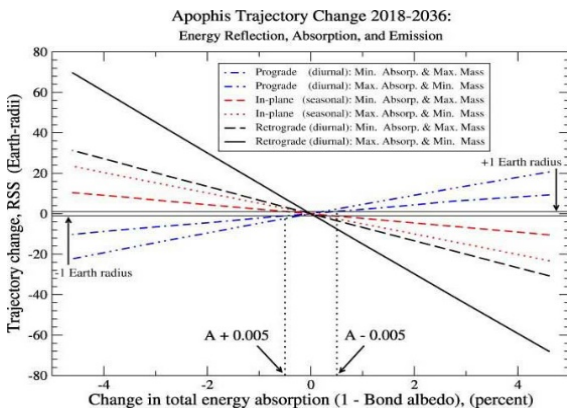
7. proportional-integral-derivative controller

8. Station Keeping

جدول ۱- پارامترهای مداری سیارک فضایی آپوفیس

المان‌های مداری	مقدار
Semimajor axis a (AU)	۰/۹۲۲۲۶۱
Eccentricity (e)	۰/۱۹۱۰۵۹
Inclination i (deg)	۳/۳۳۱۰
Perihelion argument Ω (deg)	۱۲۶/۳۶۵
Rightascension longitude Ω (deg)	۲۰۴/۴۶۲
Eccentric anomaly M at epoch (deg)	۲۲۲/۲۷۳

در شکل (۲) تغییرات مداری پیش بینی شده برای آپوفیس تا سال ۲۰۳۶ آورده شده است.



شکل ۲- تغییرات مسیر آپوفیس از سال‌های 2018-2036

کشنده گرانشی

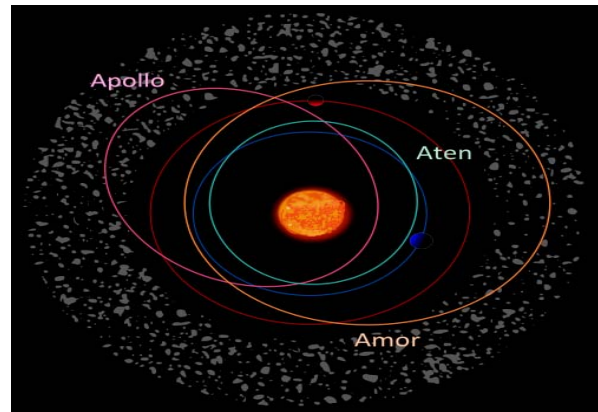
در این قسمت روش و متد پیشنهادی به کارگیری کشنده گرانشی برای انجام ماموریت انحراف مسیر نامی سیارک فضایی، مورد بررسی قرار گرفته است و ویژگی‌ها و روابط مربوطه بیان گردیده است.

برای انجام ماموریت تغییر مسیر سیارک‌های بالقوه خطرناک آسمانی تاکنون روش‌های متعدد و متنوعی معرفی شده‌اند [۱۵-۱۹]، که همگی دارای مزایا و معایب و محدودیت‌های خاص خود می‌باشند. کشنده گرانشی از نیروی گرانشی مشترک و متقابل بین سیارک فضایی و فضاپیمایی که در مجاورت آن معلق است بهره برداری می‌کند و باعث می‌شود نیرویی تداخلی ایجاد شود که در بازه زمانی طولانی^{۱۱} باعث انحراف سیارک از مسیر نامی پیش بینی شده بران آن گردیده و بدین طریق مانع از برخورد آن به زمین گردد.

به معرفی و پیاده‌سازی کنترل ترکیبی PID-FUZZY پرداخته شده و طراحی کنترلر مذکور برای ماموریت مطروحه انجام پذیرفته است.

مروری بر سیارک فضایی "۹۹۹۴۲" آپوفیس

در این بخش، پارامترهای مداری سیارک "99942 Apophis" در این بخش، به طور مختصر شرح داده شده است. در این تحقیق، از آپوفیس به‌عنوان سیارک هدف و نمونه مورد بررسی برای انجام ماموریت فضایی مشروحه و طبق روش مورد نظر، بهره گرفته شده است. سیارک آپوفیس^۹ که قبلاً با نام موقت 2004 MN4 شناخته می‌شد در ۱۹ ژوئن ۲۰۰۴ کشف شد. سیارکی نزدیک به زمین با قطر ۳۲۰ متری است که احتمال می‌رود در سال ۲۰۲۹ و با احتمال ۱ به ۴۵۰۰۰ به زمین بسیار نزدیک شود و بر اثر تشدید مداری در سال ۲۰۳۶ به زمین برخورد کند. آپوفیس یک سیارک از رده آن است و نیم محور اصلی مداری آن کمتر از 1AU می‌باشد و جرم آن حدود $4 \times 10^{10} \text{ Kg}$ برآورد شده است. در شکل ۱ دسته بندی آن که آپوفیس نیز جز همین دسته می‌باشد نشان داده شده است.



شکل ۱- دسته‌بندی سیارک‌های نزدیک زمین

دوره چرخشی آن حدود ۳۲۳ روز دور خورشید است. بعد از نزدیکی آن به زمین در سال ۲۰۲۹ تبدیل به یک سیارک از نوع آپولو خواهد شد. از قبل پیش‌بینی شده است که آپوفیس در ۱۳ آوریل ۲۰۲۹ از حدود ۳۶۳۵۰ کیلومتری سطح زمین عبور خواهد کرد که کمی بالاتر از ارتفاع ۳۵۷۸۶ کیلومتری ماهواره‌های ژئوسنکرون^{۱۰} است. در جدول (۱) شش المان مداری کلاسیک سیارک آپوفیس در دستگاه مرجع بیضوی خورشید مرکز J2000 و برای دوره (10 April 2007) JD2454200.5 آورده شده است.

9. Apophis

10. Geosynchron

11. Long Term

$$M = 4.6 \times 10^{10} \text{ Kg}$$

$$m = 1000 \text{ Kg} \quad r = 160 \text{ m}$$

$$d = 240 \text{ m} \quad T = 0.05326 \text{ N}$$

$$A = 1.1579 \times 10^{-9} \text{ mm} / \text{s}^2$$

و همچنین

$$\Delta V = A \Delta t$$

$$\Delta X = \frac{1}{2} A (\Delta t)^2 \quad (3)$$

که در آن ΔV و Δx به ترتیب تغییرات سرعت و موقعیت در طی فرآیند کشش در بازه زمانی Δt می‌باشند. برای مثال در بازه زمانی یک ساله ($\Delta t = 1 \text{ year}$) داریم:

$$\Delta V = 0.036 \text{ mm} / \text{s}$$

$$\Delta X = 575 \text{ m}$$

در این صورت برای مدت زمان کشش یک ساله (۲۰۲۶) و مدت زمان کشش بدون استفاده از تراست تا سال (۲۰۲۹) جمعاً حدود ۱۲ Km انحراف مسیر به دست می‌آید که بیش از نیاز برای تغییر مسیر سیارک مورد نظر می‌باشد. بدین ترتیب انجام پذیر بودن ماموریت مشروحه طبق روش مطروحه نیز بدین سان نشان داده شده است.

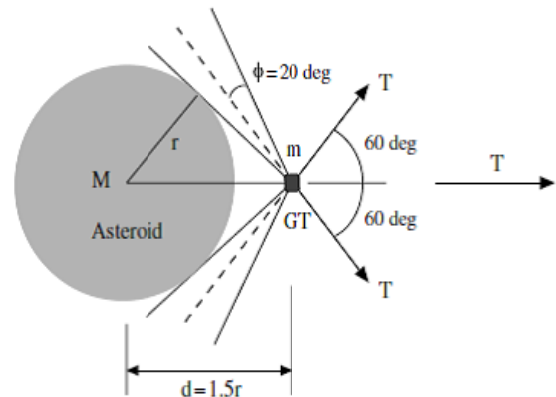
دینامیک حرکت نسبی مورد استفاده در پرواز آرایشمنند فضاپیماها

از دهه ۱۹۸۰، مسئله دینامیک حرکت نسبی ماهواره‌ها همواره مورد توجه بوده است. اکثر کارها در زمینه مسئله ملاقات مداری انجام شده است. مدلسازی دقیق دینامیک حرکت نسبی برای شرایط اولیه نزدیک به هدف، برای مسئله ملاقات مداری مهم است. پرواز آرایشمنند نیازمند حرکت نسبی کراندار است. بنابراین، راه حل‌های مطلوب به آن دسته از شرایط اولیه معین محدود می‌شوند که منجر به حرکت نسبی کراندار می‌شوند. یک آرایش مطلوب خاص، مداری نسبی است که وقتی به روی صفحه افقی موضعی تصویر می‌شود، به صورت مدور و دایره وار است. این راه حل، یک راه حل دقیق برای معادلات هیل-کلوهرسی-ویلنشر (HCW) است که دینامیک حرکت نسبی مدار مرجع مدور، زمین کروی و شتاب جاذبه دیفرانسیلی خطی شده را مدلسازی می‌کند. در اینجا از مختصات کارتزین استفاده شده است. مجموعه اصطلاحات پرواز آرایشمنند فضاپیماها که در این بخش به کار رفته است، در ادامه توضیح داده شده است. ساده ترین گونه

برای ایجاد انحراف در مسیر سیارک به شیوه مطلوب، فضاپیما باید موقعیت شناور خود را در طول مدت کشش حفظ کند. این روش برای اولین بار توسط لو و لاو^{۱۲} به عنوان ابزاری برای انحراف مدار یک سیارک پیشنهاد شده است [۲۰]. در شکل (۳) شماتیک ساختار و نحوه کارکرد این روش نشان داده شده است.

