



روش جدید پایداری سه محوره با تراستر افزونه برای یک ماهواره مکعبی با عملگرهای چرخ عکس‌العملی

مهدی فکور^{1*}، علیرضا ستارزاده²، مجید بختیاری³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران
 2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران
 3- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
 * تهران، صندوق پستی 14395-1561، mfakoor@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
 دریافت: 14 آذر 1394
 پذیرش: 06 فروردین 1395
 ارائه در سایت: 13 اردیبهشت 1395
 کلید واژگان:
 زیر سیستم کنترل وضعیت
 چرخ عکس‌العملی
 تراستر
 کنترل کننده پی آی دی- نورو فازی

چکیده

در این مقاله، امکان دستیابی به پایداری وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن یک یا چند چرخ عکس‌العملی با استفاده از تنها یک عملگر تراستر به عنوان جبران ساز مورد بررسی قرار گرفته است. در این روش گشتاورهای کنترلی با استفاده از یک مکانیزم تراستر دورانی دو درجه آزادی تولید می‌شوند. در اثر از کار افتادن چرخ‌های عکس‌العملی، زوایای گیمبال مکانیزم تراستر به عنوان ورودی‌های کنترلی به سیستم افزوده می‌شوند. الگوریتم کنترل کننده بر اساس معادلات دینامیک و سینماتیک حرکت ماهواره در حضور اغتشاشات توسعه یافته است بطوریکه پایداری سه محوره وضعیت یک ماهواره در مدار ارتفاع پایین که در معرض اغتشاشات قرار دارد توسط سه عملگر چرخ عکس‌العملی نصب شده در هر راستا انجام شده است. گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره شامل گشتاورهای گرادیان جاذبه، فشار تابش خورشیدی و آیرودینامیک می‌باشد. برای آموزش کنترل کننده هوشمند نورو فازی در ابتدا از کنترل کننده پی آی دی استفاده شده است. شبیه سازی‌های عددی نشان می‌دهد که روش کنترلی پیشنهادی برای پایداری وضعیت ماهواره در حضور اغتشاشات، نتایج قابل قبولی دارد و افزودن یک عملگر تراستر به سیستم به عنوان جبران ساز، قابلیت اطمینان را در انجام ماموریت‌های فضایی بالا می‌برد و در صورت از کار افتادن حتی دو چرخ عکس‌العملی، مکانیزم تراستر با دقت بالایی وارد سیستم کنترلی شده و پایداری ماهواره را در شرایط مطلوب حفظ و کنترل می‌کند.

A novel 3-axis attitude stabilization with redundant thruster for a cube-satellite supported by reaction wheels

Mahdi Fakoor^{1*}, Alireza Sattarzadeh¹, Majid Bakhtiari²

1- Department of New Sciences & Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
 2- Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran
 *P.O.B. 14395-1561, Tehran, Iran, mfakoor@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
 Received 05 December 2015
 Accepted 25 March 2016
 Available Online 02 May 2016

Keywords:

Attitude Control Subsystem
 Reaction Wheel
 Thruster
 Neuro-Fuzzy PID Controller

ABSTRACT

In the present study, a new attitude stabilization concept has been investigated for a satellite considering failure in one or more reaction wheels. In this approach control torques could be generated using only one thruster mounted on a two axis gimbal mechanism. In the other words, in the absence of reaction wheel(s), control torques are generated by applying a thruster rotating mechanism which can be turned around two axes by thruster vector. If any failure happened in reaction wheels, gimbal angles mechanisms will be added to the system as input control. Controller algorithm based on dynamic and kinematic equations of the satellite's motion, has been developed in the presence of disturbances. Three-axis stabilization of the attitude in a LEO orbit satellite under disturbances has been executed by applying three reaction wheel actuators to produce torque in each direction. Disturbance torques that are commonly applied to the satellites are gravity gradient, solar radiation pressure and aerodynamics. For training the intelligent neuro-fuzzy controller, PID controller is employed. Numerical simulations show that, the recommended controlled method has acceptable results (in the presence of disturbances) and addition of a thruster actuator to the system as a redundancy could enhance the space missions reliability and if any fault occurs in the operation of reaction wheels, thruster mechanisms come in to the control system accurately, and sustain satellite stability at desirability attitude.

1- مقدمه

کنترل وضعیت¹ انجام شده است. عملگرهای متفاوتی مانند سیم پیچ‌های مغناطیسی، چرخ‌های مومنتومی، چرخ‌های عکس‌العملی یا ترکیب این عملگرها برای تولید گشتاورهای کنترلی موثر در ماموریت‌های فضایی استفاده

در سال‌های اخیر، تحقیقات بسیار ارزشمندی برای بهبود عملکرد زیر سیستم

¹ ACS Subsystem

شده است [1]. در طراحی زیر سیستم کنترل وضعیت، برآوردن الزاماتی مانند کاهش هزینه و قیمت، کاهش جرم و دستیابی به مصرف توان پایین از اهمیت قابل توجهی برخوردار است. موفقیت در ماموریت‌های فضایی در رصد زمین یا فضا بستگی به عملکرد زیر سیستم کنترل وضعیت ماهواره و دقت بالای آن در جهت‌گیری به سمت هدف مورد نظر دارد [2].

بخش تعیین وضعیت در این زیر سیستم شامل تمامی حسگرهایی است که اطلاعات مربوط به جهت‌گیری وضعیت ماهواره را برای کنترل‌کننده تولید می‌کند. پس از آن کنترل‌کننده به وسیله عملگرهای تصحیح وضعیت، جهت‌گیری ماهواره را اصلاح می‌کند [3,4]. در مرجع [5] روشی نوین برای طراحی چیدمان بهینه تراسترها در ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ با هدف کمینه کردن مصرف سوخت و افزایش دقت کنترل وضعیت ارائه شد. بدین منظور برای دستیابی به الگوی چیدمان بهینه، از دو الگوریتم ژنتیک و تکامل دیفرانسیلی استفاده شد. همچنین، در مرجع [6] به طراحی کنترل‌کننده LQG/LTR به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های زمین‌آهنگ در فاز نامی پرداخته شد. بدین منظور طراحی از سه دیدگاه رگولاتور LQR، فیلتر کالمن توسعه یافته و بخش LTR مورد بررسی قرار گرفت. در زیر سیستم کنترل وضعیت از کار افتادن عملگرها در جهت رسیدن به وضعیت مطلوب هنوز هم یکی از تهدیدات بسیار جدی در عملیات فضاییها است. افزون¹ عملگر برای کنترل خرابی عملگرها رویکردی است در جهت افزایش ایمنی ماموریت‌ها که بطور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرد.

برای مقابله با چالش‌های ناشی از کار افتادن عملگرها، این مقاله یک استراتژی کنترلی با نصب عملگر تراستر دو درجه آزادی تنها در یک راستا در جهت حصول به کنترل وضعیت سه محوره پیشنهاد و فراهم می‌کند. پایداری وضعیت ماهواره به صورت سه محوره عبارت است از مستقل بودن وضعیت دورانی هر راستا نسبت به راستای دیگر، به عبارت دیگر وضعیت ماهواره حول زاویه‌های رول، پیچ و یاو بصورت جداگانه کنترل می‌شوند.

دقت زیر سیستم کنترل وضعیت در حضور اغتشاشات محیطی، عدم قطعیت در سیستم‌های دینامیکی ماهواره و اشباع عملگرها، تحقیقات قابل توجهی را به خود جلب کرده است. بسیاری از محققان الگوریتم‌های کنترل غیرخطی را برای حل مسئله کنترل وضعیت مانند کنترل فیدبک غیرخطی [7,8]، کنترل ساختار متغیر [9-11]، کنترل تطبیقی مد لغزشی [12-14]، کنترل بهینه [15-17] و کنترل مقاوم [18-20] ارائه داده‌اند. کنترل هوشمند هم مانند کنترل فازی و کنترل شبکه عصبی به موضوع مطلوبی در مهندسی هوافضا تبدیل شده است. این کنترل‌کننده ترکیبی از منطق فازی و شبکه عصبی است [21]. طراحی کنترل‌کننده‌های هوشمند بر اساس مدل نیستند. تحقیقات نشان می‌دهد کنترل‌کننده‌های فازی-عصبی می‌توانند در طراحی زیر سیستم دینامیک و کنترل وضعیت اثر مطلوبی داشته باشند [22].

در رابطه با خرابی عملگرها، تکنیک‌های کنترل هوشمند را می‌توان برای تولید و کنترل گشتاور مستقل در سه راستا با استفاده از عملگرهای باقی مانده مورد استفاده قرار داد. بنابراین، می‌توان با استفاده از بازپیکربندی به یک زیر سیستم کنترل وضعیت ماهواره و یک روش کنترلی موثر دست یافت. با این حال، اگر سیستم کنترلی به علت خرابی یک یا چند عملگر، مولفه‌های گشتاور را حول تنها دو محور برساند، از کار افتادن عملگرها سیستم را بیشتر به چالش می‌کشد. بسیاری از محققان الگوریتم‌های کنترلی (خطی و

غیرخطی) برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از دو گشتاور کنترلی پیشنهاد داده‌اند. تمرکز اصلی این تحقیقات پایداری معادلات سرعت زاویه‌ای ماهواره با کمتر از سه گشتاور کنترلی است [23-25] بطوریکه بردار سرعت زاویه‌ای فضاپیما در هر سه راستا صفر شود. پایداری وضعیت ماهواره مجموعه‌ای از معادلات دینامیک و سینماتیک می‌باشد که در مراجع [26-28] به آن اشاره شده است. در این روش، هدف پایداری وضعیت ماهواره با استفاده از نصب یک عملگر و تولید مولفه‌های گشتاور کنترلی حول دو محور دیگر که عملگرهای آنها از کار افتاده‌اند می‌باشد. در مرجع [29] اثر کاهش ورودی‌ها بر کنترل وضعیت ماهواره بررسی شده است. همچنین در مرجع [30] مفاهیم عملیاتی ورود به اتمسفر با استفاده از یک جفت جت تراستر متصل به بدنه ماهواره به عنوان عملگر، برای مانور فضاپیما پیشنهاد شده است. در مرجع [31,32] کنترل و تثبیت سرعت زاویه‌ای ماهواره با استفاده از کنترل تغییرات سرعت تنها با یک ژيروسکوپ² و در مرجع [33] کنترل و امکان سنجی وضعیت ماهواره تنها با یک تراستر پیشنهاد و بررسی شده است. در این روش کنترلی نیز همانند روش آرایش هرمی چرخ‌های عکس‌عملی، در صورت از کار افتادن یکی از عملگرها، سیستم کنترلی دچار مشکل می‌شود و ماهواره پایداری وضعیت خود را در حین ماموریت از دست می‌دهد. در حالیکه در سیستم پایداری با تراستر افزونه و ایجاد رزرو برای عملگرهای چرخ عکس‌عملی ماهواره با مکانیزم تعلیق قادر است در صورت خرابی تا 2 چرخ، کنترل لازم را تأمین نماید و سیستم پایدار شود، علاوه بر این سیستم افزونه به آرایش هرمی هم می‌تواند افزوده شود. لازم به ذکر است حتی در آرایش هرمی چرخ‌های عکس‌عملی با از کار افتادگی دو عملگر، انجام کنترل سه محوره امکان پذیر نمی‌باشد، در حالیکه در مدل مورد مطالعه، با داشتن تراستر افزونه در هنگام خرابی عملگرها ماهواره به حالت تعادل باز می‌گردد و تعادل به خوبی حفظ می‌شود [34].

