



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

مهدي فکور^{۱*}, علي رضا ستارزاده^۲, مجید بختيارى^۳

۱- استاديار، مهندسي مکانیک، دانشكده علوم و فنون نوين دانشگاه تهران، تهران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسي هواپي، دانشكده علوم و فنون نوين دانشگاه تهران، تهران

۳- دانشجوی دکترى، مهندسي مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ايران، تهران

* تهران، صندوق پستي 14395-1561, mfakoor@ut.ac.ir

چکیده

در این مقاله، امكان دستيابي به پایدارسازی 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 کنترلى با استفاده از یک مکانیزم تراستر دو رجه آزادی تولید می‌شوند. در اثر از کار افتادن چرخ‌های عکس‌العملی، زوایای گیمبال مکانیزم تراستر به عنوان ورودی‌های کنترلى به سیستم افزوده می‌شوند. الگوريتم کنترل کننده بر اساس معادلات دینامیک و سینماتیک حرکت ماهواره در حضور اغتشاشات توسعه یافته است بطوریکه پایدارسازی سه محوره وضعیت یک ماهواره در مدار ارتفاع بایین 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 آبیودینامیک می‌باشد. برای آموزش کنترل کننده هوشمند نورو فازی در ابتدا از کنترل کننده پی آی دی استفاده شده است. شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهد که روش کنترل پیشنهادی برای پایدارسازی وضعیت ماهواره در حضور اغتشاشات، نتایج قابل قبولی دارد و افزوند 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 کنترل شده و پایداری ماهواره را در شرایط مطلوب حفظ و کنترل می‌کند.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی كامل

دریافت: ۱۴ آذر ۱۳۹۴

پذیرش: ۰۶ فوریه ۱۳۹۵

ارائه در سایت: ۱۳ اردیبهشت ۱۳۹۵

کلید واژگان:

زیر سیستم کنترل وضعیت

چرخ عکس‌العملی

تراستر

کنترل کننده پی آی دی - نورو فازی

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

Mahdi Fakoor^{1*}, Ali Reza 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.

کنترل وضعیت^۱ انجام شده است. عملگرهای متغیر مانند سیم پیچ‌های

مغناطیسی، چرخ‌های مومنتومی، چرخ‌های عکس‌العملی یا ترکیب این عملگرها برای تولید گشتاورهای کنترلی مؤثر در ماموریت‌های فضایی استفاده

۱- مقدمه

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

¹ ACS Subsystem

غیرخطی) برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از دو گشتاور کنترلی پیشنهاد داده‌اند. تمرکز اصلی این تحقیقات پایدارسازی معادلات سرعت زاویه‌ای ماهواره با کمتر از سه گشتاور کنترلی است [25-23] بطوریکه بردار سرعت زاویه‌ای فضایپما در هر سه راستا صفر شود. پایدارسازی وضعیت ماهواره مجموعه‌ای از معادلات دینامیک و سینماتیک می‌باشد که در مراجع [28-26] به آن اشاره شده است. در این روش، هدف پایدارسازی 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 انسفر با استفاده از یک جفت جت تراستر متصل به بدنه ماهواره به عنوان عملگر، برای مانور فضایپما پیشنهاد شده است. در مرجع [31] کنترل و ثبیت سرعت زاویه‌ای ماهواره با استفاده از کنترل تغییرات سرعت تنها با یک ژیروسکوپ² 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 عکسالعملی، در صورت از کار افتادن یکی از عملگرهای سیستم کنترلی دچار مشکل می‌شود و ماهواره پایداری وضعیت خود را در حین ماموریت از دست می‌دهد. در حالیکه در سیستم پایدارسازی با تراستر افزونه و ایجاد رزو برای عملگرهای چرخ عکسالعملی ماهواره با مکانیزم تعليق 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 عکسالعملی 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، پایدارسازی سه محوره وضعیت ماهواره در مدار ارتفاع پایین با در نظر گیری اغتشاشات توسط سه عملگر چرخ عکسالعملی برای تولید گشتاور لازم در هر راستا انجام شده است. دینامیک و سینماتیک ماهواره مدلسازی شده و امکان دستیابی به پایدارسازی وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن یک یا چند چرخ عکسالعملی 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 تراست می‌تواند حول دو محور چرخش کند تولید می‌شوند. از کنترل کننده بی‌آی دی در بسیاری از سیستم‌های مختلف به دلیل ساختار ساده استفاده می‌شود. با این حال، مشکل اصلی کنترل کننده‌های خطی ضعف کنترل در حضور عدم قطیعتها و عوامل غیرخطی در مدل است. در پایدارسازی با چرخ‌های عکسالعملی، عدم کارکرد آنها و همچنین در پیاده‌سازی مکانیزم تراستر ابتدا از کنترل کننده بی‌آی دی استفاده شده است. این مقاله نحوه آموزش الگوریتم کنترلی نوروفازی را برای کنترل وضعیت فعلی ماهواره در حالت از کار افتادن دو چرخ عکسالعملی و روشن شدن تراستر در حضور اغتشاشات پیشنهاد می‌کند. برای غلبه بر تغییرات پارامترهای داخلی و اغتشاشات خارجی، آموزش کنترل کننده نورو فازی به منظور دستیابی به وضعیت مطلوب بر اساس کنترل کننده بی‌آی دی 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

شده است [1]. در طراحی زیر سیستم کنترل وضعیت، برآوردهن 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 دقتهای 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 جهت گیری وضعیت ماهواره را برای کنترل کننده تولید می‌کنند. پس از آن کنترل کننده به وسیله عملگرهای تصحیح وضعیت، جهت گیری ماهواره را اصلاح می‌کنند [5]. در مرجع [5] روشنی نوین برای طراحی چیدمان بهینه تراستهای در ماهواره‌های مخابرایی زمین آهنگ 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 دیفرانسیل استفاده شد. همچنین، در مرجع [6] به طراحی کنترل کننده LQG/LTR به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های زمین آهنگ در فاز نامی پرداخته شد. بدین منظور طراحی از سه دیدگاه رگولاتور R، فیلتر کالمون 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 فضایپیماها است. افزودن¹ 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 از کار افتادن عملگرها، این مقاله یک استراتژی کنترلی با نصب عملگر تراستر در درجه آزادی تنها در یک راستا در جهت حصول به کنترل وضعیت سه محوره پیشنهاد و فراهم می‌کند. پایدارسازی 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 یا و بصورت جداگانه کنترل می‌شوند.