ویژگی و نکته مثبت به کارگیری این تکنیک در انجام ماموریت مشروحه از این قرار است که چون در این روش از تداخل نیروی گرانشی موثر بین سیارک فضایی و فضاپیما استفاده می‌گردد و فضاپیما در حالت هاور و شناور در همسایگی سیارک فضایی قرار می‌گیرد در نتیجه محدودیت فیزیکی و تکنیکی خاصی برای انجام ماموریت مشروحه پیش روی طراحان ماموریت قرار ندارد.

در اینجا فرض شده است که مطابق شکل (۶) فضاپیمایی با جرم ۱۰۰۰ کیلوگرم در مجاورت آپوفیس قرار گرفته و در حال تاثیر گرانشی بر روی آن است. برای جلوگیری از برخورد به سطح سیارک دو موتور یونی مطابق شکل (۳) بر روی فضاپیما قرار گرفته و خود فضاپیما (کشنده گرانشی) در فاصله یک و نیم برابری شعاع سیارک (r 1.5) و زاویه $\phi = 20 \text{ deg}$ قرار دارد. دو موتور یونی بر روی هم تراست کل T را فراهم می‌آورند. مدل دینامیکی ساده شده برای سیارک هدف به صورت زیر است [۲۱]:



شکل ۳- نمایش هندسی کشنده گرانشی در ماموریت انحراف مسیر سیارک [۲۰]

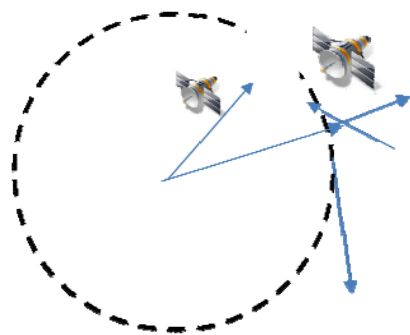
$$M \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{GMm}{d^2} = T \quad (1)$$

یا

$$M \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{GMm}{d^2} = T \quad (2)$$

که در آن

$$G = 6.6595 \times 10^{-11} \text{ N.m}^2 / \text{Kg}^2$$



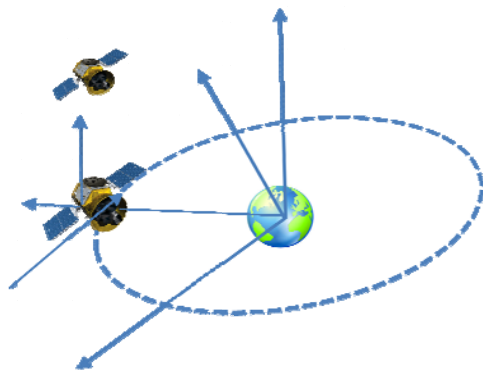
شکل ۵- حرکت نسبی لیدر- پیرو

معادله (۴) می‌تواند برای جفت فضایی لیدر- پیرو نشان داده شده در شکل (۵) به کار برده شود. زیرنویس l و f به ترتیب برای نشان دادن فضاییهای لیدر و پیرو به کار برده شده‌اند و فضاییهای لیدر در مدار مرجع دایروی به دور جسم مرکزی در حال دوران است. همچنین مرجع مختصات اینرسی به مرکز جسم مرکزی (در اینجا زمین) و نیز چارچوب مختصات متحرک به مرکز فضاییهای لیدر الصاق شده است. در این چارچوب مختصات، محور x در جهت مخالف سرعت مماسی، محور y در جهت حرکت لحظه‌ای فضاییهای لیدر در مدار مرجع دایروی و z در جهت عمود بر این‌هاست به طوری که مختصات راست گرد تکمیل گردد. دینامیک حرکت فضاییهای پیرو نسبت به فضاییهای لیدر به فرم زیر است.

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{|r_l + r_{lf}|^3} (\vec{r}_l + \vec{r}_{lf}) - \frac{\mu}{r_l^3} \vec{r}_l = \vec{F} \quad (5)$$

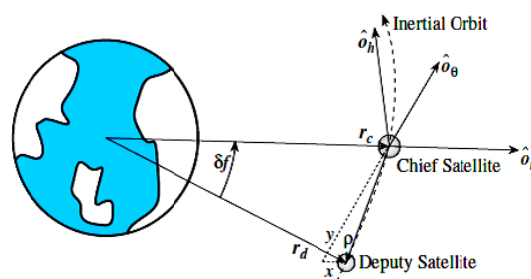
$$\vec{F} = \vec{F}_l - \vec{F}_f$$

که در آن \vec{F}_l و \vec{F}_f به ترتیب نیروهای خارجی وارد شده به فضاییهای لیدر و پیرو می‌باشند. در حالی که \vec{F} نیروهای اغتشاشی اعم از نیروی درگ، فشار خورشیدی، اغتشاشات گرانشی و دیگر نیروهای اغتشاشی هستند که به فضاییهای پیرو اعمال می‌گردند.



شکل ۶- محورهای مختصات نسبی فضاییهای لیدر - پیرو

هندسه پرواز آرایشمند فضاییها، گونه "لیدر-پیرو" برای آرایش پرواز است که در شکل (۴) نشان داده شده است. در اینجا دو فضایی در مداری یکسان قرار دارند، ولی تنها با دارا بودن آنومالی‌های متفاوت، از هم جدا شده‌اند. اگر این مدار مدور باشد، تفکیک و جدایی فضاییها ثابت باقی خواهد ماند، چون هر دو وسیله همواره با سرعت مداری یکسان حرکت می‌کنند. اگر مدار بیضوی باشد، بسته به اینکه آرایش در حال رسیدن به نقطه اوج یا حضیض مدار^{۱۴} باشد، فاصله فضاییها کم و زیاد می‌شود. برای توضیحات تکمیلی و مفصل‌تر در مورد دینامیک حرکت نسبی می‌توان به [۲۲-۲۴] مراجعه کرد.



شکل ۴- شمایی از یک گونه "لیدر- پیرو" برای پرواز آرایشمند [۲۵]

ماهواره‌ای که مابقی ماهواره‌ها حول آن می‌گردند، ماهواره لیدر^{۱۵} است. بقیه ماهواره‌ها که باید مطابق با لیدر پرواز کنند، ماهواره‌های فرمانبر یا پیرو^{۱۶} هستند. موقعیت لیدر توسط بردار $r_c(t)$ بیان می‌شود، در حالی که موقعیت ماهواره فرمانبر با $r_d(t)$ بیان می‌شود. معادلات پرواز آرایشمند در منابع متعددی از جمله [۲۷-۲۵] مورد بررسی قرار گرفته است.

استخراج معادلات و مدل‌سازی ریاضی دینامیک حرکت نسبی

روابط این بخش بر اساس [۲۸] بیان گردیده است. معادلات حرکت ماهواره یا فضاییهایی که در مداری دایروی به دور سیاره‌ای در حال گردش است به شکل زیر بیان می‌گردد.

$$\ddot{\vec{r}} + \omega^2 \vec{r} = 0 \quad (4)$$

که در اینجا \vec{r} برداریست که از جرم بزرگ‌تر M به جرم کوچک‌تر m کشیده شده است و نیز ω سرعت زاویه‌ای فضاییهاست.

13. Leader-Follower
14. Orbit Apoapses or Periapses
15. chief satellite
16. deputy satellites

با توجه به شکل (۶) معادلات زیر را داریم.

$$\begin{aligned} \bar{F} - \ddot{\bar{r}}_f &= \\ \omega^2 \left[1 + \frac{2y_l}{r} + \frac{(x_l^2 + y_l^2 + z_l^2)}{r^2} \right]^{\frac{3}{2}} & \\ \left[(x_l \hat{i} + (y_l + r) \hat{j}) + z_l \hat{k} \right] - r \hat{j} & \end{aligned} \quad (6)$$

در مدارات مرجع دایروی و نزدیک به دایروی این معادلات در مجموعه معادلات خطی تحلیل می‌شوند که به معادلات هیل - کلوهرسی - ویلشر^{۱۷} معروف می‌باشند. این معادلات به فرم زیر هستند:

$$\begin{aligned} \bar{r}_f &= [x_l \ y_l \ z_l]^T \\ \bar{F} &= \bar{F}_l - F_f = [f_{x_l} \ f_{y_l} \ f_{z_l}]^T \\ \ddot{\bar{r}}_f &= \begin{bmatrix} \ddot{x}_l - 2\omega \dot{y}_l - \omega^2 y_l \\ \ddot{y}_l + 2\omega \dot{x}_l - \omega^2 y_l \\ \ddot{z}_l \end{bmatrix} = \\ (\ddot{x}_l - 2\omega \dot{y}_l - \omega^2 x_l) \hat{i} + & \\ (\ddot{y}_l + 2\omega \dot{x}_l - \omega^2 y_l) \hat{j} + \ddot{z}_l \hat{k} & \end{aligned} \quad (7)$$