در این مقاله، پایداری سه محوره وضعیت ماهواره در مدار ارتفاع پایین با در نظرگیری اغتشاشات توسط سه عملگر چرخ عکس‌عملی برای تولید گشتاور لازم در هر راستا انجام شده است. دینامیک و سینماتیک ماهواره مدلسازی شده و امکان دستیابی به پایداری وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن یک یا چند چرخ عکس‌عملی با استفاده از تنها یک عملگر تراستر بررسی شده است. در این روش گشتاورهای کنترلی با استفاده از یک مکانیزم دورانی تراستر که با بردار تراستر می‌تواند حول دو محور چرخش کند تولید می‌شوند. از کنترل‌کننده پی‌آی‌دی در بسیاری از سیستم‌های مختلف به دلیل ساختار ساده استفاده می‌شود. با این حال، مشکل اصلی کنترل‌کننده‌های خطی ضعف کنترل در حضور عدم قطعیت‌ها و عوامل غیرخطی در مدل است. در پایداری با چرخ‌های عکس‌عملی، عدم کارکرد آنها و همچنین در پیاده‌سازی مکانیزم تراستر ابتدا از کنترل‌کننده پی‌آی‌دی استفاده شده است. این مقاله نحوه آموزش الگوریتم کنترلی نوروفازی را برای کنترل وضعیت فعال ماهواره در حالت از کار افتادن دو چرخ عکس‌عملی و روشن شدن تراستر در حضور اغتشاشات پیشنهاد می‌کند. برای غلبه بر تغییرات پارامترهای داخلی و اغتشاشات خارجی، آموزش کنترل‌کننده نورو فازی به منظور دستیابی به وضعیت مطلوب بر اساس کنترل‌کننده پی‌آی‌دی انجام شده است. دستیابی به خطای کم در طراحی الگوریتم نورو فازی به معنای رسیدن به پایداری در هر شرایط اولیه می‌باشد.

روند مقاله به شرح زیر است: در بخش دوم مدل غیرخطی سیستم ماهواره

² Variable Speed Control Moment Gyro

¹ Redundancy

می‌شود و عمود بر صفحه مداری ماهواره است. دستگاه آخر، دستگاه مختصات بدنه ماهواره این دستگاه بر مرکز جرم ماهواره واقع شده است. محورهای آن به بدنه ماهواره چسبیده و همراه با چرخش ماهواره، آن‌ها نیز می‌چرخند. این دستگاه بیانگر جهت‌گیری ماهواره است و بردارهای بیان شده در این دستگاه با xyz نمایش داده می‌شوند. به طور کلی، انتخاب جهت محورهای دستگاه بدنه اختیاری است و به چیدمان تجهیزات درون ماهواره بستگی دارد، لیکن این محورها در ماهواره‌هایی که با پایدارسازی سه محوره³ کنترل می‌شوند، به گونه‌ای انتخاب می‌گردند که در حالت پایداری نامی، دستگاه مختصات بدنه و دستگاه مختصات مدار بر هم منطبق باشند.

2-2- دینامیک و سینماتیک وضعیت ماهواره

دینامیک وضعیت یک ماهواره صلب با عملگرهای چرخ عکس‌العملی و تراستر را می‌توان به صورت معادله دیفرانسیلی غیرخطی زیر بیان کرد [33].

$$J\dot{\omega}_{BI}^B = -\omega_{BI}^B \times (J\omega_{BI}^B) + \tau + \tau_T + \tau_e \quad (1)$$
 بطوریکه I ممان اینرسی ماهواره، ω_{BI}^B بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی در دستگاه مختصات بدنی، τ_{Reac} گشتاورهای کنترلی تولید شده در راستای هر محور توسط چرخ‌های عکس‌العملی، τ_e گشتاورهای ناشی از اغتشاشات خارجی وارد بر سیستم و τ_T گشتاور کنترلی تولید شده توسط تراستر را بیان می‌کند.

در این مقاله برای توصیف وضعیت ماهواره از بیان کوآرنیون استفاده شده است. مدل کوآرنیون برای رفتار فضاپیما دهه‌ها است که استفاده می‌شود و نسبت به زوایای اویلر چند مزیت دارد. در انجام محاسبات با زوایای اویلر امکان برخورد با نقاط تکین وجود دارد، ترتیب زوایای اعمالی مهم است و برای تبدیل از حالت اینرسی به حالت بدنی باید یک به یک اعمال شود اما در کوآرنیون‌ها فقط یک بردار دوران و زاویه دوران وجود دارد که ترتیب اعمال مهم نیست [35]. بردار واحد کوآرنیون بصورت زیر تعریف می‌شود [2].

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \bar{e} \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

در رابطه بالا ϕ بیانگر زوایای اصلی و \bar{e} نشان‌دهنده محورهای اصلی است. رابطه اخیر بیان پارامترهای اویلر هستند که نشان‌دهنده جهت‌گیری دستگاه بدنی ماهواره نسبت به دستگاه مداری است. معادلات دیفرانسیلی غیرخطی حاکم بر سینماتیک وضعیت ماهواره توسط پارامترهای اویلری را می‌توان به شکل زیر بیان کرد [36,2].

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 I + [q_v^\times] \\ -q_v \end{bmatrix} \omega_{BL}^B \quad (3)$$

عبارت I ماتریس اینرسی است و مقدار پارامترهای اویلر به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$[q_v^\times] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی بصورت زیر تعریف می‌شود.

$$\omega_{BI}^B = \omega_{BL}^B + \omega_{LI}^B \quad (5)$$

در معادله (5)، سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه مداری و سرعت

معرفی شده است. در این بخش مدل‌سازی عملگر تراستر و چگونگی عملکرد آن بیان شده است. پس از آن ساختار کنترل‌کننده نورو فازی و نحوه آموزش آن ارائه شده است. در بخش چهار نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی، افزودن جبران ساز تراستر با کنترل‌کننده پی‌آی‌دی، آموزش نورو فازی و میزان خطای کنترل‌کننده ارائه شده و در آخر، نتیجه‌گیری بیان می‌شود.

2- مدل ریاضی ماهواره

طراحی الگوریتم کنترلی مناسب، مستلزم فرمول‌بندی اولیه معادلات غیرخطی حرکت ماهواره است. شکل 1 سیستم پیشنهادی متشکل از یک ماهواره صلب در مسیر دایروی با مرکز زمین را نمایش می‌دهد.

1-2- دستگاه‌های مختصات

دستگاه‌های مختصات استفاده شده در توصیف دینامیک ماهواره در شکل 1 نمایش داده شده است. دستگاه اول دستگاه مختصات اینرسی (ECI) می‌باشد که در شکل با $X_1Y_1Z_1$ نشان داده شده است. مبدأ دستگاه مختصات اینرسی بر مرکز جرم زمین واقع است و محورهای آن بر اساس محور اعتدال بهاری تعریف می‌شوند. صفحه استوایی زمین¹، با صفحه‌ی چرخش زمین به دور خورشید² زاویه‌ای حدود 23.5 درجه تشکیل می‌دهد محل تقاطع این دو صفحه خطی است که نسبت به ستارگان با تقریب خوبی ثابت (اصطلاحاً شبه ایستا) است. این محور را اصطلاحاً محور اعتدال بهاری می‌نامند. محور Z_1 این دستگاه منطبق بر محور چرخش زمین با جهت قطب جنوب به قطب شمال، محور X_1 آن منطبق بر محور اعتدال بهاری و محور Y_1 آن با استفاده از قانون دست راست انتخاب می‌شود. دستگاه بعدی تعریف شده، دستگاه مختصات مدار ماهواره یعنی $X_0Y_0Z_0$ می‌باشد که مبدأ آن بر مرکز جرم ماهواره واقع شده است. محورهای آن همراه با چرخش ماهواره به دور زمین با سرعت زاویه‌ای ω_0 (که سرعت مداری و وابسته به ارتفاع مدار است) نسبت به مختصات اینرسی ECI حرکت می‌کند. محور Z_0 این دستگاه همواره به سمت مرکز زمین نشانه‌گیری می‌کند و در صفحه مدار ماهواره قرار دارد. محور X_0 آن همواره مماس بر مسیر و در جهت حرکت ماهواره و عمود بر شعاع، در صفحه مداری ماهواره واقع است. محور Y_0 نیز از قانون دست راست حاصل

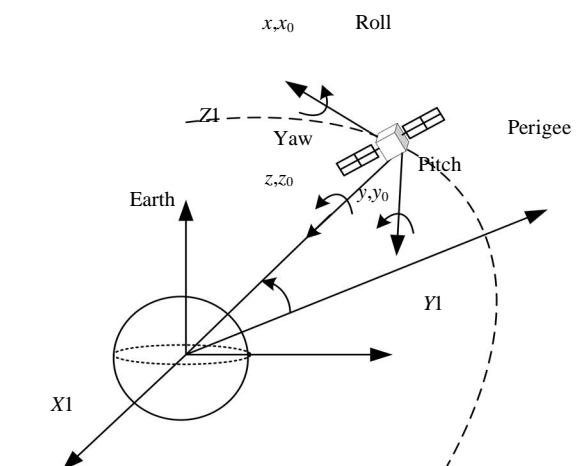


Fig. 1 motion geometry of solid satellite in circular orbit

شکل 1 هندسه حرکت یک ماهواره صلب در مدار دایروی

¹ Earth Equatorial Plane

² Ecliptic Plane

³ 3-axis Stabilization

برای این گیمبال تراستر نشان داده شده در شکل 2 نیروی تراستر به صورت زیر در سه راستا تجزیه می‌شود [33].

