

بررسی مقدمات و انواع روشهای کنترل و تعیین وضعیت ماهواره

مهرداد نصیریان^۱

چکیده

ماهواره ها نقش مهمی در توسعه فناوری دارند. در ارتباط صحیح با ماهواره ها باید دارای کنترل وضعیت دقیق باشیم. در این مقاله به بررسی مقدمات ریاضی بالستیک مدار و تبدیل سیستمهای مختصات به هم و انواع الگوریتمهای کنترل وضعیت شبیه کنترل مغناطیسی، کنترل تراستر، کنترل چرخهای مومنتیومی و انواع روشهای تعیین وضعیت مرسوم مانند روش هندسی و روش جبری و روش Q را می توان نام برد. از طرف دیگر ملزومات طراحی در ماهواره ها در این مقاله بررسی می شوند.

واژه های کلیدی

کنترل وضعیت، تعیین وضعیت، روش هندسی، روش جبری، شبیه سازی مداری

۱. دانشگاه صنعتی مالک اشتر nasir@ee.kntu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۸۹/۷/۱۳ تاریخ پذیرش: ۸۹/۸/۱۲

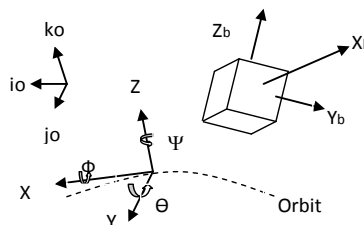
مقدمه

استفاده و فهم دقیق از مفاهیم کنترل وضعیت اولین قدم در طراحی سامانه های کنترل وضعیت ماهواره می باشد. شناخت سامانه های مختصات و تبدیل سامانه های مختصات به هم و درک صحیح از معادلات میدان مغناطیسی زمین و میدان جاذبه زمین و انواع روشهای کنترل وضعیت ماهواره و انواع روشهای تعیین وضعیت ماهواره از جمله این مفاهیم است که در ادامه به بررسی آنها می پردازیم. استفاده از کنترل فعال (کنترل مغناطیسی) توسط pisiaki و pal در سال ۱۹۸۸ آغاز گردید [1]. آنها با کمک روش گرادیان جاذبه زمین و کنترل مغناطیسی، پایداری ماهواره را تضمین می کردند. استفاده از رایانه در کنترل وضعیت ماهواره توسط Ebert و Musser در سال ۱۹۸۹ صورت پذیرفت [2]. در ادامه توسط Wisniewski ترکیب کنترل کننده های خطی و غیر خطی برای پایدارسازی سه محوره توسعه داده شد.

در این مقاله معادلات دینامیک و سینماتیک ارایه می شوند. سپس عملگرها مانند چرخهای فعال و چرخهای عکس العملی، تراسترها، گشتاوردهنده های مغناطیسی و مغناطیس سنجها، کنترل وضعیت چرخشی و کنترل وضعیت سه محوره و پایدارسازی با کمک گرادیان جاذبه ای و روشهای کنترل وضعیت مانند روش جبری و روش هندسی و روش q مورد بررسی قرار خواهند گرفت. نتایج شبیه سازی در طول توضیح روشها ارایه خواهند شد.

مدلسازی

برای کنترل وضعیت ماهواره معادلات سینماتیک (توابع انتقال بین سیستم مختصات بدنه و سامانه مختصات اینرسی) و دینامیک ماهواره (رابطه بین حرکت و نیرو و گشتاور) مورد نیاز می باشند. سامانه مختصات بدنه و سیستم مختصات مدار را که در شکل (۱) به نمایش گذاشته شده در نظر بگیرید. زاویه Φ چرخش حول محور X ، زاویه Θ چرخش حول محور Ψ ، Y چرخش حول محور Z ، و توالی چرخش بصورت $\Phi \rightarrow \Theta \rightarrow \Psi$ می باشد [3].



