

طراحی کنترل کننده همزمان وضعیت و نرخ چرخش ماهواره سنجش از دور به روش تطبیقی نظارتی

زهرا صمدی خوشخو^۱، مهدی مرتضوی^۲، فرهاد فانی صابری^۳

۱ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، z.samadi.kh@aut.ac.ir

۲ دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۳ استادیار پژوهشکده علوم و فناوری فضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

تاریخ دریافت: ۹۳/۱۰/۸ تاریخ پذیرش: ۹۴/۳/۱۸

چکیده

در این مقاله برای کنترل وضعیت ماهواره نمونه‌ها مأموریت تصویربرداری، یک الگوریتم کنترلی به روش تطبیقی نظارت پیشنهاد می‌شود. ماهواره نمونه در مدار بیضوی شکل ارتفاع پایین قرار گرفته و دارای پیل بازشونده در دو وجه خود است. همچنین برای رسیدن سطوح خود به تعادل دمایی حول محور عمودی بدنه با نرخ ثابتی می‌چرخد. مشخصات مداری و فیزیکی ماهواره باعث اعمال اغتشاش آیرودینامیکی بزرگ و متغیری به ماهواره می‌شود. برای این منظور الگوریتم کنترل وضعیتی بر اساس کنترل تطبیقی نظارتی طراحی می‌شود تا در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری، دینامیک‌های غیرخطی و اغتشاش متغیر قادر به کنترل همزمان وضعیت و نرخ چرخش ماهواره در مود کنترل نرخ چرخش و نشانه‌روی به سمت زمین و تصویربرداری باشد. علاوه بر آن، در الگوریتم پیشنهادی برآیند خطای وضعیت و تلاش کنترلی نسبت به الگوریتم‌های کنترلی مقایسه شده که شامل کنترل تطبیقی و کنترل دینامیک معکوس است، کاهش می‌یابد. در ساختار کنترل تطبیقی نظارتی یک ناظر سطح بالا که بر مبنای منطق فازی عمل می‌کند، با توجه به مشخصه‌های کنترل کننده‌های سطح پایین، سهم اشتراک هر یک از آن‌ها را تعیین می‌کند. کنترل کننده‌های سطح پایین شامل کنترل کننده بر مبنای دینامیک معکوس و کنترل کننده تطبیقی است. با به کارگیری این راهکار می‌توان از مزایای کنترل کننده‌های سطح پایین بهره‌مند شد. با توجه به اینکه سینماتیک ماهواره مستقل از ترم کنترل است، ساختار کنترل کننده معرفی شده از دو حلقه تشکیل شده است. در حلقه داخلی سرعت بر اساس قوانین کنترل تطبیقی نظارتی کنترل شده و در حلقه خارجی با استفاده از دنبال کننده مدل وضعیت، وضعیت مطلوب ماهواره کنترل می‌شود. عملکرد کنترل کننده طراحی شده در حضور سیستم نظارتی و بدون حضور سیستم نظارتی مورد ارزیابی و مقایسه قرار گرفته است و نشان داده شده که الگوریتم مورد استفاده از دقت و عملکرد مطلوبی برخوردار است.

کلیدواژه

کنترل کننده تطبیقی نظارتی، کنترل هم زمان وضعیت و نرخ چرخش ماهواره، منطق فازی، اغتشاش متغیر با زمان، عدم قطعیت

مقدمه

وضعیت باید توانایی مواجهه با ترم‌های غیرخطی و عدم قطعیت‌های پارامتری در ممان اینرسی ماهواره را داشته باشد. همچنین در برابر عدم قطعیت‌های دینامیکی همچون اغتشاشات خارجی نیز مقاوم باشد.

برای مواجهه با عدم قطعیت، روش‌های کنترل مقاوم و کنترل تطبیقی پیشنهاد می‌شود. در مرجع [۲ و ۳] روش کنترل تطبیقی مدل مرجعی برای کنترل سیستم‌های غیرخطی ارائه شده است. از آنجا که قوانین کنترل تطبیقی سطح محدودی از عدم قطعیت‌ها را پوشش می‌دهند، روش کنترل تطبیقی نظارتی پیشنهاد می‌شود [۴]. در این روش کارایی سیستم و دقت کنترل افزایش و

آنچه که در کنترل وضعیت ماهواره از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، دقت، مصرف انرژی بهینه و توانایی از بین بردن اثرات عدم قطعیت و اشباع عملگر در عین قابلیت اطمینان بالا می‌باشد. معادلات حرکت ماهواره، در مانورهای چرخشی با زوایای بزرگ و در هنگام استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی به عنوان عملگر به شدت غیرخطی هستند [۱]. از طرفی در شرایط واقعی ممکن است مشخصه‌های جرمی ماهواره دارای عدم قطعیت باشند یا به علت حرکت محموله خارجی و باز شدن آرایه‌های خورشیدپایین مشخصه‌های جرمی با زمان تغییر یابند. بنابراین سیستم کنترل

سرعت زاویه‌ای در حلقه‌ی داخلی و به کار گیری یک دنبال کننده مدل وضعیت در حلقه‌ی خارجی وضعیت زاویه‌ای ماهواره به سمت وضعیت زاویه‌ای مطلوب همگرا می‌شود.

در روش کنترل دینامیک معکوس، در حلقه‌ی داخلی برای کنترل سرعت از روش کنترل دینامیک معکوس، کمک گرفته می‌شود. این روش کنترل بر اساس دینامیک معکوس مشابه ساختار و قانون کنترل به کار رفته در مرجع [۱۱] است، با این تفاوت که در مرجع [۱۱] از پارامترهای رودریگز اصلاح شده برای شبیه سازی وضعیت و کنترل وضعیت استفاده شده است. اما در این مقاله برای جلوگیری از وقوع تکینگی، قوانین پارامترهای وضعیت کواترنیون جایگزین شده‌اند و شبیه سازی وضعیت نیز با پارامترهای کواترنیون صورت گرفته است.

در روش کنترل تطبیقی، از ساختاری مشابه ساختار روش دینامیک معکوس استفاده شده، با این تفاوت که برای کنترل سرعت در حلقه‌ی داخلی، روش کنترل تطبیقی مشابه مرجع [۲] به کار رفته است. در مرجع [۲] امکان کنترل وضعیت زاویه‌ای وجود ندارد و تنها سرعت زاویه‌ای در مثال این مرجع کنترل شده است. اما در مقاله حاضر با ارائه‌ی ساختار دو حلقه‌ای که شامل حلقه‌ی کنترل سرعت و حلقه‌ی دنبال کننده وضعیت است، این مشکل بر طرف شده است.

ساختار کنترل تطبیقی نظارتی به کار رفته در این مقاله از نوع سویچینگ نرم است که با منطق فازی سهم دو کنترل کننده را که شامل کنترل کننده تطبیقی و کنترل کننده دینامیک معکوس هستند، تعیین می‌کند. معیار تصمیم‌گیری منطق فازی سرعت زاویه‌ای و خطای وضعیت زاویه‌ای کواترنیون می‌باشد. در ساختار به کار رفته در هر سه الگوریتم کنترلی با توجه به اینکه معادلات سینماتیک ماهواره مستقل از ترم کنترلی هستند، کنترل کننده مرتبه کاهش یافته برای کنترل سرعت زاویه‌ای طراحی می‌شود و در حلقه‌ی خارجی با استفاده از یک مدل دنبال کننده وضعیت، وضعیت زاویه‌ای ماهواره نیز به سمت وضعیت مطلوب میل می‌کند.

مدل سازی حرکت وضعی ماهواره

در این بخش معادلات حرکت وضعی ماهواره، گشتاورهای اغتشاشی محیطی در طول مأموریت و شبیه‌سازی مداری ماهواره مورد نظر بررسی می‌شود. در این مدل سازی ماهواره مورد نظر به شکل صلب در نظر گرفته خواهد شد. ابعاد فیزیکی ماهواره نمونه در شکل ۱ نشان داده شده است. ماهواره نمونه در دو وجه خود دارای پنل های باز شونده است و برای رسیدن سطوح خود به تعادل دمایی با نرخ ثابتی حول محور Z بدنی خود در حال چرخش است. مدار ماهواره نیز مدار ارتفاع پایین بیضوی شکل است که تغییر ارتفاع بین نقاط حضیض و اوج باعث تغییر در سرعت ماهواره و چگالی محیط حرکت ماهواره می‌شود. مدار و فیزیک

مصرف انرژی کاهش می‌یابد [۵]. کنترل نظارتی شامل یک کنترل کننده سطح بالا است، که این کنترل کننده با توجه به معیارهای تصمیم‌گیری و بر اساس ورودی و خروجی سیستم، سیگنال کنترلی را تنظیم می‌کند. مسائلی که در آن‌ها کنترل نظارتی به کار گرفته می‌شود، سیستم‌های پیچیده‌ای هستند که با روش‌های کنترل مرسوم که فقط شامل یک کنترل کننده می‌باشند، عملکرد قابل قبولی از خود نشان نمی‌دهند.

کنترل تطبیقی نظارتی به دو روش با سویچینگ [۴ و ۶] و بدون سویچینگ [۷ و ۸] صورت می‌گیرد. در روش بدون سویچینگ، سیگنال کنترلی با توجه به ورودی و خروجی سیستم توسط کنترل کننده سطح بالا تنظیم می‌شود. در مرجع [۷] از یک کنترل کننده مد لغزشی به عنوان ناظر استفاده شده است. در این مرجع سیستمی که کنترل می‌شود یک ماهواره با عملگر مگنترکر است. با تغییر سیگنال کنترل کننده ناظر این عملگر در همه نقاط میدان مغناطیسی زمین قابل استفاده شده و دچار اشباع نمی‌شود. در مرجع [۸] نیز با توجه به تابع لیاپونوف تعریف شده برای پایداری سیستم، ترمی به عنوان سیگنال ناظر افزوده می‌شود تا همواره تابع لیاپونوف مثبت و مشتق آن منفی باشد. روش‌های سویچینگ نیز خود شامل دو روش سویچ نرم [۹] و سویچ سخت [۱۰] هستند. در سویچ سخت هنگام سوئیچ یک تغییر شدید به سیستم اعمال می‌شود که نامطلوب است و امکان ناپایداری سیستم در چنین حالتی وجود دارد [۱۰]. در مرجع [۶] از روش سویچ سخت استفاده شده است. در سویچ نرم سهم هر یک از کنترل کننده‌ها برای کنترل سیستم به تدریج تغییر می‌کند. در مرجع [۹] کنترل نظارتی از یک سیستم فازی تشکیل شده است که با منطق فازی کار می‌کند. این کنترل کننده نظارتی سهم هر یک از کنترل کننده‌های سطح پایین را که خود نیز با قوانین کنترل فازی کار می‌کنند، تعیین می‌کند و سویچ بین کنترل کننده‌ها به شکل سویچ نرم انجام می‌شود.

