ارزیابی عملکرد شبیهساز سه درجه آزادی ماهواره با پیادهسازی کنترلرهای وضعیت سهمحوری

امیرحسین توکلی^{(*}، احمد کلهر^۲ و سیدمحمدمهدی دهقان^۳

۲،۱و ۳ – مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*کیلومتر ۲۵ اتوبان تهران- کرج، جنب انستیتو پاستور

am_h_tavakoli@mut.ac.ir

در این مقاله عملكرد و كارآیی یک شیبهساز سه درجه آزادی مورد بررسی قرار گرفته است. این پلتفرم یک ابزار آزمایشگاهی مهم است كه برای بررسی عملكرد زیر سیستم تعیین و كنترل وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار میگیرد. در این دستگاه از یاتاقان هوایی نیمكرمای برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبهٔ صفر و از چرخ عكس العملی نمونهسازی شده به عنوان عملگر كنترل وضعیت استفاده شده است. یک حسگر تركیبی یكپارچه نیز برای تعیین وضعیت به كار میرود. امكان ارسال فرمان و مشاهدهٔ پارامترهای عملكردی پلتفرم در ایستگاه مانیتورینگ با استفاده از كارت شبكهٔ بیسیم امكان پذیر است. برای ارزیابی عملكرد و كارآیی سیستم، كنترلرهای وضعیت QEF 4D و LQR برای سیستم طراحی شده و مانور تغییر وضعیت با استفاده از آنها انجام شده است. نتایج آزمایشهای عملی علاوه بر اثبات عملكرد مناسب كنترلرهای طراحی شده، قابلیت و كارآیی سیستم، طراحی شده را به عنوان شبیهساز برای پیادهسازی و ارزیابی كنترلرهای طراحی شده، قابلیت و كارآیی سیستم طراحی شده را به عنوان شبیهساز

واژدهای کلیدی: تعیین و کنترل وضعیت، یاتاقان هوایی، چرخ عکسالعملی، حسگر تعیین وضعیت، کنترلر، مانور تغییر وضعیت

اختصارات

Н	ممنتوم زاویهای چرخ
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_D, K, D	بهرههای کنترلی
mg	وزن پلتفرم
q	كواترنيونها
r_z	فاصلهٔ عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
t	زمان
Т	گشتاور کنترلی
φ, θ, ψ	زواياي وضعيت پلتفرم
ω	سرعت زاویهای پلتفرم

۱. پژوهشیار (نویسندهٔ مخاطب) ۲. دکتری ۳. دانشجوی دکتری

۹۱/۰۵/۲۳ مقاله: ۹۰/۰۳/۳۰ ، تأييد مقاله: ۹۱/۰۵/۲۳

مقدمه

هزینههای بسیار بالا و دسترسی نداشتن کامل به تجهیزات فضایی پس از پرتاب، ایجاب می کند قبل از ارسال آنها به فضا، عملکرد آنها تا حد امکان در زمین بررسی شود. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت از اجزای اساسی ماهواره است که بدون آن یک ماهواره نمی تواند مأموریت خود را انجام دهد. این زیرسیستم از جمله سیستمهایی است که در برخی موارد امکان بررسی عملکرد آن در محیط آزمایشگاهی در زمین وجود دارد. برای این منظور لازم است شرایط محیطی فضا برای این زیرسیستم شبیه سازی شده و عملکرد آن در شرایطی که به واقعیت نزدیک تر است مورد بررسی قرار گیرد. نیازمندی های اساسی هر شبیه ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره عبارتند از: روشی برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبهٔ مفر به منظور فراهم کردن شرایط بی وزنی و امکان حرکت چرخشی آزادانه و بدون قید شبیه ساز با کم ترین اصطکاک، حسگرها برای تعیین وضعیت، عملگرها برای ایجاد گشتاور کنترلی و پردازنده برای

دریافت اطلاعات از حسگرها و پردازش آنها و ارسال فرمان به عملگرها برای کنترل شبیهساز و دستیابی به وضعیت مطلوب.

در شبیهسازهای ماهواره بر حسب نوع کاربری از تجهیزات مختلفی استفاده می شود و عملگرها و حسگرهای مختلفی از سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره روی شبیه ساز نصب می شوند. آزمایش سخت افزارهای واقعی مورد استفاده در ماهواره ها، بررسی عملکرد عملگرها و حسگرها به صورت منفرد و مجموعه ای در سیستم تعیین و کنترل وضعیت، آزمایش عملی تئوری های کنترلی جدید و اهداف آموزشی و پژوهشی از جمله عوامل اساسی در انتخاب اجزای شبیه ساز هستند.

در مرجع [۱] روشهای مختلفی برای ایجاد شرایط شبیه سازی بررسی شده است. یکی از بهترین این روش ها استفاده از یاتاقان هوایی نیم کرهای یا کروی است که در آنها با استفاده از یک لایه هوای فشرده، فاصلهٔ اندکی بین دو سطح ایجاد می شود و علاوه بر ایجاد شرایط جاذبهٔ صفر، اصطکاک نیز به شدت کاهش می یابد.

شبیهساز معرفی شده در مرجع [۲] از چرخ عکس العملی و یک حسگر یکپارچهٔ تعیین وضعیت استفاده شده است. برای کنترل وضعیت در این شبیهساز از کنترلر LQR^۳ طراحی شده برای مدل خطی سیستم استفاده شده است.

در شبیه ساز طراحی شده در مؤسسهٔ فناوری جورجیا از پیشرانهٔ گاز سرد، ژایروی کنترل گشتاور سرعت متغیر، حسگرهای خورشیدی، ژایرو، مغناطیس سنج و واحد اندازه گیری اینرسی استفاده شده است. با توجه به مشخص نبودن دقیق ممان اینرسیها یک کنترلر غیرخطی مقاوم بر حسب کواترنیونها در این سیستم پیاده سازی شده است [۳].