شکل ۱. نمایش سیستم مختصات بدنه و مداری

سامانه مختصات بدنه

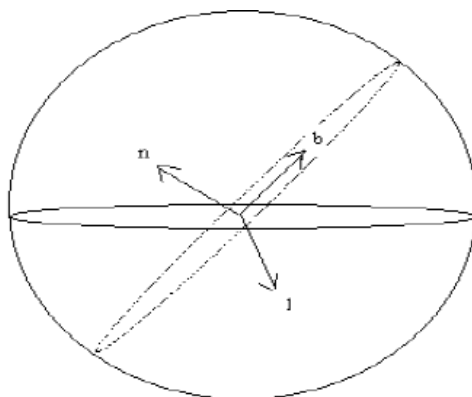
همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است این سامانه مختصات که بر روی بدنه ماهواره و مطابق ممان اینرسی اصلی است به منظور اندازه گیری وضعیت ماهواره نسبت به سیستم مختصات مداری بکار می رود [۳].

سامانه مختصات مداری

همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است این سامانه مختصات بر روی مدار ماهواره تعریف میشود و مبنای چرخشهای سامانه مختصات بدنه است. جهت محور Z در این سامانه مختصات از طرف مرکز زمین به سمت بدنه ماهواره است و جهت محور X مماس بر مسیر حرکت ماهواره است و محور Y آن از قانون دست راست ($Z=X \times Y$) تبعیت می کند [۳].

سامانه مختصات نودال

این سامانه مختصات در صفحه مداری تعریف می شود. جهت محور n آن عمود بر صفحه مداری و جهت محور l آن در جهت گره فراز ماهواره و محور b آن از قانون دست راست ($l \times b = n$) تبعیت می کند [۳].



شکل ۲. سیستم مختصات نودال

سیستم مختصات اینرسی ECI

محور X در این سیستم مختصات در راستای خط اتصال دهنده مرکز زمین به مرکز خورشید در اولین روز بهار است. محور Z از مرکز زمین به سمت قطب شمال است. و محور Y آن از قانون دست راست ($Z=X \times Y$) تبعیت می کند [3].

سامانه مختصات خورشید

محور X در این سامانه مختصات در راستای خط اتصال دهنده مرکز خورشید به مرکز زمین در اولین روز بهار است. محور Z از مرکز خورشید به سمت قطب شمال آن است. و محور Y آن از قانون دست راست ($Z=X \times Y$) تبعیت می کند [۳].

بردار خورشید

یک بردار از مرکز خورشید به سمت مرکز ماهواره است.

ماتریسهای بدنه و مدار

برای ساخت ماتریس مدار (M_o) دو بردار ارتوگونال واحد a, b در سیستم مختصات مداری با ساختار ماتریسی زیر مورد نیاز میباشد.

$$M_o = \begin{bmatrix} a_x & a_y & a_z \\ b_x & b_y & b_z \\ (a \times b)_x & (a \times b)_y & (a \times b)_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

در صورتی که بردارهای a, b بر هم عمود نباشند از رابطه زیر بجای بردار b استفاده می شود.

$$b = \frac{a \times b}{|a \times b|} \quad (2)$$

بطور مشابه برای ساخت ماتریس بدنه M_b از دو بردار واحد ارتوگونال در سامانه مختصات بدنه استفاده می گردد.

ماتریس انتقال و زوایای اوپلر

ماتریس انتقال از سامانه مختصات بدنه به سامانه مختصات مداری و زوایای اوپلر حاصل از آن بصورت زیر است [4].

$$A_{\psi\theta\phi} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\theta S\psi & -S\theta \\ -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & S\phi C\theta \\ S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

The equivalent Euler angles are:

$$\theta = \sin^{-1}(A_{13})$$

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{12}}{A_{11}}\right)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{23}}{A_{33}}\right)$$

معادلات ماهواره

وضعیت ماهواره با معادلات زیر توصیف می گردد [5]:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \omega_x + \tan(\theta)(\omega_y S\phi + \omega_z C\phi) + \omega_0 \frac{S\psi}{C\theta} \\ \dot{\theta} &= \omega_y C\phi - \omega_z S\phi + \omega_0 C\psi \\ \dot{\psi} &= \frac{(\omega_y S\phi + \omega_z C\phi) + \omega_0 S\psi \sin(\theta)}{C\theta} \end{aligned} \quad (۴)$$

جاییکه، ω سرعت زاویه مداری و $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ سرعتهای زاویه ای حول محورهای سامانه مختصات بدنه هستند. گشتاورهای عمل کننده بر ماهواره بصورت زیر بیان می شوند.

$$\vec{T} = \vec{h} + \vec{\omega} \times \vec{h}, \quad \vec{T} = \vec{T}_d + \vec{T}_{gg} + \vec{T}_c \quad (۵)$$

جاییکه T جمع گشتاورهای محیطی T_d و گشتاور گرادیان جاذبه T_{gg} و گشتاور کنترلی T_c است.

