

ردیابی و کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره در حضور دینامیک موقعیت و اغتشاش جسم سوم با استفاده از کنترلر مود لغزشی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۱۶

مجید بختیاری^۱، کامران دانشجو^۲، سامان زارعی^۳

۱- استادیار، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، bakhtiari_m@iust.ac.ir

۲- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

۳- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

چکیده

روش هندسی یکی از روش‌های غیرخطی حرکت نسبی بزرگ مقیاس است که در همه خروج از مرکزیت‌ها و فاصله‌های نسبی استفاده می‌شود. در این مقاله، معادله‌های حرکت نسبی برای مدارهای اغتشاش یافته توسعه داده شده است. با استفاده از پارامترهای نسبی به دست آمده از روش هندسی، یک قانون کنترل ردیابی وضعیت نسبی برای کاربرد ارسال اطلاعات یک ماهواره به ماهواره دیگر در حضور دینامیک موقعیت و قطعی نبودن پارامتری طراحی شده است. برای جهت‌گیری آنتن ماهواره، برخی پارامترهای نسبی مانند موقعیت نسبی، سرعت نسبی و... مورد نیاز است که با تئوری حرکت نسبی به دست می‌آیند. هدف و مسیر ردیابی ماهواره مورد نظر، ماهواره دومی است که در مدار خود در حرکت است. به دلیل عدم قطعیت در دینامیک سامانه باید از کنترلر مقاوم برای به دست آوردن قانون کنترل استفاده کرد. به همین دلیل، از تئوری کنترل مقاوم مود لغزشی استفاده شده است که نسبت به عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات خارجی پایدار است. عدم قطعیت در ممان اینرسی ماهواره به دلیل تلاطم سوخت ماهواره در طی این مانور وضعیت است. در نهایت یک قانون کنترل مناسب طراحی شده که در برابر این عدم قطعیت‌ها مقاوم بوده و دقت خوبی دارد.

واژه‌های کلیدی: ردیابی نسبی، کنترل وضعیت، حرکت نسبی، اغتشاش جسم سوم

۱۵۷

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا



Tracking and relative attitude control of satellite in the presence of position dynamics and third-body perturbation with SMC

Majid Bakhtiari¹, Kamran Daneshjou², Saman Zarei³

1- Assistant Professor duated Student, School of Advanced Technologies, Iran University of Science and Technology, Tehran, bakhtiari_m@iust.ac.ir

2- Professor, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran

3- Graduated Student, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran

Abstract

The geometric method is one of the nonlinear methods of large-scale relative motion that is used for all the eccentricity and relative distances. In this paper, the relative motion equations for perturbed orbits are developed in the presence of third body. The purpose of this paper is to design a control law to track and control the relative attitude of one satellite in the presence of position dynamics and uncertainty of the moment of inertia. For the orientation of satellite, it is first necessary through the theory of relative motion, to obtain some relative parameters such as position and relative velocity, and so on. The geometric method is used to obtain relative parameters. After obtaining relative parameters, we must track and control the dynamic equations for the target trajectory. Due to the uncertainty in the dynamics of the system, a robust controller must be used to obtain control law. Sliding mode control theory is used to obtain control law. The uncertainty in the satellite inertia is considered due to fuel sloshing during this maneuver. Finally, an appropriate control law is designed that is resistant to uncertainties and has good accuracy.

Keywords: Relative tracking, Attitude control, Relative motion, Third-body perturbation



۱. مقدمه

مطالعه درباره حرکت نسبی پیش‌نیاز تئوری‌هایی همچون آرایش پروازی، لینک‌های بین مداری^۱، ملاقات مداری^۲ و داکینگ^۳ است [۱]. تئوری حرکت نسبی ماهواره برای این کاربردها توسط کلاسی و ویلتشیر در سال ۱۹۶۰ ارائه شده است [۲]. مدار ماهواره مرجع دایروی در نظر گرفته شده است. از آنجا که اندازه مدار نسبی در مقایسه با شعاع مدار مرجع کوچک است، معادله حاصل خطی‌سازی شده است. وادلی، در سال ۲۰۰۳ روش کره واحد را ارائه کرد [۳]. در سال ۲۰۰۲ آلفرند و یان روش غیرخطی آلفرند-یان را برای حرکت نسبی غیرخطی در حضور اغتشاش پخی زمین ارائه دادند [۴]. تئوری‌های متعدد دیگری در زمینه حرکت نسبی ماهواره‌ها در سال‌های اخیر ارائه شده است. آلفرد و یان در سال ۲۰۰۵ بررسی مختصری از تئوری‌های مختلف حرکت نسبی ماهواره‌ها منتشر کردند [۵]. آن‌ها در این مقاله، برخی از تئوری‌های حرکت نسبی را مقایسه و ارزیابی کردند. از جمله این تئوری‌ها می‌توان به معادله-های هیل، روش غیرخطی آلفرند-یان و روش کره واحد اشاره کرد. سونگ ساب لی در سال ۲۰۰۹ برای مدارات کپلری دایروی، یک روش حرکت نسبی با استفاده از تئوری هندسه کروی ارائه داد [۱]. در این روش هندسی هیچ ساده‌سازی و خطی‌سازی صورت نگرفته است. روش هندسی که یک روش تحلیلی و دقیق هست، برای هر دو مدار دلخواهی استفاده می‌شود.

تحقیقات زیادی در زمینه رديابی و کنترل وضعیت ماهواره صورت گرفته است. در این بخش، بر مسائل کنترل رديابی جسم متحرک تمرکز می‌شود. مطالعات صورت گرفته زیادی نشان می‌دهد که طراحی سیستم کنترل رديابی

نیازمند سرعت و شتاب زاویه‌ای است [۱]. متیو در سال ۱۹۹۹ یک قانون کنترل ردياب غیرخطی را برای مفاهیم آرایش پروازی بررسی کرد [۶]. قانون کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از پارامتر اصلاح‌شده رودریگز طراحی شده است. مسیر مرجع برای رديابی با یک صفحه خورشیدی در جهت عمود بر بردار جهت خورشید و با رديابی هدف زمینی روی زمین تنظیم می‌شود. در یکی از مطالعات اخیر به موضوع رديابی وضعیت چند هدف در یک آرایش پرواز پرداخته شده است [۷]. ماهواره رهبر یک دوربین برای رديابی یک هدف زمینی و یک آنتن برای رديابی ماهواره‌های پیرو دارد. در این مقاله برای محاسبه سرعت و شتاب زاویه‌ای، روشی برای افزایش کارایی رديابی دوربین، هنگامی که وضعیت آنتن در فریم ثابت ردياب مقاوم با استفاده از روش کنترل مود لغزشی طراحی شده است.