در این مقاله وضعیت این ماهواره به سه روش کنترل دینامیک معکوس، کنترل تطبیقی و کنترل تطبیقی نظارتی کنترل می‌شود. ماهواره در مدار بیضوی ارتفاع پایین قرار گرفته است. این ماهواره در دو وجه خود دارای پنل های باز شونده است و با نرخ ثابتی حول محور Z بدنی خود در حال دوران است. تغییر ارتفاع مداری، شکل ماهواره و دوران آن باعث القای اغتشاش آیرودینامیکی متغیری به ماهواره می‌شود. در هر سه روش کنترلی از ساختار کنترل مرتبه کاهش یافته استفاده می‌شود، زیرا ترم کنترلی در روابط حاکم بر ماهواره تنها در معادلات دینامیک وارد می‌شود و تأثیری بر روابط سینماتیک ندارد. نمونه‌هایی از این ساختار در مراجع [۶ و ۱۱] و [۱۲] مطرح شده‌اند. این ساختار شامل دو حلقه داخلی و خارجی است. حلقه‌ی داخلی، حلقه‌ی کنترل سرعت زاویه‌ای و حلقه‌ی خارجی، حلقه‌ی دنبال کننده مدل وضعیت زاویه می‌باشد. با کنترل

جدول ۲. مشخصه مداری ماهواره سنجش از دور نمونه

مقدار	مشخصه
۳۷۵ کیلومتر	ارتفاع اوج
۲۵۰ کیلومتر	ارتفاع حضیض
۰/۰۰۹۳	خروج از مرکز مداری
۵۵ درجه	زاویه میل مداری

دینامیک و سینماتیک ماهواره

در مانورهای چرخشی با زوایای بزرگ، معادلات دینامیک و سینماتیک ماهواره به شدت غیرخطی و دارای کوپلینگ بین محورهاست. طبق رابطه‌ی گشتاور اویلر، معادله‌ی دینامیک دورانی ماهواره به شکل رابطه‌ی (۱) بیان می‌شود [۱۳].

$$T = T_{control} + T_{disturbance} = \dot{h}_I = \dot{h} + \omega \times h \quad (1)$$

در رابطه فوق T گشتاور کلی وارده به ماهواره و برآیند گشتاور کنترلی و گشتاور اغتشاشی است، \dot{h}_I تغییرات اندازه حرکت زاویه-ای ماهواره در دستگاه اینرسی و h اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره در دستگاه بدنی و ω سرعت زاویه‌ای در دستگاه اینرسی است. در رابطه فوق اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره برآیند اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی و اندازه حرکت زاویه‌ای بدنه‌ی صلب ماهواره است. در رابطه (۲) این مسئله نشان داده شده است.

$$h = h_s + Ch_w \quad (2)$$

در این مقاله عملگرهای اصلی ماهواره مشتمل بر ۳ چرخ عکس‌العملی است که این سه چرخ به شکل عمود بر هم در راستای محورهای بدنی قرار گرفته‌اند. در این ساختار ماتریس C به شکل ماتریس یکه و با ابعاد 3×3 می‌باشد. مشخصات چرخ عکس‌العملی نیز در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول ۳. جدول مشخصات عملگر ماهواره نمونه

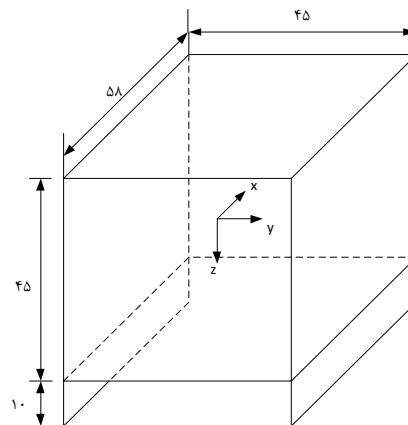
مقدار	واحد	نماد	مشخصه
۳	عدد	N	تعداد چرخ‌های عکس‌العملی
$4/2 \times 10^{-4}$	$kg.m^2$	I_w	ممان اینرسی هر چرخ
۰/۳۴	N.m.s	$h_{w,max}$	ماکزیمم اندازه حرکت زاویه‌ای چرخ
۳	mN.m	$T_{w,max}$	سطح اشباع گشتاور چرخ
۷۸۰۰	RPM	$\omega_{w,max}$	سطح اشباع سرعت زاویه‌ای چرخ

اندازه حرکت زاویه‌ای ماهواره و چرخ عکس‌العملی طبق رابطه (۳) و رابطه (۴) بیان می‌شود.

$$h_s = I_s \omega = (I - CI_w C^T) \omega \quad (3)$$

$$h_w = I_w C^T \omega + I_w \omega_w \quad (4)$$

ماهواره و دوارن آن باعث القای نیروی آیرودینامیکی متغیر و نامتقارن شده است.



شکل ۱. ابعاد و فیزیک ماهواره نمونه بر حسب سانتی‌متر

محل مرکز جرم ماهواره، ماتریس ممان اینرسی و سایر مشخصات فیزیکی ماهواره در جدول ۱ بیان شده است. همان‌طور که در بخش قبل بیان شد، ماهواره مذکور حول محور عمودی بدنه خود با سرعت مشخصی در حال دوران است. محورهای بدنی ماهواره در شکل ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱. مشخصات ماهواره سنجش از دور نمونه

توضیحات	پارامتر	واحد	مقدار
مختصات مرکز	$[x_{cg} \ y_{cg} \ z_{cg}]$	m	$[-0.03 \ 0 \ 0.005]$
ممان اینرسی	$\begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$	$kg.m^2$	$\begin{bmatrix} 1/684 & 0/007 & 0/063 \\ 0/007 & 2/528 & 0/002 \\ 0/063 & 0/002 & 2/431 \end{bmatrix}$
نرخ چرخش Z	Ω	RPO	۴ یا $(4/6 \times 10^{-3})$ رادیان بر ثانیه
جرم کل ماهواره	m_{sat}	kg	۴۲/۴۲۴

ماهواره نمونه در مدار بیضوی LEO با ارتفاع حضیض مدار ۲۵۰ کیلومتری و ارتفاع اوج ۳۷۵ کیلومتری قرار گرفته است. زمان یک دور مداری آن ۹۰/۶۳ دقیقه است. مشخصات مداری ماهواره نمونه در جدول ۲ بیان شده است.

جدول ۴. تغییرات چگالی بر حسب ارتفاع [۱۳]

ارتفاع (کیلومتر)	چگالی (کیلوگرم مترمکعب)
۲۰۰	$۲/۷۸۹ \times ۱۰^{-۱۰}$
۲۵۰	$۷/۲۴۸ \times ۱۰^{-۱۱}$
۳۰۰	$۲/۴۱۸ \times ۱۰^{-۱۱}$
۳۵۰	$۹/۱۵۸ \times ۱۰^{-۱۲}$
۴۰۰	$۳/۷۲۵ \times ۱۰^{-۱۲}$

برای محاسبه‌ی گشتاور ناشی از نیروی آیرودینامیکی محل اعمال نیروی آیرودینامیکی بر روی مرکز سطح هر یک از سطوح ماهواره در نظر گرفته می‌شود و فرض بر این است که گشتاور به مرکز جرم ماهواره اعمال می‌شود. گشتاور وارده به ماهواره برابر است با [۱۰]:

$$T = \sum_{i=1}^k \vec{r}_i \times \vec{F}_i \quad (۹)$$

بردار برداری \vec{r}_i است که مرکز جرم ماهواره را به مرکز فشار المان نام وصل می‌کند. \vec{F}_i نیز با انتگرال‌گیری از رابطه‌ی (۸) به دست می‌آید. برای ساده‌سازی و با فرض اینکه هر سطح ماهواره یک المان است، رابطه‌ی فوق را می‌توان به شکل زیر نوشت [۱۴]:

$$T = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 \sum_{i=1}^k A_i (\hat{n}_i \cdot \hat{v}_b) \hat{v}_b \times \vec{r}_i \quad (۱۰)$$

نیروی آیرودینامیکی پسا در جهت عکس بردار سرعت بر ماهواره اعمال می‌شود. برای یک مدار بیضوی بردار سرعت طبق رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود [۱۵]:

$$\vec{V}_{\text{satellite}} = \frac{\mu}{\sqrt{\mu a(1-e^2)}} \begin{Bmatrix} -\sin \theta \\ e + \cos \theta \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (۱۱)$$

در رابطه فوق θ زاویه در مختصات قطبی مداری است و e ضریب خروج از مرکز مدار بیضوی می‌باشد.

الگوریتم کنترل وضعیت دینامیک معکوس

این روش برای کنترل ماهواره در حضور عدم قطعیت ممان اینرسی، عدم قطعیت عیب عملگر و اشباع عملگر استفاده شده است و بر اساس دینامیک معکوس عمل می‌کند. در این روش به علت حضور ترم کنترلی در معادلات دینامیک سیستم و عدم حضور این ترم در سینماتیک ماهواره، قانون کنترل برای کنترل سرعت نوشته می‌شود و سرعت مطلوب از وضعیت مطلوب مرجع در حلقه‌ی خارجی ساختار کنترلی به دست می‌آید. با شرط

به منظور جلوگیری از وقوع تکینگی در حل معادله‌ی سینماتیک، پارامترهای کواترنیون برای توصیف وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$q = [q_0 \quad q_v^T]^T \quad (۵)$$

در رابطه‌ی فوق $q_v^T = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]$ باید قید $q_0^2 + \|q\|^2 = 1$ را برآورده کنند. که q معرف بردار پارامترهای وضعیت کواترنیون است. سینماتیک وضعیت ماهواره طبق پارامترهای کواترنیون به شکل رابطه‌ی (۶) تعریف می‌شود [۵].

$$\dot{q} = \frac{1}{2} E(q) \omega = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_v^T \\ q_v^x + q_0 I_3 \end{bmatrix} \omega \quad (۶)$$

ماتریس q_v^x طبق پارامترهای کواترنیون به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$q_v^x \triangleq \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (۷)$$

گشتاور اغتشاشی گرادیان جاذبه طبق روابط موجود در مرجع [۵] شبیه‌سازی شده است. جهت محاسبه اغتشاش آیرودینامیکی باید شکل و دوارن ماهواره و همچنین تغییرات ارتفاع مداری آن در نظر گرفته شود. در بخش بعد روند شبیه‌سازی اغتشاش آیرودینامیکی بیان می‌شود.