اندازه حرکت زاویه ای بصورت زیر است.

$$\vec{h} = [I] \vec{\omega} = I \vec{\omega}, \quad \dot{\vec{h}} = I \dot{\vec{\omega}} + \dot{I} \vec{\omega} \quad (۶)$$

در صورتی که سامانه مختصات بدنه برمحورهای اساسی منطبق باشد داریم.

$$I_{xy} = I_{yx} = 0, \quad I_{yz} = I_{zy} = 0, \quad I_{xz} = I_{zx} = 0 \quad (۷)$$

در این صورت معادلات دینامیکی در حالت پایدار بصورت زیر است.

$$\dot{I} = 0 \Rightarrow \dot{\vec{h}} = I \dot{\vec{\omega}} \quad (۸)$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{T_x}{I_{xx}} - \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}} \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y &= \frac{T_y}{I_{yy}} - \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} \omega_x \omega_z \\ \dot{\omega}_z &= \frac{T_z}{I_{zz}} - \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} \omega_x \omega_y \end{aligned} \quad (۹)$$

جاییکه T_x, T_y, T_z گشتاورهای کنترلی و ممان اینرسیهای اساسی ماهواره هستند. در صورتی که بوم گرادیان جاذبه در حال باز شدن حول محور Z باشد ممان اینرسی ها متغیر با زمان خواهند بود و معادلات دینامیکی بصورت زیر در خواهد آمد.

$$\begin{aligned}\dot{h}_x &= I_x \dot{\omega}_x + \dot{I}_x \omega_x \\ \dot{h}_y &= I_y \dot{\omega}_y + \dot{I}_y \omega_y \\ \dot{h}_z &= I_z \dot{\omega}_z\end{aligned}\quad (10)$$

گشتاور گرادیان جاذبههای زمین بصورت زیر حساب میشود که در کلیه شبیه سازی های قوانین کنترلی که در ادامه میآید به همراه معادلات سینماتیک و دینامیک ماهواره بکار گرفته می شود [4].

$$\bar{T}_g = \frac{3}{2} \omega_0^2 \begin{bmatrix} (I_z - I_y) \sin(2\phi) \cos^2(\theta) \\ (I_z - I_x) \sin(2\theta) \cos(\phi) \\ (I_x - I_y) \sin(2\theta) \sin(\phi) \end{bmatrix}\quad (11)$$

قوانین کنترل وضعیت

در ادامه روشهای مختلف کنترل وضعیت ارایه و بر روی مدل ماهواره Orsted با ممان اینرسی های زیرپیاپیاده سازی شده است.

$$I_x = 2.904, I_y = 3.428, I_z = 1.275 \text{ kgm}^2$$

کنترل مغناطیسی

گشتاور مغناطیسی مطلوب ماهواره TC بر حسب گشتاور مغناطیسی زمین (B) و گشتاور مگنیتور کرها (M) بصورت زیر است [5].

$$\bar{T}_c = \bar{M} \times \bar{B}\quad (12)$$

$$\bar{T}_c = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = [B] [M]\quad (13)$$

با توجه به اینکه ماتریس B منفرد است. محاسبه یکی از مولفه های گشتاورهای مگنیتور کر M ممکن نمی باشد. بنابراین در محاسبه قوانین کنترل، گشتاور TC با توجه به وظیفه ماموریتی و بردار مغناطیسی B از روی جدول نجومی یا محاسبات ریاضی بدست می آید و سپس با کمک رابطه

گشتاور مگنیتور کر M تعیین می‌گردد [8]. $\vec{T}_c = \vec{M} \times \vec{B}$

کنترل تراستر

گشتاور حاصل از تراستر بصورت زیر است، و در آن چرخشی فعال با تراستر با پالسهای کوچک خاموش و روشن خواهیم داشت [6].

