A Systematic Output Redefinition for Nonlinear Attitude Control of a Flexible Spacecraft

Seyed Majid Smaeilzadeh*, Mohammad Sadegh Zeyghami

Electrical Engineering Department, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran E-mails: smailtade mailtade mailta

Short Abstract

In this paper, a novel output redefinition is presented for attitude control of a flexible spacecraft. Attitude maneuvers induce undesirable vibration in the flexible appendages that degrades attitude control system performance. The attitude pointing and stabilization requirements of today advance space missions show the undesirable vibration suppression importance. If the flexible appendage tip-point is selected as the system output, the system model is nonminimum phase. The output redefinition method is an effective method to make the model minimum phase. By a deeper insight about the output redefinition method is presented such that the attitude control system performance is modified. Then, a nonlinear H_{∞} attitude control method is designed based on the redefined model system. For the situation that modal variable are not measurable, a modal observer is presented. The simulation results verify the presented method effectiveness in a flexible spacecraft attitude control problem in presence of the mode uncertainties and unknown disturbances.

Keywords

Output redefinitoin, Attitude control, H_a, nonlinear, flexible, spacecraft.

1- Short Introduction

In the litrature, the spacecraft hub atittude angles are selected as the system output. Therefore, the attitude control system has an intristic delay in the flexible appendages vibraion suppression. Because, it can recognize the flexible appendage vibration if its coupling effect is sensed as an internal unknown disturbance torque. If the flexible appendage tip-point is selected as the system output, the system model makes nonminum phase. The output redefinition method is an effective method to make the system model minimum phase. But in this paper, a novel systematic output redefinition method is presented to make the system model minimum phase and modify the attitude control system performance, simultaneously.

2- Proposed Work and Methodology

It the presented output redefinition method, inspired by backstepping method, output redefinition is done in two steps: first, the angular velocity is redefined such that the redefined zero dynamic can be controlled by the angular redefinition term. There is no constraint for this term calculation. In this paper, a linear feedback mehod is used to calculate the angular redefinition term. Then, based on the kinematic equations, MRPs are redefined. A new desired trajectory is calculated such that the actual MRPs tracking error tends to zero. To demonstrate a fair comparison in the flexible appendages' vibration suppression, the proposed method is compared with conventional (without output redefinition) nonlinear H_{∞} attitude control method in the presence of the model uncertainties (%20 uncertainty in the inertia matrix) and unknown disturbances (bias and sinusoidal environmental disturbances, micro-vibration and Guassian noise).



Fig 1. Simulation results: Euler angles steady state error in presence of model uncertainties and unknown disturbances



Fig 2. Simulation results: Angular velocity steady state error in presence of model uncertainties and unknown disturbances



Fig 3. Simulation results: Modal variables in presence of model uncertainties and unknown disturbances

As seen in the simulation results, the proposed method vibration suppression is more effective than the conventional attitude control method. **3- Conclusion**

In this paper, a novel systematic output redefinition method is presented. Output redefinition is done in a new 2-step way. The redefinition term is calculated such that not only the system model is minimum phase, but also the attitude control system performance is modified such that the vibration suppression is done more effective. After output redefinition, the redefined system model is used to design a nonlinear H_{∞} attitude control system. Then a modal observer is desinged and it's proved that the closed-loop control system (including the nonlinear H_{∞} controller and modal observer) is H_{∞} . The simulation results show the effectiveness of the proposed method in attitude control problem. It's shown that using the proposed method, the vibration suppression is done more effectively.

4- References

Malekzadeh, M., & Karimpour, H. (2018). Adaptive super twisting vibration control of a flexible spacecraft with state rate estimation. Journal of Sound and Vibration, 422, 300-317.

Liu, H., Tian, X., Wang, G. and Zhang, T., 2016. Finite-Time H-infinity Control for High-Precision Tracking in Robotic Manipulators Using Backstepping Control. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 63(9), pp.5501-5513.

شماره پیاپی ۱۰۴

۸۲ / مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۵۳، شماره ۲، تابستان ۱۴۰۲

یک روش نظاممند باز تعریف خروجی جهت کنترل وضعیت غیرخطی یک ماهواره انعطاف پذیر

سيدمجيد اسماعيلزاده

استادیار، گروه مهندسی برق کنترل، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

محمدصادق ضيغمى

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی برق کنترل، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

چکیدہ

در این مقاله یک روش بازتعریف خروجی جدید بهمنظور کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر ارائه شده است. مانورهای وضعیت نوسانات ناخواستهای در مکانیزمهای انعطاف پذیر ایجاد میکنند که کارایی کنترل وضعیت ماهواره را تحت تأثیر قرار می دهد. الزامات نشانه روی و پایدار سازی وضعیت ماهواره در مأموریت های فضایی پیشرفته امروزی، اهمیت حذف مؤثر این نوسانات را نشان می دهد. اگر نقطه انتهایی مکانیزم انعطاف پذیر به عنوان خروجی مدل سیستم انتخاب شود، مدل سیستم ناکمینه فاز می شود. باز تعریف خروجی یکی از روش های مؤثر به منظور کمینه فاز کردن مدل سیستم است. در این مقاله برای اولین بار با نگاهی عمیق تر به سیستم ناکمینه فاز می شود. باز تعریف خروجی یکی از روش های مؤثر به منظور کمینه فاز کردن مدل سیستم است. در این مقاله برای اولین بار با نگاهی عمیق تر به این روش با یک روش باز تعریف خروجی نظام مند، علاوه بر کمینه فاز کردن مدل سیستم حلقه بسته کنترل وضعیت بهبود داده می شود. سپس یک کنترل کننده وضعیت ملا عیر خطی برای مدل باز تعریف شده طراحی می شود. برای حالتی که متغیرهای مودال قابل اندازه گیری نیستند، یک مشاهده گر مودال طراحی می شود. نتایج شبیه سازی، کارایی روش باز تعریف خروجی ارائه شده در کنترل وضعیت یه سازی در حضور عدم قطعیت در مدل و اغتشاسات نامعلوم را نشان می دهد.

كلمات كليدي

بازتعريف خروجي، كنترل وضعيت، B∞، غيرخطي، ماهواره، انعطاف پذير.

نام نویسنده مسئول: دکتر سیدمجید اسماعیلزاده ایمیل نویسنده مسئول: smailzadeh@iust.ac.ir

> تاریخ ارسال مقاله: ۱۴۰۱/۰۹/۱۳ تاریخ (های) اصلاح مقاله: ۱۴۰۱/۱۱/۰۹ تاریخ پذیرش مقاله: ۱۴۰۱/۱۲/۰۹

شماره پیاپی ۱۰۴

۱– مقدمه

در سالهای اخیر، ماهوارههای انعطاف پذیر به طور گسترده در مأموریتهای فضایی استفاده شدهاند [۱]. نیاز به پایدارسازی سریع و دقیق وضعیت ماهواره، مأموریتهای فضایی امروزی را به یک مبحث چالشی تبدیل کرده است [۲]. علی رغم ارائه مقالات متعدد در دهههای اخیر، مسئله کنترل وضعیت ماهوارههای انعطاف پذیر هنوز یک مسئله باز تلقی می شود [۳]. مانور بزرگ، عدم قطعیت در مدل و اغتشاشات محیطی کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر چالشهای جدید به این مسئله اضافه می کند [۴-۶].

در اغلب مقالات ارائه شده، زوایای وضعیت هاب صلب ماهواره انعطاف پذیر بهعنوان خروجی مدل دینامیکی وضعیت در نظر گرفته شده است [۴ و ۷–۳۴]. بدین ترتیب، اثر نوسانات مکانیزمهای انعطاف پذیر بهعنوان اغتشاش نامعلوم داخلی ماهواره در نظر گرفته شده و کنترل کننده وضعیت باید علاوه بر پایداری و ردیابی وضعیت هاب صلب و غلبه بر عدم قطعیت در مدل و اغتشاشات نامعلوم محیطی، بر این اغتشاش داخلی نیز غلبه کند.

