Archive of SID

#### جلد ۸ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۴ ص. ص . ۲۶– ۱۵

# 

# طراحی و پیادهسازی الگوریتم کنترل وضعیت برای یک ماهواره با مأموریت تصویربرداری استریو به کمک بستر تست سختافزار در حلقه

فرهاد فانی صابری<sup>(\*</sup>

دانشگاه صنعتی امیرکبیر، پژوهشکده علوم و فناوری فضایی

\*تهران، کد پستی: ۴۴۱۳–۱۵۸۷۵ f.sabery@aut.ac.ir

در این مقاله سناریوی تصویربرداری به صورت استریو توسط یک ماهواره سنجش از دور بیان میشود. سپس به منظور انجام مانورهای مورد نیاز جهت اجرای این سناریو توسط ماهواره، یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای انجام مانورهای زاویهٔ بزرگ و با استفاده از ۴ چرخ عکس العملی با ساختار هرمی طراحی میشود. این سیستم کنترل وضعیت به گونه ای طراحی میشود که قابلیت نشانه روی به سمت مرکز زمین و انجام مانورهای سریع و حفظ وضعیت مناسب ماهواره برای اخذ تصاویر مختلف از یک منطقهٔ مشخص و از زوایای گوناگون را برای ماهواره فراهم آورد. سپس یک بستر سختافزار در حلقه (Hardware in The Loop) الکوریتمهای کنترل وضعیت را به صورت زمان حقیقیو در یک بستر سختافزار، فراهم میآورد. در این بستر، مدل سازیبلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی وارد بر آن و مدل دقیق چرخهای عکس العملی و حسگرهای ژیروسکوپ در کامپیوتر شبیه ساز انجام میشود و عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده برای تحقق مأموریت تصویربرداری استریو، به صورت زمان حقیقی بررسی می شود.

**واژههای کلیدی:** کنترل وضعیت، ماهواره، سناریوی تصویربرداری استریو، شبیهساز بلادرنگ، بستر سختافزار در حلقه، چرخهای عکسالعملی

#### علائم و اختصارات

$ au_{gravity}$	گشتاور گرادیان جاذبه ای وارد بر پیکره ماهواره
T <sub>Command</sub>	گشتاور کنترلی مطلوب
T <sub>out</sub>	گشتاور کنترلی چرخهای عکسالعملی
$K_{f}$	ضريب گشتاور نسبت موتور
$U_d$	عدم تعادل دینامیکی
$U_s$	عدم تعادل استاتیکی
t <sub>rb</sub>	اغتشاشات ياتاقان موتور

۱. استادیار

دریافت مقاله: ۱/۲۶ + ۹۳/۰ ، تأیید مقاله: ۹۴/۰۸/۱۸

t <sub>r</sub>	اغتشاشات ريپل موتور
$T_{v}$	اصطكاك لزجى
$T_{f}$	اصطكاك كولمبى
	ضریب اصطکاک لزجی چرخ
λ	ضريب اغتشاش ديناميكي چرخها
	ضريب اغتشاش استاتيكي چرخها
d	فاصلهٔ محوری از مرکز چرخ
r	فاصلهٔ شعاعی از مرکز چرخ
$R_{w_i}$	فاصله چرخ <i>i</i> ام از مرکز جرم ماهواره
þ.	وضعیت چرخ ilم در لحظهٔ مورد نظر
$\varphi_{\tilde{l}}$	زاویهٔ عدم تعادل در وضعیت صفر چرخ iام

## Archive of SID

#### ۲ / فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴

	گشتاور اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی
f <sub>si</sub>	ناشی از انحراف مرکز جرم چرخ از محور
	چرخش
U <sub>si</sub>	گشتاور اغتشاشی استاتیکی
$C_s$	ضريب اصطكاك ياتاقان
$\phi$	زاويه وضعيت چرخ
$\phi_0$	وضعيت اوليه چرخ
В	ضریب ریپل موتور
Р	تعداد قطبهاى موتور
β	ضریب rest slop یاتاقان
$T_{f0}$	ضريب اصطكاك كولمبى
$V_{\max_m}$	حداكثر ولتاژ اعمالي از منبع
$\omega_{w_{max}}$	حد سرعت چرخ
$k_b$	ضريب فيدبك محدودكننده سرعت
$V_{EMF}$	ولتاژ معكوس القايي موتور
Κ	ضريب تناسبى كنترلر
D	ضريب مشتقى كنترلر

#### مقدمه

امروزه، کاربرد ماهوارههای با مأموریت تصویربرداری و با قابلیت جمع آوری اطلاعات سه بعدی در زمینه های تشخیص سطوح برف و یخ و تهیهٔ نقشههای جغرافیایی بسیار حائز اهمیت است. دراین راستا، تصویربرداری استریو به عنوان بهترین روش جمع آوری تصاویر و اطلاعات سه بعدی در این ماهوارهها مطرح می شود [۳- زمانی که ماهواره در حالت عکس برداری استریو عمل می کند، رؤیت یک نقطه از سطح زمین در دو زاویهٔ متفاوت مورد نیاز خواهد بود. در شکل (۱) تصویربرداری از یک منطقهٔ ویژه و به منظور بهدست آوردن تصاویر استریو و با انجام مانورهای همزمان ماهواره حول محورهای رل و پیچ نشان داده شده است. به منظور انجام سناریوی تصویربرداری نشان داده شده در شکل (۱)، مهم ترين وظيفة زيرسيستم كنترل وضعيت ماهواره، فراهم كردن قابلیت مانورهای با زاویهٔ بزرگ و سریع و همزمان حول محورهای رل و پیچبادقت کنترل و پایداری بالاست. لیکن کنترل ماهواره در حضور مانورهای با زاویهٔ بزرگ مسئلهای مهم و دشوار است. برخی از این دشواری ها عبارتند از: مشخصات غیرخطی معادلات حاکم بر سیستم، نیاز به گشتاورهای بزرگ و محدودیتهای مربوط به اشباع عملگرها. از طرفی در مانورهای بزرگ، دینامیکهای غیرخطی وضعیت در مدلسازی سیستم وارد شده و استفاده از روشهای خطیسازی و کنترل خطی را دشوار میسازد.