دقت زیر سیستم کنترل وضعیت در حضور اغتشاشات محیطی، عدم قطعیت در سیستم‌های دینامیکی ماهواره و اشباع عملگرهای 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 [8,7]، کنترل ساختار متغیر [11-9]، کنترل تطبیقی مد لغزشی [14-12]، 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 کنترل کننده ترکیبی از منطق فازی و شبکه عصبی است [21]. طراحی کنترل کننده‌های هوشمند بر اساس مدل نیستند. تحقیقات نشان می‌دهد کنترل کننده‌های 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 بازیکرندی 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

¹ Redundancy

² Variable Speed Control Moment Gyro

می‌شود و عمود بر صفحه مداری ماهواره است. دستگاه آخر، دستگاه مختصات بدن ماهواره این دستگاه بر مرکز جرم ماهواره واقع شده است. محورهای آن به بدن ماهواره چسبیده و همراه با چرخش ماهواره، آن‌ها نیز می‌چرخند. این دستگاه بیانگر جهت‌گیری ماهواره است و بردارهای بیان شده در این دستگاه با $\hat{q}_x, \hat{q}_y, \hat{q}_z$ نمایش داده می‌شوند. به طور کلی، انتخاب جهت محورهای دستگاه بدن اختیاری است و به چیدمان تجهیزات درون ماهواره³ بستگی دارد، لیکن این محورها در ماهواره‌هایی که با پایدارسازی سه محوره کنترل می‌شوند، به گونه‌ای انتخاب می‌گردد که در حالت پایداری نامی، دستگاه مختصات بدن و دستگاه مختصات مدار بر هم منطبق باشند.

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].

$$J\dot{\omega}_{BI}^B = -\omega_{BI}^B \times (J\omega_{BI}^B) + \tau_T + \tau_e \quad (1)$$

بطوریکه لامان 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_0 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 کواترنیون استفاده شده است. مدل کواترنیون برای رفتار فضایی‌دهه‌ها 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 زوایایی اعمالی مهم است و برای تبدیل از حالت اینرسی به حالت بدنی باید یک به یک اعمال شود اما در کواترنیون‌ها فقط یک بردار دوران و زاویه دوران وجود دارد که ترتیب اعمال مهم نیست [35]. بردار واحد کواترنیون بصورت زیر تعریف می‌شود [2].

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \bar{e} \sin(\frac{\varphi}{2}) \\ \bar{e} \cos(\frac{\varphi}{2}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_v \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

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].

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

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

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

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

2- مدل ریاضی ماهواره

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

2-1- 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_1, Y_1, Z_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 استوانی 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 سیستم مختصات اینرسی زمین را تقسیم می‌نماید. محور Z_1 ایستا است. این محور را اصطلاحاً محور اعتدال بهاری می‌نامند. محور X_1 دستگاه منطبق بر محور چرخش زمین با جهت قطب جنوب به قطب شمال، محور Y_1 آن منطبق بر محور اعتدال بهاری و محور Z_1 آن با استفاده از قانون دست راست انتخاب می‌شود. دستگاه بعدی تعریف شده، دستگاه مختصات مدار ماهواره یعنی X_0, Y_0, Z_0 می‌باشد که مبدأ آن بر مرکز جرم ماهواره واقع شده است. محورهای آن همراهی آن همراه با چرخش ماهواره به دور زمین با سرعت زاویه‌ای ω_0 (که سرعت مداری ووابسته 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

x, x_0 Roll

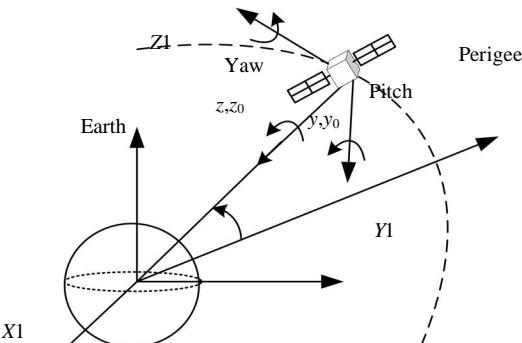


Fig. 1 motion geometry of solid satellite in circular orbit

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 تراست، β_1 زاویه فراز² و β_2 زاویه سمت³ است. اگر آن را بردار مکان گیمبال تراسترا تا مرکز جرم ماهواره تعریف کنیم، مولفه‌های گشتاور کنترلی تولید شده در سه راستا توسط عملگر تراسترا 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 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 برهم‌زدن 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 فعل باشد. نیروها و گشتاورهای 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 اجزاء 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 آبرودینامیک⁶ می‌باشند.

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

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

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

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 اوپلر صورت زیر بیان می‌شود.

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

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.

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

در رابطه بالا $\dot{\theta}$ مقدار سرعت زاویه‌ای مدار دستگاه LVLH می‌باشد و مقدار آن برای یک مدار دایروی $\sqrt{\frac{\mu_E}{R^3}} = \dot{\theta}$ 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 تراسترهای چرخ‌های عکس‌العملی و چرخ‌های مومنتومی 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 مومنتومی 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 تراسترا تولید می‌کنند، تصحیح سریع تر 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 پایدارسازی 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.