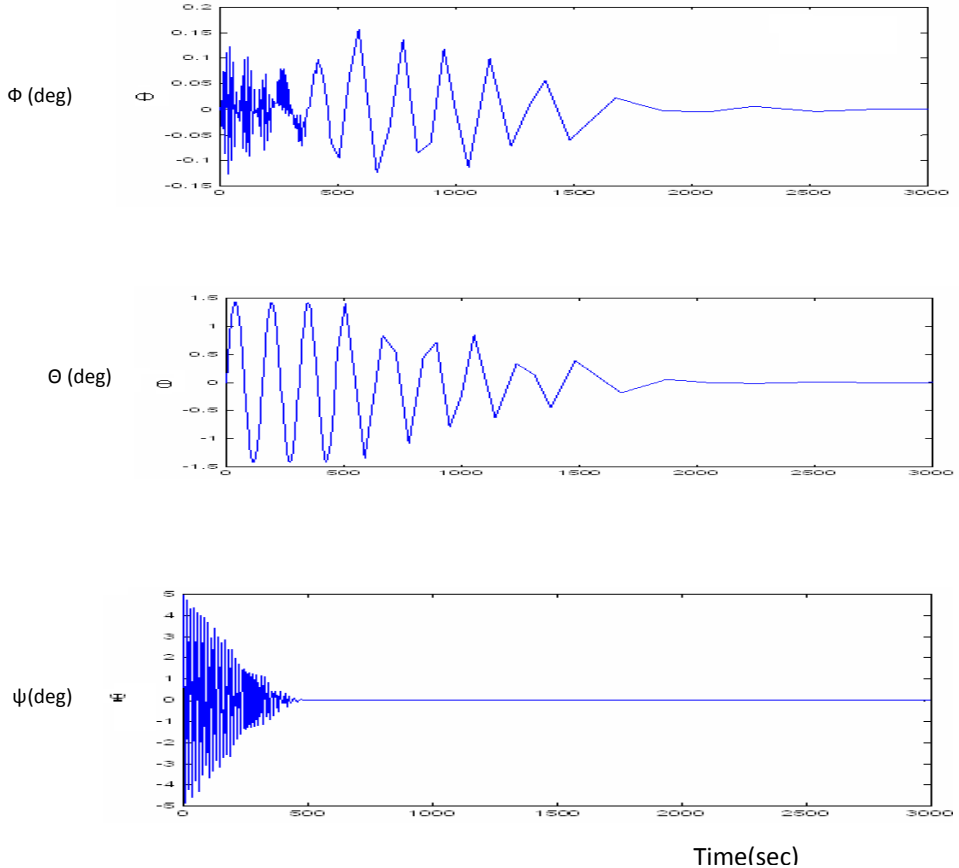
$$T_x = -0.3\varphi$$

$$T_y = -0.3\theta$$

$$T_z = -0.3\Psi$$

(۱۴)

در این روش در صورتی که ماهواره حول وضعیت خود شروع به حرکت بکند، پالسهای کنترلی ایجاد شده توسط تراستر سبب تصحیح وضعیت می‌گردد. نتایج حاصل از این نوع کنترل در ادامه آمده است همانطور که مشهود است بعد از ۳۰۰۰ ثانیه خطای وضعیت صفر گردیده است.



