

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

فرهاد فانی صابری<sup>\*۱</sup>

دانشگاه صنعتی امیرکبیر، پژوهشکده علوم و فناوری فضایی

\*تهران، کد پستی: ۴۴۱۳-۱۵۸۷۵

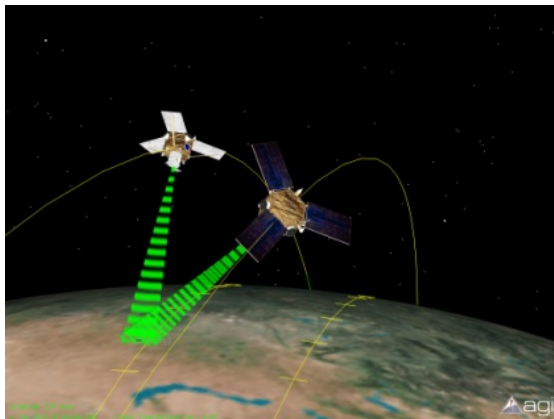
f.sabery@aut.ac.ir

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 زاویه بزرگ و با استفاده از ۴ چرخ عکس‌العملی با ساختار هرمی طراحی می‌شود. این سیستم کنترل وضعیت به گونه‌ای طراحی می‌شود که قابلیت نشان‌دهی به سمت مرکز زمین و انجام مانورهای سریع و حفظ وضعیت مناسب ماهواره برای اخذ تصاویر مختلف از یک منطقه مشخص و از زوایای گوناگون را برای ماهواره فراهم آورد. سپس یک بستر سخت‌افزار در حلقه (Hardware in The Loop) جهت تست عملکرد سیستم کنترل وضعیت طراحی شده، ارائه می‌شود. این بستر سخت‌افزاری، قابلیت تست الگوریتم‌های کنترل وضعیت را به صورت زمان حقیقی در یک بستر سخت‌افزاری، فراهم می‌آورد. در این بستر، مدل‌سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی وارد بر آن و مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی و حسگرهای ژيروسکوپ در کامپیوتر شبیه‌ساز انجام می‌شود و عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده برای تحقق مأموریت تصویربرداری استریو، به صورت زمان حقیقی بررسی می‌شود.

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

		علائم و اختصارات
$t_r$	اغتشاشات ریبل موتور	$\tau_{gravity}$ گشتاور گرادیان جاذبه ای وارد بر پیکره ماهواره
$T_v$	اصطکاک لزجی	$T_{Command}$ گشتاور کنترلی مطلوب
$T_f$	اصطکاک کولمبی	$T_{out}$ گشتاور کنترلی چرخ‌های عکس‌العملی
	ضریب اصطکاک لزجی چرخ	$K_f$ ضریب گشتاور نسبت موتور
$\lambda$	ضریب اغتشاش دینامیکی چرخ‌ها	$U_d$ عدم تعادل دینامیکی
	ضریب اغتشاش استاتیکی چرخ‌ها	$U_s$ عدم تعادل استاتیکی
$d$	فاصله محوری از مرکز چرخ	$t_{rb}$ اغتشاشات یاتاقان موتور
$r$	فاصله شعاعی از مرکز چرخ	
$R_{w_i}$	فاصله چرخ نام از مرکز جرم ماهواره	
	وضعیت چرخ نام در لحظه مورد نظر	
$\phi_i$	زاویه عدم تعادل در وضعیت صفر چرخ نام	

۱. استادیار



شکل ۱- سناریوی تصویربرداری استریو

در مرجع [۴] مسئله کنترل وضعیت یک ماهواره با مأموریت تصویربرداری با روش کنترل پایدارسازی سه محوره، اندازه حرکت صفر مطرح شده است. در این روش، کنترل کننده 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 در نظر گرفتن محدودیت اشباع عملگرها مطرح می شود، لیکن در این مرجع اثر مدل چرخ های عکس العملی و اثر آن بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت در نظر گرفته نشده است. در مرجع [۶] یک روش جدید کنترل برای ماهواره های با مانورهای زاویه بزرگ مطرح شده است. این روش کنترل بر اصول و ساختار کنترل کننده های پیش بین غیرخطی استوار است؛ لیکن در این مرجع نیز محدودیت های 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 زاویه بزرگ ماهواره و در حداقل زمان استفاده کرد. لیکن در این مقاله کنترل وضعیت تنها با استفاده از سه چرخ عکس العملی انجام شده است؛ بنابراین در صورت ایجاد هرگونه نقص در هر یک از چرخ ها، 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 کنترل وضعیت بالا و دقت پایداری بالا به همراه مانورهای چرخشی سریع ماهواره است، بیان شده است. در مرجع [۱۰]، روش بیان شده در مرجع [۸ و ۹] تعمیم داده شده و علاوه بر مدل سازی دقیق چرخ های عکس العملی، اثر مدل دینامیکی و الکتریکی چرخ ها و محدودیت های الکتریکی ناشی از اشباع آن ها در سیستم کنترل وضعیت لحاظ شده است.

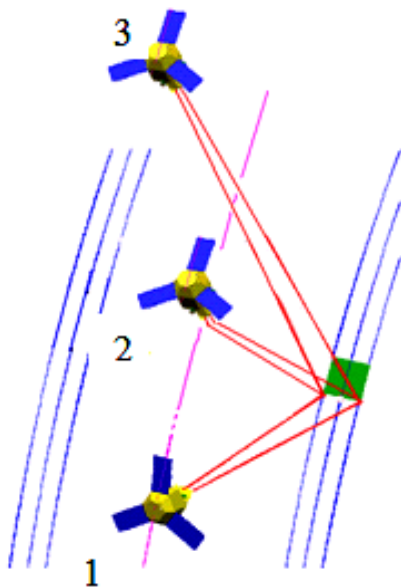
گشتاور اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی

$f_{si}$	ناشی از انحراف مرکز جرم چرخ از محور چرخش
$U_{si}$	گشتاور اغتشاشی استاتیکی
$C_s$	ضریب اصطکاک یاتاقان
$\phi$	زاویه وضعیت چرخ
$\phi_0$	وضعیت اولیه چرخ
$B$	ضریب ریپل موتور
$P$	تعداد قطب های موتور
$\beta$	ضریب <i>rest stop</i> یاتاقان
$T_{f0}$	ضریب اصطکاک کولمبی
$V_{\max\_m}$	حداکثر ولتاژ اعمالی از منبع
$\omega_{w\_max}$	حد سرعت چرخ
$k_b$	ضریب فیدبک محدود کننده سرعت
$V_{EMF}$	ولتاژ معکوس القایی موتور
$K$	ضریب تناسبی کنترلر
$D$	ضریب مشتقی کنترلر

