

طراحی مفهومی کنترل وضعیت یک فضاپیما بر مبنای جرم متحرک

یکی از مسائل مهم در طراحی فضاپیماها، انتخاب مناسب و کارآمد زیرسیستم کنترل وضعیت آن است. سازنده‌ها معمولاً روش‌های رایج را با کمی تغییرات در بخش سخت‌افزاری یا نرم‌افزاری سیستم کنترل آن‌ها به کار می‌گیرند. در این مقاله، امکان تحقق طراحی سیستم کنترل وضعیت فضاپیما از طریق جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران فضاپیما، بررسی خواهد شد. ضرورت انجام این تحقیق، کاهش تجهیزات و سامانه‌های زیرسیستم کنترل وضعیت از قبیل ترانسترها، لوله‌های انتقال سوخت، شیرهای اتوماتیک، نازل‌ها، کابل‌های انتقال قدرت، سیگنال‌های کنترلی، پیچیدگی‌های ساختاری و سازه‌ای می‌باشد. تحقق این امر در فضاپیما باعث کاهش پارامترهای وزن، هزینه و پیچیدگی‌های سازه‌ای خواهد شد. این طرح به‌عنوان روش جدید در این حوزه برای اولین بار ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: سیستم کنترل وضعیت، جابه‌جایی صفحه‌ای، سیگنال‌های کنترلی، طراحی سیستمی

امیر کارگرنجفی^{۱*}، کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مهران علی عزیزی^۲، استادیار، گروه دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*نویسنده مخاطب، آدرس: اصفهان، کدپستی: ۸۱۷۶۷۳۴۳۱۳

amir.galaxy@gmail.com

Conceptual Design of the Spacecraft Attitude Control Based on the Plane Displacement of the Propulsion System

One of the important factors in the design of spacecraft is the efficient selection of spacecraft attitude control system. In some cases, due to the mission of spacecraft, several status control systems are used in combination. The achievement of practical and efficient methods as well as new methods in subsystem of state control is of particular importance. Therefore, studies and researches carried out in this field are often applied to improve the efficiency of state control and optimization methods from parameters such as fuel consumption, time, and cost. In this research, possibility of realizing the design of the spacecraft control system through the displacement of main engine will be examined. It is necessary to reduce equipment and systems of the state control subsystem, including: (thrusters, fuel transfer pipes, automatic valves, nozzles, power transmission cables, control signals, and structural complexities). Realizing the above-mentioned requirement in spacecraft will reduce the weight, cost, and complexity of the instruments.

Keywords: Attitude control system, Plane displacement, Control signals, System design

A. Kargarnajafi^{1*}, M.Sc., Malek Ashtar University

M.A. Azizi², Associate Professor, Department, Dynamic of Flight and Control, Maleke-ashtar University of technology

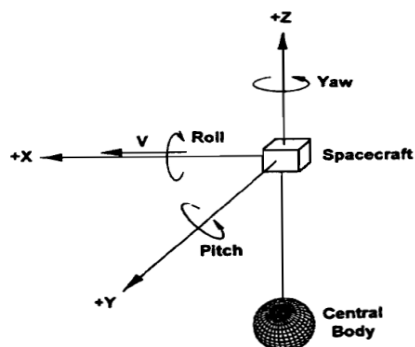
*Corresponding Author, Postal Code: 8176734313, Esfahan, IRAN

amir.galaxy@gmail.com

مقدمه

هر فضاپیما برای انجام مأموریت فضایی نیاز به یک زیرسیستم کنترل وضعیت دارد. تعدادی از روش‌های رایج برای کنترل وضعیت فضاپیماها عبارت‌اند از: (گرادیان جاذبه - گشتاور مغناطیسی - پایداری سه محوره - تراسترها-پایداری تک اسپین- پایداری دو اسپین - چرخ‌های مومتوم - دستگاه جابجایی جرم - دستگاه غیرفعال) [۱].

مفهوم کنترل و تعیین وضعیت فضاپیما، شامل طیف وسیعی از تکنیک‌ها و روش‌های کنترلی برای قرارگرفتن فضاپیما در جهت مطلوب می‌باشد [۲]، همچنین کنترل وضعیت با جهت‌گیری محورهای فضاپیما نسبت به دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز انجام می‌شود. به‌طور رایج وضعیت لحظه‌ای فضاپیما با زوایای پیچ، رول و یاو مشخص می‌گردد [۳]. دستگاه مختصات اینرسی که اغلب مورد استفاده قرار می‌گیرد، در شکل ۱ آورده شده است.



شکل ۱. دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز [۱].

محور X موازی با بردار سرعت فضاپیما است. محورهای X و Z در صفحه مداری قرار گرفته‌اند و محور Z به سمت بالا و مخالف جهت بردار جاذبه زمین است. محور Y بر صفحه مداری عمود است.

با اندازه‌گیری اختلاف زاویه محورهای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی وضعیت فضاپیما مشخص می‌گردد. با توجه به اختلاف‌های به وجود آمده در طی انجام مأموریت در زوایای پیچ، رول و یاو وظیفه سیستم کنترل وضعیت فضاپیما، کنترل کردن محورهای دستگاه مختصات بدنی فضاپیما در محدوده از پیش تعیین شده است.

اسپوتنیک-۱ نخستین ماهواره فضایی جهان است که در سال ۱۹۵۷ توسط اتحاد جماهیر شوروی از پایگاه فضایی بایکونور^۲ به مدار زمین پرتاب شد. این ماهواره سیستم کنترل وضعیت ندارد و به آن اجازه داده شده است تا حول تمام

محورهای خود دوران آزاد داشته باشد. اکسپلورر-۱^۳ اولین ماهواره آمریکایی بود که در سال ۱۹۵۸ از پایگاه نیروی هوایی کیپ کاناورال^۴ فلوریدا به مدار زمین پرتاب شد. این ماهواره ساده‌ترین سیستم کنترل وضعیت را داشته است یعنی سیستم پایداری از طریق دوران حول یک محور [۳].

