

# طراحی کنترل کننده وضعیت برای مانورهای زاویه بزرگ یک ماهواره با در نظر گرفتن اثر مدل دقیق و محدودیت‌های چرخ‌های عکس‌العملی

حسین بلندی<sup>۱</sup>، فرهاد فانی صابری<sup>۲</sup>، امیر اسلامی مهرجردی<sup>۳</sup>

دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۰۳/۰۳

تاریخ ارزیابی نهایی: ۱۳۹۰/۰۹/۰۲

## چکیده

در این مقاله یک سامانه کنترل وضعیت تناسبی-مشتقی برای مانورهای زاویه بزرگ یک ماهواره پایدار شده سه محوره و با استفاده از ۴ چرخ عکس‌العملی طراحی می‌شود و پایداری آن با استفاده از روش لیاپانوف اثبات می‌گردد. در این روش، ترم‌های غیرخطی دینامیک چرخشی ماهواره به دلیل مانورهای زاویه بزرگ ماهواره در پاسخ سامانه موثر بوده و در طراحی قانون کنترل در نظر گرفته خواهد شد. در این راستا سامانه کنترل وضعیت طراحی شده مشتمل بر چهار چرخ عکس‌العملی با ساختار هرمی می‌باشد. از آنجایی که چرخ‌های عکس‌العملی دارای ساختاری پیچیده بوده و کارکرد آن‌ها به شدت روی دقت پایداری و دقت کنترل وضعیت ماهواره اثر می‌گذارند، لذا به منظور بررسی کارایی سامانه کنترل وضعیت طراحی شده، مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی استخراج شده و اثر آن بر دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره با استفاده از شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت.

## کلیدواژه:

چرخ عکس‌العملی، کنترل وضعیت، کنترل کننده تناسبی - مشتقی، مانور زاویه بزرگ، ماهواره.

## مقدمه

یکی از قابلیت‌های ماهواره‌های سنجش از دور پیشرفته، نشانه‌روی سریع و ردیابی اهداف روی زمین است. این قابلیت نیازمند مانورهای سریع ماهواره با زوایای بزرگ است که این امر کنترل ماهواره را به مسئله‌ای مهم و دشوار تبدیل می‌سازد. برخی از این دشواری‌ها عبارتند از: مشخصات غیرخطی معادلات حاکم بر سامانه، نیاز به گشتاورهای بزرگ و محدودیت‌های مربوط به اشباع عملگرها. از طرفی در مانورهای بزرگ، دینامیک‌های غیرخطی وضعیت در مدل‌سازی سامانه وارد شده و استفاده از روش‌های خطی‌سازی و کنترل خطی را دشوار می‌سازد.

در مرجع [۱] مسئله کنترل وضعیت یک ماهواره با ماموریت تصویربرداری با روش کنترل پایدارسازی سه محوره ممنتم صفر مطرح شده است. در این روش، کنترل کننده  $PID$  با به کارگیری

خطای کوآترینیون وضعیت، مورد طراحی قرار گرفته است. لیکن در این روش محدودیت اشباع عملگرها اعمال نشده است. در [۲]، کنترل وضعیت یک ماهواره با مانورهای سریع و با در نظر گرفتن محدودیت اشباع عملگرها مطرح می‌گردد لیکن در این مرجع اثر مدل چرخ‌های عکس‌العملی و اثر آن بر کارکرد سامانه کنترل وضعیت در نظر گرفته نشده است. در مرجع [۳] یک روش جدید کنترل برای ماهواره‌های با مانورهای زاویه بزرگ مطرح شده است. این روش کنترل بر اصول و ساختار کنترل کننده‌های پیش‌بین غیرخطی استوار می‌باشد لیکن در این مرجع نیز محدودیت‌های مربوط به اشباع عملگرها لحاظ نشده است. در مرجع [۴] یک قانون کنترل تطبیقی مدل مرجع برای مانور زاویه بزرگ یک ماهواره صلب و با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی مطرح شده است. در به دست آوردن این قانون کنترل نیازی به مشخص بودن پارامترهای دینامیکی سامانه نظیر ممان‌های اینرسی و مقادیر اغتشاشات محیطی نمی‌باشد. لیکن در این مقاله اثر اشباع چرخ‌ها در نظر گرفته نشده است. همچنین پاسخ سامانه در رسیدن به وضعیت مطلوب بسیار

۱. دانشیار، h\_bolandi@iust.ac.ir

۲. دکترای مهندسی برق (نویسنده مخاطب)، farhad\_fanisaberi@ee.iust.ac.ir

۳. کارشناس ارشد، a\_eslami\_m@iust.ac.ir

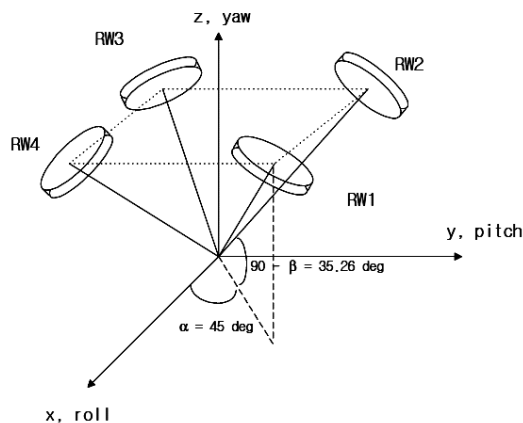
$$\omega_{\alpha}(\Omega, \dot{\Omega}) = R(\Omega)\dot{\Omega} \quad (3)$$

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

همچنین:

$$\omega_c(\Omega) = \omega_0 a_2 \quad (4)$$

در رابطه فوق  $a_i$  ستون  $i$ ام ماتریس دوران  $A_{321}$  است. در عمل برای کنترل وضعیت ماهواره در هر سه محور از مجموعه چرخ‌های عکس‌العملی یکپارچه استفاده می‌شود. برای این منظور از سه و 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  $C$  بیان می‌کنند. در این مقاله عملگرهای اصلی ماهواره مشتمل بر ۴ چرخ عکس‌العملی و با ساختار هرمی و مطابق شکل ۱ در نظر گرفته شده است.



شکل ۱. ساختار چرخ‌های عکس‌العملی

در این ساختار ماتریس  $C$  از رابطه زیر محاسبه خواهد شد:

$$C = \begin{bmatrix} \cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\sin\beta & -\cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (6-الف)$$

با در نظر گرفتن ساختار نشان داده شده در شکل ۱، ماتریس انتقال گشتاورهای چرخ‌های عکس‌العملی به محورهای ماهواره به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$C = \begin{bmatrix} 0.64 & -0.64 & -0.64 & 0.64 \\ 0.64 & 0.64 & -0.64 & -0.64 \\ 0.42 & 0.42 & 0.42 & 0.42 \end{bmatrix} \quad (6-ب)$$