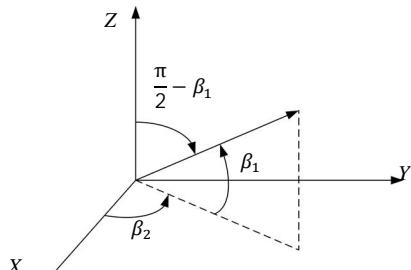


Fig. 2 Elevation and azimuth angle

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 قلی 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 تصمیم گیری 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 می‌گردد. 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 گرادیان 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 نورون‌ها تفسیر کرد و الگوریتم یادگیری ساختارها، پارامترها و یا ورود آن‌ها را اصلاح می‌کند. برای ایجاد این شبکه باید چند پارامتر نوعتابع ضصیوت²، تعداد تابع، روش یادگیری و تعداد اپوکها³ بهینه شوند. برای این کار همه حالات با سعی و خطأ به دست می‌آید. واژه انفیس⁴ برگرفته از سیستم‌های استنتاج نورو فازی مصنوعی یک گروه از شبکه‌های عصبی تطبیقی می‌باشد 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.

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

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

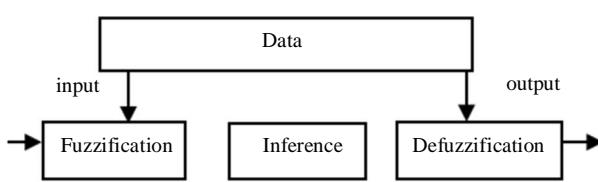


Fig. 4 Procedure of neuro fuzzy system

شکل 4 روند سیستم استنتاج نورو فازی

² Membership Function

³ epochs

⁴ ANFIS

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

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

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

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، بهره گیری 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 ضصیوت 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

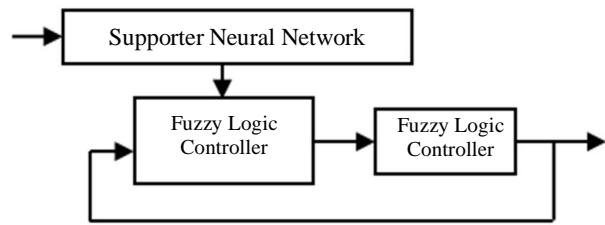


Fig. 3 control structure

شکل 3 ساختار کنترل

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 خطابه صورت بکوارد می‌باشد و پارامترهای مفروض در لایه 1 با روش گرادیان کاهاش یافته بدست می‌آیند و جایگزین می‌شوند. در جدول 1 دو مسیر (رو به جلو و عقب) در الگوریتم یادگیری ترکیبی در انفیس بیان شده است.

4- نتایج شبیه سازی های عددی

در این بخش، عملکرد عملگر تراستر به عنوان جبران‌ساز در پایدارسازی وضعیت یک ماهواره صلب اعتبار سنجی می‌شود. هدف از این ماموریت، پایدارسازی سه محوره ماهواره بصورت فعل 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 می‌باید. 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 اختشاش و نوسان می‌شود بطوريکه بعد از روشن شدن تراستر، این زوایا به وضعیت مطلوب رسیده و پایدار می‌شود. بنابراین امکان دستیابی به پایدارسازی وضعیت ماهواره در صورت از کار افتادن یک یا دو چرخ عکسالعملی با استفاده از تنها یک تراستر بررسی شده و قابل اجرا در ماهواره‌ها می‌باشد. در شکل 6 مدت زمان اختلال در چرخ‌های

جدول 1 الگوریتم ترکیبی در انفیس

Table 1 Compose Algorithm in ANFIS

	مسیر رو به جلو	مسیر رو به عقب
پارامترهای مفروض	ثابت	ثابت
روش کاهاش گرادیانی	ثابت	ثابت
پارامترهای نتیجه	روش حداقل مربعات	گره خروجی
سیگنال‌ها	سیگنال خطاب	

جدول 2 مشخصات مدل ماهواره و تراستر

Table 2 Model Specification of Thruster and Satellite

مقادیر	مشخصات ماهواره
۰.۰۲×۰.۰۲×۰.۰۲	(بعاد) (m ³)
10	(جرم) (kg)
0.02	ممان اینرسی حول محور x (kgm ²)
0.015	ممان اینرسی حول محور y (kgm ²)
0.01	ممان اینرسی حول محور z (kgm ²)
0.15	ممان اینرسی چرخ‌ها (kgm ²)
8	بیشینه نیروی تراستر(μN)
0.012	فاصله محور طولی (m)

عکسالعملی 2 ثانیه در نظر گرفته شده است. در حالیکه در شکل 7 این زمان

⁴ Least-squares

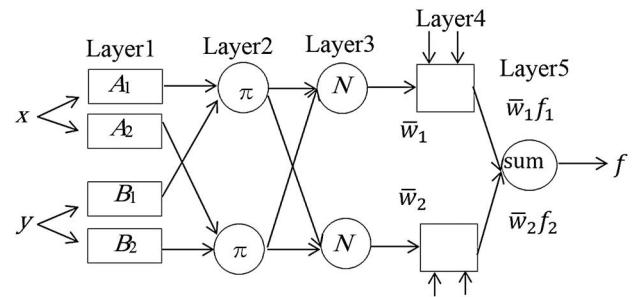


Fig. 5 structure of neuro fuzzy network

شکل 5 ساختار شبکه نوروفاری

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

$$\begin{aligned} o_{1,i} &= \mu_{A_i}(x) \quad , \quad i = 1, 2 \\ o_{1,i} &= \mu_{B_{i-2}}(x) \quad , \quad i = 3, 4 \end{aligned} \quad (16)$$

متغیر (y) ورودی گره i ام می‌باشد و به عنوان برجسب زبانی مناسب 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 حاصلضرب تمام سیگنال‌های ورودی می‌باشد تابع خروجی این گره مطابق معادله زیر می‌باشد.

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

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

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

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 و r_i پارامترهای موردنیاز 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.

