Journal of Aerospace Mechanics/ 2025/ Vol.21/ No.1/ 109-125

Journal of Aerospace Mechanics

DOR: 20.1001.1.26455323.1404.21.1.7.6

Design of an Adaptive Fuzzy Controller with Terminal Sliding Mode for a Gravity-Compensated Active Suspension System Used in the Space Mechanism Laboratory

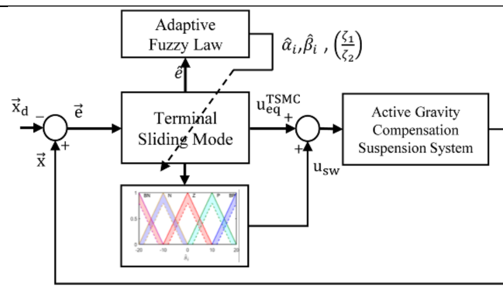
Moharram Shameli [1*], Gholamreza Hashemi [2]

[1] Assistant Professor, Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
[2] M.Sc., Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

HIGHLIGHTS

- Active Gravity Compensation Suspension System
- Terminal Sliding Mode Nonlinear Control
- Type-1 and Type-2 Fuzzy Method

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:
Article Type: Research paper
Received: 31 December 2024
Received in revised form: 23 January 2025
Accepted: 8 February 2025
Available online: 19 February 2025
*Correspondence: m.shameli@isrc.ac.ir

How to cite this article:
M. Shameli, G. Hashemi. Design of an adaptive fuzzy controller with terminal sliding mode for a gravity-compensated active suspension system used in the space mechanism laboratory. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 21(1):109-125.

Keywords:
Active Gravity Compensation System
Terminal Sliding Mode Control
Type-1 Fuzzy Set
Type-2 Fuzzy Set

ABSTRACT

T This paper presents the design of an adaptive terminal sliding mode controller based on type 1 and type 2 fuzzy sets for the active gravity compensation system. This system is designed to simulate the microgravity conditions in terrestrial environments and plays an important role in testing the performance of spacecraft before launch. The dynamic equations of the active gravity compensation system of the suspension are modeled using Lagrangian approach. The design of the proposed controller aims to improve the stability and accuracy of the system in the presence of disturbances and uncertainties. In this context, the use of type 1 and 2 fuzzy logic has increased the flexibility of the controller in dealing with uncertainties and allowed the reduction of chattering and faster convergence to the desired conditions. The results of numerical simulation in the MATLAB environment have shown that this controller was able to reduce the output errors of the system with high accuracy and provide desirable performance in tracking reference sections.

مکانیک هوافضا/ سال ۱۴۰۴/ دوره ۲۱/ شماره ۱/ صفحه ۱۰۹-۱۲۵

نشریه مکانیک هوافضا

DOR: 20.1001.1.26455323.1404.21.1.7.6

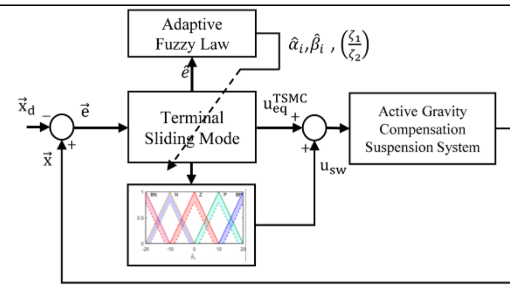
طراحی کنترل‌کننده تطبیقی فازی–مود لغزشی ترمینال برای سیستم تعلیق فعال جبران گرانش مورد استفاده در آزمایشگاه مکانیزه‌های فضایی

محرم شاملی[1]*، غلامرضا هاشمی[2]

[1] استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

[2] کارشناسی ارشد، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- سیستم تعلیق فعال جبران گرانش
- کنترل غیرخطی مود لغزشی ترمینال
- روش‌های فازی نوع ۱ و ۲

چکیده

در این مقاله، طراحی یک کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی بر اساس مجموعه‌های فازی نوع ۱ و ۲ برای سیستم جبران گرانش فعال ارائه‌شده است. این سیستم که برای شبیه‌سازی شرایط میکرو گرانش در محیط‌های زمینی طراحی‌شده، نقش مهمی در بررسی عملکرد تجهیزات فضایی پیش از پرتاب ایفا می‌کند. معادلات دینامیکی سیستم جبران گرانش تعلیق فعال با استفاده از رویکرد لاگرانژ مدل‌سازی شده است. طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی با هدف بهبود پایداری و دقت سیستم در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها صورت گرفته است. در این راستا، استفاده از منطق فازی نوع ۱ و ۲ باعث افزایش انعطاف‌پذیری کنترل‌کننده در مواجهه با عدم قطعیت‌ها شده و امکان کاهش چترینگ و همگرایی سریع‌تر به شرایط مطلوب را فراهم کرده است. نتایج شبیه‌سازی عددی در محیط متلب نشان داده‌اند که این کنترل‌کننده می‌تواند خطاهای خروجی سیستم را با دقت بالا کاهش داده و عملکرد مطلوبی در ردیابی مسیرهای مرجع ارائه دهد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۱۱

بازنگری: ۱۴۰۳/۱۱/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۲۰

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۱۲/۰۱

*نویسنده مسئول:

m.shameli@isrc.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

سیستم جبران گرانش فعال

کنترل مود لغزشی ترمینال

مجموعه فازی نوع ۱

مجموعه فازی نوع ۲

۱- مقدمه

سیستم‌های جبران گرانش در آزمایشگاه‌های زمینی برای شبیه‌سازی شرایط میکرو گرانش و آزمایش فناوری‌های فضایی دارای کاربردهای قابل‌توجهی هستند. این سیستم‌ها نه‌تنها دقت آزمایش‌ها را افزایش می‌دهند، بلکه می‌توانند بینش مهمی در زمینه اثرات کاهش گرانش بر مکانیسم‌ها ارائه دهند که برای برنامه‌ریزی و اجرای مأموریت‌های فضایی حیاتی می‌باشد [۱]. این شبیه‌سازی‌ها در تحلیل رفتار مواد و سیستم‌ها در فضا نقشی ضروری ایفا می‌کنند. علاوه بر این، این سیستم‌ها برای آزمایش مکانیسم‌های فضایی نیز ضروری هستند. سیستم‌های جبران گرانش می‌توانند شرایط عملیاتی مشابه فضا را بازسازی کنند تا امکان آزمایش عملکرد زیرسیستم‌های فضاپیما فراهم گردد. این آزمایش‌ها اطمینان حاصل می‌کنند که تجهیزات فضایی قبل از پرتاب عملکرد مورد انتظار را از خود نشان می‌دهند [۲]؛ بنابراین، می‌توان بیان کرد که در مأموریت‌های فضایی آینده، درک دقیق اثرات میکرو گرانش بر انسان می‌تواند به توسعه اقدامات متقابل برای مقابله با مشکلات فضانوردها کمک کند.

در سیستم‌های جبران گرانش با تولید نیروهایی، وزن تجهیزات را به‌صورت کامل یا جزئی خنثی می‌کنند. این فناوری‌ها در دو دسته کلی غیرفعال و فعال طبقه‌بندی می‌شوند [۳ و ۴]. روش‌های غیرفعال مانند سیستم تعلیق فنری، با ساختار ساده و بدون نیاز به منبع انرژی خارجی عمل کرده و مناسب آزمایش‌های ابتدایی هستند. این سیستم‌ها با توزیع نیروها، وزن تجهیزات را جبران کرده و امکان حرکت آزادانه در محورهای مختلف را فراهم می‌کنند. همچنین، سیستم‌های تعلیق در مایع با استفاده از خاصیت شناوری مایعات، شرایط میکرو گرانش را شبیه‌سازی می‌کنند. بااین‌حال، در شبیه‌سازی دقیق نیروهای محیطی با محدودیت‌هایی مواجه هستند [۵]. در مقابل، سیستم‌های فعال که در آزمایش‌های پیچیده‌تر استفاده می‌شوند، با ترکیب حسگرها، عملگرها و الگوریتم‌های کنترلی، نیروی جاذبه را به‌صورت دینامیکی جبران می‌کنند. این سیستم‌ها علاوه بر تنظیم دقیق نیروها، توانایی شبیه‌سازی تغییرات محیطی و اغتشاشات ناگهانی را دارند. به‌عنوان نمونه، در آزمایش‌های مرتبط با بازوهای رباتیک، این سیستم‌ها نیروهای کوچک و دقیقی را برای شبیه‌سازی شرایط میکرو گرانش ایجاد می‌کنند. سیستم‌های فعال به دلیل دقت بالا و توانایی شبیه‌سازی شرایط پیچیده، در پروژه‌های حساس کاربرد گسترده‌ای دارند. این سیستم‌ها علاوه بر تنظیم دقیق نیروها در زمان واقعی، می‌توانند شرایط محیطی مختلف، ازجمله نیروهای غیراستاندارد را نیز شبیه‌سازی کنند. بااین‌حال، هزینه ساخت و نگهداری سیستم‌های فعال نسبت به سیستم‌های غیرفعال بیشتر است.

همان‌گونه که اشاره شد، جبران گرانش یکی از چالش‌های مهم در تحقیقات فضایی و آزمایش‌های زمینی تجهیزات فضایی است. در این راستا، مرور پیشینه تحقیق برای بررسی روش‌ها و دستاوردهای مختلف در مقابله با نیروهای گرانشی و اغتشاشات محیطی ضرورت دارد. یاسکویچ در پژوهشی شبیه‌سازی زمان واقعی برهم‌کنش‌های تماسی بین مکانیسم‌ها در فضاپیماها را بررسی و نشان داد که برهم‌کنش‌های تماسی در لینک‌های مونتاژ، دقت عملیات را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۶]. این مطالعه بر جبران نیروهای خارجی، به‌ویژه نیروهای تماسی، متمرکز بوده و ارتباط مستقیمی با جبران گرانش در فضا دارد. وی تأکید کرد که استفاده از سیستم‌های کنترلی پیشرفته برای کاهش اغتشاشات و جبران این نیروها دقت عملکرد سیستم‌های فضایی را بهبود می‌بخشد. هاکمن و همکاران به طراحی و کنترل ربات‌هایی پرداخته‌اند که برای محیط‌های میکرو گرانش مانند سیاره‌های دیگر طراحی‌شده بودند [۷]. این تحقیق بر روی ربات‌های دارای عملگر داخلی متمرکز بوده که برای جبران گرانش در این محیط‌ها بسیار کارآمد هستند. ساوادا و همکاران به شبیه‌سازی‌های میکرو گرانش در آزمایش‌های پروازی پرداخته و کاربرد بازوهای رباتیک در محیط‌های میکرو گرانش را موردبررسی قرار دادند [۸]. در این مقاله، آزمایش‌هایی برای ارزیابی عملکرد بازوهای رباتیک در شرایط میکرو گرانش انجام گردید. این آزمایش‌ها اهمیت جبران گرانش در محیط‌های فضایی را نشان دادند، جایی که نیاز به کنترل دقیق برای جبران اغتشاشات و نیروهای جاذبه وجود داشت. های جون و همکاران به طراحی و کنترل سیستم‌های سروو در شبیه‌سازی‌های گرانش صفر پرداختند