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = F \begin{bmatrix} \cos \beta_1 \sin \beta_2 \\ -\cos \beta_1 \sin \beta_2 \\ \sin \beta_1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

در رابطه بالا F سطح ثابت تراستر، β_1 زاویه فراز² و β_2 زاویه سمت³ است. اگر \vec{r} را بردار مکان گیمبال تراستر تا مرکز جرم ماهواره تعریف کنیم، مولفه‌های گشتاور کنترلی تولید شده در سه راستا توسط عملگر تراستر را به صورت زیر می‌توان نوشت.

$$\tau_a = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \vec{r} \times \vec{F} = F \begin{bmatrix} r_y \sin \beta_1 + r_z \cos \beta_1 \sin \beta_2 \\ -r_z \cos \beta_1 \cos \beta_2 - r_x \sin \beta_1 \\ -r_x \cos \beta_1 \sin \beta_2 + r_y \cos \beta_1 \cos \beta_2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

از معادله 9 اگر زاویه فراز و سمت برابر صفر شود، گشتاورهای کنترلی تراستر $\tau_z = r_y F$ و $\tau_y = -r_x F$ ، $\tau_x = 0$ می‌شود. بنابراین در حالت تعادل با روشن شدن تراستر گشتاوری تولید می‌شود که در اختیار سیستم کنترلی نیست. به منظور اجتناب از این پدیده، روش کنترل وضعیت تک تراستر ارائه شده در این پژوهش را تنها با یک آفست در ماهواره در راستای محور x در نظر می‌گیریم. به عبارتی تراستر در پشت مرکز جرم ماهواره در جهت منفی محور x قرار می‌گیرد. بنابراین گشتاور کنترلی تک تراستر پیشنهادی در سه راستا به معادله زیر کاهش می‌یابد.

$$\tau_a = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = F \begin{bmatrix} 0 \\ a_x \sin \beta_1 \\ a_x \cos \beta_1 \cos \beta_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

2-4- اغتشاشات خارجی

ماهواره‌ها در فضا در معرض نیروهای خارجی می‌باشند که تمایل به برهم زدن و اصلاح وضعیت در مدار مورد نظر را دارند. اثر این نیروها می‌تواند خفیف یا جدی باشد، در نتیجه الگوریتم کنترلی باید به منظور حفظ ماهواره در مسیر و وضعیت مطلوب فعال باشد. نیروها و گشتاور خالصی که به ماهواره وارد می‌شود ترکیبی از گشتاورهای کنترلی و گشتاورهای خارجی است. گشتاورهای اغتشاشی به دو دسته داخلی و خارجی تقسیم می‌شوند. دسته اول به اجزای داخلی و بدنه ماهواره مربوط می‌شود و از عدم دقت و عدم قطعیت در این المان‌ها ناشی می‌گردد [2]. نیروهای اغتشاشی خارجی بسیاری در مدار ارتفاع پایین وجود دارند که بر وضعیت ماهواره اثر می‌گذارند. این اغتشاشات شامل گشتاورهای گرادیان گرانش⁴، نیروهای ناشی از تشعشعات و بادهای خورشیدی⁵ و نیروهای ناشی از درگ اتمسفری یا آیرودینامیک⁶ می‌باشند.

$$\tau_e = \tau_g + \tau_a \quad (11)$$

گشتاور گرادیان جاذبه با توجه به رابطه مقابل محاسبه می‌شود [38,2].

$$\tau = 3\theta^2 [\hat{c}_3^x] J \hat{c}_3, \hat{c}_3 = C_L^B [0 \ 0 \ 1] \quad (12)$$

اغتشاشات ناشی از فشار تابش خورشیدی را می‌توان به صورت زیر بیان کرد [33].

زاویه‌ای دستگاه مداری، نسبت به دستگاه اینرسی آمده است. ماتریس کسینوس هادی، بیانگر جهت‌گیری و دوران دستگاه مختصات بدنه ماهواره نسبت به دستگاه مختصات مداری¹ است که با توجه به پارامترهای اولیه بصورت زیر بیان می‌شود.

$$C_L^B = (q_4^2 - q_v q) I + 2q_v q - 2q_4 [q_v^x] \quad (6)$$

بردار سرعت زاویه‌ای بیان شده در دستگاه مداری، توسط دوران سرعت زاویه‌ای در دستگاه مداری با استفاده از ماتریس انتقال به صورت زیر بدست می‌آید.

$$\omega_{LI}^B = C_L^B \begin{bmatrix} 0 \\ \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

در رابطه بالا θ مقدار سرعت زاویه‌ای مدار دستگاه LVLH می‌باشد و مقدار آن برای یک مدار دایروی $\theta = \sqrt{\frac{\mu_e}{R^3}}$ است که μ_e پارامتر جاذبه زمین و R فاصله بین ماهواره از مرکز زمین است [37].

2-3- مدل‌سازی عملگر تراستر افزوده شده

زیر سیستم کنترل وضعیت برای جبران اغتشاشاتی که ممکن است منجر به تغییر وضعیت ماهواره شود، بکار می‌رود. عملگرهای سیستم کنترل وضعیت می‌توانند تراسترها، چرخ‌های عکس‌العملی و چرخ‌های مومنومی باشند. در تحقیقاتی که تاکنون صورت گرفته برخی از چیدمان‌ها شامل سه یا چهار چرخ عکس‌العملی با هدف کاهش مصرف انرژی و یا جهت‌گیری مطلوب مورد بررسی قرار گرفته است [34]. اما میزان گشتاوری که توسط چرخ‌های عکس‌العملی و مومنومی تولید می‌شود، کوچک است. این در حالی است که میزان گشتاور اغتشاشی ایجاد شده ممکن است بزرگتر باشد. در نتیجه برای جبران آن بهتر است از عملگرهایی با قدرت بالاتر استفاده شود. با توجه به گشتاور بالاتری که تراسترها تولید می‌کنند، تصحیح سریع‌تر وضعیت را ممکن می‌سازند.

در این مقاله، ویژگی اصلی روش پیشنهادی کنترل وضعیت و جبران انحراف در صورت از کار افتادن یک یا چند عملگر چرخ عکس‌العملی است که نیاز به یک تراستر برای پایداری و رسیدن وضعیت ماهواره در جهات مطلوب است. عملگر تراستر به یک گیمبال که دارای مکانیزم چرخش دو درجه آزادی در راستای عمود بر هم می‌باشد متصل می‌شود. سیستم کنترل وضعیت می‌تواند در صورت انحراف از وضعیت مطلوب یک سیگنال کنترلی برای حرکت گیمبال به عملگر بفرستد تا ماهواره را برای ادامه ماموریت همچنان پایدار نگه دارد. در این پژوهش با توجه به شکل 2 یک گیمبال تراستر دو حلقه‌ای که نیروی ثابتی تولید می‌کند را در نظر می‌گیریم.

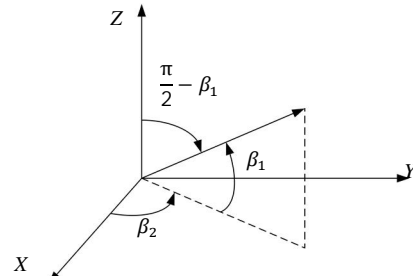


Fig. 2 Elevation and azimuth angle

شکل 2 زاویه سمت و فراز تراستر

¹ Local Vertical Local Horizontal

² Elevation Angle

³ Azimuth Angle

⁴ Gravity Gradient

⁵ Solar Radiation

⁶ Aerodynamic

می‌گیرند که مسئله‌ای را حل کنند و در واقع برنامه ریزی قبلی نمی‌شوند. شبکه‌های عصبی مصنوعی می‌توانند دارای لایه‌های متعدد و یا یک لایه باشند. در واقع سیستم نورو فازی یک سیستم هیبریدی است که مرکب از توانایی تصمیم‌گیری فازی با قابلیت حسابگری شبکه عصبی است و سطح پیچیده و بالایی را برای مدل کردن یا تخمین پیشنهاد می‌کند. سیستم استنتاج نورو فازی شامل بخش‌هایی از سیستم فازی معمولی خبره می‌باشد که محاسبات در هر مرحله به وسیله لایه‌های پنهان نرون و توانایی یادگیری شبکه عصبی ایجاد شده است تا اطلاعات سیستم را افزایش دهد.

روند اجرایی سیستم استنتاج نورو فازی در شکل 4 نشان داده شده است که با توجه به آن موارد ذیل تعریف می‌گردند. در مرحله فازی‌سازی، داده‌ها جهت ورود به مرحله بعدی فازی‌سازی می‌شوند. در مرحله استنتاج، تمام قوانین تصمیم‌گیری فازی شده و با مجموعه‌ای از قوانین، درستی آن‌ها بررسی و تعیین می‌شوند. مرحله فازی زدایی، نتایج فازی به دست آمده از مرحله قبل را با استفاده از روش‌های مختلف به مقادیر اولیه بر می‌گرداند.

سیستم استنتاج نورو فازی از الگوریتم‌های هیبریدی که ترکیبی از دو روش کاهش گرادین و حداقل مربعات است استفاده می‌کند و سپس به منظور آموزش شبکه تطبیقی و یافتن مقادیر بهینه از پارامترهای ورودی و خروجی استفاده می‌کند. در واقع در این ساختار مجموعه‌های فازی را می‌توان به عنوان وزن ارتباطات و متغیرهای ورودی و خروجی را به عنوان نوروها تفسیر کرد و الگوریتم یادگیری ساختارها، پارامترها و یا هر دو آن‌ها را اصلاح می‌کند. برای ایجاد این شبکه باید چند پارامتر نوع تابع عضویت²، تعداد تابع، روش یادگیری و تعداد اپوک‌ها³ بهینه شوند. برای این کار همه حالات با سعی و خطا به دست می‌آید. واژه انفیس⁴ برگرفته از سیستم‌های استنتاج نورو فازی مصنوعی یک گروه از شبکه‌های عصبی تطبیقی می‌باشند که از لحاظ کاربردی با سیستم استنتاج فازی معادل می‌باشند در واقع انفیس یک مدل فازی سوگنو را ارائه و از الگوریتم یادگیری ترکیبی برای آموزش استفاده می‌کند. برای درک بیشتر یک سیستم فازی سوگنو با دو ورودی x و y و یک خروجی z را فرض کنید. یک مدل فازی سوگنو درجه اول دارای قوانین فازی به فرم زیر می‌باشد.

$$\begin{aligned} 1: x = A_1 \& y = B_1 \quad \rightarrow F_1 P_1 x + q_1 y + r_1 \\ 2: x = A_2 \& y = B_2 \quad \rightarrow F_2 P_2 x + q_2 y + r_2 \end{aligned} \quad (15)$$

یک نمونه ساده از ساختار شبکه انفیس در شکل 5 مشاهده می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌کنید این شبکه از لایه‌های متفاوتی تشکیل شده است. هر لایه این شبکه با یک تابع مدل می‌شود که در زیر توضیح داده شده است.

