



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 2, pp.: 115-125
2024

DOI:
10.22034/jssta.2023.411614.1138

Article Info

Received: 2023-08-14
Accepted: 2024-01-16

Keywords

Satellite orbital maneuvering,
Actuators fault, Natural
disturbances, Fault tolerant
control, Fault hiding, Virtual
actuator

How to Cite this article

Masoud Dehnad, Morteza Farhid, Samira Mir Mazhari Anvar, "Fault Tolerant Control of Satellite Orbital Maneuvering Based on Virtual Actuator", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (2), p.: 115- 125, 2024.

Fault Tolerant Control of Satellite Orbital Maneuvering Based on Virtual Actuator

Masoud Dehnad^{1*}, Morteza Farhid², Samira Mir Mazhari Anvar³

1 *Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
m.dehnad@isrc.ac.ir

2 Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
m.farhid@isrc.ac.ir

3 Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
smazhari@tabrizu.ac.ir

Abstract

In this article, a fault tolerant control based on a virtual actuator is used for the maneuvering of low earth orbit satellites that are subject to the loss of the effectiveness and additive actuator faults as well as natural disturbances such as atmospheric drag, earth's gravity, solar radiation and third body. In the approach used, there is no need for a separate unit to detect, isolate and identify the error. The main feature of this approach is to provide the same performance for the nominal system and the faulty system since the actuator faults and disturbances are hide from the nominal controller due to placing a virtual actuator between the faulty plant and the nominal controller.

For the purpose of satellite maneuvering, using Kepler's orbital dynamics, which is affected only by the Earth's gravity, the desired second orbit parameters are calculated. In addition, orbital dynamics based on six modified orbital elements have been used, which avoids singularities. Then, using the desired orbit parameters, the relative motion elements are calculated and used in the control laws. To demonstrate the effectiveness of the control method, a maneuvering scenario of a satellite with Kepler's orbital dynamics that affected by natural disturbances and the actuator faults, is simulated for 42 days. The satellite has an effective cross-sectional area of 0.56 m², and an actuator fault is occurred since the 32nd day. The results show higher performances the proposed method compared with conventional controllers like LQR



کنترل تحمل پذیر عیب مانور مداری ماهواره مبتنی بر عملگر مجازی

مسعود دهناد^{۱*}، مرتضی فرهید^۲، سمیرا میرمظهری انور^۳

۱- پژوهشکده رانگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

m.dehnad@isrc.ac.ir

۲- پژوهشکده رانگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

m.farhid@isrc.ac.ir

۳- پژوهشکده رانگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

smazhari@tabrizu.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۲، صفحه ۱۲۵-۱۱۵
پاییز و زمستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jssta.2023.411614.1138

چکیده

در این مقاله، برای مانور ماهواره‌های مدار پایین زمین که در معرض کاهش اثرگذاری و عیب‌های جمع شونده عملگر و همچنین اغتشاشات طبیعی مانند درگ اتمسفر، گرانش زمین، تابش خورشیدی و جسم سوم هستند، از یک کنترل تحمل پذیر عیب مبتنی بر عملگر مجازی استفاده می‌شود. در رویکرد مورد استفاده، نیازی به واحدی مجزا جهت تشخیص، جداسازی و شناسایی خطا نیست. ویژگی اصلی این رویکرد، ارائه عملکردی یکسان برای سیستم نامی و سیستم معیوب است زیرا عیب‌های عملگر و اغتشاشات به دلیل قرار دادن یک عملگر مجازی بین پلنت معیوب و کنترل کننده نامی از کنترل کننده نامی پنهان می‌شوند.

برای هدف مانور ماهواره، با استفاده از دینامیک مداری کپلر که تنها تحت گرانش زمین قرار دارد، پارامترهای مدار ثانویه مطلوب، محاسبه می‌شوند. علاوه بر این، از دینامیک مداری مبتنی بر شش عنصر مداری اصلاح شده استفاده شده است که از تکنیکی جلوگیری می‌کند. سپس با استفاده از پارامترهای مدار مطلوب، عناصر مداری حرکت نسبی محاسبه و در قوانین کنترل به کار می‌روند. برای نشان دادن اثربخشی روش کنترل، سناریویی از مانور ماهواره با دینامیک مداری کپلر که تحت تاثیر اغتشاشات طبیعی و عیب‌های عملگر است، به مدت ۴۲ روز شبیه سازی می‌شود. این ماهواره دارای سطح مقطع موثر 0.56 m^2 است و از روز ۳۲ام عیب در عملگر آن رخ می‌دهد. نتایج، عملکرد بالاتر روش پیشنهادی را در مقایسه با کنترل کننده‌های سنتی مانند LQR نشان می‌دهد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۵/۲۳

پذیرش: ۱۴۰۲/۱۰/۲۶

واژه‌های کلیدی

مانور مداری ماهواره، عیب عملگرها، اغتشاشات طبیعی، کنترل تحمل پذیر عیب، پنهان کردن خطا، عملگر مجازی.

نحوه استناد به این مقاله

مسعود دهناد، مرتضی فرهید، سمیرا میرمظهری انور، "کنترل تحمل پذیر عیب مانور مداری ماهواره مبتنی بر عملگر مجازی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره دوم، صفحات ۱۲۵-۱۱۵، ۱۴۰۲.