گشتاور اغتشاشی آیرودینامیکی

برخورد مولکول‌های جو با سطح ماهواره نیرو و گشتاوری را به مرکز جرم ماهواره اعمال می‌کند. با فرض اینکه همه‌ی انرژی مولکول‌ها در حین برخورد توسط ماهواره جذب شود، نیرویی که روی المان سطح dA عمل می‌کند برابر است با [۱۰]:

$$df_{\text{aero}} = -\frac{1}{2} C_D \rho v^2 (\hat{n} \cdot \hat{v}_b) \hat{v}_b dA \quad (۸)$$

که dA المان سطح، \hat{n} بردار نرمال بر سطح، \hat{v}_b بردار یکه در جهت سرعت انتقالی در دستگاه بدنی، ρ چگالی جو و C_D ضریب پسای آیرودینامیکی است. مقدار ضریب پسای آیرودینامیکی برابر ۲/۲ در نظر گرفته شده است. برآیند نیروی آیرودینامیکی با انتگرال‌گیری روی کل سطح ماهواره به دست می‌آید. چگالی جو با میان‌یابی بین چندین ارتفاع طبق جدول ۴ به دست آمده است. طبق جدول مشاهده می‌شود که اختلاف چگالی بین نقاط حوضی و اوج مدار ماهواره نمونه حدود ده برابر تغییر می‌کند. که این امر باعث تغییر مقدار نیروی آیرودینامیکی در نقاط مختلف مداری شود.

کنترل کننده که متشکل از حلقه‌ی داخلی کنترل سرعت و حلقه‌ی خارجی کنترل وضعیت است، نشان داده شده است. در این روش کنترلی، پارامترهای طراحی ثابت‌های زمانی τ_1 و τ_2 هستند. برای پایداری سیستم کنترلی باید حلقه‌ی داخلی سریع‌تر از حلقه‌ی خارجی باشد و این بدان معناست که باید ثابت زمانی حلقه داخلی کوچک‌تر از ثابت زمانی حلقه خارجی باشد ($\tau_1 > \tau_2$). مقادیر انتخاب شده در این تحقیق برای ثابت زمانی حلقه داخلی و خارجی با سعی و خطا به دست آمده‌اند و در جدول ۵ نشان داده شده است.

جدول ۵. ثابت زمانی حلقه داخلی و خارجی در کنترلر دینامیک معکوس

مقدار (ثابته)	ثابت زمانی
۱	τ_1 : حلقه داخلی
۱۰	τ_2 : حلقه خارجی

روش کنترلی فوق قانون کنترلی را برای وضعیت با استفاده از زوایای اویلر بیان می‌کند. این روش کنترلی در مرجع [۲] نیز بر اساس پارامترهای رودریگز اصلاح شده بیان شده است. همان طور که در فصل قبل توضیح داده شد، پارامترهای رودریگز و زوایای اویلر دارای تکینگی هستند. پارامترهای رودریگز اصلاح شده در نقاطی که زاویه به $\pm 360^\circ$ درجه می‌رسد دچار مشکل تکینگی می‌شوند. به همین دلیل در این مقاله برای جلوگیری از تکینگی قانون کنترلی فوق توسط بردار کواترنیون‌ها بازنویسی شده است. به این منظور طبق رابطه‌ی سینماتیک کواترنیون‌ها، بردار سرعت زاویه‌ای که به صورت سیگنال فرمان به حلقه‌ی کنترل سرعت اعمال می‌شود، طبق رابطه‌ی (۱۹) محاسبه می‌شود [۱۲].

$$\omega_{d1} = -\frac{1}{\tau_1} H^T(q)(q - q_d) \quad (19)$$

در رابطه‌ی فوق پارامتر q_d وضعیت مطلوب یا بردار موقعیت زاویه‌ای است، که توسط کواترنیون‌ها بیان شده است و ω_{d1} سرعت زاویه‌ای مطلوب می‌باشد. پایداری مجانبی مدل مرجع وضعیت ماهواره نیز مطابق روابط زیر به دست می‌آید:

$$\tau_1 \dot{q} + q = q_d \quad (20)$$

$$\tau_2 \dot{\omega} + \omega = \omega_{d1} \quad (21)$$

اگر روابط فوق برقرار باشد، یعنی وقتی ω به سمت ω_{d1} میل کرد q به سمت q_d میل می‌کند. با استفاده از روابط کواترنیون و دینامیک معکوس در این قانون کنترلی مشکل تکینگی نیز رفع می‌شود.

نزدیک شدن و میل کردن سرعت زاویه‌ای به سرعت زاویه‌ای مطلوب، وضعیت زاویه‌ای نیز به صورت مجانبی به وضعیت زاویه‌ای مطلوب مرجع میل می‌کند. در مرجع [۱۱] این روش کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از پارامترهای رودریگز استفاده شده است.

کنترل تناسبی مشتقی یکی از روش‌های کنترل مشهور است که در آن گشتاور ورودی کنترلی طبق رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود.

$$u_{PD} = [\omega \times h - D\omega - k(E - E_d)] \quad (12)$$

پارامتر E_d وضعیت مطلوب یا بردار موقعیت زاویه‌ای است. با استفاده از معادله‌ی دینامیک ماهواره و رابطه‌ی فوق، دینامیک حلقه بسته سیستم به صورت زیر خواهد بود:

$$J\dot{\omega} + D\omega + k(E - E_d) = 0 \quad (13)$$

که I_s ممان اینرسی ماهواره بدون در نظر گرفتن ممان اینرسی عملگر است. رابطه فوق مشابه سیستم دینامیکی مرتبه‌ی دو می‌باشد که ضرایب بهره‌ی D و K به نحوی انتخاب می‌شوند که ω به سمت صفر و E به سمت E_d میل کند.

پارامترهای ماتریس ضرایب بهره که ضریب میرایی ζ و فرکانس طبیعی ω_n می‌باشند، توسط مشخصه‌های دینامیکی ماهواره‌ی هدف و عملگرهای آن تعیین می‌شود. برای کنترل در این قسمت از کنترل بر پایه‌ی دینامیک معکوس استفاده می‌شود. در این روش ورودی کنترلی u سرعت زاویه‌ای ω و در نهایت وضعیت E را کنترل می‌کند. اگر سرعت زاویه‌ای با انتخاب τ_1 به صورت زیر تنظیم شود [۱۱]:

$$\omega = -\frac{1}{\tau_1} G^{-1}(E)(E - E_d) \quad (14)$$

موقعیت زاویه‌ای توسط رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\tau_1 \dot{E} + E = E_d \quad (15)$$

طبق رابطه‌ی فوق E به سمت E_d که وضعیت مطلوب است، میل می‌کند. بنابراین از رابطه‌ی (۱۶) می‌توان به عنوان فرمان سرعت زاویه‌ای به حلقه‌ی کنترل سرعت استفاده کرد.

$$\omega_d = -\frac{1}{\tau_1} G^{-1}(E)(E - E_d) \quad (16)$$

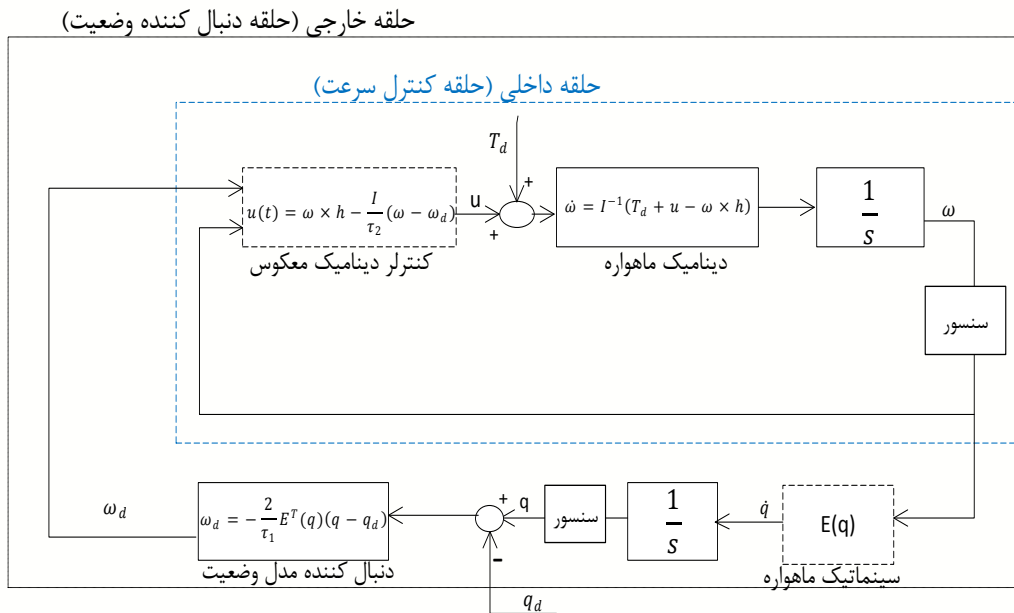
حال باید ورودی کنترلی u که باعث می‌شود سرعت زاویه‌ای ω سرعت زاویه‌ای مطلوب ω_d را دنبال کند، تعیین کرد.

$$u = \left(\omega \times h - J \frac{1}{\tau_2} (\omega - \omega_d) \right) \quad (17)$$

در این شرایط دینامیک سرعت زاویه‌ای برابر خواهد بود با:

$$\tau_2 \dot{\omega} + \omega = \omega_d \quad (18)$$

طبق رابطه‌ی فوق سرعت زاویه‌ای به صورت مجانبی به سرعت زاویه‌ای مطلوب میل می‌کند. در شکل ۲ بلوک دیاگرام این نوع



شکل ۲: بلوک دیاگرام کنترل وضعیت ماهواره بر اساس دینامیک معکوس

هستند. هدف تعیین $r(t)$ به نحوی است که روابط زیر برقرار

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} \|x(t) - x_{r1}(t)\| = 0 \\ \text{and} \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \|x_{r1}(t) - x_d(t)\| = 0 \end{cases} \quad (24)$$

$$\Rightarrow \lim_{t \rightarrow \infty} \|x(t) - x_d(t)\| = 0$$

که $x_d(t)$ مسیر مطلوبی است که باید دنبال شود. در کنترل تطبیقی مدل مرجع هدف از بین بردن خطای بین خروجی سیستم و خروجی مدل مرجع می‌باشد. خطای تعقیب به شکل $e(t) \triangleq x(t) - x_{r1}(t)$ تعریف می‌شود. بنابراین دینامیک خطا مطابق رابطه (۲۵) به دست می‌آید:

$$\dot{e}(t) = (f(x(t)) + Bu(t)) - (A_r x_{r1}(t) + B_r r) \quad (25)$$

با فرض اینکه ماتریس ضرایب بهره‌ی Θ و Θ_r و تابع پیوسته و مشتق پذیر $F(x)$ وجود داشته باشد، به طوری که:

$$f(x) + B\Lambda\Theta F(x) - A_r x = 0 \quad (26)$$

$$B\Lambda\Theta_r - B_r = 0 \quad (27)$$

در ماهواره برای کنترل سرعت تابع $F(x)$ به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$F(x) \triangleq [x_1 \quad x_2 \quad x_3 x_1^2 \quad x_2^2 \quad x_3^2 \quad x_1 x_2 \quad x_2 x_3 \quad x_1 x_3]^T$$