در سال ۲۰۱۶ رفتار دو سامانه چرخ عکس‌العملی و کوپل گشتاور مغناطیسی توسط یاگوآنگ یانگ به‌طور هم‌زمان بر روی یک فضاپیما مورد تحلیل قرار گرفته است برای تحلیل عملکرد دو سامانه به‌صورت هم‌زمان، از روش کنترلی LQR^۵ زمان متغیر متناوب استفاده شده است [۴].

در سال ۲۰۱۵ دنیل مورتاری و همکارانش در دانشکده هوافضا دانشگاه تگزاس آمریکا بر روی روشی برای کم کردن زمان پاسخ نیروی تراست در انجام مانور مداری ماهواره‌های زمین ثابت شرق به غرب کار کرده‌اند. این روند را با ثابت نگه‌داشتن ایستگاه ماهواره انجام داده‌اند [۵].

در سال ۲۰۱۴ کوثری و همکارانشان روشی نوین برای طراحی چیدمان بهینه تراسترها در ماهواره مخابراتی زمین آهنگ ارائه کرده‌اند. هدف آن‌ها از این طرح، کمینه کردن مصرف سوخت و افزایش دقت کنترل وضعیت بوده است [۶].

یکی از روش‌های مدرن جهت کنترل وضعیت فضاپیما، استفاده از تراسترهای پالس پلاسمایی است. ساختار رانشگر پالس پلاسمایی، حد واسط دو سیستم لامپ فلورسنت و ریل‌گان^۶ می‌باشد.

در سال ۲۰۱۴ مرکز تحقیقات لوپس ناسا و کمپانی هوافضای اولین برای ارتقای تراسترهای پالس پلاسمایی در جهت دو برابر کردن توانایی ضربه و نصف کردن جرم سیستم، نسبت به تراسترهای پالس پلاسمایی موجود در گذشته، در پروژه تحقیقاتی مشترک با یکدیگر همکاری کردند [۷].

در سال ۲۰۰۹ سبقت‌الهی هوابیمای عمود پروازی را اختراع کرده است که با جابه‌جایی موتور در دو محور X و Y گشتاورهای لازم برای کنترل در دو محور را به دست آورده است. سیستم کنترل وضعیت این هوابیما با استفاده از جابه‌جایی صفحه‌ای موتور اصلی انجام شده است. موتور اصلی این عمودپرواز یک موتور توربوجت است. ایده اصلی در این اختراع، تمرکز بر سامانه کنترلی، بدون استفاده از سطوح کنترلی و یا کنترل گاز دینامیکی بوده است [۸].

در سال ۲۰۰۸ سون جو چانگ و همکارانش تحقیقی تحت عنوان کنترل بدون پیشران به فرم پرواز کابلی و کم کنترل غیرخطی انجام داده‌اند. در این تحقیق یک روش برای کنترل وضعیت فضاپیما بدون نیاز به پیشران ارائه شده است و

3. Explorer 1
4. Cape Canaveral
5. Linear Quadratic Regulator
6. Railgun

1. Sputnik_1
2. Baikonur

طراحی مفهومی کنترل وضعیت یک فضاپیما بر مبنای جرم متحرک

مشخصات این ماهواره که در شبیه‌سازی استفاده شده است در جدول ۱ آمده است:

جدول ۱. پارامترهای شبیه‌سازی [۱۱].

Simulation Parameters (Brazilian Satellite)			
Parameters	value		
Principal momentum of inertia (Kg m ²)	Ixx	Iyy	Izz
	305.8	314	167.3
Torque arm (m)	1		
Mean orbital motion (rad/s)	0.001		
Mass (Kg)	578.05		
orbit altitude (km)	750		
Eccentricity	0		
Maximum Force (N)	5		
Initial attitude (Degrees)	Ψ	θ	ϕ
	10	10	10
Target attitude (Degrees)	Ψ	θ	ϕ
	0	0	0
Initial Angular Rate (Degrees/s)	[1 1 1]		
Km	1		
Tm	0.1		
Uon	0.45		

دینامیک وضعیت ماهواره

هدف کلی دینامیک وضعیت، بررسی وضعیت فضاپیما در فضا بر حسب زمان به کمک به دست آوردن زوایای اویلر (Ψ, θ, ϕ) است. تحلیل دینامیک وضعیت فضاپیما در دوشاخه سینتیک و سینماتیک مورد بررسی قرار می‌گیرد. در قسمت سینتیک بردارهای سرعت زاویه‌ای به دست می‌آیند. از این بردارها در قسمت سینماتیک استفاده شده و در هر لحظه زوایای اویلر محاسبه می‌شوند. علم سینتیک به مطالعه نیروها و گشتاورهای عامل جنبش جسم می‌پردازد.

طبق مرجع [۱۲] کلیه گشتاورهای وارد بر فضاپیما از معادله ۱ به دست می‌آید. این معادله مشتق بردار مومنتوم زاویه‌ای در دستگاه اینرسی را محاسبه می‌کند.

$$T_{total} = \dot{\vec{h}}_I = \dot{\vec{h}} + \vec{\omega} \times \vec{h} \quad (1)$$

که در آن T_{total} گشتاورهای اعمالی بر ماهواره، \vec{h}_I مشتق بردار مومنتوم زاویه‌ای در دستگاه اینرسی زمین مرکز، $\dot{\vec{h}}$ مشتق بردار مومنتوم زاویه‌ای در دستگاه دلخواه، $\vec{\omega}$ بردار سرعت زاویه‌ای و \vec{h} بردار مومنتوم زاویه‌ای است.