کنترل کننده وضعیت مقاوم مود لغزشی [۷]، مود لغزشی پایانی زمان محدود [۸] و مود لغزشی پایانی ناتکین [۹–۱۱] برای مانور وضعیت ارائه شده است. در حالی که مشکل چترینگ^۱ در آنها، مشکلات و پیچیدگیهایی را در کاربردهای عملیاتی ایجاد می کند [۱۲] که با برخی اصلاحات جزئی خارج از فرآیند اثبات پایداری، می توان اثر آن را کاهش داد [۱۳–۱۵].

روشهای کنترل مود لغزشی مرتبه بالاتر [۱۶ و ۱۷]، مود لغزشی پایانی انتگرالی زمان محدود [۱۸-۲۲] و مود لغزشی زمان ثابت [۲۳-۲۷] با سیگنال کنترلی بدون چترینگ برای کنترل وضعیت ماهواره ارائه شده است. در حالی که پیچیدگیهای ناشی از تحلیلهای نظری و محاسبات سنگین استفاده از این روشها را در کاربردهای عملیاتی محدود میکند [۲۴].

کنترل ۲۸ بهعنوان یک تئوری کنترلی جامع نیز در سالهای اخیر مورد توجه قرار گرفته است [۲۸]. اغلب از روش ۲۰ خطی که به مدل دینامیکی خطیسازی شده اعمال میشود استفاده میشود [۲۹–۳۳]. تکنیک مجموع مربعات در مسئله کنترل وضعیت ۲۰ یک ماهواره انعطاف پذیر مورد توجه قرار گرفته شده است [۴]. در حالی که حل معادله/نامعادله HJI برای کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر پیچیده بوده و به نظر می سد برای کاربرهای عملیاتی مناسب نیست. در مرجع [۳۴] یک روش ۲۰ غیر خطی مبتنی بر روش پسگام بدون نیاز به حل معادله/نامعادله HJI به منظور کنترل یک بازوی انعطاف پذیر ارائه شده است که مشکلات روشهای اخیر را ندارد.

در تمامی روشهای کنترل وضعیت فوق، به دلیل انتخاب زوایای وضعیت هاب (صلب) بهعنوان خروجی مدل دینامیکی ماهواره انعطاف پذیر، یک تأخیر ذاتی در حذف نوسانات مکانیزمهای انعطاف پذیر وجود دارد. زیرا، کنترل کننده وضعیت زمانی می تواند نوسانات را در مکانیزمهای انعطاف پذیر حذف کند که اثر این نوسانات در وضعیت هاب ماهواره قابل تشخیص باشد. نیاز به مانور سریع و زمان نشست کوتاه حذف نوسانات، اهمیت حذف یا کاهش این تأخیر ذاتی را نشان می دهد [7].

بهعنوان یک ایده می توان نقطه انتهایی^۲ مکانیزم فضایی را بهعنوان خروجی سیستم در نظر گرفت. بنابراین در صورت بروز انعطاف در مکانیزم فضایی، بلافاصله و مستقیماً توسط کنترل کننده وضعیت شناسایی و حذف می شود. لازم به ذکر است که این خروجی با حذف انعطاف در مکانیزم فضایی معادل زوایای وضعیت هاب ماهواره (حالت قبل) است. اصلی ترین چالش این روش، ناکمینه

فاز شدن مدل سیستم به دلیل ناپایدار شدن دینامیک داخلی (دینامیک مکانیزم انعطافپذیر) است و اغلب روشهای ارائهشده برای کنترل وضعیت ماهواره انعطافپذیر (با مدل کمینه فاز) قابلاستفاده نیستند [۳۵].

روش بازتعریف خروجی، یکی از روشهای مؤثر و کاربردی در کنترل سیستمهای ناکمینه فاز است. این روش در دو مرحله انجام می گیرد [۳۶]:

- ۱- یک خروجی جدید به گونهای که مدل سیستم کمینه فاز (دینامیک داخلی پایدار) شود، تعریف می شود.
- ۲- یک مسیر مطلوب جدید به گونهای برای خروجی جدید تعریف میشود که خروجی اصلی سیستم، مسیر مطلوب تعریف شده در مسئله کنترلی را ردیابی کند.

به کاربرد بازتعریف خروجی در مسئله کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر خیلی کم پرداخته شده است و مقالات ارائه شده در این حوزه مربوط به یک مؤلف است [۳۵ و ۳۷–۳۹]. در این مقالات، بازتعریف خروجی شامل ترکیب خطی خروجی زوایای اویلر وضعیت هاب ماهواره و بردار متغیرهای مودال مکانیزمهای انعطاف پذیر است. بعد از بازتعریف خروجی، سیستم بازتعریف شده، با یکی از روش های معکوس گیری دینامیک^۳ مبتنی بر سنتز *۱* [۳۷–۳۹] و کنترل سوپرپیچشی^۴ تطبیقی [۳۵] کنترل می شود. طبق نتایج شبیه سازی مراجع [۵۳ و ۳۷–۳۹]، بازتعریف خروجی موجب کمینه فاز شدن سیستم و پایداری داخلی آن شده است. ولی این روش بازتعریف ارائه شده، تأثیری در بهبود کارایی حلقه کنترلی نداشته و حتی در برخی حالتها مثل حضور عدم قطعیت در مدل سیستم، باعث بدتر شدن کارایی سیستم کنترل وضعیت در حذف نوسانات شده است.

درحالی که به نظر می رسد بتوان با نگاهی عمیق تر به کاربرد روش باز تعریف خروجی در کنترل وضعیت ماهوارههای انعطاف پذیر، دینامیک داخلی (دینامیک بخش انعطاف پذیر) را به گونه ای اصلاح کرد که علاوه بر پایداری (کمینه فاز شدن سیستم)، کارایی حلقه کنترل وضعیت در میرایی نوسانات بهبود یابد.

در این مقاله یک روش نظاممند و تحلیلی بازتعریف خروجی جدید برای کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر ارائه شده است. بازتعریف خروجی به گونهای انجام می شود که علاوه بر پایدارسازی دینامیک داخلی، دینامیک آن را به گونهای اصلاح کند که کارایی حلقه کنترل وضعیت را بهبود یابد. بعد از کنام فرآیند بازتعریف خروجی با الهام گیری از مراجع [۳۴] و [۴۰]، یک کنترل کننده وضعیت به روش ۲۵ غیرخطی برای کنترل وضعیت سیستم بازتعریف شده طراحی می شود. به منظور تأمین مقادیر متغیرهای مودال مورداستفاده در بازتعریف خروجی و تعریف قانون کنترل، از یک مشاهده گر مودال [11] استفاده می شود. اثبات می شود که سیستم حلقه بسته کنترلی شامل بازتعریف خروجی، کنترل کننده وضعیت و مشاهده گر پایدار مجانبی کلی

ساختار مقاله به این صورت سازمان دهی شده است: در بخش ۲، مدل دینامیکی و سینماتیکی یک ماهواره انعطاف پذیر و صورتمسئله کنترلی ارائه شده است. روش بازتعریف خروجی، کنترل کننده وضعیت و مشاهده گر مودال در بخش ۳ ارائه شده است. لازم به ذکر است که اثبات قضایا به دلیل محدودیت در صفحات مقاله به طور خلاصه ارائه شده است. نتایج شبیه سازی ها در بخش ۴ موردبررسی قرار گرفته است.