سابلی در سال ۲۰۰۹ رديابی وضعیت نسبی دو ماهواره را برای آرایش‌های پروازی در مدارهای دایروی کپلری ارائه داد [۱]. لی و همکاران در سال ۲۰۱۰ یک کنترلر غیرخطی بهینه برای رديابی وضعیت ماهواره با استفاده از پارامتر اصلاح‌شده رودریگز طراحی کردند [۸]. ژو و همکاران در سال ۲۰۱۰ مسئله کنترل رديابی وضعیت را مورد مطالعه قرار دادند [۹]. آن‌ها یک کنترل رديابی با استفاده از روش مود لغزشی با در نظر گرفتن اغتشاشات و عدم قطعیت طراحی کردند. شونان‌وو و همکاران در سال ۲۰۱۱ مسئله کنترل رديابی وضعیت را بررسی کردند و دو کنترلر مود لغزشی بر اساس کواترنیون بدون در نظر گرفتن اغتشاش و عدم قطعیت برای مسئله کنترل وضعیت طراحی کردند [۱۰]. پاکدبون در سال ۲۰۱۲ روش کنترل مود لغزشی را برای

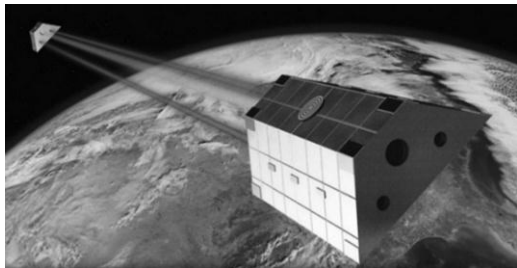
کنترل ردیابی دو ماهواره در یک آرایش پرواز اعمال کرد [۱۱]. در همین سال، پاکدبون و زینوبر دو کنترلر مود لغزشی بهینه برای حل مسئله کنترل ردیابی وضعیت طراحی کردند [۱۲]. این کنترلرها بر اساس کواترنیون برای مانورهای ردیابی وضعیت با در نظر گرفتن اغتشاش و عدم قطعیت ممان اینرسی طراحی شده است. در مرجع [۱۳] یک سامانه کنترل وضعیت تناسبی-مشتقی برای مانورهای زاویه بزرگ یک ماهواره طراحی شده است. طراحی این سامانه کنترل مبتنی بر ۴ چرخ عکس‌العملی است. لی و همکاران در سال ۲۰۱۳ یک کنترلر بهینه برای تنظیم وضعیت نسبی و ردیابی سرعت زاویه‌ای ماهواره طراحی کردند [۱۴]. ژائو و همکاران در سال ۲۰۱۳ یک کنترلر مود لغزشی مرتبه دو برای کنترلر ردیابی ماهواره طراحی کردند که مقاومت و همگرایی خوبی در برابر نوسانات دارد [۱۵]. در مرجع [۱۶] یک قانون کنترل مقاوم به کمک چرخ‌های عکس‌العملی طراحی شده است. در این مقاله، اثر دینامیک چرخ عکس‌العملی در کنترل سه محوره ماهواره انعطاف‌پذیر غیرخطی در نظر گرفته شده است. در مرجع [۱۷] با استفاده از روش کنترلی خطی-ساز پیسخور، یک قانون کنترل وضعیت برای یک ماهواره به کمک چرخ‌های عکس‌العملی طراحی شده است.

مقاله‌های کمی درباره ردیابی و کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره برای کاربرد لینک بین مداری ارائه شده است. همچنین، هیچ‌کدام از تئوری‌های حرکت نسبی ارائه‌شده تاکنون، معادله‌های اغتشاشی جسم سوم را مورد بررسی و استفاده قرار نداده‌اند. در این مقاله، معادله‌های حرکت نسبی هندسی برای مدارهای اغتشاش یافته توسعه داده شده است و با اعمال این

اغتشاشات در حضور جسم سوم و J_2 برای یک مسئله ردیابی و کنترل در حضور دینامیک مداری و عدم قطعیت استفاده شده است.

۱-۱. کاربردهای موضوع

از کاربردهای عملی ردیابی و کنترل وضعیت نسبی دو ماهواره می‌توان به مأموریت گریس^۴ اشاره کرد. در این مأموریت، که در سال ۲۰۰۲ از سوی ناسا و مرکز هوافضایی آلمان عملی شده است، دو ماهواره در یک مدار با فاصله تقریباً ۲۲۰ کیلومتری از هم در ارتفاع ۴۹۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارند که نسبت به هم طوری جهت‌گیری کرده‌اند که آنتن‌های آن‌ها در طول زمان مأموریتشان به سمت هم قرار دارند که با استفاده از امواج لیزری و امواج رادیویی باهم در ارتباط هستند. این امواج ارسالی و دریافتی فاصله دقیق بین دو ماهواره را اندازه‌گیری می‌کنند. هدف از این پروژه اندازه‌گیری گرانش در نقاط مختلف زمین است. در شکل ۱ نمایی از این دو ماهواره دیده می‌شود [۱۸].



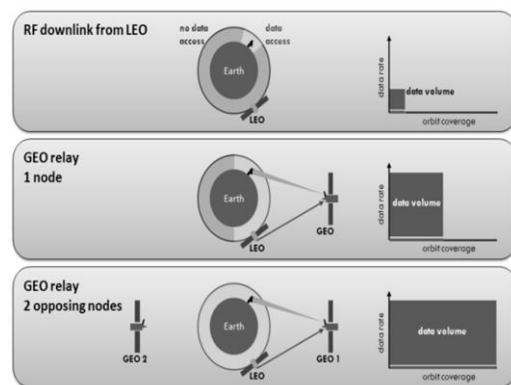
شکل ۱- لینک دو ماهواره در مأموریت گریس

[۱۸]

از کاربردهای دیگر این ردیابی و جهت‌گیری می‌توان به ارتباط دو ماهواره که در مدار لئو و ژنو قرار دارند اشاره کرد؛ به این صورت که ماهواره‌ای که در مدار پایین قرار دارد به دلیل اینکه کیفیت تصویربرداری بهتری نسبت به ماهواره دیگر دارد، بعد از تصویربرداری از منطقه خاصی از زمین برای ارسال هرچه سریع‌تر اطلاعات به ایستگاه



زمینی موردنظر، گاهی لازم است که چندین ساعت بگذرد تا ماهواره موردنظر در میدان دید ایستگاه زمینی قرار بگیرد که یک پروسه زمان بر است. برای کاهش دادن این زمان لازم است که دو ماهواره مدار لئو و ژئو با هم لینک شوند؛ به این صورت که ماهواره مدار پایین بعد از عملیات تصویربرداری با کیفیت بالا، با جهت گیری دقیق نسبت به ماهواره مدار بالا که زاویه دیدی بیشتر از ماهواره مدار پایین دارد، اطلاعات را با استفاده از امواج رادیویی یا لیزری به ماهواره مدار بالا ارسال می کند و بلافاصله ماهواره مدار بالا اطلاعات را به ایستگاه زمینی ارسال می کند. با این کار می توان زمان ارسال اطلاعات به ایستگاه زمینی را پس از دریافت اطلاعات به حداقل رساند. برای اینکه حجم اطلاعات بیشتری در زمان کمتری ارسال شود، می توان از امواج لیزری به جای امواج رادیویی استفاده کرد. شکل ۲ به صورت شماتیک این مسئله را توضیح داده است [۱۹].



شکل ۲- مقایسه نرخ داده و حجم اطلاعات ارسالی
دو نوع ارتباط با ایستگاه زمینی [۱۹]

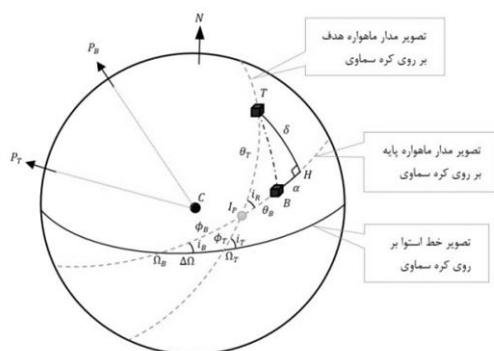
همان طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، مزایای استفاده از این کار سرعت ارسال اطلاعات و پوشش مداری بیشتر برای ماهواره مدار پایین است.