فرهاد فانى صابرى



**شکل ۱** – سناریوی تصویربرداری استریو

در مرجع [۴] مسئلهٔ کنترل وضعیت یک ماهواره با مأموریت تصویربرداری با روش کنترل پایدارسازی سه محوره، اندازهٔ حرکت صفر مطرح شده است. در این روش، کنترلکنندهٔ PID با به کارگیری خطای کواترنیون وضعیت، مورد طراحی قرار گرفته است. لیکن در این روش محدودیت اشباع عملگرها اعمال نشده است. در مرجع [۵]، کنترل وضعیت یک ماهواره با مانورهای سریع و با درنظر گرفتن محدودیت اشباع عملگرها مطرح می شود، لیکن در این مرجع اثر مدل چرخهای عکس العملی و اثر آن بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت درنظر گرفته نشده است. در مرجع [۶] یک روش جدیدکنترل برای ماهوارههای با مانورهای زاویهٔ بزرگ مطرح شده است. این روش کنترل بر اصول و ساختار کنترل کنندههای پیشبین غیرخطی استوار است؛ لیکن در این مرجع نیز محدودیتهای مربوط به اشباع عملگرها لحاظ نشده است. در مرجع [۷]، نشان داده شده است که از روش کنترل مود لغزشی می توان به منظور مانور زاویهٔ بزرگ ماهواره و در حداقل زمان استفاده کرد. ليكن در اين مقاله كنترل وضعيت تنها با استفاده از سه چرخ عکس العملی انجام شده است؛ بنابراین در صورت ایجاد هرگونه نقص در هر یک از چرخها، سیستم کنترل وضعیت دچار اختلال خواهد شد. در مرجع [۸]، یک سیستم کنترل وضعیت ماهواره با قابلیت مانورهای چرخشی سریع و با استفاده از چهار چرخ عکس العملی مطرح شده است. در مرجع [۹] کاربرد روش مطرح شده در مرجع [۸] برای تصویربرداری استریو که نیازمند دقت كنترل وضعيت بالا و دقت پايداري بالا به همراه مانورهاي چرخشی سریع ماهواره است، بیان شده است. در مرجع [۱۰]، روش بیان شده در مرجع [۸ و ۹] تعمیم داده شده و علاوه بر مدلسازی دقیق چرخهای عکسالعملی، اثر مدل دینامیکی و الکتریکی چرخها و محدودیتهای الکتریکی ناشی از اشباع آنها در سيستم كنترل وضعيت لحاظ شده است.

همچنین حصول اطمینان از عملکرد سیستم کنترل وضعیت طراحی شده در این مأموریتها، پیش از پرتاب ماهواره، اهمیت بهسزایی دارد. تست عملکرد این زیرسیستم، نیازمند شبیهسازی دینامیکی و ایجاد شرایط بیوزنی و خلا، در محیط آزمایشگاه است. از آنجا که آماده کردن چنین بستر تستی، پیچیده، پرهزینه و نیازمند تجهیزات سختافزاری گستردهای است [۱۲ و ۱۱]، ارائهٔ مکانیزمی جهت تست عملکرد این زیرسیستم و در عین حال صرفهجویی در هزینهها اهمیت ویژهای دارد. در این مقاله، بهمنظور انجام سناریوی تصویربرداری استریو توسط ماهواره، یک سیستم کنترل وضعیت مناسب با استفاده از ۴ چرخ عکس العملی با ساختار هرمی طراحی میشود. سیس یک بستر سختافزار در حلقه براى تست زمان حقيقى اين سيستم كنترل وضعيت طراحي و ساخته می شود. برای این منظور مدل سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره و اغتشاشات محیطی وارد بر ماهواره و حرکت مداری ماهواره و مدل چرخهای عکسالعملی و حسگرهای ژیروسکوپ در كامپيوتر شبيهساز صورت مى پذيرد و الگوريتم كنترل وضعيت بر روى الكترونيك وضعيت پيادهسازى و عملكرد أن بررسى خواهد شد. بستر سختافزار در حلقهٔ ارائه شده، قابلیت تست زمان حقیقی الگوریتم کنترل وضعیت را دارد. در ادامه اجزای اصلی بستر سختافزاری ساخته شده معرفی می شود و در نهایت با ارائهٔ نتایج تست سختافزارى الگوريتم كنترل وضعيت طراحى شده براى انجام سناریوی تصویربرداری استریو، عملکرد مناسب سیستم كنترل وضعيت ماهواره را نشان خواهيم داد.

# سناريوى تصويربردارى استريو

در این سناریو و مطابق شکل (۱)، با استفاده از قابلیت چرخش همزمان ماهواره حول محورهای رل و پیچ امکان تصویربرداری از یک منطقه مشخص و از زوایای دید مختلف را برای ماهواره فراهم خواهیم کرد.برای این منظور، مطابق شکل (۲) و همزمان با تغییر موقعیت ماهواره، لازم است که ماهواره حول محور رل و پیچ به صورت همزمان مانورهایی داشته باشد تا در نقاط ۱، ۲ و ۳ از منطقه مورد نظر تصویربرداری کند [۱۳].

بنابراین، با توجه به حداکثر نرخ چرخش وحداکثر زاویه چرخش ماهواره حول محورهای رل و پیچ و با درنظر گرفتن میدان دید دوربین ماهواره، مناطق قابل دسترس توسط دوربین ماهواره بر روی زمین تعیین شده و با مشخص کردن دقیق طول و عرض جغرافیایی منطقه مورد نظر (در شکل (۲)، با رنگ سبز رنگ مشخص شده است)، مانورهای مطلوب ماهواره جهت نشانهروی به سمت منطقهٔ تعیین شده محاسبه خواهد شد. برای ماهواره مورد

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / **۷۲** جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴

طراحی و با هدف تصویربرداری استریو از منطقه ای با طول و عرض جغرافیایی (۰ و ۲۹/۰۰-)، حداکثر زوایای مانور برای دو زاویهٔ دید مختلف در زمان ورود به منطقه قابل دسترسی دوربین و زمان خروج از منطقه قابل دسترسی به دست خواهد آمد. این زوایا در شکل (۳) محاسبه شده اند. در این محاسبه میدان دید دوربین ۳ درجه، ارتفاع مدار ماهواره ۷۵۰ کیلومتر و زاویهٔ شیب مداری ۹۸/۲ درجه منظور شده است [۱۳].



شکل ۲ – جهت گیری ماهواره برای انجام سناریوی تصویربرداری استریو



شکل ۳- مانورهای مورد نیاز برای تصویربرداری استریو

با توجه به شکل (۳)، مانورهای اصلی ماهواره در طراحی کنترلکنندهٔ وضعیت برای اخذ تصویر از دو وضعیت مختلف در دور مداری سوم مطابق جدول (۱) خلاصه می شوند [۱].

مصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴

{رل، پیچ، یاو} درجه از <i>به</i>	توضيح	مانور
{0, 30, 30} {5,-5,5} [0, 30, 30] {5,-5,5} {30, 30, 0} {30,	مانور از شرایط اولیه به وضعیت فرضی ۱ در مدت ۲۰۰ ثانیه	مانور ۱
{30,30,0} {0,0,0} sec] : مدت مانور] : مدت مانور	مانور از وضعیت فرضی ۱ بهوضعیت ندیر در مدت ۲۰۰ ثانیه	مانور ۲
{0,0,0} {30,-30,0} sec] ۴۰۰۶۰۰] : مدت مانور	مانور از وضعیت ندیر بهوضعیت فرضی ۲ در مدت ۲۰۰ ثانیه	مانور ۳
{30,−30,0} {0,0,0} sec] : مدت مانور	مانور از وضعیت فرضی ۲ بهسمت ندیر در مدت ۲۰۰ ثانیه	مانور ۴

**جدول ۱** – مانورهای مطلوب ماهواره برای سناریوی تصویربرداری استریو

با توجه به جدول (۱)، این مانورها بسیار سریع بوده و در حدود ۳۰ درجه در مدت زمان ۲۰۰ ثانیه هستند؛ لذا با توجه به نیاز به دقت بالای کنترل وضعیت ماهواره، سیستم کنترل وضعیت ماهواره باید به گونهای طراحی شود که با استفاده از چرخهای عکسالعملی، وضعیت ماهواره به صورت بسیار سریع کنترل شده و دقت کنترل و پایداری کافی برای عکسبرداری در حین چرخش را فراهم آورد.