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

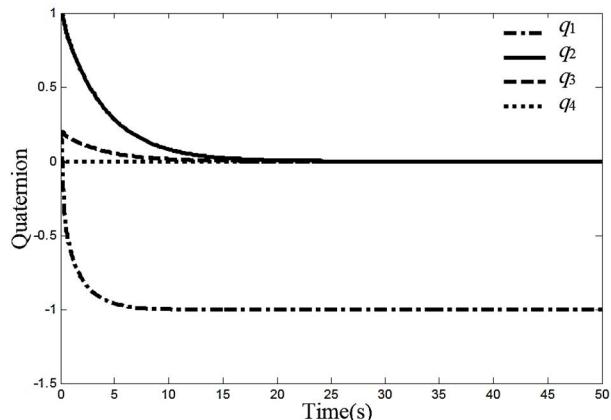
همانطور که در بالا اشاره شد شبکه انفیس با الگوریتم یادگیری ترکیبی

¹ Premise parameters

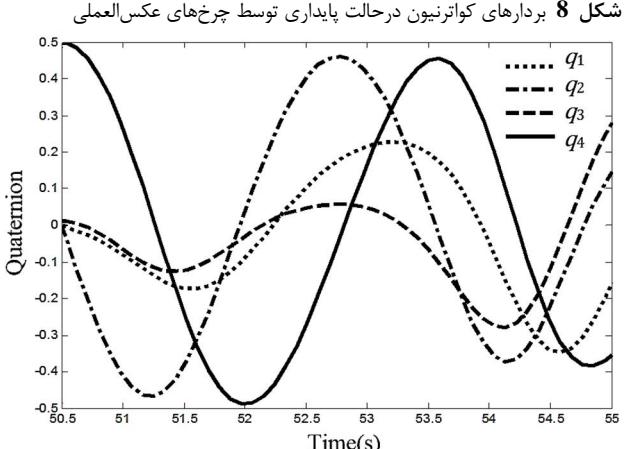
² norm

³ Consequent Parameters

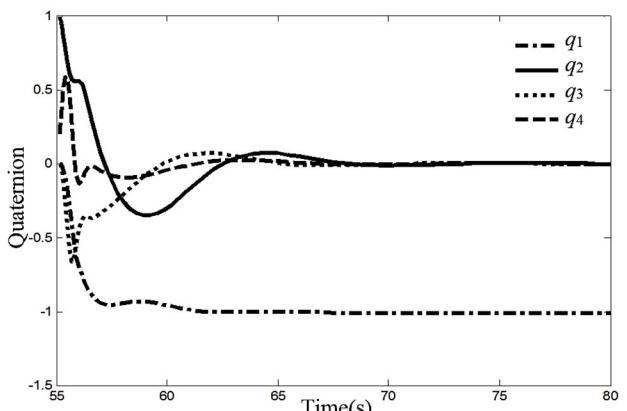
چرخ عکسالعملی نشان داده شده که ماهواره ابتدا توسط چرخهای عکسالعملی به خوبی پایدار شده است. شکل 9 مدت زمانی است که عملگرهای از کار افتاده‌اند و ماهواره ناپایدار شده است. شکل 10 حالت را نشان می‌دهد که در آن دو چرخ عکسالعملی از کار افتاده است و یک چرخ عکسالعملی و یک تراستر به عنوان عملگرهای پایدارساز می‌باشند.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



شکل 8 بردارهای کواترنیون در حالت پایداری توسط چرخهای عکسالعملی



شکل 9 بردارهای کواترنیون در حالت ناپایدار

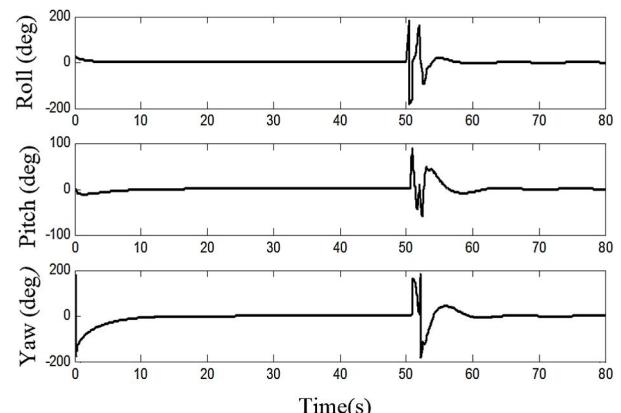


شکل 10 بردارهای کواترنیون در حالت پایداری توسط تراستر و یک چرخ عملگر

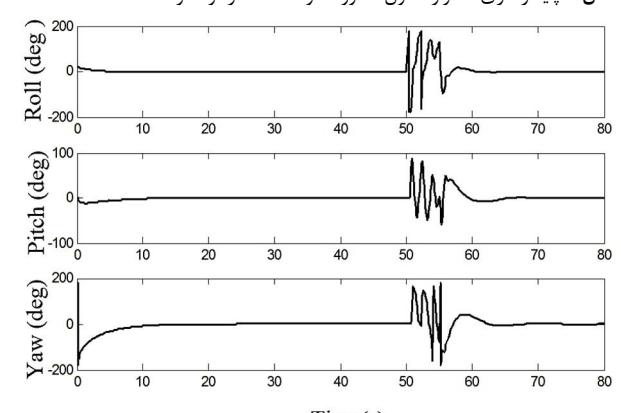
افزایش یافته تا توانایی پایدارسازی ماهواره توسط تراستر افزوده شده در شرایطی که انحراف ماهواره از وضعیت مطلوب بیشتر است، بررسی شود. در این حالت ماهواره با سرعت زاویه‌ای بیشتری دوران می‌کند. همانطور که مشاهده می‌شود ماهواره توسط عملگر جبران‌ساز تراستر به وضعیت نامی خود رسیده و پایدار شده است.

با از کار افتادن چرخهای عکسالعملی 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 مدت نامی^۱ در یک مدار دایروی می‌پردازیم. در شکل 6 زوایای اوپلر 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 عکسالعملی از کار می‌افتد تراستر فعال شده و ماهواره را به وضعیت پایدار بر می‌گرداند.