[۹]. هدف اصلی این تحقیق بررسی روش‌های جبران گرانش در شبیه‌سازی‌های زمین محور، برای ربات‌های فضایی بوده است. آن‌ها بیان کردند که این سیستم‌ها باید قادر به پاسخ‌دهی به تغییرات سریع و اغتشاشات محیطی باشند. ما و دیائو به بررسی ربات‌های کابلی با ۶ درجه آزادی پرداختند که برای شبیه‌سازی دینامیک تماس در محیط‌های میکرو گرانش طراحی‌شده بودند [۱۰]. این پژوهش به کاربردهای شبیه‌سازی دینامیکی در سیستم‌های رباتیک فضایی اشاره داشته و چالش‌هایی که در جبران نیروهای گرانشی و دینامیک‌های پیچیده محیط فضایی وجود داشتند را بررسی کرده است. این تحقیق نشان داد که استفاده از شبیه‌سازی‌های دینامیکی دقیق می‌تواند در طراحی سیستم‌های جبران گرانش و کنترل اغتشاشات مؤثر باشد. جیا و همکاران به طراحی سیستم جبران گرانش فعال در شبیه‌سازی‌های زمینی پرداخته‌اند. این تحقیق به بررسی سیستم‌های تعلیق فعال برای شبیه‌سازی شرایط میکرو گرانش پرداخته و نشان داد که این سیستم‌ها می‌توانند به جبران گرانش و نیروهای محیطی کمک کنند [۴]. لو و همکاران یک سیستم پشتیبانی وزن فعال معرفی کردند که قادر به جبران بخشی از وزن بدن در شرایط شبیه‌سازی‌شده میکرو گرانش بوده است [۳]. این سیستم از ترکیب سیستم‌های جبران وزن و اینرسی برای شبیه‌سازی دقیق‌تر شرایط گرانشی استفاده کرده است. لیدونگ و همکاران به طراحی و آزمایش یک سیستم شبیه‌سازی میکرو گرانش چندبعدی برای سیستم‌های دست‌کاری فضایی پرداخته‌اند [۱۱]. سیستم طراحی‌شده شامل یک یاتاقان هوایی هوشمند چندبعدی است که قادر به شبیه‌سازی میکرو گرانش در حرکت‌های عمودی و افقی با استفاده از یک سیستم کنترل PID، موتور سروو و یاتاقان‌های هوایی است. با توجه به پیشینه تحقیق می‌توان فهمید که بررسی دقیق سیستم‌های جبران گرانش فعال برای شبیه‌سازی‌های فضایی، نیازمند توسعه و بهبود سیستم‌های کنترلی است که بتوانند به‌طور مؤثر رفتار فضاپیماها را در شرایط میکرو گرانش شبیه‌سازی کنند. این شبیه‌سازی‌ها نه‌تنها به بهبود سیستم‌های جبران گرانش کمک می‌کنند، بلکه امکان تحلیل و ارزیابی رفتارهای سیستم‌های فضایی در محیط‌های میکرو گرانش را نیز فراهم می‌آورند.

سیستم‌های پیشرفته از نظر دینامیکی به دلیل پیچیدگی‌های رفتاری و وابستگی‌های پیچیده به شرایط محیطی یا اولیه، در بسیاری از کاربردهای مهندسی، به‌ویژه در صنایع فضایی و رباتیک، چالش‌های خاص خود را دارند. این سیستم‌ها به دلیل ویژگی‌های خاص دینامیکی که دارند، نیازمند رویکردهای خاص برای کنترل و مدیریت عملکرد خود هستند. برای مقابله با این چالش‌ها، روش‌های متعددی برای کنترل این سیستم‌ها توسعه یافته است که یکی از مهم‌ترین این روش‌ها، کنترل سیستم‌های غیرخطی است [۱۲-۱۴]. این روش‌ها به دلیل توانایی مقابله با پیچیدگی‌های رفتار سیستم‌های غیرخطی و پاسخ‌دهی به اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها در محیط‌های واقعی، به‌طور گسترده‌ای در صنایع مختلف، به‌ویژه در فضا، موردتوجه قرار گرفته‌اند. یکی از رویکردهای مهم در کنترل سیستم‌های غیرخطی، استفاده از کنترل مود لغزشی است. این روش با معرفی سطح لغزش و هدایت سیستم به سمت این سطح، پایداری و دقت کنترل را در مواجهه با اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌ها تضمین می‌کند. کنترل مود لغزشی به دلیل مقاومت بالای خود در برابر اغتشاشات، در سیستم‌های حساس و پیچیده‌ای مانند سامانه‌های فضایی و رباتیک کاربرد زیادی پیدا کرده است. این روش با فراهم آوردن یک ساختار مقاوم، می‌تواند عملکرد سیستم را حتی در مواجهه با تغییرات خارجی یا اغتشاشات بهبود دهد و پایداری آن را تضمین کند.

بااین‌حال، کنترل مود لغزشی کلاسیک به‌رغم مزایای قابل‌توجه، محدودیت‌هایی نیز دارد که در برخی کاربردها نیاز به توجه بیشتری دارند. یکی از اصلی‌ترین مشکلات این روش، پدیده چترینگ است که به دلیل سوئیچینگ‌های بالا در نزدیکی سطح لغزش اتفاق می‌افتد. این پدیده می‌تواند به سایش مکانیکی در عملگرها یا افزایش نویز در سیستم‌های الکترونیکی منجر شود. علاوه بر این، طراحی سطح لغزش و قوانین کنترلی به مدل‌سازی دقیق و دانش کاملی از دینامیک سیستم نیاز دارد که در مواجهه با سیستم‌های پیچیده و غیرقطعی، می‌تواند چالش‌برانگیز باشد. درنتیجه، نیاز به بهبود روش‌های کنترل مود لغزشی برای رفع این مشکلات احساس

می‌گردد. یکی از روش‌های بهبود این کنترل‌کننده، استفاده از کنترل مود لغزشی ترمینال است. کنترل مود لغزشی ترمینال در مقایسه با کنترل مود لغزشی کلاسیک ویژگی‌های برجسته‌ای دارد. این روش برخلاف کنترل مود لغزشی کلاسیک که همگرایی مجانبی را تضمین می‌کند، همگرایی در زمان محدود را ارائه کرده که این ویژگی در کاربردهایی مانند مأموریت‌های فضایی که حساس به زمان هستند، بسیار حائز اهمیت است [۱۵, ۱۶]. کنترل مود لغزشی ترمینال همچنین مقاوم‌تر در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها است و عملکرد بهتری در شرایط نامساعد ارائه می‌دهد. به‌طورکلی، این روش دقت بالاتری در ردیابی مسیر، زمان پاسخ سریع‌تر و بهبود دقت در کنترل سیستم‌های غیرخطی فراهم می‌آورد [۱۵].

درحالی‌که کنترل مود لغزشی کلاسیک به دانش قبلی از شرایط اولیه وابسته است، کنترل مود لغزشی ترمینال با استفاده از سطوح لغزشی متغیر با زمان، حساسیت به عدم قطعیت‌های شرایط اولیه را کاهش می‌دهد و در محیط‌های فضایی غیرقابل‌پیش‌بینی به‌طور مؤثر عمل می‌کند [۱۶ و ۱۷]. در زمینه کاربردهای کنترل مود لغزشی ترمینال در سیستم‌های فضایی، تحقیقات متعددی انجام‌شده است که به‌طور خاص به بهبود دقت و عملکرد در سیستم‌های فضایی پرداخته است. در بسیاری از این تحقیقات از ترکیب این روش با شبکه‌های عصبی و فازی به‌صورت تطبیقی و رؤیت گرهای اغتشاش استفاده‌شده است. این ترکیب به‌طور مؤثر عدم قطعیت‌های سیستم و اغتشاشات خارجی را مدیریت می‌کند [۱۸]. همچنین، در سیستم‌های دستکاری‌کننده فضایی، استفاده از کنترل مود لغزشی ترمینال همراه با رؤیت گرهای اغتشاش مرتبه بالا و فیلترهای کالمن توسعه یافته، دقت تخمین حالت و عملکرد ردیابی مسیر را حتی در مواجهه با عدم قطعیت‌های مدل‌سازی و اندازه‌گیری‌های نویز دار بهبود می‌بخشد [۱۹]. علاوه بر این، در محیط‌های میکرو گرانشی، کنترل مود لغزشی ترمینال با استفاده از فیلترهای فرمان زمان محدود و رؤیت گرهای زمان ثابت، بهبود عملکرد جداسازی ارتعاش را فراهم کرده و از پایداری مجانبی اطمینان حاصل می‌کند [۲۰]. در مجموع، کنترل مود لغزشی ترمینال تطبیقی با روش‌های فازی، به‌ویژه در محیط‌های فضایی، راه‌حل‌های کارآمد و مقاوم برای مقابله با اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها را ارائه می‌دهد. این تکنیک‌ها با ترکیب روش‌های تطبیقی فازی نوع ۱ و نوع ۲ می‌توانند کارایی سیستم‌های فضایی را به‌طور قابل‌توجهی افزایش دهند.

این مقاله به‌صورت زیر سازمان‌دهی شده است. بخش اول به ارائه مقدمه پژوهش، شامل ضرورت، پیشینه و چالش‌های آن‌ها و نوآوری‌های ارائه‌شده پرداخته‌شده است. در بخش دوم، بیان مسئله و مقدمات مرتبط با موضوع ارائه می‌گردد. بخش سوم به بررسی کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال اختصاص دارد. در بخش چهارم، مفاهیم مرتبط با مجموعه‌های فازی نوع ۱ و ۲ و کاربرد آن‌ها مورد تحلیل قرار گرفته است. در بخش پنجم، شبیه‌سازی روش‌های پیشنهادی مقاله بر روی سیستم جبران گرانش فعال انجام‌شده و نتایج آن ارائه‌شده است. درنهایت، در بخش آخر، نتیجه‌گیری کلی پژوهش و پیشنهادهایی برای تحقیقات آتی ارائه‌شده است.

۲- بیان مسئله

سیستم جبران گرانش تعلیق فعال که در شکل **۱** نشان داده‌شده است، شامل یک مکانیسم دنده شانه‌ای به نام واحد خطی Z (۱ و ۲)، یک پایه در صفحه $X-Y$ (۳)، سلول بار (۴)، مفصل یونیورسال (۵)، حسگرهای شیب‌سنج (۶) و بافر فنری (۷) است. پایه $X-Y$، شامل دو واحد خطی X و یک واحد خطی Y، می‌تواند حرکت افقی شیء را ردیابی کند. مکانیسم دنده شانه می‌تواند گرانش شیء را با ردیابی جابجایی محور Z آن جبران کند. بافر فنری به مفصل یونیورسال متصل بوده و هنگامی‌که شیء حرکت افقی دارد، حول آن نوسان می‌کند. همچنین حسگر شیب‌سنج روی بافر فنری نصب‌شده و بافر فنری به مفصل یونیورسال متصل بوده و مفصل یونیورسال به یک انتهای سلول بار متصل است. سلول بار به ریل دنده شانه‌ای متصل و مکانیسم دنده شانه روی پایه $X-Y$ نصب‌شده است. با توجه به شکل **۱** پارامترهای تعریف سیستم به‌صورت زیر می‌باشند. برای تعریف پارامترهای سیستم دینامیکی، ابتدا می‌توان به نقطه درگیری واحد خطی Z اشاره کرد که با نماد o نمایش داده می‌شود. مرکز جرم پینیون، ریل دنده شانه‌ای، مفصل یونیورسال و شیء تحت شبیه‌سازی به ترتیب با نمادهای o_1، o_2، o_3 و o_4 معرفی

می‌شوند. مختصات متحرک با نقطه درگیری o به‌وسیله $o-xyz$ مشخص می‌شود. در این سیستم، زاویه چرخش پینیون و زاویه نوسان به ترتیب با نمادهای α و β نشان داده شده‌اند. تجزیه متعامد زاویه نوسان نیز با β_x و β_y بیان می‌شود. جابجایی واحد خطی در محورهای X و Y به ترتیب با x و y تعریف‌شده است. ثابت فنر با k و طول آزاد فنر با l_0 مشخص می‌شود، درحالی‌که تغییر طول فنر با l بیان می‌شود. شعاع پینیون با R و طول ریل دنده شانه‌ای با h_0 معرفی می‌شود. شتاب گرانش با g و بارهای موتور در محورهای X و Y به ترتیب با نمادهای m_{0x} و m_{0y} تعریف می‌شوند. جرم پینیون، جرم دنده شانه‌ای و جرم شیء تحت آزمایش به ترتیب با m_1، m_2 و M مشخص می‌شوند. نیروهای معادل وارد بر واحد خطی X و Y با نمادهای F_x و F_y بیان می‌شوند. گشتاور محرک روی واحد خطی Z با T_x و نیروهای محرک وارد بر شیء در محورهای X، Y و Z به ترتیب با F_{4x}، F_{4y} و F_{4z} مشخص می‌شوند. به‌طور خلاصه، پارامترهای سیستم جبران گرانش تعلیق فعال در جدول **۱** نشان داده‌شده است.