# ساختار چرخهای عکسالعملی سیستم کنترل وضعیت

در عمل برای کنترل وضعیت ماهواره در هر سه محور از مجموعه چرخهای عکسالعملی یکپارچه استفاده میشود. برای این منظور از سه یا چهار چرخ، استفاده میشود. محل و مکان قرارگیری چرخها در مجموعه یکپارچه نقش بسزایی را در قانون کنترل ایفا میکنند و وضعیت قرارگیری محور آنها را با یک ماتریس بیان میکنند؛ بنابراین گشتاور حاصل از چرخها به صورت رابطهٔ (۱) محاسبه میشود [۱۴]:

$$\dot{h}_{w} = \begin{bmatrix} \dot{h}_{wx} & \dot{h}_{wy} & \dot{h}_{wz} \end{bmatrix} = C\dot{h}_{a} \tag{1}$$

در رابطهٔ فوق، ماتریس C بیانگر جهت قرارگیری چرخها و  $\dot{h}_a$  گشتاورهای حاصل از چرخش چرخهای عکسالعملی است. در این مقاله، عملگرهای اصلی ماهواره مشتمل بر ۴ چرخ عکسالعملی و با ساختار هرمی و مطابق شکل (۴) درنظر گرفته شده است [۱۶ و ۱۵].

در این ساختار ماتریس C از رابطهٔ (۲) محاسبه خواهد شد [۱۶]:

$$C = \begin{bmatrix} \cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\sin\beta & -\cos\alpha\sin\beta & \sin\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\sin\beta & -\cos\alpha\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix}$$
(Y)

فرهاد فانى صابرى



**شکل ۴**- ساختار چرخهای عکسالعملی[۱۶]

#### معادلات حركت ماهواره

سینماتیک یک ماهواره سه محوره، ارتباط بین سرعت زاویهای و زوایای اویلر را بیان میکند که به صورت رابطهٔ (۳) بیان میشود [۱۴]:  $\omega_x = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta - \omega_\circ \cos \theta \sin \psi$  (۳)  $\omega_y = \dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi - \omega_\circ (\cos \varphi \cos \psi + \sin \varphi \sin \theta \sin \psi)$  $\omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \phi - \omega_\circ (-\sin \varphi \cos \psi + \cos \varphi \sin \theta \sin \psi)$ 

در رابطهٔ (۳)،  $\begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix} = \omega$  سرعتهای زاویهای ماهواره،  $\omega_{\circ}$  سرعت مداری ماهواره به دور زمین و  $\varphi, \psi \in \Theta$  زوایای اویلر هستند. معادلهٔ (۳) را میتوان به صورت زیر بازنویسی کرد:  $\omega = \omega_{\alpha}(\Omega, \dot{\Omega}) - \omega_{c}(\Omega)$  (۴)

در رابطهٔ فوق 
$${}^T_{[\psi]} = \Omega = [ arphi = 0 \; [ arphi = 0 \; arphi = 0 \; arphi = 0 \; arphi = 0 \; arphi$$
 داشت:

$$\omega_{\alpha}(\Omega, \dot{\Omega}) = R(\Omega)\dot{\Omega} \tag{(a)}$$

$$R(\Omega) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}$$
( $\mathcal{F}$ )

همچنين :

$$\omega_c(\Omega) = \omega_0 a_2 \tag{Y}$$

$$A_{221} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ -\cos\theta \sin\psi + \sin\phi \sin\theta \cos\psi & \cos\phi \cos\psi + \sin\phi \sin\theta \sin\psi & \sin\theta \cos\theta \\ \sin\phi \sin\psi + \cos\phi \sin\theta \cos\psi & -\sin\phi \cos\psi + \cos\phi \sin\theta \sin\psi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix}$$

همچنین دینامیک ماهواره در حضور چرخهای عکسالعملی و  
گشتاور گرادیان جاذبهای به صورت معادلهٔ (۹) بیان میشود [۱۴]:  
$$J\dot{\omega} = \tau - \omega \times H + \tau_{gravity} - T_{out}$$
 (۹)

در رابطهٔ فوق  $T_{out}$  گشتاور کنترلی حاصل از چرخهای عکسالعملی است و  $\tau$ ، بیان کنندهٔ گشتاورهای خارجی وارد بر پیکرهٔ ماهواره نظیر گشتاور حاصل از پیشرانشها یا اغتشاشات محیطی و H اندازهٔ حرکت زاویه ای کل ماهواره است که به صورت (۱۰)  $H = J\omega + Ch_a$  (۱۰) در رابطهٔ فوق ماتریس I را ماتریس شبه اینرسی مینامند و عبارتند از:  $J = I - CI_{w}C^{T}$  (۱۱)  $J = I - CI_{w}C^{T}$  زاویه ای حاصل از چرخهای  $h_a$ 

:[۱۵] عکسالعملی است که به صورت (۱۲) محاسبه می شوند [۱۵]  $h_a = I_w C^T \omega + I_w \omega_w$  (۱۲)

 ${}^{\omega_w}$  مان اینرسی چرخها و  ${}^{w_w}_{W_1}, I_{W_2}, ..., I_{W_N}$  ممان اینرسی چرخها و  ${}^{w_w}_{W_1}, I_{W_2}, ..., I_{W_N}$  سرعت زاویه ای چرخهاست. بنابراین، گشتاور وارد شده بر محورهای اصلی ماهواره به صورت (۱۳) محاسبه می شوند:

 $T_{out} = \dot{h}_w = \begin{bmatrix} \dot{h}_{wx} & \dot{h}_{wy} & \dot{h}_{wz} \end{bmatrix} = C\dot{h}_a$  (۱۳)  $\dot{h}_a$  و ماتریس C بیانگر جهت قرارگیری چرخها و  $\ddot{h}_a$  گشتاورهای حاصل از چرخش چرخهای عکسالعملی است.

# مدلسازی چرخ عکس العملی

برای ارائهٔ یک مدل دقیق از چرخ عکسالعملی لازم است تا علاوه بر ارائهٔ مدلی منطبق بر معادلات دینامیکی آن، محدودیتهای ایجاد شده توسط هر قسمت نیز در مدل، مدنظر قرار گیرد. برای این منظور بلوک دیاگرام کلی حلقه کنترل وضعیت ماهواره در حضور چرخ عکسالعملی را به صورت شکل (۵) درنظر می گیریم [۱۷].