با فرض اینکه فرمان $u(t)$ با یک جبران‌ساز دینامیکی به شکل رابطه (۲۸) تولید شود و ورودی کنترلی مطلوب مطابق رابطه (۲۹)

الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی

در این بخش الگوریتم کنترل پسخوراند تطبیقی برای سیستم دارای عدم قطعیت و غیرخطی طبق مرجع [۲] طراحی می‌شود. می‌توان معادله‌ی دینامیکی ماهواره را به شکل زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{x}(t) = f(x(t)) + Bu(t), \quad (22)$$

$$\text{where: } x(t) \triangleq [\omega_x(t) \quad \omega_y(t) \quad \omega_z(t)]^T$$

$$\dot{\omega} = \frac{-I^{-1}\omega^\times I \omega}{f(x(t))} + \frac{I^{-1}u(t)}{Bu(t)}$$

$$\text{where: } \omega^\times \triangleq \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

در رابطه فوق $x(t)$ متغیر حالت، $f(x(t))$ تابع ماتریسی غیرخطی، $u(t)$ سیگنال کنترلی و B ماتریس ضرایب می‌باشد. ماتریس I ماتریس ممان اینرسی ماهواره و ω بردار سرعت زاویه ای آن می‌باشد. با در نظر گرفتن مدل مرجع به شکل رابطه (۲۳) داریم:

$$\dot{x}_r(t) = \begin{bmatrix} A_r & B_r \\ 0_{3 \times 3} & -T_r^{-1} \end{bmatrix} x_r + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ T_r^{-1} \end{bmatrix} r(t), \quad (23)$$

که $x_r = [x_{r1}^T \quad x_{r2}^T]^T$ سیگنال ورودی حلقه کنترل سرعت بوده و ابعاد x_{r1}^T متناظر با ابعاد بردار متغیرهای حالت و ابعاد x_{r2}^T متناظر با ابعاد بردار کنترل می‌باشد. ماتریس‌های ضرایب $A_r, B_r, T_r \in R^{3 \times 3}$ ماتریس‌های مثبت معین

جدول ۶. پارامترهای کنترل کننده تطبیقی

پارامتر	مقدار
k_u	۱۰۰
k_λ	۱۰۰۰
Λ	$\begin{bmatrix} ۱ & ۰ & ۰ \\ ۰ & ۱ & ۰ \\ ۰ & ۰ & ۱ \end{bmatrix}$

کنترل وضعیت با استفاده از دنبال کننده‌ی مدل وضعیت

کنترل کننده طراحی شده از دو حلقه‌ی داخلی و خارجی تشکیل شده است. حلقه‌ی داخلی، حلقه‌ی کنترل سرعت می باشد، که قانون کنترل تطبیقی مدل مرجع شرح داده شده در بخش قبل در آن جای می گیرد. به علت اینکه هدف از طراحی کنترل کننده، کنترل وضعیت می باشد، در حلقه‌ی خارجی وضعیت با استفاده از یک دنبال کننده وضعیت کنترل می شود. به نحوی که سرعت زاویه‌ای مطلوب برای حلقه‌ی داخلی، طبق وضعیت مطلوب در حلقه‌ی خارجی محاسبه می شود. شکل ۳ ساختار کنترلی مورد استفاده را نشان می دهد.

باشد. همچنین قانون کنترل به شکل یک جبران ساز طبق رابطه زیر تعریف می شود:

$$\begin{aligned} \dot{x}_c(t) &= f_c(x(t), x_r(t), x_c(t)) \\ u(t) &= x_c(t) \end{aligned} \quad (28)$$

که $K_\lambda > 0$ و $\varphi_1(t) \triangleq [F^T(x), e^T K^T, -\frac{1}{2} K_\lambda e^T P]^T$ رابطه‌ی $e(t) \equiv 0$ را تضمین می کند. خطای کنترل نیز به صورت $e_u = u(t) - u_d(t)$ تعریف می شود. که u_d کنترل مطلوب:

$$u_d(t) = \Lambda(\Theta_1(t)\varphi_1(t) + \Theta_r(t)x_{r2}(t)) \quad (29)$$

هدف یافتن تابع f_c به نحوی است که مقدار خطای e_u به سمت صفر همگرا شود. با تعریف f_c :

$$f_c(t) = g(t) + h(t)\Theta_2(t)\varphi_2(t) - 2\Theta_3(t)Pe(t) - K_u e_u \quad (30)$$

که توابع $h(t)$ و $g(t)$ و $\varphi_2(t)$ به شکل زیر محاسبه می شوند و P طبق معادله ریگاتی موجود در مرجع [۲] به دست می آید.

$$h(t) \triangleq \Lambda\Theta_1(t) \begin{bmatrix} F'(x(t)) \\ K \\ -\frac{1}{2}K_\lambda P \end{bmatrix}, \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \varphi_2(t) &\triangleq \begin{bmatrix} F(x(t)) \\ u(t) \end{bmatrix} \\ g(t) &\triangleq \Lambda(\Theta_1(t)\varphi_1(t) + \Theta_r(t)x_r(t) \\ &\quad - \Theta_{12}(t) \left[K^T, -\frac{1}{2}K_\lambda P \right]^T \dot{x}_{r1}(t) \\ &\quad + \Theta_r(t)T_r^{-1}(r(t) - x_{r2}(t))) + h(t)A_r x(t) \end{aligned} \quad (32)$$

$\Theta_1, \Theta_2, \Theta_3$ و ماتریس ضرایب هستند. قوانین تطبیق پارامترها به شکل رابطه (۳۳) تا (۳۶) هستند، که با تنظیم پارامترهای کنترل کننده کارایی سیستم را افزایش می دهند.

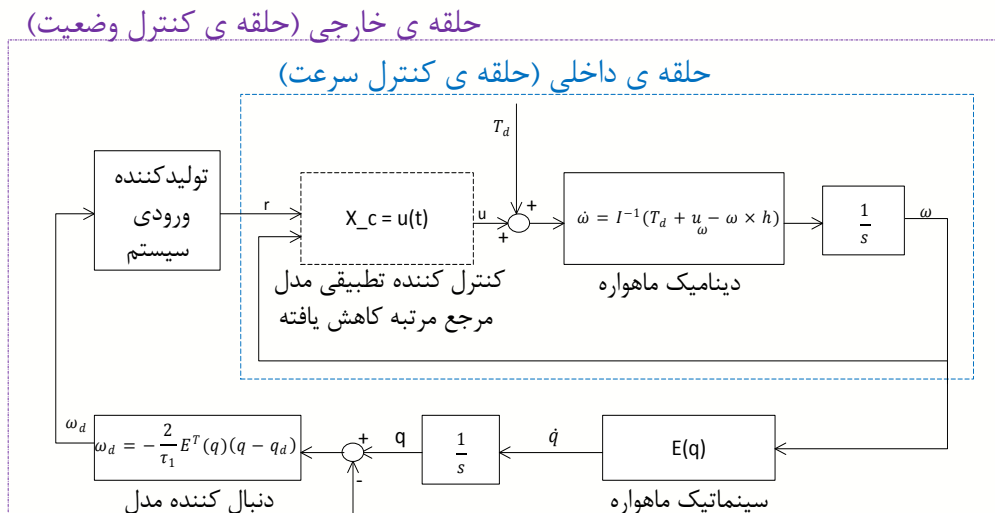
$$\dot{\Theta}_1(t) = -P^T e(t)\varphi_1^T(t)\Gamma_1 \quad (33)$$

$$\dot{\Theta}_r(t) = -P^T e(t)x_{r2}^T(t)\Gamma_r \quad (34)$$

$$\dot{\Theta}_2(t) = -h^T(t)e_u(t)\varphi_2^T(t)\Gamma_2 \quad (35)$$

$$\dot{\Theta}_3(t) = e_u(t)e^T(t)\varphi_1^T(t)\Gamma_3 \quad (36)$$

در رابطه‌ی فوق ماتریس‌های $\Gamma_1, \Gamma_r, \Gamma_2, \Gamma_3$ ضرایب بهره‌ی قانون تطبیق بوده و همگی ماتریس‌های ثابت و مثبت معین هستند. پارامترهای طراحی برای کنترل تطبیقی با سعی و خطا طبق جدول ۶ در نظر گرفته شده‌اند.



شکل ۳: بلوک دیاگرام کنترل وضعیت ماهواره به روش کنترل تطبیقی مدل مرجع

که در رابطه فوق n_{DI} سهم کنترل کننده بر اساس دینامیک معکوس و n سهم کنترل کننده تطبیقی است که توسط ناظر تعیین می شود. بلوک دیاگرام این ساختار کنترلی در شکل ۴ نشان داده می شود. طبق این بلوک دیاگرام ناظر که طبق قانون فازی عمل می کند، با توجه به خروجی های سیستم کنترلی تصمیم می گیرد که سهم هر یک از قوانین کنترل چقدر می باشد. طبق شکل مشاهده می شود که دو روش کنترلی طراحی شده در بخش های قبل به عنوان کنترل کننده های سطح پایین و کنترل کننده با منطق فازی به عنوان کنترل کننده سطح بالا عمل می کند. تصمیم گیری ناظر بر اساس سرعت زاویه ای ماهواره و خطای وضعیت، به کمک منطق فازی صورت می گیرد.

در ساختار کنترلی ورودی کنترلی u سرعت زاویه ای ω و در نهایت وضعیت q را کنترل می کند. پایداری مجانبی مدل مرجع وضعیت ماهواره مطابق روابط زیر به دست می آید [۴]:

$$\tau_1 \dot{q} + q = q_d \quad (37)$$

در ساختار فوق باید سرعت حلقه ی داخلی که حلقه کنترل سرعت می باشد، بیشتر از سرعت حلقه ی خارجی باشد. بنابراین سرعت زاویه ای که به کنترل کننده سرعت فرمان داده می شود، به شکل زیر محاسبه شود:

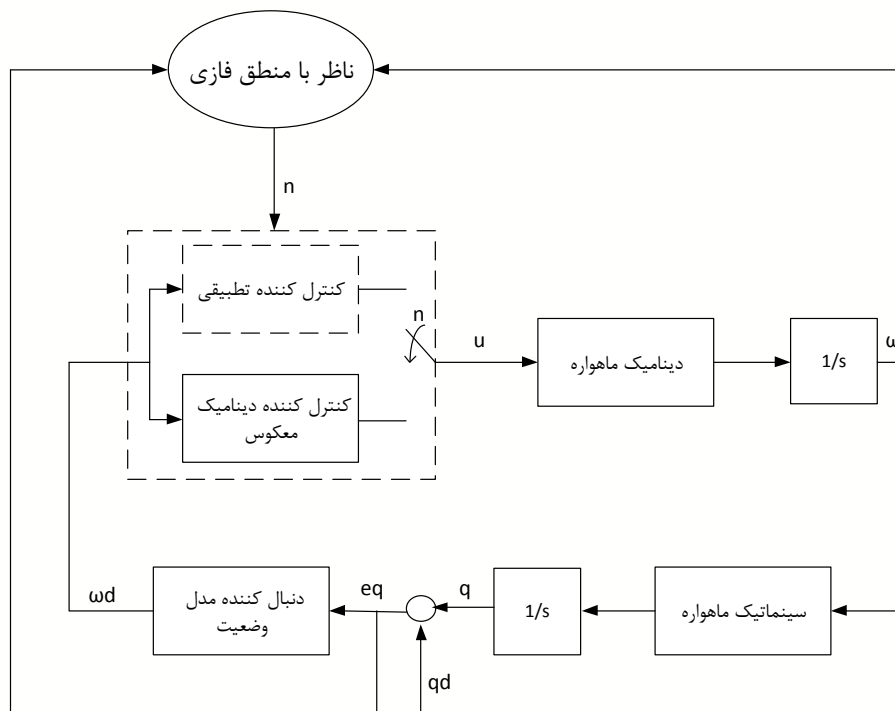
$$\omega_d = -\frac{2}{\tau_1} E^T(q)(q - q_d) \quad (38)$$

بلوک تولید کننده ورودی سیستم گشتاوری را به سیستم اعمال می کند که با اعمال این گشتاور به مدل مرجع سرعت زاویه ای مرجع تولید شده یعنی ω_r با سرعت زاویه ای مطلوب یعنی ω_d برابر باشد.

کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی

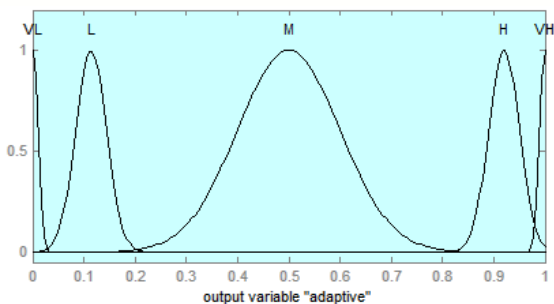
در این تحقیق کنترل کننده سطح بالا با منطق فازی سهم کنترل کننده های سطح پایین را مشخص می کند. کنترل کننده های سطح پایین برای ساختار کنترل تطبیقی نظارتی، دو کنترل کننده طراحی شده در بخش های قبل می باشند. ورودی سیستم نظارتی سرعت زاویه ای ماهواره، خطای وضعیت و زمان می باشد. خروجی این سیستم سهم اشتراک کنترل کننده تطبیقی است. سهم اشتراک کنترل کننده دینامیک معکوس نیز طبق رابطه (۳۹) از روی سهم کنترل تطبیقی تعیین می شود.

$$n_{DI} = 1 - n \quad (39)$$



شکل ۴: بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی

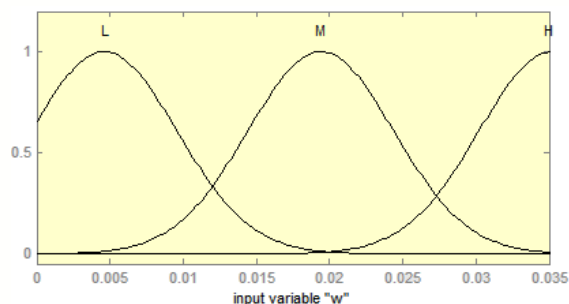
تابع عضویت مربوط به سهم کنترل کننده تطبیقی که خروجی سیستم فازی است، با تابع عضویت موجود در شکل ۷ مدل می شود. این تابع عضویت با ۵ مقدار بسیار کم، کم، متوسط، زیاد و خیلی زیاد مدل شبیه سازی شده است. نمودار مربوط به ۵ تابع عضویت در شکل مشاهده می شود.



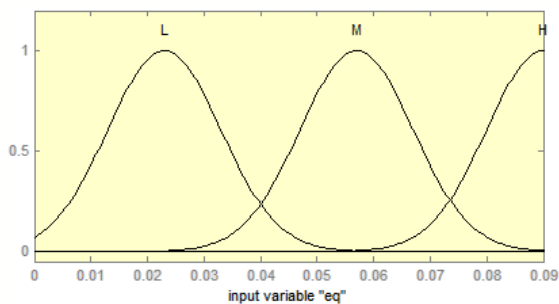
شکل ۷: تابع عضویت سهم کنترل کننده تطبیقی

ناظر با استفاده از قوانین فازی که برای آن تعریف می شود، سهم اشتراک کنترل کننده تطبیقی را مشخص می کند. برای این منظور در کنترل کننده فازی ۱۸ قانون طراحی شده است. قوانین فازی با مطابق جدول ۷ تعریف شده اند. از آنجا که قانون کنترل تطبیقی، در سرعت زاویه های بالا عملکرد مطلوبی ندارد در حالی که عملکرد کنترل دینامیک معکوس بهتر است، سهم کنترل تطبیقی در این شرایط نسبت به کنترل دینامیک معکوس کم تر در نظر گرفته می شود. از طرفی کنترل تطبیقی در جاهایی که به دقت

توابع عضویتی شود در شکل ۵ و شکل ۶ ترسیم شده است. توابع عضویت برای سرعت زاویه ای و خطای وضعیت کواترنیون با سه مقدار کم، متوسط و زیاد مدل شده اند. توابع عضویت مربوط به هر یک از این سه مقدار در شکل ۵ و ۶ نشان داده شده است.



شکل ۵: تابع عضویت سرعت زاویه ای



شکل ۶: تابع عضویت خطای پارامتر وضعیت

زیادی نیاز است و سرعت زاویه نیز کمتر است، بهتر عمل می‌کند. بنابراین قوانین فازی به شکل زیر تعریف می‌شوند.

جدول ۸. ثابت زمانی حلقه داخلی و خارجی در کنترلر دینامیک معکوس

واحد	مقدار	پارامتر	مشخصه
deg	$[0 \ 0 \ 0]^T$	$[\varphi_0 \ \theta_0 \ \psi_0]^T$	وضعیت زاویه‌ای اولیه
deg/s	$[0 \ -n_{orbit} \ 0]^T$	$[\omega_{x0} \ \omega_{y0} \ \omega_{z0}]$	سرعت زاویه‌ای اولیه
deg/s	۰/۰۶۵۹	n_{orbit}	سرعت زاویه‌ای مداری
s	۲۰۰	t_s	زمان رسیدن به وضعیت نهایی
s	۵۴۳۷/۷ ثانیه یا یک دور مداری	T	زمان شبیه‌سازی
deg/s	۰/۲۶۳۶	Ω	نرخ چرخش حول محور z
deg	$[0 \ 0 \ 0]^T$	$[\varphi_0 \ \theta_0 \ \psi_0]^T$	وضعیت زاویه‌ای مطلوب

جدول ۷. قوانین فازی سیستم نظارتی

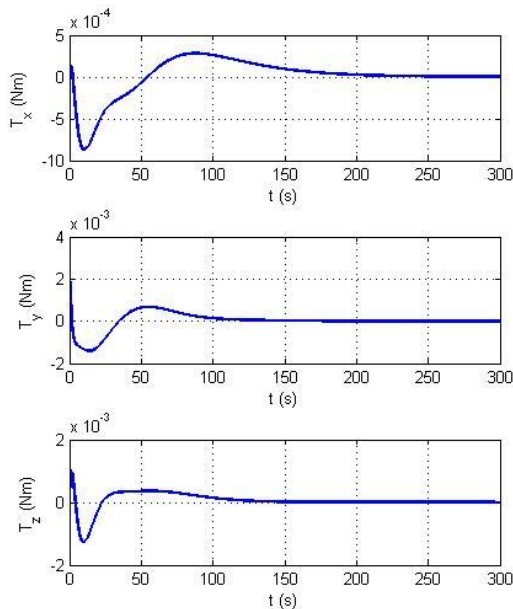
شماره قانون	سرعت زاویه‌ای	خطای وضعیت کواترنیون	سهم کنترل تطبیقی
۱	کم	کم	خیلی کم
۲	کم	متوسط	خیلی کم
۳	کم	زیاد	خیلی کم
۴	متوسط	کم	خیلی کم
۵	متوسط	متوسط	خیلی کم
۶	متوسط	زیاد	خیلی کم
۷	زیاد	کم	خیلی کم
۸	زیاد	متوسط	خیلی کم
۹	زیاد	زیاد	خیلی کم
۱۰	کم	کم	خیلی زیاد
۱۱	کم	متوسط	زیاد
۱۲	کم	زیاد	کم
۱۳	متوسط	کم	متوسط
۱۴	متوسط	متوسط	کم
۱۵	متوسط	زیاد	خیلی کم
۱۶	زیاد	کم	کم
۱۷	زیاد	متوسط	خیلی کم
۱۸	زیاد	زیاد	خیلی کم

هر سه الگوریتم کنترلی پیشنهادی باید سیگنال ورودی مطلوب زاویه را که در شکل ۸ نشان داده شده، دنبال کنند. طبق این سیگنال زاویه‌ای رول و پیچ از مقادیر ۶۰ درجه به صفر و زاویه‌ی سمت از زاویه صفر تا ۳۶۰ با نرخ ۴ دور در هر مدار تغییر می‌کند. با توجه به نرخ چرخش طبق شکل زاویه‌ی سمت، ماهواره در یک دور مداری ۴ بار به دور خود می‌چرخد و مقدار زاویه سمت از زاویه‌ی صفر تا ۳۶۰ درجه تغییر می‌کند.

شبیه سازی

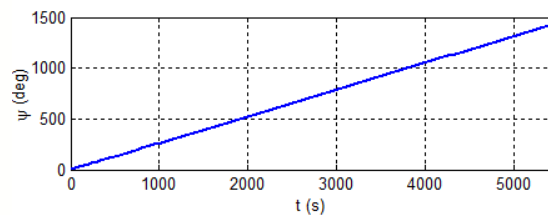
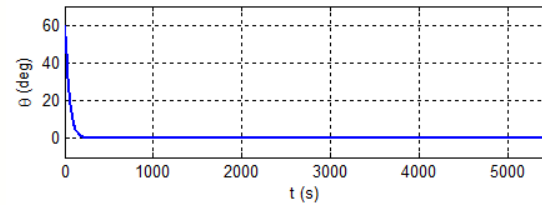
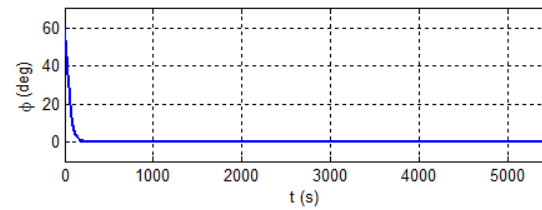
برای شبیه‌سازی هر یک از روش‌ها، دو مانور برای ماهواره نمونه در نظر گرفته می‌شود.