شکل ۴. زوایای وضعیت با کمک کنترل تراستر

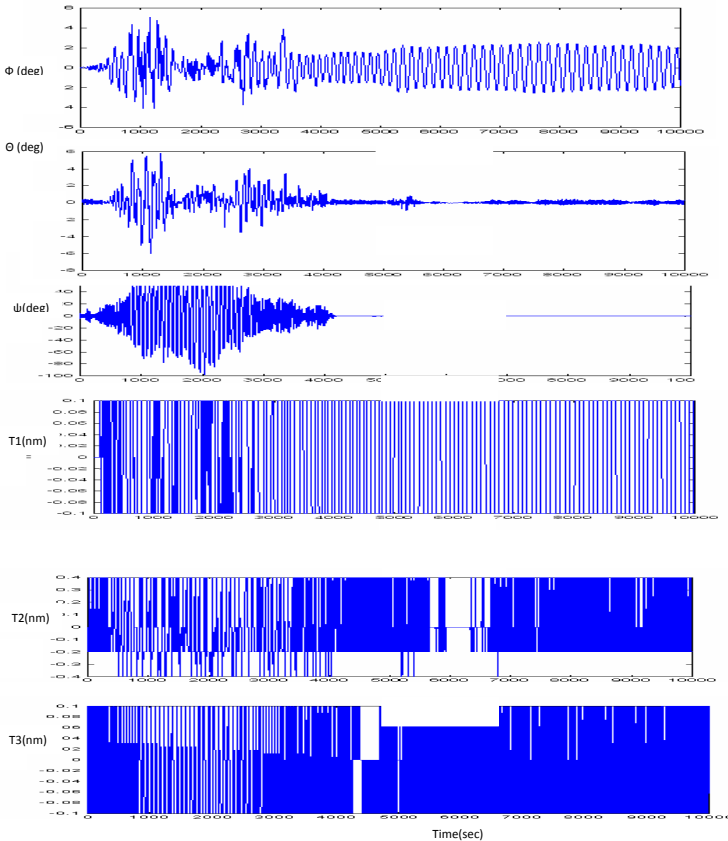
بنگ بنگ کنترل

قانون کنترل و نتایج شبیه سازی در این حالت بصورت زیر است. در روابط زیر محدودیتهای تراستر پارامترهای h و k را مشخص می کنند [7].

$$T_x = \begin{cases} -h & \varphi > k, \omega_x > 0 \\ h & \varphi < -k, \omega_x < 0 \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (15)$$

$$T_y = \begin{cases} -h & \theta > k, \omega_y > 0 \\ h & \theta < -k, \omega_y < 0 \\ 0 & \text{else} \end{cases}$$

$$T_z = \begin{cases} -h & \psi > k, \omega_z > 0 \\ h & \psi < -k, \omega_z < 0 \\ 0 & \text{else} \end{cases}$$



شکل ۵. زوایا و گشتاورهای کنترلی با روش بنگ بنگ کنترل

کنترل گرادیان جاذبه ای زمین

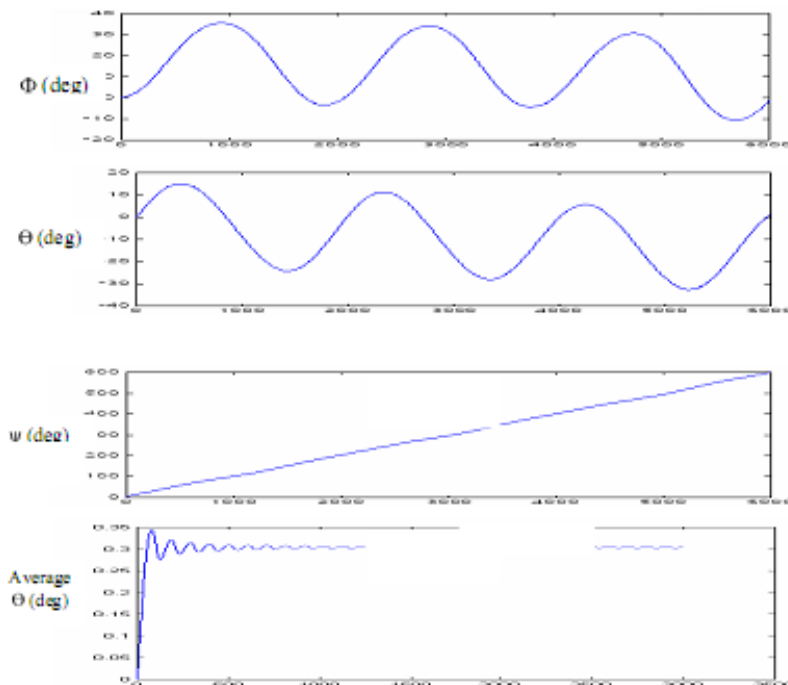
گشتاور ناشی از گرادیان جاذبه ای زمین بصورت زیر است [6].

$$\begin{aligned} G_x &= 3\omega_0^2 (I_z - I_y)\phi \\ G_y &= 3\omega_0^2 (I_z - I_x)\phi \\ G_z &= 0 \\ \omega_0 &= \sqrt{\frac{\mu}{R_0^3}} \end{aligned} \quad (16)$$

معادلات دینامیکی کنترل در این حالت بصورت زیر است.