با استفاده از معادلات معادله (۶) و با تجمیع ترم‌های دینامیکی غیرخطی داریم:

$$\ddot{x}_l - 2\omega \dot{y}_l - \omega^2 x_l + \omega^2 g(x_l, y_l, z_l) = f_{x_l} \quad (9)$$

$$\ddot{y}_l + 2\omega \dot{x}_l - \omega^2 y_l + \omega^2 [g(x_l, y_l, z_l, r)(y_l + r) - r] = f_{y_l} \quad (10)$$

$$\ddot{z}_l + \omega g(x_l, y_l, z_l, r)z_l = f_{z_l} \quad (11)$$

که در آن

$$\begin{aligned} g(x_l, y_l, z_l, r) &= \\ \left[1 + \frac{2y_l}{r} + \frac{(x_l^2 + y_l^2 + z_l^2)}{r^2} \right]^{\frac{3}{2}} & \end{aligned} \quad (12)$$

معادلات (۹-۱۱) شکل غیرخطی معادلات حرکت نسبی فضایی پیرو نسبت به لیدر است. اما از آن جایی که در اکثریت سناریوها برای پرواز آرایشمنند فضاییها $r \gg (x_l, y_l, z_l)$ و مجموعه معادلات غیرخطی رابطه (۱۲) با بسط $g(\cdot)$ صرف نظر کردن از ترم‌های مرتبه بالا داریم:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_l - 2\omega \dot{y}_l &= f_{x_l} \\ \ddot{y}_l + 2\omega \dot{x}_l - 3\omega^2 y_l &= f_{y_l} \\ \ddot{z}_l + \omega^2 z_l &= f_{z_l} \end{aligned} \quad (13)$$

مجموعه معادلات (۱۳) به معادلات هیل - کلوهرسی - ویلشر

معروفند. توجه کنید که این معادلات حرکت تنها هنگامی معتبر هستند که مدار لیدر مدور باشد و مختصات مدار نسبی (x, y, z) نسبت به شعاع مدار لیدر r_c کوچک باشند. فرم ساده معادلات دیفرانسیلی در معادله (۱۳) این امکان را فراهم می‌آورد که بتوان از این معادلات به صورت تحلیلی انتگرال گرفت تا به فرم بسته راه حل معادلات حرکت نسبی دست یافت.

بر طبق آن چه که در [۲۹] آمده است معادلات نسبی حلقه باز فضاییها ناپایدار است و اعمال هرگونه اغتشاش به مجموعه آرایشی پرواز باعث به هم خوردن این ساختار و دور شدن فضاییها از یکدیگر می‌شود. لذا به صورت غیرفعال این ساختار در حضور عوامل اغتشاشی پایدار نخواهد ماند و برای مانورهای حفظ ایستگاه^{۱۸} نیاز به کنترل فعال داریم که بدین منظور در این مقاله از کنترلر ادغامی PID-FUZZY استفاده شده است.

لازم به ذکر است که مدار دایروی حالتی حدی و ایده آل است و در واقعیت مدار دایروی کامل وجود خارجی ندارد اما مدارهایی با بیضویت کم را با تقریب خوبی می‌توان دایروی فرض کرد و معادلات HCW به خوبی پاسخ گوی نیازهای طراحی هستند. در این پژوهش هم هرچند سیارک آپوفیس در مدار بیضوی خورشید مرکز در حال حرکت است ولی چون خروج از مرکز بالایی ندارد برای آن معادلات HCW دقت مناسبی دارند و در این تحقیق هم از همین معادلات استفاده شده است.

قرار دادن سیارک فضایی آپوفیس به عنوان لیدر در ساختار پروازی لیدر - پیرو

بر طبق آن چه که در [۲۵] آمده است، برای ایجاد ساختار پرواز آرایشمنند، فضاییمای لیدر باید در مدار مرجع حرکت کند. فضاییمای لیدر می‌تواند به صورت مرجعی مجازی نیز مورد استفاده قرار گیرد که طبق آن، فضاییما یا فضاییهای پیرو بر اساس آن مرجع بتوانند به ایجاد ساختار پرواز آرایشمنند، مانور حفظ ایستگاه و یا مانورهای شکل دهی مجدد پردازند.

بدین منظور در این پژوهش به عنوان ایده‌ای خلاقانه، خود سیارک آپوفیس به عنوان لیدر قرار داده شده و به عنوان نقطه مرجع در نقش فضاییمای لیدر برای انجام مانور فضاییمای پیرو محسوب می‌گردد. به کارگیری این ایده خلاقانه مزایای متعددی در پی دارد که در زیر این مزایا برشمرده شده است.

۱. به این سبب که لیدر را خود سیارک فضایی آپوفیس قرار داده شده است نیازی به فضاییمای لیدر نیست و چون ساخته دست بشر نیست احتمال بروز خطای تکنولوژیکی در لیدر که

دارد. رابطه کلی کنترلر تناسبی انتگرالگیر - مشتق گیر به صورت زیر است.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (14)$$

بهره کنترلر K_p ، بازخورد کنترلر نسبت به خطای بین مقدار مطلوب و مقدار واقعی است. بهره کنترلر مشتق گیر K_d ، بازخورد کنترلر به نرخ تغییر خطا و بهره کنترلر انتگرال گیر K_i ، بازخورد کنترلر به مجموع مقادیر خطا و بهره کنترلر انتگرال گیر خطاست که در ورودی کنترلر لحاظ شده‌اند. کنترلر تلاش می‌کند که خطای بین متغیر اندازه گرفته شده و مقدار مطلوب را با استفاده از حساب کردن اختلاف و سپس با اعمال تصحیح کننده برای تنظیم فرآیند، خطا را اصلاح کند. یک کنترلر PID یک فرآیند را از طریق سه پارامتر تناسبی (P)، انتگرال گیر (I) و مشتق گیر (D) کنترل می‌کند.

در واقع کار اصلی که باید صورت بگیرد، تنظیم این سه پارامتر K_p و K_d و K_i به عنوان پیچ‌های تنظیم هست که به ازای مقادیر مختلف آن، سیستم پاسخ‌های متفاوتی نسبت به ورودی یکسان نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که برای انجام این مهم روش یکتا و منحصر به فردی وجود ندارد و هیچ کدام از روش‌های موجود نیز الزاما بهینه یا دارای برتری مطلق بر دیگری نیستند. تاکنون چندین روش برای تنظیم بهره‌های کنترلر PID کلاسیک تا کنون پیشنهاد گردیده‌اند که از آن جمله موارد زیر هستند:

۱. روش آزمون و خطا
۲. روش منحنی عکس‌العمل فرآیند^{۱۹}
۳. روش زیگلر- نیکولز^{۲۰}
۴. روش رله که با نام روش استروم- هوگلاند^{۲۱} نیز مرسوم است.

از بین روش‌های مطرح شده روش تنظیم ضرایب زیگلر- نیکولز کاربرد گسترده تری یافته و بیشتر استفاده می‌گردد به همین دلیل در این مقاله برای پاسخ کنترلر PID کلاسیک از همین روش استفاده شده است. این روش تنظیم بهره‌های کنترلر و مقادیر آن‌ها در ادامه مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

روش زیگلر- نیکولز

در این روش ابتدا مقدار K_i تنظیم می‌گردد و K_d صفر است. بهره تناسب K_p افزایش می‌یابد تا به بهره نهایی K_u برسد. بهره

نقش اصلی و کلیدی را در حفظ ساختار پرواز آرایشمنند ایفا می‌کند از بین رفته ودر نتیجه ضریب اطمینان کلی مأموریت افزایش می‌یابد.

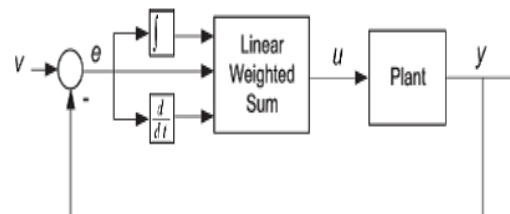
۲. به علت حذف فضاپیمای لیدر برای قرار گرفتن به عنوان مرکز ساختار پرواز آرایشمنند، نیازی به داشتن نیروی پیشران و مصرف سوخت نبوده و در نتیجه هدف مطلوب نهایی ما که مصرف سوخت کلی کمتر برای انجام محوله می‌باشد و خود معادل کاهش هزینه‌های کلیست، حاصل می‌گردد.

۳. به علت قرار گرفتن سیارک فضایی آپوفیس به عنوان لیدر در ساختار پروازی آرایشمنند، مدت زمانی که برای قرار گرفتن فضاپیمای لیدر در مدار از پیش تنظیم شده با استفاده از مانورهای مداری لازم است، دیگر الزامی ندارد و این خود مدت زمان لازم برای برقراری و شروع مأموریت محوله را کاهش می‌دهد که مطلوب طراحان این‌گونه مأموریت‌ها می‌باشد.