تلاش کنترلی برای هر یک از سه الگوریتم کنترلی در شکل‌های ۹ تا ۱۱ در ۳۰۰ ثانیه از ابتدای مأموریت نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که مقدار گشتاور در هر سه روش در ابتدای مأموریت که نرخ چرخش کنترل نشده است، بالاست و پس از کنترل نرخ چرخش این مقدار کاهش می‌یابد. از مقایسه‌ی بین سه روش پیشنهادی در مانور اول مشاهده می‌شود که در ابتدای مانور تلاش کنترلی در روش کنترل تطبیقی بیشترین و در روش کنترل بر اساس دینامیک معکوس کم‌ترین مقدار خود را دارد و در روش کنترل تطبیقی نظارتی مقدار آن در بین این دو روش قرار می‌گیرد. این پدیده با توجه به اینکه کنترل تطبیقی نظارتی، بخشی از کنترل تطبیقی و بخشی از کنترل بر اساس دینامیک معکوس را به کار می‌گیرد، قابل توجیه است.



شکل ۹. تلاش کنترلی قانون کنترل بر اساس دینامیک معکوس در ۳۰۰ ثانیه ابتدای مأموریت

طبق شکل ۱۰ مقدار گشتاور در حدود ۲۰ ثانیه‌ی ابتدای مأموریت وقتی تنها الگوریتم کنترل تطبیقی به کار گرفته می‌شود، نسبت به سایر روش‌ها بیش‌تر بوده و سیستم در حد اشباع خود حرکت می‌کند و چرخ‌های عکس‌العملی وارد اشباع می‌شوند.



شکل ۸. ورودی مطلوب وضعیت زاویه‌ای

برای مقایسه‌ی روش‌های مختلف باید معیاری تعیین شود که این معیار نشانگر برتری هر روش نسبت به دیگری است. برای بررسی کارایی هر یک از روش‌های کنترلی تابع هزینه‌ای طبق رابطه (۴۰) پیشنهاد می‌شود.

$$J = \int_0^T (u^T w_1 u + e_q^T w_2 e_q) dt \quad (40)$$

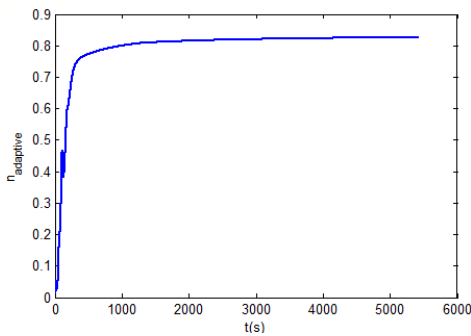
در رابطه فوق w_1 و w_2 ماتریس ضرایب وزنی هستند، که در این قسمت این ضرایب، به صورت ماتریس واحد در نظر گرفته می‌شوند. ماتریس ضرایب وزنی را می‌توان، نسبت به درجه‌ی اهمیت هر یک از ترم‌های تابع هزینه تغییر داد. پارامتر T نیز زمان شبیه‌سازی برای یک دور مداری است. با کمینه شدن تابع هزینه فوق مقدار تلاش کنترلی در کنار خطای وضعیت مینیمم می‌شود. این معیار، معیاری برای مقایسه‌ی روش‌های کنترلی پیشنهادی و سنجش کارایی این روش‌ها محسوب می‌شود. در جدول ۹ مقادیر تابع هزینه رابطه (۴۰) برای هر سه روش محاسبه شده است.

جدول ۹. مقایسه‌ی کارایی کنترل‌های طراحی شده بر اساس تابع هزینه پیشنهادی

روش کنترلی	مقدار تابع هزینه J
کنترل وضعیت بر مبنای دینامیک معکوس	$3/1458 \times 10^{+5}$
کنترل وضعیت تطبیقی	$2/8202 \times 10^{+5}$
کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی	$1/5744 \times 10^{+5}$

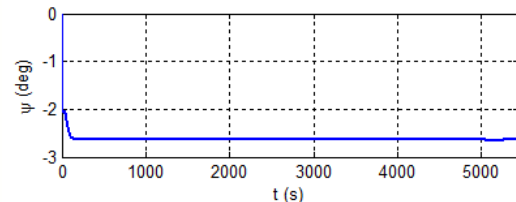
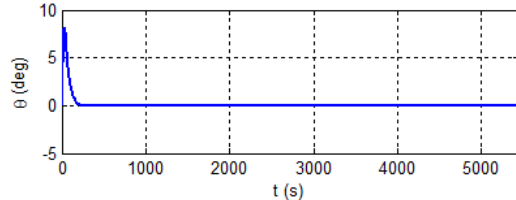
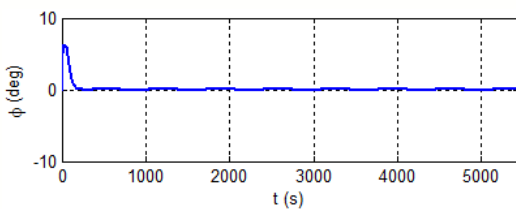
Archive of SID

سهم کنترل کننده‌ی تطبیقی مقداری نزدیک به عدد یک را دارد. یعنی بیش‌تر کنترل در این زمان توسط کنترل تطبیقی انجام می‌شود و سهم کنترل بر اساس دینامیک معکوس نزدیک صفر است.



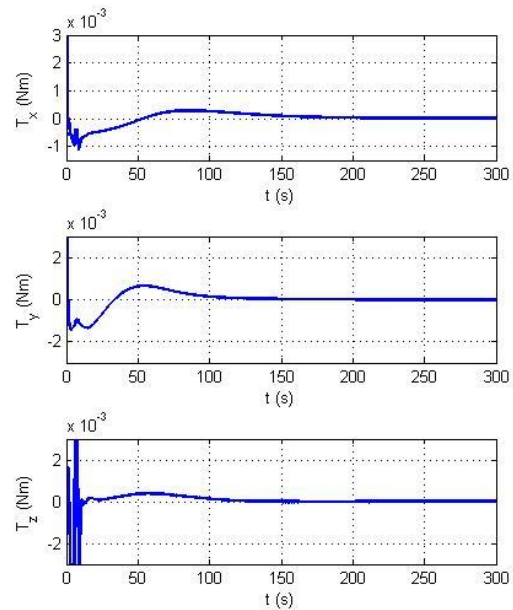
شکل ۱۲. سهم کنترل کننده تطبیقی در کنترل تطبیقی نظارتی

شکل ۱۳ خطای وضعیت را در یک دور مداری برای روش کنترل بر اساس دینامیک معکوس نشان می‌دهد. این خطا اختلاف وضعیت زاویه‌ای مطلوب و وضعیت زاویه‌ای خروجی مدل ماهواره است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، پس از کنترل مقدار این خطا به صفر میل می‌کند. در محور z به علت تأخیر ایجاد شده در الگوریتم خطای وضعیت حول این محور به مقدار ثابتی میل می‌کند. این امر بدان علت است که یک تأخیر در حدود ۱۰ ثانیه در سیستم وجود دارد. این تأخیر به علت ساختار کنترلی ارائه شده و حلقه‌ی خارجی کنترل است که شامل دنبال‌کننده‌ی مدل مرجع وضعیت می‌باشد. ثابت زمانی حلقه‌ی خارجی در تعیین مقدار تأخیر تأثیر مستقیم دارد. دقت کنترل وضعیت در محور x در حد ۰/۰۰۵ درجه و در محور y مقدار ۰/۰۲۳ درجه می‌باشد.

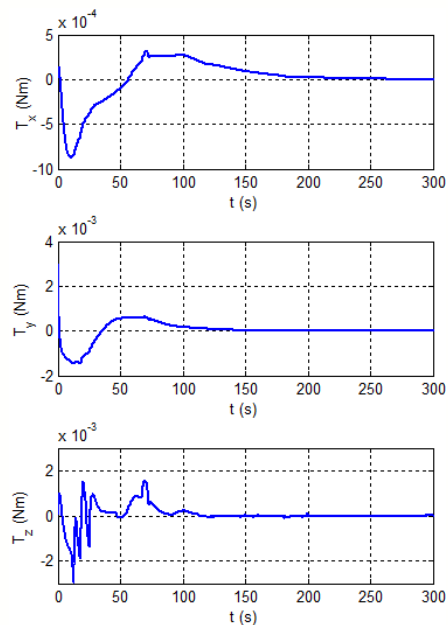


شکل ۱۳. خطای وضعیت در روش کنترل بر اساس دینامیک معکوس

برای الگوریتم کنترل تطبیقی خطای وضعیت در شکل ۱۴ ترسیم شده است. روند تغییرات خطای وضعیت در این روش کنترل



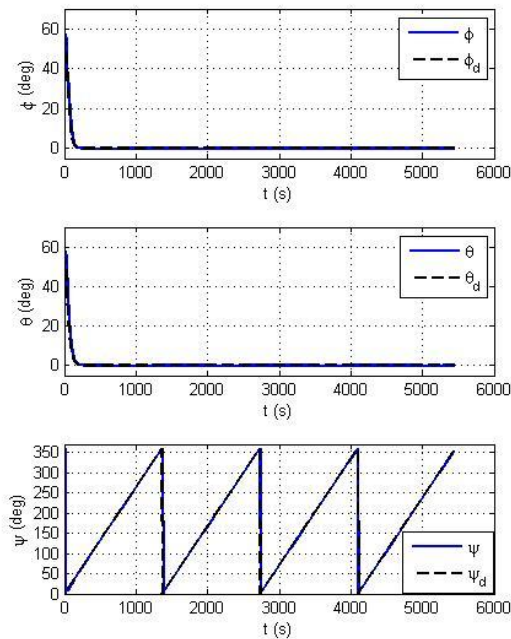
شکل ۱۰. تلاش کنترلی قانون کنترل تطبیقی در ۳۰۰ ثانیه اول مأموریت



شکل ۱۱. تلاش کنترلی قانون کنترل تطبیقی نظارتی در ۳۰۰ ثانیه ابتدای مأموریت

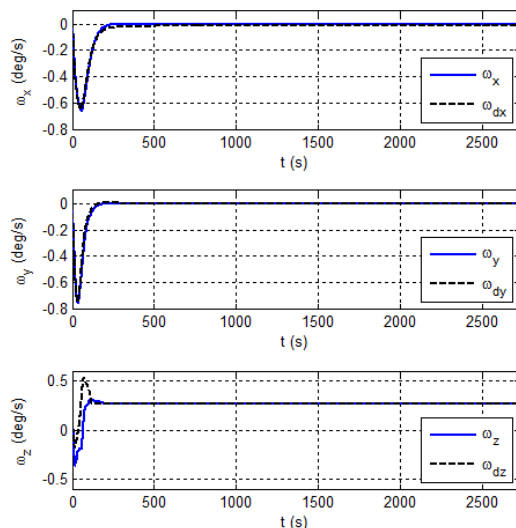
سهم کنترل تطبیقی در کنترل تطبیقی نظارتی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. این سهم توسط کنترل کننده‌ی سطح بالا که با منطق فازی عمل می‌کند، تعیین می‌شود. مشاهده می‌شود که در ابتدای مانور با توجه به اینکه سرعت زاویه‌ای مقدار زیادی دارد و خطای وضعیت نیز بیش‌تر است، ناظر با توجه به قوانین فازی تعریف شده برای آن مقدار کم‌تری را برای کنترل تطبیقی در نظر می‌گیرد. در انتها که ماهواره وارد مود تصویربرداری می‌شود و سرعت زاویه‌ای آن در جهت محور طولی و عرضی صفر می‌شود،

در شکل ۱۶ در یک دور مداری عملکرد کنترل تطبیقی نظارتی در تعقیب زوایا به خوبی قابل مشاهده می‌باشد.



