

طراحی و شبیه سازی یک سیستم شناسایی و اصلاح اختلال در حسگرهای سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره سه محوره

مهندس حمید تیموری
محقق ارشد
مرکز تحقیقات عالی الکترونیک

حسین بلندی
استادیار
دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

چکیده

در این مقاله، یک سیستم شناسایی و اصلاح اختلال در سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره سه محوره LEO با استفاده از سیگنالهای اندازه گیری شده از فرایند طراحی می شود. در این راستا، قسمتهای مختلف زیرسیستم های تعیین و کنترل وضعیت به نحوی مدلسازی می شوند که دارای بیشترین همخوانی با نمونه فیزیکی باشند. برای همین، پس از استخراج مدل های ریاضی اجزا و شبیه سازی مدل حلقه بسته سیستم تعیین و کنترل وضعیت، اقدام به طراحی یک سیستم نظارتی با استفاده از نرم افزار stateflow می کنیم که در نهایت صحت عملکرد این سیستم، بوسیله شبیه سازی نشان داده می شود.

کلمات کلیدی

"ماهواره سه محوره"، "سیستم^۱ FTC"، "سیستم^۲ FDI"، "پارامترهای مداری ماهواره"، "تئوری لیاپانوف"

مقدمه

سیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS)^۲، وظیفه کنترل جهت و تثبیت وضعیت ماهواره را پس از جدا شدن آن از پرتابگر و استقرار آن در مدار مربوط بر عهده دارد و هدف نهایی آن جهت دهی ساختار ماهواره بسمت یک نقطه معین و تأمین دقت مطلوب در امر نشانه روی است. دلایل روشنی برای کاربرد سیستمهای F.T. در سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره وجود دارد. حدود ۲۵ تا ۵۰ درصد تمام عیوب احتمالی یک ماهواره در این سیستم رخ داده و باعث ایجاد شرایط بحرانی در ماهواره می شود. بسیاری از این عیوب به نرم افزار و سخت افزارهای موجود در این زیر سیستم و در ارتباط با ارسال و دریافت دستورات عملی ها و اطلاعات (C&DH)^۳ وابسته اند. یکی از دلایل این شکل آن است که علم الکترونیک دیجیتال هوایی^۴ به تازگی در کاربردهای فضایی، معرفی شده و بنابراین با کمبود روش های سیستماتیک و تجربی مواجه است [۱].

به منظور طراحی یک سیستم FTC در این فرایند، ابتدا به استخراج مدل های ریاضی ماهواره و اجزا بکار گرفته شده در سیستم کنترل آن، نظیر مدل حسگرها و عملگرها و نیز محیط حاکم بر ماهواره می پردازیم. سپس با اتصال منطقی این مدلها و استفاده از الگوریتم تعیین وضعیت Quest زیر سیستم تعیین وضعیت ماهواره بطور کامل و با دقت مطلوب شبیه سازی می شود. در ادامه با استفاده از خروجی زیر سیستم تعیین وضعیت، بر پایه قوانین کنترلی مبتنی بر تئوری لیاپانوف و با هدف کاهش انرژی مصرفی به طراحی و مدلسازی زیرسیستم کنترل وضعیت پرداخته می شود بنحوی که اهداف کنترلی برآورده شوند. بدین ترتیب با استفاده از نمودار بلوکی حلقه کاملی از سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره با در نظر گرفتن اجزا مختلف آن مدلسازی می شود. در انتها، با استفاده از سیگنالهای نمونه برداری شده از فرایند یک سیستم ناظر بر سیستم ADC طراحی کنیم؛ به نحوی که پس از تشخیص رخداد اختلال در این فرآیند، عنصر معیوب، اعم از سنسور یا عملگر، مشخص شده و عضو جانشین (Redundancy)، جایگزین آن شود و بدین ترتیب سیستم با حداقل کاهش کارایی بکار خود ادامه دهد.

ماهواره و اجزا آن

ماهواره، مجموعه‌ای متشکل از سیستم‌های مخابرات، کنترل وضعیت، انرژی، سازه، کنترل حرارت و پیش‌رانه است که هر کدام از این سیستم‌ها، دارای زیرسیستم‌هایی مرتبط با یکدیگر هستند. این ارتباطات، بگونه‌ای برقرار می‌شود تا عمده‌ترین وظیفه یک ماهواره را که دریافت و ارسال اطلاعات از/به ایستگاه زمینی^۵ است، به انجام رسانند. عملکرد صحیح مأموریت ماهواره وابسته به صحت عملکرد این زیرسیستم‌ها، است [۹].

سیستم ماهواره را می‌توان به دو بخش اساسی محموله و باس تقسیم‌بندی کرد. محموله شامل آنتن‌ها، دوربین و اجزایی نظیر آنها است که وظایف واگذار شده به ماهواره را به انجام رسانند. باس به سایر تجهیزات ماهواره اطلاق می‌شود که برای حصول عملکرد صحیح مورد نیاز هستند. زیرسیستم کنترل وضعیت^۶ از جمله این زیرمجموعه‌ها است. تجهیزات محموله یک ماهواره بستگی زیادی به نوع مأموریت آن دارد؛ اما تجهیزات باس ارتباط زیادی به ارتفاع کاری ماهواره و دقت مورد نیاز دارد. ماهواره با وسیله‌ای بنام پرتابگر به فضا فرستاده می‌شود. پس از جدا شدن ماهواره از پرتابگر، تا قرار گرفتن آن در موقعیت و وضعیت مناسب در داخل مدار و بعد از آن در طول عمر ماهواره، زیرسیستم کنترل وضعیت، وظیفه کنترل و تصحیح وضعیت ماهواره را بر عهده دارد. برای پایدار کردن انحراف‌های زاویه‌ای که از عوامل مختلف خواسته یا ناخواسته سرچشمه می‌گیرند، از روش‌های گوناگون پایدارسازی^۷ استفاده می‌شود. در این مقاله، یک ماهواره سه محوره با سیستم پایدارسازی گرادیان جاذبه‌ای بمنظور شبیه‌سازی و طراحی سیستم FTC برای آن در نظر گرفته شده است.

مدلسازی زیر سیستم تعیین و کنترل وضعیت

فرآیند طراحی یک سیستم FTC با یک مدلسازی خوب و دقیق از سیستم تحت بررسی آغاز می‌شود. هم‌اکنون مقالات متعددی در زمینه تعیین وضعیت ماهواره با استفاده از حسگرهای متفاوت و الگوریتم‌های مختلف [۲]، [۳]، [۴] و نیز روش‌های مختلف کنترل وضعیت ماهواره [۵]، [۶]، [۷] بصورت مجزا ارائه شده‌اند، اما در هیچ یک از آنها به امر تعیین وضعیت و کنترل وضعیت بصورت تلفیقی اشاره نشده و هیچ شبیه‌سازی کاملی براساس ارتباط متقابل این دو زیرسیستم با هم انجام نشده است. از آنجا که بمنظور طراحی سیستم FTC، به مدل کنترلی کامل و حلقه بسته شبیه‌سازی شده این فرآیند نیاز است، در این بخش به شبیه‌سازی این سیستم با استفاده از مدل ریاضی اجزا و محیط ماهواره و نحوه ارتباط این قسمت‌ها با یکدیگر می‌پردازیم.

مدلسازی وضعیت ماهواره

در این بخش، معادلات حرکت وضعی یک ماهواره سه‌محوره، با استفاده از روابط سینماتیک و دینامیک، با در نظر گرفتن اثر گشتاور گرادیان جاذبه‌ای، همچنین معادلات اساسی و مشخصات کنترلی گشتاور مغناطیسی که بعنوان عملگر مورد استفاده قرار می‌گیرد، بدست می‌آیند.

معادلات حرکت ماهواره

سینماتیک ماهواره بیانگر وضعیت آن بدون در نظر گرفتن هیچگونه گشتاور خارجی است. در این راستا، با تعریف سیستم‌های مختصات مرجع و بدنه، به کمک سرعت‌های زاویه‌ای بدست آمده از دینامیک ماهواره، وضعیت مطلوب محاسبه می‌شود. استخراج وضعیت واقعی، به کمک اندازه‌گیری توسط حسگرهای ماهواره و زیرسیستم تعیین وضعیت^۸ صورت می‌پذیرد. دینامیک ماهواره، بیانگر تغییرات وضعیت آن در اثر گشتاورهای اعمالی بر پیکره ماهواره است. اولین مرحله در طراحی زیر سیستم کنترل وضعیت، شناخت دینامیک ماهواره است. برای این منظور، بر اساس قانون دوم نیوتن، رابطه بین گشتاورهای اعمالی بر ماهواره و سرعت‌های زاویه‌ای آن در سیستم مختصات بدنه استخراج می‌شود.