۴. به علت اینکه مدار حرکتی سیارک فضایی آپوفیس به وسیله روش‌های گوناگون مشاهدات راداری و اپتیکی با دقت خوبی در اختیار است، دیگر دغدغه زیادی پیرامون تأثیر عوامل اغتشاشی و عدم قطعیت‌ها که امکان دارد مدار مرجع را برای انجام پرواز آرایشمنند تحت تأثیر قرار دهند دیگر وجود ندارند.

کنترل کننده PID

یکی از کنترلرهای محبوب صنعتی کنترلر تناسبی- مشتقی و انتگرالی PID است. امروزه بیش از ۹۰٪ کنترلرهای صنعتی بر اساس کنترلرهای خطی با ضرایب ثابت PID طراحی و پیاده سازی می‌شوند. معمولاً این کنترلرها برای کنترل یک فرآیند فیزیکی مشخص کافی هستند. در شکل (۷) ساختار کلی این کنترلر نمایش داده شده است.

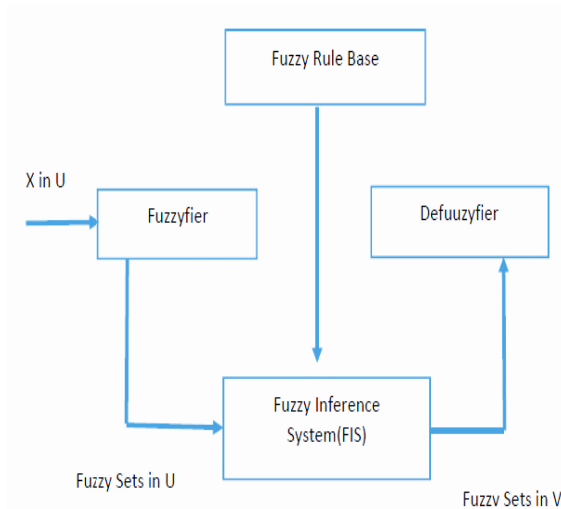


شکل ۷- ساختار کلی کنترل کننده PID [۳۰]

کنترلر تناسبی-انتگرال گیر - مشتق گیر از دسته کنترلرهای مبتنی بر بازخورد است که به صورت عمده‌ای در سیستم‌های کنترلی مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به ساختار ساده و عملکرد مقاوم این نوع از کنترلر، طراحی و پیاده سازی آن در صنایع بسیار رواج

19. Cohen-Coon
20. Ziegler-Nicholes
21. Astrom-Hugglund

کلی سیستم استنتاج فازی نمایش داده شده است.

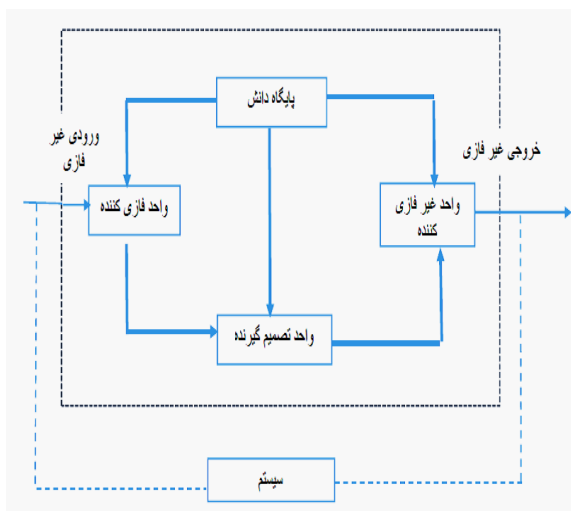


شکل ۸- ساختار اصلی سیستم‌های فازی با فازی‌سازی و غیر فازی‌سازی

ساختار یک سیستم فازی

در یک سیستم فازی، روش استنتاج بشری با کمک مدل‌های ریاضی و تئوری منطق فازی به کار گرفته می‌شود. یک سیستم فازی شامل چهار بخش می‌باشد که عبارتند از: پایگاه شناخت یا قواعد فازی، واحد فازی‌کننده، واحد تصمیم‌گیر یا استنتاج و واحد غیرفازی‌کننده. در واحد فازی‌کننده سیگنال‌های ورودی به متغیرهای زبانی فازی تبدیل می‌شوند. سپس واحد تصمیم‌گیری با استفاده از قواعد موجود و ترکیب آن با اطلاعات پایگاه شناخت، خروجی سیستم را به صورت فازی تولید می‌کند. این خروجی در نهایت از واحد غیرفازی‌کننده عبور داده می‌شود.

شکل (۹) ساختار کلی یک سیستم فازی را نشان می‌دهد.



شکل ۹- ساختار کلی یک سیستم فازی

نهایی چیزی جز بهره‌ای که در آن خروجی حلقه شروع به نوسان می‌کند، نیست. این K_u و تناوب نوسان T_u برای به دست آوردن بهره‌ی کنترل کننده PID مطابق جدول (۲) استفاده می‌شوند.

جدول ۲- مقادیر ضرایب بهره‌های کنترلی با استفاده از روش زیگلر- نیکولز

Type of Controller	K_p	K_i	K_d
P	$0.5 \times K_u$	-	-
PI	$0.45 \times K_u$	$0.54 \times K_u / T_u$	-
PID	$0.6 \times K_u$	$1.2 \times K_u / T_u$	$3K_u T_u / 40$

لازم به ذکر است بهره‌های کنترلی حاصل از تنظیم زیگلر- نیکولز ثابت بوده و چون در اکثر موارد با گذر زمان شرایط پلنت تغییر می‌کند در نتیجه کارایی کنترلر کلاسیک به مرور زمان کاهش پیدا می‌کند. در نتیجه برای حفظ کارایی بالا نیاز به روشی برای تنظیم پارامترهای بهره کنترلی کنترلر کلاسیک PID احساس می‌شود. در این پژوهش این وظیفه (تنظیم این سه پارامتر بهره کنترلی) بر عهده کنترلر فازی گذاشته شده است.

منطق فازی

واژه فازی در فرهنگ لغت آکسفورد به صورت «مبهم، گنگ، نادقیق، گیج، مغشوش، درهم و نامشخص» تعریف شده است. سیستم‌های فازی، سیستم‌هایی با تعریف دقیق هستند. اساساً گرچه سیستم‌های فازی پدیده‌های غیر قطعی و نامشخص را توصیف می‌کنند، با این حال خود تئوری فازی یک تئوری دقیق است.

سیستم‌های فازی چگونه سیستم‌هایی هستند؟

سیستم‌های فازی، سیستم‌های مبتنی بر دانش یا قواعد ۲۲ هستند. قلب یک سیستم فازی یک پایگاه دانش بوده که از قواعد اگر - آنگاه فازی تشکیل شده است. یک قاعده اگر - آنگاه فازی یک عبارت اگر- آنگاه بوده که بعضی کلمات آن به وسیله توابع تعلق یا عضویت پیوسته مشخص شده‌اند.

در کتب و مقالات معمولاً از سه نوع سیستم فازی صحبت به میان می‌آید:

- سیستم‌های فازی خالص
- سیستم‌های فازی تاکاگی- سوگنو-کانگ (TSK)
- سیستم‌های همراه با فازی ساز و غیر فازی ساز

سیستم‌های با فازی ساز و غیرفازی ساز معایب سیستم فازی خالص و سیستم فازی TSK را می‌پوشانند. در شکل (۸) ساختار

نیز گویای همین امر می‌باشد. نتایج شبیه سازی برای پاسخ سیستم کنترلی برای روش کنترلی ترکیبی با پاسخ همین سیستم به ازای کنترل PID کلاسیک (با بهره‌های کنترلی زیگلر - نیکولز) در کنار هم ترسیم گشته که مشاهده می‌شود که هر دو پاسخ دارای رفتاری در محدوده و نزدیکی همدیگر هستند و فقط پاسخ کنترلر PID-FUZZY دارای عملکرد و کارایی کنترلی بالاتری می‌باشد.

سیستم فازی با گرفتن خطا و مشتق خطا در هر لحظه به عنوان ورودی، با استفاده از قوانین فازی از پیش تعیین شده، اقدام به تغییر و تنظیم بهره‌های کنترلی در هر لحظه می‌کند. قوانین کنترلر فازی، تعریف رابطه بین خطا و مشتق خطا با ضرایب بهره کنترلی است. ساختار کلی سیستم فازی به کار گرفته شده در این مقاله در شکل (۱۱) نمایش داده شده است. برای سهولت در انجام محاسبات بهره‌های کنترلی K_p و K_d طبق رابطه (۱۵) نرمالیزه می‌شود و مقادیری بین [0,1] اختیار می‌کند. در واقع از یک نگاهت خطی بین مقادیر واقعی بهره‌های کنترلی و مقادیر نرمالیزه شده آن‌ها استفاده شده است.

$$K'_p = (K_p - K_{pmin}) / (K_{pmax} - K_{pmin}) \quad (15)$$

$$K'_d = (K_d - k_{dmin}) / (K_{dmax} - K_{dmin})$$

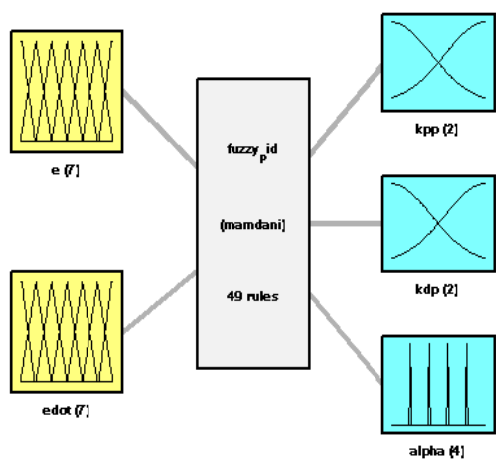
و نیز متغیر کمکی به نام α به فرم زیر تعریف شده است:

$$\alpha = \frac{T_i}{T_d} \quad (16)$$

در نتیجه داریم:

$$K_i = \frac{K_p^2}{\alpha K_d} \quad (17)$$

و $2 \leq \alpha \leq 5$ می‌باشد.