در نمونهٔ دیگری از شبیهسازها بهمنظور بررسی عملکرد پیشرانه گاز سرد برای کنترل وضعیت از پیشرانه گاز سرد و ژایرو استفاده شده است [۴].

ژایروی کنترل گشتاور سرعت متغیر، واحد اندازه گیری اینرسی، ژایروی سرعت زاویه ای و حسگرهای مبتنی بر لیزر شبیه ساز معرفی شده در مرجع [۵] مورد استفاده قرار گرفته اند. در این سیستم قوانین کنترل و هدایت با استفاده از ژایروهای کنترل گشتاور سرعت متغیر ارزیابی شده است.

در مرجع [۶] از عملگرهای مغناطیسی برای کنترل وضعیت شبیهساز با پیادهسازی کنترلر تناسبی استفاده شده است. این شبیهساز همچنین شامل چرخ عکس العملی، حسگر وضعیت اینرسی و نمونههایی از حسگرهای خورشیدی و زمینی و سیستم بالانس اتوماتیک است.

شبیهساز معرفی شده در مرجع [۲] راهبردهای کنترلی بر

در شبیه ساز مورد بررسی در این مقاله نیز با هدف ارزیابی سیستم کنترل وضعیت طراحی شده برای یک ماهوارهٔ مشخص و راهاندازی بستر آزمایش عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و همچنین پیاده سازی کنترلرهای وضعیت ماهواره، در اولین مرحله، چرخهای عکس العملی برای اعمال گشتاورهای کنترلی و یک حسگر ترکیبی نیز برای تعیین وضعیت مورد استفاده قرار گرفته است.

در ادامه مشخصات فنی شبیهساز ارائه شده است. سپس مدلسازی دینامیکی و سینماتیکی با درنظرگرفتن رفتارهای واقعی سیستم انجام شده است. پس از آن شرایط پایداری برای چند کنترلر مختلف برای انجام مانور تغییر وضعیت تحلیل شده و برخی از نتایج آزمایشهای عملی ارائه شده است.

مشخصات فنى شبيهساز سه درجه أزادى

در شکل (۱) سه روش استفاده از یاتاقان هوایی برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبهٔ صفر در شبیهسازها ارائه شده است.

در نمونههای (الف) و (ب) با استفاده از یاتاقان هوایی کروی بازه حرکت چرخشی شبیهساز افزایش یافته است. ولی نصب تجهیزات و زیرسیستمها بهگونهای است که با محدودیتهای کاربردی ماهواره تطابق بیشتری داشته باشد و همچنین بالانس جرمی در طرح ارائه شده در (ج) آسان تر است. این طرح به نوع سرمیزی معروف است و در آن از یاتاقان هوایی نیمکرهای استفاده شده است [1].

به دلیل ویژگیهای ذکرشده، در طرح سرمیزی عموماً عملگرهای کنترل وضعیت دقیق تر مورد استفاده قرار می گیرند و در طرحهای مبتنی بر یاتاقان کروی از عملگرهای دارای گشتاورهای بزرگ نظیر پیشرانهها استفاده می شود.

در شبیهساز بررسی شدهٔ این مقاله نیز، به دلیل استفاده از چرخ عکسالعملی به عنوان عملگر کنترل وضعیت نسبتاً دقیق و همچنین محدودیت کمتر در بالانس جرمی، از یاتاقان هوایی نیم کرهای برای ایجاد شرایط تعلیق استفاده شده است.

جزئیات طراحی و ساخت این یاتاقان در مرجع [۸] ارائه شده است. این نمونه میتواند جرم بیش از ۲۰۰ کیلوگرم را در فشار ۵ بار تحمل کند. امکان چرخش در راستای قائم ۳۶۰ درجه و در دو راستای عمود بر محور قائم حدود ۳۰ درجه است. مشخصات این نمونه از لحاظ تحمل بار و میزان چرخش با نمونه تجاری ارائه شده شرکت نلسون، قابل مقایسه است [۹].

مبنای کنترلرهای ^۴DP و LQR برای انجام مانورهای بزرگ با استفاده از ترکیب پیشرانه گاز سرد و چرخ عکس العملی مورد بررسی قرار گرفته است.

^{3.} Linear Quadratic Regulator



شبکل ۱ - روشهای مختلف استفاده از یاتاقان هوایی برای ایجاد شرایط جاذبه صفر

سیستم کنترل وضعیت یک ماهوارهٔ نمونه در این شبیهساز پیادهسازی شده است که در آن چرخ عکس العملی به عنوان عملگر کنترل وضعیت مورد استفاده قرارگرفته است. این عملگر یکی از رایج ترین عملگرهای مورد استفاده در ماهواره هاست و قابلیت انجام مانورهای نسبتاً سریع و دقیق را دارد. طرح سادهٔ چرخ عکس العملی شامل یک موتور الکتریکی است که برای افزایش ممان اینرسی، دیسکی روی محور آن نصب شده است.

روش اندازه کردن و تعیین مشخصههای فنی چرخ عکسالعملی براساس نیازمندی های کنترل وضعیت در [۱۰–۱۲] تشریح شده است. گشتاور تولیدی و ظرفیت ممنتوم چرخ عکسالعملی از مهمترین مشخصه ها در اندازه کردن آن هستند.