دینامیک ماهواره بیانگر تغییرات سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره بر اثر گشتاورهای داخلی و خارجی است. لذا با استفاده از معادله اولر دینامیک ماهواره در حضور چرخ‌های عکس‌العملی به صورت زیر به دست می‌آید [۴]:

$$J\dot{\omega} = \tau + \omega \times H - T_{out} \quad (7)$$

کند بوده و این روش در ردیابی اهداف کاربرد ندارد. در مرجع [۵]، نشان داده شده است که از روش کنترل مود لغزشی می‌توان به منظور مانور زاویه بزرگ ماهواره و در حداقل زمان استفاده نمود. لیکن در این مقاله کنترل وضعیت تنها با استفاده از سه چرخ عکس‌العملی انجام شده است. لذا در صورت ایجاد هرگونه نقص در هریک از چرخ‌ها، سامانه کنترل وضعیت دچار اختلال خواهد شد. در مرجع [۶]، یک سامانه کنترل وضعیت ماهواره با قابلیت مانورهای چرخشی سریع و با استفاده از چهار چرخ عکس‌العملی مطرح شده است. در مرجع [۷] کاربرد روش مطرح شده در مرجع [۶] برای تصویربرداری استریو که نیازمند دقت کنترل وضعیت بالا و دقت پایداری بالا به همراه مانورهای چرخشی سریع ماهواره می‌باشد، بیان گردیده است. لیکن در این روش‌ها مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی و محدودیت آن‌ها که اثر قابل توجهی در دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری سامانه کنترل وضعیت دارند، در نظر گرفته نشده است. لذا در این مقاله، روش بیان شده در مرجع [۷و۶] را تعمیم داده و به منظور کارکرد موفق زیرسامانه کنترل وضعیت ماهواره در انجام سناریوی تصویربرداری استریو و انجام مانورهای زاویه بزرگ، علاوه بر مدل‌سازی دقیق چرخ‌های عکس‌العملی، اثر مدل دینامیکی و الکتریکی چرخ‌ها و محدودیت‌های الکتریکی ناشی از اشباع آن‌ها را در سامانه کنترل وضعیت لحاظ نموده و به بررسی اثر آن در دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره خواهیم پرداخت.

## مدل‌سازی معادلات حرکت ماهواره در حضور

### چرخ‌های عکس‌العملی

سینماتیک یک ماهواره سه محوره، ارتباط بین سرعت زاویه‌ای و زوایای اولر را بیان می‌کند که به صورت زیر بیان می‌شود [۳]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta - \omega_z \cos\theta \sin\psi \\ \omega_y &= \dot{\theta} \cos\varphi + \dot{\psi} \cos\theta \sin\varphi - \omega_z (\cos\varphi \cos\psi + \sin\varphi \sin\theta \sin\psi) \\ \omega_z &= \dot{\psi} \cos\theta \cos\varphi - \dot{\theta} \sin\varphi - \omega_x (-\sin\varphi \cos\psi + \cos\varphi \sin\theta \sin\psi) \end{aligned} \quad (1)$$

در رابطه فوق،  $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$  سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره،  $\omega_z$  سرعت مداری ماهواره به دور زمین و  $\phi, \theta, \psi$  زوایای اولر می‌باشند. معادله (۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\omega = \omega_{\alpha}(\Omega, \dot{\Omega}) - \omega_c(\Omega) \quad (2)$$

در رابطه فوق  $\Omega = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$  زوایای اولر است. لذا خواهیم داشت:

### اندازه گیری سرعت (تاکومتر دیجیتال)

برای این منظور از شیارهایی که روی روتور چرخ ایجاد می شود، پالس هایی تولید خواهد شد که با توجه به تقدم پالس ها، جهت چرخش و با توجه به تعداد پالس ها در زمان نمونه برداری، سرعت چرخش محاسبه می شود. در این روش سرعت چرخ در تاکو به وسیله فرمول زیر به دست می آید:

$$\omega_T = \frac{\Delta\phi}{T} \quad (11)$$

که در آن  $\Delta\phi$  تغییرات زاویه وضعیت چرخ بین دو زمان اندازه گیری شده توسط حسگرهای اپتیک و  $T$  زمان نمونه برداری حلقه کنترل سرعت چرخ می باشد. دقت اندازه گیری سرعت نیز به روش زیر قابل محاسبه می باشد.

$$\Delta\omega_T = \frac{\delta}{T} \quad (12)$$

که در آن  $\delta$  زاویه بین دو شیار روی روتور می باشد. لذا با افزایش تعداد شیارهای روتور دقت سامانه و فرکانس خروجی حسگرهای اپتیک افزایش می یابد که بیشینه این فرکانس از معادله زیر به دست می آید:

$$f = \frac{n \times \omega_{\max}}{2\pi} \quad (13)$$

که در آن  $\omega_{\max}$  حداکثر سرعت چرخش چرخ بر حسب رادیان بر ثانیه و  $n$  تعداد شیارهای روی روتور چرخ می باشد. در این مقاله با در نظر گرفتن زمان نمونه برداری سامانه کنترل سرعت چرخ برابر ۰/۱ ثانیه و ۲۴ شیار برای چرخ های به کار رفته، دقت اندازه گیری سرعت برابر خواهد بود با:

$$\Delta\omega_T = \frac{\delta}{T} = \frac{15}{0.1} \text{ deg/sec} = 25 \text{ RPM} \quad (14)$$

بر اساس [۸] برای اندازه گیری سرعت در این روش از فرمول زیر استفاده می شود:

$$\omega_{out} = \frac{n \times \delta}{T} \quad (15)$$

لذا وضعیت چرخ حاصل از خروجی تاکومتر را می توان به صورت عبارت زیر مدل کرد:

$$M(n) = \delta \times \text{Round}\left(\frac{\phi}{\delta}\right) \quad (16)$$

که در آن  $\phi$  وضعیت چرخ و حاصل از انتگرال گیری از سرعت چرخ می باشد. تابع  $\text{Round}$ ، تابعی است که خروجی را به نزدیک ترین عدد صحیح به خروجی قبلی گرد می نماید. در این حالت سرعت حاصل از خروجی تاکو به روش زیر مدل می شود:

در رابطه فوق  $T_{out}$  گشتاور کنترلی حاصل از چرخ های عکس عملی است و  $\tau$ ، بیان کننده گشتاورهای خارجی وارد بر پیکره ماهواره نظیر گشتاور حاصل از تراسترها و یا اغتشاشات محیطی و  $H$  ممنتیم زاویه ای کل ماهواره می باشد که به صورت زیر تعریف می شود:

$$H = J\omega + Ch_a \quad (8)$$

در رابطه فوق ماتریس  $J$  را ماتریس شبه اینرسی می نامند و مفهوم فیزیکی آن این است که ماتریس  $J$  شبیه ماتریس ممان اینرسی سامانه معادلی که دارای روتورهایی با ممان اینرسی صفر می باشد، رفتار می کند و عبارتند از:

$$J = I - CI_w C^T \quad (9)$$

$h_a$  بیان کننده ممنتیم زاویه ای حاصل از چرخ های عکس عملی می باشد و به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$h_a = I_w C^T \omega + I_w \omega_w \quad (10)$$