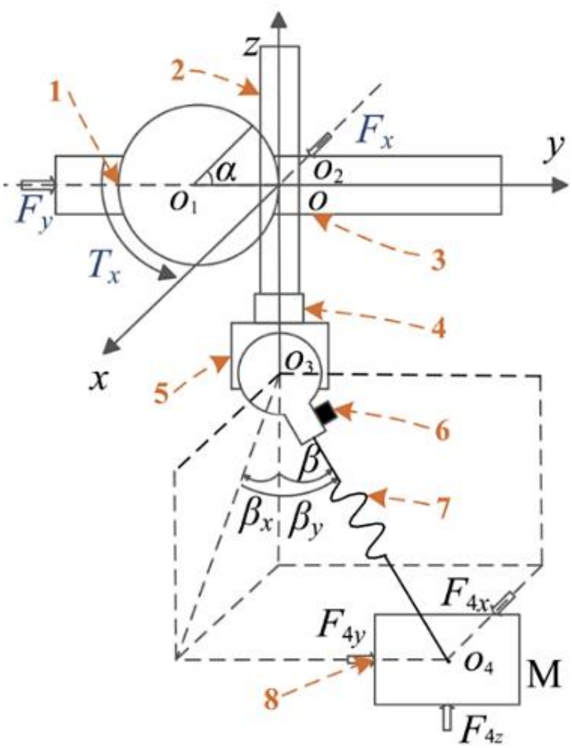
مکانیسم کاری سیستم جبران گرانش تعلیق فعال در شکل **۱** نشان داده‌شده است، وقتی شیء به‌صورت افقی حرکت می‌کند، بافر فنری حول مفصل یونیورسال نوسان می‌کند و حسگر شیب‌سنج می‌تواند تغییر زاویه نوسان را تشخیص دهد. تحت تأثیر تغییر زاویه نوسان، موتورهای سروو، پایه $X-Y$ را به سمت کاهش زاویه نوسان حرکت می‌دهند تا بافر فنری عمودی بماند. از طرف دیگر، حرکت عمودی شیء منجر به تغییر طول بافر فنری می‌شود و خروجی سلول بار به‌طور متناظر تغییر می‌کند.

موتور سروو مربوطه باعث می‌شود که ریل دنده شانه‌ای برای کاهش تغییرات طول و حفظ نیروی ثابت فنر حرکت کند. به‌این‌ترتیب، نیروی جبران در همان خط عمودی با مرکز جرم قرار می‌گیرد و نیرو روی بافر فنری در همه‌جا برابر با گرانش شیء است.واضح است که اهداف کنترلی سیستم جبران گرانش تعلیق فعال حفظ β برابر صفر و ثابت نگه‌داشتن کشش فنر است. علاوه بر این، تأثیر حرکت افقی بر حرکت عمودی در دینامیک منعکس‌شده و در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته می‌شود. همان‌طور که در مرجع [۴] ذکرشده است، فرض کنید β_x و $\beta_y \leq 5°$ در طول فرآیند کاری باشند. علاوه بر این، وقتی $\beta \leq 5°$، فرض $\sin\beta = \beta$، $\cos\beta = 1$ برقرار است. وقتی زاویه نوسان $\beta \leq 5°$، محدوده $\cos\beta$ برابر $[0.997 \quad 1]$ است و تأثیر حرکت افقی بر نیروی عمودی را می‌توان نادیده گرفت. با توجه به مرجع [۴] مشخص است که وقتی x، y، α، l، β_x، β_y به‌عنوان مختصات تعمیم‌یافته سیستم تعریف می‌شوند، طبق معادله لاگرانژ، دینامیک سیستم جبران گرانش تعلیق فعال را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$\mathbf{m}(\vec{x})\ddot{\vec{x}} + \mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}} + \mathbf{h}(\vec{x}) = \vec{\tau} + \mathbf{F_d} \qquad (۱)$$

جدول (۱): پارامترهای سیستم جبران گرانش تعلیق فعال [۲۱]

پارامتر	مقدار	واحد
حداکثر طول سیستم	۹۰۰	میلی‌متر
حداکثر عرض سیستم	۹۰۰	میلی‌متر
حداکثر ارتفاع سیستم	۱۲۰۰	میلی‌متر
محدوده حرکت محور X	۰ تا ۵۵۰	میلی‌متر
محدوده حرکت محور Y	۰ تا ۴۵۰	میلی‌متر
محدوده حرکت محور Z	۰ تا ۳۰۰	میلی‌متر



شکل (۱): سیستم جبران گرانش تعلیق فعال و مختصات مربوطه [۲۱].

که در آن $\vec{x}=[l,\beta_x,\beta_y]^T$ موقعیت و وضعیت است به‌طوری‌که روابط زیر قابل‌بیان هستند:

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{m}(\vec{x})=\mathbf{m}_2-\mathbf{m}_1\mathbf{m}_2^{-T}\mathbf{m}_3\\
&\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})=\mathbf{c}_2-\mathbf{m}_1\mathbf{m}_2^{-T}\mathbf{c}_4\\
&\mathbf{h}(\vec{x})=\mathbf{h}_1-\mathbf{m}_1\mathbf{m}_2^{-T}\mathbf{h}_2\\
&\vec{\tau}=\mathbf{F}_1,\mathbf{F}_d=-\mathbf{m}_1\mathbf{m}_2^{-T}\mathbf{F}_2\\
&\mathbf{m}_1=\begin{bmatrix}\eta_x&0&0\\0&\eta_y&0\\0&0&\eta R^2\end{bmatrix},\mathbf{m}_2=\begin{bmatrix}\beta_x&d&0\\\beta_y&0&d\\-R&0&0\end{bmatrix}\\
&\mathbf{m}_3=\begin{bmatrix}\hat{\beta}&d\beta_x&d\beta_y\\d\beta_x&d^2&0\\d\beta_y&0&d^2\end{bmatrix}\\
&\mathbf{c}_2=\begin{bmatrix}2\dot{\beta}_x&0&0\\2\dot{\beta}_y&0&0\\0&0&0\end{bmatrix},\mathbf{c}_4=\begin{bmatrix}2\beta_{xy}&0&0\\2d\dot{\beta}_x&0&0\\2d\dot{\beta}_y&0&0\end{bmatrix},\\
&\mathbf{h}_1=[0,0,\eta_1 gR]^T,\mathbf{h}_2=[\zeta l,0,0]^T,\\
&\mathbf{F}_1=\sigma[F_x,F_y,T_x]^T,\mathbf{F}_2=\sigma[F_{4z},F_{4x},F_{4y}]^T,\\
&\sigma=1/M,m=m_1/2+m_2+M,\eta_x=\sigma(M+m_{0x}),\\
&\eta_y=\sigma(M+m_{0y}),\eta_1=\sigma(m_2+M)\\
&\eta=\sigma m,\zeta=\sigma k,\hat{\beta}=\beta_x^2+\beta_y^2+1,\beta_{xy}\\
&\qquad=\beta_x\dot{\beta}_x+\beta_y\dot{\beta}_y
\end{aligned}
$$

به‌طور خاص،

$$\mathbf{m}(\vec{x})=\hat{\mathbf{m}}(\vec{x})+\Delta\mathbf{m}(\vec{x})\in\mathbb{R}^{3\times3}$$

$$\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})=\hat{\mathbf{c}}(\vec{x},\dot{\vec{x}})+\Delta\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\in\mathbb{R}^{3\times3}$$

$$\mathbf{h}(\vec{x})=\hat{\mathbf{h}}(\vec{x})+\Delta\mathbf{h}(\vec{x})\in\mathbb{R}^{3}$$

$\vec{\tau}\in\mathbb{R}^3$ گشتاور اعمال‌شده یا نیروی معادل است. $\hat{\mathbf{m}}(\vec{x})$، $\hat{\mathbf{c}}(\vec{x},\dot{\vec{x}})$ و $\hat{\mathbf{h}}(\vec{x})$ بخش‌های نامی را نشان می‌دهند و $\Delta\mathbf{m}(\vec{x})$، $\Delta\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})$، $\Delta\mathbf{h}(\vec{x})$ عدم قطعیت هستند [۲۲ و ۲۳]. درنتیجه، دینامیک سیستم جبران گرانش تعلیق فعال را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\hat{\mathbf{m}}(\vec{x})\ddot{\vec{x}}+\hat{\mathbf{c}}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}}+\hat{\mathbf{h}}(\vec{x})=\vec{\tau}+\vec{\mathbf{d}} \qquad (۲)$$

که در آن، $\vec{\mathbf{d}}=-\Delta\mathbf{m}(\vec{x})\ddot{\vec{x}}-\Delta\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}}-\Delta\mathbf{h}(\vec{x})\in\mathbb{R}^3$ عدم قطعیت سیستم است و محدود است. $\vec{x}_d\in\mathbb{R}^3$ را به‌عنوان مسیر مطلوب در نظر بگیرید، که دو بار مشتق‌پذیر است، و $\mathbf{e}=\vec{x}-\vec{x}_d$ به‌عنوان خطای ردیابی. سپس هدف ما طراحی یک کنترل‌کننده $\vec{\tau}$ است به‌طوری‌که $\vec{x}$ بتواند $\vec{x}_d$ را در زمان محدود ردیابی کند. معادله حرکت به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$\mathbf{m}(\vec{x})\ddot{\vec{x}}+\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}}+\mathbf{h}(\vec{x})=\vec{\tau}+\vec{\mathbf{d}} \qquad (۳)$$

که در آن $\dot{\vec{x}}$ بردار سرعت و $\vec{x}$ بردار حالت فرض شده است. معادله (۳) را می‌توان به فرم فضای حالت نوشت:

$$
\begin{aligned}
&\dot{\vec{x}}_1=\vec{x}_2\\
&\dot{\vec{x}}_2=f(\vec{x}_1,\vec{x}_2)+g(\vec{x}_1,\vec{x}_2)\vec{\tau}+\vec{d}_\tau
\end{aligned} \qquad (۴)
$$

در معادله (۴)، $\vec{x}_1=\vec{x}$، $\vec{x}_2=\dot{\vec{x}}$، $g(\vec{x}_1,\vec{x}_2)=\mathbf{m}^{-1}$، $f(\vec{x}_1,\vec{x}_2)=-\mathbf{m}^{-1}(\vec{x})\,\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}}-\mathbf{m}^{-1}\,\mathbf{h}(\vec{x})$ و $\vec{d}_\tau=-\mathbf{m}^{-1}\vec{\mathbf{d}}$. همچنین $\vec{\mathbf{d}}$، $\mathbf{h}(\vec{x})$، $\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})$، $\mathbf{m}(\vec{x})$ به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{m}(\vec{x})=\hat{\mathbf{m}}(\vec{x})\\
&\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})=\hat{\mathbf{m}}(\vec{x})+\hat{\mathbf{c}}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\\
&\mathbf{h}(\vec{x})=\hat{\mathbf{h}}(\vec{x})\\
&\vec{\mathbf{d}}=-\Delta\mathbf{m}(\vec{x})\ddot{\vec{x}}-\Delta\mathbf{c}(\vec{x},\dot{\vec{x}})\dot{\vec{x}}-\Delta\mathbf{h}(\vec{x})
\end{aligned} \qquad (۵)
$$

اکنون فرم کلی معادله حرکت سیستم جبران گرانش فعال در معادله (۵) ارائه‌شده است. پس می‌توان معادله حالت به شکل زیر از آن نتیجه گرفت:

$$
\begin{aligned}
&\dot{x}_{1i}=x_{2i}\\
&\dot{x}_{2i}=f_i+g_i\tau_i+d_i,\qquad i=1,2,3
\end{aligned} \qquad (۶)
$$

در معادله (۶)، عدم قطعیت‌ها به‌صورت $|d_i|\le d_{max}$ محدودشده‌اند. که در آن d_{max} یک مقدار ثابت برای حد بالای عدم قطعیت می‌باشد [۲۴].

