



Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 22-33
2022

Available in:
Journal.isrc.ac.ir/article_146831.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.305782.1032

Article Info

Received: 2021-9-20
Accepted: 2022-1-11

Keywords

Spacecraft, Active fault-tolerant control, Stabilization

How to cite this article

Rouzbeh Moradi, “ Designing Active Fault-tolerant Controller for Spacecraft under Actuator Fault”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (2), p.:22-33, 2022.

Original Article

Designing Active Fault-tolerant Controller for Spacecraft under Actuator Fault

Rouzbeh Moradi ^{*,1}

1,*, Aerospace Engineering Department, Renewable Energies Faculty, Urmia University of Technology, West Azerbaijan, Iran, rouzbeh_moradi@uut.ac.ir, Corresponding author

Abstract

Fault-tolerant control is one of the important issues in automatic control. The reason for this importance is the probability of fault/ failure occurrence in controlling subsystems (sensor-actuator-system). Direct access to spacecraft is not always possible, Therefore fault-tolerant control has become even more important in space systems. On the other hand, due to the necessity for weight reduction in these systems, employing hardware redundancy has limitations. So, analytical redundancy has gained much attention in such systems. In this paper, reference inputs are corrected based on an open-loop control command adjustment. Using simulation shown, without reference input adjustment, the controller will not be able to satisfy mission requirements when actuator faults occur. Then, the proposed method is used and the desired requirements are satisfied. The advantage of the proposed method is that, there is no need for taking the first and second derivatives of the reference inputs and these inputs can be obtained through integration.. This will prevent computational problems associated with differentiation.



طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب فعال فضاپیما در حالت عیب عملگر

روزبه مرادی^{*۱}

^{۱*} گروه مهندسی هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر-دانشگاه صنعتی ارومیه، rouzbeh_moradi@uut.ac.ir
(نویسنده مسئول)

دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۳۳-۲۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir/article_146831.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.305782.1032

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۲۹

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۲۱

واژه‌های کلیدی

فضاپیما، کنترل تحمل پذیر عیب
فعال، پایدارسازی

نحوه استناد به این مقاله

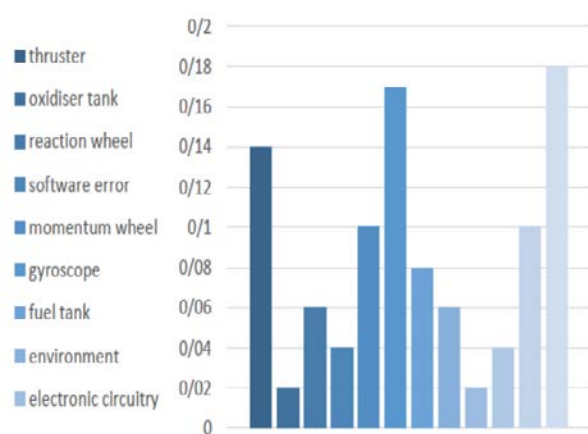
روزبه مرادی، "طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب فعال فضاپیما در حالت عیب عملگر"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره دوم، صفحات ۳۳-۲۲، ۱۴۰۰.

چکیده

مسئله کنترل تحمل پذیر عیب، یکی از مسائل مهم در حوزه کنترل اتوماتیک است. دلیل اهمیت این موضوع نیز احتمال بروز عیب یا خرابی در هر یک از اجزای سیستم کنترلی (سنسور، عملگر، سیستم) است. این موضوع به خصوص در رابطه با سیستم‌های فضایی، به دلیل عدم دسترسی آسان به این سیستم‌ها دارای اهمیت بسیار زیادی است. از طرفی، به دلیل ضرورت کاهش وزن این سیستم‌ها تا حد ممکن، استفاده از افزودنی سخت‌افزاری دارای محدودیت‌هایی بوده و استفاده از افزودنی‌های تحلیلی بیشتر مورد توجه است. در این مقاله، از اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز برای اصلاح ورودی‌های مرجع استفاده شده است. با استفاده از شبیه‌سازی نشان داده شده، در صورت عدم اصلاح ورودی‌های مرجع، کنترل کننده قادر نخواهد بود در شرایط بروز عیب عملگر، فضاپیما را به شرایط مطلوب برساند. از این‌رو، با استفاده از روش پیشنهاد شده، وضعیت سیستم حول هر سه محور بدنی به شرایط مطلوب رسانده شده است. مزیت روش ارائه شده در مقاله حاضر این است که در این روش، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نیست و می‌توان این ورودی‌ها را از طریق انتگرال گیری به دست آورد. این مساله به نوبه خود باعث می‌شود تا از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق گیری در شبیه‌سازی جلوگیری شود.

و اصلاح ورودی‌های مرجع تلاش نموده تا سیستم حلقه بسته را پایدار نماید.

مقاله حاضر از روش اصلاح ورودی‌های مرجع از طریق اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز برای کنترل وضعیت فضاپیمای معیوب استفاده می‌کند. مزیت روش حاضر به این شرح است که با توجه به اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نبوده و می‌توان ورودی‌های مرجع را به راحتی از طریق انتگرال‌گیری به‌دست آورد. این موضوع موجب می‌شود تا از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی [۱۳] جلوگیری شود. چند عامل که موجب خرابی سیستم کنترل وضعیت می‌شوند در شکل (۱) ارائه شده‌اند [۱۴]:



شکل ۱- عوامل موثر در خرابی سیستم کنترل وضعیت

این شکل نشان می‌دهد که تقریباً ۴۵٪ خرابی سیستم کنترل وضعیت، ناشی از عیوب عملگر (کنترل‌گشتاور ژيروسکوپ پایه، چرخ‌های واکنشی و تراسترها) است. از این‌رو، در این مقاله عیب عملگر بررسی شده و خرابی عملگر به عنوان سناریوی عیب در نظر گرفته شده است.