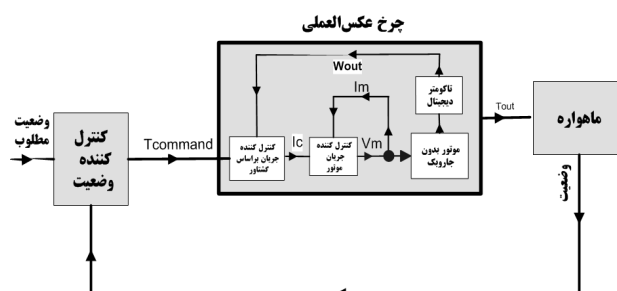
$I_w = \text{diag}\{I_{w_1}, I_{w_2}, \dots, I_{w_N}\}$  ماتریس ممان اینرسی چرخ ها و  $\omega_w$  سرعت زاویه ای چرخ ها است. لذا گشتاور وارد شده بر محورهای اصلی ماهواره به صورت زیر محاسبه می شوند [۳]:

$$T_{out} = \dot{h}_w = \begin{bmatrix} \dot{h}_{wx} & \dot{h}_{wy} & \dot{h}_{wz} \end{bmatrix} = C \dot{h}_a \quad (5)$$

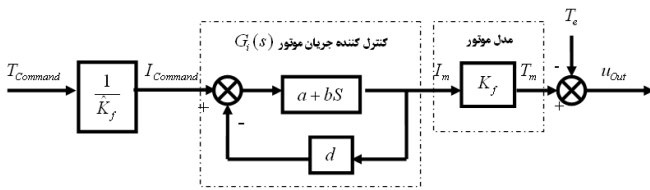
در رابطه فوق ماتریس  $C$  بیانگر جهت فرارگیری چرخ ها و  $\dot{h}_a$  گشتاورهای حاصل از چرخش چرخ های عکس عملی می باشد.

### مدل سازی چرخ عکس عملی

برای ارائه یک مدل دقیق از چرخ عکس عملی لازم است تا علاوه بر ارائه مدلی منطبق بر معادلات دینامیکی آن، محدودیت های ایجاد شده توسط هر قسمت نیز در مدل، مد نظر قرار گیرد. برای این منظور بلوک دیاگرام کلی حلقه کنترل وضعیت ماهواره در حضور چرخ عکس عملی را به صورت شکل ۲ در نظر می گیریم. در ادامه به مدل سازی اجزای داخلی بلوک مربوط به چرخ عکس عملی خواهیم پرداخت.



شکل ۲. حلقه کنترل وضعیت ماهواره در حضور چرخ عکس عملی

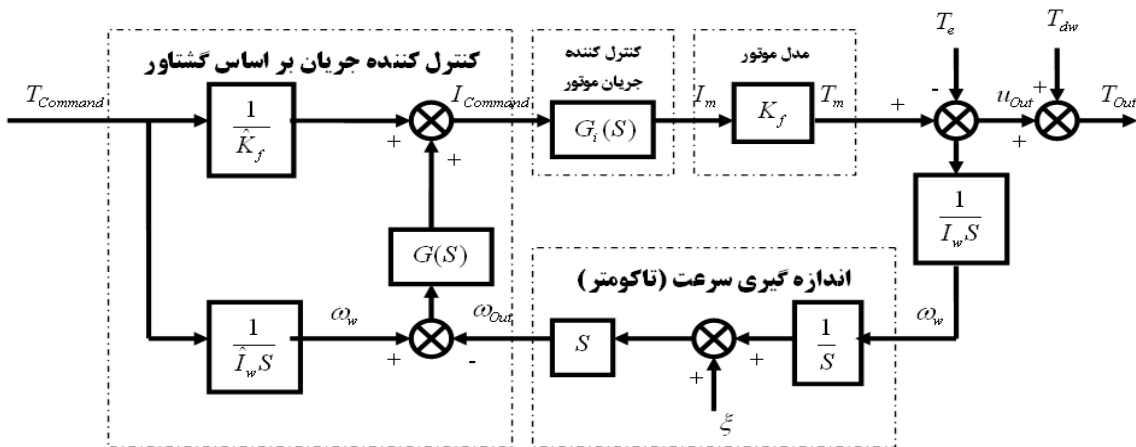


شکل ۴. حلقه کنترل کننده جریان موتور در چرخ عکس عملی

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

### بلوک کنترل جریان بر اساس گشتاور $G(s)$

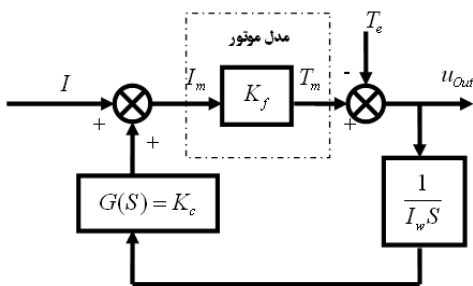
معمولاً برای جبران اثر گشتاورهای اغتشاشی ناشی از موتور بر ماهواره از یک کنترل کننده  $PI$  مطابق شکل ۵ استفاده می شود. در مرجع [۹] نشان داده شده است که با استفاده از یک کنترل کننده تناسبی می توان خطای بین گشتاور خروجی  $u_{Out}$  و ورودی  $T_{Command}$  را به صفر رساند.



شکل ۵. بلوک دیاگرام مدل دقیق چرخ عکس عملی

### بلوک مدار کنترل کننده جریان $G_i(s)$

همان گونه که مشخص است چرخ های عکس عملی باید گشتاورهای مطلوب به دست آمده از سامانه کنترل وضعیت  $T_{Command}$  را تولید نمایند. لیکن از آنجایی که اندازه گیری مستقیم گشتاور چرخ ها امکان پذیر نمی باشد، لذا 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 می بایست یک حلقه کنترل کننده جریان طراحی نمود تا جریان مطلوب را تولید نماید. این حلقه در شکل ۴ نشان داده شده است [۹].



شکل ۶. حلقه کنترل سرعت در چرخ عکس عملی

$$v(n) = \frac{M(n) - M(n-1)}{T} \quad (17)$$

برای حذف اغتشاشات خروجی تاکومتر دیجیتال می توان از یک فیلتر پایین گذر با پهنای باند ثابت یا متغیر و مطابق شکل ۳ استفاده نمود. فرکانس قطع این فیلتر بر اساس حداکثر تغییرات سرعت چرخ در واحد زمان مشخص می شود.

### تاکومتر دیجیتال



شکل ۳. بلوک دیاگرام تاکومتر دیجیتال

در این مقاله با در نظر گرفتن حداکثر تغییرات سرعت چرخ ها به اندازه  $6/2$  رادیان بر مجذور ثانیه، فیلتر دیجیتالی با مدل بازگشتی زیر طراحی شده است.

$$\omega_{out}(n) = \frac{10.\omega_{out}(n-1) + v(n)}{11} \quad (18)$$

تابع تبدیل این حلقه به صورت زیر به دست می آید:

$$\frac{u_{out}}{T_e} = \frac{s}{s + \frac{K_f K_c}{I_{wi}}} \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (19)$$

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 زیر به دست می آید. در محاسبه فوق مقادیر  $K_f$  و  $I_{wi}$  از برکه مشخصات چرخ استخراج می شود و زمان ۴ ثانیه نیز توسط طراح انتخاب شده است.

$$\frac{k_f k_c}{I_{wi}} > 2.5 \Rightarrow k_c > 0.01 \quad (20)$$

لازم به ذکر است،  $K_f$  ضریب نسبت گشتاور موتور می باشد که توسط شرکت سازنده در برکه مشخصات موتور ذکر می شود.