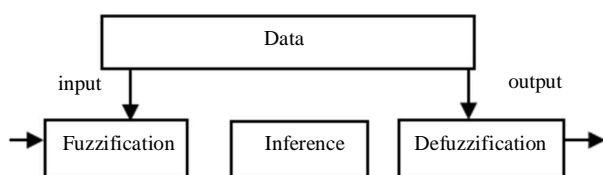


Fig. 4 Procedure of neuro fuzzy system

شکل 4 روند سیستم استنتاج نورو فازی

$$\tau = \begin{bmatrix} T_{sx} \\ T_{sy} \\ T_{sz} \end{bmatrix} = S_f \begin{bmatrix} (2 \times 10^{-5})[1 - 2 \sin(2\theta t)] \\ (1 \times 10^{-3}) \cos(\theta t) \\ -(5 \times 10^{-5}) \cos(\theta t) \end{bmatrix} \quad (13)$$

گشتاور خارجی ناشی از درگ آیرودینامیک در ارتفاع مدار پایین از رابطه زیر قابل محاسبه است [33].

$$\begin{aligned} \tau_{aero} &= 1.36A_f \\ &= \begin{bmatrix} 1 + \sin(\theta t) + 0.5 \sin(2\theta t) \\ -(5 \times 10^2)[4 + 2 \sin(\theta t) + 0.5 \sin(2\theta t)] \\ -[1 + \sin(\theta t) + 0.5 \sin(2\theta t)] \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (14)$$

3- ساختار و آموزش شبکه کنترل کننده نورو فازی

آموزش و طراحی سیستم کنترلی در لحظات بعد از خرابی چرخ‌های عکس‌العملی و روشن شدن تراستر به عنوان جبران‌ساز شامل یک کنترل کننده فازی و یک سیستم کنترلی بهبود دهنده شبکه عصبی است. کنترل فازی نقش اصلی کنترل وضعیت را بر عهده دارد در حالیکه کنترل شبکه عصبی به منظور بهبود ساختار کنترل فازی استفاده می‌شود [21]. شکل 3 ساختار سیستم کنترلی را نمایش می‌دهد.

استفاده از کنترل فازی در دنیای مدرن بسیار رایج شده و برخی از مزایای آن مقاوم¹ بودن آن است، زیرا نیازی به اطلاعات دقیق ندارد و به راحتی قابل برنامه ریزی است. هر اطلاعاتی می‌تواند در سیستم فازی مورد استفاده قرار گیرد و محدودیت روی ورودی‌های فیدبک و خروجی‌ها ندارد. برای سیستم‌های غیرخطی، پیچیده و سیستم‌هایی که مدل‌شان به طور دقیق در دست نیست، قابل استفاده می‌باشد و همچنین به علت عملکرد قانونمند قابل توسعه است و قابلیت یادگیری دارد [39].

یکی از راهکارهای کاهش زمان محاسبات مربوط به حل معادلات، بهره‌گیری از شبکه‌های عصبی مصنوعی است. شبکه‌های عصبی قابلیت یادگیری و تطبیق خود با شرایط محیطی را دارند [40].

نحوه ارتباط بین منطق فازی و شبکه عصبی باعث بوجود آمدن انواع مختلفی از سیستم‌ها شده است. اختصار نورو فازی به سیستم ترکیبی حاصل از شبکه عصبی و سیستم استنتاجی فازی گفته می‌شود که در آن شبکه عصبی به عنوان تعیین کننده پارامترهای سیستم فازی مورد استفاده قرار می‌گیرد. منظور از تعیین پارامترهای سیستم فازی توسط شبکه عصبی، تعیین اتوماتیک پارامترهای فازی مانند قوانین فازی و یا توابع عضویت مجموعه‌های فازی است. در مقابل نورو فازی، شبکه عصبی فازی قرار دارد که در آن از منطق فازی برای بهبود عملکرد شبکه عصبی استفاده می‌شود. در این مقاله روشی به نام نورو فازی که ترکیبی از شبکه عصبی و سیستم استنتاج فازی است که در آن شبکه عصبی به عنوان تعیین کننده پارامترهای سیستم فازی است مورد استفاده قرار می‌گیرد. شبکه‌های عصبی یاد

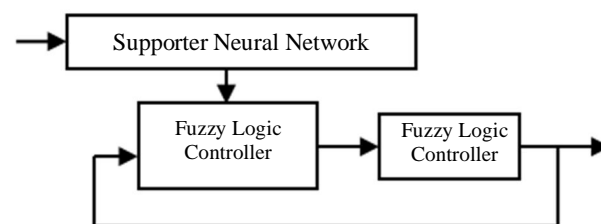


Fig. 3 control structure

شکل 3 ساختار کنترل

² Membership Function

³ epochs

⁴ ANFIS

¹ Robust

آموزش می‌بیند، در مسیر رو به جلو این الگوریتم از روش حداقل مربعات⁴ برای شناسایی پارامترهای مورد نیاز لایه 4 استفاده می‌کند و در مسیر رو به عقب انتشار خطا به صورت بکوارد می‌باشد و پارامترهای مفروض در لایه 1 با روش گردایان کاهش یافته بدست می‌آیند و جایگزین می‌شوند. در جدول 1 دو مسیر (رو به جلو و عقب) در الگوریتم یادگیری ترکیبی در انقیس بیان شده است.

4- نتایج شبیه سازی‌های عددی

در این بخش، عملکرد عملگر تراستر به عنوان جبران‌ساز در پایداری وضعیت یک ماهواره صلب اعتبار سنجی می‌شود. هدف از این ماموریت، پایداری سه محوره ماهواره بصورت فعال است که ابتدا این امر با سه عملگر چرخ عکس‌العملی نصب شده در سه راستا انجام شده است. فعالیت این زیر سیستم از لحظه شروع با عملگرهای چرخ عکس‌العملی کنترل می‌شود و الگوریتم کنترلی به نحوی طراحی شده است که در صورت از کار افتادن حتی دو عملگر هم، ماهواره به وضعیت مطلوب خود دست می‌یابد. ویژگی اصلی روش پیشنهادی، افزودن یک عملگر تراستر برای جبران انحراف وضعیت ماهواره در دو جهت است. در صورت از کار افتادن هر عملگر، تراستر روشن شده و وضعیت ماهواره را به شرایط مطلوب بر می‌گرداند. روش کنترل وضعیت پیشنهادی برای ماهواره‌ای است که مشخصات کلی آن در شبیه‌سازی در جدول 2 ذکر شده است.

با توجه به شکل 6 مشاهده می‌شود که بعد از متوقف شدن دو چرخ عکس‌العملی و صفر شدن دو مولفه گشتاور کنترلی مجدداً ماهواره حول زوایای رول، پیچ و یاو دچار اغتشاش و نوسان می‌شود بطوریکه بعد از روشن شدن تراستر، این زوایا به وضعیت مطلوب رسیده و پایدار می‌شود. بنابراین امکان دستیابی به پایداری وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن یک یا دو چرخ عکس‌العملی با استفاده از تراستر بررسی شده و قابل اجرا در ماهواره‌ها می‌باشد. در شکل 6 مدت زمان اختلال در چرخ‌های

جدول 1 الگوریتم ترکیبی در انقیس

Table 1 Compose Algorithm in ANFIS

مسیر رو به عقب	مسیر رو به جلو	پارامترهای مفروض
روش کاهش گردایانی	ثابت	پارامترهای مفروض
ثابت	روش حداقل مربعات	پارامترهای نتیجه
سیگنال خطا	گره خروجی	سیگنال‌ها

جدول 2 مشخصات مدل ماهواره و تراستر

Table 2 Model Specification of Thruster and Satellite

مشخصات ماهواره	مقدار
ابعاد (m ³)	0.2×0.2×0.2
جرم (kg)	10
ممان اینرسی حول محور x (kgm ²)	0.02
ممان اینرسی حول محور y (kgm ²)	0.015
ممان اینرسی حول محور z (kgm ²)	0.01
ممان اینرسی چرخ‌ها (kgm ²)	0.15
بیشینه نیروی تراستر (μN)	8
فاصله محور طولی (m)	0.012

عکس‌العملی² ثانیه در نظر گرفته شده است. درحالیکه در شکل 7 این زمان

⁴ Least-squares

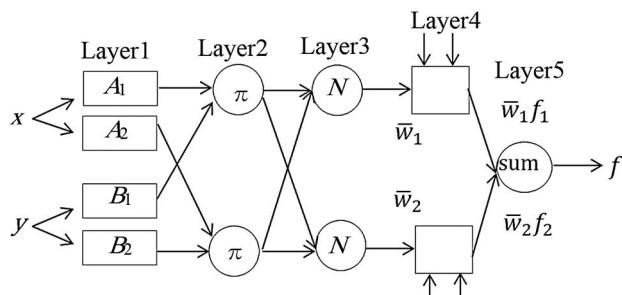


Fig. 5 structure of neuro fuzzy network

شکل 5 ساختار شبکه نوروفازی

در لایه 1 خروجی گره i ام از لایه L می‌باشد بنابراین با توجه به ساختار شکل 5 در لایه 1 اول هر گره i در این لایه یک گره تطبیقی با یک تابع گره به صورت رابطه (16) می‌باشد.

$$o_{1,i} = \mu A_i(x) \quad , \quad i = 1, 2 \quad (16)$$

$$o_{1,i} = \mu B_{i-2}(x) \quad , \quad i = 3, 4$$

متغیر (y) ورودی گره i ام می‌باشد و به عنوان برچسب زبانی متناسب با این گره می‌باشد بنابراین نشان دهنده درجه تابع عضویت مجموعه فازی می‌باشد. در ادامه یک مدل مرسوم تابع عضویت فازی را مشاهده می‌کنید.

$$\mu_{A_i}(x) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x-c_i}{a_i} \right| 2b_i} \quad (17)$$

در معادله اخیر، مجموعه پارامترها تعیین کننده (پارامترهای مفروض)¹ تابع عضویت هستند. هر گره در لایه 2 یک گره ثابت است در نتیجه خروجی این لایه حاصل ضرب تمام سیگنال‌های ورودی می‌باشد تابع خروجی این گره مطابق معادله زیر می‌باشد.

$$o_{2,i} = w_i = \mu_{B_i}(y) \mu_{A_i}(x) \quad , \quad i = 1, 2 \quad (18)$$

در این لایه هر گره ثابت با برچسب نرم² می‌باشد. خروجی این گره از رابطه زیر بدست می‌آید و خروجی‌ها به صورت نرمالیزه شده می‌باشد.

$$o_{3,i} = \bar{w}_i = \frac{w_i}{w_1 + w_2} \quad , \quad i = 1, 2 \quad (19)$$

لایه 4 هر گره i ام در این لایه به صورت یک گره تطبیقی با تابع نود زیر می‌باشد.

$$o_{4,i} = \bar{w}_i f_i = \bar{w}_i (p_i x + q_i y + r_i) \quad (20)$$

که \bar{w}_i خروجی نرمالیزه شده از لایه 3 می‌باشد و p_i, q_i, r_i پارامترهای مورد نیاز این گره می‌باشد که به آن‌ها پارامترهای نتیجه³ می‌گویند. در لایه 5 تنها یک گره ثابت وجود دارد که خروجی آن جمع تمام سیگنال‌های ورودی به آن می‌باشد.

$$0 = o_{5,1} = \sum f_i = \frac{\sum f_i w_i}{\sum w_i} \quad (21)$$

همانطور که در بالا اشاره شد شبکه انقیس با الگوریتم یادگیری ترکیبی

¹ Premise parameters

² norm

³ Consequent Parameters

چرخ عکس‌عملی نشان داده شده که ماهواره ابتدا توسط چرخ‌های عکس‌عملی به خوبی پایدار شده است. شکل 9 مدت زمانی است که عملگرها از کار افتاده‌اند و ماهواره ناپایدار شده است. شکل 10 حالتی را نشان می‌دهد که در آن دو چرخ عکس‌عملی از کار افتاده است و یک چرخ عکس‌عملی و یک تراستر به عنوان عملگرهای پایداری می‌باشند. این شکل بیانگر افزایش قابلیت اطمینان در صورت خرابی سایر عملگرهای کنترلی است.