[\] Chattering

^r Tip-Point

[&]quot; Dynamic inversion

^{*} Super twisting

^a Modal observer

شماره پیاپی ۱۰۴

۲- شرح مسئله

۲-۱- مدل ماهواره انعطاف پذیر

در این مقاله بهمنظور توصیف وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر از پارامترهای رودریگز اصلاحشده (MRPs^{*}) [۴۲] استفاده شده است. مهمترین دلیل استفاده از این پارامترها، عدم مشکل تکینگی در بازه دورانی ±2πاست. MRPs بهصورت زیر برحسب زوایای اویلر محاسبه می شوند [۴۲]

$$\sigma = l \tan \frac{\Theta}{2} = \begin{bmatrix} \sigma_1 & \sigma_2 & \sigma_3 \end{bmatrix}^T \tag{1}$$

که σ بردار MRPs، Θ زاویه اویلر دوران وضعیت هاب ماهواره و l محور اصلی اویلر دوران است. بدین ترتیب سینماتیک سرعت دوران به این صورت توصیف می شود

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = G(\sigma)\omega, \quad \sigma(0) = \sigma_0 \\ G(\sigma) = \frac{1}{2} \left(I_3 + S(\sigma) + \sigma\sigma^T - \frac{1 + \sigma^T \sigma}{2} I_3 \right) \end{cases}$$
(Y)

که $egin{aligned} & \omega \in S(\mathcal{G}) \end{array}$ و N imes N ماتریس همان بهاندازه N imes N و $S(\mathcal{G})$ ماتریس پادمتقارن بردار کی است که بهصورت زیر تعریف می شود

$$S(\varsigma) = \begin{bmatrix} 0 & -\varsigma_3 & \varsigma_2 \\ \varsigma_3 & 0 & -\varsigma_1 \\ -\varsigma_2 & \varsigma_1 & 0 \end{bmatrix}$$
(7)

خواص زیر برای ماتریس G وجود دارد

$$\begin{cases} \sigma^{T}G(\sigma)\omega = \left(\frac{1+\sigma^{T}\sigma}{4}\right)\sigma^{T}\omega\\ G^{T}(\sigma)G(\sigma) = \left(\frac{1+\sigma^{T}\sigma}{4}\right)^{2}I_{3}\\ G^{-1}(\sigma) = \left(\frac{4}{1+\sigma^{T}\sigma}\right)^{2}G^{T}(\sigma) \end{cases}$$
(*)

مدل دینامیکی ماهواره انعطافپذیر بهصورت زیر تعریف میشود [۴۵]

$$\begin{cases} (J + \Delta J)\dot{\omega} + S(\omega)((J + \Delta J)\omega + F\dot{\eta}) + F\ddot{\eta} = \tau + \tau_d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta + F^T\dot{\omega} = 0 \end{cases}$$
(Δ)

که I ماتریس نامی اینرسی ماهواره، ΔJ عدم قطعیت در ماتریس اینرسی au_{t} ماهواره، η بردار مختصات مودال به طول π ، χ بردار سیگنال کنترلی، au_{t} ماتریس میرایی، au_{t} ماتریس میرایی، au_{t} ماتریس میرایی، au_{t} ماتریس میرایی مودال، T_{f} ماتریس طبیعی، $C = 2 au_{f}^{2}$ ماتریس سختی و F میرایی مودال، Ω_{f} ماتریس اینطاف پذیر است.

با تودهای[^] در نظر گرفتن عدم قطعیت در مدل دینامیکی، معادلات (۵) بهصورت زیر بازنویسی میشود

$$\begin{cases} J\dot{\omega} + S(\omega) \left(J\omega + F\dot{\eta} \right) + F\ddot{\eta} = \tau + \tau_d + \rho \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta + F^T\dot{\omega} = 0 \end{cases}$$
(5)

 $.\rho \triangleq -\Delta J.\dot{\omega} - S(\omega)\Delta J\omega$ \geq

و عدم قطعیت در مدل ho ، دامنه au_{a} و عدم قطعیت در مدل ho ، دامنه محدود دارند [۴۳ و ۴۴].

ویژگی ۲. ماتریس میرایی C قطری مثبت نیمه معین و ماتریس سختی K قطری و مثبت معین هستند [۴۵].

فرض ا. سرعت زاویهای وضعیت هاب ماهواره قابلاندازهگیری (با یکی از انواع ژیروسکوپ) است.

فرض ۲. تمامی ستونهای ماتریس F دارای حداقل یک درایه غیر صفر هستند؛ یعنی برای ستون i⊣م این ماتریس نامعادله زیر صدق میکند.

$$\left\|F_{i}\right\|^{2} = F_{i}^{T}F_{i} > 0 \tag{Y}$$

لم ا. اگر *ف* بهعنوان ورودی معادلات دینامیک داخلی در معادلات دینامیکی (۶) فرض شود. دینامیک داخلی نسبت به این ورودی کاملاً کنترلپذیر و کاملاً مشاهدهپذیر است.

اثبات. اثبات در مرجع [۴۶] موجود است.

۲-۲- صورتمسئله کنترلی

ماهواره انعطاف پذیر با معادلات سینماتیکی (۲) و دینامیکی (۶) را در نظر بگیرید. خروجی سیستم MRPs هاب (صلب) ماهواره در نظر گرفته شده است. مسئله کنترلی این است که یک کنترل کننده وضعیت ∞H غیرخطی برای مانور وضعیت rest-to-rest پایدار همراه با قدرت بالای میرایی نوسانات^{*} و نشانهروی دقیق طراحی شود.

تعریف 1. [۳۴] سیستم دینامیکی غیرخطی زمان نامتغیر زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u + w \\ z = h(x) \end{cases}$$
(λ)

که $x \in x$ بردار حالت، $u \in w$ بردار ورودی کنترلی، $w \in w$ بردار اغتشاشات نامعلوم و $z \in x$ بردار کارایی است. یک جبران ساز دینامیکی علّی، $u = \phi(x,t)$ است، اگر شرایط زیر برای تمام زمانهای $t > t_0$ و تمام اغتشاشات غیرخطی w(t)

سیستم حلقه بسته (۱۰) حاصل از قانون کنترل
$$(u=\phi(x,t)$$
 به ازای $w(t)=0$ (ازای $w(t)=0$

($x(t_0) = 0$) به ازای یک عدد حقیقی مثبت γ و شرایط اولیه صفر ($x(t_0) = 0$) نامعادله زیر محقق شود:

$$\int_{t_0}^{t} \|z(t)\|^2 dt \le \gamma^2 \int_{t_0}^{t} \|w(t)\|^2 dt$$
(9)

۳-۱- بازتعريف خروجي

در این مرحله خروجی سیستم به گونهای بازتعریف می شود که مدل سیستم بازتعریف شده ناکمینه فاز بوده و دینامیک داخلی آن رفتار مطلوب مدنظر را داشته باشد. یکی از نوآوریهای روش ارائه شده در این مقاله این است که تعریف خروجی بازتعریف شده در دو مرحله (الهام گرفته از روش پسگام) انجام می گیرد: ۱- بازتعریف سرعت زاویهای و سپس ۲- بازتعریف MRPs بازتعریف شده. بدین ترتیب با این روش نیازی به هیچ گونه خطی سازی در مدل دینامیکی و سینماتیکی (که هر دو غیر خطی هستند) وجود نداشته و معادلات سیستم

⁶ Modified Rodriques parameters

^v Coupling matrix

[^] Lumped

¹ Vibration suppression

^{1.} Globally

شماره پیاپی ۱۰۴

بازتعريف شده بهصورت تحليلي استخراج مي شود.

بهمنظور بازتعریف معادلات دینامیکی، سرعت زاویهای بازتعریف شده از جمع خروجی فرضی معادلات دینامیکی (سرعت زاویهای) و پارامتر بازتعریف سرعت زاویهای $v \in \mathcal{V} = \mathcal{V}$

$$\Omega = \omega + v \tag{1}$$

از نوآوریهای اساسی روش پیشنهادی این مقاله این است که ν یک تابع دلخواه (احتمالاً غیرخطی و متغیر با زمان) است و میتوان از روشهای مختلف آن را طراحی کرد. بنابراین برای محاسبه آن محدودیت خاصی وجود ندارد و میتوان مبتنی بر مسئله و نیازمندیهای آن از روشهای گوناگون برای محاسبه آن استفاده کرد.

فرض ۳. مقدار پارامتر ν در حالت ماندگار سیستم به صفر میل میکند. نتیجه 1. این فرض به این معنی است که هدف از بازتعریف خروجی، بهبود کارایی سیستم کنترل در حالت ماندگار است.