### اغتشاشات ( $T_{dw}$ )

اغتشاشات غالب و موثر ناشی از چرخ های عکس العملی که در دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره موثرتر می باشند عبارتند از: عدم تعادل دینامیکی:  $U_d$  عدم تعادل استاتیکی:  $U_s$  اغتشاشات ناشی از یاتاقانها:  $t_{rb}$  اغتشاشات ناشی از ریپل موتور:  $t_r$  اغتشاشات ناشی از اصطکاک (کولمبی و لزجی):  $T_f + T_v$  و گشتاورهای اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی و دینامیکی مستقیماً بر ماهواره وارد شده و بر دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری موثر می باشند. لذا خواهیم داشت:

$$T_{dw} = U_s + U_d \quad (21)$$

بنابراین گشتاور وارد شده بر ماهواره توسط چرخ های عکس العملی به صورت زیر محاسبه خواهند شد:

$$T_{Out} = u_{Out} + U_s + U_d \quad (22)$$

در رابطه فوق  $u_{out}$  گشتاور خروجی کنترلی حاصل از چرخ های عکس العملی است که با توجه به محدودیت های توان و گشتاور چرخ تولید می شود که در ادامه به محاسبه آن پرداخته خواهد شد. اغتشاشات ناشی از یاتاقانها، ریپل موتور و اصطکاک بر سرعت چرخ عکس العملی موثر بوده که خود باعث تغییر در مقدار عدم تعادل دینامیکی و استاتیکی خواهند شد. این گشتاورها تنها بر موتور چرخ عکس العملی وارد می شوند و به صورت زیر محاسبه می شوند.

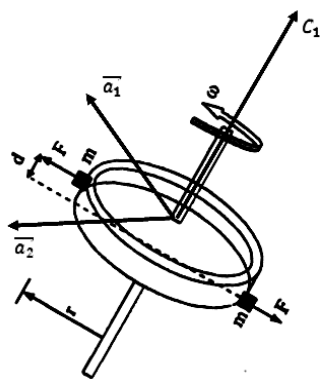
$$T_e = T_f + T_v + t_{rb} + t_r \quad (23)$$

در رابطه فوق،  $T_f$  مدل اصطکاک کولمبی چرخ بوده که در ادامه

محاسبه خواهد شد و  $T_v$  گشتاور اصطکاک لزجی چرخ می باشد که به صورت زیر محاسبه می شود:

$$T_v = \lambda \omega_w \quad (24)$$

در رابطه فوق،  $\lambda$  ضریب اصطکاک لزجی چرخ می باشد. گشتاور اغتشاشی عدم تعادل دینامیکی ناشی از عدم همراستایی زاویه ای محور اصلی چرخ و محور چرخش می باشد. 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 می شود. با توجه به اینکه ستون های ماتریس C (ماتریس انتقال گشتاور به چرخ) نشان دهنده راستای محور چرخش چرخ عکس العملی در دستگاه بدنه ماهواره هستند و اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی در راستای عمود بر محور چرخش به سامانه وارد می شوند برای پیدا کردن راستای اعمال گشتاورهای اغتشاشی به سامانه لازم است تا دو بردار متعامد بر راستای محور هر چرخ مشخص گردند. ترتیب این دو بردار به گونه ای انتخاب می شوند که با بردار محور اصلی چرخ دستگاه متعامد راست گرد بسازند. با فرض اینکه این دو بردار  $a_1$  و  $a_2$  فرض شوند، این ساختار در شکل ۷ نشان داده شده است [۱۰].



شکل ۷. مدل عدم تعادل دینامیکی در چرخ عکس العملی

لذا اغتشاشات دینامیکی و استاتیکی ایجاد شده توسط این چرخ توسط معادلات زیر بیان می شوند:

$$U_{di} = D_{di} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_1 + D_{di} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_2 \quad (25)$$

که در آن  $\phi_i$  وضعیت چرخ  $\dot{\alpha}_m$  در لحظه مورد نظر و  $\phi_{0i}$  زاویه عدم تعادل در وضعیت صفر چرخ  $\dot{\alpha}_m$  می باشد. همچنین  $D_{di}$  ضریب اغتشاش دینامیکی چرخ ها می باشند که به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$D_{di} = m_i r_i d_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (26)$$

### 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 ارایه شده در [۱۱] استفاده شده است.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_w \\ \dot{T}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_w^{-1}(u_{out} - I_w C^T \dot{\omega}) \\ \beta \omega_w (T_f \text{sign}(\omega_w) - T_{f0})^2 \end{bmatrix} \quad (32)$$

که در رابطه فوق  $\beta$  ضریب *rest slop* یا تاقان و  $T_{f0}$  ضریب اصطکاک کولمبی است [۱۲].

برای تقریب زدن تابع *sign* از تابع  $\text{sign}(\omega_w) = \tanh\left(\frac{\omega_w}{1-\alpha}\right)$  استفاده می شود و  $\alpha=0.88$  در نظر گرفته می شود. لذا با توجه به شکل ۵،  $u_{out}$  به صورت زیر به دست می آید:

$$u_{out} = K_f I_m - T_e \quad (33)$$

و  $I_m$  نیز به صورت زیر محاسبه خواهد شد:

$$I_m = \frac{T_{Command}}{K_f} + G(s)(\omega_w - \omega_{out}) \quad (34)$$

در رابطه فوق  $T_{Command}$ ، گشتاور کنترلی حاصل از زیر سامانه کنترل وضعیت می باشد که به صورت زیر محاسبه می شود:

$$T_{Command} = C^{-1} u_{control} \quad (35)$$

در رابطه فوق  $u_{control}$  قانون کنترل تناسبی- مشتقی می باشد که در ادامه طراحی خواهد شد. لازم به ذکر است این جریان پس از اعمال محدودیت های توان، گشتاور و سرعت چرخ به موتور اعمال می شود. لذا در ادامه به بررسی این محدودیت ها خواهیم پرداخت.

### محدودیت های توان و گشتاور

ساختار فیزیکی و محدودیت های 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 ( $-2V_{max,m}$ ) به منظور جلوگیری از افزایش بیش از حد سرعت چرخ  $\omega_{w-max}$ ، یک مدار محدود کننده سرعت در ساختار چرخ در نظر گرفته می شود. برای مدل کردن این مدار می توان از یک بازخورد منفی سرعت با بهره بزرگ استفاده نمود تا با افزایش سرعت موتور، باعث کاهش سریع سرعت موتور شود. در این حالت جریان موتور به صورت زیر محدود می شود.

$$|I_m| \leq (V_{MAX\_w} - V_{EMF}) / k_b \quad (36)$$

با ضریب بازخورد محدود کننده سرعت و ولتاژ متناظر  $V_{MAX\_w}$  و  $k_b$  ضریب بیشینه مجاز برای موتور است. بیشینه ولتاژ منبع نیز باعث محدود شدن سرعت موتور بر اساس فرمول زیر می شود.