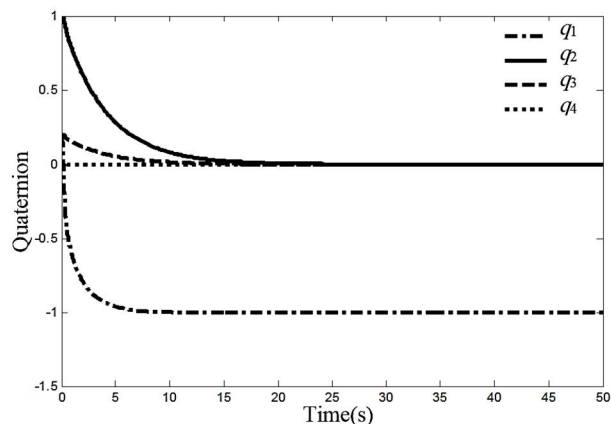


Fig. 8 Quaternion vectors in stabilization state by reaction wheels

شکل 8 بردارهای کواترنیون در حالت پایداری توسط چرخ‌های عکس‌عملی

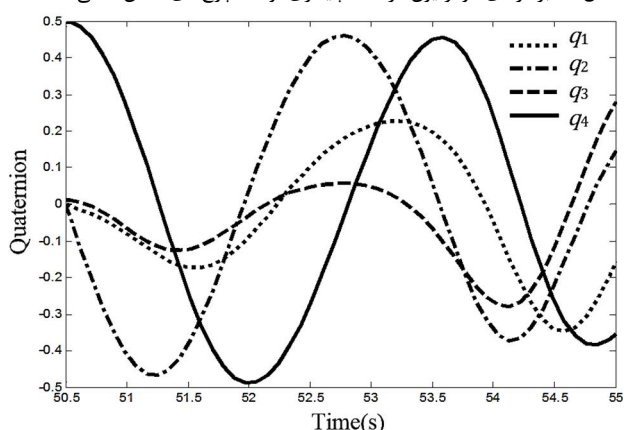


Fig. 9 Quaternion vectors in non-stabilization state

شکل 9 بردارهای کواترنیون در حالت ناپایدار

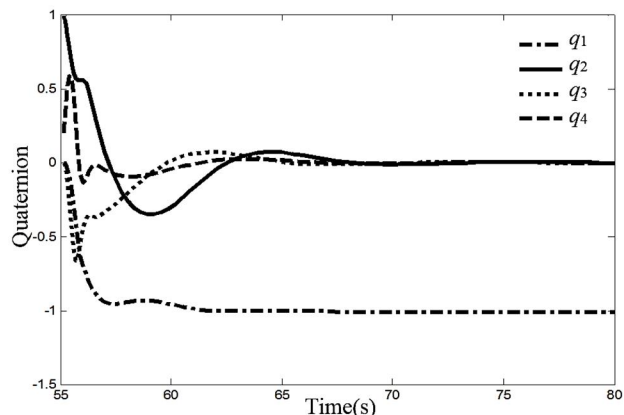


Fig. 10 Quaternion vectors in stabilization state by reaction wheels and thruster

شکل 10 بردارهای کواترنیون در حالت پایداری توسط تراستر و یک چرخ عملگر

افزایش یافته تا توانایی پایداری ماهواره توسط تراستر افزوده شده در شرایطی که انحراف ماهواره از وضعیت مطلوب بیشتر است، بررسی شود. در این حالت ماهواره با سرعت زاویه‌ای بیشتری دوران می‌کند. همانطور که مشاهده می‌شود ماهواره توسط عملگر جبران‌ساز تراستر به وضعیت نامی خود رسیده و پایدار شده است.

با از کار افتادن چرخ‌های عکس‌عملی و روشن شدن تراستر، زوایای گیمبال مکانیزم تراستر به عنوان ورودی‌های کنترلی به سیستم افزوده می‌شوند و برای توسعه الگوریتم کنترلی هوشمند جهت دستیابی به دقت بالا نیاز به آموزش شبکه نوروفازی می‌باشد. نخست به بررسی حرکت وضعیت ماهواره در مد نامی¹ در یک مدار دایروی می‌پردازیم. در شکل 6 زوایای اوایل رول، پیچ و یاو بر حسب زمان نشان داده شده است که وضعیت ماهواره با شرایط اولیه متفاوت پایدار شده است و هنگامیکه عملگر چرخ عکس‌عملی از کار می‌افتد تراستر فعال شده و ماهواره را به وضعیت پایدار بر می‌گرداند.

شکل 7 قابلیت پایداری و کنترل وضعیت ماهواره را در صورت داشتن سرعت‌های زاویه‌ای بالا در اثر عدم کارکرد دو چرخ عکس‌عملی در مدت زمان بیشتر و در شکل 8 پایداری وضعیت ماهواره بر حسب کواترنیون ارائه شده است. در صورتیکه بردار حقیقی کواترنیون برابر ± 1 و مقادیر سایر کواترنیون‌ها به سمت صفر میل کند می‌توان پایداری وضعیت ماهواره را به ازای شرایط اولیه متفاوت استنباط کرد. شکل‌های زیر بردارهای کواترنیون در

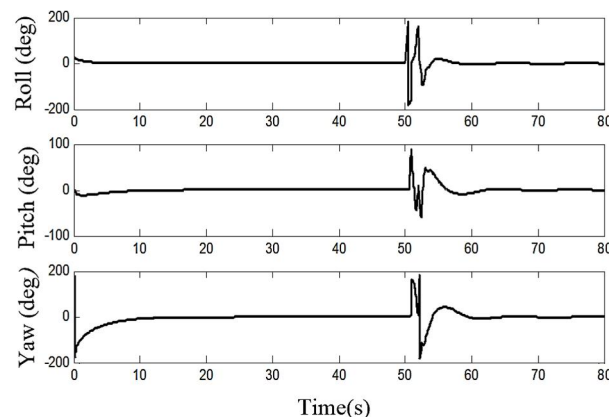


Fig. 6 Stabilization of satellite about axes by thruster

شکل 6 پایداری ماهواره حول محورها توسط عملگر تراستر

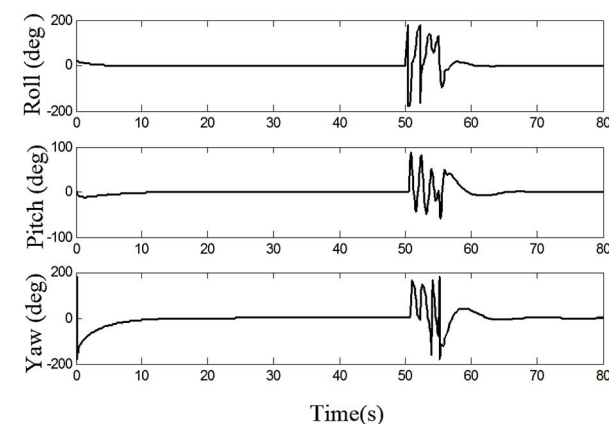


Fig. 7 Stabilization of satellite about axes by thruster

شکل 7 پایداری ماهواره حول محورها توسط عملگر تراستر شرایط مختلف وضعیت ماهواره را نمایش می‌دهد. در شکل 8 عملکرد سه

¹ Nominal Mode

شکل 14 زوایای گیمبال تراستر را واضح‌تر نشان می‌دهد همانطور که ملاحظه می‌شود مکانیزم دوران تراستر بعد از حدود 30 درجه یا 0.5 رادیان توانسته ماهواره را پایدار کند و بعد از پایدارسازی این مکانیزم از دوران باز می‌ایستد.

4-1- نتایج آموزش سیستم استنتاج نورو فازی

تحقیقات اخیر در ادغام شبکه‌های عصبی و منطق فازی بیانگر این موضوع است که می‌توان با این ادغام، کنترل‌کننده‌های نورو فازی را طراحی کرد. ساختار کنترل نورو فازی می‌تواند شبیه کنترل‌کننده‌های فازی باشد اما تحقق هر بخش از آن با کنترل‌کننده‌های فازی متفاوت است. در این مطالعه ورودی‌های سیستم نورو فازی زوایای رول، پیچ و یاو می‌باشند و خروجی‌ها، طراحی کنترل‌کننده است. در صورت خرابی دو چرخ عکس‌العملی زوایای گیمبال تراستر به عنوان ورودی جایگزین می‌شود. تعداد داده‌های آموزش تقریباً برای هر ورودی داده و داده‌های بررسی برای هر ورودی تقریباً 100 داده می‌باشد که این داده‌ها در وضعیت‌های متنوع و زیادی که توسط کنترل پی‌آی‌دی پایدار شده بدست آمده است. جهت بدست آوردن خروجی شبکه‌ها برای داده‌های آموزش از 3 متغیر زبانی برای ورودی زوایای رول، 3 متغیر زبانی برای زوایای پیچ، 4 متغیر زبانی برای زوایای یاو استفاده شده است. همچنین برای داده‌های بررسی نیز از همین تعداد متغیرهای زبانی استفاده شده که در شکل 15 یک نمونه از آن ارائه شده است.