۳-کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال

یکی از معایب کنترل‌کننده مود لغزشی کلاسیک، نامحدود بودن زمان رسیدن حالت سیستم به مقدار مطلوب است که به دلیل استفاده از سطح لغزش خطی است. در کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال، سطح لغزش به‌صورت غیرخطی انتخاب می‌شود. با استفاده از این سطح لغزش، حالات سیستم در زمان محدود به نقطه تعادل می‌رسند. برای طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال برای یک سیستم مرتبه n از سطح لغزش زیر استفاده می‌کنیم [۲۵]:

$$
\begin{aligned}
&s_0=x_1-r_d,\qquad r_d=\text{constant}\\
&s_1=\dot{s}_0+\beta_0 s_0^{\zeta_{1_0}/\zeta_{2_0}}\\
&s_2=\dot{s}_1+\beta_1 s_1^{\zeta_{1_1}/\zeta_{2_1}}\\
&s_3=\dot{s}_2+\beta_2 s_2^{\zeta_{1_2}/\zeta_{2_2}}\\
&\qquad\vdots\ \vdots\\
&s_{n-1}=\dot{s}_{n-2}+\beta_{n-2} s_{n-2}^{\zeta_{1_{n-2}}/\zeta_{2_{n-2}}}
\end{aligned} \qquad (۷)
$$

که در آن $\beta_i > 0$ و $\zeta_{2_i} > \zeta_{1_i}$ برای $i = 0,1,\dots,n-2$ دو عدد مثبت، فرد و نسبت به هم اول هستند. با استفاده از شرط $\dot{s} = 0$ و معادلات حالت سیستم، کنترل معادل (u_{eq}^{TSMC}) استخراج می‌شود. ازآنجاکه ورودی کنترلی مجموع کنترل معادل و کنترل سوئیچینگ است لذا داریم:

$$u = u_{eq}^{TSMC} + u_{sw} = u_{eq}^{TSMC} - K\mathrm{sign}(s) \qquad (۸)$$

برای اثبات پایداری، تابع لیاپانوف به‌صورت $V = \frac{1}{2}s^2$ انتخاب می‌شود. درنتیجه K باید طوری انتخاب شود که شرط $\dot{V} = s\dot{s} \le 0$ برقرار باشد [۲۶].

۳-۱- کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال برای سیستم جبران گرانش فعال

رابطه (۶) معادله حالت سیستم جبران گرانش فعال با اغتشاش خارجی را نشان می‌دهد به‌طوری‌که در این سیستم متغیرهای x_{1i} و x_{2i} حالات سیستم با توابع f و g توابع غیرخطی می‌باشند. همچنین اغتشاش دارای محدودیت فرض شده است. برای طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال برای این سیستم، سطح لغزش برای $i = 1,2,3$ به‌صورت معادله (۹) در نظر گرفته‌شده است [۲۵]:

$$s_i = \dot{e}_i + \beta e_i^{\zeta_1/\zeta_2} \qquad (۹)$$

در معادله بالا، $e_i = x_{1i} - x_{1id}$ است که در آن x_{1i} مسیر واقعی حالات خروجی و x_{1id} مسیر مطلوب است. برای به دست آوردن زمان دقیق همگرایی خطا به صفر باید سطح لغزش را برابر صفر قرار گیرد. درنتیجه زمان همگرایی به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} s_i &= \dot{e}_i(t) + \beta e_i(t)^{\zeta_1/\zeta_2} \\ t_s &= \frac{\zeta_2}{\beta(\zeta_2 - \zeta_1)}|e_i(0)|^{(\zeta_2-\zeta_1)/\zeta_2} \end{aligned} \qquad (۱۰)$$

همان‌طور که از معادله (۱۰) مشخص است مدت‌زمان صفر شدن خطا مقداری محدود می‌باشد و این در حالی است که اگر ζ_1 و ζ_2 با هم برابر باشند سطح لغزش به سطح لغزش کنترل‌کننده مود لغزشی کلاسیک تبدیل می‌شود که مدت‌زمان صفر شدن خطا بی‌نهایت است. حال با استفاده از این تابع سطح لغزش به طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال پرداخته می‌شود. برای این منظور از شرط $\dot{s} = 0$ استفاده می‌کنیم:

$$\dot{s}_i = 0, \rightarrow \ddot{e}_i + \beta\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\dot{e}_i e_i^{\frac{\zeta_1}{\zeta_2}-1} = 0 \qquad (۱۱)$$

که $\ddot{e}_i = \ddot{x}_{1i} - \ddot{x}_{1id} = \dot{x}_{2i} - \dot{x}_{2id}$ و $\dot{e}_i = \dot{x}_{1i} - \dot{x}_{1id} = x_{2i} - x_{2id}$ است. حال با استفاده از معادله (۱۱) و کاربرد معادله سیستم معادله (۶) نیروی کنترلی معادله مود لغزشی ترمینال برای هر یک از محرک‌ها محاسبه می‌شود:

$$u_{eq}^{TSMC} = -\frac{1}{g_i}\left(-f_i + \dot{x}_{2id} + \frac{\zeta_1}{\zeta_2}\beta\dot{e}_i e_i^{\frac{\zeta_1-\zeta_2}{\zeta_2}}\right) \qquad (۱۲)$$

و درنهایت تابع کنترلی پایانی که از ترکیب تابع کنترل معادل با تابع سوئیچینگ برای $i = 1,2,3$ حاصل می‌شود:

$$\tau_i = \frac{1}{g_i}\left(f_i + \dot{x}_{2id} - \frac{\zeta_1}{\zeta_2}\beta\dot{e}_i e_i^{\frac{\zeta_1-\zeta_2}{\zeta_2}} - K_i\mathrm{sign}(s_i)\right) \qquad (۱۳)$$

که در رابطه اخیر حدود K_i از آنالیز پایداری حاصل می‌شود. به همین منظور تابع لیاپانوف به‌صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V_i = \frac{1}{2}s_i^2 \qquad (۱۴)$$

برای اثبات پایداری، مشتق تابع لیاپانوف نسبت به زمان را کمتر از صفر در نظر گرفته می‌شود درنتیجه:

$$\dot{V}_i < -\eta|s_i| \quad \Rightarrow \quad s_i\dot{s}_i < -\eta|s_i| \qquad (۱۵)$$

که در آن η ثابتی مثبت است. با قرار دادن مشتق تابع لغزش در عبارت بالا و استفاده از معادله (۶) (معادله حالت سیستم)، عبارت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{s}_i\left(f_i + g_i\tau_i + d_i - \dot{x}_{2id} + \frac{\zeta_1}{\zeta_2}\beta\dot{e}_i e_i^{\frac{\zeta_1-\zeta_2}{\zeta_1}}\right) < -\eta|s_i| \qquad (۱۶)$$

با قرار دادن تابع کنترلی از معادله (۱۳) و استفاده از شرط محدود بودن عدم قطعیت‌ها، حدود K_i مشخص می‌شود:

$$\begin{aligned} s_i\dot{s}_i = s_i d_i - K_i|\dot{s}_i| &< -\eta|s_i| \\ \Rightarrow\ s_i d_i - K_i|\dot{s}_i| & \\ \le |s_i|\widehat{D} - |s_i|K_i &\le -\eta|s_i| \end{aligned} \qquad (۱۷)$$

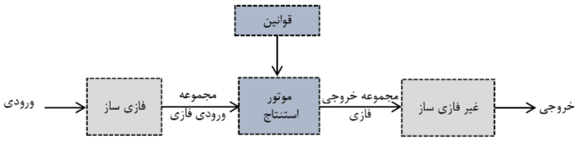
لذا $K_i \ge \widehat{D} + \eta$ است. معادله (۱۰) نشان می‌دهد که در کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال، زمانی که حالت سیستم در شرایط اولیه غیر صفر $(e(0) \neq 0)$ قرار دارد، خطا در زمان محدود به سمت صفر (نقطه تعادل) همگرا می‌شود و برای زمان‌های $t > t_s$ در آن حالت باقی می‌ماند. ویژگی بارز مود لغزشی ترمینال نسبت به مود لغزشی خطی در همگرایی سریع‌تر حالت سیستم در نزدیکی‌های نقطه تعادل و نرخ همگرایی کمتر در نقاط دورتر از نقطه تعادل است.

۴- مجموعه فازی

در این بخش، ابتدا به تاریخچه و مفهوم مجموعه‌های فازی پرداخته می‌شود. مجموعه‌های فازی که در سال ۱۹۶۵ توسط زاده معرفی شدند، به‌عنوان ابزاری موفق برای مدل‌سازی عدم قطعیت‌ها شناخته‌شده و در کاربردهای کنترلی به‌طور گسترده مورداستفاده قرار گرفتند [۲۷]. بااین‌حال، یکی از چالش‌های اصلی این سیستم‌ها، وابستگی به توابع عضویت با درجات دقیق بود که توانایی محدودی در کاهش اثرات عدم قطعیت‌ها داشتند. از مهم‌ترین انواع عدم قطعیت‌های مرتبط می‌توان به عدم توافق در معنای کلمات قوانین فازی برای افراد مختلف، اختلاف‌نظر میان افراد خبره در تعریف قوانین و تأثیر داده‌های نویزی بر تنظیم پارامترهای سیستم اشاره کرد. این محدودیت‌ها، نیاز به توسعه روش‌هایی پیشرفته‌تر را برجسته می‌سازد [۲۸]. در پاسخ به این چالش‌ها، در سال ۱۹۷۵ مجموعه‌های فازی نوع ۲ معرفی شدند که به دلیل استفاده از درجات عضویت فازی، قابلیت بیشتری در مدل‌سازی و کاهش اثرات عدم قطعیت‌ها دارند [۲۹]. این مجموعه‌ها در حل مسائل با عدم قطعیت‌های پیچیده به‌طور گسترده به کار گرفته‌شده‌اند. در ادامه، با استفاده از این مفاهیم، قوانین کنترلی مود لغزشی ترمینال برای مجموعه‌های فازی نوع ۱ و ۲ طراحی و معرفی می‌شود که هدف آن‌ها ارتقای کارایی و بهبود عملکرد این روش کنترلی است.