با فرض بزرگترین ممان اینرسی پلتفرم به صورت I=2.5 kg.m² و بزرگترین مانور تغییر وضعیت حول این محور به میزان ۵۰ درجه در مدت ۲۰ ثانیه، حداکثر گشتاور مورد نیاز و ظرفیت ممنتوم برای انجام مانور عبارتند از [۱۱]:

$$T = \frac{4\theta I}{t^2} = 0.022 \, N.\,m \tag{1}$$

$$H = \frac{2\theta I}{t} = 0.22 \ N.m.sec \tag{(Y)}$$

با درنظرگرفتن حاشیهٔ اطمینان، موتورهای الکتریکی انتخاب شده برای چرخها گشتاور اسمی ۱۲۳ mN.m دارند و حد اشباع سرعت چرخها نیز ۱۵۰۰ rpm درنظرگرفته شده است. با توجه به ظرفیت ممنتوم مورد نیاز و سرعت زاویهای مجاز موتور، مجموع ممان اینرسی دیسک و روتور از رابطهٔ (۳) تعیین میشود:

$$I_{RW} = \frac{H}{\omega} \tag{(7)}$$

 ∞ حداکثر سرعت موتور و H ظرفیت ممنتوم هستند. با مشخصشدن ممان اینرسی دیسک، در طراحی مکانیکی آن با لحاظکردن محدودیتهایی که برای چرخ وجود دارند شکل

هندسی، جنس و ابعاد دیسک تعیین میشوند. مشخصات نهایی چرخهای عکسالعملی در جدول (۱) ارائه شده است:

جدول ۱- مشخصات چرخهای عکس العملی

مقدار	مشخصه
י/אדי N.m	حداكثر گشتاور
۰/۶۳ N.m.sec	ظرفيت ممنتوم زاويهاي
۳۰۰۰ rpm	حداکثر سرعت زاویهای
(سرعت نامی موتور تا ۹۰۰۰ rpm است)	مجاز
حدود ۲۲ در دور ۳۰۰۰ ۳۰۰۰	توان مصرفی چرخ
۰/۰۰۲ Kg.m ²	ممان اینرسی دیسک
قطر: mm و حداکثر ضخامت: ۳۸ ۲۵	ابعاد دیسک
در سه جهت عمود بر هم	زاويهٔ نصب چرخها

پس از برقراری تعادل جرمی پلتفرم در صفحهٔ افق، هر دو محور عمود بر هم در این صفحه محورهای اصلی پلتفرم خواهند بود. بنابراین نصب چرخها در سه راستای عمود بر هم، امکان اعمال گشتاور کنترلی در راستای محورهای اصلی را فراهم میکند و در این شرایط ممان اینرسیهای ضربی تقریباً صفر هستند.

حسگر تعیین وضعیت مورد استفادهٔ یک حسگر ترکیبی یکپارچه است که با ترکیب اطلاعات حسگرهای ژایرو، مغناطیس سنج و شتاب سنج خطی، وضعیت پلتفرم به صورت زوایای اویلر یا کواترنیونها و نرخ تغییرات آن را نسبت به یک دستگاه اینرسی به عنوان خروجی تعیین میکند [۱۳].

حسگر به گونهای نصب شده است که راستای محورهای آن همانند چرخهای عکس العملی در راستای محورهای اصلی پلتفرم قرار گیرد. زاویهٔ حول محور x پلتفرم رول، حول محور y پیچ و حول محور z یاو است. محورهای مختصات درنظر گرفته شده برای پلتفرم و وضعیت نصب چرخهای عکس العملی و حسگر وضعیت روی آن به صورت شکل (۲) است.



شکل ۲- محورهای مختصات و وضعیت نصب اجزای پلتفرم

بخش الکتریکی و کامپیوتری پلتفرم متشکل از واحد پردازنده برای کنترل پلتفرم، واحد تغذیه برای تأمین انرژی الکتریکی و واحد ارتباط بیسیم برای ارتباطدهی دو طرفه با ایستگاه مانیتورینگ بیرونی است. شکل (۳) نمایی از واسط کاربر گرافیکی برنامهٔ نرمافزاری طراحی شده برای شبیهساز را نشان میدهد [۱۴].



شکل ۳- نمای گرافیکی برنامهٔ نرمافزاری در ایستگاه مانیتورینگ

این ارتباط گرافیکی با استفاده از نرمافزار لبویو^۵ بهمنظور مشاهدهٔ سیگنالهای وضعیت و کنترل، ذخیرهٔ دادهها و تصحیح پارامترهای کنترل و اعمال فرمانهای شروع و توقف در ایستگاه مانیتورینگ فراهم شده است. پلتفرم شبیهساز و اجزای آن در شکل (۴) نشان داده شده است.



شبکل ۴- پلتفرم شبیهساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و اجزای نصبشده روی آن

5. Labveiw

(۴)

پس از نصب اجزای اصلی و برای انجام آزمایش، بالانس جرمی پلتفرم در صفحهٔ افقی با استفاده از وزنههای متحرک روی پیچهای افقی تعبیه شده در بدنهٔ پلتفرم انجام می شود تا اثرات اغتشاشی نیروی وزن حذف شود. در راستای عمودی هم می توان با جابه جایی وزنه های تعادلی در مرکز پلتفرم موقعیت مرکز جرم را نسبت به مرکز چرخش تغییر داد و پلتفرم را در شرایط تعادل پایدار، خنی یا ناپایدار قرار داد.