فهرست علائم و اختصارات

a	نیم قطر محور بزرگ
e	خروج از مرکز
i	زاویه میل
Ω	زاویه صعود گره صعودی
ω	آرگومان حضیض
ψ	آنومالی حقیقی
x_i	آمین المان مداری اصلاح شده
x_i^*	آمین المان مداری مطلوب
ξ_i	آمین خطای المان مداری
u	بردار کنترل
γ_p	اغتشاشات طبیعی
u_c	کنترل نامی
ξ_f	حالت های دینامیک معیوب
u_f	ورودی دینامیک معیوب
y_f	خروجی دینامیک معیوب
$f(t)$	عیب جمع شونده عملگر
Θ	ضریب کاهش اثرگذاری
γ_p	اغتشاشات
$\xi_A(t)$	اختلاف بین حالت های معیوب و حالت های سالم
R_e	شعاع استوایی زمین

۱- مقدمه

کنترل دقیق مانورهای مداری ماهواره های مدار پائین، عامل موثری در موفقیت مأموریت های فضایی مانند نظارت، ردیابی و جمع آوری داده ها می باشد. امروزه، با توسعه فناوری های جدید در رانشگرها، امکان طراحی و اعمال کنترل کننده های فیدبک

پیچیده با سیگنال های پیوسته به جای استفاده از روش های کلاسیک مانند روش انتقال هوهمن دو ضربه ای که اساسا کنترل حلقه باز و به صورت گسسته می باشد، ایجاد شده است [۱، ۲]. با توجه به این که یکی از مهمترین عوامل شکست در مأموریت های فضایی، رخداد عیب در عملگرها می باشد، طراحی و به کارگیری کنترل تحمل پذیر عیب موجب افزایش و حفظ کارایی سیستم با وجود وقوع چنین پدیده ای می شود. به طور کلی، دو رویکرد در طراحی یک کنترل کننده تحمل پذیر عیب وجود دارد، غیرفعال و فعال. در رویکردهای غیرفعال، کنترل کننده به گونه ای طراحی می شود که سیستم حلقه بسته با توجه به برخی عیب های مورد انتظار مقاوم باشد و پارامترها و ساختار کنترل کننده در طول عملیات سیستم تغییر نمی کند [۳-۶]. در حالی که در رویکردهای فعال، پارامترها و ساختار کنترل کننده بر اساس عیب رخ داده مجدداً پیکربندی می شوند که این رویکرد را نیز می توان به دو دسته کلی تقسیم نمود، در دسته اول واحدی برای تشخیص عیب، جداسازی و واحد شناسایی در ساختار آنها وجود ندارد، ولی در دسته دوم چنین واحدی در نظر گرفته می شود [۷-۹]. اگرچه رویکردهای غیرفعال، مزه نیازی به واحد شناسایی دارد و نه پیکربندی مجدد کنترل کننده، اما آنها فقط برای کلاس از قبل پیش بینی شده ای از عیب قابل اعتماد هستند و برای همه سناریوهای عیب کارایی بهینه ندارند.

از جمله روش های موثر کنترل تحمل پذیر عیب فعال، روش پنهان سازی عیب می باشد. ایده اصلی این روش، حفظ کنترل کننده نامی و طراحی یک بلوک بازپیکربندی است که بین فرآیند معیوب و کنترل کننده نامی قرار می گیرد تا عیب ها از کنترل کننده نامی مخفی بماند. در واقع، این بلوک به فرآیند معیوب افزوده می شود به طوری که خروجی ها و ورودی های سیستم افزوده شده (فرآیند معیوب و بلوک بازپیکربندی) شبیه به یک سیستم بدون عیب عمل می کنند. مزیت اصلی مفهوم پنهان سازی عیب این است که نیازی به تغییر کنترل کننده نامی نیست و بلوک بازپیکربندی را می توان به راحتی به کنترل کننده نامی موجود اضافه نمود. عملگر مجازی و حسگر مجازی به ترتیب رویکردهای پیشنهادی در طراحی بلوک بازپیکربندی برای عیب های عملگر و عیب های حسگر هستند [۱۰-۱۳].

۲- دینامیک مداری

به منظور عدم ایجاد تکینگی، المان‌های مداری اصلاح شده به صورت زیر تعریف می‌شوند [۱۹]:

$$\begin{aligned} x_1 &= \Omega + \omega + \psi, \\ x_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \\ x_3 &= e \cos(\Omega + \omega), \\ x_4 &= e \sin(\Omega + \omega), \\ x_5 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega), \\ x_6 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega), \end{aligned} \quad (1)$$

که x_1 طول واقعی، x_2 حرکت میانگین، (x_3, x_4) اجزای بردار خروج از مرکز و (x_5, x_6) اجزای بردار گره صعودی هستند. i, e, a, Ω, ω و ψ شش عنصر مداری کلاسیک می‌باشند. همچنین، خطای مانور به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۹]:

$$\begin{aligned} \xi_1 &= x_1 - x_1^*, \\ \xi_2 &= \frac{x_2}{x_2^*} - 1, \\ \begin{bmatrix} \xi_3 \\ \xi_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(x_1) & \sin(x_1) \\ \sin(x_1) & -\cos(x_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_3 - x_3^* \\ x_4 - x_4^* \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} \xi_5 \\ \xi_6 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(x_1) & \sin(x_1) \\ \sin(x_1) & -\cos(x_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_5 - x_5^* \\ x_6 - x_6^* \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2)$$

که x_i^* عناصر مدار ثانویه مطلوب هستند. مدار مطلوب یک مدار ایده آل است که اهداف ماموریت را برآورده می‌سازد و تنها تحت تاثیر نیروی گرانش زمین می‌باشد. بنابراین، دینامیک خطا را می‌توان به صورت زیر توصیف نمود [۱۸]:

$$\frac{d\xi}{dt} = F\xi + Gu + \gamma_p, \quad (3)$$

که γ_p اغتشاشات، و ξ بردار متغیرهای حالت می‌باشد. $u = [u_1 \ u_2 \ u_3]$ ورودی کنترلی است و بردار شتاب را در سه جهت شعاعی، عرضی و نرمال در دستگاه مختصات RTN نشان می‌دهد. در این دستگاه مختصات، محور T مماس بر مدار و در راستای بردار سرعت ماهواره است. محور N عمود بر صفحه مداری و موازی با بردار اندازه حرکت زاویه‌ای، و محور R فریم مرجع را