**شکل ۵**– مدل چرخهای عکسالعملی

مدل استفاده شده برای اجزای داخلی بلوک مربوط به چرخ عکس العملی مطابق شکل (۶) است که در ادامه تشریح خواهد شد [۱۷].

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۹۹ جلد ۸/ شمارهٔ ۲/ پاییز ۱۳۹۴





### بلوك كنترل كنندة جريان موتور

همان گونه که مشخص است چرخهای عکس العملی باید گشتاورهای مطلوب بهدست آمده از سیستم کنترل وضعیت  $T_{command}$  را تولید کنند. لیکن از آنجا که اندازه گیری مستقیم گشتاور چرخها امکان پذیر نیست، بنابراین با اندازه گیری جریان موتور چرخ و با فرض مشخص بودن پارامترهای موتور نظیر ضریب نسبت گشتاور  $K_f$ ، گشتاور چرخ تخمین زده می شود. سپس به منظور تولید گشتاور مطلوب باید یک حلقهٔ کنترل کنندهٔ جریان طراحی کرد تا جریان مطلوب را تولید کند. این حلقه در شکل (۷) نشان داده شده است [۱۷].



**شکل ۷**- حلقهٔ کنترل کنندهٔ جریان موتور در چرخ عکس العملی

این کنترل کننده باعث ایجاد یک قطب در حلقهٔ کنترل وضعیت می شود که با فرض دور بودن این قطب می توان از آن صرف نظر کرد. یعنی: 1 = G<sub>i</sub>(s)

# بلوک کنترل جریان بر اساس گشتاور

معمولاً برای جبران اثر گشتاورهای اغتشاشی ناشی از موتور بر ماهواره از یک کنترل کنندهٔ PI استفاده می شود. برای این منظور با استفاده از یک کنترل کننده تناسبی می توان خطای بین گشتاور خروجی  $u_{Out}$  و ورودی  $T_{Command}$  را به صفر رساند. برای این منظور حلقهٔ کنترل جریان بر اساس گشتاور در شکل (۸) را به صورت ساده زیر درنظرمی گیریم [۱۷]:



تابع تبدیل این حلقه به صورت رابطهٔ بهدست می آید.  

$$\frac{u_{out}}{T_e} = \frac{s}{s + \frac{K_f K_c}{I_{vi}}} \quad i = 1,2,3,4$$
(۱۴)

با درنظرگرفتن زمان حذف اغتشاشی برابر با ۴ ثانیه، با درنظرگرفتن زمان حذف اغتشاشی برابر با ۴ ثانیه، (۱۵) به معادله (۱۵) معادیر  $K_f = 0.015$  از برگه مشخصات به دست می آید. در محاسبهٔ فوق مقادیر  $K^f = I_{ii}$ از برگه مشخصات چرخ استخراج می شود و زمان ۴ ثانیه نیز توسط طراح انتخاب شده است.

$$\frac{k_f k_c}{I_{wi}} > 2.5 \Longrightarrow k_c > 0.01 \tag{10}$$

شایان ذکر است،  $K_f$  ضریب نسبت گشتاور موتور است که توسط شرکت سازنده در برگه مشخصات موتور ذکر می شود. همچنین اغتشاشات غالب و مؤثر ناشی از چرخهای عکس العملی که در دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره مؤثر ترهستند عبار تند از: عدم تعادل دینامیکی:  $U_d$  عدم تعادل استاتیکی: Sاغتشاشات ناشی از یاتاقانها:  $t_{rb}$  اغتشاشات ناشی از ریپل موتور:  $T_f + T_v$  اغتشاشات ناشی از ریپل موتور: گشتاورهای اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی و دینامیکی مستقیماً بر ماهواره وارد شده و بر دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری مؤثر هستند که به صورت معادلهٔ (۱۶) محاسبه می شوند [۱۸]:

$$T_{dw} = U_s + U_d \tag{15}$$

بنابراین گشتاور وارد شده بر ماهواره توسط چرخهای عکسالعملی به صورت معادلهٔ (۱۷) محاسبه خواهند شد:  $T_{Out} = u_{Out} + U_s + U_d$  (۱۷)

در رابطهٔ فوق  $u_{out}$  گشتاور خروجی کنترلی حاصل از چرخهای عکس العملی است که با توجه به محدودیتهای توان و گشتاور چرخ تولید می شود که در ادامه به محاسبهٔ آن پرداخته خواهد شد. اغتشاشات ناشی از یاتاقانها، ریپل موتور و اصطکاک بر سرعت چرخ عکس العملی مؤثر بوده که خود باعث تغییر در مقدار عدم تعادل دینامیکی و استاتیکی خواهند شد. این گشتاورها تنها بر

فرهاد فانى صابرى

$$T_e = T_f + T_v + t_{rb} + t_r \tag{1A}$$

در رابطهٔ (۱۸)،  $T_f$  مدل اصطکاک کولمبی چرخ بوده که در ادامه محاسبه خواهد شد و  $T_v$  گشتاور اصطکاک لزجی چرخ است که به صورت معادلهٔ (۱۹) محاسبه می شود:  $T_v = \lambda \omega_w$  (۱۹)

در رابطهٔ (۱۹)،  $\Lambda$  ضریب اصطکاک لزجی چرخ است. گستاور اغتشاشی عدم تعادل دینامیکی ناشی از عدم همراستایی زاویهای محور اصلی چرخ و محور چرخش است. این عدم تعادل به صورت دو جرم مساوی، m، در مقابل یکدیگر و با اختلاف ۱۸۰ درجه و به فاصلهٔ شعاعی، r، و به فاصلهٔ محوری D از مرکز چرخ مدل میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط میشود. امار (۲۰) و (۲۱) بیان میشوند [۱۸]: مروضعیت صفر چرخ ام است. همچنین ضریب اغتشاش دینامیکی در وضعیت صفر چرخ ام است. همچنین ضریب اغتشاش دینامیکی پرخها هستند که بهصورت معادلهٔ (۲۱) محاسبه میشوند [۱۸]:  $D_{di} = m_i r_i d_i$  i = 1,2,3,4 (۲۱) گشتاور اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی ناشی از انحراف مرکز

جرم چرخ از محور چرخش نیزبه صورتمعادلهٔ (۲۲) محاسبه می شود [۱۸]:

$$f_{si} = D_{si}\omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}).\vec{a}_1 + D_{si}\omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}).\vec{a}_2$$
 (۲۲)  
ضریب اغتشاش استاتیکی چرخها هستند که بهصورت (۲۲)