البته فرض ۳ بهمنظور سادهسازی بازتعریف خروجی در این مقاله بوده و الزامی برای در نظر گرفتن آن نیست. معادلات دینامیکی بازتعریف شده با جایگذاری (۱۰) در معادلات دینامیکی (۶) استخراج میشود

$$\begin{cases} J\dot{\Omega} - J\dot{\nu} + S(\omega) \left(J\omega + F\dot{\eta} \right) + F\ddot{\eta} = \tau + \tau_d + \rho \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta + F^T\dot{\Omega} = F^T\dot{\nu} \end{cases}$$
(11)

بهمنظور تحلیل پایداری و رفتار دینامیک داخلی، دینامیک صفر سیستم استخراج میشود [۴۷]. بهمنظور استخراج معادلات دینامیک صفر، خروجی معادلات دینامیکی (۱۱) و مشتقات آن صفر فرض میشود [۴۷]. بدین ترتیب معادلات دینامیک صفر بازتعریف شده مطابق زیر میشود

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = F^T \dot{\nu} \tag{11}$$

اگر فرض شود، پارامتر \dot{V} با ورودی کنترل مجازی au_z کنترل شود، معادلات (۱۲) بهصورت زیر بازنویسی میشود

$$\begin{cases} \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = F^T \tau_z \\ \dot{\nu} = \tau_z \end{cases}$$
(11)

این دینامیک در اینجا دینامیک صفر افزوده 11 و au_z ورودی کنترل افزوده نامیده میشود. میشود.

لم ۲. دینامیک صفر افزوده (۱۳) کاملاً کنترلپذیر و کاملاً مشاهدهپذیر است.

اثبات. طبق لم ۱، بخش اول معادلات سیستم (۱۳) کاملاً کنترلپذیر و کاملاً مشاهدهپذیر است. در بخش دوم ماتریس سیستم صفر و ماتریس ورودی، ماتریس همانی ست. بهسادگی اثبات میشود که این بخش هم کاملاً کنترلپذیر و کاملاً مشاهدهپذیر است. بنابراین کل سیستم (۱۳) کاملاً کنترلپذیر و کاملاً مشاهدهپذیر است.

نتیجه ۲. از لم ۲ نتیجه می شود که می توان دینامیک صفر افزوده (۱۳) را به هر دینامیک دلخواه جبران کرد. در این مقاله، از فیدبک حالت برای جایابی قطب دینامیک صفر افزوده استفاده می شود

$$\tau_{z} = -K_{z}x_{z} = -\left[K_{z_{1}}:K_{z_{2}}:K_{z_{3}}\right]x_{z}$$

= $-K_{z_{1}}\eta - K_{z_{2}}\dot{\eta} - K_{z_{3}}v$ (14)

توجه. نتیجه ۲ از مهم ترین ویژگیهای روش پیشنهادی این مقاله است که آن

11 Augmented zero dynamic

را به روشی قدرتمند و انعطافپذیر تبدیل کرده است. بدیهی است که محاسبه ورودی کنترلی افزوده به هر روش خطی و یا غیرخطی میتواند باشد.

در مرحله بعد، معادلات سینماتیکی بازتعریف شده برحسب سرعت زاویهای بازتعریف شده استخراج می شود

$$\dot{\sigma}_{O} = G(\sigma_{O})\Omega, \quad \sigma_{O}(0) = \sigma_{O_{0}}$$
 (12)

که σ_o خروجی بازتعریف شده سیستم بازتعریف شده است. بنابراین مرحله اول روش بازتعریف خروجی به اتمام رسید. در مرحله بعد، مسیر ردیابی مطلوب سرعت زاویهای بازتعریف شده تعیین میشود. در این مقاله، همان مسیر ردیابی مطلوب سرعت زاویهای اصلی بهعنوان مسیر ردیابی مطلوب سرعت زاویهای بازتعریف میشود.

$$\Omega_{des} = \omega_{des} = G^{-1}(\sigma_{des})\dot{\sigma}_{des} \tag{19}$$

مسیر خروجی بازتعریف شده، σ_{des} ، به گونهای محاسبه میشود که خطای ردیابی خروجی اصلی سیستم، σ_e ، به صفر میل کند. بدین منظور، دینامیک خطای ردیابی خروجی اصلی به صورت زیر استخراج می شود که از نوآوری های این مقاله است

$$\begin{split} \dot{\sigma}_{e} &= \dot{\sigma} - \dot{\sigma}_{des} = G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o})\dot{\sigma}_{o} - G(\sigma)\nu - \dot{\sigma}_{des} \\ &= G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o})(\dot{\sigma}_{o_{e}} + \dot{\sigma}_{o_{des}}) - G(\sigma)\nu - \dot{\sigma}_{des} \\ &= -G(\sigma)\nu - \dot{\sigma}_{des} + G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o})\dot{\sigma}_{o_{des}} \\ &+ G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o})\dot{\sigma}_{o_{e}} \end{split}$$
(17)

که $\sigma_o = \sigma_o - \sigma_{o_{des}}$ خطای ردیابی خروجی بازتعریف شده است که دینامیک آن با سیستم حلقه بسته کنترل وضعیت کنترل می شود. بنابراین رفتار این متغیر در تحلیل دینامیک خطای ردیابی خروجی اصلی نامعلوم ولی محدود فرض می شود. همین فرض برای پارامتر بازتعریف سرعت زاویه ای V هم در نظر گرفته می شود.

قضیه 1. سیستم زیر که از بازنویسی معادلات (۱۷) استخراجشده را در نظر بگیرید.

$$\begin{cases} \dot{\sigma}_{e} = f_{\sigma}(\dot{\sigma}_{des}) + g_{\sigma}(\sigma, \sigma_{o})\dot{\sigma}_{o_{des}} + w_{\sigma}(t) \\ f_{\sigma}(\dot{\sigma}_{des}) \triangleq -\dot{\sigma}_{des} \\ g_{\sigma}(\sigma, \sigma_{o}) \triangleq G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o}) \\ w_{\sigma}(t) \triangleq G(\sigma)G^{-1}(\sigma_{o})\dot{\sigma}_{o_{e}} - G(\sigma)\nu \end{cases}$$
(1A)

مطابق تعریف ۱، ورودی کنترل مجازی

$$\dot{\sigma}_{O_{des}} = g_{\sigma}^{-1}(\sigma, \sigma_{O}) \left(-f_{\sigma}(\dot{\sigma}_{des}) - \left(\frac{r_{\sigma}^{2}}{2} + \frac{1}{2\gamma_{\sigma}}\right) \sigma_{e} \right)$$
(19)

است و بهره L_2 سیستم حلقه بسته کمتر از γ_σ است. بردار کارایی H_∞ است و r_σ یک عدد حقیقی و مثبت است. اثبات. تابع همیلتونین و لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} H_{\sigma} = \dot{V}_{\sigma} + \frac{1}{2} z_{\sigma}^{T} z_{\sigma} - \frac{1}{2} \gamma_{\sigma}^{2} w_{\sigma}^{T} w_{\sigma} \\ V_{\sigma} = \frac{1}{2} \sigma_{e}^{T} \sigma_{e} \end{cases}$$

$$(\Upsilon \cdot)$$

۸۶ / مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۵۳، شماره ۲، تابستان ۱۴۰۲

شماره پیاپی ۱۰۴

طبق (۱۸) و (۱۹) میتوان همیلتونین را بهصورت زیر محاسبه کرد

$$H_{\sigma} = -\left(\frac{r_{\sigma}^{2}}{2} + \frac{1}{2\gamma_{\sigma}^{2}}\right)\sigma_{e}^{T}\sigma_{e} + \sigma_{e}^{T}w_{\sigma}$$
$$+ \frac{r_{\sigma}^{2}}{2}\sigma_{e}^{T}\sigma_{e} - \frac{\gamma_{\sigma}^{2}}{2}w_{\sigma}^{T}w_{\sigma}$$
$$= -\left\|\frac{1}{\sqrt{2\gamma_{\sigma}}}\sigma_{e} - \frac{\gamma_{\sigma}}{\sqrt{2}}w_{\sigma}\right\|^{2} \le 0$$
(71)

بەعبارتدىگر

$$+\frac{1}{2}\gamma_{\sigma}^{2}w_{\sigma}^{T}w_{\sigma} \tag{(YT)}$$

$$w_{\sigma}(t>t_{0})=0$$
 با فرض -۱

$$\dot{V}_{\sigma} \le -\frac{1}{2} \left\| z_{\sigma} \right\|^2 \le 0 \tag{(77)}$$

 $\dot{V}_{\sigma} \leq -\frac{1}{2} z_{\sigma}^T z_{\sigma}$

تابع لیاپانوف
$$\nabla_{\sigma} V_{\sigma}$$
 به آزای $\infty_{e} \to \infty$ نامحدود شعاعی است و به آزای
[۴۸] ^{۱۲} لست. بنابراین، طبق اصل تغییرناپذیری لاسال^{۱۲} [۸]
در این حالت سیستم پایدار مجانبی کلی است.
 $\sigma_{e}(t_{0}) = 0$ محدود شعاعی است.
 $\sigma_{e}(t_{0}) = 0$ محدود (to be constructed on the state of the state on the state of the state of

بنابراین طبق تعریف ۱، ورودی کنترل مجازی (۱۹) یک کنترل ∞H غیرخطی است. □

نتیجه ۳. با توجه به تعریف بردار اغتشاش (W_o(t) در رابطه (۱۸) و طبق تئوری M₀، با صفر شدن خطای ردیابی خروجی بازتعریف شده، خطای ردیابی خروجی اصلی سیستم به صفر میل میکند.

