شبیه‌سازی دینامیک، تعیین و کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از کواترنیون

چکیده

بحث تعیین و کنترل وضعیت ماهواره از دیرباز مورد توجه محققان و دانشمندان عرصه هوافضا بوده است. به همین جهت، در این پژوهش مطالعه‌ای بر روی سیستم تعیین و کنترل وضعیت فضاپیما شده است. در این مقاله، نرم‌افزاری برای مدلسازی دینامیک وضعیت، تعیین وضعیت و کنترل وضعیت یک فضاپیما با توصیف کواترنیونی تشریح و ارائه شده است. عملکرد صحیح الگوریتم‌ها در آخر مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته است. تعیین وضعیت با استفاده از روش ***q*** و با اندازه‌گیری بردارهای خورشید و مغناطیس در دستگاه بدنی و محاسبهٔ بردارهای خورشید و مغناطیس در دستگاه مرجع پیاده‌سازی شده است. کنترلر *PD* مورد استفاده نیز، با روش خطای کواترنیون پیاده‌سازی شده است. وضعیت مطلوب، به صورت یه بردار شامل زوایای اویلر در بلوک هدایت تعبیه شده است. اغتشاش گرادیان جاذبه نیز به دلیل اثرگذاری بالای آن در مدارهای پایین (*LEO*) در شبیه‌سازی قرار داده شده است.

واژگان کلیدی

دینامیک وضعیت فضاپیما، کنترل وضعیت فضاپیما، تعیین وضعیت فضاپیما، شبیه‌سازی ماهواره، کواترنیون، روش q.

۱- مقدمه

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت فضاپیما نقش مهمی در راستای موفقیت فضاپیما در مأموریت خود ایفا می‌کند.[۱] این زیرسیستم، جهت یک فضاپیما را نسبت به یک دستگاه مرجع (مثلاً دستگاه مرجع مداری) در فضای سه بعدی معین کرده، و سپس آن را به سمتی مطلوب کنترل می‌کند. حسگرها، عملگرها، آویونیک، الگوریتم‌ها، نرم افزار و تجهیزات ایستگاه زمینی اجزایی هستند که در این راستا در طول مأموریت فضاپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند.

تعیین وضعیت، پردازشی است که طی آن اندازه‌گیری‌های سنسورهای مختلف به همراه اطلاعاتی که از دینامیک فضاپیما در دسترس است، مورد استفاده قرار می‌گیرد، تا مقادیری واحد و دقیق برای وضعیت فضاپیما نسبت به زمان محاسبه شود.

در کنترل وضعیت، با تلفیق داده‌های تخمین زده شده از تعیین وضعیت، و پاسخ فضاپیما به دینامیک وضعیت، گشتاوری متناسب برای دست‌یابی به وضعیت مطلوب را محاسبه می‌شود. این گشتاور سپس، توسط عملگرهای مختلفی بر روی فضاپیما اعمال می‌گردد.[۲]

زوایا اویلر و کواترنیون‌ها دو مورد از محبوبترین مدل‌های مورد استفاده در توصیف وضعیت فضاپیما هستند. با وجود بهینه بودن روش زوایای اویلر برای کنترل مدل خطی‌سازی شدهٔ فضاپیما، برخی محدودیت‌های این مدل باعث ترجیح مدل مبتنی بر کواترنیون می‌شود؛ این محدودیت‌ها عبارتند از:

۱. طراحی‌هایی که بر اساس مدل خطی فضاپیما صورت می‌گیرد، ممکن است نتواند که فضاپیما، که در واقعیت دینامیکی غیرخطی دارد، به صورت سراسری کنترل کند. در واقع، اگر وضعیت فضاپیما در نقطه‌ای باشد که با نقطهٔ خطی شده بسیار فاصله داشته باشد، طراحی ممکن است به درستی عمل نکند.
۲. این مدل وابسته به ترتیب دوران فضاپیماست، و این موضوع می‌تواند در صورت رعایت نکردن این ترتیب در قسمت‌های مختلف پروژه باعث ایجاد خطای انسانی شود.
۳. در تمامی ترتیب‌های دوران، نقطه‌ای تکین وجود دارد که مدل در آن نقطه قابل اعمالسازی نیست.