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\ddot{\phi} + 4\omega_0^2 (I_{yy} - I_{zz})\phi - \omega_0 (I_{xx} + I_{zz} - I_{yy})\Psi \\ T_y &= I_{yy}\ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_{xx} - I_{zz})\theta \\ T_z &= I_{zz}\ddot{\psi} + \omega_0 (I_{yy} - I_{xx})\psi + \omega_0 (I_{zz} + I_{xx} - I_{yy})\Phi \end{aligned} \quad (17)$$

نتایج حاصل از این روش کنترلی برای یک ماهواره چرخان حول محور ψ در زیر آمده است.



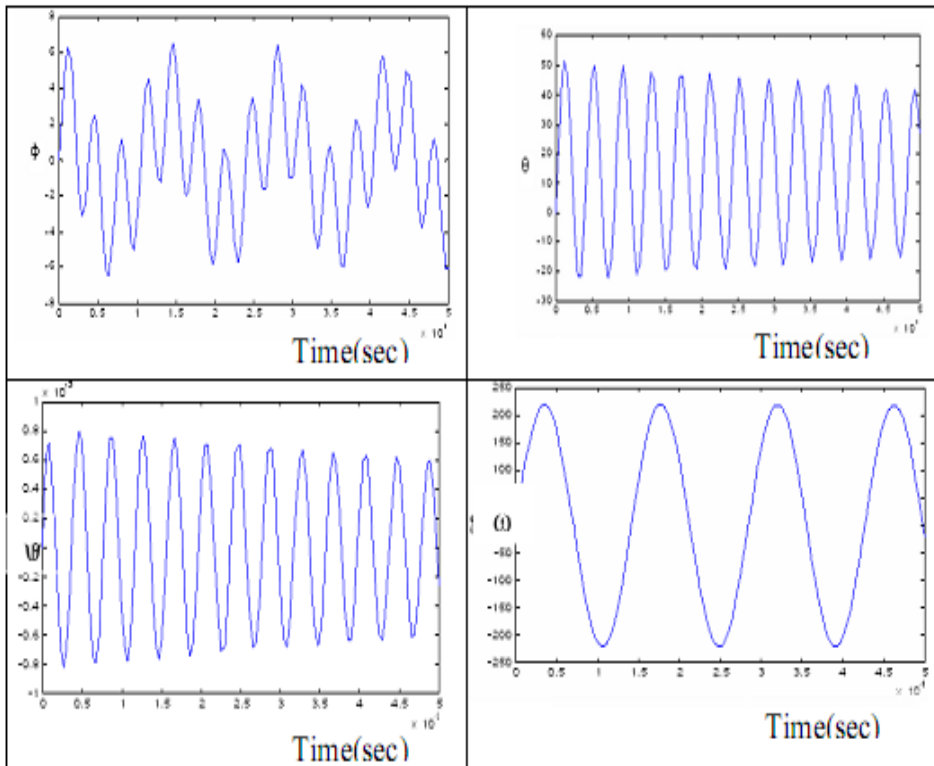
شکل ۶. زوایای وضعیت با کمک روش کنترل گرادیان جاذبه ای

کنترل با چرخهای غیرفعال

هنگامیکه پایداری وضعیت با چرخهای غیر فعال بر روی محور Y صورت می پذیرد از روابط زیر کمک گرفته می شود [11].

$$\begin{aligned} T_{dx} &= I_{xx}\dot{\phi} + 4\omega_0^2(I_{yy} - I_{zz})\phi - \omega_0(I_{xx} + I_{zz} - I_{yy})\Psi \\ T_{dy} &= \dot{\Theta}I_{yy} + 3\omega_0^2(I_{xx} - I_{zz})\Theta + \omega_\omega I_\omega \\ T_{dz} &= I_{zz}\dot{\Psi} + \omega_0^2(I_{yy} - I_{xx})\Psi + \omega_0(I_{xx} + I_{zz} - I_{yy})\phi \\ \omega_\omega I_\omega &= D(\dot{\Theta} - \omega_\omega) = D\Omega_\omega \end{aligned} \quad (18)$$

جاییکه $\omega\Omega$ سرعت زاویه ای چرخ، ω_0 سرعت زاویه ای ماهواره، I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ممانهای اینرسی، D ثابت زمانی میرایی مایع، نتیج شبیه سازی در ادامه آورده شده است.