در سال‌های اخیر، سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب توجه بسیاری از محققان را به خود جلب نموده‌اند. مهم‌ترین علت این امر، نیاز به افزایش امنیت و قابلیت اطمینان در سیستم‌های کنترل است. هدف چنین سیستم‌هایی، نگاه داشتن سیستم کنترل در شرایط عملکردی مطلوب و حفظ پایداری آن در هنگام رخداد عیب و خرابی در اجزای مختلف سیستم کنترل است [۱]. تحمل‌پذیری عیب مشخصه‌ای است که سامانه را قادر می‌سازد تا با به وجود آمدن عیب در اجزایش (یک یا چند عیب)، به صورت صحیح به کار خود ادامه دهد. در این دسته از سامانه‌ها، در صورت بروز عیب، در صورتی که کیفیت کلی سامانه کاهش یابد، میزان این کاهش، متناسب با میزان بزرگی شدت عیب است [۲]-[۵]. در حالی که در طراحی‌های ساده‌تر، این عیوب می‌توانند به طور کلی موجب از کار افتادن سامانه شوند. کنترل تحمل‌پذیر عیب در سیستم‌های هوافضایی و به‌ویژه در بحث کنترل وضعیت بسیار مورد تاکید قرار گرفته است [۶].

کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم می‌شود. در روش غیر فعال که با نام مقاوم نیز شناخته می‌شود، کنترلر ثابت بوده و به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که سیستم در مقابل آسیب‌های از پیش تعیین شده مقاوم باشد. سیستم‌های سنتی، از استراتژی‌های غیرفعال با افزودن سخت‌افزاری یا روش‌های طراحی مقاوم برای جبران عیوب پیش‌بینی شده استفاده می‌کنند. در نقطه مقابل، روش‌های فعال با استفاده از ماژول‌های تشخیص و محل‌یابی عیب و پیکربندی مجدد کنترلر، اثر عیوب را کاهش می‌دهند [۷].

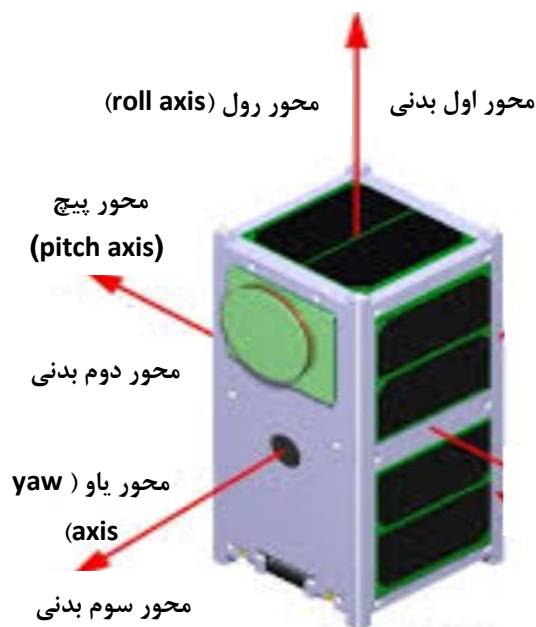
مقالات متعددی در رابطه با بحث کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما در سال‌های اخیر به چاپ رسیده‌اند [۸]-[۱۲]. مراجع [۸]-[۱۰] ایده‌های جدیدی در این رابطه مطرح کرده و از روش‌های مود لغزشی^۱ و کنترل پسگام^۲ استفاده نموده‌اند. مرجع [۱۱] از روش اصلاح ورودی‌های مرجع^۳ برای طراحی کنترل‌کننده فعال وضعیت فضاپیمای معیوب استفاده کرده است. مرجع [۱۲] نیز از طریق استفاده از تعریف تابع لیاپانوف^۴

³ -Reference inputs

⁴ -Lyapunov function

¹ -Sliding mode

² -Backstepping



شکل ۲- دستگاه مختصات بدنی

۲-دینامیک وضعیت فضاپیما و ساختار کنترل کننده

پایه

معادلات سرعت زاویه‌ای و وضعیت فضاپیما در دستگاه مختصات بدنی^۱ به صورت روابط (۱) نشان داده شده است [۱۵]:

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= 0.5(-\omega_1 q_1 - \omega_2 q_2 - \omega_3 q_3) \\ \dot{q}_1 &= 0.5(\omega_1 q_0 + \omega_3 q_2 - \omega_2 q_3) \\ \dot{q}_2 &= 0.5(\omega_2 q_0 - \omega_3 q_1 + \omega_1 q_3) \\ \dot{q}_3 &= 0.5(\omega_3 q_0 + \omega_2 q_1 - \omega_1 q_2) \\ \dot{\omega}_1 &= \left(\frac{I_2 - I_3}{I_1} \right) \omega_2 \omega_3 + u'_1, \quad u'_1 = u_1 / I_1 \\ \dot{\omega}_2 &= \left(\frac{I_3 - I_1}{I_2} \right) \omega_1 \omega_3 + u'_2, \quad u'_2 = u_2 / I_2 \\ \dot{\omega}_3 &= \left(\frac{I_1 - I_2}{I_3} \right) \omega_1 \omega_2 + u'_3, \quad u'_3 = u_3 / I_3 \end{aligned} \quad (1)$$