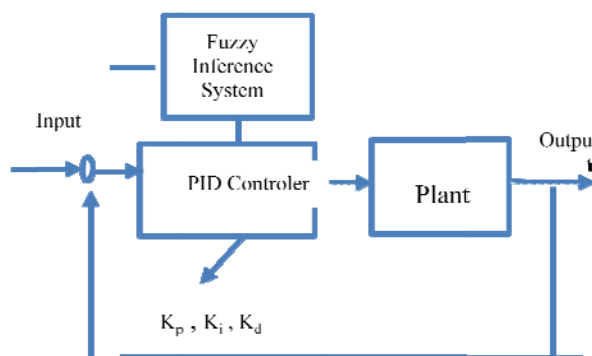
System fuzzy_pid: 2 inputs, 3 outputs, 49 rules

شکل ۱۱ - ساختار کلی سیستم فازی مورد استفاده قرار گرفته

تنظیم بهره‌های کنترلی کنترل کننده PID با استفاده از سیستم فازی

طراحی یک کنترلر PID مناسب با عملکرد مطلوب، وابسته به تعیین مقادیر مناسب برای بهره‌های کنترلی سه گانه به عنوان ضرایب تنظیم این کنترلر می‌باشد. در حالت کلی روشی کلی و عمومی برای تعیین این ضرایب وجود ندارد ولی قواعدی مانند "زیگلر - نیکولز" وجود دارند که با به کارگیری آن‌ها کنترلر پاسخی به نسبت مطلوب را به ما می‌دهد. اما در این روش، بهره‌های کنترلی ثابت هستند و در طول زمان تغییر نمی‌کنند. و این خود باعث می‌شود عملکرد کنترلر در مواقعی که پارامترها و شرایط پلنت تغییر می‌کند پاسخ کنترلی مطلوبی نداشته باشد.

در این مقاله برای غلبه بر این محدودیت و افزایش کارایی کنترلر بهره‌های کنترلی بر اساس کنترل فازی به دست آمده است. این کنترلر فازی، بهره‌های کنترلی را در هر لحظه تغییر می‌دهد. ساختار کلی کنترل کننده ترکیبی PID-FUZZY در شکل (۱۰) آمده است.

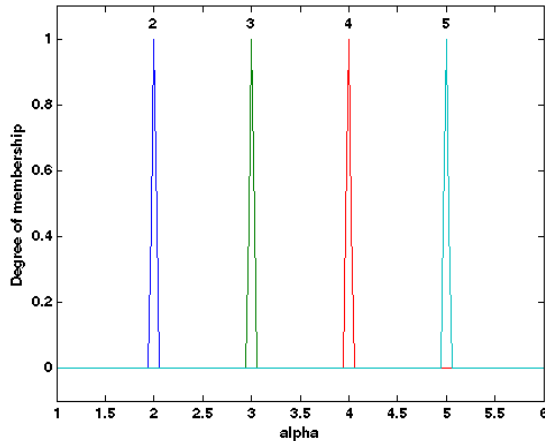


شکل ۱۰ - ساختار کلی کنترل کننده ترکیبی PID-FUZZY

در این جا ذکر این نکته الزامیست که روش کنترلی ترکیبی PID-FUZZY مورد استفاده در این مقاله اولین بار توسط [۹] معرفی و در یکی از ژورنال‌های موسسه مهندسان برق و الکترونیک (IEEE) در سال ۱۹۹۳ به چاپ رسیده است.

همین طور ذکر این نکته نیز حائز اهمیت است که در مورد پایداری روش کنترلی پیشنهادی و مورد استفاده قرار گرفته، بررسی این موضوع (پایداری) در [۹] به طور مبسوطی توضیح داده شده است و در این مقاله برای جلوگیری از اطاله کلام از ذکر آن‌ها صرف نظر شده است. نظر به این که روش مذکور برای اولین بار در این مرجع، معرفی گشته و مرجع اصلی و معتبر برای روش کنترلی PID-FUZZY می‌باشد و تاکنون ۹۱۸ ارجاع (Citation) به این مقاله ثبت شده است، پایداری و کارایی کنترل ترکیبی فوق قابل استناد هست. از طرف دیگر نتایج حاصل از شبیه‌سازی در همین مقاله

و برای خروجی α تابع عضویت سینگلتون^{۳۳} مطابق شکل (۱۵) در نظر گرفته شده است. در این جا تابع عضویت سینگلتون برای این منظور استفاده شده است که برای هر خروجی α یک مقدار اسکالر متناظر داریم. و چون تابع عضویت سینگلتون به صورت مستقل در تولباکس فازی متلب وجود ندارد، از لحاظ شماتیک به این صورت مدل شده است که با تقریب خیلی خوبی می توان آن را سینگلتون در نظر گرفت.

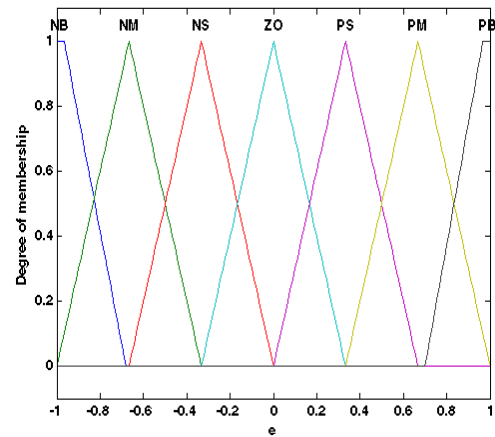


شکل ۱۵- تابع عضویت برای خروجی α

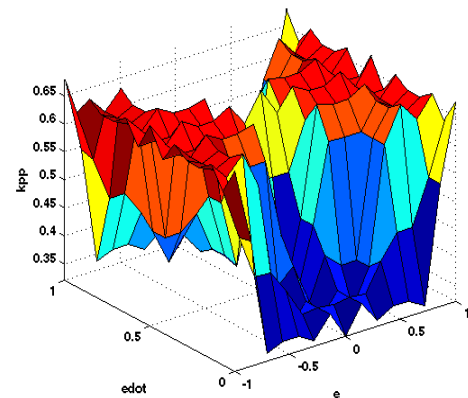
در این جا نیز ذکر این نکته لازم است که انتخاب توابع عضویت برای مقادیر و پارامترها در این مقاله (توابع عضویت مثلثی، سیگموئید و سینگلتون) عینا مطابق با توابع عضویت پیشنهاد شده و مورد استفاده قرار گرفته در [۹] می باشد. همین طور این نکته نیز قابل توجه است که در حالت کلی، انتخاب توابع عضویت برای پارامترهای مساله موردی دلخواه است که به انتخاب و تجربه طراح بر می گردد که خود نشات گرفته از نوع مساله و نیازمندی های خاص هر مساله می باشد. مثلا هنگامی که تغییرات در پارامتری گسترده باشد نیاز به انتخاب تابع عضویت گوسی هست که دامنه و گستره تغییرات پارامتر مرتبط را پوشش داده و از تغییرات ناگهانی پارامتر پرهیز گشته و همواری بالاتری را در پاسخ سیستم کنترلی به ارمغان آورد. و اینکه در حالت کلی انتخاب توابع عضویت متفاوت تغییرات ساختاری و معنا داری را در پاسخ سیستم کنترلی ایجاد نکرده و فقط انتخاب صحیح و مناسب توابع عضویت، باعث بالاتر بردن کارایی سیستم کنترلی می گردد.

تعریف قوانین زبانی، مهم ترین بخش طراحی کنترل کننده PID-FUZZY به شمار می رود. قوانین زبانی، شرایط هر خروجی را با توجه به مقادیر کیفی ورودی e و \dot{e} مشخص می کند. مقادیر خروجی K'_p و K'_d سیستم فازی مطابق با قوانین وضع شده در جداول (۴ و ۳) هستند [۹].

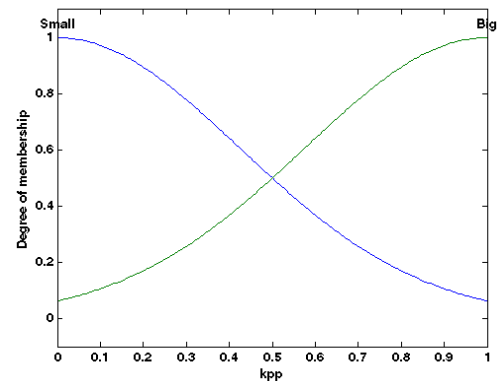
همان طور که در شکل (۱۲) نشان داده شده است، برای تعریف توابع عضویت خطا و مشتق خطا در سیستم فازی، هفت متغیر اختصاص داده شده است که به کمک آن مقادیر عددی به مفاهیم فازی تبدیل می شوند. در شکل (۱۳) سطح سه بعدی K'_p نشان داده شده است. همان گونه که در شکل (۱۴) نمایش داده شده است، برای تعریف توابع عضویت خروجی K'_p و K'_d سیستم فازی، از پارامترهای B(Big) و S(small) استفاده شده است.