گشتاور اغتشاشی عدم تعادل استاتیکی ناشی از انحراف مرکز جرم چرخ از محور چرخش که به صورت شکل ۸ نشان داده می شود [۱۰]. این اغتشاش به صورت زیر محاسبه می شود:

$$f_{si} = D_{si} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_1 + D_{si} \omega_{wi}^2 \sin(\phi_i + \phi_{0i}) \bar{a}_2 \quad (27)$$

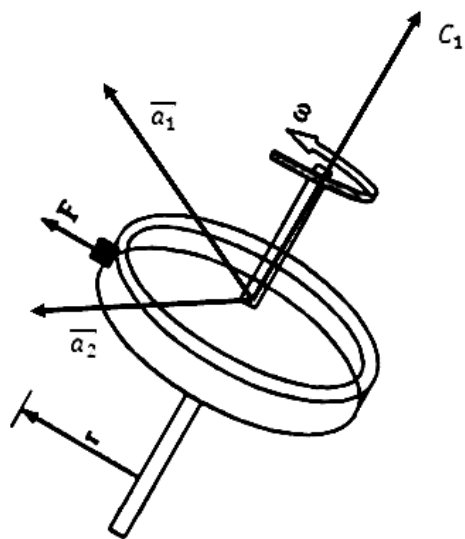
$D_{si}$  ضریب اغتشاش استاتیکی چرخ ها می باشد که به صورت زیر محاسبه می شوند:

$$D_{si} = m_i r_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (28)$$

آنگاه گشتاور اغتشاشی استاتیکی به صورت زیر محاسبه می شود:

$$U_{si} = R_{wi} \times f_{si} \quad (29)$$

$R_{wi}$  فاصله چرخ  $i$ ام از مرکز جرم ماهواره می باشد.



شکل ۸ مدل عدم تعادل استاتیکی در چرخ عکس العملی

اغتشاشات ایجاد شده توسط یاتاقان موتور به واسطه عدم تطابق مرکز محور موتور و یاتاقان ایجاد می شود. این اغتشاش فرکانسی برابر با فرکانس چرخش موتور دارد و به صورت زیر مدل می شود [۱۱]:

$$t_{rb} = C_s \sin(\phi + \phi_0) \quad (30)$$

در رابطه فوق،  $C_s$  ضریب اصطکاک یاتاقان،  $\phi$  زاویه وضعیت چرخ و  $\phi_0$  وضعیت اولیه چرخ است. اغتشاش ناشی از ریل موتور با فرکانس  $3 \times P$  برابر فرکانس چرخش موتور ایجاد می شود و آن را به صورت زیر می توان مدل کرد [۱۱]:

$$t_r = B \sin(3P\theta) \quad (31)$$

که در آن  $B$  ضریب ریل موتور و  $P$  تعداد قطب های موتور است.

$$V = \frac{1}{2} \omega_\alpha^T J \omega_\alpha + \frac{1}{2} (\Omega - \Omega_f)^T K (\Omega - \Omega_f) \quad (41)$$

در رابطه فوق  $K$  ماتریس قطری و مثبت معین می باشد و  $\Omega_f$  وضعیت مطلوب ماکسور می باشد. لذا  $\dot{V}$  به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{V} = \omega_\alpha^T [\omega_0 J a_2^\times \omega_\alpha - \omega \times J \omega - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} - u_{control}] \quad (42)$$

$$\dot{V} = \omega_\alpha^T [-\omega_0^2 a_2^\times J a_2 - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} - u_{control}]$$

با توجه به رابطه فوق، قانون کنترل مناسب به صورت زیر به دست می آید:

$$u_{control} = u_{PD} = -\omega_0^2 a_2^\times J a_2 - \omega \times (Ch_a) + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D \omega_\alpha \quad (43)$$

در رابطه فوق  $D$  ماتریس مثبت معین می باشد. لذا با استفاده از قانون کنترل فوق  $\dot{V} \leq 0$  خواهد بود. با استفاده از قانون کنترل فوق  $\dot{V}$  تنها زمانی صفر می شود که  $\Omega = \Omega_f$ . لذا با استفاده از این قانون کنترل، دینامیک غیرخطی ماکسور به صورت مجانبی پایدار خواهد بود. از دیدگاه انرژی، ترم  $\omega \times (Ch_a)$  در پایداری و کارکرد ماکسور اثر نداشته و قابل صرف نظر کردن است. لذا قانون کنترل به صورت زیر ساده می شود:

$$u_{control} = u_{PD} = -\omega_0^2 a_2^\times J a_2 + R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + \tau_{gravity} + D \omega_\alpha \quad (44)$$

همچنین با انتخاب مناسب ماتریس های  $K$  و  $D$ ، ترم های  $\tau_{gravity}$  و  $-\omega_0^2 a_2^\times J a_2$  در کارکرد و پایداری ماکسور اثر نداشته و مقدار آن ها در مقایسه با سایر ترم ها به اندازه ای کوچک است که قابل صرف نظر کردن خواهد بود. لذا قانون کنترل را می توان به صورت زیر ساده نمود:

$$u_{control} = u_{PD} = R^{-T} (\Omega) K (\Omega - \Omega_f) + D \omega_\alpha \quad (45)$$

قانون کنترل فوق بسیار شبیه به یک کنترل کننده تناسبی-مشتقی می باشد. با اعمال قانون کنترل فوق به دینامیک غیرخطی ماکسور خواهیم داشت:

$$\dot{\omega}_\alpha + J^{-1} (D - \omega_0 a_2^\times) \omega_\alpha + \omega_{\text{css}} = 0 \quad (46)$$

در رابطه فوق  $\omega_{\text{css}}$  بیان کننده خطای حالت ماندگار سرعت زاویه این ماکسور نسبت به دستگاه مختصات مداری خواهد بود و از رابطه زیر به دست می آید:

$$V_{EMF} < V_{\max\_m} \longrightarrow k_f \omega_w < V_{\max\_m} \quad (37)$$

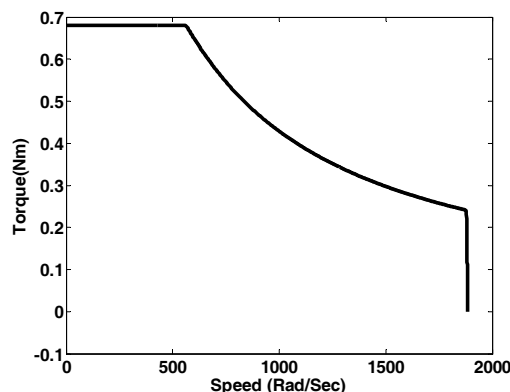
همچنین مقاومت سیم پیچ موتور باعث ایجاد محدودیتی به صورت زیر در جریان می شود [۱۱]:

$$|I_m| \leq \left| \frac{V_{\max\_m} - V_{EMF}}{R} \right| \quad (38)$$

$V_{\max\_m}$  بیشینه ولتاژ اعمالی به موتور و  $V_{EMF}$  ولتاژ معکوس القایی موتور است. عامل دیگر محدود کننده گشتاور محدودیت توان می باشد. 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  $V_{\max\_m}$  می باشد. در این صورت رابطه زیر برای حداکثر جریان اعمالی به موتور بر قرار است [۱۱]:

$$p_{\max} - p_q > I_m^2 R_r + a \cdot |I_m| \cdot V_{\max\_m} + \omega_w \cdot I_m \cdot k_f \quad (39)$$

در آن  $I_m$  جریان موتور و  $R_r$  مقاومت سیم پیچ موتور می باشد. در موتور به کار رفته در این مقاله مقاومت موتور  $R_r$  برابر با ۰/۰۴ اهم، ضریب  $K_f$  برابر با ۰/۱۷۵، جریان بیشینه موتور ۳۸/۸۵ آمپر، ولتاژ منبع برابر با ۳۳ ولت،  $p_q$  برابر ۱۰ وات، حداکثر گشتاور چرخ برابر ۰/۶۸ نیوتن-متر و  $a = 0.04$  در نظر گرفته می شود. لذا نمودار تغییر گشتاور و توان با افزایش سرعت ناشی از محدودیت های فوق مطابق شکل ۹ به دست می آید.