در این روابط:

بردار سرعت زاویه‌ای فضاپیما:

$$\boldsymbol{\omega}^T = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]$$

بردار کواترنیون:

$$\mathbf{q}^T = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]$$

ماتریس ممان اینرسی:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix}$$

گشتاورهای کنترلی:

$$\mathbf{u}^T = [u_1 \quad u_2 \quad u_3]$$

فرامین کنترلی برای پایدارسازی مجانبی سیستم به این صورت ارائه شده‌اند [۱۶]:

$$\begin{bmatrix} u'_1 \\ u'_2 \\ u'_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

در این رابطه

$$f_1 = 2(u''_1 - \chi_1)$$

$$f_2 = 2(u''_2 - \chi_2)$$

$$f_3 = 2(u''_3 - \chi_3)$$

و

$$\begin{aligned} u''_1 &= \ddot{q}_{1,d} - k_{\dot{q}_1} (\dot{q}_1 - \dot{q}_{1,d}) - k_{q_1} (q_1 - q_{1,d}) \\ u''_2 &= \ddot{q}_{2,d} - k_{\dot{q}_2} (\dot{q}_2 - \dot{q}_{2,d}) - k_{q_2} (q_2 - q_{2,d}) \\ u''_3 &= \ddot{q}_{3,d} - k_{\dot{q}_3} (\dot{q}_3 - \dot{q}_{3,d}) - k_{q_3} (q_3 - q_{3,d}) \end{aligned} \quad (3)$$

و

دستگاه مختصات بدنی در شکل ۲ نشان داده شده است (تصویر نشان داده شده نوعی^۲ بوده و مربوط به ماهواره در نظر گرفته شده در این مقاله نیست):

² -Typical

¹ -Body axis system

در این رابطه

$$M_i = \frac{2\dot{e}_i(0) + e_i(0)k_{\dot{q}_i}}{e_i(0)\sqrt{\Lambda_i}}, \quad i = 1, 2, 3$$

و

$$\Lambda_i = k_{\dot{q}_i}^2 - 4k_{q_i}, \quad i = 1, 2, 3$$

بنابراین، برای همگرایی خطا به صفر، باید شروط زیر برقرار

باشند:

$$\sqrt{\Lambda_i} - k_{\dot{q}_i} < 0 \quad (۶)$$

$$\sqrt{\Lambda_i} + k_{\dot{q}_i} > 0, \quad i = 1, 2, 3 \quad (۷)$$

در صورتی که ضرایب کنترل کننده به گونه‌ای انتخاب شوند که روابط (۶) و (۷) برقرار باشند، خطا با افزایش زمان به صفر میل خواهد نمود.

با توجه به قید غیرخطی موجود بین مولفه‌های بردار کواترنیون [۱۵]:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$$

در صورتی که مولفه‌های q_1 تا q_3 به مقادیر مطلوب همگرا شوند، q_0 نیز به مقدار مطلوب همگرا می‌شوند.

جهت تبدیل زوایای اوپلر به کواترنیون‌ها و برعکس از روابط ارائه شده در مرجع [۱۵] استفاده شده است.

محدوده ورودی‌های کنترلی پس از بروز عیب به صورت رابطه (۸) در نظر گرفته شده است:

$$sat_f(u_i) = \begin{cases} u_i & \text{if } -u_{\max_f, i} \leq u_i \leq u_{\max_f, i} \\ u_{\max_f, i} & \text{if } u_i > u_{\max_f, i} \\ -u_{\max_f, i} & \text{if } u_i < -u_{\max_f, i} \end{cases} \quad (۸)$$

در این رابطه، بیشترین گشتاور کنترلی تولید شده توسط عملگر i ام، پس از رخداد عیب (زیرنویس f) در این عملگر

$$\chi_1 = -\frac{1}{4}q_1 \sum_{i=1}^3 \omega_i^2 + \frac{1}{2}(G_1 q_0 \omega_2 \omega_3 - G_2 q_3 \omega_1 \omega_3 + G_3 q_2 \omega_1 \omega_2)$$

$$\chi_2 = -\frac{1}{4}q_2 \sum_{i=1}^3 \omega_i^2 + \frac{1}{2}(G_1 q_3 \omega_2 \omega_3 + G_2 q_0 \omega_1 \omega_3 - G_3 q_1 \omega_1 \omega_2)$$

$$\chi_3 = -\frac{1}{4}q_3 \sum_{i=1}^3 \omega_i^2 + \frac{1}{2}(-G_1 q_2 \omega_2 \omega_3 + G_2 q_1 \omega_1 \omega_3 + G_3 q_0 \omega_1 \omega_2)$$

$$G_1 = (I_2 - I_3)/I_1$$

$$G_2 = (I_3 - I_1)/I_2$$

$$G_3 = (I_1 - I_2)/I_3$$

بردار $\mathbf{q}_d = [q_{0,d} \quad q_{1,d} \quad q_{2,d} \quad q_{3,d}]^T$ ورودی‌های مرجع را نشان می‌دهد. خروجی‌های سیستم $([q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T)$ باید این بردار را دنبال کنند. جایگذاری روابط (۲) در روابط (۱) به روابط (۴) منجر می‌شود:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_1 &= \ddot{q}_{1,d} - k_{\dot{q}_1}(\dot{q}_1 - \dot{q}_{1,d}) - k_{q_1}(q_1 - q_{1,d}) \\ \ddot{q}_2 &= \ddot{q}_{2,d} - k_{\dot{q}_2}(\dot{q}_2 - \dot{q}_{2,d}) - k_{q_2}(q_2 - q_{2,d}) \\ \ddot{q}_3 &= \ddot{q}_{3,d} - k_{\dot{q}_3}(\dot{q}_3 - \dot{q}_{3,d}) - k_{q_3}(q_3 - q_{3,d}) \end{aligned} \quad (۴)$$