## مقدمه

امروزه، کاربرد ماهواره های با مأموریت تصویربرداری و با قابلیت جمع آوری اطلاعات سه بعدی در زمینه های تشخیص سطوح برف و یخ و تهیه نقشه های جغرافیایی بسیار حائز اهمیت است. در این راستا، تصویربرداری استریو به عنوان بهترین روش جمع آوری تصاویر و اطلاعات سه بعدی در این ماهواره ها مطرح می شود [۳-۱]. زمانی که ماهواره در حالت عکس برداری استریو عمل می کند، رؤیت یک نقطه از سطح زمین در دو زاویه متفاوت مورد نیاز خواهد بود. در شکل (۱) تصویربرداری از یک منطقه ویژه و به منظور به دست 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 ترین وظیفه زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، فراهم کردن قابلیت مانورهای با زاویه بزرگ و سریع و همزمان حول محورهای رل و پیچادقت کنترل و پایداری بالاست. لیکن کنترل ماهواره در حضور مانورهای با زاویه بزرگ مسئله ای مهم و دشوار است. برخی از این دشواری ها عبارتند از: مشخصات غیرخطی معادلات حاکم بر سیستم، نیاز به گشتاورهای بزرگ و محدودیت های مربوط به اشباع عملگرها. از طرفی در مانورهای بزرگ، دینامیک های غیرخطی وضعیت در مدل سازی سیستم وارد شده و استفاده از روش های خطی سازی و کنترل خطی را دشوار می سازد.

طراحی و با هدف تصویربرداری استریو از منطقه‌ای با طول و عرض جغرافیایی (۰ و  $-0/93$ )، حداکثر زوایای مانور برای دو زاویه 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 شده‌اند. در این محاسبه میدان دید دوربین ۳ درجه، ارتفاع مدار ماهواره ۷۵۰ کیلومتر و زاویه شیب مداری  $98/2$  درجه منظور شده است [۱۳].



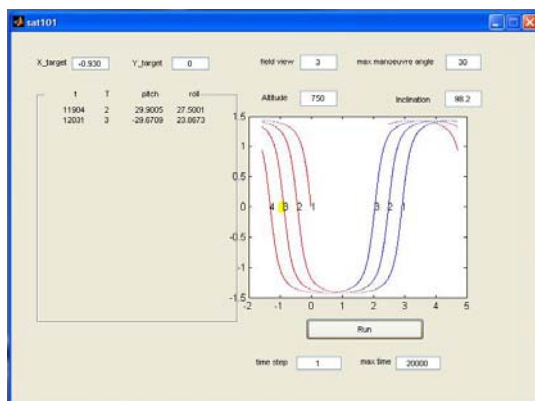
شکل ۲- جهت گیری ماهواره برای انجام سناریوی تصویربرداری استریو

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 خلأ، در محیط آزمایشگاه است. از آنجا که آماده‌کردن چنین بستر تستی، پیچیده، پرهزینه و نیازمند تجهیزات سخت‌افزاری گسترده‌ای است [۱۲ و ۱۱]، ارائه 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 عکس‌العملی با ساختار هرمی طراحی می‌شود. سپس یک بستر سخت‌افزار در حلقه برای تست زمان حقیقی این سیستم کنترل وضعیت طراحی و ساخته می‌شود. برای این منظور مدل‌سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره و اغتشاشات محیطی وارد بر ماهواره و حرکت مداری ماهواره و مدل چرخ‌های عکس‌العملی و حسگرهای ژيروسکوپ در کامپیوتر شبیه‌ساز صورت می‌پذیرد و الگوریتم کنترل وضعیت بر روی الکترونیک وضعیت پیاده‌سازی و عملکرد آن بررسی خواهد شد. بستر سخت‌افزار در حلقه ارائه شده، قابلیت تست زمان حقیقی الگوریتم کنترل وضعیت را دارد. در ادامه اجزای اصلی بستر سخت‌افزاری ساخته شده معرفی می‌شود و در نهایت با ارائه نتایج تست سخت‌افزاری الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده برای انجام سناریوی تصویربرداری استریو، عملکرد مناسب سیستم کنترل وضعیت ماهواره را نشان خواهیم داد.

## سناریوی تصویربرداری استریو

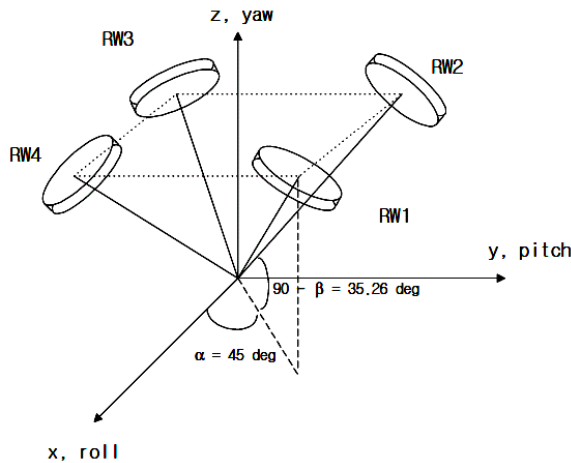
در این سناریو و مطابق شکل (۱)، با استفاده از قابلیت چرخش همزمان ماهواره حول محورهای رل و پیچ امکان تصویربرداری از یک منطقه مشخص و از زوایای دید مختلف را برای ماهواره فراهم خواهیم کرد. برای این منظور، مطابق شکل (۲) و همزمان با تغییر موقعیت ماهواره، لازم است که ماهواره حول محور رل و پیچ به صورت همزمان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

بنابراین، با توجه به حداکثر نرخ چرخش و حداکثر زاویه چرخش ماهواره حول محورهای رل و پیچ و با در نظر گرفتن میدان دید دوربین ماهواره، مناطق قابل دسترسی 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 منطقه تعیین شده محاسبه خواهد شد. برای ماهواره مورد



شکل ۳- مانورهای مورد نیاز برای تصویربرداری استریو

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



شکل ۴- ساختار چرخ‌های عکس‌العملی [۱۶]

## معادلات حرکت ماهواره

سینماتیک یک ماهواره سه محوره، ارتباط بین سرعت زاویه‌ای و زوایای اوپلر را بیان می‌کند که به صورت رابطه (۳) بیان می‌شود [۱۴]:

$$\omega_x = \dot{\phi} - \psi \sin \theta - \omega_o \cos \theta \sin \psi \quad (3)$$

$$\omega_y = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi - \omega_o (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi)$$

$$\omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi - \omega_o (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi)$$

در رابطه (۳)،  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  سرعت‌های زاویه‌ای