شکل ۹. منحنی سرعت-گشتاور چرخ عکس العملی

### طراحی سامانه کنترل وضعیت ماکسور ( $T_{Command}$ )

به منظور طراحی سامانه کنترل وضعیت ماکسور معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماکسور را به صورت زیر بازنویسی می کنیم:

$$\dot{\Omega} = R^{-1} (\Omega) \omega_\alpha \quad (40)$$

$$J \dot{\omega}_\alpha = \omega_0 J a_2^\times \omega - \omega \times H + \tau_{gravity} - u_{control}$$

به منظور طراحی قانون کنترل مناسب برای معادلات غیرخطی دینامیک ماکسور، تابع لیاپانوف زیر را در نظر می گیریم:

## شبه‌سازی

در این بخش به منظور بررسی کارکرد کنترل‌کننده طراحی شده برای انجام مانورهای زاویه بزرگ ماهواره و در حضور مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی، مانورهای مطلوب ماهواره را مطابق جدول ۱، در نظر می‌گیریم.

لازم به ذکر است در اغلب ماهواره‌های تصویربرداری و سنجش از دور برای انجام تصویربرداری مانورهای بزرگ ماهواره حول محورهای رل و پیچ انجام می‌گیرد و مانور حول محور یاو مدنظر نبوده و همواره تلاش می‌شود چرخش حول این محور نزدیک صفر باشد [۶-۷].

جدول ۱. مانورهای زاویه بزرگ مطلوب ماهواره

مانور	توضیح	{رل، پیچ، یاو} درجه از
مانور اولیه	مانور از شرایط اولیه به سمت ندریر در ۵۰ ثانیه	{0,0,0} {5,-5,5} 0 50]sec مدت مانور
مانور ۱	مانور از ندریر به وضعیت فرضی ۱ در مدت ۱۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,30,0} 50 150]sec مدت مانور
مانور ۲	مانور از وضعیت فرضی ۱ به وضعیت فرضی ۲ در مدت ۱۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,30,0} 150 250]sec مدت مانور
مانور ۳	مانور از وضعیت فرضی ۲ به وضعیت فرضی ۳ در مدت ۱۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,-30,0} 250 350]sec مدت مانور
مانور ۴	مانور از وضعیت فرضی ۳ به سمت ندریر در مدت ۱۰۰ ثانیه	{0,0,0} {30,-30,0} 350 600]sec مدت مانور

بنابراین مطابق این جدول، ماهواره باید از شرایط اولیه  $\{5,-5,5\}^0$  در مدت ۵۰ ثانیه به سمت ندریر  $\{0,0,0\}^0$  نشانه‌روی کند (مانور اولیه). سپس با انجام مانور سریع به اندازه ۳۰ درجه حول محورهای رل و پیچ  $\{30,30,0\}^0$  در مدت ۱۰۰ ثانیه به وضعیت فرضی ۱ می‌رسد (مانور ۱). سپس با انجام مانورهای سریع در مدت ۱۰۰ ثانیه دوباره به سمت ندریر نشانه‌روی می‌نماید (مانور ۲). در ادامه با انجام مانور به اندازه ۳۰ درجه حول محور رل و ۳۰- درجه حول محور پیچ  $\{30,-30,0\}^0$  در مدت ۱۰۰ ثانیه به وضعیت فرضی ۲ می‌رسد (مانور ۳) و در انتها با انجام مانورهای سریع به سمت ندریر  $\{0,0,0\}^0$  باز می‌گردد (مانور ۴).

لذا به منظور انجام مانورهای زاویه بزرگ فوق، پس از اعمال قانون کنترل وضعیت تناسبی-مشتقی طراحی شده، دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره در حالت ایده‌آل (بدون اثر مدل چرخ) و در حضور مدل چرخ عکس‌العملی را در وضعیت‌های

$$\omega_{\text{css}} = J^{-1}(R^{-T}(\Omega)K(\Omega - \Omega_f) + \omega \times H - \tau_{\text{gravity}}) \quad (47)$$

با استفاده از رابطه فوق خواهیم داشت:

$$\Omega_e = \Omega - \Omega_f = K^{-1}R^T(\Omega)(J\omega_{\text{css}} + \tau_{\text{gravity}} - \omega \times H) \quad (48)$$

لذا اگر ماتریس  $K$  به اندازه کافی بزرگ انتخاب شود، خطای وضعیت ماهواره در مانورهای با زاویه بزرگ نیز نزدیک صفر خواهد شد. در مرجع [۵] مقدار مناسب برای ماتریس  $K$  و  $D$  به صورت زیر پیشنهاد شده است:

$$K = (\omega_n^2 + 2\xi\omega_n / T)\bar{J} \quad (49)$$

$$D = (2\xi\omega_n + 1/T)\bar{J}$$

در رابطه فوق  $\bar{J} = \text{diag}(J_{11}, J_{22}, J_{33})$  و  $T$  زمان نمونه‌برداری حلقه کنترل وضعیت می‌باشد. همچنین  $\omega_n$  و  $\xi$  بیان‌کننده مشخصات زمانی مطلوب پاسخ سامانه خطی می‌باشد. لازم به ذکر است روابط فوق در تعیین ضرایب کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی زمانی صادق می‌باشند که مدل دینامیکی ماهواره به صورت خطی در نظر گرفته شوند و در صورتی که دینامیک غیرخطی ماهواره مدنظر باشد، با استفاده از روابط فوق تنها محدوده مناسب ضرایب کنترل‌کننده تعیین می‌شود. بنابراین برای رسیدن به پاسخ مناسب، با تغییر ضرایب به دست آمده از روابط فوق و به صورت سعی و خطا می‌توان کنترل‌کننده مناسب را طراحی نمود. در ماهواره مورد طراحی با در نظر گرفتن ماتریس ممان اینرسی ماهواره به صورت:

$$J = \begin{bmatrix} 389.99 & -3.28 & -11.57 \\ -3.28 & 391.83 & -7.42 \\ -11.57 & -7.42 & 176.58 \end{bmatrix} \text{Kg}m^2 \quad (50)$$

و در نظر گرفتن  $\omega_n = 0.27$  و  $\xi = 0.9$  ضرایب کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی با استفاده از رابطه (۴۹) به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$D = \begin{bmatrix} 188 & 0 & 0 \\ 0 & 190.42 & 0 \\ 0 & 0 & 85.81 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} 56.42 & 0 & 0 \\ 0 & 57.12 & 0 \\ 0 & 0 & 25.74 \end{bmatrix} \quad (51)$$

که با سعی و خطا و تغییر ضرایب فوق جهت حصول پاسخ مناسب، ضرایب کنترل‌کننده تناسبی - مشتقی به صورت زیر انتخاب می‌شوند.