با تعریف سیگنال خطا به صورت:

$$e_i = q_i - q_{i,d}, \quad i = 1, 2, 3$$

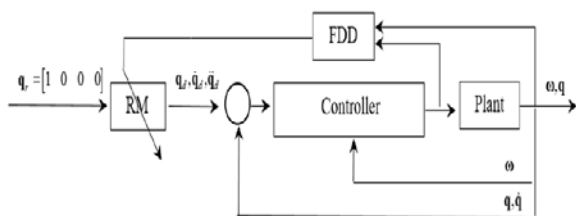
روابط (۴) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{e}_i + k_{\dot{q}_i} \dot{e}_i + k_{q_i} e_i = 0, \quad i = 1, 2, 3 \quad (۵)$$

با فرض ضرایب مثبت، حل رابطه (۵) به صورت زیر است:

$$e_i(t) = 0.5e_i(0) \left[e^{0.5(\sqrt{\Lambda_i} - k_{\dot{q}_i})t} (1 + M_i) + e^{-0.5(\sqrt{\Lambda_i} + k_{\dot{q}_i})t} (1 - M_i) \right], \quad i = 1, 2, 3$$

شکل (۳) سیستم حلقه بسته را نشان می‌دهد:



شکل ۳- ساختار کنترل کننده پیشنهاد شده

پس از رخداد عیب^۱، مکانیزم پیکربندی مجدد^۲، اطلاعات مکانیزم شناسایی و تشخیص عیب^۳ را دریافت نموده و ورودی‌های مرجع اصلاح شده (بردار q_d) را تولید می‌کند.

۳-۲- قیود مساله

قیود نهایی تعریف شده برای مسئله به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$u_{t=t_f} = 0 \quad (10)$$

$$\omega_{t=t_f} = 0 \quad (11)$$

$$q_{t=t_f} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (12-1)$$

یا به طور معادل:

$$\phi_{t=t_f} = 0, \theta_{t=t_f} = 0, \psi_{t=t_f} = 0 \quad (12-2)$$

در این رابطه، t_f زمان نهایی است.

با توجه به رابطه (۱)، برقراری قیود (۱۰)، (۱۱) و (۱۲-۱) به نتایج زیر منجر می‌شود:

$$\dot{\omega}_{t=t_f} = 0 \quad (13)$$

$$\dot{q}_{t=t_f} = 0 \quad (14)$$

بنابراین، سرعت‌های زاویه‌ای و وضعیت سیستم در زمان نهایی با شتاب صفر به مبدا رسیده و آنجا مستقر خواهند شد.

است. ارتباط بین u_{\max_i} (بیشترین گشتاور کنترلی قابل تولید توسط عملگر i ام، پیش از رخداد عیب) به صورت رابطه (۹) در نظر گرفته شده است [۱۷]:

$$u_{\max_{f,i}} = a_i u_{\max_i}, \quad 0 \leq a_i \leq 1, \quad i = 1, 2, 3 \quad (9)$$

در این رابطه a_i ضریب کارایی عملگر است که برای عملگر سالم: $a_i = 1$ و عملگر از کار افتاده: $a_i = 0$.

به عبارتی دیگر، رخداد عیب میزان گشتاور ماکزیمی که توسط عملگرهای اول، دوم و سوم ایجاد می‌شود را تحت تاثیر قرار داده و کاهش می‌دهد. به عنوان مثال، در صورتی که ذکر شود عملگر دوم به میزان ۷۰٪ کارایی خود را از دست داده است، می‌توان نتیجه گرفت:

$$u_{\max_{f,2}} = 0.3u_{\max_2}$$

و در صورتی که بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر دوم، پیش از رخداد عیب برابر ۱۰ نیوتن-متر باشد، خواهیم داشت:

$$u_{\max_{f,2}} = 0.3u_{\max_2} = 3 \text{ N.m}$$

به عبارتی، بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر ۲، پس از رخداد عیب ۳ نیوتن-متر خواهد بود.

۳- مکانیزم کنترل کننده تحمل پذیر عیب فعال

۳-۱- سیستم حلقه بسته

³ -Fault detection and diagnosis (FDD)

¹ -Fault occurrence

² -Reconfiguration mechanism (RM)

قیود برآورده شوند. با انجام این کار، فرامین کنترلی حلقه باز و پاسخ سیستم به دست خواهند آمد.