شکل ۱۲- توابع عضویت برای e, \dot{e}



شکل ۱۳- خروجی سطحی K'_p

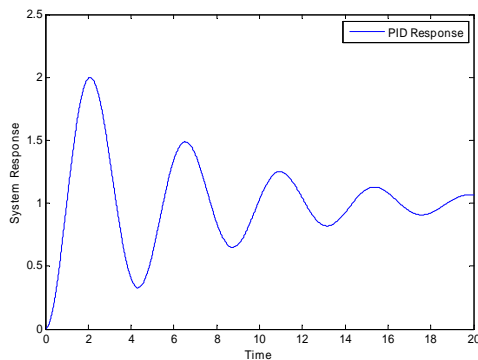


شکل ۱۴- توابع عضویت برای خروجی های K'_p و K'_d

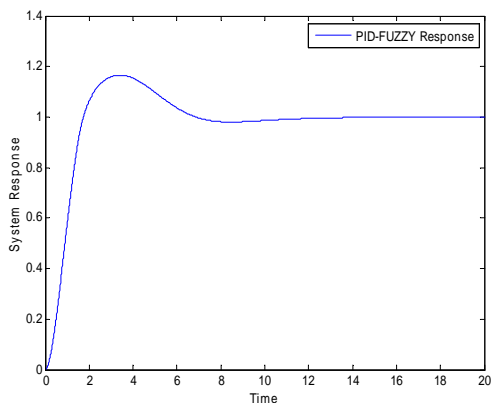
پارامترهای z و \dot{z} به عنوان خروجی‌های مطلوب و متغیرهای حالت برای کنترل حرکت خارج صفحه لحاظ شده‌اند که با کنترل کننده پیشنهادی ترکیبی PID-FUZZY به نحو مطلوبی کنترل شده‌اند.

چون سیارک آپوفیس در مداری خورشید مرکز در حال حرکت می‌باشد، خورشید برای آن جسم گرانشی مرکزی محسوب گردیده در نتیجه در محاسبات پارامتر گرانشی خورشید وارد شده است یعنی $\mu_{Sun} = 1.327 \times 10^{11} \text{ Km}^3 / \text{S}^2$. همین طور چون آپوفیس به عنوان لیدر فرض شده در نتیجه r_l برابر فاصله مداری آپوفیس در نظر گرفته شده است. یعنی $r = 0.9222614 \text{ AU}$ و هر واحد نجومی برابر $\text{AU} = 149600000 \text{ Km}$ می‌باشد. در نتیجه فاصله برابر $r = 137970305.4 \text{ Km}$ به دست می‌آید. با داشتن مقادیر مورد نیاز، مقدار سرعت زاویه‌ای مداری آپوفیس از رابطه $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$ و برابر مقدار $\omega_{Apopis} = 2.2515 \times 10^{-7} \text{ rad} / \text{s}$ به دست می‌آید که در فرمول‌های دینامیک حرکت نسبی در انجام شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است. همین طور قابل ذکر است که مدت زمان شبیه سازی برای کنترل هر دو متغیر وضعیت (z, \dot{z}) برابر $t = 20 \text{ Sec}$ در نظر گرفته شده است.

در شکل‌های (۱۶-۲۰) نمودارهای خروجی مربوط به کنترل جابه جایی حرکت خارج از صفحه (z) آورده شده است.



شکل ۱۶- پاسخ سیستم به کنترلر PID کلاسیک با بهره‌های تنظیمی زیگلر-نیکولز (z)



شکل ۱۷- پاسخ سیستم به کنترلر PID-FUZZY (z)

جدول ۳- قوانین تنظیم کننده فازی برای K'_p

Error	Error Derivative							
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	B	B	B	B	B	B	B	B
NM	S	B	B	B	B	B	B	S
NS	S	S	B	B	B	S	S	S
ZO	S	S	S	B	S	S	S	S
PS	S	S	B	B	B	S	S	S
PM	S	B	B	B	B	B	B	S
PB	B	B	B	B	B	B	B	B

جدول ۴- قوانین تنظیم کننده فازی برای K'_d

Error	Error Derivative							
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	S	S	S	S	S	S	S	S
NM	B	B	S	S	S	B	B	B
NS	B	S	B	S	B	B	B	B
ZO	B	S	B	B	B	B	B	B
PS	B	S	B	S	B	B	B	B
PM	B	B	S	S	S	B	B	B
PB	S	S	S	S	S	S	S	S

و برای خروجی فازی α هم از قوانین جدول (۵) استفاده شده است [۹].

جدول ۵- قوانین تنظیم کننده فازی برای α

Error	Error Derivative							
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲
NM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳	۳
NS	۴	۳	۳	۲	۳	۳	۳	۴
ZO	۵	۴	۳	۳	۳	۴	۴	۵
PS	۴	۳	۳	۲	۳	۳	۳	۴
PM	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳	۳
PB	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲	۲

در نهایت مقادیر نرمالیزه شده بهره‌های کنترلی طبق رابطه (۱۸) به بهره‌های کنترلی واقعی تبدیل شده‌اند.

$$K_p = (K_{p \max} - K_{p \min})K'_p + K_{p \min}$$

$$K_d = (K_{d \max} - K_{d \min})K'_d + K_{d \min} \quad (18)$$

$$K_i = K_p^2 / (\alpha K_d)$$

شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش به شبیه‌سازی و تحلیل نتایج حاصله از آن پرداخته شده است. همان طور که از رابطه (۱۳) بر می‌آید معادلات حرکت داخل صفحه مداری $(x-y)$ و خارج از صفحه مداری (z) کاملاً از یکدیگر مستقل می‌باشند. حرکت داخل صفحه مداری دارای کوپلینگ می‌باشد و اثر هر ورودی روی هر دو خروجی مشاهده می‌گردد. در این مقاله بخش حرکت خارج صفحه مورد بررسی قرار گرفته است و

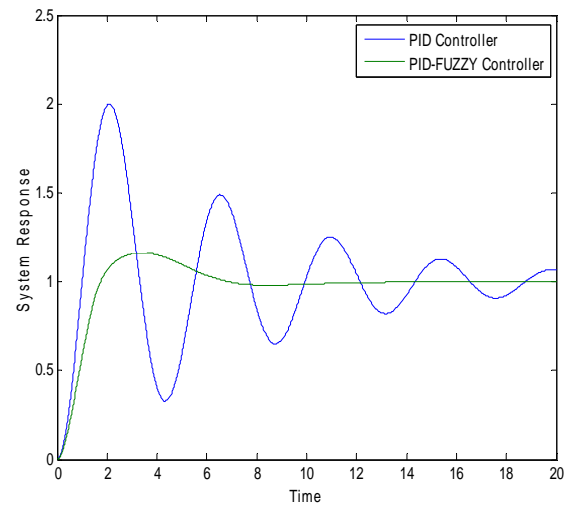
همان طور که در شکل (۱۸) مشهود است پاسخ سیستم به کنترلر ترکیبی PID-FUZZY بسیار بهتر از پاسخ همین سیستم به کنترلر PID کلاسیک که بهره‌های آن توسط روش زیگلر - نیکولز طراحی شده‌اند می‌باشد. پاسخ سیستم به کنترلر PID-FUZZY دارای فراجهش^{۲۴} کمتر و همچنین زمان استقرار^{۲۵} کمتری نسبت به کنترلر PID کلاسیک هست که دارای عملکرد بهتری می‌باشد.

در شکل (۱۶) دیده می‌شود که سیستم کنترلی PID کلاسیک، فراجهشی تا حدود ۲ دارد که به مرور دامنه نوسان کاهش می‌یابد. در حالی که در شکل (۱۷) دیده می‌شود که همین پارامتر برای کنترلر ترکیبی PID-FUZZY کمی کمتر از ۱/۲ می‌باشد که خود بیانگر کارایی بالاتر روش کنترلی پیشنهادی می‌باشد. همین طور برای پارامتر زمان استقرار، در شکل (۱۶) برای کنترلر PID کلاسیک چیزی در حدود ۱۸ ثانیه و برای PID-FUZZY از شکل (۱۷) چیزی در حدود ۸ ثانیه می‌باشد که بیانگر جواب سریع‌تر کنترل کننده پیشنهادی می‌باشد که پاسخ سیستم را زودتر به مقدار مطلوب همگرا می‌کند.