بر این ایرادات می‌توان با استفاده از مدل‌های مبتنی بر کواترنیون‌ها مرتفع شد.[۱] به همین منظور در این پژوهش، پیاده‌سازی الگوریتم‌های تعیین وضعیت به روش q و کنترل وضعیت با روش خطای کواترنیون مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- دینامیک وضعیت و مدلسازی معادلات حرکت ماهواره

برای شبیه‌سازی حرکت وضعیت ماهواره حول مرکز ثقل، ابتدا باید شش پارامتر کلاسیک مداری، شامل نیم قطر بزرگ (a)، گریز از مرکز (e)، انحراف مداری (i)، میل گرهٔ صعودی (Ω)، آرگومان حضیض (ω) و آنومالی متوسط (M) را با الگوریتمی به سرعت و موقعیت مداری نسبت به دستگاه اینرسی تبدیل کرد. سپس، به کمک این مقادیر، سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع ($\boldsymbol{\omega_{BR}} = p\boldsymbol{i} + q\boldsymbol{j} + r\boldsymbol{k}$) قابل محاسبه است. $\boldsymbol{\omega_{BR}}$ از این نظر حائز اهمیت است که بر اساس آن می‌توان کواترنیون‌های یک جسم دورانی را نسبت به هر دستگاه مرجعی محاسبه کرد. این روند در بخش‌های بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. در این مقاله، مختصات مرجع مداری به صورت زیر تعریف می‌شود:

مرکز مختصات منطبق بر مرکز جرم فضاپیماست و همراه فضاپیما در مدار حرکت می‌کند. محور $\boldsymbol{Z_R}$ در جهت مرکز جرم زمین است. $\boldsymbol{X_R}$ در صفحهٔ مدار، عمود بر $\boldsymbol{Z_R}$ و در جهت بردار سرعت ماهواره است. محور $\boldsymbol{Y_R}$ عمود بر صفحهٔ محلی مدار است و از قانون دست راست تبعیت می‌کند. بنابراین بردار $\boldsymbol{\omega_{RI}}$ نیز بردار سرعت زاویه‌ای این مختصات نسبت به دستگاه اینرسی تعریف می‌شود.

۱-۲- مکانیک مدار

از آن جایی که یک مدار کپلری را می‌توان داخل یک صفحه در نظر گرفت، می‌توانیم دستگاه مختصات ***perifocal*** را به صورتی تعریف کرد که محور $\boldsymbol{x}$ در راستای حضیض، محور $\boldsymbol{y}$ در جهتی که ماهواره دارای آنومالی حقیقی ۹۰ درجه باشد، و راستای $\boldsymbol{y}$ آن طبق قانون دست راست، عمود بر صفحهٔ مدار باشد؛ سپس داریم:

$$x_p = \mathrm{acos}(\psi) - ae \qquad (۱)$$

$$y_p = \mathrm{asin}(\psi)\sqrt{1 - e^2}$$

$$z_p = 0$$

که ψ معادل آنومالی خروج از مرکزی است و با استفاده از روش عددی از روی آنومالی متوسط محاسبه می‌شود.

سرعت مداری در این دستگاه نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\boldsymbol{v_p} = \frac{a^2}{n}\left[-\sin(\psi)\,\boldsymbol{P} + \sqrt{1-e^2}\cos(\psi)\,\boldsymbol{Q} + 0\boldsymbol{W}\right] \tag{۲}$$

ماتریس تبدیل دستگاه اینرسی به دستگاه perifocal به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}\\ \boldsymbol{Q}\\ \boldsymbol{W}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\cos(\omega) & \sin(\omega) & 0\\ -\sin(\omega) & \cos(\omega) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(i) & \sin(i)\\ 0 & -\sin(i) & \cos(i)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\cos(\Omega) & \sin(\Omega) & 0\\ -\sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}\\ \boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{Z}\end{bmatrix} \tag{۳}$$

در نتیجه، با ضرب ترانهادهٔ ماتریس حاصل از معادلهٔ (۳) در مقادیر موقعیت و سرعت در دستگاه *perifocal*، مقادیر موقعیت ($\boldsymbol{r_i}$) و سرعت ($\boldsymbol{v_i}$) در دستگاه اینرسی حاصل می‌شود.**[۳]**