با توجه به اینکه همانند یک جسم شناور در سیال، دو نیروی وزن و برآیند نیروی فشاری اعمالی بر یاتاقان هوایی بر پلتفرم اثر میکنند، اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد مجموعه دارای تعادل ناپایدار است. اگر مرکز جرم پایین تر از مرکز چرخش قرار گیرد تعادل پایدار است. تعادل خنثی و حالت ایدهال زمانی است که مرکز جرم و مرکز هندسی (مرکز چرخش) بر یکدیگر منطبق باشند. مشخصات کلی شبیه ساز در جدول (۲) ارائه شده است:

جدول ۲ – مشخصات کلی شبیهساز

مشخصه
ابعاد کلی
وزن بخش تعليق شده
"S a dar was
محدوديتهای خرفنی
مداومت کاری
دقت تعيين وضعيت
دقت تعيين و كنترل وضعيت

مدلسازی دینامیکی و سینماتیکی

با فرض ناچیزبودن اصطکاک هوا در یاتاقان هوایی، از ترکیب معادلات دینامیک پلتفرم و معادلات سینماتیک بر حسب زوایای اویلر، معادلات غیرخطی سیستم در چارچوب مختصات اصلی بدنه به صورت معادلهٔ (۴) بهدست میآید [۲] و [۱۰]. در این معادلات غیرخطی ρ ، θ و Ψ زوایای اویلر هستند که به ترتیب چرخش حول محورهای P_{zz} و Ψ زوایای اویلر هستند که به ترتیب چرخش حول پلتفرم در راستای محورهای اصلی و T_x و T_y و T_z گشتاورهای اعمال شده بر پلتفرم، mg وزن پلتفرم و r_z فاصلهٔ عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش هستند.

معادلات نشان میدهند که در دو راستای رول و پیچ ($\phi \ e \theta$) گشتاورهای اغتشاشی ناشی از فاصلهٔ عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش وجود دارد.

 $I_{xx}[(\ddot{\phi} - \ddot{\psi}\sin\theta) - \dot{\theta}\dot{\psi}\cos\theta] + (I_{zz} - I_{yy})[\dot{\theta}\cos\theta + \dot{\psi}\sin\phi\cos\theta] \times [-\dot{\theta}\sin\phi + \dot{\psi}\cos\phi\cos\theta]$

ارزيابى عملكرد شبيهساز سهدرجه أزادى ماهواره با پيادهسازى كنترلرهاى وضعيت سهمحورى

کنترل کنندهٔ PD است که با توجه به پارامترهای اندازه گیری شده با حسگرهای تعیین وضعیت، به سادگی پیادهسازی می شود. با استفاده از یک کنترل کنندهٔ PD گشتاورهای کنترلی که توسط چرخهای از یک کنترل کنندهٔ PD گشتاورهای کنترلی که توسط چرخهای $r_x = k_{P\phi}e_{\phi} + k_{D\phi}e_{\phi}$ $T_y = k_{P\theta}e_{\phi} + k_{D\theta}\dot{e}_{\theta}$ (۶)

 $T_x = k_{P\psi}e_{\psi} + k_{D\varphi}\dot{e}_{\psi}$ با توجه به معادلات تفکیک شده (۵) سه تابع تبدیل سیستم حلقه

بسته مربوط به زاوایای
$$\phi$$
، θ و ψ عبارت خواهند بود از:
($k_{P\omega}+k_{D\omega}s)$

$$G_{\varphi}(S) = \frac{\langle I_{I\chi\chi} \rangle^{(k_{P}\phi+k_{D}\phi)}}{S^{2} + \left(\frac{1}{I_{\chi\chi}}\right) k_{D}\varphi S + \left(\frac{1}{I_{\chi\chi}}\right) k_{P}\varphi + \omega_{\varphi}^{2}}$$

$$G_{\theta}(S) = \frac{\left(\frac{1}{I_{yy}}\right)(k_{P\theta} + k_{D\theta}S)}{S^2 + \left(\frac{1}{I_{yy}}\right)k_{D\theta}S + \left(\frac{1}{I_{yy}}\right)k_{P\theta} + \omega_{\theta}^2} \tag{Y}$$

$$G_{\psi}(S) = \frac{\left(\frac{1}{I_{ZZ}}\right)(k_{P\psi}+k_{D\psi}S)}{S^2 + \left(\frac{1}{I_{ZZ}}\right)k_{D\psi}S + \left(\frac{1}{I_{ZZ}}\right)k_{P\varphi}}$$

مشاهده می شود در هر زیر سیستم دو قطب پدید خواهد آمد. شرایط پایداری براساس معیار پایداری روث به گونهای که هر دو قطب

ناز: سیستم در سمت چپ صفحه مختلط قرار گیرد عبارتند از $k_{D\phi} > 0$, $k_{P\phi} > -\omega_{\phi}^{2}I_{yy}$ $k_{D\theta} > 0$, $k_{P\theta} > -\omega_{\theta}^{2}I_{zz}$ (A)

 $k_{D\psi}>0$, $k_{P\psi}>0$

طراحی کنترلر QEF

کواترنیونها به دلایلی از قبیل نبود نقاط تکین در معادلات سینماتیکی و سادگی و سرعت بیشتر در محاسبات به دلیل نبود توابع مثلثاتی در روابط آنها، جایگزینی مناسب برای زوایای اویلر برای توصیف وضعیت سیستم مورد استفاده قرارگرفتهاند و قوانین کنترل مبتنی بر کواترنیونها با موفقیت در فضاپیماها پیادهسازی شدهاند.

به همین دلیل کنترل کنندهٔ دیگری که برای کنترل وضعیت شبیه از مورد استفاده قرارگرفته است کنترلری است که بر حسب خطای کواترنیون ها و بردار سرعت زاویه ای بیان می شود. این کنترل کننده که به اختصار با QEF مشخص می شود برای کنترل وضعیت یک ماهواره صلب پیشنهاد شده است [۱۲]. قانون کنترل عبارت است از:

$$oldsymbol{u} = -k oldsymbol{G}^T(oldsymbol{q}_d) oldsymbol{q} - oldsymbol{D}(oldsymbol{\omega} - oldsymbol{\omega}_d)$$
 (۹)
در این رابطه k و D ضرایب بهرهٔ کنترل کننده هستند.