سینماتیک وضعیت ماهواره بر حسب پارامترهای کواترنیون

پارامترهای کواترنیون، یک قانون ضرب مناسب برای دورانه‌ها و همچنین یک شکل ساده از سینماتیک وضعیت را فراهم می‌کنند. طبق تعریف، چهار پارامتر $[q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ که مؤلفه‌های کواترنیون Q هستند، بصورت زیر بیان هستند:

$$Q = iq_1 + jq_2 + kq_3 + q_4 \quad (1)$$

i, j, k و اعداد موهومی هستند ($i^2 = j^2 = k^2 = -1$).

سه مؤلفه اول $q = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ بخش برداری و کمیت غیر q_4 واقع بخش اسکالر کواترنیون بوده که دارای ویژگی زیر هستند:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (2)$$

دوران سیستم مختصات به تنهایی می‌تواند توسط یک بردار یکه $e = [e_1 \ e_2 \ e_3]^T$ که بیانگر محور دوران است و یک زاویه دوران یعنی α ، توصیف شود. بنابر تعریف، چهار پارامتر Q با مؤلفه‌های بردار دوران و زاویه دوران α بصورت زیر مرتبط هستند:

$$\begin{aligned} q_1 &= e_1 \sin(\alpha/2) \\ q_2 &= e_2 \sin(\alpha/2) \\ q_3 &= e_3 \sin(\alpha/2) \\ q_4 &= \cos(\alpha/2) \end{aligned} \quad (3)$$

تمام ترکیبات ماتریس کسینوس هادی را می‌توان بر حسب پارامترهای کواترنیون بصورت زیر نوشت [۱۴]:

$$[A(q)] = (q_4^2 - q^T q) I_{3 \times 3} + 2qq^T - 2q_4 \tilde{q} \quad (4)$$

که در این رابطه ماتریس حاصلضربی \tilde{q} به صورت زیر است:

$$\tilde{q} = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

در این ترکیبات، همواره مجموع عناصر قطری ماتریس تبدیل برابر است با:

$$\text{tr}[A_\alpha] = 1 + 2 \cos(\alpha) \quad (6)$$

در نتیجه ماتریس تبدیل $[A(q)]$ را می‌توان بر حسب پارامترهای کواترنیون بصورت زیر تعریف کرد:

$$[A(q)] = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

این رابطه، در حقیقت ماتریس تبدیل از سیستم مختصات مداری به سیستم مختصات کنترلی است که می‌توان آنرا بصورت زیر نمایش داد:

$${}^c A = [{}^c i_0 \quad {}^c j_0 \quad {}^c k_0] \quad (8)$$

${}^c i_0$ ، ${}^c j_0$ و ${}^c k_0$ بردارهای یکه در سه راستای ${}^c x$ ، ${}^c y$ و ${}^c z$ می‌باشند. با توجه به رابطه (۷)، اگر درایه‌های ماتریس تبدیل $[A(q)]$ یعنی a_{ij} ‌ها معین باشند، می‌توان از روی آن پارامترهای کوآرنیون را بصورت زیر بدست آورد [۱۱]:

$$\begin{aligned} q_4 &= 0.5\sqrt{1+a_{11}+a_{22}+a_{33}} \\ q_1 &= 0.25(a_{23}-a_{32})/q_4 \\ q_2 &= 0.25(a_{31}-a_{13})/q_4 \\ q_3 &= 0.25(a_{12}-a_{21})/q_4 \end{aligned} \quad (9)$$

معادلات سینماتیک وضعیت ماهواره بر حسب پارامترهای کوآرنیون را می‌توان بصورت زیر بدست آورد [۱۴]:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2}q_4 \bar{\omega} - \frac{1}{2}\bar{\omega} \times \bar{q} \\ \dot{q}_4 &= -\frac{1}{2}\bar{\omega}^T \bar{q} \end{aligned} \quad (10)$$

معادلات فوق ارتباط بین سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره و مؤلفه‌های کوآرنیون وضعیت را بیان می‌کنند.

دینامیک ماهواره [۸ و ۱۵]

دینامیک ماهواره از قوانین فیزیکی حاکم بر سیستم استخراج می‌شود. گشتاوری که بر یک جسم حول مرکز جرم آن عمل می‌کند، با مجموع تغییرات زمانی اندازه حرکت زاویه‌ای آن یعنی \vec{h} و حاصلضرب خارجی بردارهای سرعت زاویه‌ای و اندازه حرکت زاویه‌ای جسم ($\bar{\omega} \times \vec{h}$) برابر است که بصورت رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \vec{T} &= \dot{\vec{h}} + \bar{\omega} \times \vec{h} \\ \vec{T} &= \vec{T}_c + \vec{T}_d + \vec{T}_{gg} \end{aligned} \quad (11)$$

این رابطه به معادلات گشتاوری یا ممان اویلر معروف بوده و در آن، \vec{T}_d ، مجموع گشتاورهای اغتشاشی محیطی (فشار آیرودینامیک، فشار تشعشعات خورشیدی و گشتاورهای پارازیتی)، \vec{T}_{gg} گشتاور ناشی از میدان جاذبه زمین (گشتاور گرادبان جاذبه‌ای)، \vec{T}_c گشتاور کنترلی اعمالی بر حسب قانون کنترل و \vec{h} بردار اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره هستند. بردار اندازه حرکت زاویه‌ای برای یک ماهواره صلب، طبق تعریف بصورت زیر است:

$$\vec{h} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = [I] \bar{\omega} \quad (12)$$

که در آن $[I]$ تنسور اینرسی یا ماتریس اینرسی است. در صورتیکه ماهواره را متقارن در نظر بگیریم، داریم:

$$I_{yz} = I_{zy}, \quad I_{zx} = I_{xz}, \quad I_{xy} = I_{yx} \quad (13)$$

این امر سبب ساده شدن معادلات دینامیکی خواهد شد. با فرض آنکه سیستم مختصات کنترلی بر محورهای اصلی ممان های

اینرسی منطبق باشد، حاصل ضربهای اینرسی در ماتریس $[I]$ حذف شده و این ماتریس بصورت قطری درمی آید. در (۱۱)، می توان $\dot{\vec{h}}$ را بدین صورت نوشت:

$$\dot{\vec{h}} = I\dot{\vec{\omega}} + \dot{I}\vec{\omega} \quad (۱۴)$$

معادلات گشتاوری اویلر در (۱۱)، بصورت زیر بازنویسی می شوند:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y + (I_{xx} - I_{zz})\omega_z\omega_x \\ T_z &= I_{zz}\dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx})\omega_x\omega_y \end{aligned} \quad (۱۵)$$

بنابراین، تغییرات بردار سرعت زاویه‌ای از روی (۱۵) بصورت زیر حاصل می شود:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{T_x}{I_{xx}} - \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}\omega_y\omega_z \\ \dot{\omega}_y &= \frac{T_y}{I_{yy}} - \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}\omega_z\omega_x \\ \dot{\omega}_z &= \frac{T_z}{I_{zz}} - \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}}\omega_x\omega_y \end{aligned} \quad (۱۶)$$

زیر سیستم تعیین وضعیت

بمنظور اجرای صحیح و مناسب ماموریت و برآورده شدن اهداف آن، نخستین قدم تشخیص وضعیت ماهواره در فضا است تا در قدم بعدی بتوان به تصحیح آن از طریق اعمال فرمانهای کنترلی پرداخت. زیر سیستم تعیین وضعیت وظیفه تعیین جهت ماهواره را در فضا، به کمک حسگرها و نرم افزارهای مربوط بر عهده دارد. در این قسمت به مدل سازی محیط ماهواره و اجزا موجود در این زیر سیستم و بیان یک الگوریتم مناسب جهت تعیین وضعیت پرداخته می شود.

مدلسازی محیط ماهواره

یکی از ملزومات تعیین وضعیت محاسبه بردارهای مرجع در مختصات اینرسی است. بردارهای مرجعی که در این سیستم استفاده شده اند، بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی هستند. در این بخش، اقدام به استخراج مدل محیطی ماهواره، اعم از مدل میدان مغناطیسی و مدل بردار خورشید خواهیم کرد.

مدلسازی میدان مغناطیسی زمین

بمنظور تعیین وضعیت ماهواره در این روش (الگوریتم تعیین وضعیت سه محوره Quest) به مشخص کردن میدان مغناطیسی زمین در هر نقطه از مدار ماهواره و برای آن به دانستن مدل میدان مغناطیسی زمین نیاز است.