۴-۱-مجموعه فازی نوع ۱

منطق فازی نوع ۱ به دلیل ساختار ساده و انعطاف‌پذیری آن، امروزه به‌طور گسترده در بسیاری از برنامه‌های مهندسی مورداستفاده قرار می‌گیرد. الگوریتم این نوع منطق شامل چهار بخش اصلی فازی ساز است که در ورودی قرار می‌گیرد که مقادیر قطعی پارامترهای ورودی را به مجموعه‌های فازی تبدیل می‌کند. در مرحله بعد، موتور استنتاج یا بخش هوشمند سیستم، میزان انطباق ورودی‌های فازی با قوانین تعریف‌شده را ارزیابی می‌کند. سپس، بر اساس درصد انطباق، خروجی‌های فازی به‌عنوان نتایج موتور استنتاج تولید می‌شوند. درنهایت، یک غیرفازی‌ساز در خروجی قرار دارد که مقادیر فازی تولیدشده را به متغیرهایی با مقادیر قطعی تبدیل می‌کند [۳۰]. این فرآیند به‌صورت شماتیک در شکل **۲** نشان داده‌شده است و به‌وضوح تعامل اجزای مختلف این الگوریتم را نشان می‌دهد.



شکل (۲): شماتیک ساختار منطق فازی نوع ۱ [۳۱].

این سیستم فازی شامل قوانین کلامی به‌صورت اگر-آنگاه است. نمونه‌ای از یک قانون برای سیستم‌های فازی نوع ۱ به شرح زیر است:

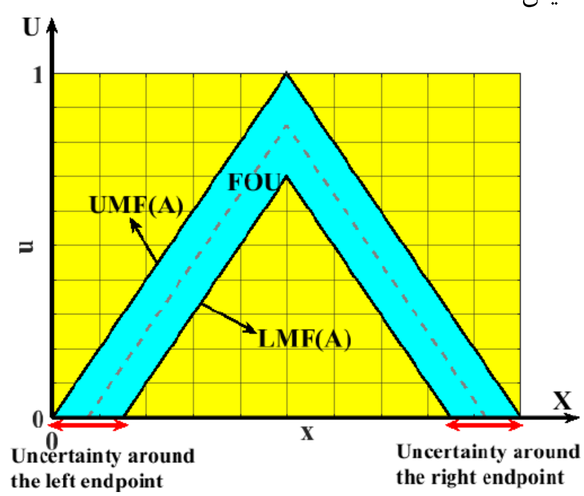
- اگر x_1 عضو مجموعه $\widehat{A}_1^n$، x_2 عضو مجموعه $\widehat{A}_2^n$ و x_i عضو مجموعه $\widehat{A}_i^n$ باشد، آنگاه y_n عضو مجموعه $\widehat{B}^n$ است که در آن $\widehat{A}_i^n$ و $\widehat{B}^n$ به ترتیب به نام مجموعه‌های فازی مقدم و نتیجه بیان می‌شوند. همچنین x_iها و y_n به ترتیب ورودی و خروجی سیستم فازی هستند.

۴-۲-مجموعه فازی نوع ۲

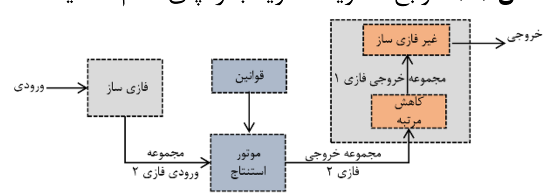
همان‌طور که در بخش قبل بیان شد، یکی از محدودیت‌های مجموعه‌های فازی نوع ۱، وابستگی به توابع عضویت با درجات دقیق است که توانایی محدودی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها دارند. در مقابل، مجموعه‌های فازی نوع ۲ این مشکل را با معرفی درجات عضویت به شکل مجموعه‌های فازی برطرف می‌کنند. به این معنا که درجه عضویت در این نوع مجموعه‌ها به‌جای یک مقدار قطعی، به‌صورت یک مجموعه فازی تعریف می‌شود که خود دارای درجات عضویت بین ۰ تا ۱ است. این ویژگی امکان مدل‌سازی بهتر و کاهش اثرات عدم قطعیت‌ها را فراهم می‌کند. به‌عنوان نمونه، شکل **۳** یک تابع عضویت مثلثی نوع ۲ را نمایش می‌دهد که این تفاوت را به‌خوبی نشان می‌دهد.

در شکل **۳**، x متغیر عضو مجموعه X، $u \subset [0,1]$، قسمت آبی‌رنگ ردپای عدم قطعیت، LMF(A) تابع عضویت حد پایین، UMF(A) تابع عضویت حد بالا، مثلث‌های قرمزرنگ توابع عضویت ثانویه و $\mu_{\widetilde{A}}(x,u) \subset [0,1]$ درجه عضویت ثانویه نام‌گذاری می‌شوند. با انتخاب یک مقدار x بر روی محور افقی،

میزان درجه عضویت این x که با u مشخص می‌شود دیگر یک مقدار قطعی نیست و به‌صورت یک بازه است. برای ساده‌سازی، توابع عضویت ثانویه معمولاً به‌صورت مستطیلی در نظر گرفته می‌شوند. در این حالت، مجموعه فازی نوع ۲ حاصل، به‌عنوان مجموعه فازی نوع ۲ فاصله‌ای شناخته می‌شود. در این مقاله نیز از مجموعه فازی نوع ۲ فاصله‌ای برای دستیابی به اهداف تحقیق استفاده‌شده است. الگوریتم مورداستفاده در منطق فازی نوع ۲ از بسیاری جهات مشابه نوع ۱ است، با این تفاوت که در بخش پردازش خروجی، یک بلوک اضافی وجود دارد که وظیفه آن تبدیل مجموعه فازی نوع ۲ به مجموعه فازی نوع ۱ است. این بلوک که به "کاهش‌دهنده نوع" معروف است، بخش کلیدی در پردازش خروجی این نوع منطق فازی محسوب می‌شود. شماتیک این الگوریتم به‌تفصیل در شکل **۴** نمایش داده‌شده است.



شکل (۳): توابع عضویت ثانویه با ردپای عدم قطعیت [۳۲].



شکل (۴): شماتیک ساختار منطق فازی نوع۲ [۳۱].

نمونه‌ای از یک قانون برای سیستم‌های فازی نوع ۲ نیز به‌صورت زیر است:

اگر x_1 عضو مجموعه $\hat{A}_1^n$ و x_2 عضو مجموعه $\hat{A}_2^n$ و ... و x_i عضو مجموعه $\hat{A}_i^n$ باشد، آنگاه y_n عضو مجموعه $\hat{B}^n$ است که در آن $\hat{A}_i^n$ و $\hat{B}^n$ به ترتیب به نام مجموعه‌های فازی نوع ۲ مقدم و نتیجه بیان می‌شوند. همچنین x_iها و y_n به ترتیب ورودی و خروجی سیستم فازی نوع ۲ هستند.

در مجموعه فازی نوع ۲ بلوک کاهش‌دهنده نوع در واقع خروجی مجموعه فازی نوع ۲ موتور استنتاج را به یک مجموعه فازی نوع ۱ تبدیل می‌کند. یکی از روش‌های رایج برای این کار استفاده از مرکز مجموعه‌ها است که به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$Y_{cos}(x) = [y_l^i, y_r^i] = \bigcup_{f^i \in F^i(x)} \frac{\sum_{i=1}^{M} f^i y^i}{\sum_{i=1}^{M} f^i} \qquad (۱۸)$$

که $F^i(x) \in \left[\underline{f}^i, \bar{f}^i\right]$ می‌باشد. $\underline{f}^i$ و $\bar{f}^i$ به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\underline{f}^i(x) = \underline{\mu}_{\hat{A}_1^i}(x_1) \times \dots \times \underline{\mu}_{\hat{A}_p^i}(x_p) \qquad (۱۹)$$

$$\bar{f}^i(x) = \bar{\mu}_{\hat{A}_1^i}(x_1) \times \dots \times \bar{\mu}_{\hat{A}_p^i}(x_p) \qquad (۲۰)$$

که $\underline{\mu}_{\hat{A}_j^i}$ و $\bar{\mu}_{\hat{A}_j^i}$ به ترتیب حد پایین و بالای تابع عضویت $\mu_{\hat{A}_j^i}$ هستند و به‌صورت زیر بیان می‌شوند:

$$y_l = \frac{\sum_{i=1}^{L} \bar{f}^i y_l^i + \sum_{i=L+1}^{M} \underline{f}^i y_l^i}{\sum_{i=1}^{L} \bar{f}^i + \sum_{i=L+1}^{M} \underline{f}^i} \qquad (۲۱)$$

$$y_r = \frac{\sum_{i=1}^{R} \underline{f}^i y_r^i + \sum_{i=R+1}^{M} \bar{f}^i y_r^i}{\sum_{i=1}^{R} \underline{f}^i + \sum_{i=R+1}^{M} \bar{f}^i} \qquad (۲۲)$$

که L و R با استفاده از الگوریتم کرنیک-مندل به دست می‌آیند [۳۱, ۳۲].

۴-۳- کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال فازی نوع ۱

در این قسمت قوانین کنترلی مود لغزشی ترمینال که قبلاً برای سیستم جبران گرانش طراحی شدند با استفاده از منطق فازی نوع ۱ بهبود می‌یابند. این قوانین برای $i = 1,2,3$ به‌صورت زیر می‌باشند:

$$\tau_i^{T1F-TSMC} = -g_i^{-1}[f_i - \dot{x}_{2id} + \left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)\hat{\beta}_i \dot{e}_i \hat{e}_i^{\frac{\zeta_1-\zeta_2}{\zeta_2}} + K_i \operatorname{sign}\left(\frac{s_i}{\delta_i}\right)] \qquad (۲۳)$$

همچنین مقادیر کلامی که برای بیان مجموعه‌های فازی در ادامه به کار می‌رود مطابق جدول **۲** انتخاب می‌شوند.

جدول (۲): مقادیر کلامی بیان‌کننده‌ی مجموعه‌های فازی

مقادیر کلامی	مجموعه‌های فازی
BN	مقادیر منفی بزرگ
N	مقادیر منفی
Z	مقادیر نزدیک به صفر
P	مقادیر مثبت
BP	مقادیر مثبت بزرگ
S	مقادیر کم
M	مقادیر متوسط
B	مقادیر زیاد

در اینجا ابتدا برای سطح لغزش s_i یک لایه‌مرزی (δ) در نظر گرفته می‌شود. سپس این لایه‌مرزی با استفاده از قوانین فازی، فازی سازی می‌شود. مزیت لایه‌مرزی فازی، میزان خطای بسیار کمتر نسبت به لایه‌مرزی ثابت است. دلیل این امر این است که در مواقعی که فاصله سطح لغزش از محور صفر زیاد است لایه‌مرزی بزرگ و زمانی که سطح لغزش به صفر نزدیک می‌شود باند لایه‌مرزی کم می‌شود. به‌عبارت‌دیگر، لایه‌مرزی فازی $(\hat{\delta})$ لایه‌مرزی قابل‌تغییری است که بزرگی و کوچکی آن بستگی به دوری و نزدیکی سطح لغزش از محور صفر دارد. برای ایجاد لایه‌مرزی فازی ابتدا سطح لغزش s_i با استفاده از مفاهیم کلامی به‌صورت سطح لغزش فازی بیان می‌شود. مجموعه مقادیر کلامی سطح لغزش فازی به‌صورت زیر است:

$$s_i = \{BN, N, Z, P, BP\} \tag{۲۴}$$

در ضمن محدوده تغییرات متغیر s_i به‌صورت $|s_i| < \delta_i$ می‌باشد که δ ضخامت لایه‌مرزی ثابت است. مجموعه مقادیر کلامی لایه‌مرزی فازی نیز به‌صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$\hat{\delta}_i(s_i) = \{S, M, B\} \tag{۲۵}$$

برای بیان مقادیر کلامی در اینجا از توابع عضویت مثلثی استفاده‌شده است. این توابع در شکل **۵** برای مجموعه فازی s_i و $\hat{\delta}$ نشان داده‌شده است.