۲. مدل سازی هندسی مدار نسبی

در این بخش، بردارهای موقعیت و سرعت

نسبی ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه به صورت نسبی به دست می آیند. زیرنویس B نشان دهنده ماهواره پایه و زیرنویس T نشان دهنده ماهواره هدف است. مدار کپلری دو ماهواره همان طور که در شکل ۳ دیده می شود؛ برای تفسیر هندسی روی کره سماوی تصویر شده اند. قطب های P_B و P_T ، قطب های مداری ماهواره ها را نشان می دهند.

در شکل ۳ خط پر نشان دهنده تصویر خط استوا و نقطه چین ها نشان دهنده تصویر صفحه مداری ماهواره های پایه و هدف روی کره سماوی است. تصویر نقطه تقاطع دو صفحه مداری روی سطح کره با I_p نشان داده شده است. موقعیت نسبی ماهواره هدف T نسبت به ماهواره پایه B با زاویه سمتی α و زاویه فراز δ نشان داده شده است [۱].



شکل ۳- تصویر مدار دو ماهواره بر روی کره
سماوی با قطب سماوی شمال کره زمین

زاویه α در نقطه H بر زاویه δ عمود است. آرگومان عرض جغرافیایی برای انتقال بین المان های مداری و موقعیت های زاویه ای روی کره معرفی می شود.

آرگومان عرض جغرافیایی برابر با طول کمان از گرهِ صعودی تا موقعیت زاویه ای کنونی ماهواره است.

آرگومان عرض جغرافیایی به صورت رابطه (۱) بیان می شود.

$$u_j = \phi_j + \theta_j = \omega_j + \nu_j, \quad j = B, T \quad (1)$$

کمان‌های ϕ_j و θ_j به ترتیب فاصله گره صعودی Ω_j تا نقطه I_P از I_P تا موقعیت کنونی ماهواره هستند. پارامتر کلیدی زاویه برای به دست آوردن موقعیت نسبی ماهواره هدف، زاویه میل نسبی i_R است، که زاویه بین دو صفحه مداری در I_P است.

از مثلث کروی $\Delta\Omega_B\Omega_T I_P$ برای محاسبه i_R استفاده می‌شود. این زاویه i_R با اختلاف بین زاویه شیب دو مدار مساوی نیست ($i_R \neq i_T - i_B$). با توجه به روابط مثلثاتی کسینوس‌ها در هندسه کروی می‌توان نوشت:

$$\cos i_R = \cos i_B \cos i_T + \sin i_B \sin i_T \cos \Delta\Omega \quad (2)$$

که در آن گره صعودی نسبی به صورت رابطه (۳) تعریف می‌شود.

$$\Delta\Omega = \Omega_T - \Omega_B \quad (3)$$

نخست زوایای ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه برحسب المان‌های مداری مربوط به زاویه استخراج می‌شوند. از مثلث کروی شکل ۴ برای به دست آوردن ϕ_B و ϕ_T استفاده می‌شود.

حال قانون سینوس‌ها به مثلث کروی به صورت رابطه (۴) اعمال می‌شود تا $\sin \phi_B$ محاسبه شود.

$$\sin \phi_B = \frac{\sin \Delta\Omega \sin i_T}{\sin i_R} \quad (4)$$

با استفاده از قانون کسینوس‌ها برای زوایا در مثلث کروی $\Delta\Omega_B\Omega_T I_P$ رابطه هندسی دیگری برای محاسبه $\cos \phi_B$ در رابطه (۵) می‌توان یافت.

$$\cos \phi_B = \frac{\cos(180 - i_T) + \cos i_B \cos i_R}{\sin i_B \sin i_R} \quad (5)$$

با تقسیم رابطه (۴) بر رابطه (۵) رابطه (۶) به دست خواهد آمد.

$$\phi_B = \tan^{-1} \left[\frac{\sin \Delta\Omega \sin i_B \sin i_T}{-\cos i_T + \cos i_B \cos i_R} \right] \quad (6)$$

برای محاسبه $\sin \phi_T$ قانون سینوس‌ها نیز برای مثلث کروی شکل ۴ به صورت رابطه (۷) استفاده می‌شود.

$$\sin \phi_T = \frac{\sin \Delta\Omega \sin i_B}{\sin i_R} \quad (7)$$

همچنین با استفاده از قانون کسینوس‌ها می‌توان رابطه (۸) را به دست آورد.

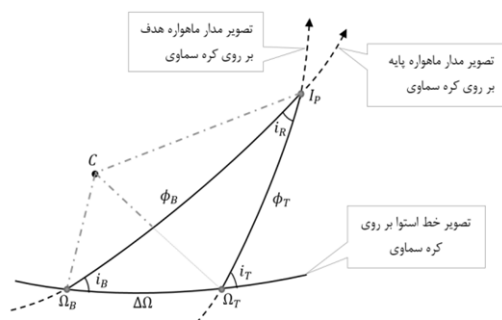
$$\cos \phi_B = \frac{\cos(180 - i_T) + \cos i_B \cos i_R}{\sin i_B \sin i_R} \quad (8)$$

با تقسیم رابطه (۷) بر رابطه (۸) رابطه (۹) حاصل می‌شود.

$$\phi_T = \tan^{-1} \left[\frac{\sin \Delta\Omega \sin i_B \sin i_T}{\cos i_B - \cos i_T \cos i_R} \right] \quad (9)$$

با توجه به شکل ۵ می‌توان گفت زاویه $P_B P_T I_P$ همیشه و صرف‌نظر از زاویه میل هریک از دو ماهواره برابر ۹۰ درجه است. زاویه $T P_T I_P$ با استفاده از قانون سینوس‌ها معادل زاویه θ_T است. از این‌رو با کم کردن θ_T از ۹۰ درجه، زاویه $P_B P_T T$ به دست می‌آید.

کمان‌های $P_B H$ و $P_T T$ همواره ۹۰ درجه‌اند؛ بنابراین کمان $P_B T$ را می‌توان با کم کردن δ از ۹۰ درجه به دست آورد.



شکل ۴- مثلث کروی $\Delta\Omega_B\Omega_T I_P$ روی کره سماوی

زاویه δ از مثلث کروی $\Delta P_B P_T I_P$ به دست می‌آید. با به کار بردن قانون کسینوس‌ها برای ضلع‌های مثلث کروی رابطه (۱۰) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} \cos(90 - \delta) &= \sin i_R \cos(90 - \theta_T) \\ \sin \delta &= \sin i_R \sin \theta_T \end{aligned} \quad (10)$$

$$\delta = \sin^{-1}[\sin i_R \sin(\omega_T + \nu_T - \phi_T)] \quad (17)$$

$$-90 \leq \delta \leq 90$$

برای تجزیه و تحلیل ساده حرکت نسبی ماهواره می‌توان به‌طور مستقیم از زوایای δ و α برای تعیین موقعیت زاویه‌ای ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه استفاده کرد. می‌توان حرکت نسبی ماهواره هدف را با استفاده از محاسبات α و δ در مختصات متعامد شرح داد.