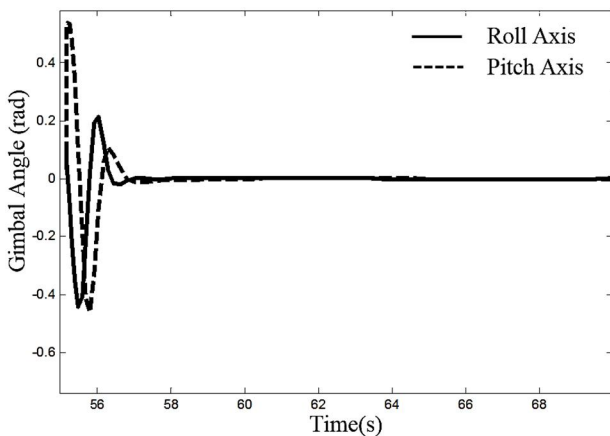


Fig. 14 Angular of thruster gimbal

شکل 14 زوایای گیمبال تراستر

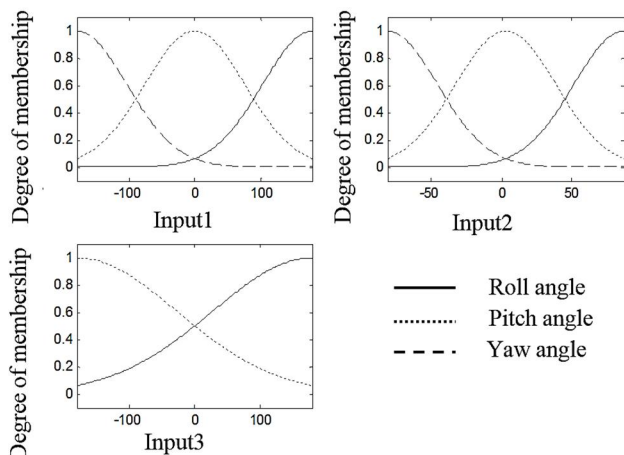


Fig. 15 Membership function

شکل 15 توابع عضویت

شکل 11 سرعت‌های زوایای ماهواره را در شرایط عدم کنترل و خرابی چرخ‌های عکس‌العملی نشان می‌دهد که بیانگر اختلال در وضعیت ماهواره است. شکل 12 سرعت‌های زوایای ماهواره را بعد از روشن شدن عملگر تراستر نمایش می‌دهد که با وجود اغتشاشات و از کار افتادن دو چرخ عکس‌العملی توانسته است ماهواره را با دقت بالایی پایدار کند و از دوران جلوگیری نماید.

این موضوع بیانگر عدم دوران حول سه محور حین انجام ماموریت می‌باشد. در صورت از کار افتادن چرخ‌های عکس‌العملی، زوایای گیمبال مکانیزم تراستر به عنوان ورودی‌های کنترلی به سیستم افزوده می‌شوند و با توجه به شکل 13 مقادیر آنها بعد از پایدارسازی وضعیت به صفر می‌رسد.

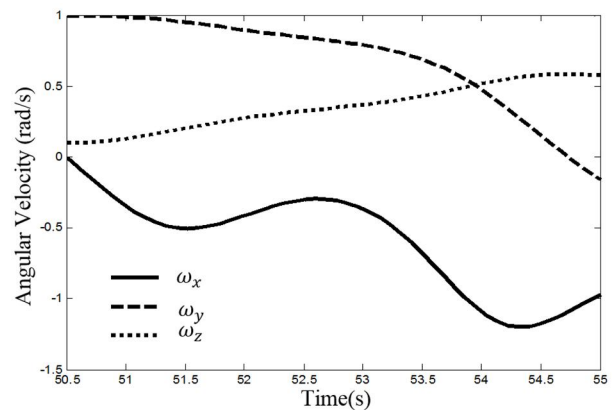


Fig. 11 Angular velocity in non-control state of satellite

شکل 11 سرعت‌های زوایای درحالت عدم کنترل ماهواره

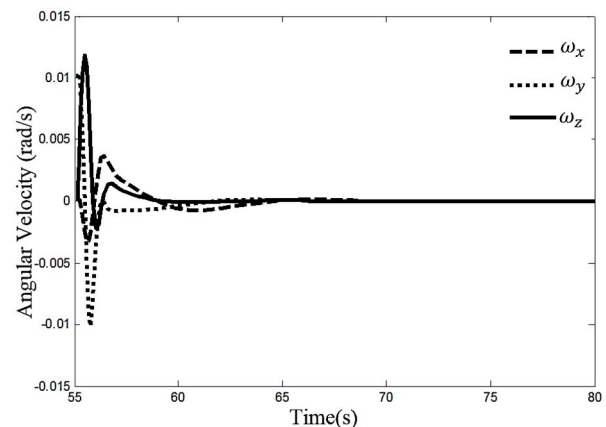


Fig. 12 Angular velocity in stabilization state

شکل 12 سرعت‌های زوایای درحالت پایدارسازی

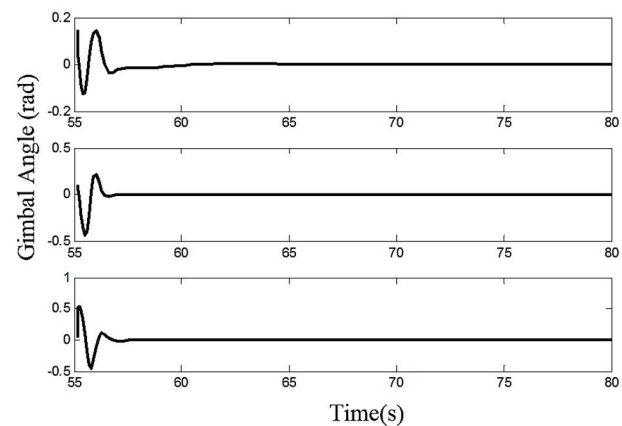


Fig. 13 Reaction wheel controller and thruster gimbal

شکل 13 کنترل‌کننده چرخ عکس‌العملی و گیمبال تراستر

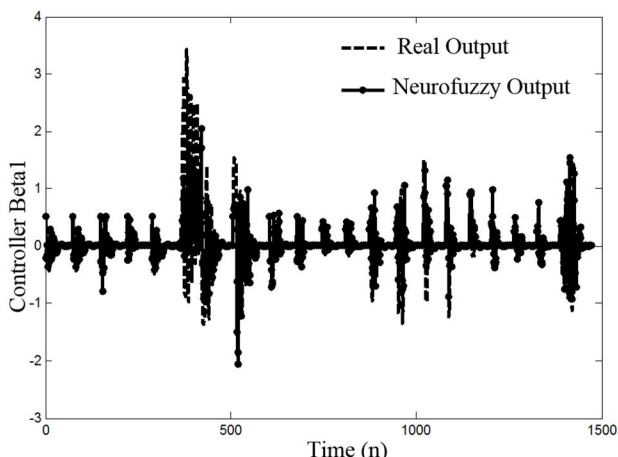


Fig. 18 Training of neuro-fuzzy output (β_1)

شکل 18 آموزش خروجی‌های نورو فازی β_1

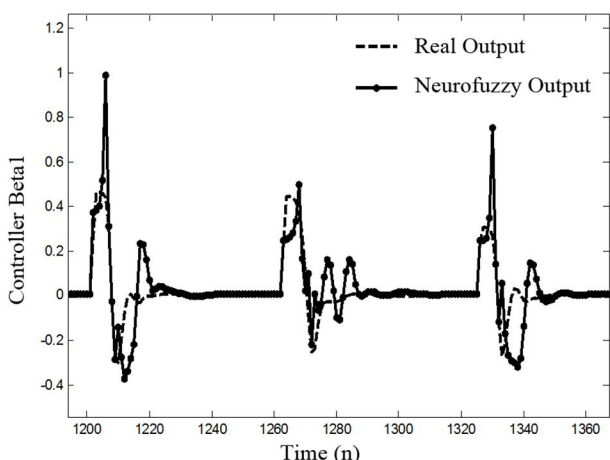


Fig. 19 Training method of β_1 in arbitrary interval

شکل 19 نحوه آموزش β_1 در یک بازه دلخواه

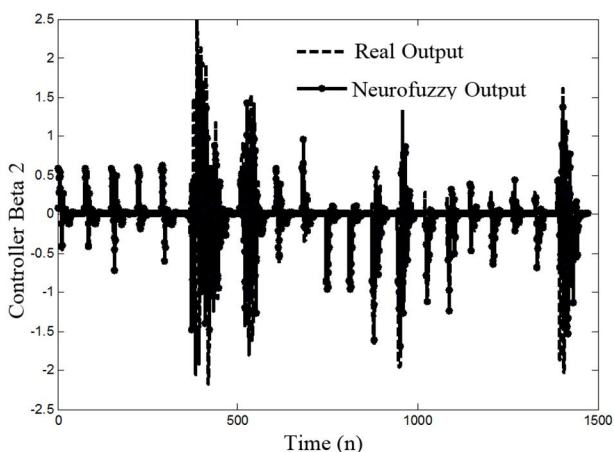


Fig. 20 Training of neuro-fuzzy output of (β_2) controller

شکل 20 آموزش خروجی‌های نورو فازی کنترل‌کننده β_2

بعد از بیست اپوک که بیانگر تعداد دفعات تکرار به منظور دستیابی به کمترین خطا در طراحی کنترل‌کننده است، خطای میانگین برای داده‌های آموزش به کمتر از 5% می‌رسد. شکل 22 در قسمت اول خروجی بدست آمده از شبکه نورو فازی و خروجی بدست آمده از پی‌آی‌دی و در قسمت دوم خطای شبکه برای داده‌های آموزش و بررسی را نمایش می‌دهد.

در نورو فازی کنترل فازی نقش اصلی کنترل وضعیت را بر عهده دارد در حالیکه کنترل شبکه عصبی به منظور بهبود ساختار کنترل فازی استفاده می‌شود. در آموزش، شبکه عصبی قوانین فازی را برای کنترل دقیق وضعیت فراهم می‌کند. در آموزش همانطور که در شکل‌های 16 تا 21 مشاهده می‌کنید خروجی نورو فازی سعی در دنبال کردن دقیق زوایا تا رسیدن به لحظه پایداری به ازای شرایط اولیه متفاوت را دارد. به عبارت دیگر سیستم نورو فازی مسیرهای مختلف را به ازای شرایط اولیه متفاوت در تعداد بسیار بالا و با هدف رسیدن به زوایای صفر آموزش می‌بیند. در این حالت با توجه به آموخته‌های خود می‌تواند با دقت بالا هر زاویه ورودی را به صفر برساند یا پایدار کند. نکته‌ی حائز اهمیت در سیستم‌های نورو فازی تعداد خروجی‌های سیستم می‌باشد که باید به تعداد آن شبکه جدا طراحی کرد که در این پژوهش خروجی‌ها رول، پیچ و یاو می‌باشند. شکل 16 آموزش نورو فازی به ازای 1500 داده و شکل 17 نحوه آموزش را به صورت جزئی و دقیق‌تر در یک بازه دلخواه نشان می‌دهد بطوریکه خطوط قرمز مقادیر واقعی وضعیت ماهواره طی یک ماموریت خاص و خطوط آبی رنگ خروجی کنترل‌کننده نورو فازی در مرحله آموزش می‌باشند. شکل‌های 18 و 19 خروجی نورو فازی را برای طراحی کنترل‌کننده زاویه فراز و شکل‌های 20 و 21 خروجی نورو فازی را برای طراحی کنترل‌کننده زاویه سمت نشان می‌دهند.