ماهواره،  $\omega_o$  سرعت مداری ماهواره به دور زمین و  $\phi, \psi, \theta$  زوایای اوپلر هستند. معادله (۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\omega = \omega_\alpha(\Omega, \dot{\Omega}) - \omega_c(\Omega) \quad (4)$$

در رابطه فوق  $\Omega = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  زوایای اوپلر است. لذا خواهیم

داشت:

$$\omega_\alpha(\Omega, \dot{\Omega}) = R(\Omega)\dot{\Omega} \quad (5)$$

$$R(\Omega) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

همچنین:

$$\omega_c(\Omega) = \omega_0 a_2 \quad (7)$$

در رابطه (۷)  $a_i$  ستون نام ماتریس دوران  $A_{321}$  است که به صورت معادله (۹) بیان می‌شود:

$$A_{321} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ -\cos \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

همچنین دینامیک ماهواره در حضور چرخ‌های عکس‌العملی و

گشتاور گرادیان جاذبه‌ای به صورت معادله (۹) بیان می‌شود [۱۴]:

$$J\dot{\omega} = \tau - \omega \times H + \tau_{gravity} - T_{out} \quad (9)$$

جدول ۱- مانورهای مطلوب ماهواره برای سناریوی تصویربرداری استریو

مانور	توضیح	{رول، پیچ، یاو} درجه ازبه
مانور ۱	مانور از شرایط اولیه به وضعیت فرضی ۱ در مدت ۲۰۰ ثانیه	{30,30,0} {5,-5,5} مدت مانور: [۰.۲۰۰]sec
مانور ۲	مانور از وضعیت فرضی ۱ به وضعیت تدبیر در مدت ۲۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,30,0} مدت مانور: [۲۰۰.۴۰۰]sec
مانور ۳	مانور از وضعیت تدبیر به وضعیت فرضی ۲ در مدت ۲۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,-30,0} مدت مانور: [۴۰۰.۶۰۰]sec
مانور ۴	مانور از وضعیت فرضی ۲ به سمت تدبیر در مدت ۲۰۰ ثانیه	{30,-30,0} {0,0,0} مدت مانور: [۶۰۰.۸۰۰]sec

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

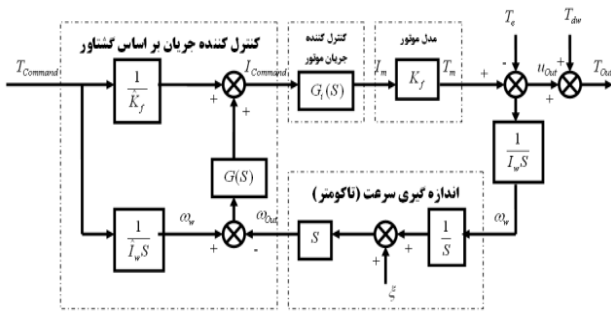
در عمل برای کنترل وضعیت ماهواره در هر سه محور از مجموعه چرخ‌های عکس‌العملی یکپارچه استفاده می‌شود. برای این منظور از سه یا چهار چرخ، استفاده می‌شود. محل و مکان قرارگیری چرخ‌ها در مجموعه یکپارچه نقش بسزایی را در قانون کنترل ایفا می‌کنند و وضعیت قرارگیری محور آن‌ها را با یک ماتریس بیان می‌کنند؛ بنابراین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

$$\dot{h}_w = [\dot{h}_{wx} \ \dot{h}_{wy} \ \dot{h}_{wz}] = C\dot{h}_a \quad (1)$$

در رابطه 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) در نظر گرفته شده است [۱۵ و ۱۶].

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

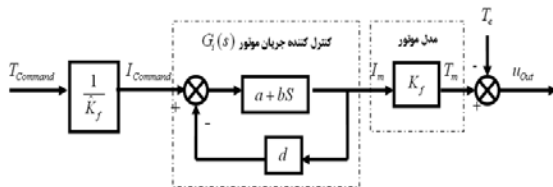
$$C = \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \sin \beta \\ \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (2)$$



شکل ۶- بلوک دیاگرام مدل دقیق چرخ عکس‌عملی

### بلوک کنترل کننده جریان موتور

همان‌گونه که مشخص است چرخ‌های عکس‌عملی باید گشتاورهای مطلوب به‌دست آمده از سیستم کنترل وضعیت را تولید کنند. لیکن از آنجا که اندازه‌گیری مستقیم گشتاور چرخ‌ها امکان‌پذیر نیست، بنابراین با اندازه‌گیری جریان موتور چرخ و با فرض مشخص بودن پارامترهای موتور نظیر ضریب نسبت گشتاور  $K_f$ ، گشتاور چرخ تخمین زده می‌شود. سپس به منظور تولید گشتاور مطلوب باید یک حلقه کنترل کننده جریان طراحی کرد تا جریان مطلوب را تولید کند. این حلقه در شکل (۷) نشان داده شده است [۱۷].



شکل ۷- حلقه کنترل کننده جریان موتور در چرخ عکس‌عملی

این کنترل کننده باعث ایجاد یک قطب در حلقه کنترل وضعیت می‌شود که با فرض دور بودن این قطب می‌توان از آن صرف نظر کرد. یعنی:  $G_i(s) = 1$

### بلوک کنترل جریان بر اساس گشتاور

معمولاً برای جبران اثر گشتاورهای اغتشاشی ناشی از موتور بر ماهواره از یک کنترل کننده  $PI$  استفاده می‌شود. برای این منظور با استفاده از یک کنترل کننده تناسبی می‌توان خطای بین گشتاور خروجی  $u_{Out}$  و ورودی  $T_{Command}$  را به صفر رساند. برای این منظور حلقه کنترل جریان بر اساس گشتاور در شکل (۸) را به‌صورت ساده زیر در نظر می‌گیریم [۱۷]:

در رابطه فوق  $T_{Out}$  گشتاور کنترلی حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی است و  $\tau$ ، بیان‌کننده گشتاورهای خارجی وارد بر پیکره ماهواره نظیر گشتاور حاصل از پیشراننده‌ها یا اغتشاشات محیطی و  $H$  اندازه حرکت زاویه‌ای کل ماهواره است که به صورت (۱۰) تعریف می‌شود:

$$H = J\omega + Ch_a \quad (10)$$

در رابطه فوق ماتریس  $J$  را ماتریس شبه اینرسی می‌نامند و عبارتند از:

$$J = I - CI_w C^T \quad (11)$$

$h_a$  بیان‌کننده اندازه حرکت زاویه‌ای حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی است که به صورت (۱۲) محاسبه می‌شوند [۱۵]:

$$h_a = I_w C^T \omega + I_w \omega_w \quad (12)$$

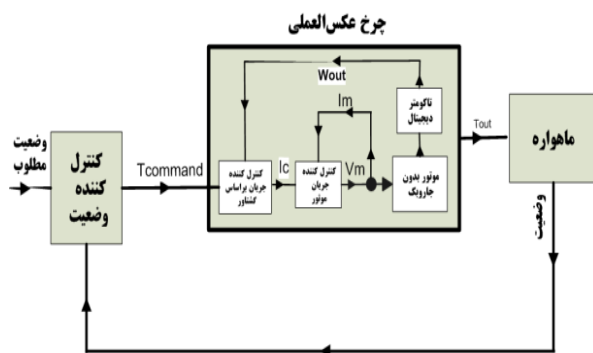
$I_w = \text{diag}\{I_{w1}, I_{w2}, \dots, I_{wN}\}$  ماتریس ممان اینرسی چرخ‌ها و  $\omega_w$  سرعت زاویه‌ای چرخ‌هاست. بنابراین، گشتاور وارد شده بر محورهای اصلی ماهواره به صورت (۱۳) محاسبه می‌شوند:

$$T_{Out} = \dot{h}_w = [\dot{h}_{wx} \quad \dot{h}_{wy} \quad \dot{h}_{wz}] = Ch_a \quad (13)$$

در رابطه فوق ماتریس  $C$  بیانگر جهت قرارگیری چرخ‌ها و  $\dot{h}_a$  گشتاورهای حاصل از چرخ‌های عکس‌عملی است.

### مدل سازی چرخ عکس‌عملی

برای ارائه یک مدل دقیق از چرخ عکس‌عملی لازم است تا علاوه بر ارائه 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 عکس‌عملی را به صورت شکل (۵) در نظر می‌گیریم [۱۷].



شکل ۵- مدل چرخ‌های عکس‌عملی

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

موتور چرخ عکس‌العملی وارد وبه صورت (۱۸) محاسبه می‌شوند [۱۸].

$$T_e = T_f + T_v + t_{rb} + t_r \quad (18)$$

در رابطه (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 معادله (۱۹) محاسبه می‌شود:

$$T_v = \lambda \omega_w \quad (19)$$

در رابطه (۱۹)،  $\lambda$  ضریب اصطکاک لزجی چرخ است. گشتاور 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  $180^\circ$  درجه و به فاصله شعاعی،  $r$ ، و به فاصله محوری  $d$  از مرکز چرخ مدل می‌شود. بنابراین، اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط این چرخ توسط معادلات (۲۰) و (۲۱) بیان می‌شوند [۱۸]:

$$U_{di} = D_{di} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_1 + D_{di} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_2 \quad (20)$$

که در آن  $\phi_i$  وضعیت چرخ نام در لحظه مورد نظر و زاویه عدم تعادل در وضعیت صفر چرخ نام است. همچنین ضریب اغتشاش دینامیکی چرخ‌ها هستند که به صورت معادله (۲۱) محاسبه می‌شوند [۱۸]:

$$D_{di} = m_i r_i d_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (21)$$

گشتاور اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی ناشی از انحراف مرکز جرم چرخ از محور چرخش نیز به صورت معادله (۲۲) محاسبه می‌شود [۱۸]:

$$f_{si} = D_{si} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_1 + D_{si} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_2 \quad (22)$$

ضریب اغتشاش استاتیکی چرخ‌ها هستند که به صورت (۲۲) محاسبه می‌شوند [۱۸]:

$$D_{si} = m_i r_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (23)$$

آنگاه گشتاور اغتشاشی استاتیکی به صورت معادله (۲۴) محاسبه می‌شود:

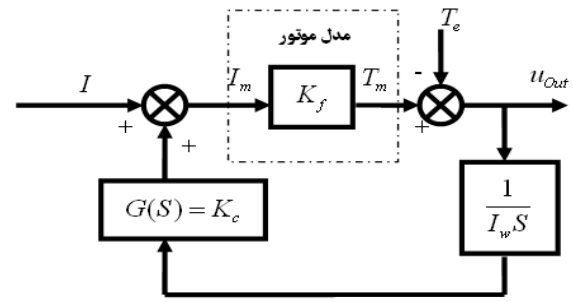
$$U_{si} = R_{wi} \times f_{si} \quad (24)$$

$R_{wi}$  فاصله چرخ نام از مرکز جرم ماهواره است.

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

$$t_{rb} = C_s \sin(\phi + \phi_0) \quad (25)$$

در رابطه فوق،  $C_s$  ضریب اصطکاک یاتاقان،  $\phi$  زاویه وضعیت چرخ و  $\phi_0$  وضعیت اولیه چرخ است. اغتشاش ناشی از ریبیل موتور با فرکانس برابر فرکانس چرخش موتور ایجاد می‌شود و آن را به صورت رابطه (۲۶) می‌توان مدل کرد [۱۸]:



شکل ۸- حلقه کنترل سرعت در چرخ عکس‌العملی

تابع تبدیل این حلقه به صورت رابطه به دست می‌آید.

$$\frac{u_{out}}{T_e} = \frac{s}{s + \frac{K_f K_c}{I_{wi}}} \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (14)$$

با در نظر گرفتن زمان حذف اغتشاشی برابر با ۴ ثانیه،  $K_f = 0.0175$  و  $I_{wi} = 0.086$  ضریب کنترل کننده به روش معادله (۱۵) به دست می‌آید. در محاسبه فوق مقادیر  $K_f$  و  $I_{wi}$  از برگه مشخصات چرخ استخراج می‌شود و زمان ۴ ثانیه نیز توسط طراح انتخاب شده است.

$$\frac{k_f k_c}{I_{wi}} > 2.5 \Rightarrow k_c > 0.01 \quad (15)$$

شایان ذکر است،  $K_f$  ضریب نسبت گشتاور موتور است که توسط شرکت سازنده در برگه مشخصات موتور ذکر می‌شود. همچنین اغتشاشات غالب و مؤثر ناشی از چرخ‌های عکس‌العملی که در دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره مؤثرتر هستند عبارتند از: عدم تعادل دینامیکی:  $U_d$  عدم تعادل استاتیکی:  $U_s$  اغتشاشات ناشی از یاتاقان‌ها:  $t_{rb}$  اغتشاشات ناشی از ریبیل موتور:  $t_r$  اغتشاشات ناشی از اصطکاک (کولمبی و لزجی):  $T_f + T_v$ . 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 معادله (۱۶) محاسبه می‌شوند [۱۸]:

$$T_{dw} = U_s + U_d \quad (16)$$

بنابراین گشتاور وارد شده بر ماهواره توسط چرخ‌های عکس‌العملی به صورت معادله (۱۷) محاسبه خواهند شد:

$$T_{Out} = u_{Out} + U_s + U_d \quad (17)$$

در رابطه فوق  $u_{Out}$  گشتاور خروجی کنترلی حاصل از چرخ‌های عکس‌العملی است که با توجه به محدودیت‌های توان و گشتاور چرخ تولید می‌شود که در ادامه به محاسبه آن پرداخته خواهد شد. اغتشاشات ناشی از یاتاقان‌ها، ریبیل موتور و اصطکاک بر سرعت چرخ عکس‌العملی مؤثر بوده که خود باعث تغییر در مقدار عدم تعادل دینامیکی و استاتیکی خواهند شد. این گشتاورها تنها بر

$$|I_m| \leq |(V_{MAX\_w} - V_{EMF}) / k_b| \quad (31)$$

$k_b$  ضریب فیدبک محدودکننده سرعت و ولتاژ متناظر با سرعت ماکزیمم مجاز برای موتور می‌باشد. ماکزیمم ولتاژ منبع نیز باعث محدود شدن سرعت موتور بر اساس فرمول زیر می‌شود [۱۹]:

$$V_{EMF} < V_{max\_m} \longrightarrow k_f \omega_w < V_{max\_m} \quad (32)$$

همچنین مقاومت سیم پیچ موتور باعث ایجاد محدودیتی به صورت زیر در جریان می‌شود [۱۹].

$$|I_m| \leq \left| \frac{V_{max\_m} - V_{EMF}}{R} \right| \quad (33)$$

$V_{max\_m}$  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  $a \cdot I_m \cdot V_{max\_m}$  باشد و حداکثر ولتاژ قابل اعمال به موتور ۱ ولت کمتر از ولتاژ منبع و برابر با  $V_{max\_m}$  می‌باشد. در این صورت رابطه (۳۴) برای حداکثر جریان اعمالی به موتور بر قرار است [۱۹]:

$$P_{max} - P_q > I_m^2 R_r + a \cdot |I_m| \cdot V_{max\_m} + \omega_w \cdot I_m \cdot k_f \quad (34)$$

مشخصات چرخ عکس‌عملی مورد استفاده در این مقاله مطابق جدول (۲) در نظر گرفته شده‌اند [۲۱]:

جدول ۲- پارامترهای چرخ عکس‌عملی [۲۱]

$I_{wi}$	ممان اینرسی چرخ عکس‌عملی	$0.086 \text{ Kg m}^2$
$K_f$	ضریب تناسب جریان موتور	$0.175$
$D_{di}$	ضریب اغتشاش دینامیکی	$3 \times 10^{-6}$
$D_{si}$	ضریب اغتشاش استاتیکی	$7/2 \times 10^{-6}$
$\beta$	ضریب <i>rest slop</i>	۴
$T_{f0}$	ضریب اصطکاک کولمبی	$4 \times 10^{-7}$
$R_r$	مقاومت موتور	$0.08$
$t_{rb} + t_r$	اغتشاشات ناشی از باتاقان‌ها و ریبیل موتور	$4 \times 10^{-7}$
$\lambda$	ضریب اصطکاک لزجی	$3 \times 10^{-7}$

لذا منحنی گشتاور - سرعت چرخ‌های عکس‌عملی استفاده شده در این مقاله مطابق شکل (۹) به دست می‌آید.

$$t_r = B \sin(3P\theta) \quad (26)$$

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

### اصطکاک (کولمبی)

برای طراحی کنترل‌کننده 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.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_w \\ \dot{T}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_w^{-1} (u_{out} - I_w C^T \dot{\omega}) \\ \beta \omega_w (T_f \text{sign}(\omega_w) - T_{f0})^2 \end{bmatrix} \quad (27)$$

که در رابطه (۲۶) ضریب *rest slop* یا تاقان و  $T_{f0}$  ضریب اصطکاک کولمبی است [۱۸]. برای تقریب زدن تابع *sign* از تابع  $\alpha = 0.88$  در نظر گرفته می‌شود. لذا، با توجه به شکل (۸)،  $u_{out}$  به صورت (۲۸) به دست می‌آید:

$$u_{out} = K_f I_m - T_e \quad (28)$$

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

$$I_m = \frac{T_{Command}}{K_f} + G(s)(\omega_w - \omega_{out}) \quad (29)$$

در رابطه (۲۸)  $T_{Command}$ ، گشتاور کنترلی حاصل از زیرسیستم کنترل وضعیت است که به صورت رابطه (۳۰) محاسبه می‌شود:

$$T_{Command} = C^{-1} u_{control} \quad (30)$$

در رابطه 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 می‌شود. بنابراین، در ادامه به بررسی این محدودیت‌ها خواهیم پرداخت.

### محدودیت‌های توان و گشتاور

ساختار فیزیکی و محدودیت‌های منبع باعث ایجاد قیدهایی در مدل چرخ عکس‌عملی می‌شوند که در ادامه مورد بررسی قرار خواهند گرفت. محدودیت سرعت توسط دو عامل اصلی ایجاد می‌شود: ۱- حداکثر ولتاژ اعمالی از منبع ( $V_{max\_m}$ )؛ ۲- به منظور جلوگیری از افزایش بیش از حد سرعت چرخ  $\omega_{w\_max}$ ، یک مدار محدودکننده سرعت در ساختار چرخ در نظر گرفته می‌شود. برای مدل کردن این مدار می‌توان از یک فیدبک منفی سرعت با بهره بزرگ استفاده کرد تا با افزایش سرعت موتور، باعث کاهش سریع سرعت موتور شود. در این حالت جریان موتور به صورت (۳۱) محدود می‌شود [۱۹]:

$$x^x = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix}, \tau_{gravity} = 3\omega_o^2 a_3^x J a_3 \quad (37)$$

همچنین بردار  $a_i$  عبارتند از  $\hat{a}_{min}$  بردار ستونی ماتریس  $A_{321}$  در رابطه (۷).