با توجه به غیرخطی بودن دینامیک مداری ماهواره، طراحی کنترل کننده نامی با پیچیدگی‌هایی همراه است. [۱۴] با خطی‌سازی دینامیک در یک دستگاه مختصات منحنی، این پیچیدگی‌ها را کاهش داده است. هر چند غالب مطالعات از این مدل‌های خطی متداول استفاده کرده‌اند [۱۵-۱۷] اما، این رویکرد دارای محدودیت فرض شعاع نسبی کوچک است و همچنین، امکان رخداد تکینگی‌هایی در پارامترهای دینامیک مداری آن وجود دارد [۱۸، ۱۹]. این مشکلات، با معرفی دینامیک مداری نسبی که بر اساس عناصر اصلاح شده خاصی می‌باشد حل شده است [۱۹].

در این مقاله، برخلاف غالب مقالات از دینامیک مداری اصلاح شده در طراحی کنترل کننده نامی استفاده می‌کنیم. روش طراحی بدین صورت است که ابتدا، یک کنترل کننده نامی برای دینامیک مداری نامی (دینامیک مداری بدون اغتشاشات و عیب عملگر) طراحی می‌شود. سپس، با توجه به این که ماهواره در معرض اغتشاشات طبیعی است و همچنین، برای حفظ کارایی ماهواره در ماموریت‌های مانورینگ با وجود رخداد عیب عملگرها، از کنترل تحمل‌پذیر خطا با رویکرد پنهان‌سازی عیب و عملگر مجازی استفاده می‌شود. جهت محاسبه حرکت ماهواره نسبت به مدار مطلوب ثانویه، پارامترهای مدار ثانویه، از دینامیک مداری کپلر که تنها تحت گرانش زمین قرار دارد، حاصل می‌شود. بنابراین، نوآوری‌های این مقاله را می‌توان به صورت زیر خلاصه کرد: (۱) استفاده از دینامیک مبتنی بر عناصر مداری اصلاح شده، در طراحی کنترل کننده. (۲) طراحی کنترل تحمل‌پذیر عیب برای حفظ کارایی سیستم در صورت رخداد عیب عملگرها در کنترل مانور ماهواره. (۳) استفاده از رویکرد پنهان‌سازی عیب با بهره‌گیری از عملگر مجازی با حفظ کنترل کننده نامی.

ساختار مقاله در ادامه بیان می‌شود. در بخش ۲، عناصر مداری اصلاح شده و دینامیک خطای مانور مداری معرفی می‌شود. بخش ۳ به کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر عملگر مجازی می‌پردازد. در بخش ۴ برای نشان دادن اثربخشی روش کنترلی در ماموریت مانور مداری نتایج شبیه سازی ارائه می‌شود. در نهایت، بخش ۵ نتیجه‌گیری مقاله را بیان می‌کند.

۳- کنترل تحمل پذیر عیب مبتنی بر عملگر

مجازی

در طراحی کنترل کننده برای جلوگیری از تکینگی، مدل خطی دینامیک خطای المان های اصلاح شده (۷) را در نظر می گیریم. هدف، کنترل مانور مداری از یک مدار LEO اولیه به یک مدار LEO ثانویه مطلوب می باشد. با توجه به اینکه عناصر مداری تحت تاثیر نیروهای اغتشاشات طبیعی هستند و همچنین در ماموریت های مانور مداری امکان رخداد عیب محتمل است، و کنترل کننده نامی به تنهایی قادر به حذف اثرات نامطلوب این پدیده ها نیست، با افزودن بلوک بازپیکربندی، کنترل کننده به گونه ای اصلاح می شود که کارایی سیستم حلقه بسته جهت عملیات مانور مداری همچنان حفظ شود. به علاوه، یک مدل دینامیکی مرجع با کارایی مطلوب برای دینامیک خطا نیز طراحی می شود.

دینامیک نامی بدون عیب و اغتشاشات عبارت است از:

$$\begin{cases} \dot{\xi}(t) = A\xi(t) + Bu_c, \\ y(t) = C\xi(t) \end{cases} \quad (9)$$

که $u_c(t) \in \mathbb{R}^3$ کنترل نامی می باشد.

فرض ۱. سیستم حلقه بسته (۹) با کنترل نامی u_c پایدار با کارایی مطلوب می باشد.

دینامیک سیستم با اغتشاشات و عیب های عملگر عبارت است از:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_f(t) = A\xi_f(t) + B_f(u_f + f(t)) + \gamma_p(t); \\ \xi_f(0) = \xi_0, \\ y_f(t) = C\xi_f(t), \end{cases} \quad (10)$$

که $\xi_f(t) \in \mathbb{R}^5$ حالت های دینامیک معیوب، $u_f \in \mathbb{R}^3$ و $y_f \in \mathbb{R}^1$ به ترتیب ورودی و خروجی دینامیک معیوب و $f(t)$ عیب جمع شونده عملگر می باشد. فرض می شود این عیب و مشتق آن دارای باند بالای ثابت هستند. عیب کاهش اثرگذاری عملگر به صورت زیر فرمول سازی می شود [۲۰]:

$$B_f = B\Theta, \quad \Theta = \text{diag}(\theta_1, \theta_2, \theta_3),$$

که θ_i ثابت های نامعلوم می باشند و $0 < \theta_i \leq 1$ و $i = 1, 2, 3$ علاوه، $\theta_i = 1$ به معنی سلامت عملگر نام است. γ_p اغتشاشات است که می توان به صورت دو بخش نوشت:

کامل می کند. در حین انتقال مداری، تنها متغیرهای خطای $\xi_2, \dots, \xi_6$ باید کنترل شوند. بنابراین، F و G به صورت زیر به دست می آیند:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{(1+\zeta_3)^2 x_2}{-\omega^3 x_2^*} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{(1+\zeta_3)^2 x_2}{\omega^3 x_2^*} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{(1+\zeta_3)^2 x_2}{-\omega^3 x_2^*} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{(1+\zeta_3)^2 x_2}{\omega^3 x_2^*} & 0 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$G = \frac{\omega(x_2^*)^{1/3}}{\omega^*(x_2)^{1/3}} \begin{bmatrix} -\frac{3\zeta_4 x_2}{\omega^2 x_2^*} & -\frac{3(1+\zeta_3)x_2}{\omega^2 x_2^*} & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 1 & \frac{\zeta_4}{1+\zeta_3} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1+\zeta_5^2 - \zeta_6^2}{2(1+\zeta_3)} \\ 0 & 0 & \frac{\zeta_5 \zeta_6}{1+\zeta_3} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

که ω ، ζ_3 ، ζ_4 ، ζ_5 و ζ_6 به صورت زیر تعریف می شوند:

$$\omega = \sqrt{1 - x_3^2 - x_4^2},$$

$$\begin{bmatrix} \zeta_3 \\ \zeta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(x_1) & \sin(x_1) \\ \sin(x_1) & -\cos(x_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_3 \\ x_4 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \zeta_5 \\ \zeta_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(x_1) & \sin(x_1) \\ \sin(x_1) & -\cos(x_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_5 \\ x_6 \end{bmatrix}.$$

خطی سازی مدل غیرخطی (۳) عبارت است از:

$$\frac{d\xi}{dt} = A\xi + Bu + \gamma_p, \quad (7)$$

که ماتریس های A و B عبارتند از:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & -3 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

که $\phi(\theta) \square \frac{(\varepsilon_\theta + 1)\theta^T \theta - \theta_{\max}^2}{\varepsilon_\theta \theta_{\max}^2}$ ماتریس P از معادله لیاپانوف زیر محاسبه می‌شود:

$$A_d^T P + P A_d + Q = 0, \quad (17)$$

که $Q \in \mathbb{R}^{5 \times 5}$ یک ماتریس مثبت و A_d یک ماتریس هرویتز می‌باشد.

فرض ۴. ماتریس‌های N^* و M^* وجود دارند به گونه‌ای که

$$B_f N^* - B = 0, \quad A + B_f M^* = A_d. \quad (18)$$

قضیه ۱. دینامیک خطای (۱۱) با ورودی کنترل (۱۲) و قوانین (۱۳) تا (۱۵) را در نظر بگیرید. اگر فرض‌های ۱ تا ۴ برقرار باشند، آن‌گاه $\xi_\Delta(t)$ کراندار نهایی است با کران نهایی زیر:

$$\mu = \frac{1}{2\lambda_{\min}(Q)} \left(\frac{2\lambda_{\max}(P)\bar{d}_2}{+ \left(\frac{(2\lambda_{\max}(P)\bar{d}_2)^2}{+ 8\lambda_{\min}(Q)\eta_d^{-1}\lambda_{\max}(N^{*-1})\bar{d}_{t,Max}\dot{d}_{t,Max}} \right)^{\frac{1}{2}}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

اثبات. دینامیک خطای مانور مداری (۱۱) که تحت تاثیر اغتشاشات و عیب می‌باشد، با اعمال کنترل (۱۲) عبارت است از:

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_\Delta(t) &= A\xi_\Delta(t) + B_f M(t)\xi_\Delta(t) + B_f N(t)u_c(t) \\ &\quad + B_f(d_t(t) - \hat{d}_t(t)) + d_2(t) - Bu_c(t) \\ &= A\xi_\Delta(t) + B_f(M^* + M(t) - M^*)\xi_\Delta(t) \\ &\quad + B_f(N^* + N(t) - N^*)u_c(t) \\ &\quad + B_f(d_t(t) - \hat{d}_t(t)) + d_2(t) - Bu_c(t) \\ &= (A + B_f M^*)\xi_\Delta(t) + B_f \tilde{M}\xi_\Delta(t) + B_f \tilde{N}u_c(t) \\ &\quad - B_f \tilde{d}_t(t) + (B_f N^* - B)u_c(t) + d_2(t), \end{aligned} \quad (20)$$

که $\tilde{N}(t) \square N(t) - N^*$ ، $\tilde{M}(t) \square M(t) - M^*$ و $\tilde{d}_t(t) \square \hat{d}_t(t) - d_t(t)$ با استفاده از فرض ۴، دینامیک (۲۰) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{\xi}_\Delta(t) = A_d \xi_\Delta(t) + B_f \tilde{M}\xi_\Delta(t) + B_f \tilde{N}u_c(t) - B_f \tilde{d}_t(t) + d_2(t). \quad (21)$$

با توجه به فرض‌هایی که روی $d_1(t)$ و $f(t)$ بیان شد، ثابت‌های $d_{t,Max}$ و $\dot{d}_{t,Max}$ وجود دارند که $\|d_t(t)\|_2 \leq d_{t,Max}$ و $\|\dot{d}_t(t)\|_2 \leq \dot{d}_{t,Max}$ به علاوه، از آنجایی که وزن‌های $M(t)$ و

$$\gamma_p(t) = Ed_1(t) + d_2(t).$$

که E فرض زیر را برآورده می‌سازد.

فرض ۲. $\text{Im}(E) \subseteq \text{Im}(B)$.