توجه. با توجه به طراحی کنترلکننده ™ برای وضعیت ماهواره (در بخشهای بعدی)، نتیجه ۳ از اهمیت بالایی برخوردار است. زیرا با بازتعریف خروجی، خللی در کارایی ™ سیستم حلقه در ردیابی خروجی اصلی سیستم به وجود نیامده است. بدین ترتیب مسیر مطلوب برای خروجی بازتعریف شده مطابق زیر محاسبه میشود

$$\sigma_{O_{des}}(t) = \sigma_{des}(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{\sigma}_{O_{des}}(t) dt$$
 (Y Δ)

. لازم به ذکر است که حالت اولیه $\sigma_{_{O_{des}}}(t_0) = \sigma_{_{des}}(t_0)$ فرض شده است.

H∞ -۲-۳ کنترل کننده وضعیت H∞ غیر خطی

در این بخش، ابتدا طراحی کنترلکننده وضعیت ∞H غیرخطی مبتنی بر مشاهدهگر مودال انجامشده و در پایان اثبات پایداری مجانبی کلی سیستم حلقه حاصل ارائه میشود.

بدین منظور ابتدا دینامیک مشاهده گر مودال استخراج می گردد [۴۱]. هدف از استفاده از مشاهده گر مودال محاسبه متغیرهای مودال η و $\dot{\eta}$ مورداستفاده در بازتعریف خروجی (۱۴) و احتمالاً قانون کنترل، در شرایطی که قابلاندازه گیری توسط سنسور نباشند، است. اثبات همگرایی مشاهده گر در

¹⁷ LaSalle invariance principle

اثبات پایداری سیستم حلقه بسته نهایی انجام صورت خواهد پذیرفت. مشاهدهگر مودال

به منظور ساده سازی روابط مشاهده گر متغیر $\dot{\mu} \triangleq \dot{\eta} + F^T \omega$ تعریف می می شود. بدیهی است که پس از تخمین این متغیر، محاسبه $\dot{\dot{\eta}}$ به راحتی انجام می شود. بنابراین معادلات دینامیکی نوسانات مکانیزمهای انعطاف پذیر سیستم می شود. بنابراین معادلات دینامیکی نوسانات مکانیزمهای انعطاف پذیر سیستم (۶)، بر حسب بردار حالت مودال $\left[\eta^T \quad \mu^T\right]^T$

$$\dot{X}_{o} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & I_{N} \\ -K & -C \end{bmatrix}}_{A_{o}} X_{o} + \underbrace{\begin{bmatrix} -I_{N} \\ C \end{bmatrix}}_{B_{o}} F^{T} \omega$$
(19)

معادلات دینامیکی مشاهدهگر برحسب بردار حالت مودال تخمینی معادلات دینامیکی $\hat{X}_o \in {}^{2N}, \hat{X}_0 = [\hat{\eta}^T \quad \hat{\mu}^T]^T$

$$\dot{\hat{X}}_{o} = A_{o}\hat{X}_{o} + B_{o}\omega + P^{-1} \begin{bmatrix} KF^{T} \\ CF^{T} - F^{T}S(\omega)^{T} \end{bmatrix} (z_{2}^{T}J'^{-1})^{T}$$
(YY)

که ماتریس Q یک ماتریس مثبت معین دلخواه و P نیز ماتریس مثبت معینی است که از حل معادلات لیاپانوف زیر محاسبه میشود [۴۲]

$$PA_{o} + A_{o}^{T}P = -2Q \tag{(1A)}$$

سيستم حلقه بسته كنترل وضعيت

متغیرهای $z_1 \in Z_1 \in Z_2$ برحسب متغیرهای بازتعریف شده به صورت زیر تعریف می شوند

$$\begin{cases} z_1 = \sigma_O - \sigma_{O_{des}} \\ z_2 = \Omega - \Omega_{des} - \phi(z_1) \end{cases}$$
(Y9)

که ورودی کنترل کمکی $\phi(z_1)$ (در روش پسگام) برای جبران سازی دینامیک z_1 به صورت زیر تعریف می شود

$$\phi(z_1) = G^{-1}(\sigma_O)(\dot{\sigma}_{O_{des}} - K_1 z_1) - \Omega_{des}$$

$$(\tilde{v} \cdot)$$

که $K_1 \in K_1 \in K_1$ یک ماتریس قطری مثبت است. به دلیل پیچیدگی و غیرخطی بودن مدل دینامیکی و سینماتیکی، به منظور اثبات همگرایی مشاهده گر و پایداری سیستم حلقه بسته، متغیرهای تخمینی و خطای تخمین مشاهده گر بایداری سیستم در قانون کنترل پیشنهادی و فرآیند اثبات پایداری لحاظ شده است. با جایگذاری متغیرهای مودال تخمینی $\hat{\eta}$ و $\hat{\eta}$ به جای متغیرهای مودال η و η و رابط (۱۴)، (۱۰)، (۱۰) و (۱۴)، به ترتیب متغیرهای $\hat{\gamma}$ می می شوند.

قضیه ۲. سیستم با معادلات دینامیکی و سینماتیکی (۱۱) و (۱۵) را در نظر بگیرید. قانون کنترل

$$\tau = S(\omega)(J\omega + F\dot{\eta}) - FC\dot{\eta} - FK\dot{\eta} + J' \left(-\dot{\nu} + \dot{\Omega}_{des} + \dot{\phi}(\hat{z}_{1}) - G^{T}(\hat{\sigma}_{0})\hat{z}_{1} - K_{2}\hat{z}_{2} - (\frac{1}{2\gamma^{2}} + \frac{r_{2}^{2}}{2})\hat{z}_{2} \right)$$
(71)

شماره پیاپی ۱۰۴

یک قانون کنترل ∞H غیرخطی است. بردار کارایی z بهصورت

$$z = \begin{bmatrix} r_1 z_1^T & r_2 z_2^T & r_o e_o^T \end{bmatrix}^T$$
(TT)

تعریف میشود که r_{2} ، r_{2} و r_{o} ضرایب حقیقی مثبت و $\hat{X}_{o}-X_{o}_{o}$ بردار خطای تخمین مودال است.

اثبات. اثبات پایداری سیستم حلقه بسته حاصل از سیستم (۱۱) و (۱۵) و قانون کنترل (۳۱) در دو مرحله ارائه می شود

مرحله ۱. در این مرحله به منظور اثبات همگرایی مشاهده گر مودال و اثبات پایداری سیستم حلقه بسته با مشاهده گر اثر خطای تخمین مودال بر روی متغیر باز تعریف خروجی ۷ بررسی می شود. با جایگذاری متغیرهای مودال تخمینی در معادلات دینامیک صفر باز تعریف شده (۱۳)، معادلات به صورت زیر بازنویسی می شوند

$$\begin{split} \dot{x}_z &= A_z x_z - B_z K_z \hat{x}_z = (A_z - B_z K_z) x_z \\ &- B_z \left(K_{z1} e_\eta + K_{z2} e_\eta \right) \end{split} \tag{77}$$

که

$$\begin{cases} \hat{x}_{z} = \begin{bmatrix} \hat{\eta}^{T} & \dot{\eta}^{T} & \hat{v}^{T} \end{bmatrix}^{T} & ; A_{z} = \begin{bmatrix} 0 & I_{N} & 0 \\ -K & -C & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{(2N+3)\times(2N+3)} (\text{TF}) \\ e_{\eta} = \hat{\eta} - \eta; e_{\dot{\eta}} = \dot{\hat{\eta}} - \dot{\eta} & ; B_{z} = \begin{bmatrix} 0 \\ F^{T} \\ I_{3} \end{bmatrix}_{(2N+3)\times 3} \end{cases}$$