گشتاورهای وارد بر فضاپیما شامل گشتاورهای کنترلی و گشتاورهای اغتشاشی می‌باشند که مجموع آن‌ها کلیه گشتاورهای وارد بر فضاپیما را تشکیل می‌دهند، از معادله ۲ به دست می‌آید.

آن روش فضای کابلی است. روش فضای کابلی به صورت غیرخطی کنترل شده است [۹].

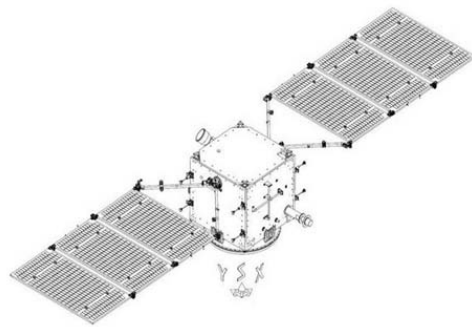
در سال ۲۰۰۰ پورتنک دوست و جلیلیبر روی موضوع نیروی تراست محدود شده برای بهینه کردن مسیر سه بعدی فضاپیما کار کرده‌اند. با استفاده از یک تکنیک جدید بهینه‌سازی مستقیم، تعدادی از مسائل مانورهای بهینه مداری سه بعدی فضاپیما با نیروی رانش محدود مورد بررسی قرار گرفته است [۱۰].

تشریح مسئله

در این تحقیق به دلیل وجود اطلاعات، یک ماهواره مکعبی برزیلی که دارای کنترل وضعیت سه محوره می‌باشد به صورت پیش فرض انتخاب شده است. سپس مدل سازی دینامیکی ماهواره انجام شده و معادلات سنتیک و سینماتیک استخراج شده‌اند. در مرحله بعدی کنترل وضعیت به کمک خطای بردار کواترنیون‌ها^۷ و استفاده از کنترلر PD در دو حالت انجام شده است. در حالت اول کنترل وضعیت به کمک ۱۲ عدد تراستر و روش رایج PMPF^۸ انجام شده است. در حالت دوم به کمک یک عملگر صفحه‌ای که از دو عملگر خطی ساخته شده و قابلیت حرکت صفحه‌ای را فراهم می‌سازد، با حرکت دادن موتور اصلی فضاپیما روی یک صفحه، کنترل وضعیت انجام شده است. در گام بعدی گشتاورهای کنترلی به دینامیک ماهواره در هر دو روش اعمال شده‌اند.

در پایان نمودار تغییرات زوایای اویلر و تلاش کنترلی برای مقایسه دو روش کنترل وضعیت آورده شده‌اند.

ماهواره‌ای که اطلاعات ساختاری و عملکردی آن طبق مرجع [۱۱] برای شبیه‌سازی در این پروژه استفاده شده است و در شکل ۲ آمده است، یک پلت فرم ماهواره برزیلی چند قسمتی است. ساختار این ماهواره مکعبی می‌باشد و مقدار Power کلی آن برابر ۳۰۰ وات می‌باشد.



شکل ۲. ماهواره برزیلی [۱۱].

7. Quaternions
8. Pulse Width Pulse Frequency
9. Brazilian Multisession Platform satellite

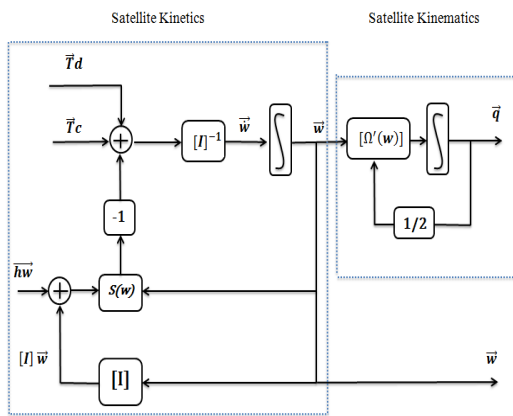
جهت تحلیل دینامیک وضعیت به کمک کواترنیون ها، بدیهی است چنانچه به جای $(\dot{\Psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ مقادیر مؤلفه‌های محاسبه شود، می‌توان با دانستن و انتگرال‌گیری از مقادیر مؤلفه‌های را در هر لحظه از زمان محاسبه کرد و تفسیر نسبتاً کاملی از ماهواره داشت.

$$\dot{q} = \frac{1}{2}[\Omega']\bar{q} \quad (6)$$

همچنین ماتریس $[\Omega']$ به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$[\Omega'] = \begin{bmatrix} 0 & w_z & -w_y & w_x \\ -w_z & 0 & w_x & w_y \\ w_y & -w_x & 0 & w_z \\ -w_x & -w_y & -w_z & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

مدل‌سازی دینامیک کامل ماهواره در شکل ۳ آورده شده است.



شکل ۳. مدل‌سازی دینامیک ماهواره [۱۲].

طراحی مکانیزم کنترل ماهواره

هر ماهواره برای انجام صحیح و دقیق مأموریت خود نیاز به استفاده از زیرسیستم کنترل وضعیت دارد. زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره دو وظیفه را بر عهده دارد. وظیفه اول تعیین وضعیت است. تعیین وضعیت به معنی دانش بلادرنگ یا تأخیری از وضعیت فضاپیما با تلورانس مشخص است. وظیفه دوم کنترل وضعیت است. کنترل وضعیت یعنی حفظ یک وضعیت مشخص یا رسیدن به یک وضعیت مطلوب با تلورانس مشخص که پایداری ماهواره در مقابل اغتشاشات را هم در برمی‌گیرد. زیرسیستم کنترل وضعیت از دو بلوک اصلی کنترل‌کننده و عملگر تشکیل شده‌است. مجموع فعالیت دو بلوک ذکر شده بر دینامیک ماهواره اثر گذاشته و باعث تکمیل فرایند کنترل وضعیت می‌گردد.