در مرحله بعد، فرامین کنترلی حلقه باز و پاسخ سیستم در روابط (۱۷) جایگذاری شده و با حل این روابط، ورودی‌های مرجع اصلاح شده به دست می‌آیند:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_{1,d} &= k_{\dot{q}_1} (\dot{q}_1 - \dot{q}_{1,d}) + k_{q_1} (q_1 - q_{1,d}) \\ &+ \chi_1 + \frac{1}{2} (q_0 u'_1 - q_3 u'_2 + q_2 u'_3) \\ \ddot{q}_{2,d} &= k_{\dot{q}_2} (\dot{q}_2 - \dot{q}_{2,d}) + k_{q_2} (q_2 - q_{2,d}) \\ &+ \chi_2 + \frac{1}{2} (q_3 u'_1 + q_0 u'_2 - q_1 u'_3) \\ \ddot{q}_{3,d} &= k_{\dot{q}_3} (\dot{q}_3 - \dot{q}_{3,d}) + k_{q_3} (q_3 - q_{3,d}) \\ &+ \chi_3 + \frac{1}{2} (-q_2 u'_1 + q_1 u'_2 + q_0 u'_3) \end{aligned} \quad (17)$$

نکته: با توجه به روابط (۳)، ملاحظه می‌شود که برای به دست آوردن فرامین کنترلی حلقه بسته (رابطه ۲)، مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع باید محاسبه شوند. با این حال، در روش پیشنهاد شده، به دلیل اصلاح فرامین کنترلی حلقه باز، نیازی به این کار نبوده و می‌توان ورودی‌های مرجع اصلاح شده را از طریق انتگرال‌گیری از رابطه (۱۷) به راحتی محاسبه نمود. این مساله باعث رفع مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی [۱۳] می‌شود.

برای پیاده‌سازی عددی در شبیه‌سازی، روابط (۱۱) و (۱۲) - (۲) به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\max(|\omega_1|, |\omega_2|, |\omega_3|)_{t=t_f} \leq 0.01 \text{ deg/sec} \quad (15)$$

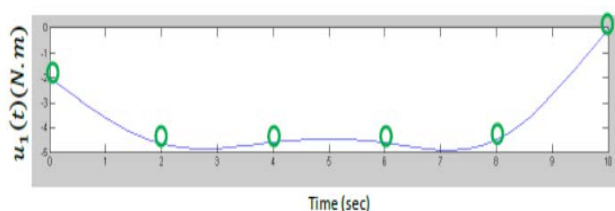
$$\max(|\phi|, |\theta|, |\psi|)_{t=t_f} \leq 0.1 \text{ deg} \quad (16)$$

مقادیر عددی بر اساس الزامات ماموریت^۱ فضاییما انتخاب شده‌اند.

با توجه به این موضوع که محدوده بالا و پایین نقاط گره جز ورودی‌های مساله هستند، امکان برقرار نمودن قیود (۹) و (۱۰) به سادگی وجود دارد. زمان نهایی نیز ۲۰ ثانیه در نظر گرفته شده است.

۳-۳- نحوه عملکرد مکانیزم پیکربندی مجدد

مکانیزم پیکربندی مجدد بر این اساس کار می‌کند: ابتدا فرامین کنترلی بصورت توابعی از زمان و با استفاده از اسپیلاین مکعبی^۲ نرم‌افزار متلب تولید می‌شوند (شکل (۴)).



شکل ۴- گشتاور کنترلی $u_1(t)$ (دایره‌ها نقاط گره را نشان می‌دهند)

بر اساس شکل (۴)، این امر نیازمند مقداره‌ی تعدادی نقطه به نام نقاط گره^۳ است که به صورت دایره‌های توخالی نشان داده شده‌اند. فرض شده نقاط گره در فواصل زمانی یکسانی از یکدیگر قرار گرفته‌اند (شکل ۴ به عنوان یک مثال نوعی ارائه شده است). مقادیر نقاط گره، مجهولات مساله هستند که توسط مکانیزم پیکربندی مجدد به دست می‌آیند.

پس از تولید سیگنال کنترلی پیوسته بر حسب زمان، رفتار سیستم شبیه‌سازی شده (حل معادلات ۱) و قیود مساله (روابط ۱۵ و ۱۶) ارزیابی می‌شوند. این پروسه تا زمانی ادامه می‌یابد که

³ -Nodes

¹ -Mission requirements

² -Cubic Spline

۴- شبیه سازی

برای شبیه سازی، ماتریس ممان اینرسی به این صورت در نظر گرفته شده است [۱۸]:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 449.5 & 0 & 0 \\ 0 & 264.5 & 0 \\ 0 & 0 & 312.5 \end{bmatrix} \text{ (kg.m}^2\text{)}$$

فرض شده بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگرها در حالت سالم ۱۰ نیوتن در متر است یا به عبارتی:

$$u_{\max,i} = 10 \text{ N.m}, \quad i = 1, 2, 3$$

با توجه به شروط (۶) و (۷)، ضرایب کنترل کننده به صورت زیر در نظر گرفته شده اند:

$$k_{q_1} = k_{q_2} = k_{q_3} = 0.5$$

و

$$k_{\dot{q}_1} = k_{\dot{q}_2} = k_{\dot{q}_3} = 2$$

در ادامه، سه حالت در نظر گرفته خواهند شد:

حالت اول: عملگرها سالم هستند

در این حالت، فرض می شود عملگرها سالم هستند. به عبارتی:

$$a_1 = 1, a_2 = 1, a_3 = 1$$

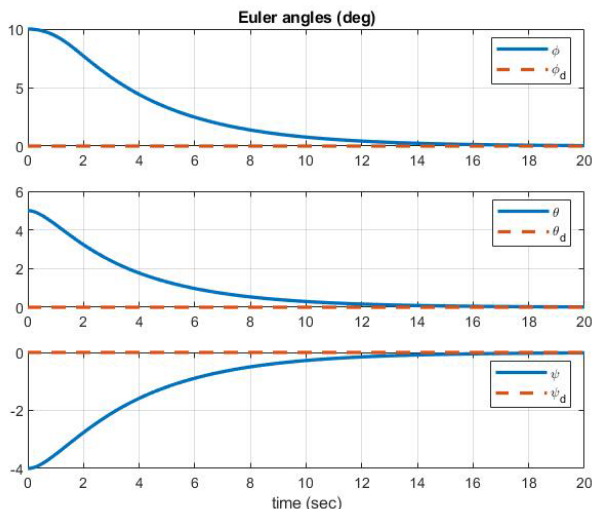
در صورتی که:

$$\mathbf{q}_d = [q_{0,d} \quad q_{1,d} \quad q_{2,d} \quad q_{3,d}]^T = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$$