مدل دو قطبی میدان مغناطیسی زمین

میدان مغناطیسی زمین از دو قطبی با نقاط مغناطیسی شده شمالی - جنوبی ناشی می شود، با بطوریکه انحرافی در حدود ۱۱/۴ درجه نسبت به قطب شمال دارد. انتهای دو قطبی زمین در نیمکره شمالی بعنوان شمال دو قطبی مغناطیس مشهور است. بنابراین مدل مغناطیسی نسبت به مختصات قطب شمال سنجیده می شود. میدان دو قطبی در مختصات کروی جهانی بصورت زیر محاسبه می شود [۱۱]:

$$B_r = 2\left(\frac{a}{r}\right)^3 \left[g_1^0 \cos\theta + \left(g_1^1 \cos\phi + h_1^1 \sin\phi \right) \sin\theta \right] \quad (۱۷-الف)$$

$$B_{\theta} = \left(\frac{a}{r}\right)^3 \left[g_1^0 \sin\theta - (g_1^1 \cos\phi + h_1^1 \sin\phi) \cos\theta \right] \quad (17-ب)$$

$$B_{\phi} = \left(\frac{a}{r}\right)^3 \left[g_1^0 \sin\phi - h_1^1 \cos\phi \right] \quad (17-ج)$$

که در آنها، B_r مولفه شعاعی، B_{θ} مولفه عمودی و B_{ϕ} مولفه شرقی-غربی غربی میدان مغناطیسی زمین، و g_1^0 ، g_1^1 و h_1^1 ضرایب لژاندر درجه اول هستند.

مدلسازی بردار خورشید

به منظور استفاده از اجرام سماوی مانند خورشید، ماه و ستارگان بزرگ بعنوان بردارهای مرجع برای تعیین وضعیت، مدلسازی تغییر موقعیت این اجرام در فضا لازم است. چنین مدلسازی باید آنگونه دقیق باشد که دقت تعیین وضعیت توسط دقت جداول نجومی محدود نگردد. موقعیت خورشید نسبت به سیستم مختصات اینرسی بر اساس روابط زیر قابل حصول است [۱۶]:

$$\begin{aligned} x &= -R \cdot \cos(\omega + \nu) \\ y &= -R \cdot \cos(i) \cdot \sin(\omega + \nu) \\ z &= R \cdot \sin(i) \cdot \sin(\omega + \nu) \end{aligned} \quad (18)$$

در این روابط فوق R فاصله خورشید از زمین، i زاویه انحراف مداری، ω آرگومان حضیض^۹ و ν آنومالی صحیح^{۱۰} می باشد.

مدلسازی حسگرهای ماهواره

برای تعیین وضعیت سه محوره ماهواره بصورت معین، نیاز به اندازه‌گیری حداقل دو بردار مرجع است [۱۶]. بردارهای مرجع اندازه‌گیری شده هر چه بیشتر باشند دقت تعیین وضعیت افزایش می‌یابد. در این قسمت به بررسی حسگرهای میدان مغناطیسی سه محوره و خورشید خواهیم پرداخت و مدل ریاضی هر یک از آنها استخراج می‌شود.

حسگر میدان مغناطیسی سه محوره

این حسگرها بدلیل قابلیت اطمینان بالا، وزن کم و مصرف انرژی پایین در رنج وسیعی بعنوان حسگرهای تعیین وضعیت ماهواره بکار می‌روند. حسگر میدان مغناطیسی شامل دو بخش است [۹]:

الف - اندازه‌گیر میدان مغناطیسی

ب - بخش الکترونیکی که خروجی اندازه‌گیری شده توسط حسگر را به یک ساختار قابل استفاده تبدیل می‌کند. برای استخراج مدل ریاضی این حسگر فرض می‌کنیم که این حسگر مستقیماً بردار میدان مغناطیسی زمین را به همراه بیاس و نویز تولید می‌کند. این میدان مغناطیسی را که در دستگاه مختصات بدنه ماهواره وجود دارد، B_{bm} می‌نامیم (اندیس bm به معنی میدان مغناطیسی اندازه‌گیری شده در دستگاه بدنه بکار رفته است). یادآور می‌شود که محورهای حسگر میدان مغناطیسی سه‌محوره منطبق بر محورهای دستگاه مختصات بدنه فرض شده است؛ در غیر اینصورت یک تبدیل ثابت از دستگاه مختصات حسگر به دستگاه مختصات بدنه ضروری خواهد بود. رابطه این خروجی (B_{bm}) با میدان مغناطیسی حقیقی زمین در هر نقطه از مدار (B_I) به شکل زیر است [۱۶]:

$$B_{bm} = A_{ib} \cdot B_l + b \quad (19)$$

ماتریس (3×3) A_{ib} تبدیل از دستگاه مختصات مرجع به دستگاه مختصات بدنه است، که بستگی به وضعیت هر لحظه ماهواره دارد و بردار $b(3 \times 1)$ نویز اندازه‌گیری با میانگین صفر و انحراف معیار σ_m است. این رابطه مدل ریاضی حسگر را برای شبیه‌سازی‌های رایانه‌ای سیستم تعیین وضعیت در این طراحی بیان می‌کند.

حسگر خورشید

حسگر خورشید حسگری ارزان، سبک، دارای توان مصرفی پایین و دقت کافی است و به همین دلیل در اکثر ماهواره‌ها از این حسگر استفاده می‌شود. مدل ریاضی این حسگر را نیز می‌توان مشابه مدل ریاضی حسگر میدان مغناطیسی بصورت زیر در نظر گرفت [۱۶]:

$$S_{bm} = A_{ib} \cdot S_l + b \quad (20)$$

که در آن، S_l بردار خورشید در مختصات اینرسی در هر نقطه از مدار و S_{bm} بردار خورشید اندازه‌گیری شده در مختصات بدنه است. ماتریس (3×3) A_{ib} تبدیل از دستگاه مختصات مرجع به دستگاه مختصات بدنه است، که بستگی به وضعیت هر لحظه ماهواره دارد و بردار $b(3 \times 3)$ نویز اندازه‌گیری با میانگین صفر و انحراف معیار σ_m است.

الگوریتم تعیین وضعیت سه محوره Quest [۱۱]

در این بخش الگوریتم تعیین وضعیت ماهواره بر اساس اندازه‌گیری انجام شده بصورت برداری، شرح داده می‌شود. یک رشته $b_i, i=1,2,\dots,k$ از بردارهای واحد که از اندازه‌گیری بردار اشیاء شناخته شده در مختصات بدنه بدست می‌آیند، داده شده‌اند. رشته $r_i, i=1,2,\dots,k$ یک رشته از همان بردارهای اشیاء شناخته شده در مختصات اینرسی هستند. می‌خواهیم ماتریس وضعیت A را طوری پیدا کنیم که بردارها را از مختصات اینرسی به مختصات بدنه تبدیل کند. واضح است که A باید یک ماتریس متعامد باشد. در سال ۱۹۶۵، واهبا [۱۰] این مسأله را به صورت مسأله حداقل مربعات زیر ارائه کرد:

$$L(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k |b_i - A r_i|^2 \quad (21)$$

ماتریس 3×3 متعامد A چنان محاسبه می‌شود که L حداقل گردد. می‌توان هر اندازه‌گیری را متناسب با دقت آن اندازه‌گیری، وزن داد. همچنین برای بیان ماتریس وضعیت بر اساس کواترنیون معادله (۲۱) بصورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$J(q) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k a_i |b_i - A(q)r_i|^2 \quad (22)$$

که در آن $a_i, i=1,2,\dots,k$ وزنهای مثبتی هستند که متناسب با هر اندازه‌گیری تعیین و مقدار آنها بصورت زیر تعیین می‌شود:

$$a_i = \frac{1}{\sigma_i^2} \quad (23)$$

که در آن σ_i انحراف معیار هر اندازه‌گیری است. در معادله (۲۲) بردار q را چنان می‌یابیم که J حداقل گردد. می‌توان بجای حداقل که در آن J ، تابع g را که بصورت زیر تعریف می‌شود، حداکثر کنیم:

$$g(q) = 1 - J(q) / \left(\frac{1}{2} \sum_{i=1}^k a_i \right) \quad (24)$$

می‌توان g را بصورت زیر نوشت:

$$g(q) = q^T K q \quad (25)$$

که ماتریس K طی مراحل زیر تکثیر می‌شود:

$$\begin{aligned} m_k &= \sum_{j=1}^2 a_j \\ \sigma &= \frac{1}{m_k} \sum_{i=1}^k a_i b_i^T r_i \\ B &= \frac{1}{m_k} \sum_{i=1}^k a_i b_i r_i^T \\ S &= B + B^T \\ Z &= \frac{1}{m_k} \sum_{i=1}^k a_i (b_i \times r_i) \end{aligned} \quad (26)$$

سپس:

$$K = \begin{bmatrix} S - \sigma & Z \\ Z^T & \sigma \end{bmatrix} \quad (27)$$

که I ماتریس یکه درجه ۳ می‌باشد. این نشان می‌دهد که بردار q^* که $g(q^*)$ را در معادله (۲۵) ماکزیمم می‌کند باید بصورت زیر باشد:

$$K q^* = \lambda q^* \quad (28)$$

که λ ضریب لاگرانژ است که باید تعیین شود. می‌توان از (۲۸) دریافت که λ مقادیر ویژه K و q^* بردارهای ویژه متناظر با λ_i است.