در این طراحی از استنتاج فازی ممدانی استفاده‌شده و قوانین آن به‌صورت زیر در نظر گرفته‌شده است:

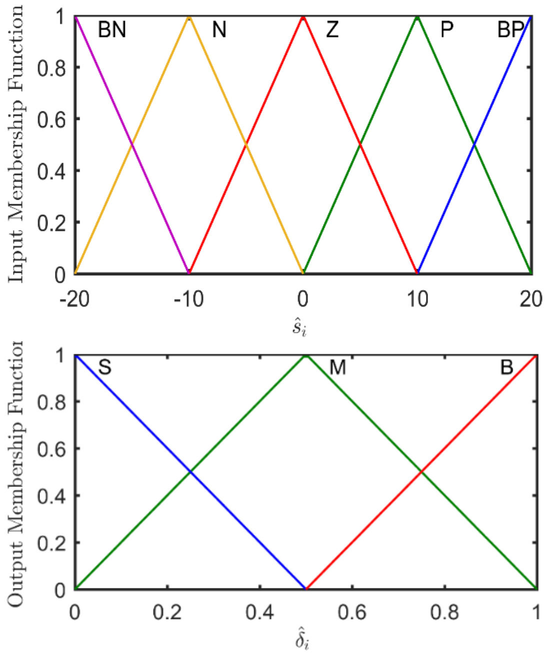
۱) اگر s_i عضو BN باشد، آنگاه $\hat{\delta}$ عضو مجموعه B است.

۲) اگر s_i عضو N باشد، آنگاه $\hat{\delta}$ عضو مجموعه M است.

۳) اگر s_i عضو Z باشد، آنگاه $\hat{\delta}$ عضو مجموعه S است.

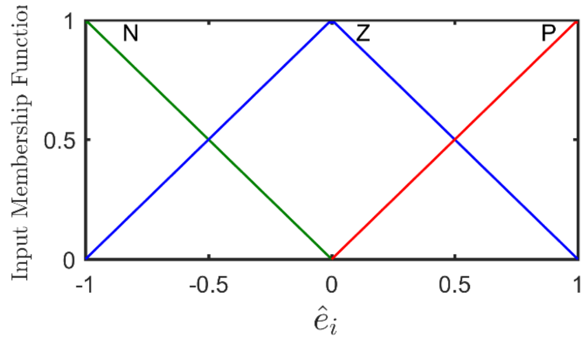
۴) اگر s_i عضو P باشد، آنگاه $\hat{\delta}$ عضو مجموعه M است.

۵) اگر s_i عضو BP باشد، آنگاه $\hat{\delta}$ عضو مجموعه B است.



شکل (۵): توابع عضویت متغیرهای ورودی (s_i) و خروجی $(\hat{\delta})$.

اکنون که لایه‌مرزی با استفاده از منطق فازی بهبود داده‌شده است، به فازی کردن پارامترهای α، β و $\frac{\zeta_1}{\zeta_2}$ پرداخته می‌شود. می‌دانیم هرچه مقادیر α و β بزرگ و مقدار $\frac{\zeta_1}{\zeta_2}$ کوچک باشد، سرعت و دقت همگرایی خطا به صفر بیشتر است اما چترینگ و نوسان نیروهای کنترلی نیز افزایش می‌یابد. اما در اکثر مواقع نیاز به چنین مقادیری نیست و می‌توان با مقادیر α و β کوچک‌تر و $\frac{\zeta_1}{\zeta_2}$ بزرگ‌تر با همان سرعت و دقت همگرایی، چترینگ و نوسان بسیار کمتری نیز داشت. این امر زمانی امکان‌پذیر است که میزان خطا کم باشد. پس می‌توان این‌گونه بیان کرد که اگر میزان خطا زیاد باشد برای همگرایی خطا به صفر به مقادیر بزرگ α و β و مقدار کوچک $\frac{\zeta_1}{\zeta_2}$ نیاز است و زمانی که میزان خطا کم است دیگر نیازی به این مقادیر نیست. برای بهره‌برداری از این موضوع، پارامترهای موردنظر به‌صورت فازی درمی‌آیند. برای این کار ابتدا با استفاده از مفاهیم کلامی میزان خطا (e_i) به‌صورت فازی $(\hat{e}_i)$ بیان می‌شود که مجموعه مقادیر کلامی آن به‌صورت $e_i = \{N, Z, P\}$ است که محدوده تغییرات خطا از ۱- تا ۱ در نظر گرفته می‌شود (شکل **۶**):



شکل (۶): توابع عضویت مثلثی برای متغیر ورودی ($\hat{e}_i$).

مجموعه مقادیر کلامی برای بیان پارامترهای فازی ($\hat{\alpha}_i$، $\hat{\beta}_i$ و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$) نیز به‌صورت $\hat{\alpha}_i(\hat{e}_i)=\{S,B\}$، $\hat{\beta}_i(\hat{e}_i)=\{S,B\}$ و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)(\hat{e}_i)=\{S,B\}$ بیان می‌شود. همچنین محدوده تغییرات این پارامترها در شکل **۷** برای هر پارامتر مشخص‌شده است. در مقاله برای بیان مقادیر کلامی از توابع عضویت مثلثی استفاده‌شده است.

در مقاله برای فازی نوع ۱ از استنتاج فازی ممدانی استفاده‌شده و قوانین آن به‌صورت زیر در نظر گرفته‌شده است:

۱) اگر $\hat{e}_i$ عضو N، آنگاه $\hat{\alpha}_i$ عضو B، $\hat{\beta}_i$ عضو B و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$ عضو S

۲) اگر $\hat{e}_i$ عضو Z، آنگاه $\hat{\alpha}_i$ عضو S، $\hat{\beta}_i$ عضو S و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$ عضو B

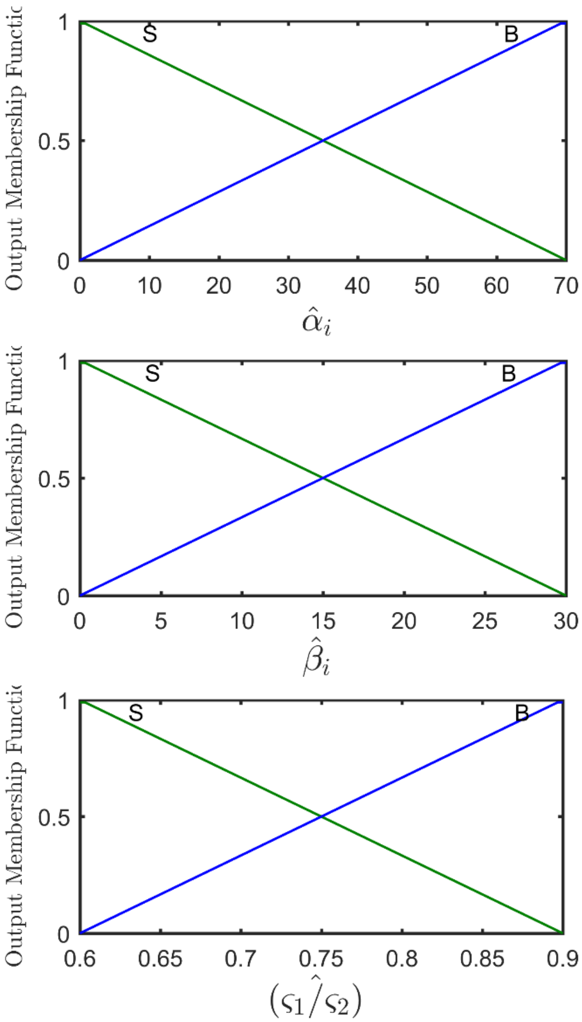
۳) اگر $\hat{e}_i$ عضو P، آنگاه $\hat{\alpha}_i$ عضو B، $\hat{\beta}_i$ عضو S و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$ عضو S

ازآنجاکه پارامترهای فازی $\hat{\alpha}_i$، $\hat{\beta}_i$ و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$ همواره دارای مقدار مثبتی هستند درنتیجه سیستم‌های کنترلی طراحی‌شده از نظر پایداری مشکلی ندارند. به‌طوری‌که همانند بخش قبل می‌توان با استفاده از تابع لیاپانوف $V_i=\frac{1}{2}s_i^2$ پایداری آن‌ها را اثبات نمود.

۴-۴- کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال فازی نوع ۲

در این بخش، الگوریتم‌های مود لغزشی ترمینال، با استفاده از منطق فازی نوع ۲ بهبود می‌یابند؛ بنابراین، الگوریتم‌های مود لغزشی ترمینال فازی نوع ۲ را می‌توان با استفاده از قوانین کنترلی مود لغزشی ترمینال به شکل زیر برای $i=1,2,3$ بیان کرد:

$$\tau_i^{T2F-TSMC}=-g_i^{-1}\Big[f_i-\dot{x}_{2id}+\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)\tilde{\beta}_i\dot{e}_i\tilde{e}_i^{\frac{\zeta_1-\zeta_2}{\zeta_2}}+K_i\,\mathrm{sign}\left(\frac{s_i}{\delta_i}\right)\Big] \quad (۲۶)$$



شکل (۷): توابع عضویت متغیرهای خروجی ($\hat{\alpha}_i$، $\hat{\beta}_i$ و $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$).

تفاوت این الگوریتم‌ها با الگوریتم‌های مود لغزشی ترمینال فازی نوع ۱ که در قسمت قبل ارائه شد این است که در الگوریتم‌های ترمینال فازی نوع ۲ از مجموعه‌های فازی نوع ۲ استفاده‌شده و همچنین ضریب تابع علامت K_i نیز به‌صورت فازی درمی‌آید. در اینجا نیز مانند قبل ابتدا برای سطح لغزش s_i یک لایه‌مرزی (δ) در نظر گرفته می‌شود. سپس با استفاده از مفاهیم کلامی که در جدول **۲** آمده است این لایه‌مرزی فازی می‌شود که البته مجموعه‌های فازی به‌کاررفته به‌عنوان

مجموعه‌های فازی نوع ۲ در نظر گرفته می‌شوند. سپس در ادامه پارامترهای α_i، β_i، $\frac{\zeta_1}{\zeta_2}$ و K_i با استفاده از این مفاهیم کلامی و منطق فازی نوع ۲ به‌صورت فازی درمی‌آیند. مجموعه مقادیر کلامی برای سطح لغزش به‌صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$s_i = \{BN, N, Z, P, BP\} \tag{۲۷}$$

توابع عضویت در نظر گرفته‌شده نیز برای ورودی s_i به‌صورت شکل زیر هستند. استنتاج به‌کاررفته در این قسمت مدل استنتاج سوگنو است که در آن خروجی‌های سیستم فازی به‌صورت سینگلتون هستند. قوانین استفاده‌شده سینگلتون نیز به‌صورت زیر است:

۱) اگر s_i عضو BN باشد، آنگاه $\delta_i = 20$ است.