 $= -mgr_z \sin\varphi\cos\theta + T_x$

$$\begin{split} &I_{yy}[\left(\ddot{\theta}\cos\varphi + \ddot{\psi}\sin\varphi\cos\theta\right) + \left(-\dot{\varphi}\dot{\theta}\sin\varphi + \dot{\phi}\dot{\psi}\cos\varphi\cos\theta - \dot{\theta}\dot{\psi}\sin\varphi\sin\theta\right)] + \\ &+\dot{\varphi}\dot{\psi}\cos\varphi\cos\theta - \dot{\theta}\dot{\psi}\sin\varphi\sin\theta] + \\ &\left(I_{xx} - I_{zz}\right)[\dot{\varphi} - \dot{\psi}\sin\theta] \times \\ &\left[-\dot{\theta}\sin\varphi + \dot{\psi}\cos\varphi\cos\theta\right] \\ &= -mgr_{z}\sin\theta + T_{y} \end{split}$$

$$\begin{split} I_{zz}[(-\ddot{\theta}\sin\varphi + \ddot{\psi}\cos\varphi\cos\theta) + (-\dot{\varphi}\dot{\theta}\cos\varphi \\ -\dot{\varphi}\dot{\psi}\sin\varphi\cos\theta - \dot{\theta}\dot{\psi}\cos\varphi\sin\theta)] + \\ (I_{yy} - I_{xx})[\dot{\varphi} - \dot{\psi}\sin\theta] \times \\ [\dot{\theta}\cos\varphi + \dot{\psi}\sin\varphi\cos\theta] = T_z \end{split}$$

اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد، r_z مثبت است. در این حالت در شرایط حلقهٔ باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به حرکت نوسانی با میرایی بسیار ناچیز ناشی از اصطکاک در این دو راستا خواهد شد. درصورتی که مرکز جرم پایین تر از مرکز چرخش قرار گیرد، r_z منفی است و در شرایط حلقهٔ باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به ناپایداری سیستم میشود. در حالت ایدهال تعادل خنثی در شرایط حلقهباز، نیروی وزن اغتشاشی به سیستم اعمال نمی کند و سیستم هر وضعیت اولیه ای را حفظ می کند. در عمل به دلیل ایدهال نبودن رفتار یاتاقان هوایی امکان ایجاد تعادل خنثی ممکن نیست و آزمایش های تعیین و کنترل وضعیت شبیه ساز نیز در شرایط تعادل پایدار انجام میشود. معادلات عبارتند از:

$$I_{xx}\ddot{\varphi} = -mgr_{z}\varphi + T_{x}$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = -mgr_{z}\theta + T_{y}$$

$$I_{xx}\ddot{\psi} = T_{z}$$
(δ)

در معادلات خطی شده میتوان فرض کرد تغییر ممنتوم زاویهای هر چرخ با علامت منفی به صورت گشتاور در راستای نصب چرخ به پلتفرم اعمال میشود.

طراحي كنترلرهاي وضعيت براي شبيهساز

برای ارزیابی عملکرد شبیهساز سه کنترلر PD، ^{*}QEF و LQR و LQR طراحی و پیادهسازی شده است.

طراحی کنترلر PD

یکی از مرسومترین و سادهترین کنترل کنندههای وضعیت ماهواره

^{6.} Quaternion Error Feedback

وضعیت اندازه گیری شده در هر $\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & q_4 \end{bmatrix}^T$ لحظه و $\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 & q_2 & q_3 & q_4 \end{bmatrix}^T$ بردار کواترنیون وضعیت مطلوب است و

$$\boldsymbol{G}^{T}(\boldsymbol{q}_{d}) = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \end{bmatrix}$$
(\`)

برای اثبات پایداری سیستم حلقه بسته تابع مثبت معین لیاپانوف را به صورت زیر درنظر می گیریم:

$$V = k(\boldsymbol{q} - \boldsymbol{q}_d)^T (\boldsymbol{q} - \boldsymbol{q}_d) + \frac{1}{2} (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)^T \boldsymbol{I} (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)$$
(11)

پس از مشتق گیری از این تابع و جایگذاری روابط دینامیک و صرفنظر از گشتاور بازگردانندهٔ نیروی وزن خواهیم داشت:

$$Y = -\omega^T D\omega \tag{11}$$

برای پایداری جهانی^۷ لازم است D مثبت معین باشد. بنابراین با انتخاب بهرههای مناسب، سیستم حلقه بسته با کنترلر معرفی شده پایدار خواهد بود.

طراحی کنترلر LQR

کنترلر دیگری که برای شبیهساز مورد استفاده قرارگرفته است کنترلر LQR است. این کنترل کننده ضمن بهینه کردن رفتار سیستم دینامیکی برای مینیمم کردن تابع هزینه، بهرههای کنترلی را بهصورت روش مند برای سیستم خطی تعیین می کند. قانون کنترل عبارت است از:

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{K}\boldsymbol{X} \tag{17}$$

بهرهٔ کنترلر K از رابطهٔ زیر بهدست میآید: $K = - R^{-1} B^T S$ (۱۴)

و ماتریس S نیز از حل معادلهٔ جبری ریکاتی به فرم زیر بهدست میآید:

$$A^{T}S + SA - (SB)R^{-1}(B^{T}S) + Q = 0$$
 (10)

در این روابط Q ماتریس حقیقی متقارن مثبت نیمه معین و R ماتریس حقیقی متقارن مثبت معین است. با تعریف تابع مثبت معین لیاپانوف به صورت زیر :

$$\boldsymbol{X}^{T}\boldsymbol{P}\boldsymbol{X} \tag{19}$$

مشتق تابع لياپانوف عبارت است از:

 $\dot{V} = X^{T} (A^{T} P - K^{T} B^{T} P + P A - P B K) X$ (1V) alpha al

7. Global stability

V =

می کنیم. اگر ماتریس P را به گونه ای تعیین کنیم که عبارت داخل پرانتز در رابطهٔ قبل برابر \underline{Q} باشد آنگاه مشتق تابع لیاپانوف را می توان به صورت زیر نوشت: $\dot{V} = -X^T \underline{Q} X$ (۱۸)

و سیستم حلقه بسته با کنترلر معرفی شده پایدار خواهد بود. با جایگذاری و سادهسازی رابطهٔ قبل خواهیم داشت:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P = -\boldsymbol{Q} \tag{19}$$

رابطهٔ اخیر در واقع همان معادلهٔ ریکاتی است که در آن P جایگزین S شده است. بنابراین اگر بتوان از معادلهٔ ریکاتی ماتریس مثبت معین P را بهدست آورد پایداری سیستم حلقه بسته تضمین شده است.

نتايج أزمايشها

نتایج آزمایشهای عملی روی پلتفرم با پیادهسازی کنترلرهای مختلف طراحی شده، در این بخش ارائه شده است. در این آزمایش ها وضعیت مطلوب برای پلتفرم صفر بودن تمام زوایا درنظر گرفته شده است.

انجام مانورهایی با زوایهٔ مطلوب غیر صفر برای راستای یاو هیچ محدودیتی ندارد و در آزمایشها انجام شده است. اما به علت محدودیت سیستم در دستیابی به شرایط تعادل خنثی، گشتاوری اغتشاشی ناشی از وزن سیستم در زوایای رول و پیچ غیر صفر اعمال میشود که در مدلسازیها نیز لحاظ شده است. این گشتاور اغتشاشی یک گشتاور غیرسیکلی به حساب میآید و همان گونه که میدانیم چرخ عکسالعملی نمیتواند اثر گشتاور غیرسیکلی را حذف کند زیرا با گذشت زمان چرخ اشباع میشود.

در ماهواره نیز از عملگرهای دیگری نظیر پیشرانه یا مغناطیسی برای جبران اثرات این نوع گشتاورها استفاده شده است. بنابراین با توجه به مشخصههای سیستم انجام مانور برای رسیدن به زوایای رول و پیچ غیر صفر در زمان طولانی ممکن نیست (در زمان محدود باعث اشباع عملگر میشود) و البته این شرایط برای سیستم واقعی نیز وجود ندارد.

بهرههای انتخابی برای هر یک از کنترلرها در محدودهٔ بهدستآمده از بررسی پایداری، درنظر گرفته شده است و با آزمایش چند نمونه، بهرههای ارائه شده انتخاب شده است که دارای عملکرد مناسبی هستند.

،PD براساس نتایج تحلیل پایداری برای کنترلکننده $K_p = 0.2I_3$ و $K_D = 0.2I_{3\times 3}$ در حالت تعادل پایدار اعمال شده و نتایج در شکلهای بعد ارائه شده است. شکل (۸) تغییرات سرعت زاویه ای، شکل (۹) تغییرات زوایای وضعیت و

ارزیابی عملکرد شبیه ساز سهدرجه آزادی ماهواره با پیاده سازی کنترلرهای وضعیت سه محوری

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۶۵ جلد ۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۳۹۱







شکل ۱۱- تغییرات ممنتوم زاویهای چرخها با کنترل کنندهٔ PD در شرایط تعادل پایدار

نتایج آزمایش با کنترلر QEF نشان میدهند که وضعیت مطلوب کواترنیونها یعنی [1 0 0 0] با دقت مناسبی حاصل شده است. بیشترین انحراف اولیه در این حالت نیز حدود ۲۵ درجه است که در مدت زمان کمتر از ۶۰ ثانیه وضعیت مطلوب حاصل شده است. همانند آزمایش با کنترلر PD، در این حالت هم زوایای رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به یاو دارند.



شبکل ۱۲ – تغییرات سرعت زاویه ای با کنترل کنندهٔ QEF در شرایط تعادل پایدار

شکلهای (۱۰) و (۱۱) نیز به ترتیب مؤلفههای گشتاور کنترلی و ممنتوم زاویهای را برای چرخهای عکسالعملی نشان میدهند.

نتایج آزمایش نشان میدهند که کنترلر PD با بهرههای انتخاب شده توانستهاست سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند. بیشترین انحراف اولیه مربوط به زاویهٔ یاو و حدود ۳۰ درجه است و سیستم در مدت زمان کمتر از ۸۰ ثانیه به وضعیت مطلوب رسیده است. همان گونه که نمودارها نشان میدهند به علت تأثیر گشتاور اغتشاشی وزن بر پلتفرم، زاویهٔ رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به زاویهٔ یاو داشته است.



شبکل ۸- تغییرات سرعت زاویهای پلتفرم با کنترل کنندهٔ PD در شرایط تعادل پایدار



شکل ۹- تغییرات زوایای پلتفرم با کنترل کنندهٔ PD در شرایط تعادل پایدار

کنترل کنندهٔ QEF نیز با بهرههای 3×0=0.4 و k=0.4 در حالت تعادل پایدار پیادهسازی شده و نتایج در شکلهای بعد ارائه شده است. شکل (۱۲) تغییرات سرعت زاویهای، شکل (۱۳) تغییرات کواترنیونها، شکل (۱۴) تغییرات گشتاور کنترلی و شکل (۱۵) نیز ممنتوم زاویهای عملگرهای کنترل وضعیت را نشان میدهد.

محلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۵/ شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۳۹۱

1.2 0.8 ql q2 Quaternions q3 0.6 ••• q4 0.4 0.2 0 -0.2^L₀ 10 20 30 40 50 60 time(sec)

شکل ۱۳ – تغییرات کواترنیون ها با کنترل کنندهٔ QEF در شرایط تعادل پایدار



QEF تغییرات گشتاورهای کنترلی فرمان داده شده با کنترل کنندهٔ QEF در شرایط تعادل پایدار

به رمهای کنترل کنندهٔ LQR بر اساس مدل خطی شدهٔ سیستم و با استفاده از معادلهٔ ریکاتی تعیین می شوند. برای محاسبهٔ به رمهای کنترلی باید مقادیر ممان اینرسی معلوم باشند. برای این منظور با استفاده از مدل نرمافزاری (با فرض اینکه تعادل جرمی در صفحه به صورت کامل برقرار است) مقادیر زیر تخمین زده شدهاند:

$$I = \begin{bmatrix} 1.819 & 0 & 0 \\ 0 & 1.985 & 0 \\ 0 & 0 & 3.702 \end{bmatrix} kg.m^2$$

$$\begin{bmatrix} mgr_x \\ mgr_y \\ mgr_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.318 \end{bmatrix} N.m$$
(Y.)

امیرحسین توکلی، احمد کلهر و سیدمحمدمهدی دهقان



شکل ۱۵ – تغییرات ممنتوم زاویهای چرخها با کنترلکننده QEF در شرایط تعادل پایدار

كنترلكننده	بهرة	ضريب	$Q=I_{6\times 6}$	و	$R=10 \times I_{3 \times 3}$	فرض	با	و
				:	بەدست مىآيد	رت زیر	صو	به
$K_{LOR} =$								

ľ	<i>L</i> QK								
	[0.12	99	0.7568		0	0	0	010	۲۱۱
	0	0	0.12	.99	0.7	7855	0	0	· ·)
	Lo	0	0	0		0.3162	1.5	621	

با انتخاب این مقادیر در واقع ضریب وزنی محورهای مختلف شبیهساز بهصورت یکسان درنظر گرفته شدهاست، زیرا اولویتی نسبت به یکدیگر ندارند. همچنین با انتخاب ضریب بزرگتر برای سیگنال کنترل نسبت به متغیرهای حالت در تابع هدف، قید بیشتری روی سیگنال کنترلی برای محدود کردن آن اعمال شده است.

با این ضرایب بهره، نتایج آزمایش های عملی با کنترل کنندهٔ LQR برای شرایط تعادل پایدار در شکل های بعد ارائه شده است. شکل (۱۶) تغییرات سرعت زاویه ای، شکل (۱۷) تغییرات زوایای وضعیت و شکل های (۱۸) و (۱۹) نیز به ترتیب تغییرات مؤلفه های گشتاور کنترلی و ممنتوم زاویه ای را برای چرخهای عکس العملی نشان می دهند.



شبکل ۱۶ – تغییرات سرعت زاویه ای با کنترل کنندهٔ LQR در شرایط تعادل پایدار







شکل ۱۹ – تغییرات ممنتوم زاویهای چرخهای عکسالعملی با کنترل کنندهٔ LQR در شرایط تعادل پایدار

نتایج آزمایش نشان میدهند که کنترلر LQR نیز توانسته است سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند و انحراف زاویهای حدود ۵۰ درجه در کمتر از ۶۰ ثانیه کنترل شده است. در جدول (۳) برخی مشخصات عملکردی کنترلرهای مختلف مقایسه شده است:

جدول ۳- مقایسهٔ عملکرد کنترلرهای مختلف

LQR	QEF	PD	مشخصه
۵۰	۲۵	۳.	حداكثر انحراف اوليه (deg)
۶.	۶۰	٨٠	زمان کنترل (t)
٠/٢	•/17	٠/١	حداکثر گشتاور کنترلی (N.m)
۰/۳۵	۰/٣	۰/۲۵	حداکثر ممنتوم (N.m.sec)

هر سه کنترلر پیادهسازی شده از خطای پارامترهای وضعیت (زوایا یا کواترنیونها) و خطای سرعت زاویهای برای محاسبهٔ گشتاور کنترلی استفاده می کنند و رفتار کلی سیستم در هر سه مورد یکسان است. اما همان گونه که جدول و نمودارها نشان میدهند در کنترلر LQR که بهرهها به صورت بهینه انتخاب شدهاند، سیستم با نوسانات اولیهٔ کمتری به وضعیت مطلوب رسیده است اما در مقابل حداکثر گشتاور و ممنتوم زاویهای چرخها در حین مانور بیشتر بوده است. در واقع این کنترلر از ظرفیت چرخ بیشتر استفاده کرده است.

مقایسهٔ نمودار گشتاور و ممنتوم زاویهای یک چرخ در هر یک از حالتها نشان میدهد، تا زمانی که گشتاور تغییر جهت ندهد ممنتوم در یک راستا در حال افزایش است. بنابراین درصورتی که اثر اغتشاشات یا بهرههای کنترلی به گونهای باشند که در یک جهت مشخص گشتاور کنترلی بدون تغییر جهت برای مدت زمان زیادی نیاز باشد چرخ عکس العملی اشباع خواهد شد.

عواملی از قبیل دقیق نبودن بالانس جرمی در صفحه، خطای اندازهگیری حسگر تعیین وضعیت، فرض رفتار ایدهال برای چرخهای عکس العملی در اعمال گشتاورهای کنترلی، اثر اغتشاشی هوای خروجی از یاتاقان هوایی و همچنین دقیق نبودن پارامترهای سیستم مانند ممان اینرسیها باعث ایدهال نبودن رفتار سیستم و همچنین نوسانات و خطاهایی جزیی در انتهای مانورها شدهاند.