فرم بسته معادله حرکت نسبی برای مدارهای کپلری به فرم معادله (۱۸) است [۲۰].

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} \quad (18)$$

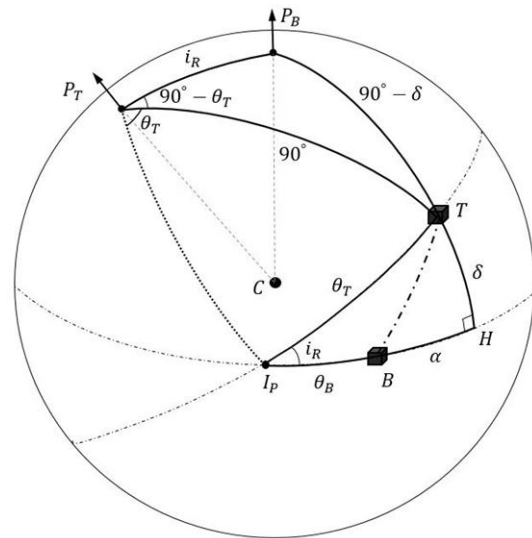
این معادله بر اساس این فرض که فقط دو جسم در فضا وجود دارد و اینکه تنها اثر آن‌ها روی هم میدان گرانش متقارن کروی آن‌هاست، به‌دست آمده است.

هر اثری که مسیر ماهواره را از مسیر کپلری منحرف کند اغتشاش نامیده می‌شود. اغتشاشات متعارف حرکت دو جسم شامل غیرکروی بودن جسم مرکزی، درگ اتمسفری، نیروی تراست ماهواره، فشار تشعشعات خورشیدی و اثر جاذبه اجسام سماوی مثل خورشید یا ماه است [۲۰]. برای لحاظ کردن اثر این اغتشاشات بر معادله حرکت، ترم \mathbf{P} به سمت راست معادله (۱۸) اضافه می‌شود که به‌صورت معادله (۱۹) نوشته می‌شود.

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{P} \quad (19)$$

که در آن، ترم \mathbf{P} بردار شتاب اغتشاشی ناشی از همه منابع اغتشاشی در مسئله دو جسم است. با داشتن شش پارامتر مداری $\omega_0, i_0, \Omega_0, e_0, \theta_0, h_0$ در زمان t_0 و شتاب اغتشاشی \mathbf{p} ، با انتگرال‌گیری عددی می‌توان شش پارامتر مداری و بردارهای حالت را در طول زمان t به دست آورد.

با توجه به مرجع [۲۰]، مؤلفه‌های شتاب اغتشاشی ناشی از ناهمگنی و پخی زمین در فریم مداری به شکل معادله (۲۰) نوشته می‌شود.



شکل ۵- مدار دو ماهواره بر روی کره سماوی با قطب سماوی P_B

زاویه δ با استفاده از رابطه (۱۱) حاصل می‌شود.

$$\delta = \sin^{-1}[\sin i_R \sin \theta_T] \quad (11)$$

با به کار بردن قانون کسینوس‌ها برای اضلاع دو طرف مثلث کروی ΔTHI_P ، روابط (۱۲) و (۱۳) را نتیجه می‌دهد.

$$\cos \theta_T = \cos \delta \cos(\theta_B + \alpha) \quad (12)$$

$$\cos \delta = \cos \theta_T \cos(\theta_B + \alpha) + \sin \theta_T \sin(\theta_B + \alpha) \cos i_R \quad (13)$$

با جایگزینی $\cos \delta$ از رابطه (۱۳) در رابطه (۱۲)، رابطه (۱۴) حاصل می‌شود.

$$\tan(\theta_B + \alpha) = \frac{\sin \theta_T \cos i_R}{\cos \theta_T} \quad (14)$$

در نتیجه، زاویه α از رابطه (۱۵) به دست می‌آید.

$$\alpha = -\theta_B + \tan^{-1} \left[\frac{\sin \theta_T \cos i_R}{\cos \theta_T} \right] \quad (15)$$

با استفاده از تعریف آرگومان عرض جغرافیایی در رابطه (۱)، زوایای δ و α به‌صورت روابط (۱۶) و (۱۷) به دست می‌آیند.

$$\alpha = (\phi_B - \omega_B - \nu_B) + \tan^{-1}[\cos i_R \tan(\omega_T + \nu_T - \phi_T)] \quad (16)$$

$$0 \leq \alpha \leq 360$$



\dot{r}_j ، با توجه به در نظر گرفتن اغتشاشات مداری و در نتیجه متغیر با زمان بودن پارامترهای مداری، با استفاده از رابطه (۲۵) به دست می‌آید.

$$\frac{\dot{a}_j(1 - e_j^2) - 2e_j a_j \dot{e}_j}{1 + e_j \cos v_j} - \frac{a_j(1 - e_j^2)(\dot{e}_j \cos v_j - e_j \dot{v}_j \sin v_j)}{(1 + e_j \cos v_j)^2} \quad (25)$$

$j = B, T$

مشتق α و δ به صورت روابط (۲۶) و (۲۷) به دست می‌آیند.

$$\dot{\alpha} = -\dot{\theta}_B - \frac{-\dot{i}_R \sin i_R \tan \theta_T + \dot{\theta}_T \cos i_R (1 + \tan^2 \theta_T)}{1 + \cos^2 i_R \tan^2 \theta_T} \quad (26)$$

$$\dot{\delta} = \frac{\dot{i}_R \cos i_R \sin \theta_T + \dot{\theta}_T \sin i_R \cos \theta_T}{\sqrt{1 - \sin^2 i_R \sin^2 \theta_T}} \quad (27)$$

به همین ترتیب، $\dot{\phi}_B$ و $\dot{\phi}_T$ با مشتق گرفتن از ϕ_B و ϕ_T به دست می‌آیند. برای به دست آوردن بردار شتاب نسبی، \mathbf{a} می‌توان از بردار سرعت نسبی مشتق گرفت. بردار شتاب نسبی با استفاده از مشتق‌گیری از رابطه (۲۴) به صورت رابطه (۲۸) به دست می‌آید.

$$(28)$$

$$\mathbf{a} = \dot{\mathbf{r}} = \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha (\dot{r}_T - r_T(\delta^2 + \alpha^2)) - \sin \delta \cos \alpha (r_T \dot{\delta} + 2\dot{r}_T \delta) \\ -\cos \delta \sin \alpha (r_T \dot{\alpha} + 2\dot{r}_T \alpha) + \sin \delta \sin \alpha (2r_T \dot{\delta} \alpha) - \dot{r}_B \\ \cos \delta \sin \alpha (\dot{r}_T - r_T(\delta^2 + \alpha^2)) - \sin \delta \sin \alpha (r_T \dot{\delta} + 2\dot{r}_T \delta) \\ + \cos \delta \cos \alpha (r_T \dot{\alpha} + 2\dot{r}_T \alpha) - \sin \delta \cos \alpha (2r_T \dot{\delta} \alpha) \\ \dot{r}_T \sin \delta + 2\dot{r}_T \delta \cos \delta + r_T(\delta \cos \delta - \delta^2 \sin \delta) \end{pmatrix}$$

که در آن $\dot{\alpha}$ و $\dot{\delta}$ مشتق دوم زوایای α و δ هستند. پارامتر \dot{r}_j با مشتق گرفتن از رابطه (۲۵) به دست می‌آید.