 K_z در رابطه (۱۴) به گونهای محاسبه می شود که تمامی قطبهای دینامیک مفر افزوده (باز تعریف شده) (۱۳) در سمت راست محور موهومی مختصات قرار \mathcal{D}_z منازی (۱۳) در سمت راست محور موهومی مختصات قرار \mathcal{D}_z منازی تمامی مقادیر ویژه سیستم $A_z - B_z K_z$ دارای بخش حقیقی منفی هستند. بنابراین اگر $\left(K_{z1}e_{\eta} + K_{z2}e_{\eta}
ight)$ ورودی اغتشاشی دامنه محدود فرض شود که فرض درستی است، زیرا حاصل از خطای تخمین مشاهده گر است، سیستم $\mathcal{D}_z - \mathcal{D}_z K_z$ یادان (۲۵) محدود فرض شود که فرض درستی است، زیرا حاصل از خطای تخمین مشاهده گر است، سیستم تماهده گر باعث ناپایدار شدن (نامحدود شدن دامنه پارامتر بازتعریف \hat{V} نمی شود.

مرحله ۲. قانون کنترل (۳۱) را میتوان به صورت زیر بازنویسی کرد

$$\begin{cases} \tau = \tau_{ideal} + (S(\omega)F - FC)e_{\eta} - (FK)e_{\eta} + w_{o} \\ \\ w_{o} \triangleq J'(-\dot{e}_{v} + \dot{\phi}(\hat{z}_{1}) - \dot{\phi}(z_{1}) - (G^{T}(\hat{\sigma}_{O})\hat{z}_{1} \\ \\ -G^{T}(\sigma_{O})z_{1}) - \left(K_{2} + (\frac{1}{2\gamma^{2}} + \frac{r_{2}^{2}}{2})I_{3}\right)(\hat{z}_{2} - z_{2}) \end{cases}$$
(۳۵)

که τ_{ideal} قانون کنترل (۳۱) با فرض قابلاندازه گیری بودن متغیرهای مودال τ_{ideal} عندی صفر بودن خطای تخمین در تمامی زمانهای $t_0 \leq t$ ، است و η و η بخشی از خطای حاصل از خطای تخمین مشاهده گر مودال در محاسبه قانون کنترل (۳۱) نسبت به τ_{ideal} است که به دلیل غیرخطی بودن، محاسبه تحلیلی پیچیده ای داشته و به عنوان یک متغیر توده ای نامعلوم دامنه محدود فرض می شود. تابع همیلتونین زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} H = \dot{V} + \frac{1}{2} z^{T} z - \frac{1}{2} \gamma^{2} w^{T} w \\ V = \frac{1}{2} z_{1}^{T} z_{1} + \frac{1}{2} z_{2}^{T} z_{2} + \frac{1}{2} e_{o}^{T} e_{o} \end{cases}$$
(79)

که بردار اغتشاشی بهصورت $J'^{-1}(\tau_d + w_o + \rho) \in W$ تعریف میشود. بدین ترتیب میتوان تابع همیتلونین را بهصورت زیر تحلیل کرد

$$\begin{split} H &= z_{1}^{T} \left(\frac{r_{1}^{2}}{2}I_{3} - K_{1}\right) - z_{2}^{T}K_{2}z_{2} - \left\|\frac{1}{\sqrt{2\gamma}}z_{2} - \frac{\gamma}{\sqrt{2}}w\right\|^{2} \\ &+ z_{2}^{T}J'^{-1}\left[-FK \quad S(\omega)F - FC\right]e_{o} \\ &+ e_{o}^{T} \left(\frac{r_{3}^{2}}{2}I_{2N} + A_{o}^{T}P + PA_{o}\right)e_{o} - \qquad (\forall \forall) \\ e_{o}^{T} \left[\frac{KF^{T}}{CF^{T} - F^{T}S(\omega)^{T}}\right]\left(z_{2}^{T}J'^{-1}\right)^{T} \\ &\leq z_{1}^{T} \left(\frac{r_{1}^{2}}{2}I - K_{1}\right)z_{1} - z_{2}^{T}K_{2}z_{2} - e_{o}^{T}\left(Q - \frac{r_{3}^{2}}{2}I_{2N}\right)e_{o} \\ K_{1}^{i} &> \frac{r_{1}^{2}}{2} > 0 \quad \forall X_{2} = 0 \quad K_{1} \text{ is an it. Period} \\ &\leq x_{1}^{2}I_{2N} = K_{1} \quad \forall X_{2} = 0 \quad \forall X_{1} = \{1, 2, 3\} \\ &= x_{1} \text{ optimal} \\ &\leq x_{1} \text{ optimal} \\ &= x_{1} \text{ optimal} \\ &=$$

$$\dot{V} \le -\frac{1}{2}z^T z + \frac{1}{2}\gamma^2 w^T w \tag{74}$$

مشابه اثبات قضیه ۱، اثبات میشود که قانون کنترلی (۳۱) یک کنترلکننده وضعیت ∞H غیرخطی است. بدین ترتیب، طراحی سیستم حلقه بسته کنترل وضعیت ∞H غیرخطی مبتنی بر مشاهده گر مودال به پایان رسید. بهمنظور درک بهتر این سیستم، نمودار بلوکی آن در شکل ۱، مشاهده میشود.

تغییرات شدید در سیگنال کنترلی می تواند موجب ایجاد نوسانات ناخواسته در مکانیزمهای انعطاف پذیر شود. برای رسیدن به کنترل وضعیت با کارایی بالا و دامنه سیگنال کنترلی محدود، استفاده از یک مسیر ردیابی هموار برای مانور وضعیت ضروری است [۵۰]. در این مقاله از یک مسیر ردیابی هموار حاصل از توابع سینوسی با حداکثر سرعت زاویهای و حداکثر شتاب زاویهای مانور مشخص و الهام گرفته از مرجع [۵۰]، استفاده می شود.

۴- شبیهسازی

در این بخش، نتایج شبیه سازی به منظور تأیید کارایی سیستم کنترل حلقه بسته پیشنهادی بررسی می شود. بدین منظور، نتایج شبیه سازی روش پیشنهادی این مقاله با روش کنترل وضعیت ۲۰۰ غیر خطی بدون باز تعریف خروجی و با در نظر گرفتن اثر نوسانات مکانیزمهای انعطاف پذیر به عنوان اغتشاش نامعلوم داخلی مقایسه می شود. در این شبیه سازی از مدل دینامیکی ماهواره V-IntelSat استفاده شده است [۵۱]. بنابراین پارامترهای مدل دینامیکی (۵) به این صورت انتخاب شده است

$$J = diag (3016, 449, 3164) kg.m^{2}$$

$$\Omega_{f} = diag (0.885, 6.852, 16.658) rad / sec$$

$$\zeta = diag(0.001, 0.001, 0.001)$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0; 0 & 0 & 0; 50.024 & 6.749 & 3.319 \end{bmatrix}$$

شرايط اوليه وضعيت ماهواره صفر و در حال سكون فرض مى شود

Archive of SID.ir شماره پياپى ۱۰۴



شكل ۱- نمودار بلوكي سيستم حلقه بسته كنترل وضعيت ₪H غيرخطي با خروجي بازتعريف شده پيشنهادي

 $\Theta_{0} = \begin{bmatrix} \Psi_{0} & \phi_{0} & \theta_{0} \end{bmatrix}^{T} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T}$ $\omega_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{ deg/sec}$ $\sigma_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{T} \text{$

$$\tau_{d} = \left(0.005 + 0.005 \operatorname{Sin}(\frac{2\pi t}{400}) + 0.05 \operatorname{Sin}(80\pi t) + \nu_{d}\right) \left| \begin{array}{c} 1\\1\\1 \end{array} \right| N.m.$$

که شامل اغتشاشات محیطی ثابت^۱^۴و سینوسی، ریزنوسانات^{۱۵} و نویز گوسی V_d (با میانگین صفر و واریانس ۲۰/۰۵^۴ است.

$$K_{z1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.055 & 0.055 & 0.055 \end{bmatrix}, K_{z2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.04 & 0.04 & 0.04 \end{bmatrix}$$
$$K_{z} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, r_{z} = 3, r_{z} = r_{z} = 1, \gamma = 0.9, K_{z} = 5.5L_{z},$$

$$, K_{z3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 2.5 & 2.5 & 2.5 \end{bmatrix}, r_1 = 3, r_2 = r_3 = 1, \gamma = 0.9, K_1 = 5.5$$
$$K_2 = 0.01I_3, r_{\sigma} = \frac{\sqrt{5}}{5}, \gamma_{\sigma} = 5$$

 $P = \begin{bmatrix} diag(1286.3,74.5,30.1) & -0.1I_3 \\ -0.1I_3 & diag(1007.5,3499,8359) \end{bmatrix}$ بهمنظور محاسبه مسیر ردیابی، حداکثر سرعت زاویه ای مانور ۲/۰ درجه بر ثانیه و حداکثر شتاب زاویه ۲/۱ درجه بر مجذور ثانیه انتخاب شده است [۵۰]. نمودار مسیرهای ردیابی برای زوایای اویلر وضعیت ماهواره در شکل ۲ مشاهده می شود.