محاسبه می شوند [۱۸]:

$$D_{si} = m_i r_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \tag{YW}$$

$$U_{si} = R_{wi} \times f_{si} \tag{YF}$$

فاصلهٔ چرخ 
$$i$$
ام از مرکز جرم ماهواره است.  $R_{w_i}$ 

اغتشاشات ایجاد شده توسط یاتاقان موتور به واسطهٔ عدم تطابق مرکز محور موتور و یاتاقان ایجاد می شود. این اغتشاش فرکانسی برابر با فرکانس چرخش موتور دارد و به صورت (۲۵) مدل می شود [۱۸]:

$$t_{rb} = C_s \sin(\phi + \phi_0) \tag{7a}$$

در رابطهٔ فوق،  $C_s$  ضریب اصطکاک یاتاقان،  $\phi$  زاویهٔ وضعیت چرخ و  $\phi_0$  وضعیت اولیهٔ چرخ است. اغتشاش ناشی از ریپل موتور با فرکانس برابر فرکانس چرخش موتور ایجاد می شود و آن را به صورت رابطهٔ (۲۶) می توان مدل کرد [۱۸]: فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۱ جلد ۸/ شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۴

$$\left|I_{m}\right| \leq \left|(V_{MAX_{w}} - V_{EMF})/k_{b}\right| \tag{71}$$

ولتاژ متناظر با  $V_{MAX_w}$  ولتاژ متناظر با  $k_b$  فریب فیدبک محدودکننده سرعت و  $V_{MAX_w}$  ولتاژ منبع نیز سرعت ماکزیمم مجاز برای موتور می اشد. ماکزیمم ولتاژ منبع نیز باعث محدود شدن سرعت موتور بر اساس فرمول زیر می شود [۱۹]:

$$V_{EMF} < V_{\max_m} \longrightarrow k_f \omega_w < V_{\max_m}$$
(TY)

همچنین مقاومت سیم پیچ موتور باعث ایجاد محدودیتی بهصورت زیر در جریان می شود [۱۹].

$$\left|I_{m}\right| \leq \left|\frac{V_{\max_{max_{max_{m}}}m} - V_{EMF}}{R}\right| \tag{WY}$$

 $V_{\max}$  ماکزیمم ولتاژ اعمالی به موتور و  $V_{EMF}$  ولتاژ معکوس القایی موتور است. عامل دیگر محدودکننده گشتاور محدودیت توان میباشد. در این حالت با فرض اینکه توان تلفاتی ثابت  $p_q$  و توان تلف شده در مدار کنترلی  $a.I_m.V_{\max}$  باشد و حداکثر ولتاژ قابل اعمال به موتور ۱ ولت کمتر از ولتاژ منبع و برابر با  $V_{\max}$  میباشد. در این صورت رابطهٔ (۳۴) برای حداکثر جریان اعمالی به موتوربر قرار است [۱۹]:

$$p_{\max} - p_q > I_m^2 R_r + a. |I_m| V_{\max_m} + \omega_w I_m k_f$$
 (YY)

مشخصات چرخ عکس العملی مورد استفاده در این مقاله مطابق جدول (۲) درنظر گرفته شدهاند [۲۱]:

I <sub>wi</sub>	ممان اینرسی چرخ عکسالعملی	$\cdot / \cdot \lambda \mathcal{F} Kgm^2$
$K_f$	ضريب تناسب جريان موتور	۰/۰۱۷۵
D <sub>di</sub>	ضريب اغتشاش ديناميكي	۳ ×۱۰-۶
D <sub>si</sub>	ضريب اغتشاش استاتيكي	۲/۲ ×۱۰ <sup>-۶</sup>
β	ضريب rest slop	۴
$T_{f0}$	ضريب اصطكاك كولمبي	<b>*</b> ×1·⁻ <sup>*</sup>
R <sub>r</sub>	مقاومت موتور	•/•٨
$t_{rb} + t_r$	اغتشاشات ناشی از یاتاقانها و ریپل موتور	۴ × ۱۰-۲
λ	ضريب اصطكاك لزجي	۳×1۰ <sup>-۴</sup>

جدول ۲ – پارامترهای چرخ عکس العملی [۲۱]

لذا منحنی گشتاور – سرعت چرخهای عکس العملی استفاده شده در این مقاله مطابق شکل (۹) بهدست می آید. طراحي و پيادهسازي الگوريتم كنترل وضعيت براي يک ماهواره با مأموريت تصويربرداري استريو ....

$$t_r = B\sin(3P\theta) \tag{(77)}$$

که در آن B ضریب ریپل موتور و P تعداد قطبهای موتور است.

## اصطکاک (کولمبی)

برای طراحی کنترل کننده و تعیین میزان گشتاور فرمان چرخ باید یک مدل مناسب برای اصطکاک در دسترس باشد. برای این منظور از مدل دینامیکی ارائه شده در [۱۸] استفاده شده است.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{w} \\ \dot{T}_{f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{w}^{-1}(u_{out} - I_{w}C^{T}\dot{\omega}) \\ \beta \omega_{w}(T_{f}sign(\omega_{w}) - T_{f0})^{2} \end{bmatrix}$$
(YY)

که در رابطهٔ (۲۶)  $\beta$  ضریب rest slop یاتاقان و  $T_{f0}$  ضریب اصطکاک کولمبی است [۱۸]. برای تقریب زدن تابع sign از تابع sign اصطکاک کولمبی است  $(\Lambda)$ . برای تقریب زدن تابع  $\alpha = 0.88$  ا استفاده می شود و  $\alpha = 0.88 = \alpha$  درنظر گرفته sign $(\omega_w) = \tanh(\frac{\omega_w}{1-\alpha})$  می شود. لذا، با توجه به شکل (۸)،  $u_{out}$  به صورت (۲۸) به دست می آید:

$$u_{out} = K_f I_m - T_e \tag{(YA)}$$

و  $I_m$  نیز به صورت (۲۹) محاسبه خواهد شد:

$$I_m = \frac{T_{Command}}{K_f} + G(s)(\omega_w - \omega_{out})$$
(Y9)

در رابطهٔ (۲۸) T<sub>Command</sub>، گشتاور کنترلی حاصل از زیرسیستم کنترل وضعیت است که به صورت رابطهٔ (۳۰) محاسبه می شود:

$$T_{Command} = C^{-1} u_{control} \tag{(\mathcal{T})}$$

در رابطهٔ فوق  $u_{control}$  قانون کنترل تناسبی– مشتقی است که در ادامه طراحی خواهد شد. شایان ذکر است، این جریان پس از اعمال محدودیتهای توان، گشتاور و سرعت چرخ به موتور اعمال می شود. بنابراین، در ادامه به بررسی این محدودیتها خواهیم پرداخت.