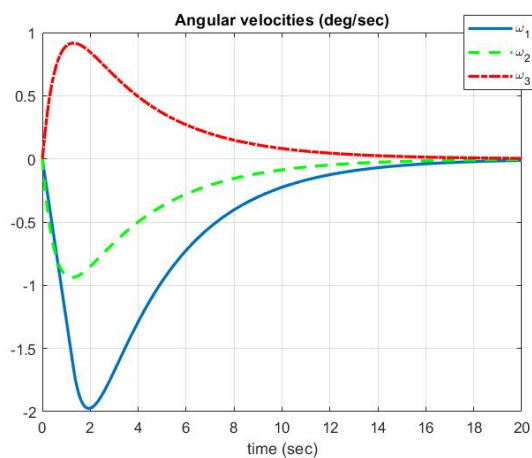
یا به طور معادل:

$$\phi_d = \theta_d = \psi_d = 0$$

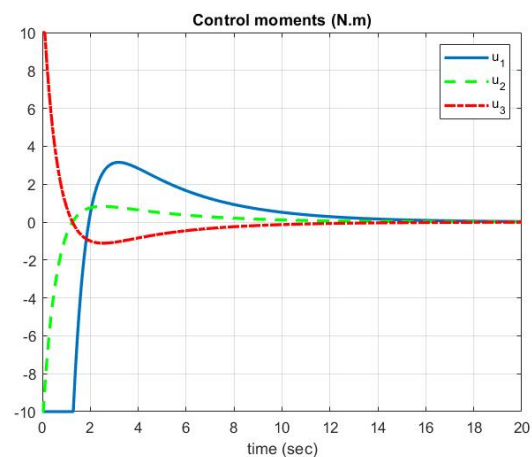
پاسخ سیستم به صورت شکل های ۵ تا ۷ خواهد بود:



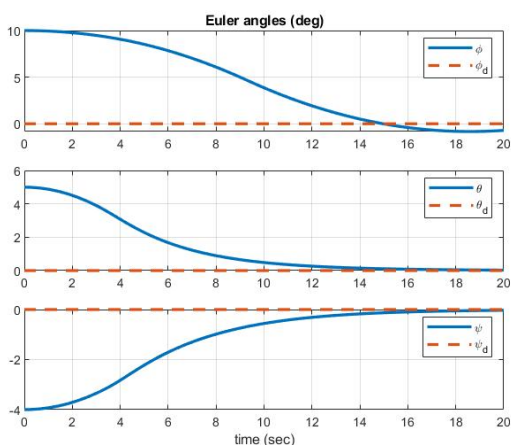
شکل ۵- زوایای اوایلر در حالت اول



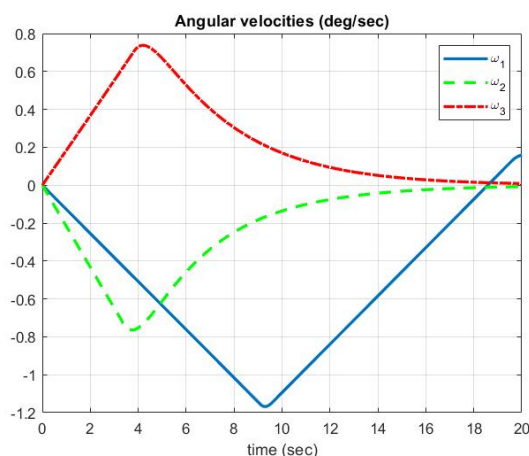
شکل ۶- سرعت های زاویه ای در حالت اول



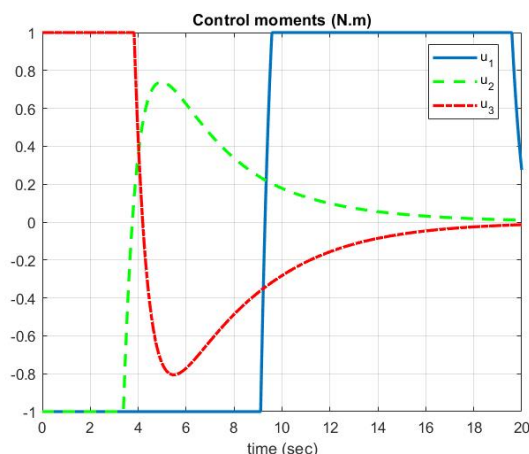
شکل ۷- فرامین کنترلی در حالت اول



شکل ۸- زوایای اوپلر در حالت دوم



شکل ۹- سرعت‌های زاویه‌ای در حالت دوم



شکل ۱۰- فرامین کنترلی در حالت دوم

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اوپلر بطور تقریبی به صورت زیر است:

$$\max(|\omega_1|, |\omega_2|, |\omega_3|)_{t=t_f} \approx 0.01 \text{ deg/sec}$$

$$\max(|\phi|, |\theta|, |\psi|)_{t=t_f} \approx 0.05 \text{ deg}$$

ملاحظه می‌شود که در صورت سالم بودن عملگرها، نیازی به اصلاح ورودی‌های مرجع نبوده و با فرض ورودی‌های مرجع:

$$\phi_d = \theta_d = \psi_d = 0$$

کنترل کننده توانسته قیود را برآورده نماید.