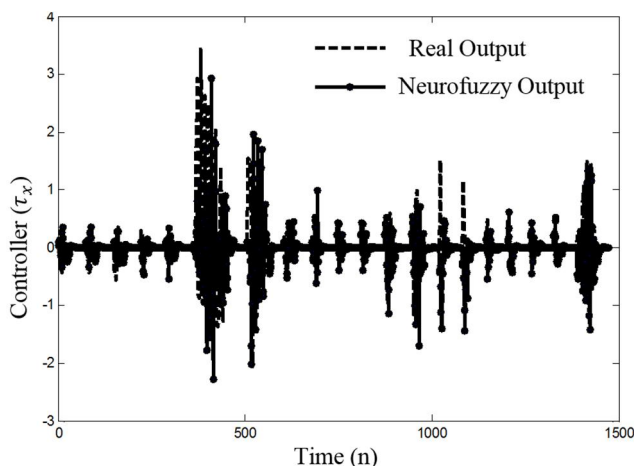


Fig. 16 Training of neuro-fuzzy output (τ_x)

شکل 16 آموزش خروجی‌های نورو فازی τ_x

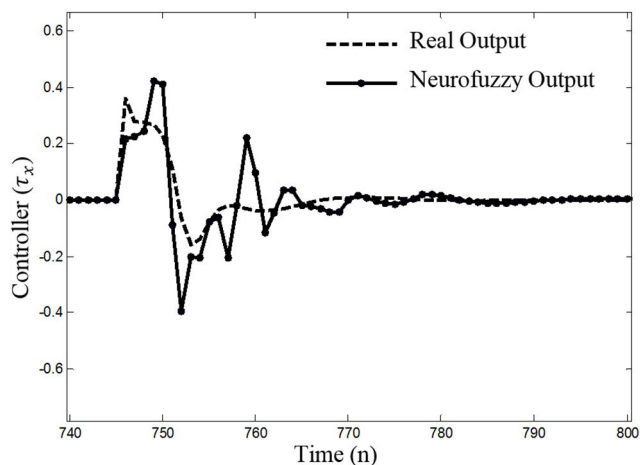


Fig. 17 Training method of neuro-fuzzy output in arbitrary interval

شکل 17 نحوه آموزش τ_x در یک بازه دلخواه

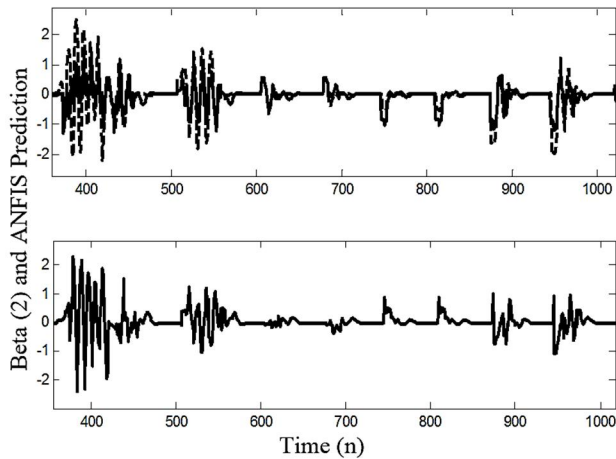


Fig. 24 Output of network and PID controller- data bugs

شکل 24 خروجی حاصل از شبکه و PID - خطای داده‌ها

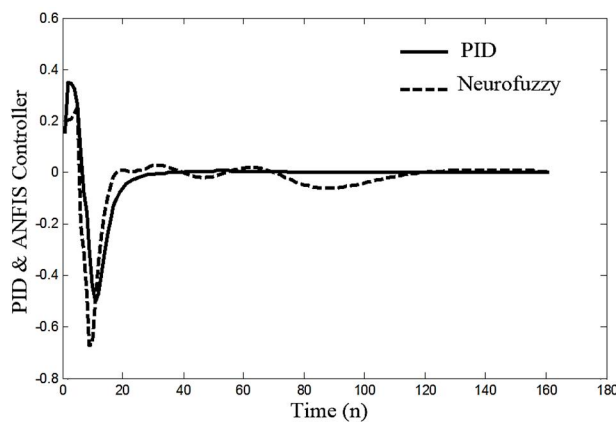


Fig. 25 PID and neuro-fuzzy controller in data test interval

شکل 25 کنترل کننده پی‌آی‌دی و نوروفازی در محدوده داده‌های تست

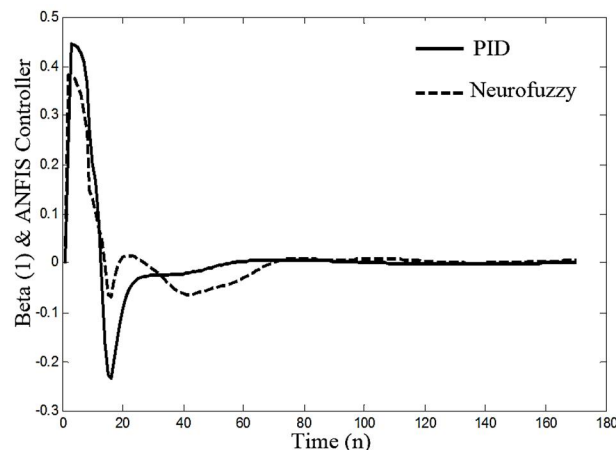


Fig. 26 PID and neuro-fuzzy controller in data test interval

شکل 26 کنترل کننده پی‌آی‌دی و نوروفازی در محدوده داده‌های تست (زاویه β_1)

خروجی‌های نوروفازی سعی در دنبال کردن دقیق زوایا تا رسیدن به لحظه پایداری به ازای شرایط اولیه متفاوت را دارد. به عبارت ساده‌تر مسیرهای مختلف را به ازای شرایط اولیه متفاوت در تعداد بسیار بالا با هدف رسیدن به زوایای صفر آموزش می‌بیند و با توجه به آموخته‌های خود می‌تواند با دقت بالا هر زاویه ورودی را به صفر برساند و یا پایدار نماید.

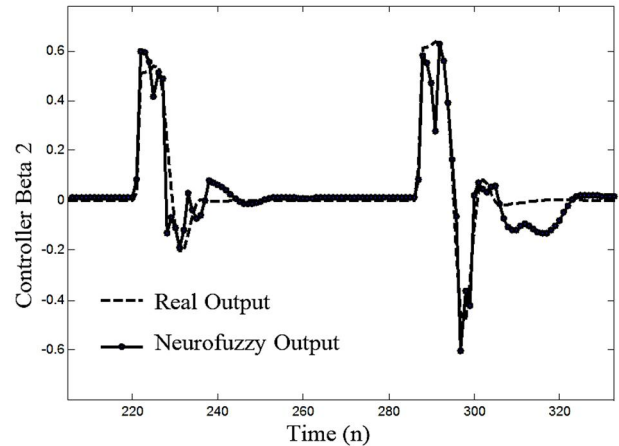


Fig. 21 Training method of β_2 in arbitrary interval

شکل 21 نحوه آموزش β_2 در یک بازه دلخواه

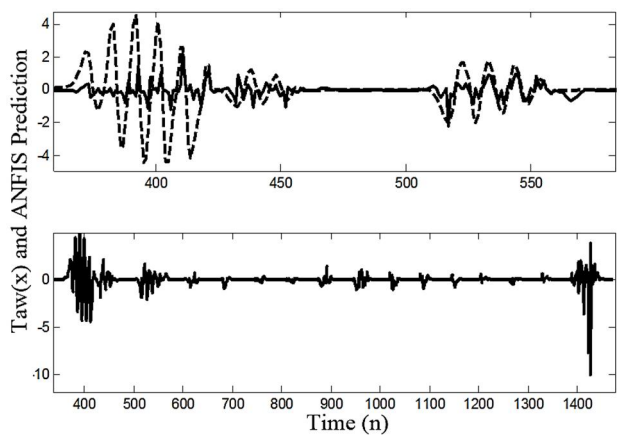


Fig. 22 Output of network and PID controller- data bugs

شکل 22 خروجی حاصل از شبکه و PID - خطای داده‌ها

شکل 23 و 24 خروجی حاصل از شبکه نوروفازی، پی‌آی‌دی و خطای داده‌ها را در طراحی و آموزش کنترل کننده نوروفازی نمایش می‌دهد. بررسی عملکرد کنترل ماهواره و تست کنترل کننده نوروفازی در داده‌هایی است که سیستم آموزش ندیده است. به عبارتی کنترل کننده نوروفازی به همراه کنترل کننده پی‌آی‌دی در داده‌های آموزش داده نشده به منظور تست و آزمایش ارائه می‌شود. شکل 25، 26 و 27 کنترل کننده‌ها در محدوده داده‌های تست را برای هر عملگر نمایش می‌دهد.