یکی از نتایج منحصر به فرد ماتریس کسینوس هادی کواترنیون‌ها می‌باشد. طبق مرجع [۱۲] در این حالت می‌توان بردار خطای کواترنیون‌ها را به شکل زیر تعریف کرد:

$$T_{total} = T_C + T_d \quad (2)$$

در این معادله T_d گشتاورهای اغتشاشی محیطی وارد بر فضاپیما و T_C گشتاورهای کنترلی اعمال بر فضاپیما است. سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی است که از معادله ۳ به دست می‌آید.

$$\bar{w}_{BI} = \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

در این معادله \bar{w}_{BI} سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به دستگاه زمین مرکز است.

علم سینماتیک به مطالعه جنبش و حرکت اجسام بدون در نظر گرفتن عامل جنبش می‌پردازد. برای به دست آوردن سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی ابتدا باید سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع مشخص گردد. از آنجاکه مدت‌زمان شبیه‌سازی کوتاه است می‌توان از سرعت زاویه‌ای نتیجه حرکت مداری ماهواره صرفه نظر کرد؛ یعنی در مدت‌زمان کوتاه سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به دستگاه اینرسی را تقریباً برابر با سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به دستگاه مرجع قرارداد و به نتیجه معادله ۴ رسید.

طبق معادله ۴ سرعت زوایای بدنی نسبت به دستگاه اینرسی با نرخ زوایای بدنی برابر هستند.

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

در این معادله $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ نرخ زاویه‌ای بدنی هستند.

به کمک ماتریس کسینوس‌های هادی از نرخ زاویه‌ای بدنی، $(\dot{\Psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ به دست می‌آید و با انتگرال‌گیری از آن زوایای اوایلر (Ψ, θ, ϕ) به دست می‌آید.

طبق مرجع [۱۲] معادلات ممان اوایلر به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\bar{M} = \bar{h}_I = \bar{h}_B + \bar{w} \times \bar{h} \rightarrow \begin{cases} M_x = I_x \dot{w}_x + w_y w_z (I_z - I_y) \\ M_y = I_y \dot{w}_y + w_x w_z (I_x - I_z) \\ M_z = I_z \dot{w}_z + w_x w_y (I_y - I_x) \end{cases} \quad (5)$$

در این معادله، \bar{M} گشتاور ورودی، \bar{h}_B مشتق بردار مومنتوم زاویه‌ای در دستگاه بدنی، I_x ممان اینرسی اصلی در راستای محور X ، I_y ممان اینرسی اصلی در راستای محور Y و I_z ممان اینرسی اصلی در راستای محور Z می‌باشند.

مجهولات، w_x و w_y هستند که قرار است آن‌ها بر حسب زمان پیدا شوند. سپس از روی آن‌ها در هر لحظه (Ψ, θ, ϕ) مشخص گردد.

بر مبنای جابجایی صفحه‌های سیستم پیشران تولید می‌شود. موتور اصلی فضاپیما نیروی تراست را تولید می‌کند. در صورتی که این موتور روی یک عملگر صفحه‌ای قرار گیرد توانایی جابه‌جایی در صفحه را خواهد داشت. وقتی بردار نیروی تراست از مرکز جرم فضاپیما فاصله بگیرد، با توجه به مقدار این فاصله گشتاور حول دو محور فضاپیما ایجاد می‌کند. حال اگر فقط روی محورهای اصلی حرکت کند گشتاور پیرامون یک محور ایجاد می‌کند. در صورتی که موتور در مرکز صفحه متصل به فضاپیما قرار بگیرد از آنجا که در این نقطه فاصله موتور از مرکز جرم صفر می‌باشد، گشتاوری تولید نمی‌شود.

قسمت دوم برای کنترل وضعیت حول محور x گشتاور تولید می‌کند. گشتاور به کمک ۴ تراستر به روش اشمیت تریگر تولید می‌شود. سامانه عملگر کنترل‌کننده بر مبنای جابجایی صفحه‌ای سیستم پیشران قابلیت کنترل وضعیت فضاپیما پیرامون دو محور را دارد برای محور سوم از همان روش قبلی استفاده شده است. هر دو قسمت فرمان کنترلی را از یک بلوک کنترل که همان بلوک کنترل اصلی فضاپیماست، دریافت می‌کنند. فیدبک عملکرد آن‌ها نیز به همان بلوک کنترل اصلی فضاپیما برمی‌گردد.

مطابق شکل ۴ عملگر صفحه‌ای نوعی عملگر است که در صفحه حرکت می‌کند. برخلاف عملگرهای خطی که فقط در یک راستا حرکت می‌کنند. عملگر صفحه‌ای از دو عملگر خطی درست شده است که به صورت عمود بر یکدیگر منطبق شده‌اند و صفحات از طریق بلبرینگ‌های خطی منطبق بر روی شافت راهنما حرکت می‌کنند.

به منظور درک بهتر موضوع و انجام یکسری آزمون‌های آزمایشگاهی جهت مقایسه با سایر روش‌های رایج، با توجه به اطلاعات موجود عملگر صفحه‌ای شکل ۴ در حوزه طراحی مفهومی ساخته شده است.

در شکل ۵ بلوک دیاگرام عملگر کنترل‌کننده بر مبنای جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران به طور کامل آمده است.