### محدودیتهای توان و گشتاور

ساختار فیزیکی و محدودیتهای منبع باعث ایجاد قیدهایی در مدل چرخ عکس العملی می شوند که در ادامه مورد بررسی قرار خواهند گرفت. محدودیت سرعت توسط دو عامل اصلی ایجاد می شود: ۱- حداکثر ولتاژ اعمالی از منبع ( $m_{xx}$ )؛ ۲- به منظور جلوگیری از افزایش بیش از حد سرعت چرخ بسی»، یک مدار محدودکننده سرعت در ساختار چرخ در نظر گرفته می شود. برای مدل کردن این مدار می توان از یک فیدبک منفی سرعت با بهرهٔ بزرگ استفاده کرد تا با افزایش سرعت موتور، باعث کاهش سریع سرعت موتور شود. در این حالت جریان موتور به صورت (۳۱) محدود می شود [۱۹]: فرهاد فانى صابرى

$$\begin{aligned} x^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix}, \ \tau_{gravity} = 3\omega_o^2 a_3^{\times} J a_3 \qquad (\texttt{MV}) \\ & \text{ matrix} \quad \text{matrix} \quad \text{matrix}$$

وضعیت مطلوب ماهواره است. لذا، *ن*ا به صورت رابطهٔ (۳۹) خواهد بود:

$$\dot{V} = \omega_{\alpha}^{T} [\omega_{o} J a_{2}^{\times} \omega_{\alpha} - \omega \times J \omega - \omega \times (Ch_{a}) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_{f}) + \tau_{gravity} - T_{out}]$$

$$\dot{V} = \omega^{T} [-\omega^{2} a^{\times} I a_{z} - \omega \times (Ch_{z})]$$
(Y9)

$$V = \omega_{\alpha} [ \omega_{o} u_{2} \Im u_{2} - \omega_{A} (C u_{a}) + R^{-T}(\Omega) K(\Omega - \Omega_{f}) + \tau_{gravity} - T_{out} ]$$
  
+  $R^{-T}(\Omega) K(\Omega - \Omega_{f}) + \tau_{gravity} - T_{out} ]$   
با توجه به أنكه رابطهٔ (۴۰) برقرار است:

$$\omega_{\alpha}^{T}(-\omega \times J\omega + \omega_{o}Ja_{2}^{\times}\omega_{\alpha}) = \omega_{\alpha}^{T}(\omega_{o}^{2}Ja_{2}^{\times}Ja_{2}) \qquad ((*)$$

صورت زیر بهدست می اید [۱۰]:

$$T_{out} = -\omega_o^2 a_2^{\times} J a_2 - \omega \times (Ch_a)$$
  
+  $R^{-T}(\Omega) K(\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D\omega_{\alpha}$  (\*1)

در رابطهٔ (۴۱) D ماتریس مثبت معین است. بنابراین، با استفاده از قانون کنترل فوق  $0 \ge v$  خواهد بود. با استفاده از قانون کنترل فوق v تنها زمانی صفر میشود که  $\Omega_f = \Omega$ . بنابراین، با استفاده از این قانون، کنترل دینامیک غیرخطی ماهواره به صورت مجانبی پایدار خواهد بود. از دیدگاه انرژی، ترم ( $Ch_a$ )× $\omega$ در پایداری و عملکرد ماهواره اثر نداشته و قابل صرفنظر کردن است. بنابراین، قانون کنترل به صورت رابطهٔ (۴۲) ساده میشود [۱۰]:

$$T_{out} = T_{Command} = -\omega_o^2 a_2^* J a_2$$

$$+ R^{-T}(\Omega) K(\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D\omega_\alpha$$
(FY)

همچنین با انتخاب مناسب ماتریسهای K و D، ترمهای همچنین با انتخاب مناسب ماتریسهای K و D، ترمهای  $\tau_{gravity}$ و مقدار آن ها در مقایسه با سایر ترمها به اندازهای کوچک است که قابل صرفنظر کردن خواهد بود. بنابراین، قانون کنترل را می توان به صورت رابطهٔ (۴۳) ساده کرد:  $T_{out} = T_{command} = R^{-T}(\Omega)K(\Omega - \Omega_r) + D\omega_{\alpha}$  (۴۳)

و (۱۱) سرعت چرخش هر یک از چرخها از رابطه (۲۳) به دست  
میآیند (معادلهٔ ۴۴):  
$$\omega_w = I_w^{-1}(h_a - I_w C^T \omega)$$
 (۴۴)

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴



به منظور بررسی صحت مدل سازی ماژول چرخ عکس العملی، منحنی سرعت – گشتاور چرخ عکس العملی مورد استفاده (شکل ۹) با منحنی سرعت – گشتاور رسم شده در کاتالوگ چرخ مقایسه شده است. این منحنی در شکل (۱۰) نمایش داده شده است [۲۱].



**شکل ۱۰** – منحنی سرعت – گشتاور چرخ عکس العملی مطابق کاتالوگ [۲۱]

با مقایسهٔ شکل (۹) و شکل (۱۰) و درنظر گرفتن ممان اینرسی چرخ مطابق جدول (۲)، تطابق این دو شکل با یکدیگر بهطور شفاف مشخص خواهد شد.

# طراحي كنترل كنندة وضعيت

بهمنظور طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره را به صورت رابطهٔ (۳۵) بازنویسی میکنیم. برای این منظور از رابطهٔ (۴) داریم:  $\dot{\Omega} = R^{-1}(\Omega)\omega_{\alpha}$  (۳۵) همچنین از رابطه (۳)، (۴) و (۸) خواهیم داشت:  $J\dot{\omega}_{\alpha} = \omega_{o}Ja_{2}^{\times}\omega - \omega \times H + \tau_{gravity} - T_{out}$  (۳۶) در رابطهٔ فوق داریم:

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۲ جلد ۸/ شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۴

عملکرد بستر سختافزار در حلقهٔ طراحی شده که در شکل (۱۲) نیز نشان داده شده است، بدین صورت است: ابتدا، در بخش رابط کاربری نرمافزاری طراحی شده در محیط لبویو، باید مشخصات ماهواره شامل ممان اینرسی، ویژگی های جرمی و هندسی آن و شرایط اولیهٔ وضعیت و سرعتهای زاویه ای مورد نظر پس از پرتاب و نیز مشخصات مداری ماهواره و مشخصات چرخهای عکس العملی و ژیروسکوپها در نرمافزار وارد شود.



**شکل ۱۱** – رابط کاربری گرافیکی سختافزار در حلقه

سپس با شروع شبیه سازی بلادرنگ، داده های وضعیت حاصل از مدل DLL شبیه سازی، به محیط مانیتورینگ در نرمافزار لب ویو وارد می شوند. سیستم سخت افزار در حلقه، به منظور تست سیستم کنترل وضعیت ماهواره، مطابق با ساختار ارائه شده، پیاده سازی شده است. شکل (۱۲) نمایی از بستر سخت افزاری پیاده سازی شده را نشان می دهد.