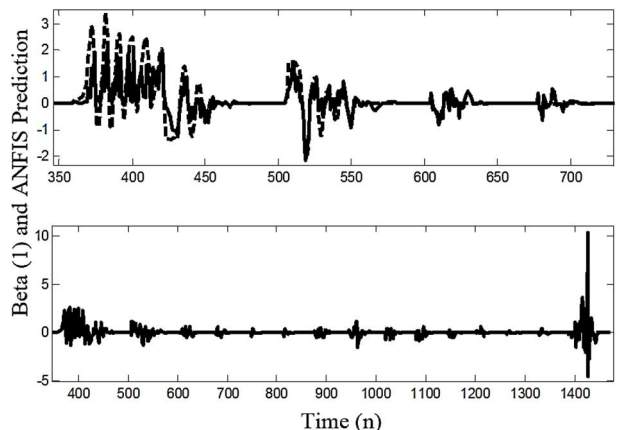


Fig. 23 Output of network and PID controller- data bugs

شکل 23 خروجی حاصل از شبکه و PID - خطای داده‌ها

بردار کواترنیون	\bar{q}
شعاع مدار دایروی	R
شعاع حضیض مدار	r_p
علائم یونانی	
زاویه پیچ ماهواره	α
زوایای گیمبال تراستر $j=1,2$	β_j
زاویه یاو ماهواره	γ
آنومالی واقعی	θ
گشتاور اعمال شده توسط تراستر	τ_a
گشتاورهای اغتشاشی خارجی وارد بر ماهواره	τ_e
زاویه رول ماهواره	φ
بردار سرعت زوایای ماهواره $j=x,y,z$	ω_j

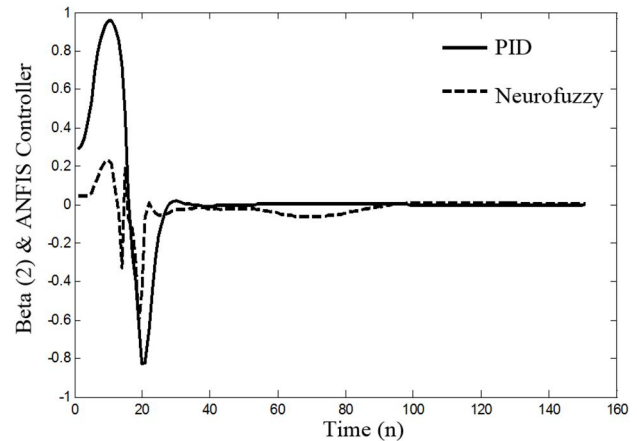


Fig. 27 PID and neuro-fuzzy controller in data test interval

شکل 27 کنترل کننده پی‌آی‌دی و نوروفازی در محدوده داده‌های تست (زاویه β_2)

5- نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا امکان دستیابی به پایداری وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن دو چرخ عکس‌العملی با استفاده از تنها یک عملگر تراستر به عنوان جبران‌ساز بررسی و سپس یک الگوریتم کنترلی جدید برای پایداری وضعیت ماهواره بصورت فعال و سه محوره توسعه یافته است. گشتاورهای کنترلی در این روش با استفاده از یک مکانیزم دورانی تراستر تولید می‌شوند. به منظور تأیید و اعتبار سنجی موثر الگوریتم کنترلی پیشنهادی، یک مدل دینامیک وضعیت ماهواره شامل مدل‌های ریاضی اغتشاشات محیطی وارد بر یک ماهواره در مدار ارتفاع پایین توسعه داده شد. شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهد که طرح کنترل پیشنهادی می‌تواند موفق به پایداری صحیح وضعیت ماهواره با شرایط اولیه متفاوت و پایداری حالات و شرایط ناخواسته شود. تحقیق پیشنهادی برای همه ماهواره‌ها که در کنترل وضعیت آنها از عملگر تراستر استفاده می‌کنند قابل اجرا است. در ماموریت‌های حساس و دقیق که نیاز به قابلیت اطمینان بالایی دارند این روش موثر و قابل اجرا می‌باشد. اجرای موفقیت آمیز روش پیشنهادی تا حد زیادی قابلیت اطمینان سیستم کنترل وضعیت ماهواره را افزایش می‌دهد، در حالیکه کاهش قابل توجهی از هزینه ماموریت را ممکن می‌سازد. همچنین در این مقاله، آموزش کنترل کننده هوشمند نورو فازی برای زیر سیستم دینامیک و کنترل وضعیت ارائه شد. کنترل کننده‌های انفیس توسط شبکه عصبی آموزش داده می‌شوند تا بتوانند ماهواره را در هر وضعیت پایدار کنند. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که کنترل کننده های نورو فازی با وجود اغتشاشات با خطای کمتر از 5 درصد می‌توانند وضعیت ماهواره را پایدار کنند. این مقاله نتایج ابتدایی استفاده از کنترل نورو (عصبی) فازی برای کنترل وضعیت ماهواره‌ها را نشان می‌دهد.

6- فهرست علائم

جهت‌گیری و دوران دستگاه مختصات بدنه ماهواره	C_L^B
محورهای اصلی	\bar{e}
خروج از مرکز مدار	e
نیروی تولید شده توسط عملگر تراستر	F
ممان اینرسی ماهواره	J
جرم ماهواره	m

7- مراجع

- [1] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 305-320, Springer Science & Business Media, 2012.
- [2] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control a Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, pp. 235-290, 1997.
- [3] H. Ö. Derman, 3-Axis attitude control of a geostationary satellite, PhD Thesis, Turkey, *Middle East Technical University*, 1999.
- [4] D. Hagen, Spacecraft attitude control modeling and controller design considering actuator dynamics, *Norway Narvik University College*, Vol. 18, No. 4, pp. 73-86, 2006.
- [5] A. R. Kosari, M. Peyrovani, M. Fakoor, H. Nejat, Design of LQG/LTR controller for attitude control of geostationary satellite using reduced quaternion model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 6, pp. 1-10, 2014. (in Persian).
- [6] A. Kosari, S. Kaviri, B. Moshiri, & M. Fakoor, Design of optimal thrusters configuration for attitude control of geostationary satellite, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 6, pp. 1-11, 2014 (in Persian).
- [7] R. S. Pena, R. Alonso, P. Anigstein, Robust optimal solution to the attitude/force control problem. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions*, Vol. 36, No. 3, pp. 784-792, 2000.
- [8] J. Y. Wen, K. Kreutz Delgado, The attitude control problem *Automatic Control IEEE Transactions*, Vol. 36, No.10, pp. 1148-1162, 1991.
- [9] G. Xing, S. Parvez, Nonlinear attitude state tracking control for spacecraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.24, No. 3, pp. 624-626, 2001.
- [10] S. Vadali, Variable structure control of spacecraft large angle maneuvers, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, pp. 235-239, 1986.
- [11] T. A. Dwyer, H. Sira Ramirez, Variable structure control of spacecraft attitude maneuvers, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 11, No. 3, pp. 262-270, 1988.
- [12] J. Crassidis, F. Landis Markley, Sliding mode control using modified Rodrigues parameters, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 6, pp. 1381-1383, 1996.
- [13] J. Boskovic, S. M. Li, R. Mehra, Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 1, pp. 14-22, 2001.
- [14] J. Boskovic, S. Li, R. Mehra, Robust tracking control design for spacecraft under control input saturation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 4, pp. 627-633, 2004.
- [15] R. Wallsgrave, M. Akella, Globally stabilizing saturated attitude control in the presence of bounded unknown disturbances, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, pp. 957-963, 2005.
- [16] W. Luo, Y. C. Chu, K. V. Ling, Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft, *Automatic Control IEEE Transactions*, Vol. 50, No. 11, pp. 1639-1654, 2005.
- [17] W. Luo, Y. Chu, K. V. Ling, H inverse optimal attitude tracking control of rigid spacecraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 3, pp. 481-493, 2005.

- [29] P. Morin, C. Samson, Time varying exponential stabilization of a rigid spacecraft with two control torques, *Automatic Control, IEEE Transactions*, Vol. 42, No. 4, pp. 528-534, 1997.
- [30] A. Behal, D. Dawson, E. Zergeroglu, Y. Fang, Nonlinear tracking control of an underactuated spacecraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 5, pp. 979-985, 2002.
- [31] C. Han, A. Pechev, Time varying underactuated attitude control design with feedback linearization using two pairs of gas jet actuators, *Proceedings of the 9th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*, Vol. 3, No. 2, pp. 479-484, 2009.
- [32] P. Tsiotras, V. Doumchenko, Control of spacecraft subject to actuator failures: state of the art and open problems, *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 48, No. 3, pp. 337-358, 2000.
- [33] K. D. Kumar, A. M. Zou, A novel single thruster control strategy for spacecraft attitude stabilization, *Acta Astronautica*, Vol. 4, No. 3, pp. 55-67, 2013.
- [34] Z. Ismail, R. Varatharajoo, A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control. *Advances in Space Research*, Vol. 45, No. 6, pp. 750-759, 2010.
- [35] Y. Yang, Analytic LQR design for spacecraft control system based on quaternion model. *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, No. 3, pp. 448-453, 2011.
- [36] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA, pp. 195-216, 1998.
- [37] M. Moradi, M. B. Menhaj, A. Ghasemi, Attitude tracking control using an online identification and a linear quadratic regulator based strategy in the presence of orbital eccentricity, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, No. 1, pp. 71-79, 2010.
- [38] E. J. Overby, *Attitude control for the Norwegian student satellite nCube*, Norwegian University of Science and Technology, Vol. 9, No. 2, pp. 489-510, 2004.
- [39] J. Galindo, Fuzzy databases modeling, Design and Implementation: *Modeling, Design and Implementation*, Vol. 4, No. 3, pp. 12-18, 2005.
- [40] M. Moradi, satellite neuro PD three-axis stabilization based on three reaction wheels, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 3, No. 1, pp. 1-12, 2012.
- [18] J. Ahmed, V. T. Coppola, D. S. Bernstein, Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 5, pp. 584-691, 1998.
- [19] Z. X. Li, B. L. Wang, Robust attitude tracking control of spacecraft in the presence of disturbances, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 2, pp. 1156-1159, 2007.
- [20] S. Li, S. Ding, Q. Li, Global set stabilization of the spacecraft attitude control problem based on quaternion, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 20, No. 1, pp. 184-105, 2010.
- [21] S. Thongchet, S. Kuntanapreeda, Fuzzy neural bang-bang controller for satellite attitude control. In *Aerospace/Defense Sensing, Simulation, and Controls, International Society for Optics and Photonics*, Vol. 5, No. 2, pp. 97-104, 2001.
- [22] J. ZhangTian, W. Fan, C. Z. Jin, Application of neuro-fuzzy control for satellite AOCS. *Control, Automation, Robotics and Vision, 7th International Conference*, Vol. 3, No. 2, pp. 1568-1573, 2002.
- [23] V. Andriano, Global feedback stabilization of the angular velocity of a symmetric rigid body, *Systems & Control Letters*. Vol. 5, No. 5, pp. 361-364, 1993.
- [24] P. Morin, Robust stabilisation of the angular velocity of a rigid body with two controls, *European Journal of Control*, Vol. 2, No. 1, pp. 51-56, 1996.
- [25] V. Coverstone Carroll, Detumbling and reorienting underactuated rigid spacecraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 19, No. 3, pp. 708-710, 1996.
- [26] H. Krishnan, M. Reyhanoglu, N. McClamroch, Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two control torques: a nonlinear control approach based on spacecraft attitude dynamics, *Automatic Control, IEEE Transactions*, Vol. 30, No. 6, pp. 1023-1027, 1994.
- [27] P. Tsiotras, M. Corless, J. Longuski, A novel approach to the attitude control of axisymmetric spacecraft, *Automatic Control, IEEE Transactions*, Vol. 31, No. 8, pp. 1099-1112, 1995.
- [28] J. Coron, E. Kerai, Explic feedback stabilizing the attitude of a rigid spacecraft with two control torques, *Automatica*, Vol. 32 No. 5, pp. 569-677, 1996.