بردار یکه $\hat{\mathbf{p}}$ ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه برای محاسبه سرعت و شتاب زاویه‌ای نسبی موردنیاز است. این بردار با استفاده از بردار موقعیت نسبی به صورت رابطه (۲۹) تعریف می‌شود.

$$\hat{\mathbf{p}} = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|} \quad (29)$$

مشتق بردار یکه $\hat{\mathbf{p}}$ به صورت رابطه (۳۰) به دست می‌آید [۱].

$$p_r = -\frac{3J_2 \mu R^2}{2r^4} [1 - 3 \sin^2 i \sin^2(\omega + \theta)] \quad (20)$$

$$p_s = -\frac{3J_2 \mu R^2}{2r^4} \sin^2 i \sin 2(\omega + \theta)$$

$$p_w = -\frac{3J_2 \mu R^2}{2r^4} \sin 2i \sin(\omega + \theta)$$

با جایگذاری معادله‌های (۲۰) در معادلات سیاره‌ای گوس [۲۰]، معادله‌های سیاره‌ای گوس برای ضریب J_2 به دست می‌آید. برای به دست آوردن معادله‌های گوس برای تأثیر اثر جاذبه جسم سوم (ماه) کافی است، شتاب اغتشاشی ناشی از این اثر را با استفاده از فرمول (۲۱) در معادله‌های گوس جایگذاری کرد.

$$\mathbf{P} = \mu_m \left(\frac{\mathbf{r}_{m/s}}{r_{m/s}^3} + \frac{\mathbf{r}_m}{r_m^3} \right) \quad (21)$$

$$\mu_m = 4903 \text{ km}^3/\text{s}^2$$

که در آن $r_{m/s}$ و r_m به ترتیب بردار موقعیت ماه نسبت به زمین و بردار موقعیت ماه نسبت به ماهواره است.

بردارهای موقعیت ماهواره پایه و هدف در دستگاه مختصات مرجع مداری به صورت رابطه (۲۲) نوشته می‌شود.

$$\mathbf{r}_B = (r_B \ 0 \ 0)^T \quad (22)$$

$$\mathbf{r}_T = (r_T \cos \delta \cos \alpha \ r_T \cos \delta \sin \alpha \ r_T \sin \delta)^T$$

بردار موقعیت نسبی \mathbf{r} از تفاضل دو بردار بالا به دست می‌آید که به شکل رابطه (۲۳) نشان داده شده است.

$$\mathbf{r} = \begin{pmatrix} r_T \cos \delta \cos \alpha - r_B \\ r_T \cos \delta \sin \alpha \\ r_T \sin \delta \end{pmatrix} \quad (23)$$

بردار سرعت نسبی \mathbf{v} با مشتق‌گیری زمانی از رابطه (۲۴) به دست می‌آید.

$$\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}} \quad (24)$$

$$= \begin{pmatrix} \dot{r}_T \cos \delta \cos \alpha - r_T \dot{\delta} \sin \delta \cos \alpha - r_T \dot{\alpha} \cos \delta \sin \alpha - \dot{r}_B \\ \dot{r}_T \cos \delta \sin \alpha - r_T \dot{\delta} \sin \delta \sin \alpha + r_T \dot{\alpha} \cos \delta \cos \alpha \\ \dot{r}_T \sin \delta + r_T \dot{\delta} \cos \delta \end{pmatrix}$$

مشتق فاصله شعاعی ماهواره‌ها از مرکز زمین،



$$\dot{\omega}_b^{bo} = f + gu \quad (35)$$

که در آن f و g به شکل رابطه (36) تعریف می‌شوند.

$$f = I^{-1} \left(-[\omega_b^{bo} + \omega_o \mathbf{o}_3]^{\times} I(\omega_b^{bo} + \omega_o \mathbf{o}_3) - I(\omega_o [\mathbf{o}_3]^{\times} \omega_b^{bo} + \dot{\omega}_o \mathbf{o}_3) \right) \quad (36)$$

$$g = I^{-1}$$

ترم $\dot{\omega}_o \mathbf{o}_3$ برای مدارهای دایروی صفر است. رابطه (35) فرم کلی دینامیک وضعیت ماهواره برای مدارهای بیضوی است.

۴. طراحی کنترلر

با استفاده از روش هندسی ارائه شده در بخش قبل، مسیر نسبی ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه به دست آمد. یک فریم مرجع، که مؤلفه‌های سیستم مختصات متعامد آن با استفاده از بردارهای موقعیت نسبی و سرعت نسبی به دست می‌آید به شکل رابطه (37) ساخته می‌شود.

$$\hat{\mathbf{p}}_1 = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \quad \hat{\mathbf{p}}_3 = \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|}, \quad \hat{\mathbf{p}}_2 = \hat{\mathbf{p}}_3 \times \hat{\mathbf{p}}_1 \quad (37)$$

هدف از این کنترلر این است که محور x بدنی ماهواره پایه بر بردار موقعیت نسبی ماهواره هدف نسبت به ماهواره پایه قرار گیرد. بنابراین لزوماً محوره‌های y و z دو فریم بدنی و مرجع روی هم قرار نمی‌گیرند. محور و زاویه اساسی دوران با استفاده از بردارهای یکه دو فریم به صورت رابطه (38) تعریف می‌شود [۱].

$$\hat{\mathbf{a}}_B = \frac{\hat{\mathbf{b}}_1 \times \hat{\mathbf{p}}_1}{|\hat{\mathbf{b}}_1 \times \hat{\mathbf{p}}_1|} \quad (38)$$

$$\Phi_B = \cos^{-1}(\hat{\mathbf{b}}_1 \cdot \hat{\mathbf{p}}_1)$$

برای کنترل کردن با استفاده از روش مود لغزشی باید یک بردار خطا تعریف شود. این بردار خطا با استفاده از زاویه و محور اساسی دوران تعریف شده در بالا، به شکل رابطه (39) تعریف می‌شود.

$$\hat{\mathbf{p}} = \frac{1}{|\mathbf{r}|} (\mathbf{v} - (\hat{\mathbf{p}}^T \mathbf{v}) \hat{\mathbf{p}}) \quad (30)$$

بردار سرعت زاویه‌ای با استفاده از رابطه‌های (29) و (30) به صورت رابطه (31) محاسبه می‌شود [۱].

$$\omega_r = \hat{\mathbf{p}} \times \dot{\hat{\mathbf{p}}} \quad (31)$$

با مشتق گرفتن از رابطه (31) می‌توان شتاب زاویه‌ای نسبی را به شکل رابطه (32) به دست آورد [۱].

$$\dot{\omega}_r = -\frac{1}{|\mathbf{r}|} (2(\hat{\mathbf{p}}^T \mathbf{v}) \omega_r - \hat{\mathbf{p}} \times \mathbf{a}) \quad (32)$$

بنابراین، حل دقیقی از حرکت نسبی ماهواره‌ها در حضور دو اغتشاش J_2 و جسم سوم به دست آمد که با استفاده از این حل، پارامترهای نسبی موقعیت، سرعت، شتاب، سرعت زاویه‌ای و شتاب زاویه‌ای برای مسئله ردیابی نسبی یک ماهواره نسبت به دیگری در فاصله‌های دور و نزدیک استخراج می‌شوند.