۲) اگر s_i عضو N باشد، آنگاه $\delta_i = 15$ است.

۳) اگر s_i عضو Z باشد، آنگاه $\delta_i = 10$ است.

۴) اگر s_i عضو P باشد، آنگاه $\delta_i = 15$ است.

۵) اگر s_i عضو BP باشد، آنگاه $\delta_i = 20$ است.

بعد از ایجاد لایه‌مرزی فازی نوع ۲، پارامترهای کنترل‌کننده نیز برای بهبود عملکرد آن با استفاده از منطق فازی نوع ۲، فازی می‌شوند. برای این کار ابتدا ورودی سیستم فازی که میزان خطا (e_i) است با استفاده از مفاهیم کلامی $e_i = \{N, Z, P\}$ به‌صورت مجموعه فازی ($\tilde{e}_i$) بیان می‌شود. شکل **۹** توابع عضویت متغیر ورودی به‌کاررفته برای بیان این مجموعه‌ها را نشان می‌دهد.

قوانین اگر-آنگاه فازی سینگلتون برای خروجی $\tilde{\alpha}_i$، $\tilde{\beta}_i$، $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right)$ و $\tilde{K}_i$) نیز به‌صورت زیر برای این سیستم فازی بیان می‌شود:

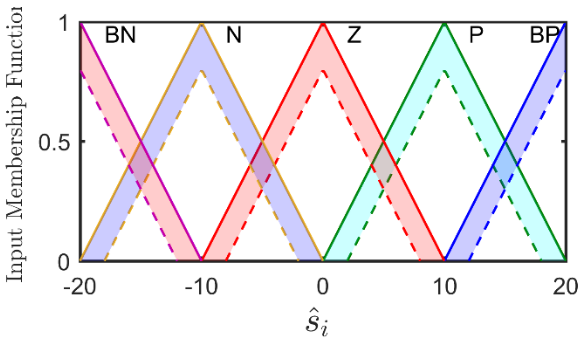
۱) اگر e_i عضو N، آنگاه $\tilde{\alpha}_i = 70$، $\tilde{\beta}_i = 50$، $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right) = 0.7$ و $\tilde{K}_i = 7000$.

۲) اگر e_i عضو Z، آنگاه $\tilde{\alpha}_i = 50$، $\tilde{\beta}_i = 40$، $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right) = 0.9$ و $\tilde{K}_i = 5000$.

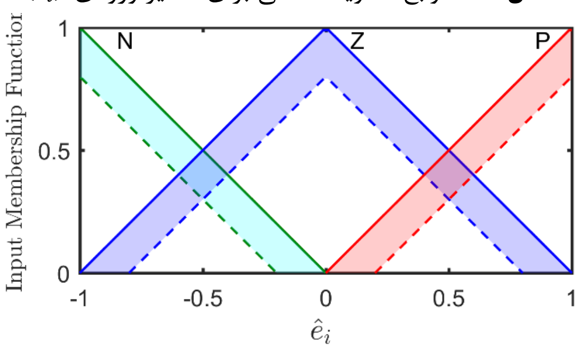
۳) اگر e_i عضو P، آنگاه $\tilde{\alpha}_i = 70$، $\tilde{\beta}_i = 50$، $\left(\frac{\zeta_1}{\zeta_2}\right) = 0.7$ و $\tilde{K}_i = 7000$.

۵- شبیه‌سازی

به‌منظور تائید اثربخشی روش پیشنهادی، شبیه‌سازی عددی بر اساس متلب برای مدت‌زمان ۱۲ ثانیه انجام‌شده است. مقادیر اسمی و مقادیر واقعی سیستم جبران گرانش تعلیق فعال در جدول **۳** نشان داده‌شده است.



شکل (۸): توابع عضویت مثلثی برای متغیر ورودی (s_i).



شکل (۹): توابع عضویت برای متغیر ورودی (e_i).

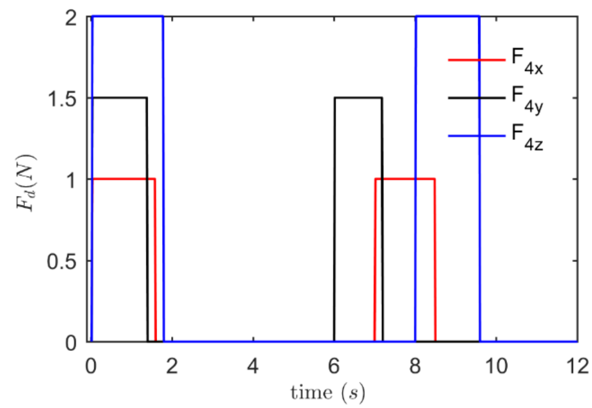
جدول (۳): مقادیر اسمی و واقعی سیستم جبران گرانش تعلیق فعال [۲۱].

پارامترها	مقادیر اسمی	مقادیر واقعی	واحد
m_1	۰/۵	۰/۵۲	kg
m_2	۴	۴/۱	kg
m_{ox}	۱۶	۱۵/۸	kg
m_{oy}	۴۰	۴۱	kg
M	۱۵	۱۳/۹۵	kg
k	۷۰۰	۶۹۵	N/m
l_0	۰/۵	۰/۵۲	m
R	۰/۰۲	۰/۰۲۱	m

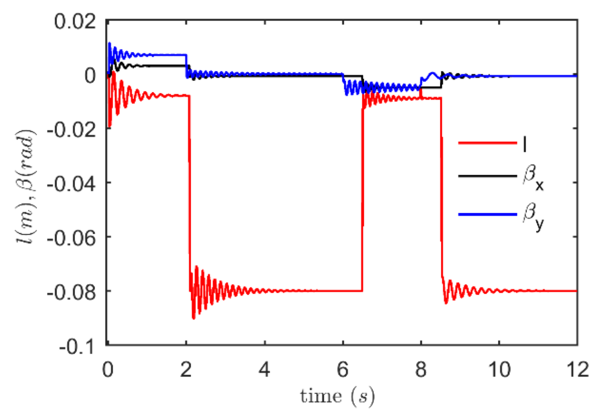
فرض می‌شود که $\vec{x}_d = [0,0,0]^T$ سیگنال ورودی مرجع است. مکانیسم شبیه‌سازی سیستم جبران گرانش تعلیق فعال می‌تواند اطمینان دهد که $l = 0$ به معنای درجه تخلیه متفاوت گرانش اشیاء آزمایشی با دادن عبارت متفاوتی از l_1 است [۴]. بر این اساس، وقتی گرانش شیء کاملاً تخلیه می‌شود، می‌توانیم $l_1 = Mg/k$ را تعریف کنیم و در غیر این صورت، اگر گرانش شیء به‌طور جزئی خنثی شود، طبیعی

است که $l_1 = \delta Mg/k, 0 < \delta < 1$ را تعریف کنیم. همان‌طور که در شکل **۱۰** نشان داده‌شده است، ورودی‌های محرک که به‌عنوان بخشی از اغتشاشات سیستم در نظر گرفته می‌شوند از سیگنال‌های پالس استفاده می‌کنند که نیروهای معمول واردشده بر فضاپیما از طریق پیشرانه‌ها هستند.

شکل **۱۱** نتایج خروجی‌های سیستم $\vec{x}$ حاصل از شبیه‌سازی کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲ را نشان می‌دهند. درحالی‌که شکل **۱۲** ورودی‌های کنترلی سیستم، $\vec{\tau}$، کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲ است. در ادامه شکل **۱۳** بیانگر سطوح لغزشی مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲ می‌باشد.



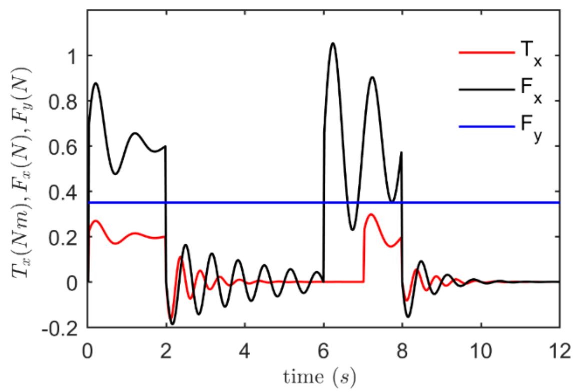
شکل (۱۰): ورودی‌های هدایت‌شده از شیء تحت شبیه‌سازی.



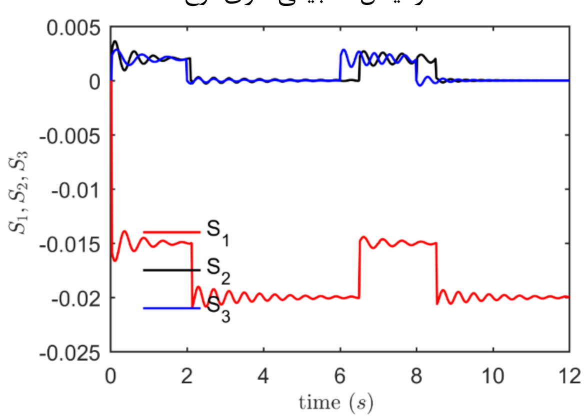
شکل (۱۱): خروجی‌های سیستم با مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲.

دقت‌های کنترلی برای l، β_x و β_y به ترتیب حدود 8×10^{-2} متر، 8×10^{-4} رادیان و 3×10^{-4} رادیان هستند. T_x بین 0 و 0.22 نیوتن متر، F_x بین 0 و 0.85 نیوتن تغییر می‌کند.

درحالی‌که F_y در 0.37 نیوتن پایدار است. در جدول **۴** نتایج $\|s\|$ و $\|e\|$ برای چهار کنترل‌کننده غیرخطی دیگر نیز ارائه‌شده است که با توجه به نتایج بیانگر این است که الگوریتم در نظر گرفته‌شده در این مقاله دارای مزایای مناسبی نسبت به سه روش کنترلی مود لغزشی کلاسیک، مود لغزشی ترمینال کلاسیک و مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۱ است. اگرچه پارامترهای نامعین و اغتشاشات وجود دارند، واضح است که کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲ مقاوم است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که خطاهای خروجی تحت تأثیر ورودی‌های محرک شیء آزمایش قرار دارند که بیانگر این است که دقت جبران سازی و خطاهای ردیابی با استفاده از پارامترهای کنترل تطبیقی فازی نوع ۲ می‌تواند بهبود یابد.



شکل (۱۲): ورودی‌های کنترل سیستم با مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲.



شکل (۱۳): سطوح لغزشی با مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲.