با توجه به این که Θ رتبه کامل است، $\text{Im}(B) = \text{Im}(B_f)$

و یک ماتریس Q^* وجود دارد به گونه‌ای $B_f Q^* = E$.

فرض ۳. $d_2(t) \leq \bar{d}_2$ که $\bar{d}_2$ یک بردار ثابت است. $d_1(t)$ و مشتق آن نیز دارای باند بالایی ثابت می‌باشند.

دینامیک خطا بین (۹) و (۱۰) عبارت است از:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_\Delta(t) = A\xi_\Delta(t) + B_f(u_f + d_1) + d_2(t) - Bu_c(t); \\ \xi_\Delta(0) = \xi_{\Delta 0}, \\ y_\Delta(t) = C\xi_\Delta(t), \end{cases} \quad (11)$$

که $\xi_\Delta(t) \square \xi_f(t) - \xi(t)$ و $d_1 = f(t) + Q^* d_1(t)$.

به منظور کنترل مانور ماهواره، کنترل تحمل پذیر عیب با عملگر مجازی را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$u_f(t) = M(t)\xi_\Delta(t) + N(t)u_c(t) - \hat{d}_t(t), \quad (12)$$

که $M(t) \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$ ، $N(t) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ و $\hat{d}_t(t) \in \mathbb{R}^3$ از روابط زیر به دست می‌آیند:

$$\dot{M}(t) = \text{Proj}_m \left[M(t), -B^T P \xi_\Delta(t) \xi_f^T(t) \right] \Gamma_M; \quad M(0) = M_0, \quad (13)$$

$$\dot{N}(t) = \text{Proj}_m \left[N(t), -B^T P \xi_\Delta(t) u_c^T(t) \right] \Gamma_N; \quad N(0) = N_0, \quad (14)$$

$$\dot{\hat{d}}_t(t) = \eta_d \text{Proj} \left[\hat{d}_t(t), B^T P \xi_\Delta(t) \right]; \quad \hat{d}_t(0) = \hat{d}_{t0}, \quad (15)$$

که $\Gamma_M \in \mathbb{R}^{5 \times 5}$ و $\Gamma_N \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس‌های مثبت معین و η_d یک ثابت مثبت است. تابع Proj به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{Proj}(\theta, y) \square \begin{cases} y, & \text{if } \phi(\theta) < 0, \\ y, & \text{if } \phi(\theta) \geq 0 \text{ and } \phi'(\theta)y \leq 0, \\ y - \frac{\phi'^T(\theta)\phi'(\theta)y}{\phi'(\theta)\phi'^T(\theta)}\phi(\theta), & \text{if } \phi(\theta) \geq 0 \text{ and } \phi'(\theta)y > 0, \end{cases} \quad (16)$$

گرانش در هر واحد جرم، یا به عبارتی شتاب گرانش، استفاده می شود [۲۱]:

$$\bar{a}_{j_2} = \frac{3\mu J_2 R_e^2}{2r^5} \left((5 \frac{(\bar{r} \cdot \hat{k}_E)}{r^2} - 1) \bar{r} - 2(\bar{r} \cdot \hat{k}_E) \hat{k}_E \right) \quad (23)$$

که در آن R_e شعاع استوایی زمین، J_2 ضریب غالب در مدل آشفته‌گی ژئوپتانسیل، $\hat{k}_E$ بردار واحد محور Z دستگاه اینرسی زمین مرکز، $\bar{r}$ بردار مکان ماهواره در دستگاه اینرسی و r اندازه این بردار و به عبارتی ارتفاع ماهواره از مرکز زمین است. جملات مرتبه بالاتر نادیده گرفته می‌شوند. دستگاه اینرسی، دستگاهی است که مبدأ آن بر روی مرکز جرم زمین و محور Z در جهت مثبت محور دوران زمین به دور خودش است. صفحه XY این دستگاه منطبق بر صفحه استوا می‌باشد، که عمود بر محور چرخش زمین است.

کنترل نامی $u_c(\cdot)$ را از نوع رگولاتور درجه دوم خطی به صورت $u_c = K \xi$ در نظر می‌گیریم که K از حداقل سازی تابع هزینه $\int_0^\infty (\xi^T Q \xi + u_c^T R u_c) dt$ و از رابطه $K = R^{-1} B^T R P$ به دست می‌آید. Q ، R و P ماتریس‌های مثبت معین هستند که $A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0$ از حل معادله ریکاتی حاصل می‌شود. هدف کنترلی انتقال از مداری با ارتفاع ۴۵۰ کیلومتر و شیب ۸۲ درجه، به مداری با ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر و شیب ۸۱ درجه با حداقل مصرف سوخت می‌باشد. گریز از مرکز صفر و مدارها دایروی در نظر گرفته می‌شود. لازم به ذکر است با توجه به شعاع ۶۳۷۱ کیلومتری زمین، ارتفاع اولیه از مرکز زمین ۶۸۲۱ کیلومتر و ارتفاع نهایی آن، ۷۳۷۱ کیلومتر می‌باشد.

مقادیر اولیه المان‌های مداری a ، e ، i ، Ω ، ω و ψ به ترتیب ۶۸۲۱، ۰، ۸۲، ۰، ۰ و ۰ می‌باشد.

نتایج شبیه‌سازی با اعمال کنترل نامی به مدل دینامیک مداری کپلر غیرخطی، شامل ارتفاع، شیب و گریز از مرکز مدار ماهواره برای حدود ۴۲ روز در شکل ۱ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با توجه به عدم رخداد عیب عملکرد مطلوب حاصل می‌شود. سیگنال کنترلی نیز در شکل ۲ نمایش داده شده است.