شکل ۴. عملگر صفحه‌ای.

$$\bar{q}_E = \bar{q}_S^{-1} \bar{q}_T \quad (8)$$

در این معادله \bar{q}_E بردار خطای کواترنیون، \bar{q}_S بردار وضعیت کواترنیون و \bar{q}_T بردار هدف کواترنیون می‌باشد. برای محاسبه بردار خطای کواترنیون داریم:

$$\begin{bmatrix} q_{E1} \\ q_{E2} \\ q_{E3} \\ q_{E4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{T4} & q_{T3} & -q_{T2} & -q_{T1} \\ -q_{T3} & q_{T4} & q_{T1} & -q_{T2} \\ q_{T2} & -q_{T1} & q_{T4} & -q_{T3} \\ q_{T1} & -q_{T2} & q_{T3} & q_{T4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{S1} \\ q_{S2} \\ q_{S3} \\ q_{S4} \end{bmatrix} \quad (9)$$

قوانین کنترلی PD طبق مرجع [۱۲] به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{cases} T_{cx} = 2K_{px}q_{E1}q_{E4} + K_{dx}p \\ T_{cy} = 2K_{py}q_{E2}q_{E4} + K_{dy}q \\ T_{cz} = 2K_{pz}q_{E3}q_{E4} + K_{dz}r \end{cases} \quad (10)$$

در این معادله T_c فرمان کنترلی K_p ضریب مشتق گیر

و K_d ضریب انتگرال گیر می‌باشد.

سیگنال‌های تولید شده به وسیله کنترلر PD پیوسته است. در حالی که رانشگرها تنها می‌توانند در مود روشن خاموش کار کنند که سبب ایجاد رفتار غیرخطی می‌گردد. با این حال می‌توان از آن‌ها در یک مود شبه خطی به وسیله گسسته‌سازی پهنای پالس متناوب با سطح گشتاور فرمان ورودی استفاده کرد. این روش گسسته‌سازی پهنای پالس PWM^{۱۰} نامیده می‌شود. یکی از مدولاتورهای مورد استفاده برای گسسته‌سازی سیگنال ورودی که به صورت گسترده در سیستم‌های رانشگرها استفاده می‌شود، مدولاتور پهنای پالس پهنای فرکانس PWWF^{۱۱} است. این مدولاتور به وسیله تنظیم پهنای پالس و پهنای فرکانس سیگنال فرمان را برای شیر برقی^{۱۲} رانشگر ارسال می‌کند تا روشن یا خاموش بودن آن در هر لحظه تعیین گردد. این مدولاتور ترکیبی از یک بلوک اشمیت تریگر، یک پیش فیلتر مرتبه اول و یک فیدبک منفی است. استفاده از این روش کنترلی در بین فضاپیماها بسیار رایج است.

عملگر کنترل‌کننده بر مبنای جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران

این سیستم برای اولین بار در این تحقیق طراحی مفهومی شده است. برای شبیه‌سازی، روش رایج عملگر کنترل‌کننده اشمیت تریگر با این روش مقایسه شده است و نتایج ارائه گردیده است. این سیستم از دو قسمت تشکیل شده است:

قسمت اول برای کنترل وضعیت حول دو محور z و y گشتاور تولید می‌کند. گشتاور توسط سامانه عملگر کنترل‌کننده

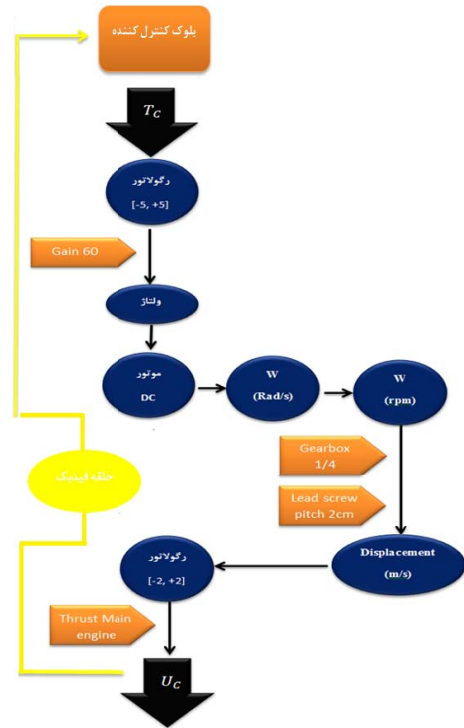
10. PWM: Pulse Width Modulation
11. PWWF: Pulse Width Pulse Frequency
12. Solenoid Valve

خروجی بلوک کنترل را می‌نامیم. مقدار گشتاور موردنیاز برای رسیدن به وضعیت مطلوب و یا حفظ آن است که توسط سیستم کنترل در هر لحظه توسط کامپیوتر زیرسیستم کنترل وضعیت محاسبه شده و به تراسترها ارسال می‌گردد.