لذا با توجه به نتایج به‌طورکلی می‌توان بیان کرد که در مطالعات گذشته، عمدتاً از روش‌های کنترل خطی و غیرخطی

در سیستم‌های جبران گرانش استفاده‌شده است که در مواجهه با اغتشاشات محیطی و عدم قطعیت‌های پیچیده محدودیت دارند. در این پژوهش، ترکیب کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی با مجموعه فازی نوع ۲ به‌عنوان نوآوری کلیدی معرفی‌شده است. این ترکیب منجر به کاهش چترینگ، بهبود دقت در همگرایی و افزایش انعطاف‌پذیری سیستم در شرایط عدم قطعیت شده است. نتایج نشان می‌دهد که این روش می‌تواند خطاهای خروجی سیستم را به‌طور مؤثر کاهش داده و عملکرد مطلوبی در ردیابی مسیرهای مرجع داشته باشد. این کنترل‌کننده در مقایسه با روش‌های پیشین، از قابلیت بیشتری در تنظیم نیروها و شبیه‌سازی تغییرات محیطی برخوردار است و می‌تواند در آزمایش‌های مرتبط با بازوهای رباتیک و پنل‌های خورشیدی کاربرد داشته باشد. این مطالعه همچنین تأکید دارد که نوآوری‌های مذکور نه‌تنها به بهبود شبیه‌سازی‌های زمینی کمک می‌کنند، بلکه می‌توانند برای ارزیابی عملکرد تجهیزات فضایی در مأموریت‌های حساس نیز به کار روند. درمجموع، این پژوهش با ارائه روش‌های کنترلی غیرخطی تطبیقی، به بهبود عملکرد سیستم‌های جبران گرانش در شرایط آزمایشگاهی و شبیه‌سازی محیط فضایی کمک شایانی کرده است. بااین‌حال برای ادامه می‌توان از روش‌های فازی مرتبه بالا به‌منظور در نظر گرفتن بهتر عدم قطعیت‌ها استفاده نمود که جز اهداف آینده تیم پژوهشی حاضر در این مقاله می‌باشد.

جدول (۴): مقایسه نتایج کنترل‌کننده‌های مختلف برای سیستم جبران گرانش فعال

کنترل‌کننده غیرخطی	$\|s\|$	$\|e\|$
مود لغزشی کلاسیک	۰/۹۸	۲/۸۶
مود لغزشی ترمینال کلاسیک	۰/۶۹	۲/۰۱
مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۱	۰/۶۴	۱/۷۳
مود لغزشی ترمینال تطبیقی فازی نوع ۲	۰/۴۵	۱/۵۶

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی و پیاده‌سازی یک کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال تطبیقی بر اساس مجموعه‌های فازی نوع ۱ و ۲ برای سیستم جبران گرانش فعال ارائه‌شده است. ابتدا چالش‌های شبیه‌سازی شرایط میکرو گرانشی در زمین و اهمیت استفاده از فناوری‌های فعال و غیرفعال برای جبران گرانش تشریح شده است. سپس، ساختار سیستم جبران گرانش تعلیق فعال و معادلات دینامیکی آن با استفاده از رویکرد لاگرانژ تحلیل‌شده است. طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی با هدف همگرایی سریع‌تر و کاهش چترینگ بر مبنای استفاده از منطق فازی نوع ۱ و ۲ صورت گرفته است. نتایج شبیه‌سازی در محیط متلب اثربخشی کنترل‌کننده در کاهش خطاها و مقابله با اغتشاشات خارجی را نشان داده است. در پایان، پیشنهادهایی برای بهبود دقت در شبیه‌سازی‌های آتی ارائه‌شده است تا سیستم به واقعیت‌های محیط فضایی نزدیک‌تر باشد.

۷- مراجع

[1] White, G. C., Xu, Y. An active vertical-direction gravity compensation system. IEEE transactions on instrumentation and measurement. 1994; 43(6): 786-792. **DOI:** https://doi.org/10.1109/19.368066.

[2] Zhang, X., Jiang, Z., Zhao, Z., He, Y., Xu, Z., Liu, Y. Intelligent Control of a Space Manipulator Ground Unfold Experiment System with Lagging Compensation. Applied Sciences. 2023; 13(9): 5508. **DOI:** https://doi.org/10.3390/app13095508.

[3] Lu, Q., Liang, J., Qiao, B., Ma, O. A new active body weight support system capable of virtually offloading partial body mass. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2011; 18(1): 11-20. **DOI:** https://doi.org/10.1109/TMECH.2011.2160555.

[4] Jia, J., Jia, Y., Sun, S. Preliminary design and development of an active suspension gravity compensation system for ground verification. Mechanism and Machine Theory. 2018; 128: 492-507. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2018.06.018.

[5] Ardelean, E., Jeon, S., Cooper, B. Dynamic Behavior of a Low Inertia Gravity Off-load Passive Device. Structures, Structural Dynamics and Materials Conference; 2012 23-26 April; Honolulu, Hawaii. **DOI:** https://doi.org/10.2514/6.2012-1954.

[6] Yaskevich, A. Real time math simulation of contact interaction during spacecraft docking and berthing. Journal of Mechanics Engineering and Automation. 2014; 4: 1-15. **DOI**.

[7] Hockman, B. J., Frick, A., Reid, R. G., Nesnas, I. A., Pavone, M. Design, control, and experimentation of

internally-actuated rovers for the exploration of low-gravity planetary bodies. Journal of Field Robotics. 2017; 34(1): 5-24. **DOI:** https://doi.org/10.1002/rob.21656.

[8] Sawada, H., Ui, K., Mori, M., Yamamoto, H., Hayashi, R., Matunaga, S., Ohkami, Y. Micro-gravity experiment of a space robotic arm using parabolic flight. Advanced Robotics. 2004; 18(3): 247-267. **DOI:** https://doi.org/10.1163/156855304322972431.

[9] Shi, H., Ma, S., Huo, M., Qi, N. Design and control of a position servo system in the zero gravity simulation of space manipulators. International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM); 2015 05-07 August; Harbin, China. **DOI:** https://doi.org/10.1109/FPM.2015.7337169.

[10] Ma, O., Diao, X. Dynamics analysis of a cable-driven parallel manipulator for hardware-in-the-loop dynamic simulation. International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics; 2005 24-28 July; Monterey, CA, USA. **DOI**.

[11] Lidong, M., Yukun, C., Chi, G., Zheyao, X., Naiming, Q. Experimental study on the multi-dimensional microgravity simulation system for manipulators. International Conference on Fluid Power and Mechatronics; 2015 05-07 August; Harbin, China. **DOI:** https://doi.org/10.1109/FPM.2015.7337306.

[12] Jamshidi, S., Mirzaei, M., Malekzadeh, M., Rafatnia, S. Design and Experimental Implementation of Adaptive Actuator Failure Compensator for Spacecraft Attitude Control Simulator. Journal of Aerospace Mechanics. 2024; 20(1): 27-43. **DOI:** https://doi.org/20.1001.1.26455323.1403.20.1.2.4.

[13] Keighobadi, J., Hosseini-Pishrobat, M., Faraji, J., Oveisi, A., Nestorović, T. Robust nonlinear control of atomic force microscope via immersion and invariance. International Journal of Robust and Nonlinear Control. 2019; 29(4): 1031-1050. **DOI:** https://doi.org/10.1002/rnc.4421.

[14] Faraji, J., Keighobadi, J. Design and Simulation of the integral backstepping sliding mode control and extended Kalman-Bucy filter for quadrotor. Journal of Mechanical Engineering. 2021; 50(4): 131-140. **DOI**.

[15] Yu, X., Feng, Y., Man, Z. Terminal sliding mode control–an overview. IEEE Open Journal of the Industrial Electronics Society. 2020; 2: 36-52. **DOI:** https://doi.org/10.1109/OJIES.2020.3040412.

[16] Yao, M., Xiao, X., Tian, Y., Cui, H. A fast terminal sliding mode control scheme with time-varying sliding mode surfaces. Journal of the Franklin Institute. 2021; 358(10): 5386-5407. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2021.05.006.

[17] Dey, S., Giri, D. K., Gaurav, K., Laxmi, V. Robust nonsingular terminal sliding mode attitude control of satellites. Journal of Aerospace Engineering. 2021; 34(1): 06020003. **DOI:** https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001224.

[18] Ning, X., Zhu, Y., Wang, Z., Liu, L., Hao, Z. Output-Constrained Adaptive Composite Nonsingular Terminal Sliding Mode Attitude Control for a Class of Spacecraft Systems with Mismatched Disturbances and Input Uncertainties. Journal of Aerospace Engineering. 2024; 37(1): 04023093. **DOI:** https://doi.org/10.1061/JAEEEZ.ASENG-5027.

[19] Zhang, T., Shi, P., Li, W., Yue, X. Discrete nonsingular terminal sliding mode control for trajectory tracking of space manipulators with mismatched multiple disturbances and noisy measurements. Aerospace Science and Technology. 2024; 144: 108766. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108766.

[20] Wang, A., Xu, X., Wang, S., Jiang, L., Ma, G., Xia, H. Terminal Sliding Mode Control for Microgravity Electromagnetic Active Vibration Isolation System. IECON 2023-49th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society; 2023. **DOI**.

[21] Duan, M., Jia, J., Ito, T. Fast terminal sliding mode control based on speed and disturbance estimation for an active suspension gravity compensation system. Mechanism and Machine Theory. 2021; 155: 104073. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2020.104073.

[22] Samiei, S. K., Mirzaei, M., Rafatnia, S. Design and Experimental Implementation of an Adaptive Feedback Linearization Controller Based on Extended State Observer for a Flexible-joint Arm. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(4): 71-83. **DOI:** https://doi.org/20.1001.1.26455323.1402.19.4.6.7.

[23] Abdolkarimi, E. S., Rafatnia, S. Design of a Constrained Extended State Observer for Practical Implementation on an INS/GNSS Integrated Navigation System. Journal of Aerospace Mechanics. 2024; 20(3): 31-46. **DOI:** https://doi.org/20.1001.1.26455323.1403.20.3.3.9.

[24] Keighobadi, J., Faraji, J., Rafatnia, S. Chaos Control of Atomic Force Microscope System Using Nonlinear Model Predictive Control. Journal of Mechanics. 2017; 33(3): 405-415. **DOI:** 10.1017/jmech.2016.89.

[25] Yu, X., Zhihong, M. On finite time mechanism: terminal sliding modes. IEEE International Workshop on Variable Structure Systems; 1996 05-06 December; Tokyo, Japan. **DOI:** https://doi.org/10.1109/VSS.1996.578596.

[26] Faraji, J., Tale Masouleh, M., Saket, M., Radseresht, M. Design And Simulation Non-Singular Backstepping Terminal Sliding Mode Control And Extended Kalman Filter For Quadrotor. Modares Mechanical Engineering. 2018; 18(1): 219-230. **DOI**.

[27] Zadeh, L. A. Fuzzy sets. Information and Control. 1965. **DOI**.

[28] John, R., Coupland, S. Type-2 fuzzy logic: A historical view. IEEE computational intelligence magazine. 2007; 2(1): 57-62. **DOI:** https://doi.org/10.1109/MCI.2007.357194.

[29] Zadeh, L. A. The concept of a linguistic variable and its application to approximate reasoning-I. Information sciences. 1975; 8(3): 199-249. **DOI:** https://doi.org/10.1016/0020-0255(75)90036-5.

[30] Mendel, J. M. Uncertain rule-based fuzzy systems. Introduction and new directions. 2017; 684. **DOI:** https://doi.org/10.1007/978-3-319-51370-6.

[31] Faraji, J., Keighobadi, J., Janabi-Sharifi, F. Design and implementation of an adaptive unscented Kalman filter with interval Type-3 fuzzy set for an attitude and heading reference system considering gyroscope bias. Mechanical Systems and Signal Processing. 2025; 223: 111870. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2024.111870.

[32] Sajedi, R., Faraji, J., Kowsary, F., Kahrbaeiyan, A. Estimation of thermal parameters of a locomotive brake disc using an adaptive type 1 and type 2 fuzzy Kalman filter. International Communications in Heat and Mass Transfer. 2024; 157: 107825. **DOI:** https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2024.107825.