شکل ۷. نتایج شبیه سازی کنترل با چرخهای غیر فعال

کنترل با چرخهای فعال

در حالی که از چرخهای فعال بر روی محور Y به منظور پایداری در ماهواره های چرخان از استفاده شده باشد از روابط زیر کمک گرفته می شود [11].

$$T_M = N = I_\omega (\dot{\omega}_y + \dot{\Omega})$$

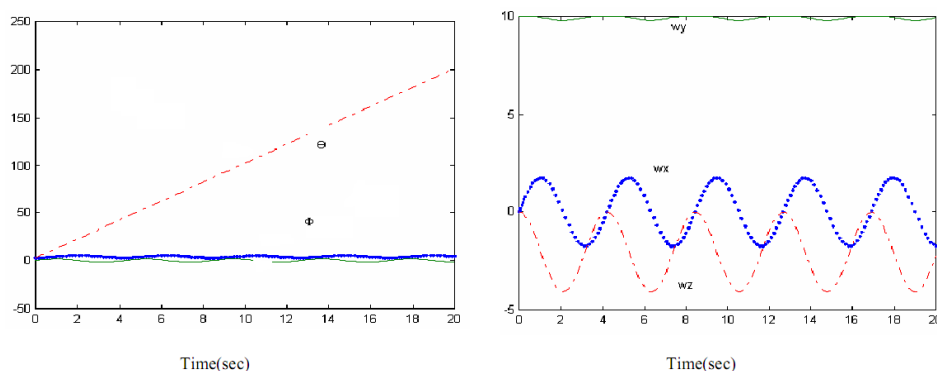
$$e_M = R + N\Omega$$

$$\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_s \frac{I_s - I_T}{I_T} - \omega_s \frac{I_\omega}{I_T} \Omega = 0$$

$$\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_s \frac{I_T - I_s}{I_T} - \dot{\Omega} \frac{I_\omega}{I_T} = 0$$

$$\dot{\Omega} + \dot{\omega}_y + \frac{N^2}{R \omega} \Omega = \frac{N}{R \omega} e_M$$

جاییکه R مقاومت روتور، N تعداد دور سیم پیچ روتور، IW ممان اینرسی روتور، i جزیان روتور، eM ولتاژ ورودی موتور، Ω سرعت چرخ می باشد. نتایج شبیه سازی در ادامه آمده است.



شکل ۸. نتایج شبیه سازی کنترل با چرخهای فعال

ملاحظات طراحی

از پایداری تک چرخشی در هنگام کنترل پس زنی پرتاب، دقتهای کنترلی غیر دقیق بالای ۱۰ درجه، مصرف توان پایین کمتر از ۱kw استفاده می شود. از پایداری دو چرخشی در هنگام صحتهای نشانه روی پایین بالاتر از ۱۰ درجه، کج شدگی بدنه استفاده می شود. از پایداری سه محوره در هنگام صحتهای نشانه روی پایین کمتر از ۱۰ درجه، مصرف توان بالای ۱kw، ماموریت چند هدفی و کج شدگی بدنه استفاده می شود. از کنترل غیرفعال با گرایان جاذبه در هنگام دقتهای کنترلی غیر دقیق بالای ۱۰ درجه استفاده می شود.

صحت حساسه های مغناطیس سنج در ارتفاعات $5000\text{km}(1\text{deg})$ و $2000\text{km}(5\text{deg})$ می باشد و بالاتر از 6000km کاربرد ندارد. صحت سنسورهای زمینی در مدار، $\text{GEO}(0.05\text{deg})$ و $\text{LEO}(0.01\text{deg})$ می باشد. صحت حساسه خورشیدی در زاویه دید 30deg ، 0.001deg است. صحت سنسورهای ستاره ای در زاویه دید 6deg ، 2arc-sec است. صحت ژيروسکوپ ها 0.01deg/hr است.

دقت روش گرادیان جاذبه ایی، روش مغناطیس فعال، برای جهت گیری به سمت زمین 5 درجه و روش پایداری چرخشی، تک چرخ مومنتیومی بایاس دار متناسب با سرعت چرخش بین 10 الی 1 درجه، دقت تراسترها 0.1 الی 5 درجه، دقت چرخهای مومنتومی، CMG از 0.001 الی 1 درجه می باشد.