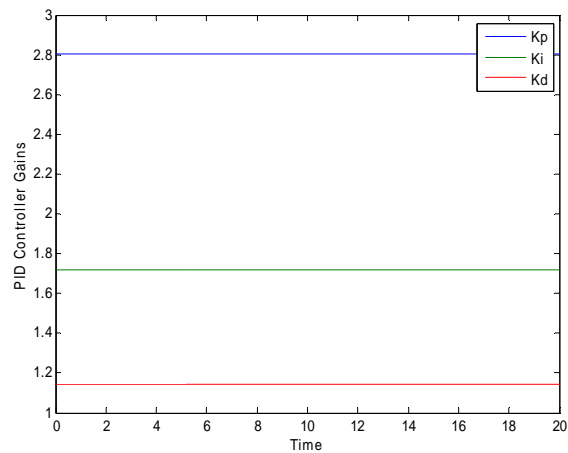
علاوه بر این با مقایسه شکل‌های (۱۶) و (۱۷) واضح است که پاسخ سیستم کنترلی PID-FUZZY نسبت به سیستم PID کلاسیک دارای نوسانات کمتری می‌باشد که مطلوب طراحان می‌باشد. همین طور با توجه و دقت در شکل (۱۸) دیده می‌شود که پاسخ سیستم کنترلی پیشنهادی ترکیبی نسبت به حالات کلاسیک، دارای خطای حالت ماندگار^{۲۶} کمتر و انحراف کمتری از مقدار عدد ۱ می‌باشد که نمایانگر کارایی بالاتر است.

به علاوه با مقایسه شکل‌های (۱۹) و (۲۰) مشخص است که بر خلاف کنترلر PID کلاسیک که بهره‌های کنترلی ثابتی به دست می‌دهد، بهره‌های کنترلی روش کنترلی ترکیبی پیشنهادی، غیر ثابت و متغیر با زمان می‌باشند و حدوداً ۸ طول می‌کشد تا تغییرات آن‌ها ثابت شده و نا متغیر باقی بمانند. کنترلر در هر لحظه همگام با تغییرات پارامترها و شرایط پلنت، نسبت به اختصاص بهره‌های متناسب اقدام می‌نماید که عملکردی بالاتر و بهتر را در پی دارد.

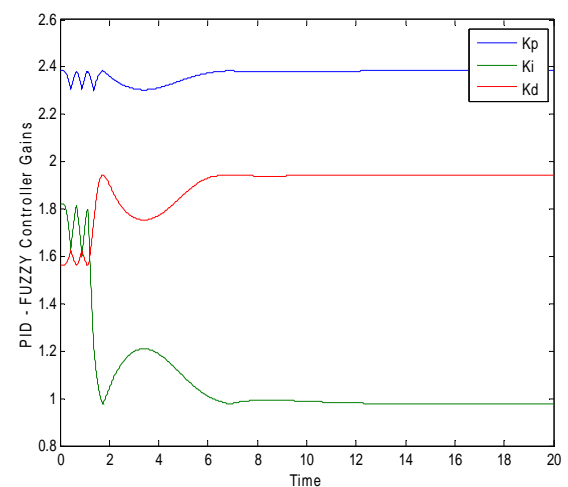
در شکل‌های (۲۱-۲۴) خروجی‌های کنترلی نسبت به تغییرات سرعت در راستای خارج از صفحه (\dot{z}) آورده شده است.



شکل ۱۸- مقایسه عملکرد و پاسخ دو کنترلر PID و PID-FUZZY (ز)

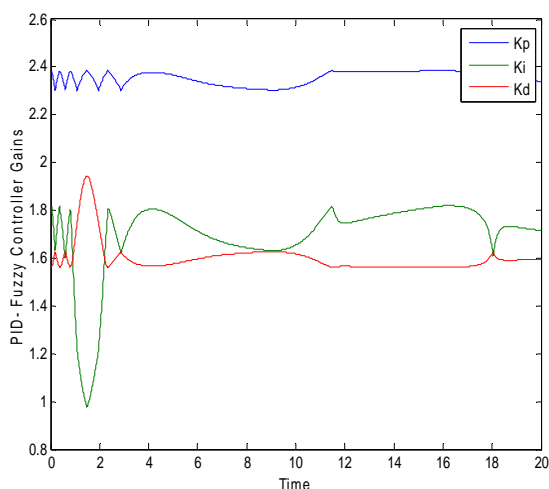


شکل ۱۹- بهره‌های کنترلی PID بر اساس تنظیمات زیگلر - نیکولز (ز)



شکل ۲۰- بهره‌های کنترلی PID-FUZZY (ز)

24. Overshoot
25. Settling Time
26. Error Steady State

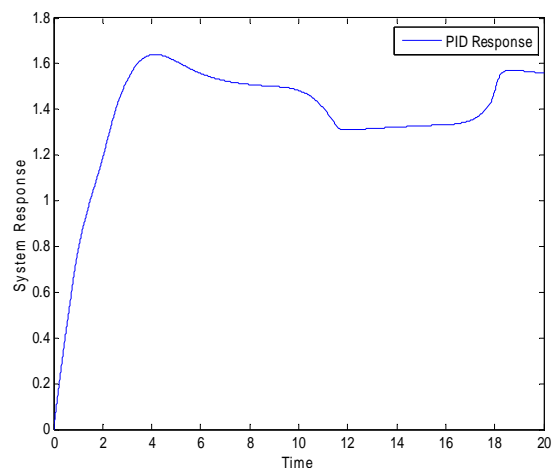
شکل ۲۴- بهره‌های کنترلی PID-FUZZY (\dot{z})

همان گونه که از شکل‌های (۲۱-۲۴) بر می‌آید تحلیل‌های مربوط به کنترل موقعیت حرکت خارج صفحه (z) در مورد کنترل سرعت در راستای خارج صفحه (\dot{z}) نیز صادق است و همگی تایید کننده کارایی عملکردی بالاتر کنترلی ترکیبی PID-FUZZY می‌باشند. از جمله آن‌ها می‌توان از شکل (۲۱) مشاهده کرد که فرآیند سیستم کنترلی کلاسیک کمی بالای 1.6 و از شکل (۲۲) برای سیستم کنترلی ترکیبی در حدود 1.5 می‌باشد. همین طور از شکل (۲۳) این نتیجه حاصل می‌شود که خطای حالت ماندگار برای سیستم کنترلی ترکیبی از 1.4 انحراف کمتری داشته در نتیجه کنترلی ترکیبی دقت بالاتری داشته و برای از بین بردن انحراف \dot{z} از مقدار مطلوب، موفق‌تر عمل نموده است. همین طور از شکل (۲۴) مشخص است که حدود ۱۲ ثانیه طول کشیده تا بهره‌های کنترلی ثابت شوند.

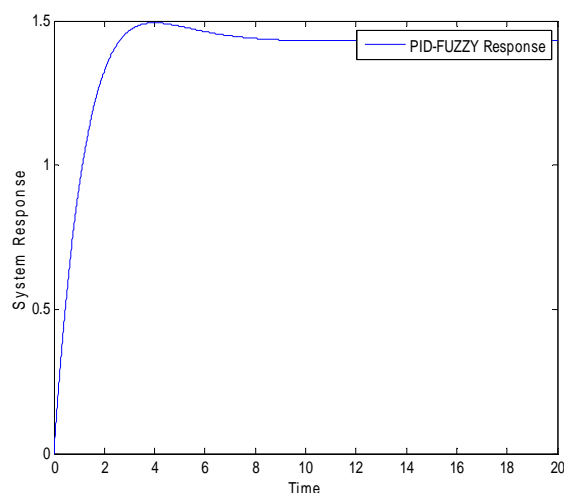
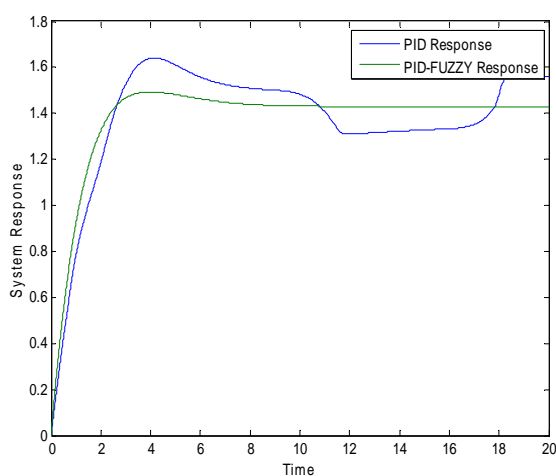
نمودارهای خروجی ماحصل شبیه‌سازی، نماینگر بهبود کارایی و عملکرد بالاتر کنترلی پیشنهادی ترکیبی PID-FUZZY در مقایسه با کنترلی کلاسیک PID که بهره‌های کنترلی آن توسط روش زیگلر - نیکولز تنظیم شده‌اند می‌باشد.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

مقوله انحراف و تغییر مسیر اجرام فضایی که در مسیر حرکت خود، احتمال برخورد با کره زمین را دارند، یکی از زمینه‌های پژوهشی خیلی فعال در علوم و فناوری‌های فضایی می‌باشد که در دهه اخیر بسیار مورد بررسی و کنکاش قرار گرفته است. یکی از دسته بندی‌های این اجرام فضایی، سیارک‌ها می‌باشند. یکی از این سیارک‌های بالقوه خطرناک که تهدیدی برای ادامه حیات بر روی کره زمین محسوب می‌گردد، سیارک فضایی آپوفیس می‌باشد که در