۳. دینامیک وضعیت ماهواره

به‌طور کلی، معادله‌های حرکت برای جسم صلب در فریم اینرسی، بدون در نظر گرفتن گشتاورهای اعمالی خارجی روی جسم صلب، به صورت معادله (33) نوشته می‌شود.

$$I \dot{\omega}_b^{bi} = -[\omega_b^{bi}]^{\times} I \omega_b^{bi} + \mathbf{u} \quad (33)$$

که ω_b^{bi} سرعت زاویه‌ای فریم بدنی نسبت به فریم اینرسی است که در فریم بدنی تعریف می‌شود. پارامتر \mathbf{u} بردار گشتاور کنترلی است.

رابطه بین بردارهای سرعت زاویه‌ای بین دو فریم مداری و اینرسی به صورت رابطه (34) نوشته می‌شود.

$$\omega_b^{bi} = \omega_b^{bo} + \omega_o \mathbf{o}_3 \quad (34)$$

در نهایت، معادله‌های دینامیکی وضعیت در فریم بدنی نسبت به فریم مرجع مداری به شکل رابطه (35) درمی‌آید.



به عدم قطعیت در پارامتر I ، به صورت رابطه (۴۶) تعریف می‌شوند.

$$\hat{f} = \hat{I}^{-1} \left(-[\omega_b^{bo} + \omega_o \mathbf{o}_3]^\times \hat{I}(\omega_b^{bo} + \omega_o \mathbf{o}_3) - \hat{I}(\omega_o [\mathbf{o}_3]^\times \omega_b^{bo} + \dot{\omega}_o \mathbf{o}_3) \right) \quad (46)$$

$$\hat{g}^{-1} = \sqrt{I_{max} \times I_{min}}$$

که در آن \hat{I} با توجه به عدم قطعیت به صورت $\hat{I} = \frac{I_{max} + I_{min}}{2}$ تعریف می‌شود.

تابع sgn باعث به وجود آمدن پدیده چترینگ می‌شود. پدیده چترینگ در عمل نامطلوب است و باعث فعالیت زیاد عملگر کنترلی می‌شود و در نتیجه ممکن است باعث تحریک دینامیک‌های فرکانس بالای سامانه شود [۲۱]. برای حذف پدیده چترینگ از تابع \tanh به جای sgn استفاده شده است. در نهایت رابطه ۴۵ به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$\mathbf{u}_{eq} = \hat{g}^{-1} (\dot{\omega}_b^{ro} - \hat{f} - [\omega_b^{bo}]^\times \omega_b^{ro} + k_p \dot{\sigma}_B) \quad (47)$$

$$\mathbf{u}_s = k_1 \hat{g}^{-1} \tanh(s/\xi)$$

پارامتر ξ پهنای لایه مرزی نازکی در همسایگی سطح لغزش است که در اینجا $\xi = 0.5$ در نظر گرفته شده است.

۵. شبیه‌سازی عددی

در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی برای مسئله کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره با در نظر گرفتن اغتشاشات مداری (جسم سوم و پخی زمین) با استفاده از نرم‌افزار متلب ارائه خواهد شد. شبیه‌سازی موقعیت برای دو ماهواره که یکی در مدار کم ارتفاع (پایه) و دیگری در مدار با ارتفاع بالا (هدف) قرار دارد، صورت گرفته است. مقادیر اولیه ماهواره کنترل-پذیر پایه در جدول ۱ نشان داده شده است.

$$\sigma_B = \hat{\mathbf{a}}_B \tan \frac{\Phi_B}{4} \quad (39)$$

مشتق این بردار با استفاده از رابطه (۴۰) به دست می‌آید [۱].

$$\dot{\sigma}_B = \frac{1}{4} [(1 - \sigma^2)I + 2[\sigma_B]^\times + 2\sigma_B \sigma_B^T] \delta \omega_B \quad (40)$$

که در آن $\delta \omega_B$ بردار خطای سرعت زاویه‌ای فریم بدنی نسبت به فریم مرجع است که با استفاده از سرعت زاویه‌ای نسبی ω_r به صورت رابطه (۴۱) تعریف می‌شود.

$$\omega \delta_B = R^{bo} \omega_o^{ro} - \omega_b^{bo} \quad (41)$$

که ω_b^{bo} سرعت زاویه‌ای فریم بدنی نسبت به فریم مرجع مداری تعریف شده در فریم بدنی است و R^{bo} ماتریس دوران از فریم مرجع مداری به فریم بدنی ماهواره پایه است. این ماتریس همان ماتریس کسینوس هادی است که می‌توان با استفاده از کواترنیون یا زوایای اوپلر این ماتریس را تشکیل داد. در این مقاله از زوایای اوپلر برای تشکیل این ماتریس استفاده شده است. مشتق بردار خطای سرعت زاویه‌ای، $\omega \delta_B$ ، به صورت رابطه (۴۲) به دست می‌آید.

$$\delta \dot{\omega}_B = \dot{\omega}_b^{ro} - [\omega_b^{bo}]^\times \omega_b^{ro} - \dot{\omega}_b^{bo} \quad (42)$$

با استفاده از بردارهای σ_B و $\delta \omega_B$ ، سطح لغزش را می‌توان به صورت رابطه (۴۳) تعریف کرد.

$$\mathbf{s} = \delta \omega_B + k_p \sigma_B \quad (43)$$

در نهایت، قانون کنترل ردیابی ماهواره به صورت رابطه (۴۴) طراحی می‌شود.

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_{eq} + \mathbf{u}_s \quad (44)$$

که در آن:

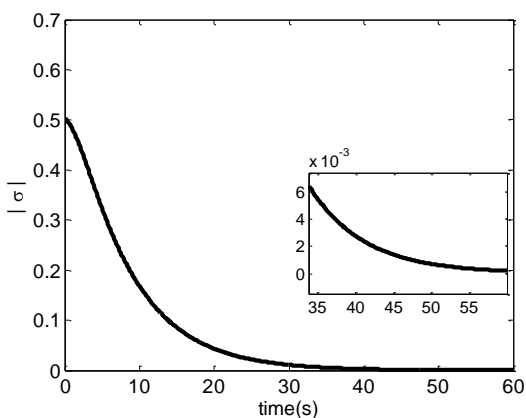
$$\mathbf{u}_{eq} = \hat{g}^{-1} (\dot{\omega}_b^{ro} - \hat{f} - [\omega_b^{bo}]^\times \omega_b^{ro} + k_p \dot{\sigma}_B) \quad (45)$$

$$\mathbf{u}_s = k_1 \hat{g}^{-1} \text{sgn}(\mathbf{s})$$

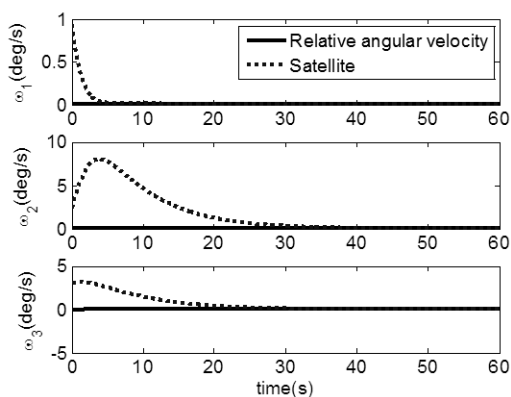
در رابطه (۴۵) پارامترهای \hat{f} و \hat{g}^{-1} با توجه



است که باعث فعالیت زیاد عملگر کنترلی شده است. سیگنال‌های کنترلی در شکل ۱۱ از رابطه ۴۷ حاصل شده است. این نمودار نسبت به نمودار قبلی هموار شده است که نتیجه استفاده از تابع \tanh به جای sgn است. نتایج این مقاله همه بر اساس قانون کنترل رابطه ۴۷ است. شکل ۱۲ زوایای اوپلر را در طی این مانور نشان می‌دهد. زوایای اوپلر نسبت به فریم مرجع مداری اندازه‌گیری می‌شوند.