با جایگذاری (۲۸) در (۲۵) داریم:

$$g(q^*) = \lambda \quad (29)$$

از آنجا که می‌خواهیم g ماکزیمم گردد، λ_{\max} را که بزرگترین مقدار ویژه K است انتخاب می‌کنیم. بنابراین q^* بردار ویژه متناظر با λ_{\max} خواهد بود.

این الگوریتم یک الگوریتم مقاوم در مقابل عدم تخمین مناسب اولیه وضعیت محسوب می‌شود. بطور مثال اگر این الگوریتم را با الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته [۱۱] مقایسه کنیم، در خواهیم یافت که در الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته به خطی کردن رابطه غیر خطی بین بردارهای اندازه‌گیری شده و کوآرنیونها نیاز است. که می‌تواند باعث واگرا شدن فیلتر کالمن توسعه یافته گردد؛ در صورتیکه الگوریتم یاد شده یک حل بسته برای تعیین وضعیت سه محوره ارائه می‌دهد.

الگوریتم کنترل وضعیت [۱۲]

جهت تسخیر و پایدارسازی ماهواره با وجود زوایای بزرگ، قانون کنترلی پیشنهادی برای تولید ممان مغناطیسی که با

تداخل میدان مغناطیسی، گشتاور مطلوب را ایجاد نماید، چنین است:

$$m = k\omega \times B \quad (30)$$

که در آن k یک ثابت مثبت است. بهترین مقدار k با استفاده از نتایج شبیه‌سازی بدست می‌آید. این قانون کنترلی پیشنهادی به دو دلیل زیر مناسب است:

- ۱- به انرژی جنبشی ماهواره کمک می‌کند تا با کاهش انرژی ماهواره سبب پایداری آن گردد.
 - ۲- چهار نقطه تعادل پایدار فراهم می‌کند. این چهار نقطه در صورتی حاصل می‌شوند که محور ماکزیمم ممان اینرسی $^c y$ موازی با محور $^o y$ و محور مینیمم ممان اینرسی $^c z$ در جهت $^o z$ قرار گیرد. یادآور می‌شود که مرجع مطلوب نقطه تعادل $(0, ^o k_0, ^o j_0) \rightarrow (^c \omega, ^c k_0, ^c j_0)$ است.
- با ملاحظه اینکه تابع لیاپانوف طراحی کنترل کننده نامزد می‌شود باید بیان کننده انرژی کل ماهواره باشد. این انرژی عبارت است از مجموع انرژی جنبشی ناشی از حرکت چرخشی (سرعت زاویه‌ای حاصل از جدایی از پرتابگر)، انرژی پتانسیل تولید شده توسط گرادیان جاذبه‌ای و انرژی پتانسیل ناشی از چرخش ماهواره حول زمین:

$$E_{tot} = E_{kin} + E_{gg} + E_{ggo} \quad (31)$$

$$= \omega^T I \omega + \frac{3}{2} \omega_0^2 \left(^o k_0^T I ^o k_0 - I_{zz} \right) + \frac{1}{2} \omega_0^2 \left(I_{yy} - ^o j_0^T I ^o j_0 \right)$$

که تعریف: $^c i_0, ^c j_0, ^c k_0$ در (۸) ذکر شد.

با مشتق‌گیری از رابطه انرژی و جایگذاری روابط $T = T_c + T_{gg} + T_d$ و $T = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega$ بدست می‌آوریم:

$$\dot{E}_{tot} = \omega^T T_C \quad (32)$$

با بکارگیری قانون کنترلی پیشنهادی خواهیم داشت:

$$\dot{E}_{tot} = -h \omega^T \tilde{B}^T \tilde{B} \omega \quad (33)$$

در نتیجه همانطور که از رابطه اخیر مشخص است مشتق انرژی کل منفی نیمه معین خواهد شد. با توجه به اینکه هدف از اعمال قانون کنترلی قبل، کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره و پایداری آن بود و در قانون کنترلی پیشنهادی از سرعت زاویه‌ای و تغییرات میدان مغناطیسی فیدبک گرفته می‌شد، در مرحله بعد ضمن نگهداشت وضعیت حاصل شده قبلی، بایستی خطای وضعیت ماهواره را از بین برده و ماهواره را در محدوده دقت قرار داد. پس قانون کنترلی پیشنهادی همان قانون کنترلی قبل خواهد بود با این تفاوت که اطلاعات وضعیت بصورت انحرافات کوچک کواترنیون وضعیت نیز بدان اضافه می‌شود:

$$m(t) = k\omega \times B - \varepsilon q \times B \quad (34)$$

k و ε ثابت‌های مثبت هستند. مقدار ε به ازای بهره معلوم k با استفاده از تحلیل کنترل خطی تئوری فلکو [۱۲] محاسبه می‌شود، چرا که برای ε کوچک، ماهواره در همسایگی مرجع مطلوب پایدار شده و از اینرو معادلات دیفرانسیلی توصیف کننده ماهواره خطی‌سازی می‌شوند.

تابع کاندید لیاپانوف نامزد شده را همانند انرژی کل در رابطه قبل در نظر بگیرید، با این تفاوت که در این جا دارای عبارت اضافی کواترنیون وضعیت نیز هست:

$$E_{tot} = \frac{1}{2} \omega^T I \omega + \frac{3}{2} \omega_0^2 (c k_0^T I c k_0 - I_{zz}) + \frac{1}{2} \omega_0^2 (I_{yy} - c j_0^T I c j_0) + \frac{1}{\varepsilon (q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + (1 - q_4)^2)} \quad (35)$$

با بکارگیری قانون کنترل پیشنهاد شده در اینجا خواهیم داشت:

$$\dot{E}_{tot} = \omega^T T_C + \varepsilon \omega^T q = -h \omega^T \tilde{B}^T \tilde{B} \omega \quad (36)$$

که مشابه رابطه قبل بوده و همواره انرژی کل نیمه معین منفی است.

در نتیجه ماهواره با قانون کنترلی پیشنهادی بصورت مجانبی کلی در مرجع مطلوب $(0, {}^o k_0, {}^o j_0) \rightarrow (c \omega, c k_0, c j_0)$ یا برحسب کوآترینون وضعیت $q = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ پایدار است.

طراحی سیستم FTC

پیشرفت های اخیر سیستم های F.T. در کاربردهای فضایی در ارتباط با مأموریت های بین سیاره ای بدست آمده اند. این مأموریت ها شامل تأخیرهای زیاد در دریافت و ارسال داده بوده و حتی در زمان هایی که ارتباط زمینی قطع است، کلیه عملیات بصورت خودکار و کنترل روی بورد^{۱۲} انجام می شوند. لزوم طراحی یک سیستم FTC برای چنین فرآیندهایی بدان دلیل است که عملکرد ماهواره را در ارتباط با مانورها، خرابیها و عیوب پیش بینی نشده در سیستم و تغییرات محیطی، بهینه کند. در فاز طراحی ماهواره، همواره تأکید زیادی از یک روش طراحی ساده که قابلیت انعطاف در معرفی راه حل ها به هنگام مأموریت داشته و مجاز به تغییر و تصحیح کنترل و مدیریت خطا باشد، وجود دارد که استفاده شود [۱].

نیازهای سیستم کنترل خودکار در یک ماهواره

به منظور عملکرد خودکار و مقابله با خطا بصورت روی بورد^{۱۳}، لازم است که بطور جدی از وارد شدن صدمه به قطعات در حین مأموریت یا اتلاف حرارتی ماهواره جلوگیری شود. در نتیجه تعدادی از وظایفی که در ایستگاه زمینی انجام می شود باید در فضا و در خود ماهواره به انجام رسد. از آنجا که ماهواره از جمله سیستم هایی است که پس از رخداد اختلال در آن و تشخیص آن عیب توسط سیستم (FDI^{۱۵})، امکان تعمیر و بازسازی عضو معیوب (شامل سنسورها و عملگرها) تقریباً غیر ممکن است، لذا در اینجا تنها راه، استفاده از قطعات جانشین (Redundancy) در فرآیند می باشد. در این راستا می توان به مجموعه ای از نیازهای سیستم F.T. در ارتباط با دستورات و نظارت بر آنها در یک ماهواره اشاره نمود:

- رویارویی با خطا^{۱۴}

هر خطای رخ داده در هر یک از حسگرهای زیر سیستم تعیین وضعیت، نظیر حسگر خورشید دقیق (FSS^{۱۵})، حسگر جهت خورشید (SDS^{۱۶})، حسگر ردیاب ستاره (STR^{۱۷})، حسگر زمین (ES^{۱۸}) و حسگر ژایرو نرخی یکپارچه (RGS^{۱۹}) و همچنین خطوط ارتباطی وابسته، اگر باعث ایجاد اختلالی در مأموریت شود، باید در طراحی سیستم FTC مد نظر قرار گیرد. در خلال عمل بازسازی فرآیند^{۲۶} تطبیق سیستم با اختلال، می تواند بصورت جایگزینی سیستم های جانشین^{۲۷} قبول تقلیل کارایی سیستم بصورت مناسب، بطوریکه سیستم تا حدی قادر به انجام ادامه مأموریت باشد و یا متوقف کردن روند کار سیستم صورت پذیرد.