**شکل ۱۲** – بستر تست سختافزار در حلقه

در این ساختار، اطلاعات و خروجی حسگرها و بخش تعیین وضعیت ماهواره از طریق مدل DLL شبیهسازی ساخته می شوند، و پس از انتقال به محیط مانیتورینگ، از طریق پورت سریال به بخش

## سیستم سختافزار در حلقه

ساختار کلی سیستم سختافزار در حلقه طراحی شده دارای ۳ بخش اصلى است كه عبارتند از: كامپيوتر شبيهساز، الكترونيك وضعيت سیستم کنترل وضعیت ماهواره و همچنین یک مدار واسط برای تبادل داده میان کامپیوتر شبیهساز و الکترونیک کنترل وضعیت که می تواند یک کارت واسط ۱/۵ یا پورتهای سریال یا موازی کامپیوتر شبیهساز باشد [۲۰]. وظایف کامپیوتر شبیهساز در سیستم سختافزاری طراحی شده عبارتند از: ۱) شبیهسازی حرکت مداری، دورانی ماهواره، اغتشاشات محیطی و مدلسازی عملگرها و حسگرها ۲) فراهم آوردن یک رابط کاربری مناسب برای مانیتورینگ عملکرد سیستم سختافزار در حلقه. برای مدل سازی دینامیکی ماهواره و اغتشاشات محیطی، یک مدل شبیه سازی در محیط سیمولینک نرمافزار متلب<sup>۲</sup> طراحی شده است. در این مدل، شبیهسازی دقیق حرکت مداری ماهواره، شبیهسازی میدان مغناطیسی زمین، حرکت دورانی ماهواره، گشتاورهای اغتشاشی وارد شده بر پیکره ماهواره مدل دقیق چرخهای عکس العملی و ژیروسکوپ پیاده سازی شده است. مدل شبیهساز مورد نظر بر اساس مدل دقیق ریاضی هر یک از موارد مذکور پیادهسازی شده است. پس از پیادهسازی مدل شبیهساز در محیط سیمولینک، گام بعدی تحقق اجرای مدل شبیهساز به صورت زمان حقیقی است. برای تحقق این مسئله از قابلیتهای نرمافزار لبویو و متلب، همزمان استفاده شده است. جعبه افزار شبیهسازی ارتباط أنرمافزار لبويو شامل ابزارى براى بخش ابزار زمان حقيقي نرمافزار متلب $^{6}$  است که مدل شبیه ساز مورد نظر را به کد زبان  $\mathrm{C}$  تبدیل می کند. سپس با استفاده از ویژوال C++، کد C تولید شده به مدل ${}^{2}\mathrm{DLL}$  تبدیل می شود که این مدل DLL قابلیت فراخوانی در نرمافزار لبویو و پیادهسازی زمان حقیقی مدل شبیهساز را دارد. وظیفهٔ دوم كامپيوتر شبيهساز در بستر سختافزارى طراحى شده فراهم آوردن رابط کاربری برای مانیتورینگ سیگنالها و دادههای مورد نظر است. نرمافزار رابط كاربري مانيتورينگ نيز با استفاده از نرمافزار لبويو طراحي و پیادهسازی شده است. علت استفاده از این نرمافزار، توانمندی آن در ایجاد یک محیط گرافیکی مناسب برای مشاهدهٔ سیگنالها و مانیتورینگ وضعیت است. شکل (۱۱) نمایی از رابط گرافیکی طراحی شده را نمایش داده است. در بستر تست ساخته شده، جهت مبادلهٔ داده میان کامپیوتر شبیهساز و بخش الکترونیک وضعیت از پروتکلهای ارتباطى سريال RS232 كامپيوتر شبيهساز استفاده شده است. نحوه

- 4. Simulation Interface Toolit
- 5. Matlab Real Time Workshop
- 6. Dynamic Link Library

<sup>2.</sup> MATLAB

<sup>3.</sup> LabVIEW

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴

الکترونیک وضعیت ارسال میشوند و بخش الکترونیک وضعیت ماهواره، این دادهها را به عنوان دادههای خروجی بخش تعیین وضعیت مورد استفاده قرار میدهد. در بخش الکترونیک وضعیت و بر اساس دادههای دریافتی نظیر سرعت زاویهای و وضعیت ماهواره، گشتاور کنترلی مطلوب چرخهای عکسالعملی مطابق قانون کنترل طراحی شده در مدلسازی چرخ عکسالعملی محاسبه میشود و فرمان کنترلی متناظر از طریق پورت سریال به کامپیوتر شبیهساز و بخش مانیتورینگ ارسال میشوند. در مدل *DLL* نیز با اعمال این رضعیت جدید به بخش مانیتورینگ ارسال میشوند. این حلقه به وضعیت جدید به بخش مانیتورینگ ارسال میشوند. این حلقه به طور پیوسته و زمان حقیقی ادامه مییابد و در نهایت میتوان عملکرد سیستم کنترل وضعیت را مورد ارزیابی قرار داد.

# نتایج تست سیستم کنترل وضعیت، بهصورت سختافزار در حلقه

در این بخش، نتایج تست سختافزار در حلقهٔ الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده به منظور انجام سناریوی تصویر برداری استریو مطابق مانورهای جدول (۱) ارائه می شود. برای انجام تست، ماهواره مورد نظر در یک مدار با ارتفاع پایین با ارتفاع ۷۵۰ کیلومتری و شیب مداری ۹۸/۲ درجه درنظر گرفته شده است. مشخصات ممانهای اینرسی ماهواره در دستگاه مختصات اصلی بدنهٔ ماهواره به صورت رابطهٔ (۴۵) درنظر گرفته شده است.

$$J = \begin{bmatrix} 389.99 & -3.28 & -11.57 \\ -3.28 & 391.83 & -7.42 \\ -11.57 & -7.42 & 176.58 \end{bmatrix} Kgm^2$$
(4)

سرعتهای زاویه ای اولیهٔ محورهای Y،X و Z ماهواره نیز در این حالت به ترتیب ۳ درجه بر ثانیه، ۳ درجه بر ثانیه و ۳ درجه بر ثانیه درنظر گرفته شده است. در این تستها، دادههای مربوط به تعیین وضعیت ماهواره و گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره شامل گشتاور گرادیان جاذبه ای، آیرودینامیکی، مغناطیسی و تشعشعات خورشیدی مستقیماً از مدل شبیه ساز استخراج می شوند. مشخصات چرخهای عکس العملی نیز مطابق مشخصات بیان شده در مرجع [۹–۸]است که در آن محدودیت حداکثر گشتاور ۷/۷۰ نیوتن متر، حداکثر توان ۴۷۰ وات، حداکثر جریان ۳۸/۸۵ آمپر و حداکثر سرعت چرخش ۹۷۶۰۰۰ ایرای آن ها لحاظ شده است. همچنین ضرایب کنترل کنندهٔ وضعیته صورت رابطهٔ (۴۶) انتخاب می شوند:

 $D = 0.5 \begin{bmatrix} 188.68 & 0 & 0 \\ 0 & 190 & 0 \\ 0 & 0 & 85.81 \end{bmatrix}, K = 0.5 \begin{bmatrix} 56.45 & 0 & 0 \\ 0 & 57.7 & 0 \\ 0 & 0 & 50.88 \end{bmatrix}$  (**f**\$*F*) ichoice integrable integra

فرهاد فانى صابرى

الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده در بستر سخت افزار در حلقه را برای انجام مانورهای جدول (۱) نمایش می دهد. همان گونه که از این شکل ها مشخص است مانورهای مورد نیاز ماهواره برای انجام سناریوی تصویربرداری استریو بادقت کنترل و پایداری مناسب در مدت زمان مطلوب انجام شده است. شکل (۱۶) نیز گشتاور تولید شده توسط هر یک از چرخهای عکس العملی و شکل (۱۷)، سرعت چرخش هر یک از چرخهای عکس العملی و شکل (۱۷)، سرعت می دهد. با توجه به این شکل ها مشخص است که محدودیت های چرخهای عکس العملی در انجام سناریوی تصویربرداری به خوبی اعمال شده است. همچنین توان مصرفی چرخهای عکس العملی نیز در شکل (۱۸) نشان داده شده است.