به منظور طراحی قانون کنترل مناسب برای معادلات غیرخطی دینامیک ماهواره، تابع لیاپانوف زیر را در نظر می‌گیریم [۱۰]:

$$V = \frac{1}{2} \omega_\alpha^T J \omega_\alpha + \frac{1}{2} (\Omega - \Omega_f)^T K (\Omega - \Omega_f) \quad (38)$$

در رابطه (۳۸)  $K$  ماتریس قطری و مثبت معین است و  $\Omega_f$  وضعیت مطلوب ماهواره است. لذا،  $\dot{V}$  به صورت رابطه (۳۹) خواهد بود:

$$\dot{V} = \omega_\alpha^T [\omega_o J a_2^x \omega_\alpha - \omega \times J \omega - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} - T_{out}] \quad (39)$$

$$\dot{V} = \omega_\alpha^T [-\omega_o^2 a_2^x J a_2 - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} - T_{out}]$$

با توجه به آنکه رابطه (۴۰) برقرار است:

$$\omega_\alpha^T (-\omega \times J \omega + \omega_o J a_2^x \omega_\alpha) = \omega_\alpha^T (\omega_o^2 J a_2^x J a_2) \quad (40)$$

با استفاده از رابطه (۴۰)، قانون کنترل مناسب از رابطه (۳۹) به صورت زیر به دست می‌آید [۱۰]:

$$T_{out} = -\omega_o^2 a_2^x J a_2 - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D \omega_\alpha \quad (41)$$

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

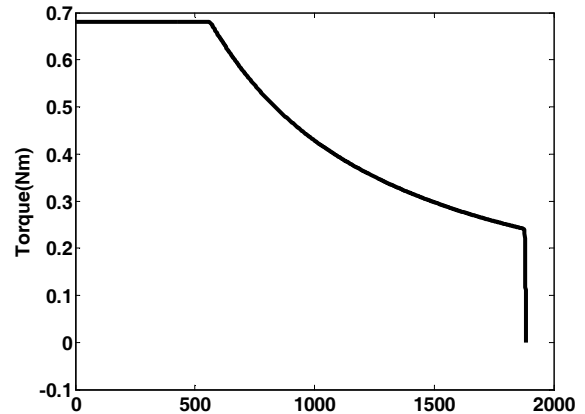
$$T_{out} = T_{Command} = -\omega_o^2 a_2^x J a_2 + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D \omega_\alpha \quad (42)$$

همچنین با انتخاب مناسب ماتریس‌های  $K$  و  $D$ ، ترم‌های  $\tau_{gravity}$  و  $-\omega_o^2 a_2^x J a_2$  در عملکرد و پایداری ماهواره اثر نداشته و مقدار آن‌ها در مقایسه با سایر ترم‌ها به اندازه‌ای کوچک است که قابل صرف نظر کردن خواهد بود. بنابراین، قانون کنترل را می‌توان به صورت رابطه (۴۳) ساده کرد:

$$T_{out} = T_{Command} = R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + D \omega_\alpha \quad (43)$$

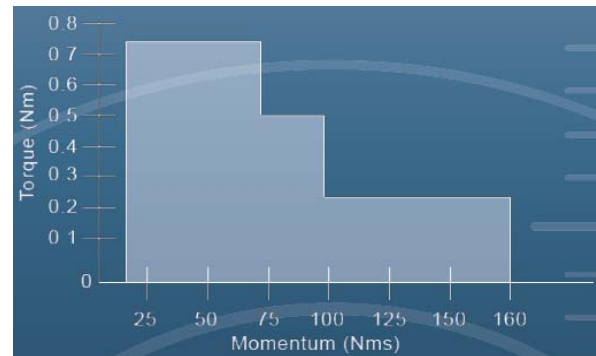
پس از محاسبه قانون کنترل مناسب، با استفاده از رابطه (۱۲) و (۱۳) سرعت چرخش هر یک از چرخ‌ها از رابطه (۳۶) به دست می‌آیند (معادله ۴۴):

$$\omega_w = I_w^{-1} (h_a - I_w C^T \omega) \quad (44)$$



شکل ۹- منحنی سرعت- گشتاور چرخ عکس‌العملی

به منظور بررسی صحت مدل‌سازی مازول چرخ عکس‌العملی، منحنی سرعت - گشتاور چرخ عکس‌العملی 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 عکس‌العملی مطابق کاتالوگ [۲۱]

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

## طراحی کنترل‌کننده وضعیت

به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره را به صورت رابطه (۳۵) بازنویسی می‌کنیم. برای این منظور از رابطه (۴) داریم:

$$\dot{\Omega} = R^{-1} (\Omega) \omega_\alpha \quad (35)$$

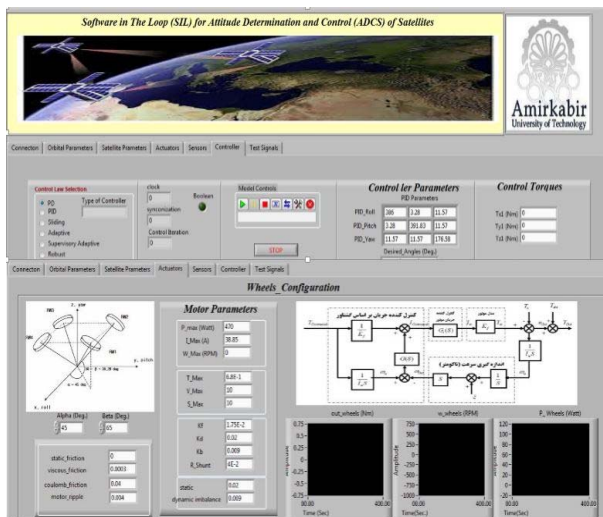
همچنین از رابطه (۳)، (۴) و (۸) خواهیم داشت:

$$J \dot{\omega}_\alpha = \omega_o J a_2^x \omega - \omega \times H + \tau_{gravity} - T_{out} \quad (36)$$

در رابطه فوق داریم:

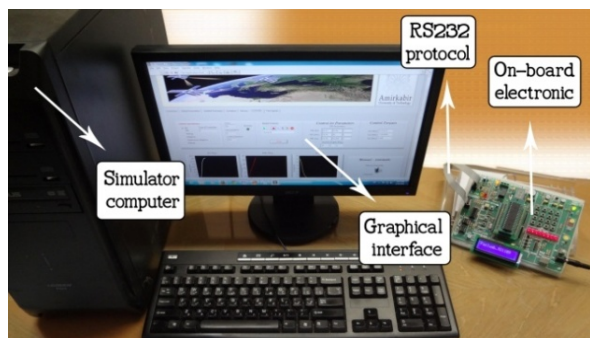


عملکرد بستر سخت‌افزار در حلقه طراحی شده که در شکل (۱۲) نیز نشان داده شده است، بدین صورت است: ابتدا در بخش رابط کاربری نرم‌افزاری طراحی شده در محیط لب‌ویو، باید مشخصات ماهواره شامل ممان اینرسی، ویژگی‌های جرمی و هندسی آن و شرایط اولیه وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای مورد نظر پس از پرتاب و نیز مشخصات مداری ماهواره و مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی و ژيروسکوپ‌ها در نرم‌افزار وارد شود.



شکل ۱۱- رابط کاربری گرافیکی سخت‌افزار در حلقه

سپس با شروع شبیه‌سازی بلادرنگ، داده‌های وضعیت حاصل از مدل DLL شبیه‌سازی، به محیط مانیتورینگ در نرم‌افزار لب‌ویو وارد می‌شوند. سیستم سخت‌افزار در حلقه، به‌منظور تست سیستم کنترل وضعیت ماهواره، مطابق با ساختار ارائه شده، پیاده‌سازی شده است. شکل (۱۲) نمایی از بستر سخت‌افزاری پیاده‌سازی شده را نشان می‌دهد.