شکل 7 قابلیت پایدارسازی و کنترل وضعیت ماهواره را در صورت داشتن سرعت‌های زاویه‌ای بالا در اثر عدم کارکرد دو چرخ عکسالعملی در مدت زمان بیشتر و در شکل 8 پایدارسازی وضعیت ماهواره بر حسب کواترنیون ارائه شده است. در صورتیکه بردار حقیقی کواترنیون برابر 1 ± 0 و مقادیر سایر کواترنیون‌ها به سمت صفر می‌کند می‌توان پایدارسازی وضعیت ماهواره را به ازای شرایط اولیه متفاوت استنباط کرد. شکل‌های زیر بردارهای کواترنیون در



شکل 6 پایدارسازی ماهواره حول محورها توسط عملگر تراستر



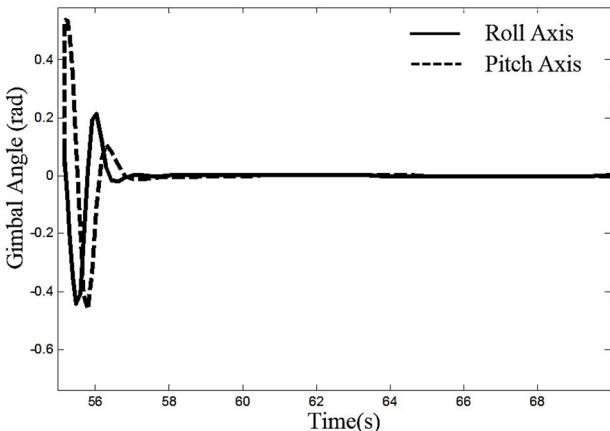
شکل 7 پایدارسازی ماهواره حول محورها توسط عملگر تراستر
شرایط مختلف وضعیت ماهواره را نمایش می‌دهد. در شکل 8 عملکرد سه

^۱ 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.

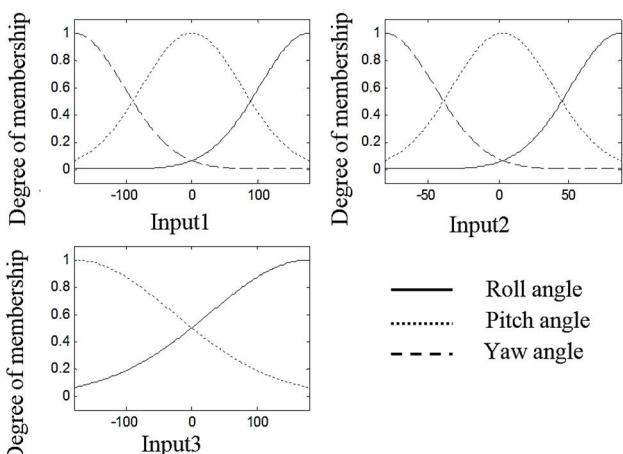
4-1- نتایج آموزش سیستم استنتاج نورو فازی

تحقیقات اخیر در ادغام شبکه‌های عصبی و منطق فازی بیانگر این موضوع است که می‌توان با این ادغام، کنترل کننده‌های نورو فازی را طراحی کرد. ساختار کنترل نورو فازی می‌تواند شبیه کنترل کننده‌های فازی باشد اما تحقق هر بخش از آن با کنترل کننده‌های فازی متفاوت است. در این مطالعه ورودی‌های سیستم نورو فازی زوایای رول، پیچ و یاو می‌باشند و خروجی‌ها، طراحی کنترل کننده 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 بی‌آی‌دی پایدار شده بودت آمده است. جهت بدست آوردن خروجی شبکه‌ها برای داده‌های آموزش از 3 متغیر زبانی برای ورودی زاویه رول، 3 متغیر زبانی برای زاویه پیچ، 4 متغیر زبانی برای زاویه 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.



شکل 14 زوایای گیمبال تراستر

شکل 14 زوایای گیمبال تراستر



شکل 15 توابع عضویت

شکل 15 توابع عضویت

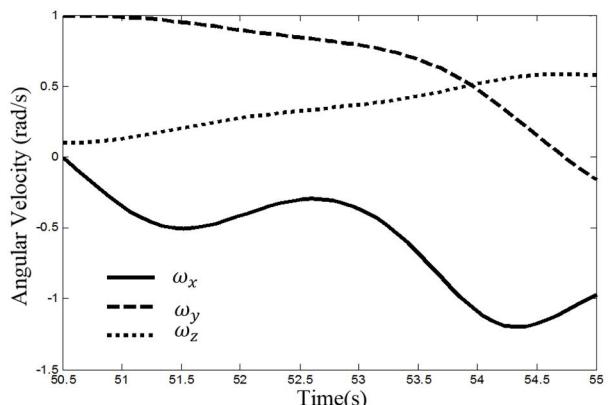
شکل 11 سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره را در شرایط عدم کنترل و خرایی چرخ-

های عکس‌العملی نشان می‌دهد که بیانگر اختلال در وضعیت ماهواره است.

شکل 12 سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره را بعد از روش شدن عملگر تراستر نمایش می‌دهد که با وجود اختشاشات و از کار افتادن دو چرخ عکس‌العملی توانسته است ماهواره را با دقت بالایی پایدار کند و از دوران جلوگیری نماید.

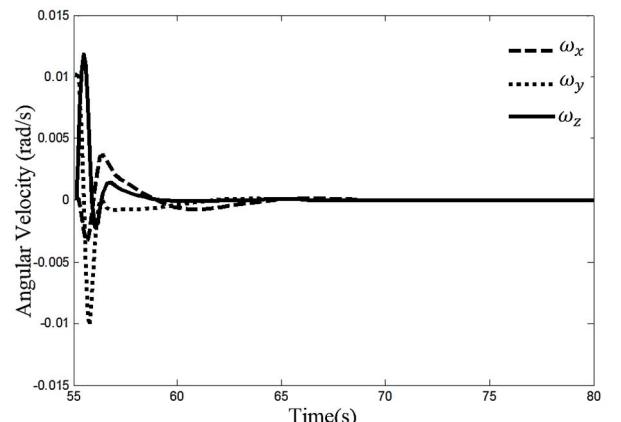
این موضوع بیانگر عدم دوران حول سه محور حین انجام ماموریت می‌باشد.