سیستم کنترل جابه‌جایی صفحه‌های سیستم پیشران در ابتدای کار مقدار ورودی را کنترل کرده و مقدار مشخصی از آن را از خود عبور می‌دهد. دلیل این امر آن است که زیرسیستم کنترل می‌تواند هر مقدار را تولید کند و به‌صورت آنالوگ به عملگرهای سیستم کنترل وضعیت ارسال کند و در بازه مقدار تولید، محدودیتی ندارد. همچنین می‌دانیم هر عملگر سیستم کنترل وضعیت از نظر عملکردی و پذیرش عددی مقدار گشتاور بازه مشخص و محدودی دارد. این مقدار مشخص برای این سیستم کنترل جابه‌جایی صفحه‌های سیستم پیشران که در این تحقیق طراحی مفهومی شده است مقداری بین +۵ تا -۵ دارد؛ یعنی یک رگلاتور ورودی را کنترل می‌کند که به مقادیر بالاتر و پایین‌تر از این بازه اجازه ورود نمی‌دهد. سپس این مقدار را در یک Gain ثابت ضرب کرده و حاصل را ولتاژ در نظر گرفته می‌شود. مقدار این Gain را با توجه با Power تولیدی فضاپیما برابر ۶۰ است. حاصل ضرب ورودی سیستم در Gain محاسبه شده و از سیستم Power فضاپیما که شامل باتری و صفحات خورشیدی است، مقدار مورد احتیاج تأمین می‌گردد. مقدار کلی Power تولیدی ماهواره برزیلی گفته شده برابر ۳۰۰ وات است. ولتاژ به دو سر موتور DC اعمال می‌گردد. مابین ولتاژ ورودی به موتور DC و ω (سرعت زاویه‌ای خروجی شافت موتور) معادلات فضای حالت حاکم است. وظیفه گیربکس کاهش سرعت و افزایش قدرت است. در شبیه‌سازی این تحقیق از گیربکس ۱/۴ استفاده شده است. بلوک ۰/۲۵ را در خروجی ضرب کرده تا حاصل به ۱/۴ سرعت زاویه‌ای اولیه کاهش پیدا کند. نتیجه به‌دست آمده به‌صورت ipm است. برای شبیه‌سازی به دور برحسب ثانیه نیاز داریم که حاصل باید تقسیم به ۶۰ شود خروجی نشان‌دهنده این است که در یک ثانیه لیداسکرو چند دور می‌چرخد و باید محاسبه شود به ازای هر چرخش لیداسکرو مهره چقدر جلو می‌رود. با توجه به ابعاد ماهواره جابه‌جایی موتور از مرکز به هر طرف ۱ متر هست. از آنجاکه دو سیستم جابه‌جایی صفحه‌های سیستم پیشران پیش‌بینی شده است، حاصل در ۲ ضرب می‌شود. در خروجی بازم به یک کنترل کننده نیاز است تا مقدار خروجی را در بازه +۲ تا -۲ کنترل کند.

نمودارهای شبیه‌سازی

شبیه‌سازی در دو حالت انجام می‌شود، سپس نتایج باهم مقایسه می‌گردند. حالت اول روش رایج PwPF استفاده شده است. حالت دوم روش جابه‌جایی صفحه‌های سیستم پیشران است که



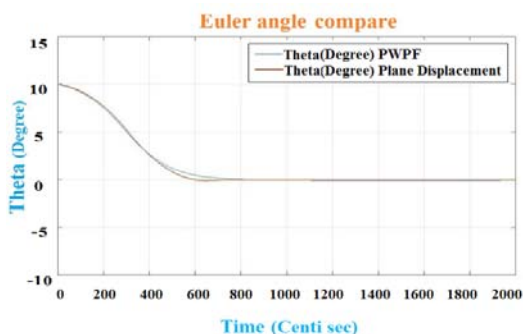
شکل ۵. بلوک دیاگرام عملگر کنترل کننده بر مبنای جابه‌جایی صفحه‌های سیستم پیشران.

بلبرینگ‌های خطی اصطکاک حاصل از حرکت صفحه بر روی شافت راهنما را به حداقل می‌رسانند. از طرفی صفحات به ساپورت مهره لیداسکرو^{۱۳} متصل هستند که با دوران لیداسکرو به‌صورت خطی جابه‌جایی می‌گردند. وظیفه ساپورت مهره لیداسکرو اتصال مهره به صفحه موردنظر است. هر پیچ لیداسکرو دارای گام مشخصی است. اندازه گام معین کننده میزان جابه‌جایی خطی مهره لیداسکرو به ازای هر دور کامل پیچ آن می‌باشد. پیچ‌ها از طریق کوپلینگ انعطاف‌پذیر به موتور الکتریکی متصل می‌گردند. از آنجایی که هنگام نصب موتور، راستای شافت آن با پیچ لیداسکرو اندکی اختلاف زاویه وجود نمی‌تواند از کوپلینگ صلب استفاده کرد. کوپلینگ انعطاف‌پذیر این اختلاف زاویه را خنثی و بار اضافی از روی موتور الکتریکی را برمی‌دارد. در سوی دیگر پیچ لیداسکرو یاتاقان قرار گرفته است. بلبرینگ داخل یاتاقان علاوه بر ایجاد تکیه‌گاه برای سر دیگر پیچ لیداسکرو اصطکاک هنگام چرخش را نیز به حداقل می‌رساند. برای چرخش لیداسکرو از موتور الکتریکی DC و یا استپ موتور می‌توان استفاده کرد. استپ موتور برای کنترل دقیق‌تر به کار می‌رود به‌گونه‌ای که می‌توان برای هر حرکت تعداد استپ‌های مورد نیاز را محاسبه و به موتور ارسال کرد. موتور DC سرعت عمل بالایی داشته و برای حرکت‌های رفت و برگشت سریع می‌توان از آن استفاده کرد.

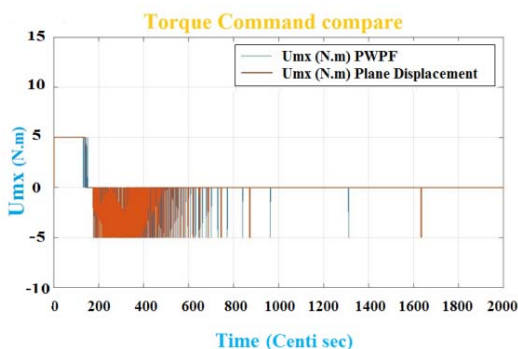
13. Leadscrew

طراحی مفهومی کنترل وضعیت یک فضاپیما بر مبنای جرم متحرک

مقایسه دو روش برای محور γ دستگاه مختصات بدنی:



شکل ۸. نمودار مقایسه زاویه اوایلر Θ در دو روش.

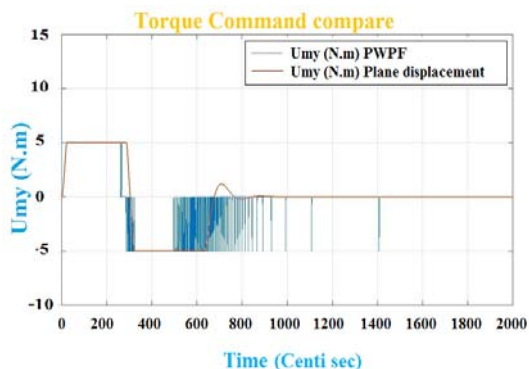


شکل ۹. نمودار مقایسه تلاش کنترلی در دو روش.