- دستورات کنترل اجرای زیر سیستم ADCS

در اغلب ماهواره ها فعال سازی و یا از کار انداختن روند کنترل OCS^{۲۰} بوسیله دستورات زمینی امکان پذیر است.

تله متری

- اطلاعات وضعیت و کنترل ماهواره، در زمان های مختلف، به همراه مقادیر متغیرهای کلیدی و یا اطلاعات کسب شده دیگر به زمین ارسال می شوند و اطلاعات لازم نیز از زمین به ماهواره مخابره می شوند. این مشخصات شامل اطلاعات عمومی می شوند، در حالیکه نیازهای ویژه برای یک سیستم ناظر بر اختلالات ADCS، پس از تحلیل حالات از کار افتادگی اجزا و تست رفتار سیستم کنترل در هنگام بروز خطا بدست می آیند.

حالات از کار افتادگی

در شبیه سازی صورت گرفته، سیستم تعیین وضعیت ماهواره از حسگر خورشید دقیق و حسگر میدان مغناطیسی استفاده می کند. در ادامه به بررسی حالات از کار افتادگی این دو حسگر می پردازیم:

حسگر خورشید دقیق (FSS)^{۲۱}

قسمت انتهایی هر یک از حسگرهای خورشید دقیق شامل دو سلول خورشیدی کوچک است که هر یک جریانی وابسته با مقدار روشنائی تولید می کند. این دو سلول از لحاظ الکتریکی از هم عایقند. تمام جریانها توسط تقویت کننده های ویژه ای، به ولتاژ تبدیل شده و سپس بوسیله میدل های آنالوگ به دیجیتال به سیگنال های دیجیتال تبدیل می شوند. از جمله اختلالاتی که امکان روی دادن آنها در این حسگر وجود دارد، قطع شدن سیم یا ایجاد عیبی در نیمه هادی است که به ولتاژ خروجی صفر (بصورت وابسته با جریان صفر) منجر می شود [۱].

حسگر میدان مغناطیسی

این حسگر بدلیل قابلیت اطمینان بالا، وزن کم و مصرف انرژی پایین در رنج وسیعی بعنوان حسگر تعیین وضعیت ماهواره بکار می رود.

حسگر میدان مغناطیسی دو بخش دارد:

الف - بخش اندازه گیر میدان مغناطیسی

ب - بخش الکترونیکی که خروجی اندازه گیری شده توسط حسگر را به یک ساختار قابل استفاده تبدیل می کند.

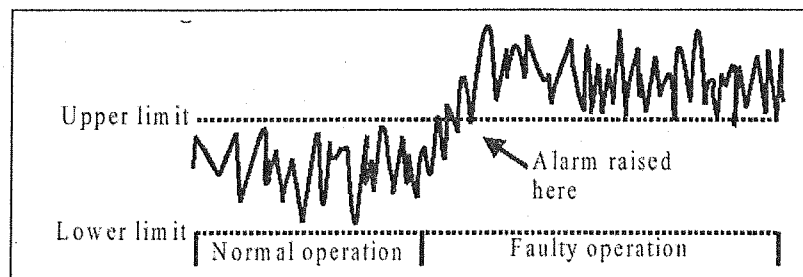
هر نوع رخداد اختلالی در این حسگر موجب از دست رفتن آن و استفاده از عنصر جایگزین خواهد شد. این اختلالات بصورت ولتاژ خروجی صفر در نظر گرفته می شود [۱].

اثرات نهایی اختلالات بر کارایی کنترل وضعیت

کارایی کنترل وضعیت بهنگام وقوع در زیرسیستمهای مختلف، می تواند بوسیله شبیه سازی حالات از کار افتادگی در دینامیک ماهواره صورت تحلیل شود. اثرات خروجی در کارایی کنترل وضعیت به سه گروه: افزایش کوچک در خطای کنترل وضعیت، ایجاد تغییرات بزرگ در خروجی فرآیند کنترل وضعیت و تولید حرکت تصادفی تقسیم می شوند. همچنین افزایش بیش از حد توان مصرفی نیز بعنوان یک اثر خروجی لحاظ می شود.

طراحی سیستم تشخیص و تصحیح اختلال

همانطور که در بخشهای قبل ذکر شد، سیگنال خروجی حسگر خورشید و حسگر میدان مغناطیسی در هنگام بروز اختلال در آنها به صفر تغییر مقدار می دهد. از این رو در این مقاله، سیستم تشخیص اختلال به نحوی طراحی می شود که وقوع خطا در هر یک از حسگرها را بر اساس سیگنال های اندازه گیری شده در خروجی این حسگرها و بررسی اندازه آن تشخیص دهد. روش بررسی اندازه سیگنال (Level Checking)، بدلیل عدم نیاز به مدل تحلیلی سیستم، تقریباً مطمئن ترین و ساده ترین روش اجرایی در میان روشهای موجود در امر تشخیص اختلال بشمار می رود و به همین دلیل بیشترین استفاده را در این بخش بخود اختصاص داده است [۱۳]. همان طور که در شکل (۱) ملاحظه می شود ایده اصلی، نظارت و کنترل بر سیگنالهای نمونه برداری شده از متغیرهای مهم سیستم و اعلام هشدار وقوع اختلال در زمان خروج مقدار این سیگنالها از مرز تعیین شده برای آنها است.



شکل (۱): روش بررسی اندازه سیگنال.

تفاوت روش بکار گرفته شده در این مقاله با روش فوق آنست که در این سیستم چون سیگنال خروجی صفر، مبین وقوع اختلال در فرآیند است، بجای تعریف یک حد بالا و پایین برای سیگنال، اقدام به تعیین یک محدوده در اطراف مقدار تعیین می شود که ورود سیگنال به این محدوده و عدم خروج از آن پس از یک مدت زمان مشخص نشان دهنده وقوع اختلال در سیستم باشد. باید توجه داشت که اندازه این محدوده و زمان لازم بمنظور تشخیص اختلال در سیستم وابستگی مستقیم به خصوصیات سیستم و تشخیص مهندس طراح خواهد داشت. این نکته را نیز باید در نظر گرفت که بزرگ گرفتن اندازه محدوده و انتخاب یک زمان کوتاه برای اعلام وقوع خطا در این روش اگر چه حساسیت سیستم را در قبال اختلالات روی داده در فرآیند بالا خواهد برد، ولی ممکن است باعث افزایش سیگنالهای وقوع اختلال، بصورت اشتباه^{۲۲} در سیستم شود که به واسطه حضور نویز و اغتشاش در فرآیند تولید می شوند.

قدم بعد در طراحی پس از تشخیص وقوع اختلال و مشخص شدن مکان آن، تصحیح اختلال روی داده در سیستم است. به طوریکه قبلا نیز اشاره شد، از آنجا که ماهواره پس از پرتاب دیگر در دسترس نخواهد بود و امکان تعمیر قطعات موجود وجود ندارد، یک راه مناسب، استفاده از سخت افزار جانشین در هنگام بروز اختلال در هریک از قطعات خواهد بود. بدین ترتیب که پس از ایجاد اختلال در یک قطعه، ابتدا سیستم FTC وقوع آنرا تشخیص داده و پس از تعیین مکان آن و خارج ساختن عنصر معیوب از حلقه کنترل، عضو جانشین (Redundancy) جایگزین عنصر معیوب می شود.

طراحی سیستم تعیین و تصحیح اختلال به واسطه امکانات و توانمندی های نرم افزار Stateflow بوسیله این نرم افزار صورت پذیرفته است. این نرم افزار یک ابزار گرافیکی قوی در زمینه طراحی سیستمهای کنترلی پیچیده و سیستمهای ناظر بر آنها است. اجرای نرم افزار Stateflow با استفاده از محیط Simulink امکان پذیر بوده و طراح می تواند بصورت دلخواه از نرم افزار RTW^{۲۳} نیز برای ارتباط با محیط خارج استفاده نماید. اجرای تمامی این نرم افزارها در محیط MatLab صورت می گیرد. رفتار سیستم کنترل که بوسیله Stateflow مدل سازی می شود، تکمیل کننده الگوریتمی است که بوسیله Simulink مدلسازی شده است. نرم افزار Simulink توانایی شبیه سازی سیستمهای پیوسته زمانی و یا گسسته زمانی را بصورت گرافیکی و نمودار بلوکی دارا است و نمودارهای Sateflow با افزوده شدن به مدل های شبیه سازی سیستم با استفاده از Simulink توانایی این سیستمها را در انجام فرمانهای شرطی و تصمیم گیری براساس حالات سیستم با امکان نمایش این حالات در زمان اجرای برنامه، بالا می برد.