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.



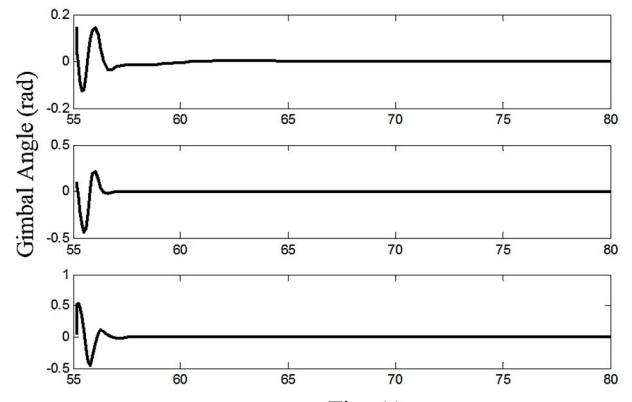
شکل 11 سرعت‌های زاویه‌ای در حالت عدم کنترل ماهواره

شکل 11 سرعت‌های زاویه‌ای در حالت عدم کنترل ماهواره



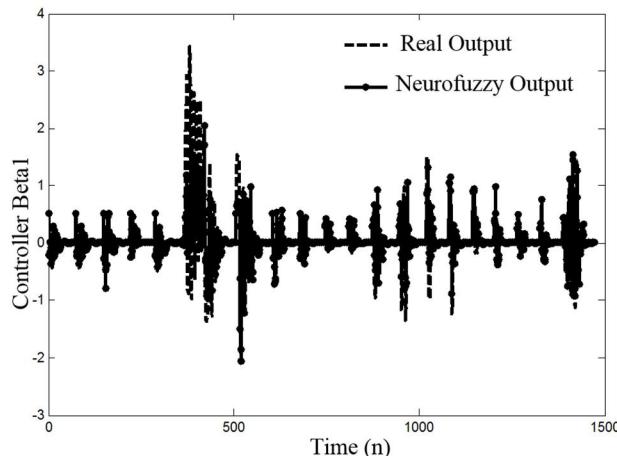
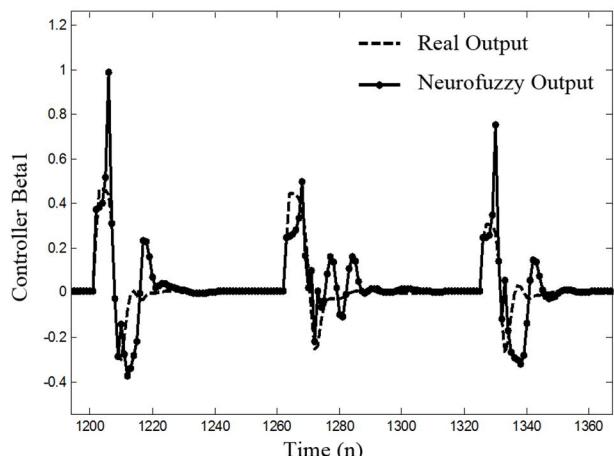
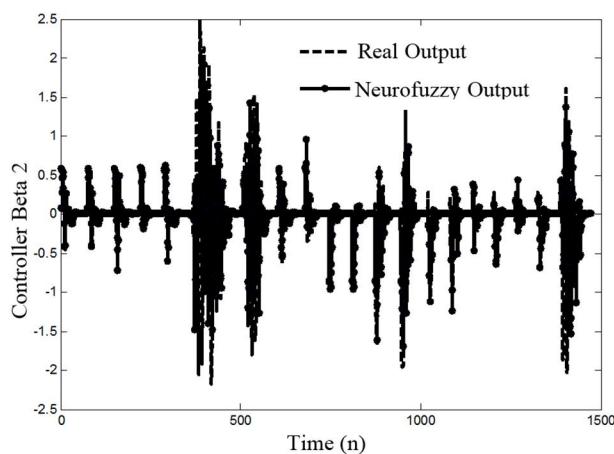
شکل 12 سرعت‌های زاویه‌ای در حالت پایدارسازی

شکل 12 سرعت‌های زاویه‌ای در حالت پایدارسازی



شکل 13 کنترل کننده چرخ عکس‌العملی و گیمبال تراستر

شکل 13 کنترل کننده 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 intervalشکل 19 نحوه آموزش β_1 در یک بازه دلخواهFig. 20 Training of neuro-fuzzy output of (β_2) controllerشکل 20 آموزش خروجی‌های نورو فازی کنترل کننده β_2

بعد از بیست اپوک که بیانگر تعداد دفعات تکرار به منظور دستیابی به کمترین خطای در طراحی کنترل کننده است، خطای میانگین برای داده های آموزش به کمتر از ۵٪ می رسد. شکل 22 در قسمت اول خروجی بدست آمده از شبکه نورو فازی و خروجی بدست آمده از بی آی دی و در قسمت دوم خطای شبکه برای داده های آموزش و بررسی را نمایش می دهد.