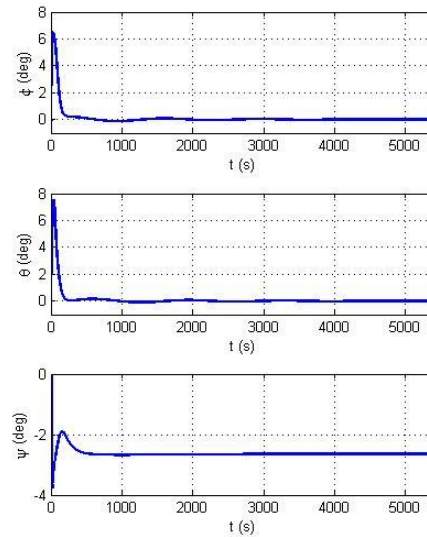
شکل ۱۶. تعقیب مسیر زوایا توسط الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی

نمودار تعقیب سرعت زاویه‌ای توسط الگوریتم تطبیقی نظارتی در نیم دور مداری در شکل ۱۷ ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که این الگوریتم نیز توانایی تعقیب سرعت زاویه‌ای را با دقت خواسته شده که 0.0001 رادیان بر درجه می‌باشد، دارد و الزام سیستم کنترل وضعیت را برآورده می‌سازد.



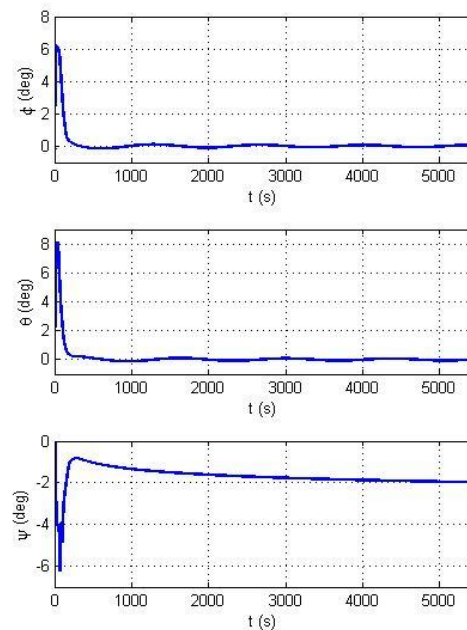
شکل ۱۷. تعقیب سرعت زاویه‌ای مطلوب توسط الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی در نیم دور مداری

مشابه کنترل بر اساس دینامیک معکوس است اما دقت آن‌ها اندکی با هم متفاوت است. خطای وضعیت زاویه‌ای برای محور x حدوداً مقدار 0.006 درجه و در محور y مقدار حدوداً 0.006 درجه می‌باشد. در محور z به علت تأخیر ایجاد شده در الگوریتم خطای وضعیت حول این محور به مقدار ثابتی میل می‌کند.



شکل ۱۴. خطای وضعیت در روش کنترل تطبیقی

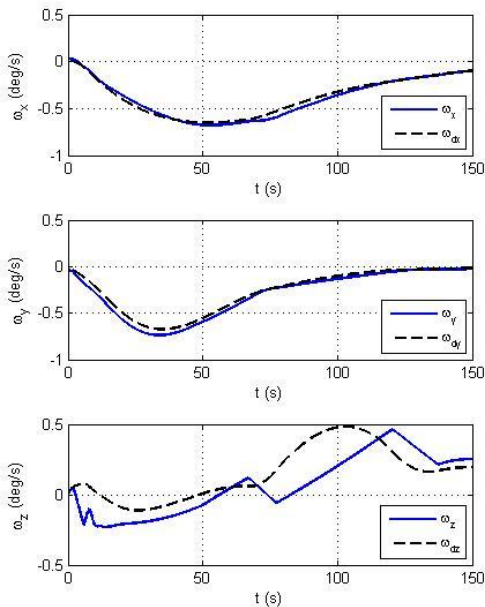
مقدار خطای وضعیت برای کنترل تطبیقی نظارتی طبق شکل زیر خواهد بود. در این الگوریتم نیز با توجه به ساختار مشابهی که به کار گرفته شده است، حول محور z به علت وجود تأخیر در سیستم اختلافی بین زاویه‌ی اوپلر سمت ماهواره و زاویه‌ی مطلوب وجود خواهد داشت.



شکل ۱۵. خطای وضعیت در روش کنترل تطبیقی نظارتی

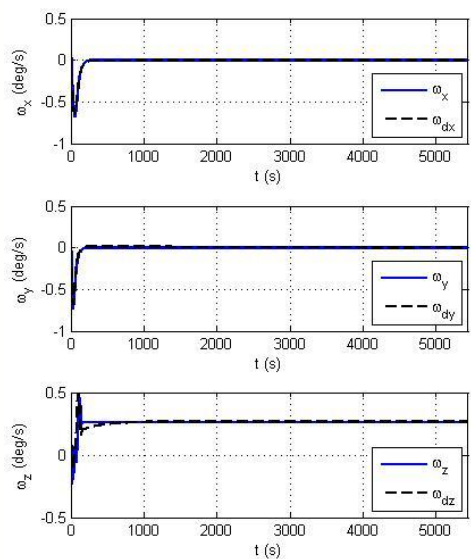
Archive of SID

رفتار فوق نشان دهنده‌ی قوام بیش از حد کنترل کننده تطبیقی در برابر عدم قطعیت اعمال شده می‌باشد. زیرا تغییرات زیادی در گشتاور ایجاد نشده است. تأثیر عدم قطعیت در سرعت زاویه‌ای نیز قابل مشاهده است. در شکل ۲۰ تغییرات سرعت زاویه‌ای سیستم در برابر اعمال عدم قطعیت برای الگوریتم کنترل تطبیقی نشان داده شده است.



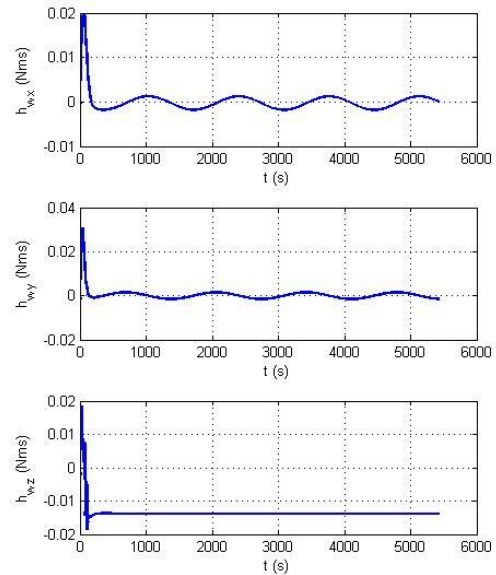
شکل ۲۰. تأثیر عدم قطعیت بر روی سرعت زاویه‌ای در الگوریتم کنترل تطبیقی در ۱۵۰ ثانیه ابتدای مأموریت

نمودار سرعت زاویه‌ای در کل مأموریت با استفاده از کنترل کننده تطبیقی در حضور عدم قطعیت نیز به شکل زیر خواهد بود که نشانگر تعقیب مطلوب سرعت زاویه‌ای است.



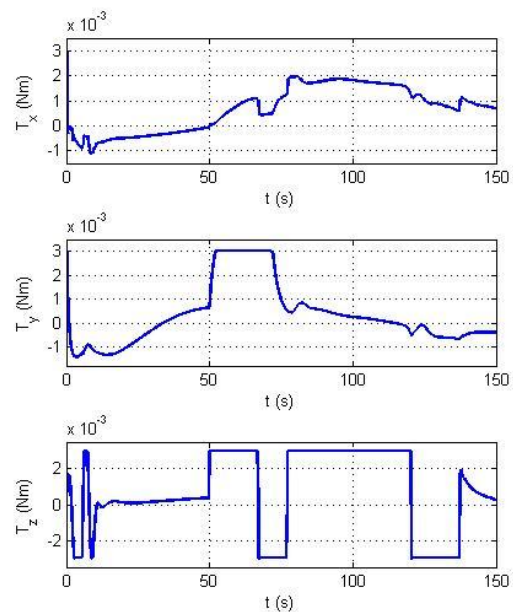
شکل ۲۱. تأثیر عدم قطعیت بر روی سرعت زاویه‌ای در الگوریتم کنترل تطبیقی در یک دور مداری

تغییرات مومنتم زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی در الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی نیز مشابه دو روش کنترل بر اساس دینامیک معکوس و کنترل تطبیقی است و الزام سیستم کنترل وضعیت را برآورده می‌سازد. این روند در شکل ۱۸ قابل مشاهده است.



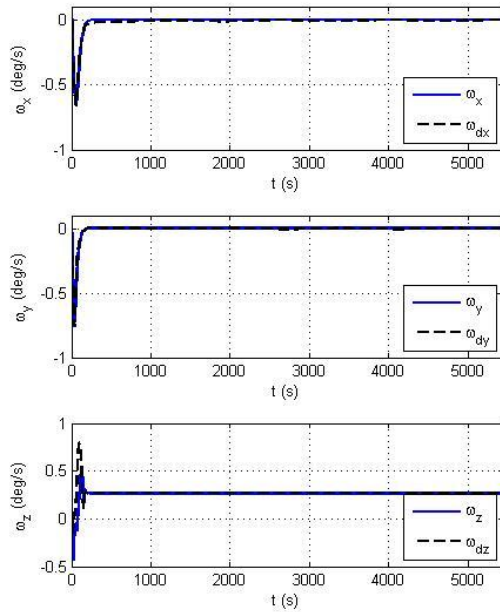
شکل ۱۸. مومنتم زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی در الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی نظارتی

برای بررسی اثر عدم قطعیت های پارامتری مقدار ممان اینرسی اصلی در سه محور در ثانیه‌ی ۵۰ ام پنج برابر افزایش داده شده است. در این حالت تغییرات بسیار جزئی در گشتاور تولیدی الگوریتم کنترل وضعیت تطبیقی مطابق شکل ۱۹ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۹. تغییرات گشتاور کنترل کننده تطبیقی در اثر اعمال عدم قطعیت

نمودار سرعت زاویه‌ای در کل مأموریت با استفاده از کنترل کننده تطبیقی نظارتی در حضور عدم قطعیت نیز به شکل زیر خواهد بود که نشانگر تعقیب مطلوب سرعت زاویه‌ای است.