مهندس طراح می تواند طراحی سیستم کنترل را ابتدا با طراحی یک نمودار Sateflow آغاز کند و سپس اقدام به طراحی و شبیه سازی سیستم بکمک Simulink نماید. در روش دیگر همچنین می توان طراحی دیاگرام Sateflow را پس از طراحی Simulink انجام داد و یا بمنظور افزایش کارایی در طراحی، از نمودار Sateflow بجای بخشی از طرح که با Simulink مدلسازی شده استفاده کرد.

دیاگرام سیستم FTC طراحی شده بوسیله این نرم افزار در شکل (۴) آورده شده است. سیگنال خروجی نمونه برداری شده از هر یک از دو حسگر مورد استفاده، به منظور نظارت بر آنها به بخش FTC، انتقال داده می شود.

مدلسازی اجزا و زیرسیستمهای FTCS و ADCS

پس از بیان مدل ریاضی و خصوصیات اجزای مختلف زیرسیستم های تعیین و کنترل وضعیت و با در نظر گرفتن روابط منطقی میان این قسمتها و نیز سیستم ناظر بر این فرآیند، به مدلسازی این اجزا بصورت مجزا می پردازیم. مدل بلوکی حلقه کنترلی طراحی شده برای این سیستم و نیز زیر سیستم تعیین وضعیت آن به ترتیب در اشکال (۲) و (۳) نشان داده شده است.

نتایج شبیه سازی

با اجرا و پیاده سازی این مدلها در نرم افزار (Simulink & StateFlow toolboxes) MatLab، نتایج شبیه سازی شده این زیر سیستم برای یک ماهواره با مشخصات زیر بدست آمدند:

- ماهواره سه محوره با بوم گرادیان جاذبه ای

- اندازه $61/8 \text{ kg}$ و جرم $680 \times 450 \times 340 \text{ mm}^3$ و H

- مدار دوار در ارتفاع 700 km با زاویه صفحه مداری از استوا^{۲۴} برابر ۹۶ درجه
- دقت زوایای رول و پیچ برابر ۲ درجه و دقت زاویه یابو برابر ۴ درجه
- سه گشتاوردهنده‌های مغناطیسی بعنوان عملگرهای کنترلی
- ممانهای اینرسی مطلوب بعد از گسترش بوم، بصورت زیر در نظر گرفته شدند:

$$I_{xx} = 181/25, I_{yy} = 181/78, I_{zz} = 1/28 \text{ kg.m}^2$$

با توجه به اینکه ماهواره سه‌محوره نیاز به کنترل و پایدارسازی هر سه محور آن، بخاطر نشانه‌روی دقیق آنتن‌ها برای ارتباطات مخابراتی و جهت‌گیری آرایه‌های خورشیدی بسمت خورشید بمنظور تأمین انرژی مورد نیاز سیستم دارد، پس باید از هر سه گشتاوردهنده مغناطیسی که بصورت پیوسته بر سیستم اثر می‌گذارند در جهت تسریع پاسخ و بالا بردن دقت وضعیت ماهواره استفاده شود. در نتیجه با توجه به نیازمندی‌های سیستم کنترل وضعیت ماهواره سه‌محوره و برای بهبود شرایط حاکم، گشتاورهای کنترلی مطلوب حاصل از اجرای قانون کنترلی ارائه شده در رابطه (۳۴) را به ماهواره اعمال می‌کنیم. نتایج شبیه‌سازی حاصل از اجرای الگوریتم کنترلی طراحی شده برای زیر سیستم کنترل وضعیت در شکل‌های (۵) و (۶) نشان داده شده‌اند. با صدور فرمان کنترلی مناسب و روشن کردن گشتاور دهنده مغناطیسی، می‌توان راستای محور بوم (محور say) را در محدوده $\pm 2^\circ$ بصورت نوسانی پایدار کرد. دقت دو محور دیگر هم در محدوده دقت مطلوب بمنظور جهت‌گیری ماهواره بسمت زمین و انجام ماموریت می‌باشد (شکل (۵)). در شکل (۶) مقادیر متغیرهای q_1, q_2, q_3 و q_4 نشان داده شده‌اند. نتایج شبیه‌سازی الگوریتم تعیین وضعیت سه‌محوره Quest در شکل (۷) برای محورهای Phi و Say و Teta نشان داده شده‌اند. پاسخ دقیق این سیستم برای محور Phi در شکل (۸) آورده شده است. بطوریکه مشاهده می‌شود زیر سیستم تعیین وضعیت با دقتی در حدود یک درجه که برای انجام ماموریت مناسب است، خروجی دینامیک سیستم را تعقیب می‌کند.

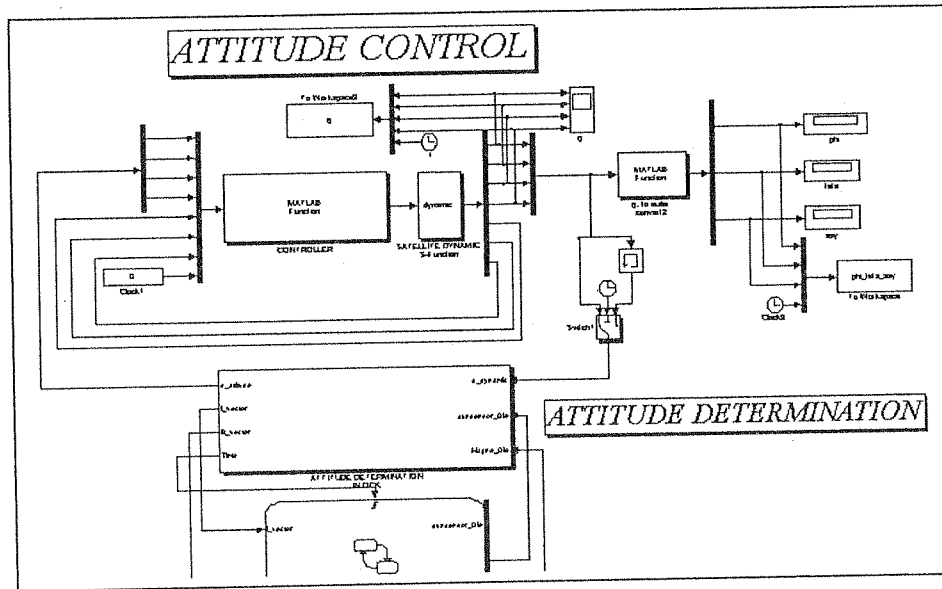
شبیه‌سازی سیستم FTC

در سیستم FTC طراحی شده، برای هر یک از این حسگرها، همانطور که در شکل (۴) مشاهده می‌شود، دو مود کاری تعریف شده است (مود کاری نرمال و مود کاری سیستم در زمان اختلال). اولین اختلال در ثانیه ۱۰۰ پس از شروع کار سیستم، در حسگر خورشید ایجاد می‌شود و سیگنال خروجی آن به صفر تغییر مقدار می‌دهد، این تغییر در روند کار حسگر باعث تغییر مود کاری سیستم FTC شده و همزمان با فعال شدن بلوک sunsensor-fail، بلوک شمارنده نیز فعال می‌شود. فاصله زمانی در نظر گرفته شده برای تشخیص اختلال در این سیستم ۱۰۰ ثانیه است که برابر حداکثر زمان قابل بازگشت سیستم، پس از اصلاح اختلال در آن است. پس از این زمان با عدم خروج این سیگنال از محدوده در نظر گرفته شده و فعال شدن حسگر خورشید جانشین، مود کاری سیستم بحالت نرمال برگشته و شمارنده غیر فعال می‌شود. دومین اختلال نیز در ثانیه ۱۰۰۰۰ در حسگر میدان مغناطیسی ایجاد می‌شود. مراحل کار سیستم FTC دقیقاً مشابه حالت قبل است. شکل (۹) خروجی نهایی زیر سیستم تعیین وضعیت که وظیفه تعقیب و یا تعیین دقیق جهت دینامیک ماهواره در فضا را بر عهده دارد، نشان می‌دهد. بطوریکه مشاهده می‌شود در ثانیه‌های ۱۰۰ و ۱۰۰۰۰ همزمان با وقوع اختلال در حسگرها خروجی زیر سیستم تعیین وضعیت مختل می‌شود، ولی پس از جایگزینی عناصر جانشین بجای قطعات معیوب، سیگنال‌های خروجی این سیستم پس از زمان اندکی، بار دیگر با دقت مطلوبی تغییرات دینامیک ماهواره را تعقیب می‌کند. سیگنال خروجی حسگر میدان مغناطیسی در شکل (۱۰) و مقایسه تغییرات دینامیک سیستم در حالتیکه هیچ اختلالی در فرآیند روی نداده باشد و حالت وقوع دو اختلال مورد بحث، در شکل (۱۱) نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که با وجود رخداد دو اختلال در حسگرهای فرآیند، عملکرد سیستم FTC به نحوی است که ماهواره پس از مدت زمان اندکی دوباره به حالت پایدار خود باز می‌گردد.