شکل ۸- نرم بردار خطا



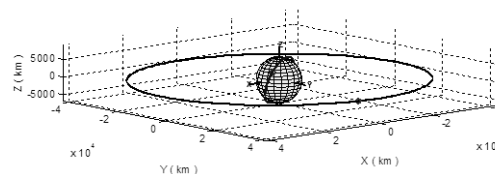
شکل ۹- ردیابی بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره پایه، تعریف‌شده در فریم بدنی ماهواره پایه

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، عدم قطعیت در این پروژه می‌تواند ناشی از تلاطم سوخت در طول مانور وضعیت باشد که به‌صورت تابع سینوسی مدل شده است. اگر فرکانس و باند تغییرات در مدل‌سازی ممان اینرسی زیاد باشد، باعث تلاش کنترلی بیشتر و لرزش در سیگنال کنترل

موقعیت اولیه دو ماهواره در مدار به‌صورت شکل ۶ در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است. شکل ۷ و ۸ به ترتیب نرم سطح لغزش و بردار خطای وضعیت را نشان می‌دهد. فلسفه طراحی کنترلر بر اساس مود لغزشی، تبدیل یک مسئله ردیابی مرتبه بالا به یک مسئله پایدار مرتبه یک است. بنابراین، سطح لغزش و پارامترهای تشکیل‌دهنده این سطح باید به‌صفر میل کنند که در این دو نمودار به‌وضوح دیده می‌شود.

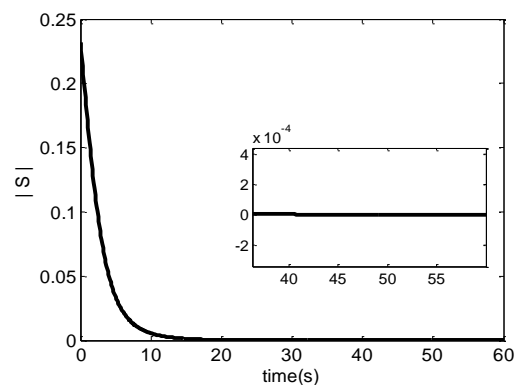
جدول ۱- مقادیر اولیه ماهواره پایه

مقادیر اولیه	ماهواره پایه	واحد
$[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$	$[1 \ 2 \ 3]$	deg/s
$[\varphi \ \theta \ \psi]$	$[50 \ 60 \ 75]$	deg
$[I_1 \ I_2 \ I_3]_{max}$	$[500 \ 400 \ 400]$	$kg.m^2$
$[I_1 \ I_2 \ I_3]_{min}$	$[490 \ 390 \ 390]$	$kg.m^2$
k_p	0.58	-



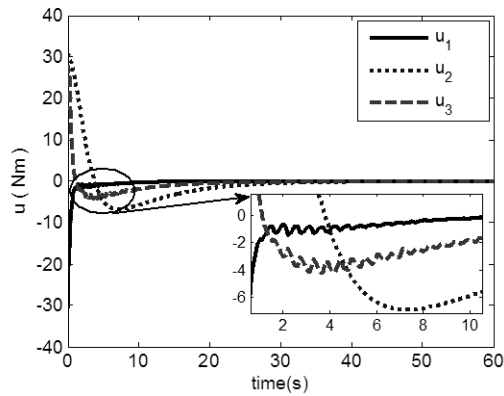
شکل ۶- شبیه‌سازی مدار و موقعیت اولیه دو

ماهواره پایه و هدف



شکل ۷- نرم سطح لغزش

شکل ۹ ردیابی سرعت زاویه‌ای فریم بدنی ماهواره را نشان می‌دهد. شکل ۱۰ بردار گشتاور کنترلی حاصل از رابطه ۴۵ را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، به دلیل استفاده از تابع sgn پدیده چترینگ به وجود آمده



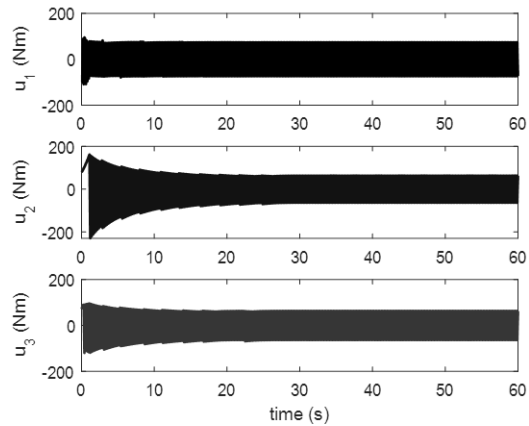
شکل ۱۳- تأثیر بزرگی باند عدم قطعیت بر سیگنال کنترلی

۶. نتیجه گیری

در مطالعات گذشته، از معادلات حرکت نسبی در حضور جسم سوم استفاده نشده است. در این مقاله، معادله‌های حرکت نسبی روش هندسی برای مدارهای اغتشاش یافته توسعه داده شده است. معادله‌های اغتشاشی در حضور جسم سوم و J_2 استخراج شده و برای یک مسئله کنترل ردیابی مورد استفاده قرار گرفته است.

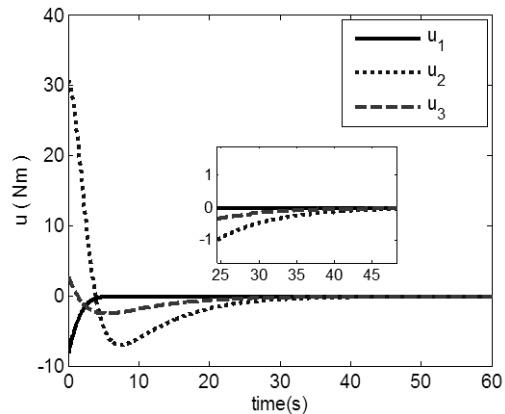
معادله‌های دینامیک وضعیت برای مسئله ردیابی وضعیت در این مقاله، برای مدارهای بیضوی نوشته شده و شبیه‌سازی نیز برای مدارهای بیضوی صورت گرفته است. برای به‌دست آوردن قانون کنترل از تئوری کنترل مقاوم مود لغزشی استفاده شده است که برای سامانه‌های غیرخطی همراه با عدم قطعیت و اغتشاش خارجی استفاده می‌شود. بردار خطای وضعیت با استفاده از پارامتر اصلاح شده رودریگز^۵ تعریف شده که این بردار خطا از محور دوران و زاویه دوران اوپلر تشکیل شده است. مزیت استفاده از پارامتر اصلاح شده رودریگز در این مسئله نسبت به ماتریس دوران این است که در این جهت‌گیری فقط محور آنتن، با انتخاب بهترین مسیر ممکن به سمت ماهواره دیگر جهت‌گیری می‌کند، درحالی‌که در روش ماتریس دوران علاوه بر محور آنتن، محورهای دیگر نیز

می‌شود. هرچه فرکانس عدم قطعیت مدل شده بیشتر باشد، فرکانس لرزش سیگنال کنترلی بیشتر است و هرچه دامنه تغییرات عدم قطعیت مدل شده بیشتر باشد، دامنه لرزش سیگنال کنترلی بیشتر است. این لرزش سیگنال کنترلی در شکل ۱۳ نشان داده شده است.