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 می شود. در آموزش، شبکه عصبی قوانین فازی را برای کنترل دقیق وضعیت فراهم می کند. در آموزش همانطور که در شکل های 16 تا 21 مشاهده می کنید 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 می بیند. در این حالت با توجه به آموخته های خود می تواند با دقت بالا هر زاویه ورودی را به صفر برساند یا پایدار کند. نکته ای حائز اهمیت در سیستم های نورو فازی تعداد خروجی های سیستم می باشد که باید به تعداد آن شبکه جدا طراحی کرد که در این پژوهش خروجی ها رول، پیج و یاو می باشند. شکل 16 آموزش نورو فازی به ازای 1500 داده و شکل 17 نحوه آموزش را به صورت جزئی و دقیق تر در یک بازه دلخواه نشان می دهد بطوریکه خطوط قرمز مقادیر واقعی وضعیت ماهواره طی یک ماموریت خاص و خطوط آبی رنگ خروجی کنترل کننده نورو فازی در مرحله آموزش می باشد. شکل های 18 و 19 خروجی نورو فازی را برای طراحی کنترل کننده زاویه فرماز و شکل های 20 و 21 خروجی نورو فازی را برای طراحی کنترل کننده زاویه سمت نشان می دهند.

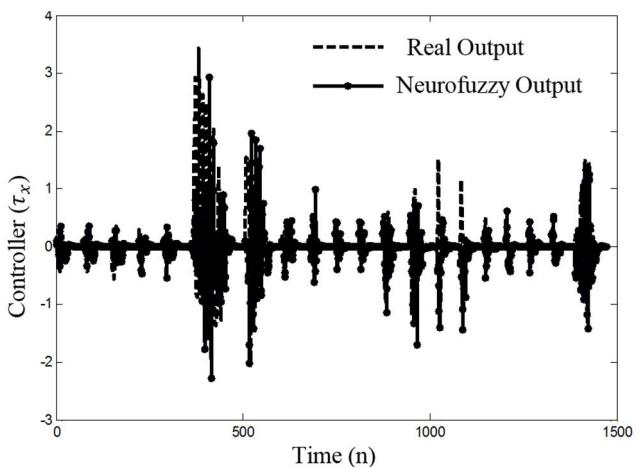
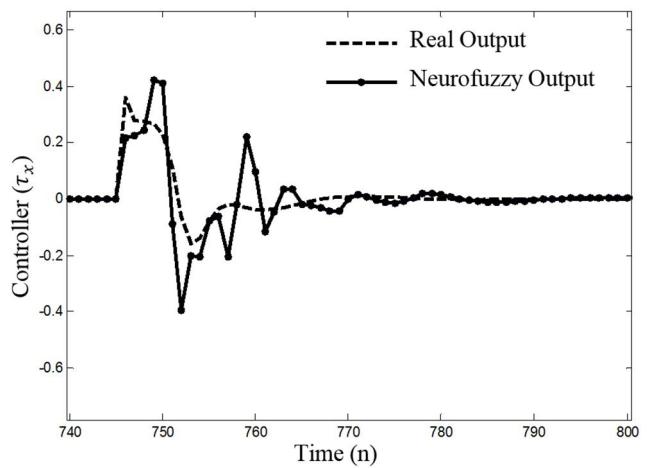
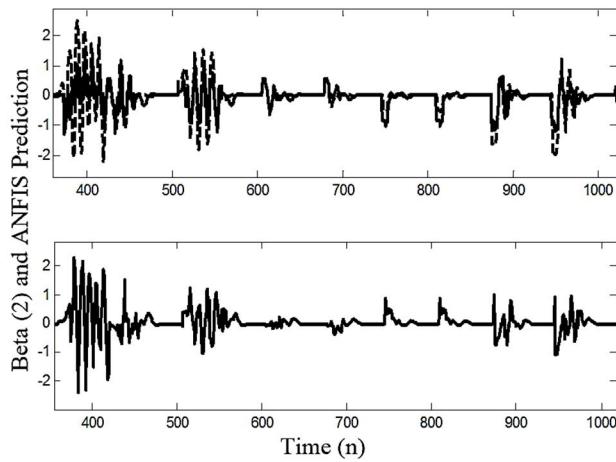
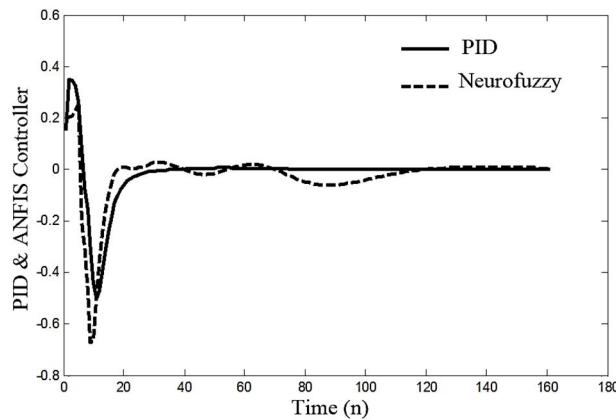
Fig. 16 Training of neuro-fuzzy output (τ_x)شکل 16 آموزش خروجی‌های نورو فازی τ_x 