$N(t)$ و همچنین تابع $\hat{d}_t(t)$ با استفاده از عملگر Proj محاسبه می‌شوند، کران‌های بالایی به صورت $\tilde{M}_{Max}$ ، $\tilde{N}_{Max}$ و $\tilde{d}_{t,Max}$ وجود دارند به گونه‌ای که $\|\tilde{N}(t)\|_F \leq \tilde{N}_{Max}$ ، $\|\tilde{M}(t)\|_F \leq \tilde{M}_{Max}$ و $\|\tilde{d}_t(t)\|_F \leq \tilde{d}_{t,Max}$ برای $t \geq 0$. تابع لیاپانوف به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$\begin{aligned} V(\xi_\Delta(t), \tilde{M}(t), \tilde{N}(t), \tilde{d}_t(t)) &= \xi_\Delta^T(t) P \xi_\Delta(t) + tr \{ \Gamma_M^{-1} \tilde{M}^T(t) N^{*-1} \tilde{M}(t) \} \\ &+ tr \{ \Gamma_N^{-1} \tilde{N}^T(t) N^{*-1} \tilde{N}(t) \} \\ &+ \eta_d^{-1} trace \{ \tilde{d}_t^T(t) N^{*-1} \tilde{d}_t(t) \}. \end{aligned} \quad (22)$$

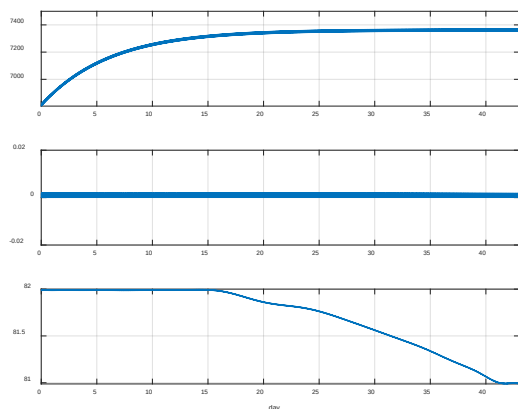
با مشتق‌گیری از $V(\xi_\Delta(t), \tilde{M}(t), \tilde{N}(t), \tilde{d}_t(t))$ در راستای مسیر (۲۱)، و با استفاده از روابط (۱۵)–(۱۳) و همچنین رابطه (۱۸) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}(\xi_\Delta(t), \tilde{M}(t), \tilde{N}(t), \tilde{d}_t(t)) &= -\xi_\Delta^T(t) Q \xi_\Delta(t) + 2\xi_\Delta^T(t) P B_f \tilde{M}(t) \xi_\Delta(t) \\ &+ 2\xi_\Delta^T(t) P B_f \tilde{N}(t) u_c(t) - 2\xi_\Delta^T(t) P B_f \tilde{d}_t(t) \\ &+ 2tr \{ \tilde{M}(t) Proj_m [M(t), -B_f^T P \xi_\Delta(t) \xi_\Delta^T(t)] \} \\ &+ 2tr \{ \tilde{N}^T(t) Proj_m [N(t), -B_f^T P \xi_\Delta(t) u_c^T(t)] \} \\ &+ 2\tilde{d}_t^T(t) Proj \{ \hat{d}_t, B_f^T P \xi_\Delta(t) \} - 2\eta_d^{-1} \tilde{d}_t^T(t) N^{*-1} \dot{\tilde{d}}_t \\ &\leq -\xi_\Delta^T(t) Q \xi_\Delta(t) - 2\eta_d^{-1} \tilde{d}_t^T(t) N^{*-1} \dot{\tilde{d}}_t + 2\dot{d}_2^T(t) P \xi_\Delta(t) \\ &\leq -\lambda_{\min}(Q) \|\xi_\Delta(t)\|^2 + 2\eta_d^{-1} \lambda_{\max}(N^{*-1}) (\tilde{d}_{t,Max} \dot{\tilde{d}}_{t,Max}) \\ &+ 2\lambda_{\max}(P) \|\xi_\Delta(t)\| \bar{d}_2 \end{aligned} \quad (23)$$

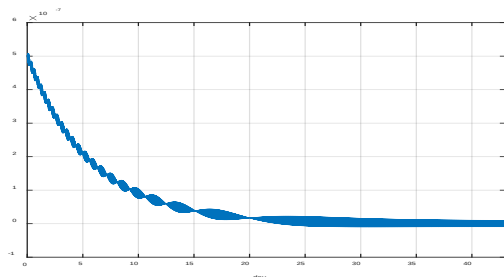
بنابراین، در ناحیه $\|\xi_\Delta(t)\| > \mu$ ، $\dot{V}(\xi_\Delta(t), \tilde{M}(t), \tilde{N}(t), \tilde{d}_t(t)) < 0$ است.

۴- شبیه سازی و نتایج

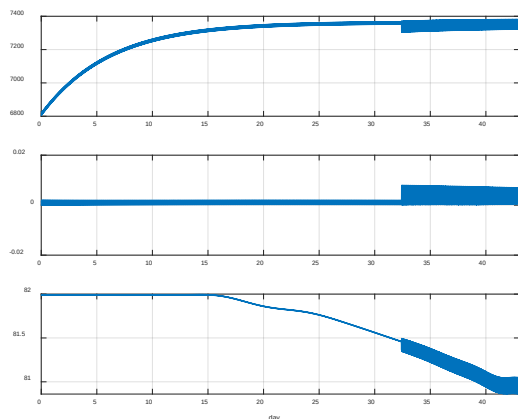
در این بخش، عملیات کنترل مانور مداری ماهواره با وجود اغتشاشات طبیعی با بهره‌گیری از مدل توصیف شده در [۲۱، ۲۲] و همچنین عیب‌های عملگر، با استفاده از کنترل تحمل پذیر عیب مبتنی بر عملگر مجازی شبیه سازی می‌شود. اغتشاشات طبیعی شامل گرانش زمین، درگ اتمسفر، جسم سوم و تابش خورشیدی با مشخصات جدول ۱ می‌باشند. جهت مدل‌سازی اثرات گرانش، از معادله زیر برای نیروی