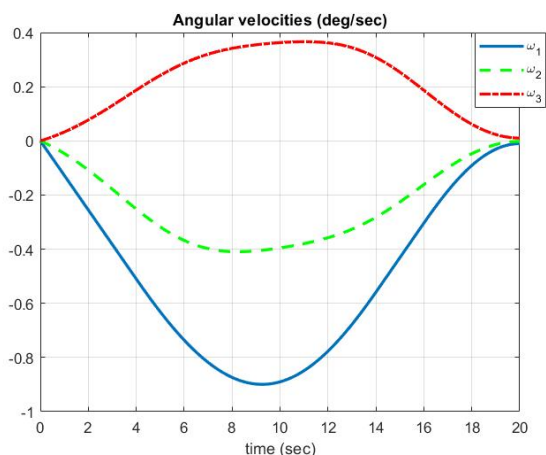
حالت دوم: عملگرها دچار عیب شده و ورودی‌های مرجع اصلاح نمی‌شوند

در این حالت، فرض شده عملگرها دچار عیب شده‌اند:

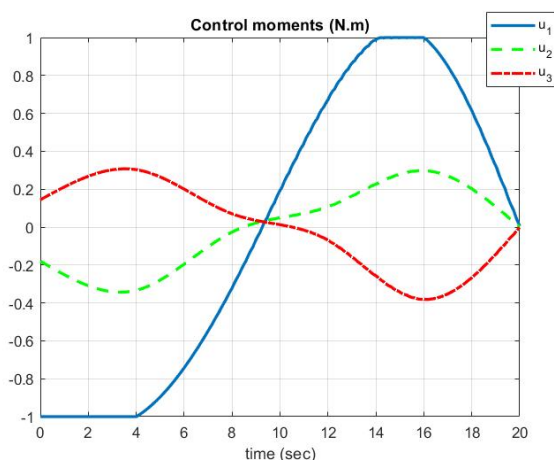
$$a_1 = 0.1, a_2 = 0.1, a_3 = 0.1$$

با توجه به رابطه فوق و رابطه (۹) می‌توان نتیجه گرفت، پس از رخداد عیب، عملگرهای مسئول به منظور تولید گشتاور حول محورهای اول تا سوم بدنی (محورهای رول، پیچ و یاو)، ماکزیمم می‌توانند ۱ نیوتن متر گشتاور تولید کنند.

در صورت عدم اصلاح ورودی‌های مرجع (شرایط قیود (۱۵) و (۱۶) را برآورده کند. این موضوع در شکل‌های ۸ و ۹ نشان داده شده است:



شکل ۱۲- سرعت‌های زاویه‌ای در حالت سوم



شکل ۱۳- فرامین کنترلی در حالت سوم

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اوایلر به طور تقریبی به صورت زیر خواهد بود:

$$\max(|\omega_1|, |\omega_2|, |\omega_3|)_{t=t_f} \approx 0.16 \text{ deg/sec}$$

$$\max(|\phi|, |\theta|, |\psi|)_{t=t_f} \approx 0.7 \text{ deg}$$

بنابراین، عدم اصلاح ورودی‌های مرجع پس از رخداد عیب عملگر، موجب می‌شود تا کنترل کننده نتواند زوایای اوایلر و سرعت‌های زاویه‌ای را به شرایط مطلوب (شروط ۱۵ و ۱۶) برساند. با توجه به شکل ۱۰ ملاحظه می‌شود که قدر مطلق بیشترین گشتاور کنترلی حول محورهای رول، پیچ و یاو برابر ۱ نیوتن در متر است.

حالت سوم: عملگرها دچار عیب شده و ورودی‌های مرجع اصلاح می‌شوند

در این حالت، بر اساس مطالب ذکر شده، ورودی‌های مرجع اصلاح خواهند شد به گونه‌ای که قیود (۱۵) و (۱۶) برآورده شوند. تعداد نقاط گره برابر ۶ در نظر گرفته شده است. فرض شده این نقاط در فواصل زمانی یکسان از هم بین ثانیه صفر و بیست قرار گرفته‌اند.

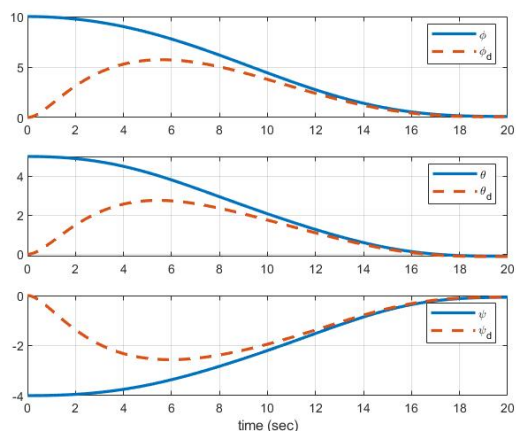
نمودارهای متناظر با این حالت در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ نشان داده شده‌اند:

در این حالت، ماکزیمم مقدار نهایی قدر مطلق سرعت‌های زاویه‌ای و زوایای اوایلر به طور تقریبی به صورت زیر خواهند بود:

$$\max(|\omega_1|, |\omega_2|, |\omega_3|)_{t=t_f} \approx 0.01 \text{ deg/sec}$$

$$\max(|\phi|, |\theta|, |\psi|)_{t=t_f} \approx 0.1 \text{ deg}$$

بنابراین، ملاحظه می‌شود که اصلاح ورودی‌های مرجع موجب برآورده شدن قیود $(\phi_d \neq 0, \theta_d \neq 0, \psi_d \neq 0)$ شده است. (۱۶) و (۱۵)