ب مصرر ارزیبی عصرت سیسم معتری و سیکنال کنترلی دو روش با هم مقایسه میشوند. بهمنظور ارزیابی کارایی سیستم کنترل وضعیت در حالت ماندگار، بزرگنمایی خطای ردیابی در حالت ماندگار هم بررسی خواهد شد.





شکل ۳- نتایج شبیهسازی بدون عدم قطعیت در مدل و اغتشاشات: خطای ردیابی زوایای اویلر، خطای ردیابی سرعت زاویهای و خطای ردیابی MRPs

۸۹ / مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۵۳، شماره ۲، تابستان ۱۴۰۲

شماره پیاپی ۱۰۴

نتایج مربوط به خطاهای ردیابی در شکل ۳ مشاهده می شود. باز تعریف خروجی موجب افزایش دامنه در خطاهای ردیابی حالت گذرا شده است. ولی عملکرد سیستم کنترل وضعیت در میرایی نوسانات کمتری بهتر شده است. برای بررسی بهتر عملكرد سیستم كنترل وضعیت پیشنهادی در میرایی نوسانات مكانیزمهای انعطاف پذیر، رفتار متغیرهای مودال دو روش بررسی می شود.







شکل ۵- نتایج شبیهسازی بدون عدم قطعیت در مدل و اغتشاشات:

سیگنال کنترلی

همان طور که در شکل ۴ مشاهده می شود، اثر باز تعریف خروجی در بهبود میزان میرایی نوسانات متغیرهای مودال بهخوبی مشاهده میشود. بهعبارتدیگر، پارامتر بازتعریف سرعت زاویهای $\, \mathcal{V} \,$ در حالت گذرا به گونهای متغیرهای مودال را هدایت^{۱۶} میکند که میرایی سریعی داشته باشند. سیگنال کنترلی دو روش کنترلی در شکل ۵ مقایسه می شوند. همان طور که در شکل ۵ مشاهده می شود، نوسانات اضافه در روش کنترلی پیشنهادی تقریباً از بین رفته و سیگنال کنترلی هموارتر شده است.

خطای ردیابی زوایای اویلر و سرعت زاویهای اصلی (بازتعریف نشده) وضعیت ماهواره در حالت ماندگار در شکل ۶ مقایسه شده است. بهبود چشمگیر روش بازتعریف خروجی پیشنهادی در میرایی خطای ردیابی در شکل ۶ مشاهده می شود. شبیه سازی با اعمال عدم قطعیت در مدل و اغتشاشات نامعلوم تکرار شده و نتایج در ادامه ارائه می شود. به دلیل رعایت اختصار در محتوی مقاله، فقط خطای حالت ماندگار ردیابی زوایای اویلر و سرعت زاویهای اصلی (بازتعریف نشده) وضعیت ماهواره در شکل ۷ مقایسه می شود. علاوه بر بهبود رفتار سیستم کنترل در حالت ماندگار که در شبیهسازی قبل دیده شد، خطای حالت ماندگار روش بدون بازتعریف خروجی در شکل ۷ مشاهده میشود.

نتيجهگيري

در این مقاله یک روش بازتعریف خروجی جدید بهمنظور کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر ارائه شد. مسیر مطلوب ردیابی MRPs باز تعریف شده بر اساس خطای ردیابی MRPs اصلی به صورت پویا محاسبه می شود. یک کنترلکننده وضعیت ∞Hغیرخطی مبتنی بر روش پسگام برای کنترل وضعیت سیستم بازتعریف شده به همراه یک مشاهده گر مودال طراحی شد. نتایج شبيهسازى نشان داد كه بازتعريف خروجى توانست سرعت ميرايى نوسانات مکانیزمهای فضایی و نیز خطای حالت ماندگار ردیابی را در حضور اغتشاشات نامعلوم و عدم قطعیت در مدل دینامیکی بهبود چشمگیر دهد.

6 120 130 140 150 160 170 180 190





130 140 180 190 200

شماره پیاپی ۱۰۴

مراجع

- [20] Banerjee, A., Amrr, S.M. and Nabi, M. A pseudospectral method based robust-optimal attitude con-trol strategy for spacecraft. Advances in Space Research, 64(9), pp.1688-1700, 2019.
- [21] Zhang, X., Zong, Q., Dou, L., Tian, B. and Liu, W.. Finite-time attitude maneuvering and vibration suppression of flexible spacecraft. Journal of the Franklin Institute, 357(16), pp.11604-11628, 2020.
- [22] Gong, W., Li, B., Yang, Y., Ban, H. and Xiao, B.. Fixed-time integral-type sliding mode control for the quadrotor UAV attitude stabilization under actuator failures. Aerospace Science and Technology, 95, p.105444, 2019.
- [23] Cao, L., Xiao, B. and Golestani, M. Robust fixed-time attitude stabilization control of flexible spacecraft with actuator uncertainty. Nonlinear Dynamics, 100(3), pp.2505-2519, 2020.
- [24] Cao, L., Xiao, B., Golestani, M. and Ran, D. Faster fixed-time control of flexible spacecraft attitude stabilization. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 16(2), pp.1281-1290, 2019.
- [25] Esmaeilzadeh, S.M., Golestani, M. and Mobayen, S.. Chatteringfree fault-tolerant attitude control with fast fixed-time convergence for flexible spacecraft. International Journal of Control, Automation and Systems, 19(2), pp.767-776, 2021.
- [26] Golestani, M., Esmaeilzadeh, S.M. and Mobayen, S.. Fixed-time control for high-precision attitude stabilization of flexible spacecraft. European Journal of Control, 57, pp.222-231, 2021.

[7] [۲۷] سیدمجید اسماعیلزاده، مهدی گلستانی، «طراحی کنترل زمان ثابت تطبیقی

برای کلاسی از سیستمهای غیرخطی مرتبه دوم با استفاده از رویکرد کنترل مود

لغزشی»، مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز، جلد ۵۰، شماره ۳، صفحات ۱۰۲۵-۱۰۳۴.