روشهای تعیین وضعیت ماهواره

شامل روشهای هندسی، جبری، و روش Q است که در ادامه به توضیح آن می پردازیم.

روش هندسی

این روش در ماهواره های چرخشی که جهت محور چرخنده ماهواره مشخص باشد و میزان چرخش ψ مشخص نباشد در صورتی که جهت و میزان چرخش حول دو محور دیگر اندازه گیری شده باشد (Θ, Φ) بکار می رود. این اندازه گیری ها می تواند با کمک ردگیر خورشیدی (بردار S) و ردگیر زمینی (بردار E) برای محاسبه زاویه چرخش ψ بصورت زیر انجام پذیرد [7].

$$\underline{N} = (\cos \varphi, \sin \varphi, 0)^T$$

$$\underline{P} = (-\cos \theta \sin \varphi, \cos \theta \cos \varphi, \sin \theta)^T \quad (20)$$

$$\tan \psi = \frac{\underline{P} \cdot \underline{S}}{\underline{N} \cdot \underline{S}}$$

روش جبری

در این روش تعیین زوایا با کمک ماتریسهای انتقال بین دو سیستم مختصات بدست می آید. فرض کنید MB ماتریس بدنه و MR ماتریس مرجع (مثلا ماتریس مدار کسب شده از جدول نجومی) باشند. در این صورت ماتریس انتقال بصورت زیر بدست می آید. سپس با کمک معادله ۳، از روی ماتریس انتقال زوایای وضعیت (Φ, Θ, ψ) بدست می آیند [7].

$$A = M_B M_R^{-1} \quad (21)$$

روش Q

این روش زمانی بکار برده می شود که دیتای مرتبط بهینه بین اندازه گیری های مختلف (n نمونه) برای تعیین وضعیت صحیح لازم است. در این حالت ماتریس انتقال A با مینیمم کردن تابع هزینه زیر بدست می آید. جاییکه ub بردار بدنه و ur بردار مبنا و Wi ضرایب وزنی است. در نهایت زوایای وضعیت از روی ماتریس انتقال بدست خواهد آمد [7].

$$J(A) = \sum_{i=1}^n w_i \left| \hat{u}^i b - A \cdot \hat{u}^i r \right|^2 \quad (22)$$

جمع بندی

در این مقاله روشهای مختلف کنترل و تعیین وضعیت و شبیه سازیهای مربوطه برای کاربردهای عملی در ماهواره ارایه شده است و شبیه سازیها بر روی مدل ماهواره Orsted پیاده سازی شده است. در آینده تلاش بر این است که با کمک این روش سیمولاتور کنترل وضعیت ماهواره طراحی گردد.

مراجع

1. T. Bak R. Wisniewski and M. Blanke, "Autonomous Attitude Determination And Control System For The Orsted Satellite", in proc: IEEE Aerospace applications conference, February 1996
2. R. Wisniewski and M. Blank, "Three-Axis Satellite Attitude Control Based on Magnetic Torquing", Accepted for Bth IFAC world congress, san Francisco, California, June 1996.
3. H. Bolandi, "Principal Of Designing Satellite", published on science and technology university, IRAN, 1998.
4. H. Bolandi and A. Badpi, "Three Axes Satellite Attitude Control

Stabilized Using Adapted Gravity Gradient And Magnetic Torques Based Consumed Energy”, 11th proceeding of the Persian Electrical conference ,shiraz, June 2004.

5. Wertz J.R.,”Spacecraft Attitude Determination And Control”,Kluwer AcademicPublisher,1998.

6. M. Nasirean, H. Bolandi, S. A. K. Sedigh and A. R. Khogar, “ Design of a satellite attitude control simulator ” ,1st IEEE international Symposium on systems and control in aerospace and astronautics ISSCAA 2006, jan. 19-21, 2006 , Harbin, CHINA.

7. Wertz J.R.,”Spacecraft Attitude Determination And Control”,Kluwer AcademicPublisher,1998.

8. M. Nasirean, H. Bolandi, S. A. K. Sedigh and A. R. Khogar, “ Design of a satellite attitude control simulator ” ,1st IEEE international Symposium on systems and control in aerospace and astronautics ISSCAA 2006, jan. 19-21, 2006 , Harbin, CHINA.