شکل ۱۱- زوایای اوایلر در حالت سوم

مراجع

- [1] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control," in *Annu. Rev. Control*, vol. 32, no. 2, pp. 229–252, 2008.
- [2] J. Jiang and Y. Zhang, "Graceful performance degradation in active fault tolerant control systems," in *Proceedings of the 15th IFAC World Congress, IFAC Proc. Ser.* 35 (1) pp. 275–280, 2002.
- [3] Y. Zhang and J. Jiang, "Fault tolerant control system design with explicit consideration of performance degradation," in *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* vol. 39, no. 3, pp. 838–848, 2003.
- [4] Y. Zhang, J. Jiang, Z. Yang and A. Hussain, "Managing performance degradation in fault tolerant control systems," in *IFAC Proc. Ser.* 38, no. 1, pp. 424–429, 2005.
- [5] J. Jiang and Y. Zhang, "Accepting performance degradation in fault-tolerant control system design," in *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 14, no. 2, pp. 284–292, 2006.
- [6] S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, and D. Zhou, "A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system," in *IEEE Trans. Ind. Electron.* vol. 63, no. 5, pp. 3311–3320, 2016.
- [7] J. Jiang and X. Yu, "Fault tolerant control systems: a comparative study between active and passive approaches," in *Annu. Rev. Control*, vol. 36, no. 1, pp. 60–72, 2012.
- [8] X. Zhang, Z. Gao, M. Qian, and Z. Zhou, "Active Fault Tolerant Attitude Control for Rigid Spacecraft with Actuator LOE Fault and Saturation Constraint", in *Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 9-11, June 2018.
- [9] Z. Gao, P. Cheng, M. Qian, G. Jiang, and J. Lin, "Active fault-tolerant control approach design for rigid spacecraft with multiple actuator faults," in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 232, Issue: 10, pp. 1365-1378, 2018.

لازم به ذکر است که برای اصلاح ورودی‌های مرجع از حلگر اکتیوست^۱ نرم‌افزار متلب^۲ با بیشترین ارزیابی تابع^۳ برابر ۳۰۰ استفاده شده است.

با توجه به صحبت‌های انجام شده، روش پیشنهاد شده توانایی رساندن سیستم معیوب به شرایط مطلوب را دارد. علاوه بر این موضوع، مزیت عمده روش ارائه شده این است که در این روش، نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نیست. این مساله باعث جلوگیری از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی می‌شود.

۵- نتیجه

کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال یکی از حوزه‌های مهم در بحث کنترل اتوماتیک است. اهمیت این موضوع به‌خصوص در رابطه با فعالیت‌های فضایی، به دلیل عدم دسترسی آسان به این سیستم‌ها خود را بیشتر نشان می‌دهد. از طرفی، به دلیل اهمیت کاهش وزن در این سیستم‌ها، استفاده از افزونگی تحلیلی بسیار می‌تواند مطلوب باشد. در این مقاله، کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیمايي که دچار عیب از ناحیه عملگر شده مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور، از اصلاح فرامین کنترلی حلقه‌باز برای اصلاح ورودی‌های مرجع استفاده شد. نتایج نشان داد، با وجود بروز عیب در عملگرهایی که مسئول تولید گشتاور حول هر سه محور بدنی هستند، می‌توان وضعیت و سرعت زاویه‌ای فضاپیما را به شرایط مطلوب رساند. مزیت روش پیشنهاد شده این است که در این روش نیازی به محاسبه مشتقات زمانی اول و دوم ورودی‌های مرجع نبوده و بنابراین از مشکلات محاسباتی مربوط به مشتق‌گیری در شبیه‌سازی جلوگیری خواهد شد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

اد

³ -Function evaluation

¹ -Active-set

² -MATLAB

- [16] M. Benosman and K.Y. Lum, "Online reference reshaping and control reallocation for nonlinear fault tolerant control," in *IEEE Trans. Control Syst. Technol.* 17 (2), 2009.
- [17] T. Miksch and A. Gambier, "Fault-tolerant control by using lexicographic multi-objective optimization", in *8th Asian Control Conference (ASCC)*, 2011.
- [18] D. Wang, Y. Jia, L. Jin, and S. Xu, "Control analysis of an underactuated spacecraft under disturbance," in *Acta Astronautica*, vol. 83, pp. 44-53, February–March 2013.
- [10] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh, and D. Wang, "Active Fault-Tolerant Control System Design for Spacecraft Attitude Maneuvers with Actuator Saturation and Faults," in *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 66, Issue: 5, May 2019.
- [11] R. Moradi, A. Alikhani, and M. Fathi. Jegarkandi, "Multi-objective optimization in graceful performance degradation and its application in spacecraft attitude fault-tolerant control," in *Aerospace Science and Technology*, vol. 69, pp. 465–473, 2017.
- [12] R. Moradi, A. Alikhani, and M. Fathi, Jegarkandi, "Spacecraft attitude fault tolerant control based on multi-objective optimization," in *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 58(4): pp. 983–996, 2020.
- [13] J. Keesling, Numerical Differentiation, <https://people.clas.ufl.edu/kees/files/NumericalDifferentiation.pdf>



COPYRIGHTS

© 2022 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/>)