با توجه به اینکه سرعتزاویهای نشان داده شده در شکلها مستقیماً توسط حسگر وضعیت اندازه گیری و ثبت شده است، نوسانات نویزی آنها نیز به عملکرد حسگر بستگی دارد و با حسگر موجود نمی توان آنها را اصلاح کرد.

نتيجه گيرى

در این مقاله عملکرد و کارآیی شبیهساز سه درجه آزادی زیرسیستم

- [2] Kim, B. M., Velenis, E., Kriengsiri, P., and Tsiotras, P., "Designing a Low Cost Spacecraft Simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 23, Issue 4, 2003, pp. 26-37.
- [3] Jung, D., and Tsiotras, P., "A 3-DoF Experimental Test-Bed for Integrated Attitude Dynamics and Control Research," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AAS Astrodynamics Specialist Conference, Austin, Texas, 2003.
- [4] Justin, S., McFarland, M., Shoemaker, A. and Eide, J., "Characterization of Cold-Gas Thrusters for Use on Spacecraft Simulators," *AIAA Mid-Atlantic (Region I-MA) Student Conference*, Blacksburg, Virginia, 2004.
- [5] Romano, M. and Agrawal, B. N., "Attitude Dynamics and Control of a Dual-Body Spacecraft with Variable-Speed Control Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 4, 2004, pp. 513-525.
- [6] Prado, J. and Bisiacchi, G., Reyes, L., Vicente, E., Contreras, F., Mesinas, M. and Juárez, A., "Three Axis Airbearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation," *Journal of Applied Research and Technology (JART)*, Vol. 3, No.3, 2005, pp. 222-237.
- [7] French, D. B., "Hybrid Control Strategies for Rapid, Large Angle Satellite Slew Maneuvers," (M. Sc. Thesis), Air University, Air Institute of Technology, Ohio, 2003.
- [8] Tavakoli, A. H., Abedian, A. and Dehghan, M., "Designing and Manufacturing of Hemispherical Airbearing", *Mechanical Engineering Magazine*, No. 61, 2008 (In Persian).
- [9] Available: [on line], http://www.nelsonair.com.
- [10] Tavakoli, A. H., Abedian, A. and Dehghan, M., Designing and Manufacturing of Mechanical Parts of an Attitude Control Simulator, Technical Report, SRI/G2-R-1387-030238, Aerospace University Complex, 2008 (In Persian).
- [11] Larson, W. and Wertz, J., Space Mission Analysis & Design, CRC Press, 1992.
- [12] Jelinsky, P., SNAP Reaction Wheel Size, Report at 12/20/2004.
- [13] Adiprawita, W., Ahmad, A. S. and Sembiring, J., "Development of AHRS (Attitude and Heading Reference System) for Autonomous UAV (Unmanned Aerial Vehicle)," *Proceedings of the International Conference on Electrical Engineering and Informatics*, Institut Teknologi Bandung, Indonesia, 2007.
- [14] Kalhor, A., and Dehghan, M., Designing and Manufacturing of Electrical Parts of an Attitude Control Simulator, Technical Report, Aerospace University Complex, SRI/G2-R-1387--060246, 2008 (In Persian).

تعیین و کنترل وضعیت یک ماهوارهٔ نمونه مبتنی بر یاتاقان هوایی ارزیابی شده است. در این شبیهساز برای اعمال گشتاورهای کنترلی، چرخ عکسالعملی با استفاده از موتورهای الکتریکی بر اساس مشخصات یک ماهوارهٔ فرضی، نمونهسازی شده است. اجزای دیگری از جمله حسگر تعیین وضعیت، پردازنده و کارت شبکه برای ارتباط بیسیم با ایستگاه مانیتورینگ نیز روی پلتفرم شبیهساز نصب شدهاند بهگونهای که میتوان فرمانهای اصلی را ارسال و نتایج آزمایش را در این ایستگاه مشاهده کرد. برای نشان دادن کارآیی و قابلیت یلتفرم طراحی شده در آزمایش و ارزیابی کنترلرهای وضعیت ماهواره مبتنی بر چرخ عکس العملی، برای نمونه سه کنترل کننده QEF ،PD و LQR برای سیستم طراحی شدهاند و محدودهٔ بهرههای کنترلی برای پایداری سیستم تعیین شده و نتایج پیادهسازی عملی این کنترلرها ارائه شده است. باید توجه کرد که برای QEF خطی سازی صورت نگرفته و پایداری سیستم حلقه بسته برای سیستم غیرخطی اثبات شده است. ضمن اینکه سیستم با بهرههای انتخابی برای کنترلر PD دارای حاشیهٔ بهرهٔ بینهایت و حاشیهٔ فاز حدود ۳۰ درجه است. کنترلر LQR نیز دارای حاشیه فاز بیش از ۶۰ درجه و حداقل حاشیه بهرهٔ db ۶– و حداکثر بینهایت است. بنابراین این کنترلرها تا حد زیادی مقاوم هستند. آزمایش های عملکردی برای همهٔ کنترلرها در زوایای بزرگ انجام شده که قاعدتاً خارج از محدودهٔ خطی هستند اما کارآیی سیستم در عمل در این محدودهها نیز اثبات شده است.

این نتایج علاوه بر تأیید کارآیی پلتفرم طراحی شده برای آزمایش سیستم کنترل وضعیت ماهواره، عملکرد مناسب کنترلرهای مورد استفاده را نشان میدهند. بنابراین درحال حاضر این سیستم بستر مناسبی برای توسعهٔ پژوهشهای کاربردی در حوزهٔ تعیین و کنترل وضعیت ماهواره فراهم کرده است. در ادامهٔ کار با بهینهسازی و ارتقای سختافزاری و نرمافزاری این سیستم میتوان جنبههای مختلف عملکرد سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره را در شرایط آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داد.

مراجع

[1] Schwartz, J. L., Peck, 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.