$$D = \begin{bmatrix} 188.68 & 0 & 0 \\ 0 & 190 & 0 \\ 0 & 0 & 85.81 \end{bmatrix}, K = \begin{bmatrix} 56.45 & 0 & 0 \\ 0 & 57.7 & 0 \\ 0 & 0 & 50.88 \end{bmatrix} \quad (52)$$



فرضی ۲۱ و مورد مقایسه و ارزیابی قرار می‌دهیم. به منظور انجام شبیه‌سازی، مشخصات چرخ عکس‌العملی مورد استفاده مطابق جدول ۲ در نظر گرفته شده‌اند. همچنین گشتاور اغتشاشی گرادیان جاذبه‌ای به‌عنوان گشتاور اغتشاشی غالب و یک گشتاور اغتشاشی ثابت به مقدار  $10^{-4}$  نیوتن-متر در راستای هر سه محور اعمال شده است. شکل ۱۰، بیان‌کننده وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن اثر چرخ‌های عکس‌العملی می‌باشد. با توجه به این شکل، با اعمال قانون کنترل طراحی شده و در حضور مدل چرخ‌های عکس‌العملی، در وضعیت‌های فرضی ۱ و ۲ دقت کنترل وضعیت بهتر از ۰/۰۲ درجه قابل حصول می‌باشد.

جدول ۲. پارامترهای چرخ عکس‌العملی

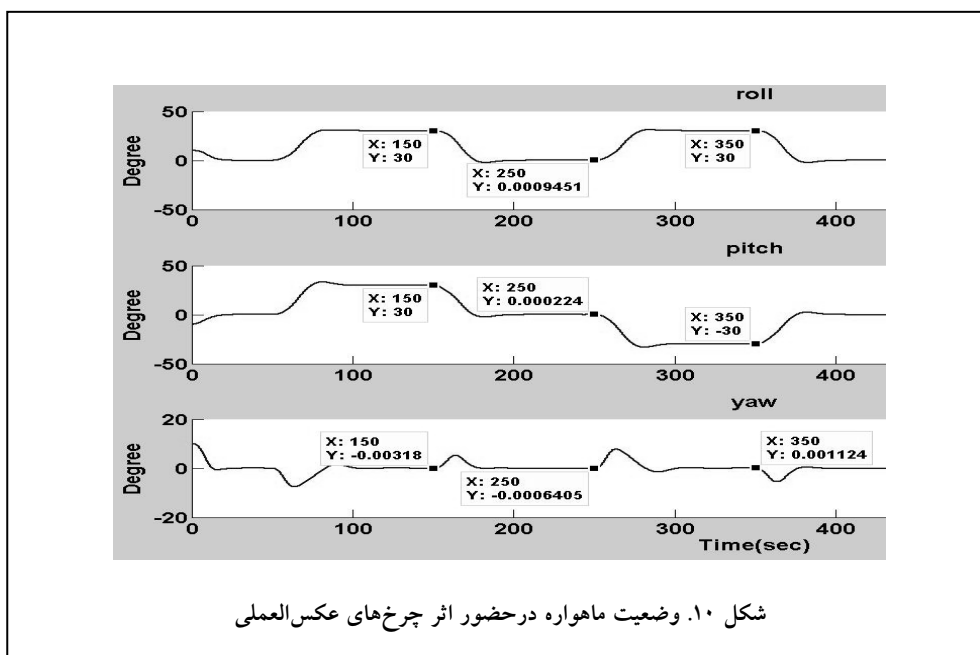
$I_{wi}$	ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی	0.086 Kgm <sup>2</sup>
$K_f$	ضریب تناسب جریان موتور	0.0175
$D_{di}$	ضریب اغتشاش دینامیکی	$3 \times 10^{-6}$
$D_{si}$	ضریب اغتشاش استاتیکی	$7.2 \times 10^{-6}$
$\beta$	ضریب <i>rest slop</i>	4
$T_{f0}$	ضریب اصطکاک کولمبی	$4 \times 10^{-2}$
$R_r$	مقاومت موتور	0.08
$t_{rb} + t_r$	اغتشاش ناشی از یاتاقان‌ها و ریبل موتور	$4 \times 10^{-2}$
$\lambda$	ضریب اصطکاک لزجی	$3 \times 10^{-2}$

تا کوتر بعد از فیلتر دیجیتال  $\omega_{out}$  و قبل از فیلتر دیجیتال را نشان می‌دهد. مطابق این شکل مشخص می‌شود که سرعت حاصل از خروجی فیلتر طراحی شده برای تا کوتر بسیار به مقدار سرعت واقعی ماهواره نزدیک شده است. شکل ۱۲ دقت پایداری ماهواره بدون و با حضور اثر مدل چرخ‌های عکس‌العملی را پس از بزرگ‌نمایی در یک محدوده مشخص نشان می‌دهد. با توجه به این شکل دقت پایداری ماهواره در حضور مدل چرخ عکس‌العملی تا حدود ۱۰ برابر کاهش می‌یابد که در طراحی و ساخت زیرسامانه کنترل وضعیت با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی باید لحاظ گردد. گشتاور مطلوب و گشتاور واقعی حاصل از چرخ‌های عکس‌العملی در شکل ۱۳ نشان داده شده است. مطابق با این شکل مشخص است که گشتاور مورد نیاز و مطلوب برای انجام مانورهای زاویه بزرگ ماهواره توسط چرخ‌ها و با در نظر گرفتن محدودیت‌های آن‌ها به‌خوبی تولید شده‌اند و دقت وضعیت و دقت پایداری مورد نیاز ماهواره به‌خوبی تامین شده است.

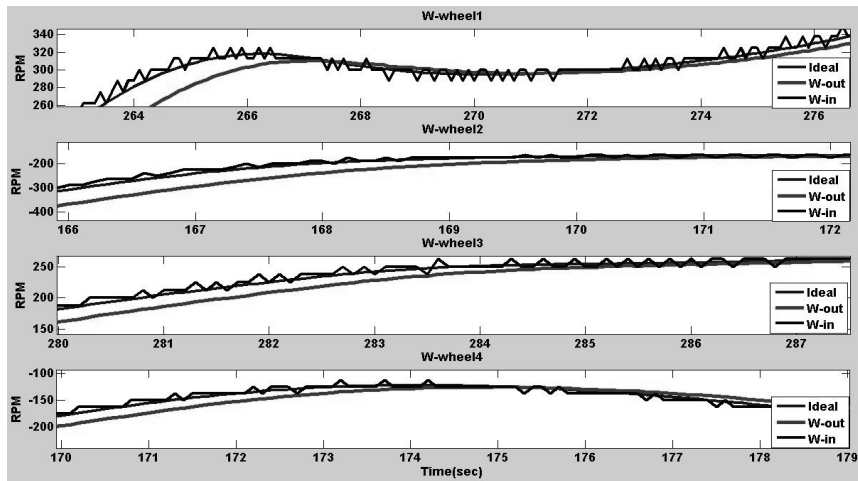
### نتیجه‌گیری

در این مقاله یک سامانه کنترل وضعیت برای مانورهای زاویه بزرگ یک ماهواره پایدار شده سه محوره و با استفاده از ۴ چرخ عکس‌العملی و با ساختار هرمی طراحی گردید و اثر چرخ‌های عکس‌العملی بر دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره مورد بررسی قرار گرفت.