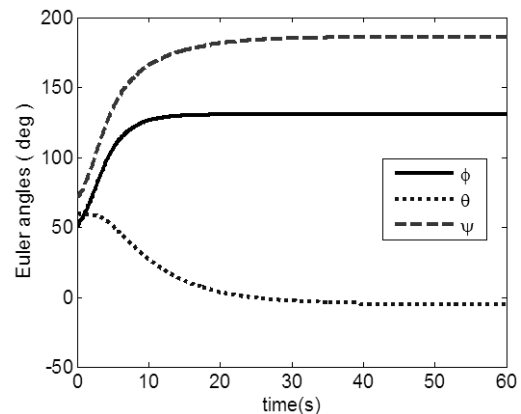


شکل ۱۰- پدیده چترینگ و اثر آن بر سیگنال‌های

کنترلی



شکل ۱۱- گشتاور کنترلی ماهواره پایه



شکل ۱۲- زوایای اوپلر ماهواره پایه

28, No. 2, pp. 254-261, 2005.

- [6] M. R. Long, *Spacecraft Attitude Tracking Control*, Master's thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1999.
- [7] Yuan, Chang-qing, Jun-feng Li, Tian-shu Wang, and He-xi Baoyin. Robust attitude control for rapid multi-target tracking in spacecraft formation flying, *Applied mathematics and mechanics* 29, no. 2 (2008): 185-198.
- [8] Li, C., Huang, J., Ma, G., Zhang, Z., Spacecraft Attitude Tracking Based on Nonlinear Synergetic Optimal Control. *IEEE*, 2010.
- [9] Zhu, Z., Xia, Y., Fu, M., Wang, S., Attitude Tracking of Rigid Spacecraft Based on Extended State Observer. *IEEE*, 2010.
- [10] Wu, S., Radice, G., Gao, Y.S., Sun, Z., Quaternion-based finite time control for spacecraft attitude tracking. *Acta Astronaut.* 69, 48–58, 2011.
- [11] Pukdeboon, C., Second-order sliding mode controllers for spacecraft relative translation. *Appl. Math. Sci.* 6 (100), 4965–4980, 2012.
- [12] Pukdeboon, C., Zinober, A.S.I., Control Lyapunov function optimal sliding mode controllers for attitude tracking of spacecraft. *J. Franklin Instit.-Elsevier*, 249, 456–475, 2012.
- [13] bolandi H, fanisaberi f, Eslami Mehrjerdi A (2012) Design of an Attitude Controller for Large-Angle Maneuvers of a Satellite considering of Reaction Wheels Constraints with High Fidelity Model. *Aerospace Knowledge and Technology Journal* 1 (1):20-30 (in فارسی)
- [14] Li, P., Yue, X., Chi, X., Du, C., Optimal Relative Attitude Tracking Control for Spacecraft Proximity Operation. *IEEE*, pp. 4582–4586, 2013.
- [15] Zhao, Y., Wu, T., Li, G., A Second-Order Sliding Mode Controller Design for Spacecraft Tracking Control. *Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering*, 2013.
- [16] Malekzadeh M (2015) Robust Control

جهت‌گیری خاص خود را خواهند داشت. بنابراین، می‌توان گفت که با تعریف پارامتر اصلاح شده رودریگز بهینه‌سازی در مصرف سوخت و زمان نیز صورت گرفته است. پدیده چترینگ، اثرات ناشی از آن روی سیگنال کنترلی و راهکار حذف این پدیده نامطلوب با رسم نمودار توضیح داده شده است.

در این مقاله از عملگر تراستر عکس‌العملی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده است. قانون کنترل این مقاله در حضور دینامیک موقعیت و عدم قطعیت ممان اینرسی طراحی شده است. با این طراحی، آنتن ماهواره پایه برای برقراری ارتباط به سمت ماهواره هدف جهت‌گیری می‌کند. در پایان، تأثیر باند عدم-قطعیت بر سیگنال کنترلی مدل‌سازی شد که باعث لرزش سیگنال کنترلی می‌شود.

۸. مآخذ

- [1] S. S. Lee, *Dynamics and control of satellite relative motion: designs and applications*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 20 March 2009.
- [2] W. H. Clohessy, R. S. Wiltshire, Terminal guidance system for satellite rendezvous, *the Astronautical Sciences*, Vol. 27, No. 9, pp. 653-678, 1960.
- [3] S. R. Vadali, An analytical solution for relative motion of satellites, *Proceedings of the Fifth International Conference on Dynamics and Control of Structures and Systems in Space*, Cranfield, U. K, pp. 1-8, 2002.
- [4] K. T. Alfriend, H. Yan, S. R. Vadali, Nonlinear considerations in satellite formation flying, *Proceedings of the 2002 Astrodynamics Specialist Conference*, Monterey, California, pp. 02-4741, 2004.
- [5] K. T. Alfriend, H. Yan, Evaluation and comparison of relative motion theories, *Guidance, Control and Dynamics*, Vol.

۱۶۸

سال ۱۰- شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۰
نشریه علمی دانش و
فناوری هوا فضا



موقعیت و انتشارات
مورد لغزشی
ردیابی و کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره در حضور دینامیک

of Flexible Spacecraft Considering Actuator Dynamic. *Modares Mechanical Engineering* 14 (15):225-230 (in Persian فارسی)

- [17] Navabi M, Hosseini MR (2018) Modeling and Spacecraft Attitude Control Using Reaction Wheel with Feedback Linearization, its Performance Study Subject to Power and EULERINT. *Modares Mechanical Engineering* 18 (1):51-61 (in Persian فارسی)
- [18] *GRACE Follow-On is on track NASA review greenlights satellite construction*, August 04, 2015; <https://www.aei.mpg.de>.
- [19] E. Benzi (ESA), I. Shurmer (ESA), N. Policella (ESA), D. Troendle (TESAT Spacecom GmbH), M. Lutzer (DLR), S. Kuhlmann (DLR-GSOC), M. James, *Optical Inter-Satellite Communication: the Alphasat and Sentinel-1A in-orbit experience*, 14th International Conference on Space Operations, Daejeon, Korea, 16-20 May 2016.
- [20] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students, Third Edition, Elsevier Aerospace Engineering Series, ISBN-13: 978-0-08-097747-8, 2014.*
- [21] Slotine, Jean-Jacques E., and Weiping Li. *Applied nonlinear control. Vol. 199, no. 1. Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall, 1991.*

پی نوشت

- 1- Inter-Satellite link
- 2- Rendezvous
- 3- Docking
- 4- GRACE
- 5- Modified Rodrigues Parameter (MRP)

۱۶۹

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



ردیابی و کنترل وضعیت نسبی یک ماهواره در حضور دینامیک موقعیت و اغتشاش جسم سوم با استفاده از کنترلر مود الفزشی