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

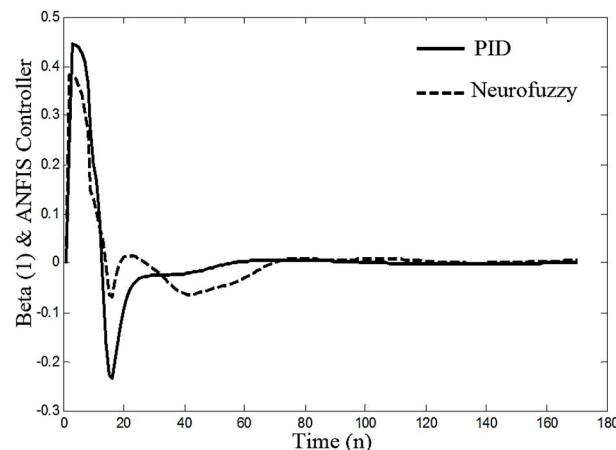
شکل 17 نحوه آموزش τ_x در یک بازه دلخواه



شکل 24 خروجی حاصل از شبکه و PID – خطای دادهها

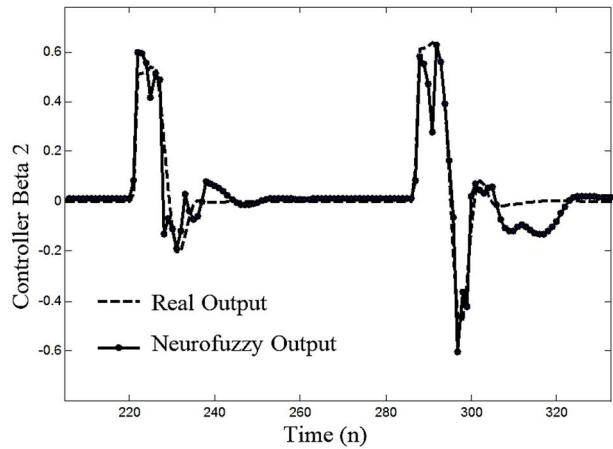


شکل 25 کنترل کننده پی‌آی‌دی و نوروفازی در محدوده داده‌های تست

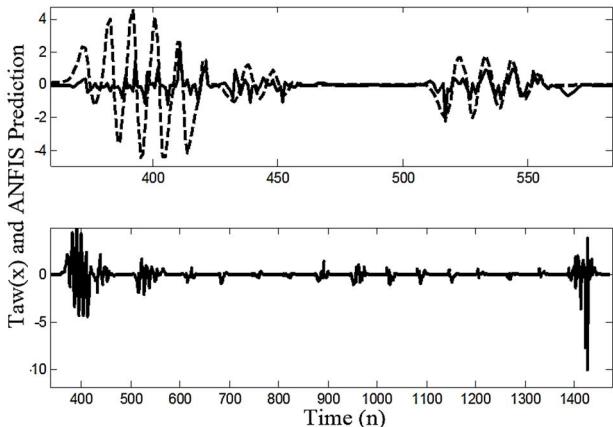


شکل 26 کنترل کننده پی‌آی‌دی و نوروفازی در محدوده داده‌های تست (زاویه β_1)

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.

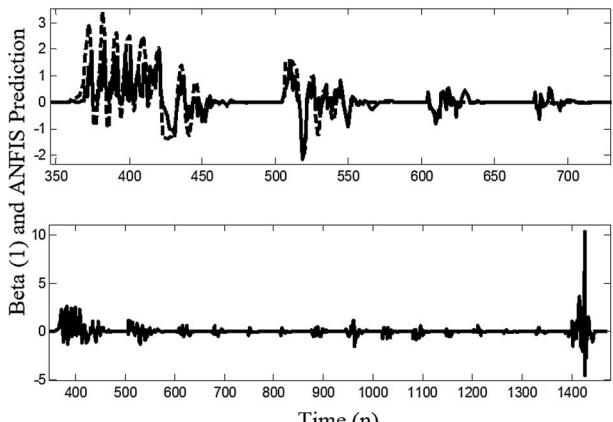


شکل 21 نحوه آموزش β_2 در یک بازه دلخواه



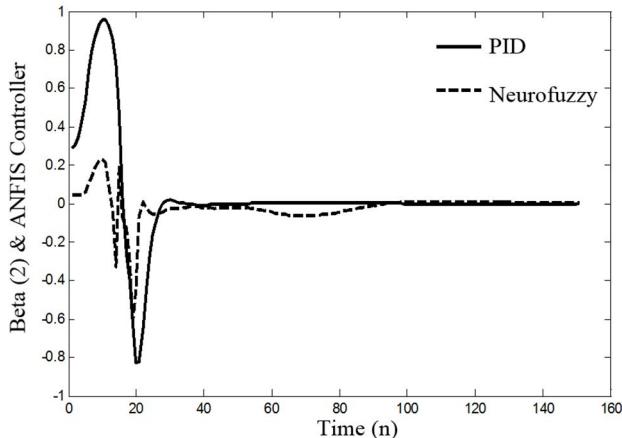
شکل 22 خروجی حاصل از شبکه و PID – خطای دادهها

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.



شکل 23 خروجی حاصل از شبکه و PID – خطای دادهها

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



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

7- مراجع

- J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 305-320, Springer Science & Business Media, 2012.
- M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control a Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, pp. 235-290, 1997.
- H. Ö. Derman, 3-Axis attitude control of a geostationary satellite, Ph.D Thesis, Turkey, *Middle East Technical University*, 1999.
- D. Hagen, Spacecraft attitude control modeling and controller design considering actuator dynamics, *Norway Narvik University College*, Vol. 18, No. 4, pp. 73-86, 2006.
- 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).
- 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).
- 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.
- J. Y. Wen, K. Kreutz Delgado, The attitude control problem *Automatic Control IEEE Transactions*, Vol. 36, No. 10, pp. 1148-1162, 1991.
- 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.
- S. Vadali, Variable structure control of spacecraft large angle maneuvers, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, pp. 235-239, 1986.
- 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.
- 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.
- 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.
- 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.
- R. Wallsgrove, 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.
- 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.
- 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.

5- نتیجه گیری

در این مقاله، ابتدا امکان دستیابی به پایدارسازی 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 پایدارسازی وضعیت ماهواره بصورت فعلی و سه محوره توسعه یافته است. گشتاورهای کنترلی در این روش با استفاده از یک مکانیزم دورانی تراستر تولید می‌شوند. به منظور تایید 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 پایدارسازی صحیح وضعیت ماهواره با شرایط اولیه متفاوت و پایدارسازی 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 قبول شود. 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 کننده‌های 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

C_L^B	جهت‌گیری و دوران دستگاه مختصات بدنه ماهواره
\bar{e}	محورهای اصلی
e	خروج از مرکز مدار

F	نیروی تولید شده توسط عملگر تراستر
J	ممان اینرسی ماهواره
m	جرم ماهواره

- [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. Tsotras, V. Doumtchenko, 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. Tsotras, 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, Explicit feedback stabilizing the attitude of a rigid spacecraft with two control torques, *Automatica*, Vol. 32 No. 5, pp. 569-677, 1996.