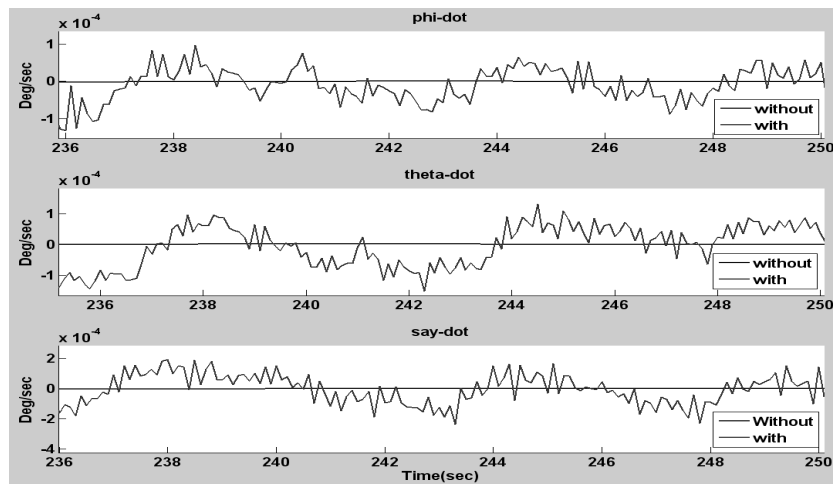
شکل ۱۱ سرعت واقعی ماهواره، سرعت اندازه‌گیری شده توسط



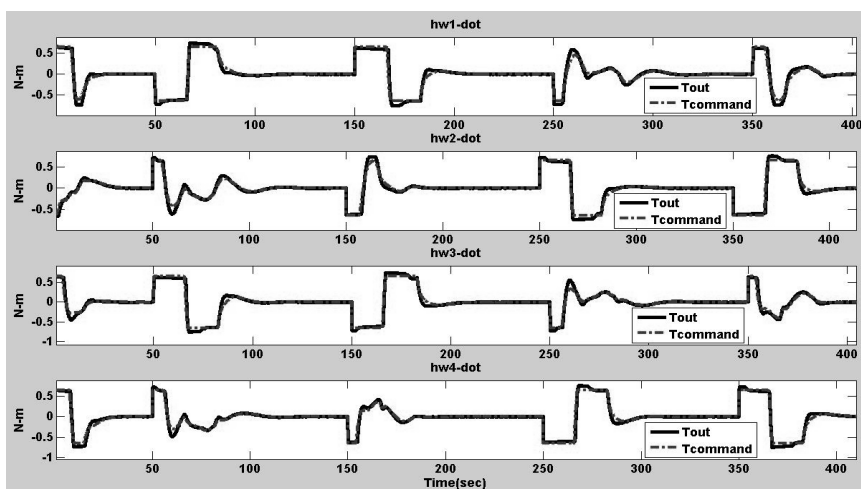
شکل ۱۰. وضعیت ماهواره در حضور اثر چرخ‌های عکس‌العملی



شکل ۱۱. سرعت ماهواره در حالت ایده‌آل و خروجی تاکومتر قبل و بعد از فیلتر دیجیتال



شکل ۱۲. دقت پایداری ماهواره بدون و با در نظر گرفتن اثر مدل چرخ‌های عکس‌العملی



شکل ۱۳. گشتاور کنترلی مطلوب و گشتاور خروجی چرخ‌های عکس‌العملی

در این راستا یک قانون کنترل تناسبی - مشتقی طراحی شده و پایداری آن با استفاده از روش لیاپانوف به اثبات رسید. از آنجایی که مدل چرخ‌های عکس‌العملی به شدت روی دقت پایداری و دقت کنترل وضعیت ماهواره اثر می‌گذارند، لذا در این مقاله مدل دقیق اجزای چرخ‌های عکس‌العملی شامل تاکومتر، کنترل‌کننده سرعت چرخ، اغتشاشات ناشی از عدم تعادل استاتیکی و دینامیکی چرخ‌ها، مدل اصطکاک، اغتشاشات ناشی از یاتاقان‌ها، ریپل موتور و محدودیت‌های گشتاور و توان در نظر مدل‌سازی شده و به منظور بررسی کارایی سامانه کنترل وضعیت طراحی شده، اثر آن‌ها بر دقت کنترل وضعیت و دقت پایداری ماهواره با استفاده از شبیه‌سازی مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج حاصل از شبیه‌سازی کارایی کنترل‌کننده وضعیت طراحی شده در حضور مدل دقیق چرخ‌های عکس‌العملی را در انجام مانورهای سریع و زاویه بزرگ ماهواره نشان می‌دهد. همچنین نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند که استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی با ابعاد و مشخصات بیان شده، دقت پایداری ماهواره را حداقل تا ۱۰ برابر نسبت به حالت ایده‌آل کاهش می‌دهند که باید در طراحی زیرسامانه‌های کنترل وضعیت با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی لحاظ گردد.

## مراجع

- Stephen F. Andrews, "Nonlinear Predictive Control of Spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 6, November-December 1997, pp. 1096-1103..
- Sahjendra N. Singh, "Model Reference Adaptive Attitude Control of Spacecraft Using Reaction Wheels", *Proceedings of 25<sup>th</sup> Conference on Decision and Control*, Athens, Greece, 1986.
- Y.W. Jan, J.C. Chiou, "Minimum-time spacecraft maneuver using sliding-mode control", *Acta Astronautica* 54 (2003) 69 - 75, Elsevier 2003.
۶. بلندی، حسین و فانی صابری، فرهاد، "کنترل وضعیت ماهواره‌های تصویربرداری استریو با مانورهای چرخشی سریع و با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی"، هفتمین همایش سالانه (بین‌المللی) انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۸۶.
۷. بلندی، حسین و فانی صابری، فرهاد، "طراحی سامانه کنترل وضعیت یک ماهواره با ماموریت تصویربرداری استریو به روش نوین ترکیب مانورهای طولی و عرضی"، هشتمین کنفرانس سالانه (بین‌المللی) انجمن هوافضای ایران، اصفهان، شاهین شهر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۷.
- Johannes Schoonwinkel, "Attitude determination and control system of nano satellite", *Master of Science in Engineering*, University of Stellenbosch, October 2007.
- Shengmin Ge, Hao Cheng, "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.
- R. A. Masteron, D. W. Miller, R. L. Grogan, "Development and Validation of Reaction Wheel Disturbance Models: Empirical Model", *Journal of Sound and Vibration* (2002), 249 (3), 575-598.
- Hamed Azarnoush, "Fault diagnosis in spacecraft attitude control system", M.S Thesis, Concordia university, Canada, 2005.
- Qiyu WANG, Jianping YUAN, Zhanxia ZHU, "The Application of Error Quaternion and PID Control Method in Earth Observation Satellite's Attitude Control System", 1<sup>st</sup> International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, ISSCAA, 2006.
- Hyochoong Bang, Min-Jea Tahka, Hyung-Don Cho, "Large angle attitude control of spacecraft with actuator saturation", *Control Engineering Practice* 11. pp. 989-997, Elsevier 2003.
- John L. Crassidis, F. Landis Markley, Tobin C. Anthony,