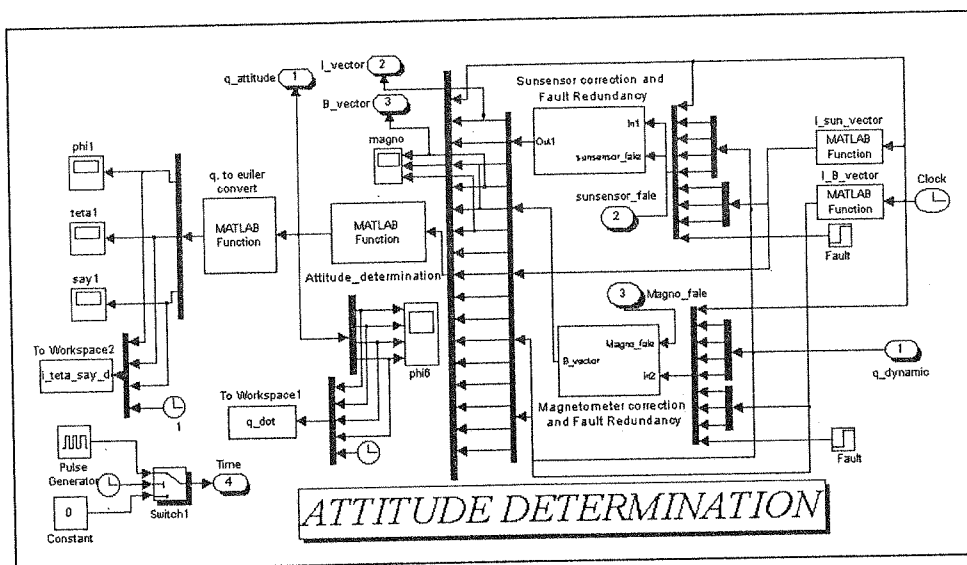
نتیجه‌گیری

در این مقاله، پس از شبیه‌سازی کامل و حلقه بسته سیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره سه‌محوره و بررسی صحت عملکرد آن، با استفاده از نرم‌افزار stateflow که یک ابزار گرافیکی قوی در طراحی سیستم‌های ناظر می‌باشد، یک

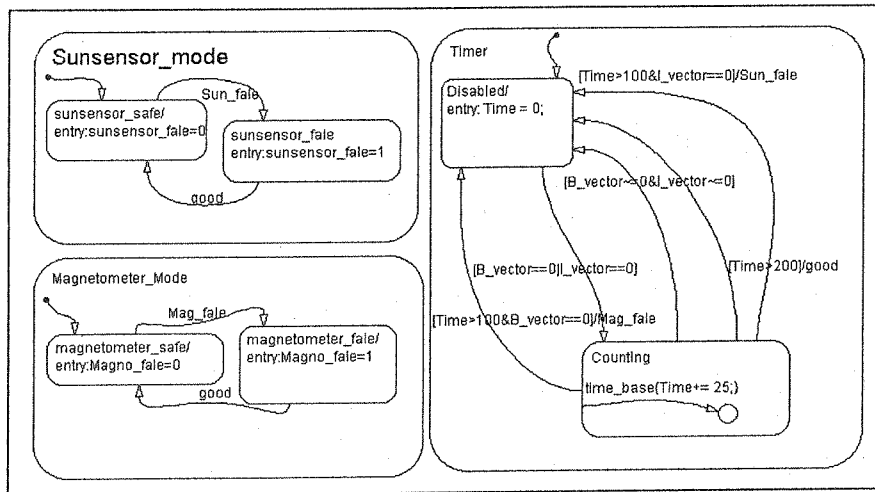
سیستم شناسایی و اصلاح اختلال، بدون نیاز به مدل دینامیکی فرآیند در سیستم FTC و تنها مبتنی بر سیگنالهای نمونه برداری شده از سیستم، طراحی شده است. ویژگی عمده این سیستم سادگی و قابلیت اجرای آن در تمامی فرآیندهای صنعتی است. اما از طرف دیگر از آنجا که ممکن است نویز و اغتشاش موجود در محیط و تغییرات نقطه کار سیستم که هیچ یک را نمی توان جزء اختلالات فرآیند در نظر گرفت، باعث خروج سیگنال از مرز تعیین شده برای آن و در نتیجه ایجاد سیگنال هشدار اشتباه در سیستم شود، مهندس طراح باید با انتخاب مناسب حدود بالا و پایین برای هر سیگنال بر اساس موقعیت حسگر در سیستم، میزان این سیگنال های هشدار اشتباه را به حداقل برساند.



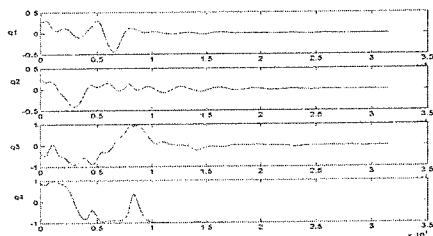
شکل (۲): حلقه کنترلی تعیین و کنترل وضعیت ماهواره به همراه سیستم ناظر بر آن.



شکل (۳): دیاگرام بلوکی زیر سیستم تعیین وضعیت ماهواره.

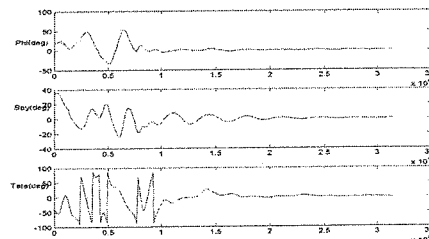


شکل (۴) دیاگرام زیر سیستم FTC طراحی شده برای سیستم ADCS.



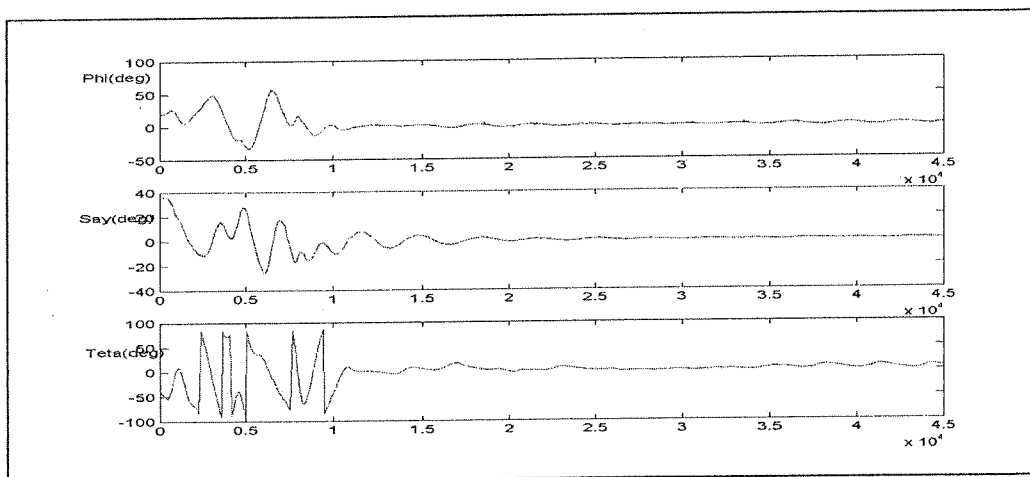
شکل (۶): نمودار تغییرات مقادیر

عملیات از q_4, q_3, q_2, q_1 پس از اعمال قانون کنترلی پیشنهادی.