طبق شکل ۸ در روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشرانمودار بعد از ۶۰۰ سانتی ثانیه به زاویه هدف می‌رسد ولی در روش PWWF نمودار بعد از گذشت ۸۰۰ سانتی ثانیه به زاویه هدف می‌رسد. در نتیجه ۲۰۰ سانتی ثانیه اختلاف وجود دارد. از آنجایی که هرچه قدر ماهواره سریع‌تر به زاویه هدف برسد سیستم عملگر کنترلی عملکرد بهتری دارد، روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران بهتر عمل می‌کند.

برای فرمان کنترلی مطابق شکل ۹ در روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران نمودار سریع‌تر به صفر می‌رسد. حدوداً ۹۰۰ سانتی ثانیه این اتفاق می‌افتد. در روش PWWF در ۱۰۰۰ سانتی ثانیه تقریباً پایدار می‌شود و تلاش کنترلی بیشتری انجام می‌دهد.

مقایسه دو روش برای محور x دستگاه مختصات بدنی:



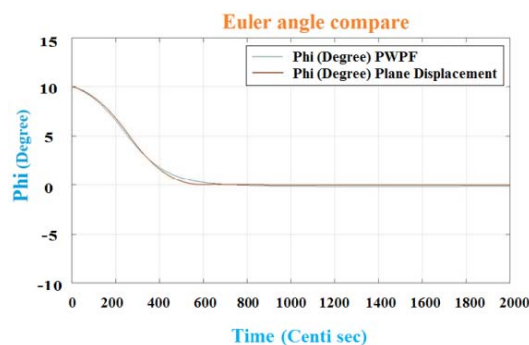
شکل ۱۰. نمودار مقایسه زاویه اوایلر ϕ در دو روش.

در نوع خود یک روش جدید برای کنترل فضاپیما هست که برای اولین بار در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته است. عملکرد نمودارها در هر دو روش مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته‌اند. مدت‌زمان شبیه‌سازی ۲۰۰۰ سانتی ثانیه معادل ۲۰ ثانیه است. فرض بر این است که در ابتدای کار زوایای اوایلر اولیه ماهواره همگی ۱۰ درجه هستند. هدف تلاش کنترلی در این شبیه‌سازی این‌گونه بیان می‌شود:

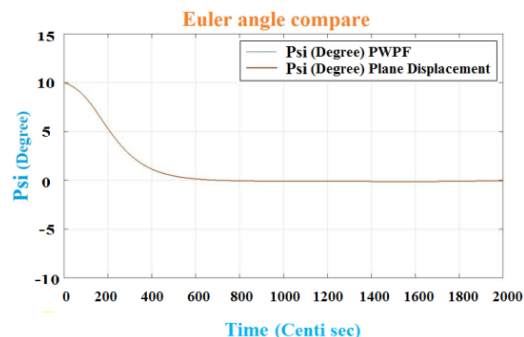
رسیدن زوایای اوایلر (Ψ, θ, ϕ) ماهواره از ۱۰ درجه به

درجه.

مقایسه دو روش برای محور z دستگاه مختصات بدنی:



شکل ۶. نمودار مقایسه زاویه اوایلر Ψ در دو روش.



شکل ۷. نمودار مقایسه تلاش کنترلی در دو روش.

طبق شکل ۶ برای زاویه اوایلر Ψ نمودارها بر هم منطبق می‌باشند و اختلاف خاصی بین آن‌ها مشاهده نمی‌شود. در هر دو روش نمودارها بعد از ۶۰۰ سانتی ثانیه به زاویه هدف که صفر هست می‌رسند.

برای فرمان کنترلی مطابق شکل ۷ در روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران نمودار سریع‌تر به صفر می‌رسد. حدوداً ۸۰۰ سانتی‌ثانیه این اتفاق می‌افتد. در روش PWWF در ۹۰۰ سانتی ثانیه تقریباً پایدار می‌شود و تلاش کنترلی بیشتری انجام می‌دهد. بعد از ۱۰۰۰ سانتی ثانیه پالس‌هایی برای حفظ موقعیت ماهواره زده می‌شود و ربطی به فرمان کنترلی ندارد.

بحث

شبیه‌سازی در دو حالت انجام شد. حالت اول روش رایج PWWF استفاده شده‌است. حالت دوم روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران است که در نوع خود یک روش جدید برای کنترل فضاپیما هست که برای اولین بار در این پروژه مورد بررسی قرار گرفته است.

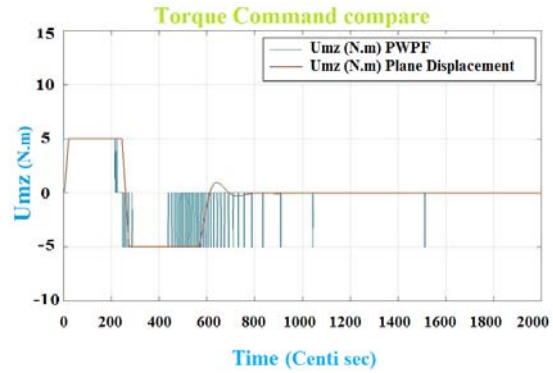
تلاش کنترلی در روش PWWF بیشتر بوده است. شایان‌ذکر است که در این روش شیرهای برقی باید دائم در حال کار کردن و باز و بسته شدن در فرکانس بسیار بالا باشند تا بتوانند فرمان‌های کنترلی را اجرا نمایند. کارکرد شیرهای برقی در طول مدت‌زمان‌های طولانی در این روش استهلاک زیادی را به همراه دارند. با توجه به مزیت‌های روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران، می‌توان در کنار سایر روش‌های کنترل وضعیت که سال‌ها مورد استفاده قرار گرفته‌اند، از این روش نیز استفاده کرد.