شکل ۲۱- پاسخ سیستم به کنترلی PID کلاسیک با بهره‌های تنظیمی زیگلر

- نیکولز (\dot{z})شکل ۲۲- پاسخ سیستم به کنترلی PID-FUZZY (\dot{z})شکل ۲۳- مقایسه عملکرد و پاسخ دو کنترلی PID و PID-FUZZY (\dot{z})

- perturbation”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 26, No. 2, 2003, p. 224.
- [5] Kang, J., Meng, W., Abraham, A. and Liu, H., “An adaptive PID neural network for complex nonlinear system control,” *Neurocomputing*, Vol. 135, July 2014, pp. 79-85, 2014.
- [6] Prakash, J. and Srinivasan, K., “Design of nonlinear PID controller and nonlinear model predictive controller for a continuous stirred tank reactor”, *ISA Transactions*, Vol. 48, No. 3, 2009, pp. 273-282.
- [7] Jin, C. Y., Ryu, K. H., Sung, S. W., Lee, J. and Lee, I. B., “PID auto-tuning using new model reduction method and explicit pid tuning rule for a fractional order plus time delay model”, *Journal of Process Control*, Vol. 24, No. 1, pp. 113-128.
- [8] Bardini, M. and Nagar, M., “Interval type-2 fuzzy PID controller for uncertain nonlinear inverted pendulum system,” *ISA Transactions*, Vol. 53, No. 3, 2014, pp.732-743.
- [9] Zhao, Z.Y., Tomizuka, M. and Isaka, S., “Fuzzy Gain Scheduling of PID controllers, *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, Vol. 23, No. 5, September/October 1993, pp. 1392-1398.
- [10] Ulybyshev, Y., “Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller”, *J. Guid., Contr. & Dyn.*, Vol. 21, No. 1, 1998, pp. 109-115.
- [11] Marcio, S., Quiz, D., Kapila, V. and Yan, Y., “Adaptive Nonlinear Control of Multiple Spacecraft Formation Flying”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, May-June 2000, p. 385.
- [12] Shin, j.H. and Kim, H.J., “Nonlinear Model Predictive Formation Flying”, *IEEE, Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, Vol. 39, No. 5, September 2009, pp 1116-1125.
- [13] Meng Qingsong, Wang Pengji, Yang Di, “Low-Thrust Fuzzy Formation Keeping for Multiple Spacecraft Flying”, *Acta Astronautica*, Vol. 55, No. 11, 2004, pp. 895-901
- [14] Wang Pengji, Yang Di, “PD-Fuzzy Formation Control for Spacecraft Formation Flying in Elliptical Orbits”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, No. 7, 2003, pp. 561-566
- [15] Mazanek, D.D., Reeves, D.M. and Hopkins, J.B., “Enhanced Gravirt Tractor Technique for Planetary Defence,” *4th IAA Planetary Defense Conference – PDC 2015 13-17*, April 2015, Frascati, Roma, Italy
- [16] Cheng, A.F., Michel, D. and Jutzi, .M., “Asteroid Impact & Deflection Assessment Mission: Kinetic Impactor,” *Planetary and Space Science*, Vol. 121, 2016, pp. 27-35.
- [17] Ketema, Y., “Asteroid deflection using a spacecraft in restricted keplerian motion,” *Acta Astronautica*, Vol. 136, July 2017, pp. 64-79
- [18] Tan, M., McInnes, C.R., Ceriotti, M., “Low-energy near-Earth asteroid capture using momentum exchange strategies.” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No.3, 2017, pp. 632-643.
- [19] Decicco, A. J., Hartzel, C. M., Adams, R. B. and Polzin, K.A., “The feasibility of deflecting asteroid 2017 PDC using neutral beam propulsion,” *Acta*

این تحقیق به عنوان نمونه بررسی مورد استفاده قرار گرفته است. برای تحقق هدف مذکور تا کنون روش‌های متفاوت و گوناگونی پیشنهاد گردیده که هر کدام ویژگی‌های خاص خود را دارا می‌باشند. در این بین، استفاده از کشنده گرانشی مقبولیت عام‌تری یافته که در این پژوهش نیز روش مذکور، روش برگزیده می‌باشد. همین طور با توجه به کاربردهای رو به افزایش پرواز آرایشمنند فضاپیماها در انجام ماموریت‌های فضایی در این پژوهش نیز از فناوری مذکور بهره گرفته شده است. پرواز آرایشمنند فضاپیماها انعطاف بسیار بالایی در انجام ماموریت‌های فضایی دارد لذا برای انجام ماموریت انحراف مسیر سیارک آپوفیس از پرواز آرایشمنند بهره گرفته شده است. پرواز آرایشمنند خود تابع معادلات حرکت دینامیک نسبت که در این تحقیق بررسی گردیده است. برای کنترل ساختار پرواز آرایشمنند به کنترل فعال نیاز می‌باشد که در این پژوهش کنترل ترکیبی PID-FUZZY برای این منظور مورد استفاده قرار گرفته است. کنترل PID از جمله کنترل کننده‌های با کاربرد گسترده در صنعت هست. برای پیاده‌سازی کنترل کننده مذکور نیاز به تنظیم بهره‌های کنترلی می‌باشد که در حالت کلی حل بسته و سرراستی برای این کار وجود ندارد. یکی از تنظیمات بهره‌های کنترلی که عملکرد مطلوبی را در پی دارد روش "زیگلر-نیکولز" می‌باشد. در این روش بهره‌های کنترلی به دست آمده ثابت هستند. برای بهبود این عملکرد و برای تنظیم این ضرایب از کنترل فازی بهره گرفته شده است که باعث شده بهره‌هایی متغیر با زمان و در نتیجه با کارایی بالاتری به دست آیند. کنترل فازی نسبت به شرایط، در طول زمان این بهره‌های کنترلی را به آرامی تغییر داده و باعث شده عملکرد کلی سیستم کنترلی و پاسخ زمانی سیستم، عملکرد مطلوب‌تری مانند فرجهش کمتر را در پی داشته باشد. نتایج حاصله بیانگر عملکرد مطلوب کنترل کننده پیشنهاد شده و مورد استفاده قرار گرفته می‌باشد.

مراجع

- [1] Lawden, D. F., “Optimal trajectories for space navigation,” *butterworths*, london, 1963, pp. 77–86." Near-Earth Objects Survey and Deflection Analysis of Alternatives," NASA, Mar. 2007.
- [2] Inalhan, G., Tillerson, M. and How, J. P., “Relative dynamics and control of spacecraft formations in eccentric orbits,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 48–59.
- [3] Spencer, D., “The effects of eccentricity on the evolution of an orbiting debris cloud,” *American Astronautical Society*, AAS Paper 87-473, Aug. 1987. Formation Flying Design and Evolution,” *Journal of spacecraft and rockets*, 2001
- [4] Vadali, S.S., Sirinivas, R. and Alfriend, K. T., “Formation flying: accomodating nonlinearity and eccentricity

- [26] Navvabi, M. and Hamrah, R., "Modeling of space objects propagation, prediction of closest approaches among satellites, and assessment of maximum collision probability," *Journal of space science and technology (JSST)*, Vol. 6, No 1, Spring 2013, pp. 57-67.
- [27] Navvabi, M. and Barati, M., "Dynamics Modeling of Spacecraft Formation Flying and Evaluating the Models Accuracy under the Effects of Relative Distance, Eccentricity and Earth Gravitational Perturbation," *Journal of space science and technology (JSST)*, Vol.5, No.1, , 2012, pp. 51-59.
- [28] Rahmani, K., Arabshahi, P. and Gray, A., "Fuzzy Supervised Optimal Regulator for Spacecraft Formation Flying," *22nd International Conference of the North American Fuzzy Information Processing Society, NAFIPS*, 24-26 July 2003.
- [29] Sabol, C., Burns, R., and McLaughlin, C. A., "Satellite Formation Flying Design and Evolution", *Proc. AAS/AIAA space Flight Mechanics Conference*, Feb 1999.
- [30] Han, J., "From PID to Active Disturbance Rejection Control," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 56, No.3, March 2009, pp. 900-906.
- Astronautica*, Vol. 156, March 2019, pp. 363-370
- [20] Lu, E. T. and Love, S.G., "Gravitational tractor for towing asteroids," *Nature*, Vol. 438, Nov. 2005, pp. 177-178.
- [21] Wie, B., "Dynamics and control of gravity tractor spacecraft for asteroid deflection", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 31, No. 5, September October 2008, pp. 1413-1423.
- [22] Imani, A. and Bahrami, M., "fuzzy sliding mode for spacecraft formation control in eccentric orbits," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 7, No. 1, Spring 2014, pp. 49-56
- [23] Navvabi, M., Barati, M. and Bonyan, H., "Algebraic orbit elements difference description of dynamics models for satellite formation flying," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 6th International Conference on, IEEE*, 2013, pp. 277-280.
- [24] Navvabi, M. and Barati, M., "A Comparative Study of Dynamics Models and a Control Strategy for Satellite Formation Flying," *Journal of Advances in the Astronautical Sciences*, 2012, Vol. 145, pp. 549-561
- [25] Schaub, H. and Junkins. J. L., *Analytical Mechanics of Aerospace Systems*, AIAA publishing, 2002