شکل ۱۲- بستر تست سخت‌افزار در حلقه

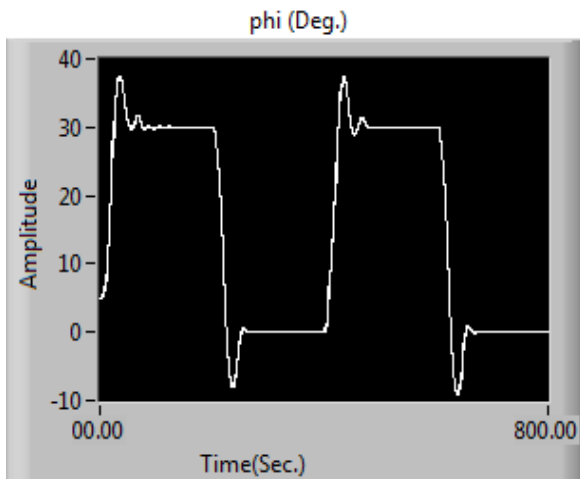
در این ساختار، اطلاعات و خروجی حسگرها و بخش تعیین وضعیت ماهواره از طریق مدل DLL شبیه‌سازی ساخته می‌شوند، و پس از انتقال به محیط مانیتورینگ، از طریق پورت سریال به بخش

## سیستم سخت‌افزار در حلقه

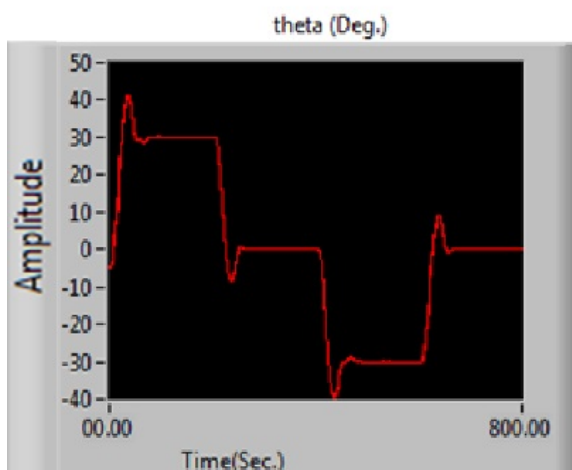
ساختار کلی سیستم سخت‌افزار در حلقه طراحی شده دارای ۳ بخش اصلی است که عبارتند از: کامپیوتر شبیه‌ساز، الکترونیک وضعیت سیستم کنترل وضعیت ماهواره و همچنین یک مدار واسط برای تبادل داده میان کامپیوتر شبیه‌ساز و الکترونیک کنترل وضعیت که می‌تواند یک کارت واسط I/O یا پورت‌های سریال یا موازی کامپیوتر شبیه‌ساز 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) فراهم‌آوردن یک رابط کاربری مناسب برای مانیتورینگ عملکرد سیستم سخت‌افزار در حلقه. برای مدل‌سازی دینامیکی ماهواره و اغتشاشات محیطی، یک مدل شبیه‌سازی 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 عکس‌العملی و ژيروسکوپ پیاده‌سازی 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<sup>۳</sup> و متلب، هم‌زمان استفاده شده است. جعبه افزار شبیه‌سازی ارتباط<sup>۴</sup> نرم‌افزار لب‌ویو شامل ابزاری برای بخش ابزار زمان حقیقی نرم‌افزار متلب<sup>۵</sup> است که مدل شبیه‌ساز مورد نظر را به کد زبان C تبدیل می‌کند. سپس با استفاده از ویژوال ++C، کد C تولید شده به مدل DLL<sup>۶</sup> تبدیل می‌شود که این مدل قابلیت فراخوانی در نرم‌افزار لب‌ویو و پیاده‌سازی زمان حقیقی مدل شبیه‌ساز را دارد. وظیفه دوم کامپیوتر شبیه‌ساز در بستر سخت‌افزاری طراحی شده فراهم‌آوردن رابط کاربری برای مانیتورینگ سیگنال‌ها و داده‌های مورد نظر است. نرم‌افزار رابط کاربری مانیتورینگ نیز با استفاده از نرم‌افزار لب‌ویو طراحی و پیاده‌سازی شده است. علت استفاده از این نرم‌افزار، توانمندی آن در ایجاد یک محیط گرافیکی مناسب برای مشاهده سیگنال‌ها و مانیتورینگ وضعیت است. شکل (۱۱) نمایی از رابط گرافیکی طراحی شده را نمایش داده است. در بستر تست ساخته شده، جهت مبادله داده میان کامپیوتر شبیه‌ساز و بخش الکترونیک وضعیت از پروتکل‌های ارتباطی سریال RS232 کامپیوتر شبیه‌ساز استفاده شده است. نحوه

2. MATLAB
3. LabVIEW
4. Simulation Interface Toolit
5. Matlab Real Time Workshop
6. Dynamic Link Library

الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده در بستر سخت‌افزار در حلقه را برای انجام مانورهای جدول (۱) نمایش می‌دهد. همان‌گونه که از این شکل‌ها 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 عکس‌العملی و شکل (۱۷)، سرعت چرخش هر یک از چرخ‌ها در بستر سخت‌افزار در حلقه را نمایش می‌دهد. با توجه به این شکل‌ها مشخص است که محدودیت‌های چرخ‌های عکس‌العملی در انجام سناریوی تصویربرداری به خوبی اعمال شده است. همچنین توان مصرفی چرخ‌های عکس‌العملی نیز در شکل (۱۸) نشان داده شده است.