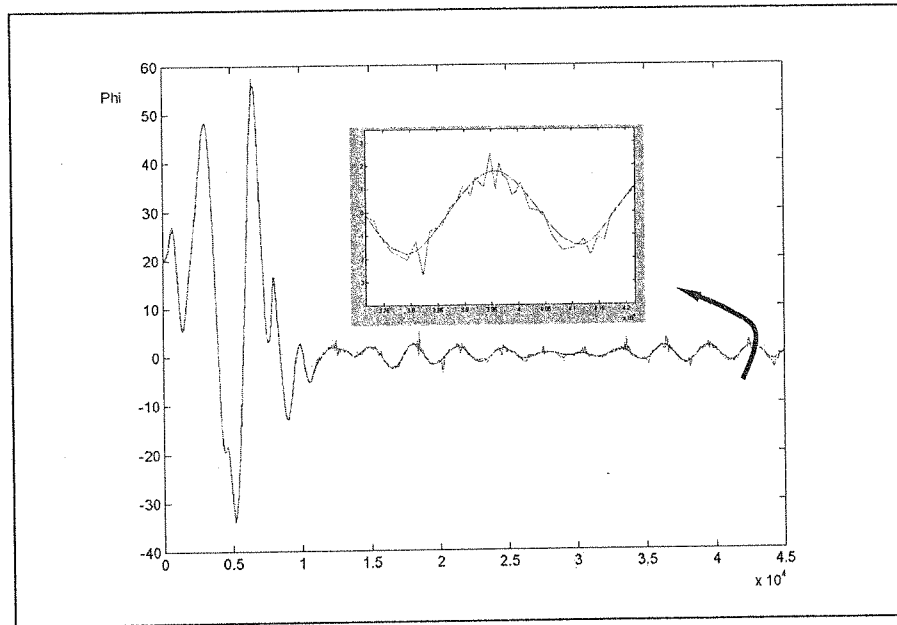


شکل (۵): زوایای وضعیت ماهواره پس از

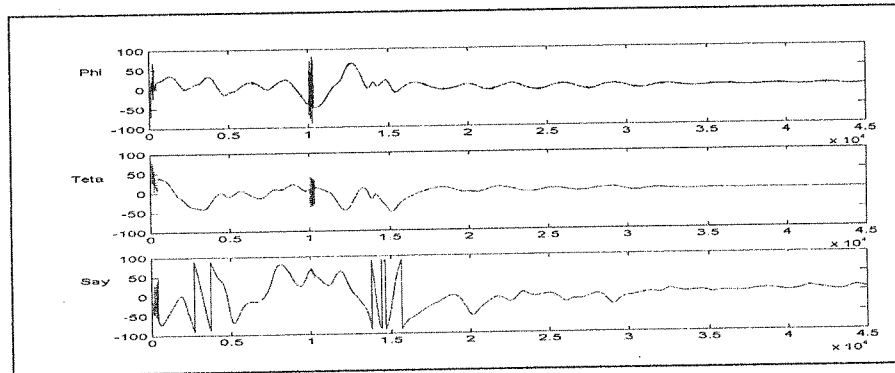
عملیات قانون کنترلی پیشنهادی.



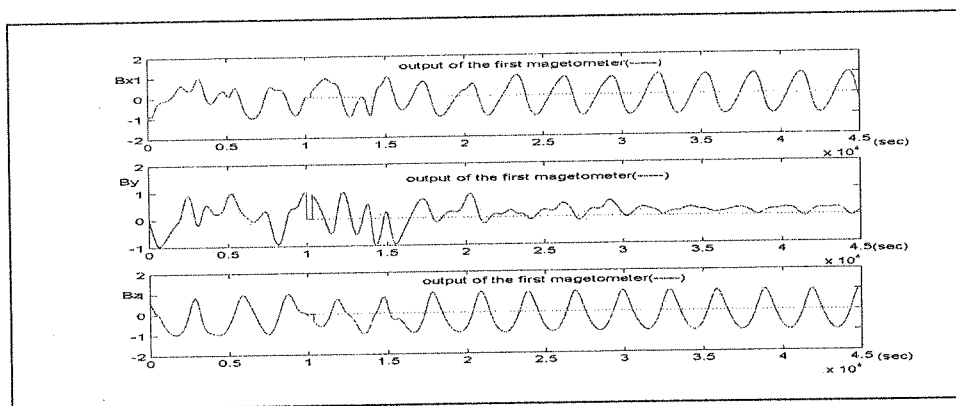
شکل (۷): خروجی سیستم تعیین وضعیت برای سه محور Phi, Say, و Teta.



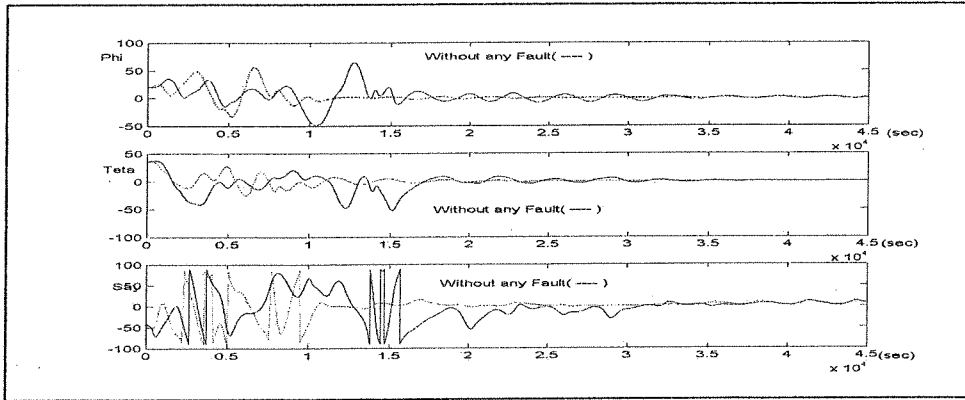
شکل (۸): نمایی واضحتر از خروجی سیستم تعیین وضعیت برای محور Phi.



شکل (۹): خروجی نهایی زیر سیستم تعیین وضعیت.



شکل (۱۰): سیگنال خروجی حاصل از دو حسگر میدان مغناطیسی.



شکل (۱۱): مقایسه تغییرات رفتار دینامیک سیستم در حالت بدون وجود اختلال در سیستم و حالت وقوع اختلال در فرآیند.

زیر نویس ها

- | | |
|--------------------------------------------|--------------------------------------|
| 1- Fault Tolerant Control System | 15- Fine Sun-Sensor |
| 2- Attitude Determination & Control System | 16- Sun Direction Sensor |
| 3- Command and Data Handling | 17- Star Tracker |
| 4- Digital Avionics | 18- Earth Sensor |
| 5- Ground Station | 19- Rate Gyro Sensor |
| 6- Attitude Control Subsystem | 20- On-board Computer System |
| 7- Stabilization | 21- Fine Sun Sensor |
| 8- Attitude determination subsystem | 22- False Alarm |
| 9- Argument of perigee | 23- Real Time Workshop |
| 10- True Anomaly | 24- Inclination Angle |
| 11- Wahba | 25- FDI: Fault Detection & Isolation |
| 12- On-Board Control | 26- Reconfiguration |
| 13- On-Board Fault Tolerant | 27- Redundancy |
| 14- Fault handling | |

مراجع

- [1] Soren Abildsten Bogh (1997). Fault Tolerant Control Systems –a Development Method and Real-Life Case Study. PhD thesis. Dept. of Control Eng., Aalborg University, Denmark.
- [2] Shuster M. D., Oh S. D., “Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations”, AIAA Journal of Guidance and Control, Jan.-Feb., 1981.
- [3] Wahba, G. “A Least Squares Estimate of Satellite Attitude” SIAM Review Vol.7(3), pp.490, 1965.
- [4] Thomas Bak, Spacecraft Attitude Determination-a Magnetometer Approach, PhD Dissertation, Alborg University, 1999.
- [5] Kristin L. Makovec, “A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites”, Thesis submitted to the Faculty of the Virginia Polytechnic and State University in partial fulfillment of the requirements for degree of Master of Science in Aerospace Engineering, Blacksburg, Virginia, July 23, 2001
- [6] Aage Skullestad, James M. Gilbert, “ H_{∞} Control of a Gravity Gradient Stabilized Satellite”, Kongsberg Defence & Aerospace, Norway, Control Engineering Practices 8, PP. 975-983, February 2000.
- [7] Steyn W.H., Hashida Y. and Lappase V., “An Attitude Control System and Commissioning of the SNAP-1 nonosatellite”, Proceeding of the 14th USU/AIAA Conference on Small Satellites, 2000.

- [8] Sidi J. Marcel, Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach, Cambridge University Press, 1997.
- [9] Wertz. R.J, Spacecraft Attitude Determination And Control, Kluwer Academic Publishers, 1978.
- [10] Wahba, G. "A Least Squares Estimate of Satellite Attitude" SIAM Review Vol.7(3), pp.490, 1965.
- [11] مذهب جعفری، علی. "تعیین وضعیت سه محوره ماهواره توسط طراحی الگوریتم چهارتایی مرتب توسعه یافته"، پروژه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، دی ماه ۱۳۸۰
- [12] بادپا، علی. "طراحی و شبیه‌سازی الگوریتم‌های کنترلی مدهای عملکردی ماهواره سه محوره با استفاده از روش پایدار سازی گرادیان جاذبه‌ای"، پروژه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت ایران، اسفند ۱۳۸۰
- [13] Basseville, M. (1988). Detecting Changes in Signals and Systems - A Survey. Automat-ica, 24(3), 309-326.
- [14] بلندی، حسین. قربانی، بهمن. "ارائه یک قانون کنترل جدید برای ماهواره بوسیله تلفیق روش چهار تایی مرتب و قانون کنترل خطی سازی فیدبک"، مجله بین‌المللی علوم مهندسی، جلد دوازدهم، شماره سوم، سال ۱۳۸۰، صفحه ۶۱-۷۴.
- [15] بلندی، حسین. نصیری سروی، مهدی. "طراحی و شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره سه محوره به روش بایاس اندازه حرکت زاویه‌ای"، دهمین کنفرانس بین‌المللی مهندسی مکانیک، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، اردیبهشت ۱۳۸۱
- [16] بلندی، حسین. مذهب جعفری، علی. "طراحی سیستم تعیین وضعیت یک ماهواره مدار پایین (LEO) با استفاده از GPS و بر اساس الگوریتم QUEST"، چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه امیر کبیر، ۱۳۸۱