شکل ۱. عناصر مداری به ترتیب ارتفاع، گریز از مرکز و زاویه میل در فرآیند مانور ماهواره بدون رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده نامی رگولاتور درجه دوم خطی



شکل ۲. سیگنال کنترلی در فرآیند مانور ماهواره بدون رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده نامی رگولاتور درجه دوم خطی



شکل ۳. عناصر مداری به ترتیب ارتفاع، گریز از مرکز و زاویه میل در فرآیند مانور ماهواره با رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده نامی رگولاتور درجه دوم خطی

در ادامه، یک عیب عملگر به صورت جمع شونده از روز ۳۲ام به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$f(t) = [0.001 \sin(0.05t) \quad 0 \quad 0]^T.$$

در صورتی که از کنترل نامی توصیف شده استفاده نماییم، ملاحظه می‌شود عملکرد سیستم بعد از وقوع عیب به شدت افت می‌کند و المان های مداری ماهواره دچار نوسانات شدیدی می‌شوند (شکل ۳). سیگنال کنترلی مربوط به این حالت نیز در شکل ۴ نمایش داده شده است. برای رفع این مشکل از کنترل تحمل پذیر عیب (۱۲) استفاده می‌کنیم. بدین منظور، در روابط به روز رسانی (۱۱) تا (۱۳)، ماتریس صفر برای مقدار اولیه ماتریس M_0 و ماتریس واحد برای مقدار اولیه ماتریس N_0 در نظر گرفته می‌شود. بردار اولیه $\hat{d}_{t0}$ نیز بردار صفر می‌باشد. ماتریس‌های ثابت، $\Gamma_M = I_{5 \times 5}$ و $\Gamma_N = I_{3 \times 3}$ و اسکالر $\eta_d = 1$ در نظر گرفته می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۵ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با استفاده از کنترل طراحی شده، علاوه بر انتقال به مدار با مشخصات مطلوب ماهواره، یعنی ارتفاع ۷۳۷۱ کیلومتر، گریز از مرکز صفر و شیب ۸۱ درجه، آثار اغتشاشات و عیب‌ها حذف گردیده‌است و عملکرد مطلوب حاصل گشته است. سیگنال کنترلی در این حالت نیز در شکل ۶ نمایش داده شده است.

جدول ۱. مشخصات اغتشاشات

$\mu = 398600.47$		ثابت گرانشی زمین
$S = 0.5625$		سطح مقطع موثر ماهواره
$\rho = 7.388$		تراکم هوا
$R_e = 6378.1363$		شعاع زمین
$J_2 = 0.00108263$		ثابت اغتشاش J_2
$C_D = 2.5$		ضریب درگ

اصلاح شده می‌باشد، استفاده شده است. عناصر مدار ثانویه مطلوب از دینامیک مداری کپلر که تنها تحت شتاب گرانش زمین است، محاسبه شده است. سپس، با استفاده از پارامترهای مدار مطلوب، عناصر حرکت مداری نسبی محاسبه و در قوانین کنترل به کار رفته اند.

کنترل کننده مورد استفاده از روش پنهان سازی عیب بهره می‌برد بدین صورت که با حفظ کنترل کننده نامی و بدون تغییر آن، یک بلوک شامل عملگر مجازی بین فرآیند معیوب و کنترل کننده نامی به منظور پنهان کردن عیوب از کنترل کننده نامی، قرار می‌گیرد و در نتیجه، خروجی‌ها و ورودی‌های سیستم افزوده شده، شبیه به سیستم بدون عیب می‌شود.

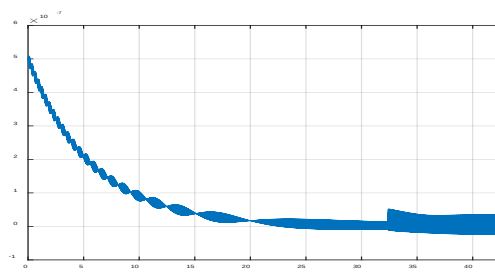
کنترل کننده طراحی شده به دینامیک مدار کپلر غیرخطی که تحت تاثیر مدل دقیقی از اغتشاشات طبیعی است، اعمال شد. نتایج شبیه سازی عملکرد بالای سیستم حلقه بسته با کنترل کننده طراحی شده را با وجود اغتشاشات و عیب عملگر نشان داده است.

تعارض منافع

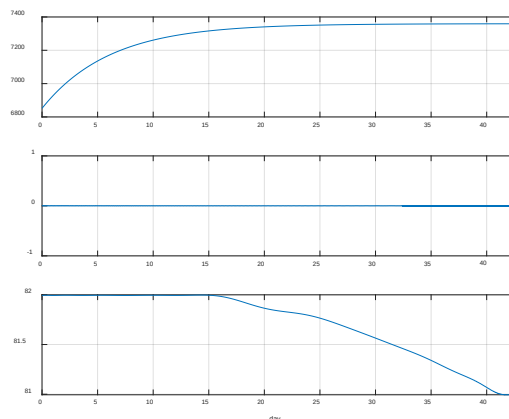
"هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