شکل ۱۳ - وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویه رل)



شکل ۱۴ - وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویه پیچ)

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 گشتاور، وضعیت جدید ماهواره استخراج شده و مجدداً داده‌های 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، به صورت سخت‌افزار در حلقه

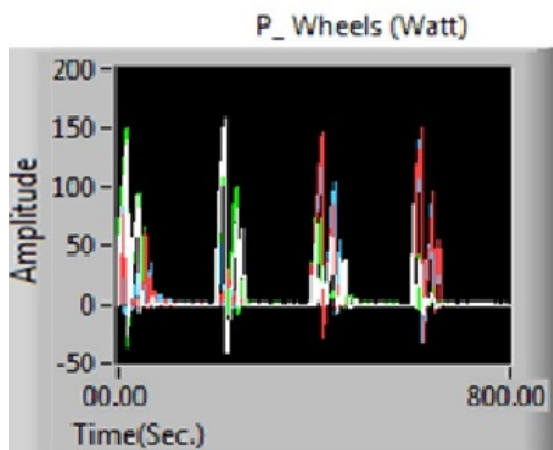
در این بخش، نتایج تست سخت‌افزار در حلقه الگوریتم کنترل وضعیت طراحی شده به منظور انجام سناریوی تصویربرداری استریو مطابق مانورهای جدول (۱) ارائه می‌شود. برای انجام تست، ماهواره مورد نظر در یک مدار با ارتفاع پایین با ارتفاع ۷۵۰ کیلومتری و شیب مداری ۹۸/۲ درجه در نظر گرفته شده است. مشخصات ممان‌های اینرسی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

$$J = \begin{bmatrix} 389.99 & -3.28 & -11.57 \\ -3.28 & 391.83 & -7.42 \\ -11.57 & -7.42 & 176.58 \end{bmatrix} \text{Kgm}^2 \quad (45)$$

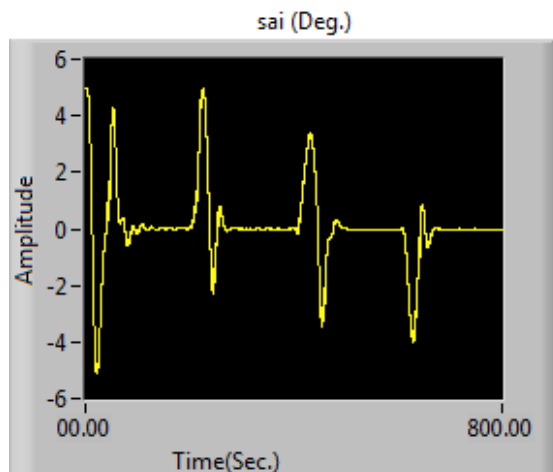
سرعت‌های زاویه‌ای اولیه محورهای X، Y و Z ماهواره نیز در این حالت به ترتیب ۳ درجه بر ثانیه، ۳ درجه بر ثانیه و ۳ درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در این تست‌ها، داده‌های مربوط به تعیین وضعیت ماهواره و گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره شامل گشتاور گردان جاذبه‌ای، آیرودینامیکی، مغناطیسی و تشعشعات خورشیدی مستقیماً از مدل شبیه‌ساز استخراج می‌شوند. مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی نیز مطابق مشخصات بیان شده در مرجع [۸-۹] است که در آن محدودیت حداکثر گشتاور ۰/۷۵ نیوتن متر، حداکثر توان ۴۷۰ وات، حداکثر جریان ۳۸/۸۵ آمپر و حداکثر سرعت چرخش ۶۰۰۰ RPM برای آن‌ها لحاظ شده است. همچنین ضرایب کنترل‌کننده وضعیت به صورت رابطه (۴۶) انتخاب می‌شوند:

$$D = 0.5 \begin{bmatrix} 188.68 & 0 & 0 \\ 0 & 190 & 0 \\ 0 & 0 & 85.81 \end{bmatrix}, K = 0.5 \begin{bmatrix} 56.45 & 0 & 0 \\ 0 & 57.7 & 0 \\ 0 & 0 & 50.88 \end{bmatrix} \quad (46)$$

زمان نمونه‌برداری حلقه کنترلی در این ساختار ۰/۲ ثانیه است. شکل‌های (۱۳)، (۱۴) و (۱۵) وضعیت ماهواره ناشی از پیاده‌سازی



شکل ۱۸- توان مصرفی چرخ‌های عکس‌عملی



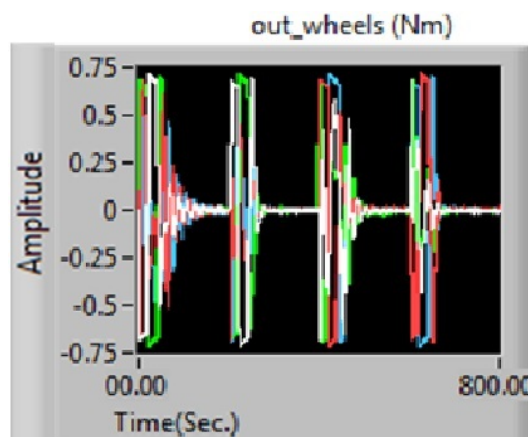
شکل ۱۵- وضعیت ماهواره در مانورهای تصویربرداری استریو (زاویه یابو)

### نتیجه‌گیری

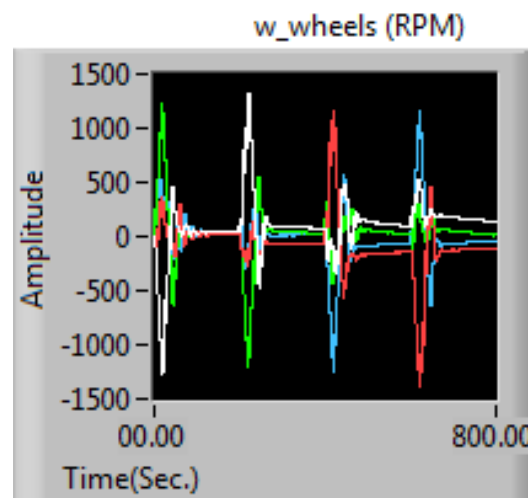
در این مقاله، ابتدا سناریوی تصویربرداری به‌صورت استریو توسط یک ماهواره سنجش از دور بیان شد. سپس به منظور انجام مانورهای مورد نیاز برای اجرای این سناریو توسط ماهواره، یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای مانورهای زاویه بزرگ و با استفاده از ۴ چرخ عکس‌عملی با ساختار هرمی طراحی‌شده و سپس یک بستر سخت‌افزار در حلقه برای تست عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره ارائه شد. در این بستر، مدل‌سازی بلادرنگ دینامیک ماهواره، اغتشاشات محیطی وارد بر آن و مدل دقیق چرخ‌های عکس‌عملی و حسگرهای ژيروسکوپ در کامپیوتر شبیه‌ساز انجام شده و عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت طراحی‌شده برای تحقق اهداف کنترلی مشخص شده، به صورت زمان حقیقی مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج تست سخت‌افزاری نشان می‌دهد ساختار کنترل وضعیت ماهواره و الگوریتم طراحی شده قابلیت به انجام رساندن سناریوی تصویربرداری استریو با دقت کنترل و دقت پایداری مناسب را برای ماهواره فراهم می‌آورد.

### 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 ۱۶- گشتاورهای کنترلی چرخ‌های عکس‌عملی



شکل ۱۷- سرعت چرخ‌های عکس‌عملی

- Actuated Satellite," *Acta Astronautica*, 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] Azamouh, 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. and Andrews, 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, Esfahan, 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