نتیجه‌گیری

به کمک عملگر کنترل به روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران ماهواره در مدت‌زمان کمتری به زوایای هدف Θ و Ω دسترسی پیدا کرد که این موضوع در امتیازدهی به سرعت عمل به‌موقع زیرسیستم کنترل وضعیت نسبت به سایر روش‌ها بسیار مهم است. کاهش ۸ عدد تراستر کنترل وضعیت که باعث کاهش هزینه، کاهش پیچیدگی و افزایش اطمینان‌پذیری ماهواره می‌شود. شیرهای برقی تراسترهای کنترل وضعیت، تکنولوژی ساخت بسیار پیچیده و گران‌قیمتی دارند. این شیرها در کسری از ثانیه باید با فرکانس بسیار بالا بارها باز و بسته شوند. هرچه تعداد این شیرهای برقی برای کنترل وضعیت ماهواره کمتر شوند سادگی ماهواره بالا و قیمت تمام‌شده و وزن پایین می‌آیند، همچنین اطمینان‌پذیری آن افزایش می‌یابد.

مراجع

- [1] Kaplan, M.H., *Modern spacecraft dynamics & control*, 1st Ed., John Wiley & Sons, New York, 1976.
- [2] Markley, F.L., *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and control*, 1st Ed., Springer, New York, 2014.
- [3] Brown, C.D., *Elements of Space Design*, 1st Ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2002.
- [4] Yang, Y., "Spacecraft attitude and reaction wheel desaturation combined," *Journal of Control Method*, Vol.11, 2016, pp. 54-59.
- [5] Borissov, S., Wu, Y. and Mortari, D., "East-West GEO satellite station-keeping with degraded thruster



شکل ۱۱. نمودار مقایسه تلاش کنترلی در دو روش.

لازم به یادآوری است که برای محور سوم X هر دو روش PWWF می‌باشند و در هر دو روش کنترل وضعیت از ۴ تراستر برای کنترل محور X استفاده شده است.

مطابق شکل ۱۰ در روش جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران، نمودار بعد از ۵۵۰ سانتی ثانیه به زاویه هدف می‌رسد ولی در روش PWWF نمودار بعد از گذشت ۷۰۰ سانتی ثانیه به زاویه هدف می‌رسد. در نتیجه ۱۵۰ سانتی ثانیه اختلاف وجود دارد. هرچقدر ماهواره سریع‌تر به زاویه هدف برسد سیستم عملگر کنترلی عملکرد بهتری دارد. به خاطر برهم‌کنش اثرات گشتاوری دو محور دیگر بر این محور سوم،

مطابق شکل ۱۱ نمودارهای فرمان کنترلی این دو روش قدری باهم متفاوت می‌شوند. در روش PWWF حدوداً ۲۰ سانتی ثانیه تلاش کنترلی در قسمت مثبت محور مختصات بیشتر بوده است و در قسمت منفی هم فرکانس‌های بیشتری را در مدت‌زمان مشابه داشته است.

برای فرمان کنترلی مطابق شکل ۱۱ پس از گذشت ۹۰۰ سانتی ثانیه در هر دو روش سیستم تقریباً پایدار می‌شود.

جدول شماره ۲ به صورت خلاصه، عملکرد روش کنترل وضعیت PWWF را در مقایسه با جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران به کمک عملگر صفحه‌ای نشان می‌دهد.

جدول ۲. مقایسه دو روش کنترل وضعیت ماهواره.

روش کنترل وضعیت	محورهای بدنی ماهواره	مدت زمان تلاش کنترلی (ثانیه)	مدت زمان رسیدن به هدف (ثانیه)
PWWF	محور Z	۹	۶
	محور Y	۱۰	۸
	محور X	۹	۷
جابه‌جایی صفحه‌ای سیستم پیشران	محور Z	۸	۶
	محور Y	۹	۶
	محور X	۹	۵/۵

- [9] Chung, S.J., "Propellant free control of tethered formation flight," *Journal of guidance control and dynamics*, Vol.31, 2008, pp. 390-400.
- [10] Pourtakdoust, S. H. and Jalali, M. A., "Thrust-Limited optimal Three-Dimensional spacecraft trajectories," *Journal of American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 14, 2000, pp.81-89.
- [11] Martinsfilho, L. S. and Santana, A., "Optimal On-Off Attitude Control for the Brazilian Multimission Platform Satellite," *Journal of Mathematical Problems in Engineering*, Vol.17, 2009, pp.55-68.
- [12] Sidi, M.J., *Spacecraft dynamics & control a practical engineering approach*, 1st Ed., Press Syndicate of the University of Cambridge, New York, 1997.
- Response," *Journal of Aerospace*, Vol. 2, 2015, pp. 581-601.
- [6] Kosari, A., Kaviri, S., Moshiri, B. and Fakoor, M., "Design of optimal thruster configuration for attitude control of geostationary satellite," *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol.13, 2014, pp.67-77.
- [7] Cassady, R.J., Meckel, N.J., Hoskins, W.A. and McGuire, M.L., "Pulsed Plasma Thruster Systems for Spacecraft Attitude Control," octobr 2014.
- [۸] سبقت‌اللهی، فرهاد، هواپیمای عمود پرواز، شماره ثبت اختراع ۴۸۴۶۴، سازمان ثبت اسناد و املاک کشور، اداره کل مالکیت صنعتی، ثبت اختراعات، تهران، ۲۰۰۹.