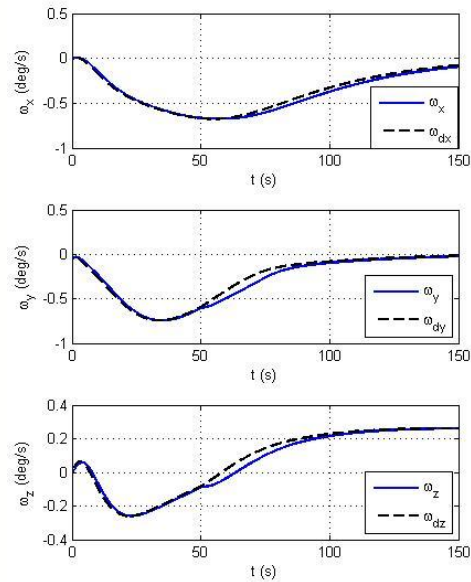


شکل ۲۴. تأثیر عدم قطعیت بر روی سرعت زاویه‌ای در الگوریتم کنترل تطبیقی نظارتی

نتیجه‌گیری

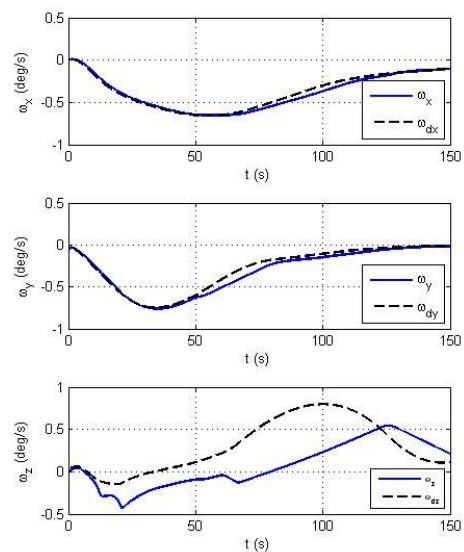
با توجه به نوع ماهواره، مدار قرارگیری آن، دوران ماهواره حول محور بدنی z و محدودیت‌های سیستم کنترل وضعیت مانند توان و اشباع عملگر، الگوریتم‌های کنترل وضعیت توسعه داده شده و مورد بررسی قرار گرفته‌اند. الگوریتم کنترل وضعیت اول که یک روش کنترل غیرخطی و استاتیک است، در مواردی که سرعت زاویه‌ای اولیه زیاد باشد، با توجه به گشتاور کم‌تری که نیاز دارد، می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. بنابراین، این کنترل کننده برای مود کنترل نرخ چرخش و مود کاهش نوسانات اولیه مفید می‌باشد. الگوریتم کنترلی دوم، الگوریتم کنترل تطبیقی است که از دقت مطلوبی برخوردار است و قابلیت مواجهه با عدم قطعیت و تغییرات آهسته‌ی پارامترها را دارد. در این الگوریتم پس از کنترل سرعت زاویه‌ای و کاهش سرعت زاویه‌ای، گشتاور کم‌تری نسبت به روش کنترل اول نیاز دارد. اما این کنترل کننده در ابتدای مأموریت که سرعت زاویه‌ای زیاد است، گشتاور زیادی را نیاز دارد. محدودیت توان سیستم کنترل وضعیت و اشباع عملگر در چنین شرایطی باعث افت عملکرد این الگوریتم کنترلی می‌شود. این الگوریتم نمی‌تواند در هر شرایطی پایدار شود، بنابراین برای حل مشکلات الگوریتم کنترل تطبیقی، کنترل تطبیقی نظارتی پیشنهاد شده است. کنترل تطبیقی در شرایطی باعث ناپایداری سیستم می‌شود، به همین دلیل نمی‌تواند در تمام شرایط مورد استفاده قرار گیرد.

با اعمال عدم قطعیت فوق به الگوریتم دینامیک معکوس نیز شرایط مشابهی ایجاد می‌شود. به دلیل ساختار کنترلی ویژه‌ای که به کار گرفته شده است و از آنجا که این ساختار در موارد خرابی بیشتر به کار می‌رود این الگوریتم پیشنهادی نیز در برابر عدم قطعیت از قوام مطلوبی برخوردار است.



شکل ۲۲. تأثیر عدم قطعیت بر روی سرعت زاویه‌ای در الگوریتم کنترل بر اساس دینامیک معکوس

از آنجا که کنترل کننده‌های سطح پایین قوام مناسبی را در برابر عدم قطعیت از خود نشان می‌دهند، بنابراین سیستم تطبیقی نظارتی نیز عملکرد مطلوبی را در برابر عدم قطعیت از خود نشان داده و از قوام کافی برخوردار است. این مسأله در سرعت زاویه‌ای حاصل از این الگوریتم در شکل ۲۳ نشان داده شده است.



شکل ۲۳. تأثیر عدم قطعیت بر روی سرعت زاویه‌ای در الگوریتم کنترل تطبیقی نظارتی در ۱۵۰ ثانیه‌ی اول مأموریت

غیرمتمرکز (DMCS) با در نظر گرفتن اثر مدل دقیق چرخهای عکس العملی، سیزدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، اسفند ۱۳۹۲.

[4] Jianlong Zhang, "Practical Adaptive Control: Theory and Applications", PhD thesis, university of southern California, 2006.

[5] Giovannini, L., "Robust adaptive control using multiple models, switching and tuning". IET Control Theory and Applications, Vol. 5, 2011, pp. 2168–2178.

[6] Bolandi H., Saberi F., and Ghorbani B, Designof A, "Supervisory Adaptive Attitude Control (SAAC) System for A Stereo-Imaginary Satellite Based on Multiple Model Control With Switching", International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 6(9), 2010, pp. 1–09-0365.

[7] Bolandi, H., Vaghei, B., "Stable Supervisory Adaptive Controller for Spinning Satellite Using Only Magnetorquers". IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 45(1), 2009, pp. 192–208.

[8] Chih-Min Lin, Ya-Fu Peng, "Adaptive CMAC-Based Supervisory Control for Uncertain Nonlinear Systems". IEEE TRANSACTIONS ON SYSTEMS, MAN, AND CYBERNETICS—PART B: CYBERNETICS, Vol. 34, and No. 2, 2004, pp. 1248–1260.

[9] Chr. W. Frey, H.-B. Kuntze, "A Neuro-Fuzzy Supervisory Control System for Industrial Batch Processes".

[۱۰] صمدی خوشخو، زهرا، "طراحی الگوریتم کنترل وضعیت سه محوره تطبیقی نظارتی برای یک ماهواره سنجش از دور LEO"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، مهر ۱۳۹۳.

[11] Jin, J., Ko, S., and Ryoo, Ch., "Fault Tolerant Control for Satellite with Four Reaction Wheels". Control Engineering Practice, 12(3), 2008, pp. 1250–1258.

[12] Meng, Q., Zhang, T., Li, D., Liang, J., and Song, J., "Fault Tolerant Attitude Control for Flexible Satellite with Uncertainties and Actuator Saturation". International Journal of Advanced Robotic Systems, 10(262), 2013, pp. 1–10.

[13] James R. Wertz, "Spacecraft attitude determination and control", Kluwer academic publisher, 1978.

[14] T. Bak, R. Wisniewski "PASSIVE AERODYNAMIC STABILIZATION OF A LOW EARTH ORBIT SATELLITE", Third international conference on spacecraft guidance, navigation and control systems, 1996.

[15] Howard D. Curtis, "Orbital Mechanics for Engineering Students", Elsevier Butterworth-Heinemann, 2005.

از این رو کنترل تطبیقی نظارتی برای حل این مشکل پیشنهاد گردید. با این راهکار کارآیی سیستم بهبود بخشیده شده است بگونه‌ای که کنترل کننده تطبیقی نظارتی علاوه بر کاهش خطا، مقدار گشتاور را نیز کاهش می‌دهد. در این ساختار ناظر بر اساس منطق فازی و با توجه به خروجی سیستم بین کنترل کننده‌ها، سوئیچ نرم انجام می‌دهد. در واقع ناظر با استفاده از منطق فازی سهم اشتراک هر یک از کنترل کننده‌ها را برای کنترل وضعیت تعیین می‌کند. برای ورودی‌های سیستم فازی که سرعت و خطا می‌باشند، با توجه به شناخت از سیستم توابع عضویت و قوانین مشخصی تعریف شده است بر اساس این قوانین سهم هر یک از کنترل کننده‌ها برای کنترل سیستم تعیین شده است.

نتایج به دست آمده از الگوریتم کنترل تطبیقی نظارتی نشانگر تأمین الزام سیستم کنترل وضعیت هستند. کنترل تطبیقی نیز به جز در مواردی که سرعت زاویه‌ای اولیه زیاد است، الزامات سیستم کنترل وضعیت را تأمین می‌کند. کنترل بر اساس دینامیک معکوس هم نیازمندی‌های سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ی مورد بررسی را برآورده می‌سازد، اما دقت کم‌تری دارد. پس از کنترل سرعت مقدار گشتاوری که تولید می‌کند، بیش‌تر از الگوریتم کنترل تطبیقی است، از این رو الگوریتم کنترل تطبیقی و بعد از آن الگوریتم کنترل تطبیقی نظارتی طراحی شده است.

گشتاور در ابتدای مأموریت برای هر سه الگوریتم کنترل وضعیت زیاد است و بعد از آن بسیار کاهش می‌یابد. گشتاور تولیدی در ابتدای مأموریت توسط الگوریتم کنترل تطبیقی بیش‌ترین مقدار و گشتاور الگوریتم کنترل بر اساس دینامیک معکوس کم‌ترین مقدار و گشتاور الگوریتم تطبیقی نظارتی در بین این دو می‌باشد.

همچنین برای کنترل وضعیت ماهواره، ساختاری ارائه شده است که این ساختار امکان استفاده از قوانین کنترل کاهش مرتبه یافته را فراهم می‌سازد. ساختار پیشنهادی با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده می‌تواند در حضور عدم قطعیت‌ها نیز عملکرد مناسبی داشته باشد.

مرجع‌ها

[1] Luo W, ChuYC, and Ling KV, "Inverse Optimal Adaptive Control for Attitude Tracking of Spacecraft. IEEE Transactions on Automatic Control", Vol. 50, No. 11, 2005, pp. 1639–1654.

[2] Leonessa, A., Haddad, W., Hayakawa, T., and Morel, Y., "Adaptive Control for Nonlinear Uncertain Systems with Actuator Amplitude and Rate Saturation constraints". International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 12(3), 2009, pp. 73–96.

[۳] صمدی خوشخو، زهرا، مرتضوی، مهدی و فانی صابری، فرهاد، "طراحی کنترل تطبیقی وضعیت ماهواره مبتنی بر سنتز کنترل کمینه