- [28] Garcia, G.A., Keshmiri, S. and Shukla, D.. Nonlinear control based on H-infinity theory for autonomous aerial vehicle. In 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) (pp. 336-345). IEEE, 2017, June.
- [29] Souza, A.G. and Souza, L.C.G. Design of a controller for a rigidflexible satellite using the H-infinity method considering the parametric uncertainty. Mechanical Systems and Signal Processing, 116, pp.641-650, 2019.
- [30] Fang, Y., An, C., Juan, W. and Fei, J.. Adaptive H-infinity tracking control for microgyro-scope. Advances in Mechanical Engineering, 12(6), p.1687814020927832, 2020.
- [31] Rigatos, G. and Siano, P.. A new nonlinear H-infinity feedback control approach to the problem of autonomous robot navigation. Intelligent Industrial Systems, 1(3), pp.179-186, 2015.
- [32] Rigatos, G., Siano, P., Abbaszadeh, M., Ademi, S. and Melkikh, A.. Nonlinear H-infinity control for underactuated systems: the Furuta pendulum example. International Journal of Dynamics and Control, 6(2), pp.835-847, 2018.
- [33] Wang, H., Li, Z., Xiong, H. and Nian, X. Robust H∞ attitude tracking control of a quadrotor UAV on SO (3) via variation-based linearization and interval matrix approach. ISA transactions, 87, pp.10-16, 2019.
- [34] Liu, H., Tian, X., Wang, G. and Zhang, T.. Finite-Time H-infinity Control for High-Precision Track-ing in Robotic Manipulators Using Backstepping Control. IEEE Transactions on Industrial Electron-ics, 63(9), pp.5501-5513, 2016.
- [35] Malekzadeh, M., & Karimpour, H.. Adaptive super twisting vibration control of a flexible space-craft with state rate estimation. Journal of Sound and Vibration, 422, 300-317, 2018.
- [36] Oubbati, B.K., Boutoubat, M., Rabhi, A. and Belkheiri, M.. Experiential integral backstepping sliding mode controller to achieve the maximum power point of a PV system. Control Engineering Practice, 102, p.104570, 2020.
- [37] Malekzadeh, M., Naghash, A. and Talebi, H.A.. A robust nonlinear control approach for tip position tracking of flexible spacecraft. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 47(4), pp.2423-2434, 2011.
- [38] Malekzadeh, M., Naghash, A. and Talebi, H.A.. Slewing and vibration control of a nonlinear flexible spacecraft. In Proceedings of the 2010 American Control Conference (pp. 2879-2884). IEEE, 2010, June.

- S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, and et al, "A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system," IEEE Trans. Ind. Electron., vol. 63, no. 5, pp. 3311-3320, 2016.
- [2] S. Eshghi and R.Varatharajoo, "Nonsingular terminal sliding mode control technique for attitude tracking problem of a small satellite with combined energy and attitude control system (CEACS)," Aerosp. Sci. Technol., vol. 76, pp. 14-26, May 2018
- [3] Hu, Q. and Xiao, B., Intelligent proportional-derivative control for flexible spacecraft attitude stabi-lization with unknown input saturation. Aerospace Science and Technology, 23(1), pp.63-74, 2012.
- [4] Bai, H., Huang, C. and Zeng, J. Robust nonlinear H∞ outputfeedback control for flexible spacecraft attitude manoeuvring. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 41(7), pp.2026-2038, 2019.
- [5] Liu, C., Shi, K., & Sun, Z. Robust H_{∞} controller design for attitude stabilization of flexible space-craft with input constraints. Advances in Space Research, 63(5), 1498-1522, 2019.
- [6] J. Wang and D. Li, ``Experiments study on attitude coupling control method for exible spacecraft," Acta Astronautica, vol. 147, pp. 393-402, Jun. 2018.
 - Vadali, S. R.. Variable-structure control of spacecraft large-angle maneuvers. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 9(2), 235-239, 1986.
- [8] Zhu, Z., Xia, Y., & Fu, M. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time conver-gence. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 21(6), 686-702, 2011.
- [9] Dong, Y., You, L., Bing, X. and Wene, L. Robust finite-time adaptive control algorithm for satellite fast attitude maneuver. Journal of the Franklin Institute, 357(16), pp.11558-11583, 2020.
- [10] Zou, A. M., Kumar, K. D., Hou, Z. G., & Liu, X.. Finite-time attitude tracking control for spacecraft using terminal sliding mode and Chebyshev neural network. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cy-bernetics, Part B (Cybernetics), 41(4), 950-963, 2011.
- [11] Lei, R.H. and Chen, L.. Finite-time tracking control and vibration suppression based on the concept of virtual control force for flexible two-link space robot. Defence Technology, 17(3), pp.874-883, 2021.
- [12] Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L. and Levant, A. Sliding mode control and observation (Vol. 10). New York, NY: Springer New York, 2014.
- [13] Jin, E., & Sun, Z.. Robust controllers design with finite-time convergence for rigid spacecraft atti-tude tracking control. Aerospace Science and Technology, 12(4), 324-33, 2008.
- [14] Su, Y., Zheng, C. and Mercorelli, P. Robust approximate fixedtime tracking control for uncertain robot manipulators. Mechanical Systems and Signal Processing, 135, p.106379, 2020.
- [15] Shi, Z., Deng, C., Zhang, S., Xie, Y., Cui, H. and Hao, Y.. Hyperbolic tangent function-based finite-time sliding mode control for spacecraft rendezvous maneuver without chattering. IEEE Access, 8, pp.60838-60849, 2020.
- [16] Pukdeboon, C., Zinober, A.S. and Thein, M.W.L.. Quasicontinuous higher order sliding-mode con-trollers for spacecraftattitude-tracking maneuvers. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 57(4), pp.1436-1444, 2009.
- [17] Tiwari, P.M., Janardhanan, S. and un Nabi, M.. Attitude control using higher order sliding mode. Aerospace Science and Technology, 54, pp.108-113, 2016.
- [18] Chen, H., Song, S. and Li, X.. Robust spacecraft attitude tracking control with integral terminal slid-ing mode surface considering input saturation. Transactions of the Institute of Measurement and Con-trol, 41(2), pp.405-416, 2019.
- [19] Guo, Y., Huang, B., Song, S.M., Li, A.J. and Wang, C.Q.. Robust saturated finite-time attitude control for spacecraft using integral sliding mode. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 42(2), pp.440-446, 2019.

شماره پیاپی ۱۰۴

- [46] Hughes, P.C. and Skelton, R.E.. Controllability and observability for flexible spacecraft. Journal of guidance and control, 3(5), pp.452-459, 1980.
- [47] Isidori, A., & Byrnes, C. I. Output regulation of nonlinear systems. IEEE transactions on Automatic Control, 35(2), 131-140, 1990.
- [48] J. P. LaSalle, The Stability of Dynamical Systems, ser. Regional Conference Series in Applied Mathemat-ics. Society for Industrial and Applied Mathematics, 1976, no. 25
- [49] Gordon E. Carlson Signal and Linear Systems Analysis with Matlab second edition, Wiley, 1998, ISBN 0-471-12465-6
- [50] Zhong, C., Guo, Y., Yu, Z., Wang, L. and Chen, Q. Finite-time attitude control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbance. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 38(2), pp.240-249, 2016.
- [51] Wie, Bong Space Vehicle Dynamics and Control, American Institute of Aeronautics and Astro-nautics, 2008.
- [52] Space engineering Control performance guidelines, ESA ECSS-E-HB60-10A, Dec. 14, 2010.
- [53] Ren, Y., Chen, X., Cai, Y., Wang, W. and Liu, Q. Adaptive robust sliding mode simultaneous control of spacecraft attitude and microvibration based on magnetically suspended control and sensitive gy-ro. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineer-ing, 234(15), pp.2197-2210, 2020.

- [39] Malekzadeh, M., Naghash, A. and Talebi, H.A.. Control of flexible spacecraft using dynamic inver-sion and μ-synthesis. Journal of Vibration and Control, 17(13), pp.1938-1951, 2011.
- [40] Kristiansen, R. and Nicklasson, P.J.. Satellite attitude control by quaternion-based backstep-ping. In Proceedings of the 2005, American Control Conference, 2005. (pp. 907-912). IEEE, 2005, June.
- [41] Wu, A.G., Dong, R.Q., Zhang, Y. and He, L.. Adaptive sliding mode control laws for attitude stabili-zation of flexible spacecraft with inertia uncertainty. IEEE Access, 7, pp.7159-7175, 2018.
- [42] Schaub, H., and Junkins, J. L., "Stereographic Orientation Parametersfor Attitude Dynamics: A Generaliza-tion of the Rodrigues Parameters," Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 44, No. 1, 1996, pp. 1–19.
- [43] Chen, Q., Xie, S. and He, X.. Neural-network-based adaptive singularity-free fixed-time attitude tracking control for spacecrafts. IEEE Transactions on Cybernetics, 51(10), pp.5032-5045, 2020.
- [44] Chen, Q., Xie, S., Sun, M. and He, X.. Adaptive nonsingular fixedtime attitude stabilization of un-certain spacecraft. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 54(6), pp.2937-2950, 2018.
- [45] Sidi MJ. Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach. Cambridge: Cam-bridge University Press, 1997.