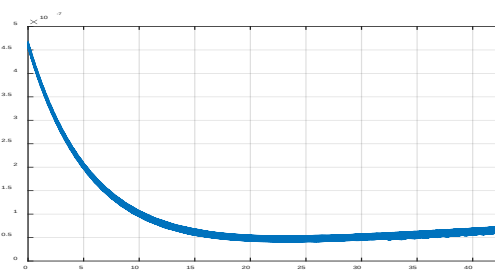
- [1] J. A. Starek, B. Açıkmeşe, I. A. Nesnas, and M. Pavone, *Spacecraft Autonomy Challenges for Next-Generation Space Missions in Advances in Control System Technology for Aerospace Applications*, Berlin, Heidelberg: Springer, 2016.
- [2] M. Leomanni, A. Garulli, A. Giannitrapani, and F. Scortecci, "Propulsion options for very low Earth orbit microsatellites," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 444-454, 2017.
- [3] A. A. Amin and K. Mahmood-ul-Hasan, "Robust Passive Fault Tolerant Control for Air Fuel Ratio Control of Internal Combustion Gasoline Engine for Sensor and Actuator Faults," *IETE Journal of Research*, vol. 69, no. 5, pp. 2846-2861, 2023.
- [4] M. Saied, B. Lussier, I. Fantoni, H. Shraim, and C. Francis, "Active versus passive fault-tolerant control of a redundant multirotor



شکل ۴. سیگنال کنترلی در فرآیند مانور ماهواره با رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده نامی رگولاتور درجه دوم خطی



شکل ۵. عناصر مداری به ترتیب ارتفاع، گریز از مرکز و زاویه میل در فرآیند مانور ماهواره با رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده تحمل پذیر عیب



شکل ۶. سیگنال کنترلی در فرآیند مانور ماهواره با رخداد عیب در عملگرها با استفاده از کنترل کننده تحمل پذیر عیب

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، از یک کنترل کننده تحمل پذیر عیب مبتنی بر عملگر مجازی جهت کنترل مانور مداری ماهواره مدار پایین که تحت تاثیر اغتشاشات طبیعی مانند درگ اتمسفر، گرانش زمین، تابش خورشیدی و جسم سوم، و همچنین عیب های عملگر مانند عیب کاهش اثربخشی و عیب جمع شونده می‌باشند، بهره برده شده است. به منظور جلوگیری از ایجاد تکینگی، از دینامیک مداری که مبتنی بر شش عنصر مداری

- [13] M. Yadegar, N. Meskin, and A. Afshar, "Fault-tolerant control of linear systems using adaptive virtual actuator," *International Journal of Control*, vol. 92, no. 8, pp. 1729-1741, 2019.
- [14] F. de Bruijn, E. Gill, and J. How, "Comparative analysis of Cartesian and curvilinear Clohessy-Wiltshire equations," *Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications*, vol. 3, pp. 1-15, 2011.
- [15] S. De Florio, S. D'Amico, and G. Radice, "Virtual Formation Method for Precise Autonomous Absolute Orbit Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 2, pp. 425-438, 2014.
- [16] س. ابردری، "مدلسازی و طراحی سیستم انتقال مداری و کنترل موقعیت یک ماهواره در مدار LEO، کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت، اسفند ۱۳۹۴.
- [17] ع. قاصر، "شبیه سازی مسیر انتقال مداری کم پیشران برای میکروماهواره با استفاده از تراستر الکتریکی" کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی فناوری های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، شهریور ۱۳۹۸.
- [18] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, A. Giannitrapani, and R. Quartullo, "Orbit Control Techniques for Space Debris Removal Missions Using Electric Propulsion," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 43, pp. 1-10, 2020.
- [19] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and A. Giannitrapani, "State feedback control in equinoctial variables for orbit phasing applications," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 8, pp. 1815-1822, 2018.
- [20] J. H. Richter, *Reconfigurable Control of Nonlinear Dynamical Systems*, Berlin, Heidelberg: Springer, 2011.
- [21] G. Seeber, *Satellite Geodesy*, Berlin, New York: Walter de Gruyter, 2003.
- UAV," *The Aeronautical Journal*, vol. 124, no. 1273, pp. 385-408, 2020.
- [5] J. D. Stefanovski, "Passive fault tolerant perfect tracking with additive faults," *Automatica*, vol. 87, pp. 432-436, 2018.
- [6] N. Li, H. Sun, and Q. Zhang, "Robust passive adaptive fault tolerant control for stochastic wing flutter via delay control," *European Journal of Control*, vol. 48, pp. 74-82, 2019.
- [7] I. Tahiri, A. Philippot, V. Carré-Ménétrier, and A. Tajer, "A Fault-Tolerant and a Reconfigurable Control Framework: Application to a Real Manufacturing System," *Processes*, vol. 10, no. 7, 2022.
- [8] Y. Gui, Q. Jia, H. Li, and Y. Cheng, "Reconfigurable Fault-Tolerant Control for Spacecraft Formation Flying Based on Iterative Learning Algorithms," *Applied Sciences*, vol. 12, no. 5, p. 2485, 2022.
- [9] D. V. Nair and M. S. R. Murty, "Reconfigurable control as actuator fault-tolerant control design for power oscillation damping," *Protection and Control of Modern Power Systems*, vol. 5, no. 1, p. 8, 2020.
- [10] Y. Wang, D. Rotondo, V. Puig, and G. Cembrano, "Fault-Tolerant Control Based on Virtual Actuator and Sensor for Discrete-Time Descriptor Systems," *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers*, vol. 67, no. 12, pp. 5316-5325, 2020.
- [11] J. Cieslak and D. Henry, "A Switching Fault-Hiding Mechanism based on Virtual Actuators and Dwell-Time Conditions," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 24, pp. 703-708, 2018.
- [12] D. Rotondo, J.-C. Ponsart, D. Theilliol, F. Nejari, and V. Puig, "A virtual actuator approach for the fault tolerant control of unstable linear systems subject to actuator saturation and fault isolation delay," *Annual Reviews in Control*, vol. 39, pp. 68-80, 2015.

[22] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Dordrecht: Springer, 2012.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)