شکل ۱۳ – وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویهٔ رل)



شکل ۱۴ – وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویهٔ پیچ)



شکل ۱۸ - توان مصرفی چرخهای عکس العملی

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی /

200

150 -

100

50

0

-50

00.00

Time(Sec.)

Amplitude

جلد ۸ / شمارهٔ ۳ / پاییز ۱۳۹۴

#### نتيجه گيرى

در این مقاله، ابتدا سناریوی تصویربرداری به صورت استریو توسط یک ماهوارهٔ سنجش از دور بیان شد. سپس به منظور انجام مانورهای مورد نیاز برای اجرای این سناریو توسط ماهواره، یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای مانورهای زاویهٔ بزرگ و با استفاده از ۴ چرخ عکس العملی با ساختار هرمی طراحی شده و سپس یک بستر سخت افزار در حلقه برای تست عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره ارائه شد. در این بستر، مدل سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی وارد بر آن و مدل دقیق چرخهای عکس العملی و حسگرهای ژیروسکوپ در کامپیوتر شبیه ساز انجام شده و عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده برای تحقق اهداف کنترلی مشخص شده، به صورت زمان حقیقی مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج تست سخت افزاری نشان می دهد ساختار کنترل وضعیت ماهواره و الگوریتم طراحی شده قابلیت به مورد ارزیابی قرار گرفت. ماهواره و الگوریتم طراحی شده قابلیت به یاخبام رساندن سناریوی تصویربرداری استریو با دقت کنترل و دقت پایداری مناسب را برای ماهواره فراهم می آورد.

## مراجع

- [1] Bolandi, H., Fani Saberi, F. and Vaghei, B.G., "Design of a Supervisory Adaptive Attitude Control (SAAC) System for Stereo-Imagery Satellite Based on Multiple Model Control with Switching," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, Vol. 6, No. 10, 2010, pp. 4675–4692.
- [2] Bolandi, H., Fani Saberi, F. and Vaghei, B.G., "Large-Angle Maneuver Attitude Control for a Stereo Imaging Satellite Using Along-Track and Across-Track Maneuvers," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 2, Winter 2009, pp. 9-15.
- [3] Savopol, F. and Armenakis, C., "Modelling of the IRS-1C Satellite Pan Stereo-Imagery Using the DLT Approach,"



شکل ۱۵ – وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویهٔ یاو)



شکل ۱۶ – گشتاورهای کنترلی چرخهای عکسالعملی



شکل ۱۷ – سرعت چرخهای عکسالعملی

فرهاد فانى صابرى

Actuated Satellite," *Acta Astronica*, Vol. 65, Issue 11-12, 2009, pp 1813-1825.

- [13] Fani Saberi, F. "Design and Modeling of a 3-Axis Attitude Determination and Control System for a Satellite to Achieve Imaging Using Combination of Along-Track and Across-Track," (Thesiss PhD), Department of Electrical Engineering Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran, 2011.
- [14] Marcel, S., Spacecraft Dynamics and Control, Combridge University Press, 1997.
- [15] Bang, H., Tahka, M.J. and Cho, H. D., "Large Angle Attitude Control of Spacecraft with Actuator Saturation," *Control Engineering Practice (Elsevier)*, Vol.11, Issue 9, 2003, pp. 989–997.
- [16] Hablani, H. B., "Sun-tracking Commands and Reaction wheel Sizing with Configuration Optimization," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 17, No. 4, 1994, pp.805-814.
- [17] Shengmin, Ge, and Cheng, H., "A Comparative Design of Satellite Attitude Control System with Reaction Wheel," *Proceedings of the First NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems, IEEE*, 2006.
- [18] Masteron, R.A., Miller, D.W. and Grogan, R.L., "Development and Validation of Reaction Wheel Disturbance Models: Empirical Model," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 249, No. 3, 2002, pp. 575-598.
- [19] Azarnoush, H., Fault Diagnosis in Spacecraft Attitude Control System, (Thesis M.Sc.), Concordia University, Canada, 2005.
- [20] Bolandi, H., Haghparast, M., Saberi, F.F., Vaghei B.G. and Smailzadeh, S.M., "On-Board Electronic of Satellite Attitude Determination and Control Subsystem: Design and Test in Hardware in the Loop Test Bed," *The Journal of Institute of Measurement and Control*, Vol. 45, No. 5, 2012, pp. 151-157.
- [21] RWA-15 High Torque reaction wheel, Datasheet, Space & Navigation Company.

*ISPRS Commission IV Symposium on GIS*, Vol. 32, No. 4, Center for Topographic Information (CTI),1998.

- [4] Wang, Q., Yuan, J. and Zhu, Z., "The Application of Error Quaternion and PID Control Method in Earth Observation Satellite's Attitude Control System," Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2006. ISSCAA 2006, 1<sup>st</sup> International Symposium on, IEEE, 2005.
- [5] Hyochoong, B., Min-Jea, T. and Hyung-Don, C., "Large Angle Attitude Control of Spacecraft with Actuator Saturation," *Control Engineering Practice (Elsevier)*, Vol. 11, No. 9, 2003, pp. 989–997.
- [6] Crassidis, J.L., Landis Markley, F., Anthony, T.C. andAndrews, S.F., "Nonlinear Predictive Control of Spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 6, 1997, pp. 1096–1103.
- [7] Jan, Y.W. and Chiou, J.C. "Minimum-Time Spacecraft Maneuver using Sliding-Mode Control," *Acta Astronautica* (*Elsevier*), Vol. 54, Issue 1, 2003, pp. 69 – 75.
- [8] Bolandi, H. and Fani Saberi, F., "Attitude Control of a Stereo-Imagery satellite with Large-Angle Maneuvers using Reaction Wheels," 7<sup>th</sup> International Conference of Aerospace, Sharif University, Tehran, Iran, 2007.
- [9] Bolandi, H. and Fani Saberi, F., "Attitude Control of a Stereo-Imagery Satellite with Combination of Along-Track and Across-Track Maneuvers," 8<sup>th</sup> International Conference of Aerospace, Maleke Ashtar University, Shahinshahr, Esfehan, Iran, 2008.
- [10] Bolandi, H., Fani Saberi, F. and Eslami Mehrjardi, A., "Design of Attitude Control System of a Satellite with Large Angle Maneuvers Considering of Reaction Wheels Model and Restrictions", *Journal of Space Engineering*, Vol. 1, No. 1, pp. 20, 2011.
- [11] Schwartz, J.A., Prck, M.A. and Hall, C.D. "Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators," *Journal* of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, No. 4, 2003, pp 513-522.
- [12] Bayat, F., Bolandi, H. and Jalali, A.A., "A Heuristic Design Method for Attitude Stabilization of Magnetic