۲-۲- دینامیک وضعیت

اگر ماتریس $\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix}J_{11} & J_{12} & J_{13}\\ J_{21} & J_{22} & J_{23}\\ J_{31} & J_{32} & J_{33}\end{bmatrix}$ ماتریس اینرسی فضاپیما، و $\boldsymbol{\omega_{BI}}$ بردار سرعت زاویه‌ای بدنی نسبت به مختصات اینرسی فضاپیما باشد، و $\boldsymbol{t_d}$ مجموع گشتاورهای اغتشاشی و $\boldsymbol{u}$ گشتاور کنترلی باشد، برای فضاپیما داریم:**[۱]**

$$\boldsymbol{J\dot{\omega}_{BI}} = -\boldsymbol{\omega_{BI}} \times (\boldsymbol{J\omega_I}) + \boldsymbol{t_d} + \boldsymbol{u} \tag{۴}$$

۲-۳- سینماتیک وضعیت

با داشتن مقادیر $\boldsymbol{r_i}$ و $\boldsymbol{v_i}$ برای مدار بیضی‌شکل داریم، برای بدست آوردن نرخ بدنهٔ فضاپیما نسبت به اینرسی داریم: $\boldsymbol{\omega_{RI}} = \omega_1\boldsymbol{X_R} + \omega_2\boldsymbol{Y_R} + \omega_3\boldsymbol{Z_R}$

$$\omega_1 = \omega_3 = 0 \tag{۵}$$

$$\omega_2 = -\frac{1}{r^2|\boldsymbol{v}\times\boldsymbol{r}|}\boldsymbol{v}\cdot[(\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{v})\boldsymbol{r} - (r^2\boldsymbol{v})]$$

همچنین رابطهٔ زیر نیز برقرار است:

$$\boldsymbol{\omega_{BI}} = \boldsymbol{\omega_{BR}} + \boldsymbol{\omega_{RI}^B} \tag{۶}$$

مقدار $\boldsymbol{\omega_{BI}}$ با انتگرال‌گیری از رابطهٔ (۴) و ضرب ماتریس دوران اینرسی به بدنه در مقدار حاصل از رابطهٔ (۵)، مقدار $\boldsymbol{\omega_{RI}^B}$ بدست می‌آید. در نتیجه، طبق رابطهٔ (۶)، مقدار $\boldsymbol{\omega_{BR}}$ بدست می‌آید.**[۳]**

اگر بردار $\boldsymbol{q} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ کواترنیونی برای توصیف وضعیت دستگاه بدنه نسبت به دستگاه مرجع باشد، معادلهٔ غیرخطی سینماتیک وضعیت فضاپیما به شرح زیر است:

$$\begin{bmatrix}\dot{q_0}\\ \dot{q_1}\\ \dot{q_2}\\ \dot{q_3}\end{bmatrix} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix}0 & -p & -q & -r\\ p & 0 & r & -q\\ q & -r & 0 & p\\ r & q & -p & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}q_0\\ q_1\\ q_2\\ q_3\end{bmatrix} \tag{۷}$$

با انتگرال‌گیری از رابطهٔ (۷)، کواترنیون وضعیت ماهواره در لحظات بعدی قابل محاسبه است.[۱]

۳– کنترل وضعیت با استفاده از خطای کواترنیون

فرض شود که وضعیت فضاپیما را با استفاده از ماتریس کسینوس هادی $\boldsymbol{A}$ نسبت به دستگاه مرجع مداری توصیف کنیم. اگر $[\boldsymbol{A_S}]$ کسینوس هادی وضعیت واقعی فضاپیما (یا تخمین دقیقی از آن) و $[\boldsymbol{A_T}]$ کسینوس هادی وضعیت مطلوب فضاپیما باشد، ماتریس کسینوس هادی خطا به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$[\boldsymbol{A_E}] = [\boldsymbol{A_S}][\boldsymbol{A_T}]^{\boldsymbol{T}} \tag{۸}$$

مقدار $[\boldsymbol{A_E}]$ را می‌توان به این صـــورت تعریف کرد، که اگر دو بردار وضـــعیت تخمینی و واقعی بر یکدیگر منطبق باشـند، در نتیجه، این دو ماتریس بر یکدیگر منطبق شـده و محورهای بدنی به وضـعیت مطلوب در فضـا رسـیدند. در نتیجه، ماتریس خطا با ماتریس یکه برابر می‌شود و $[\boldsymbol{A_S}] = [\boldsymbol{A_T}]$.

با توصیف کواترنیونی، معادلهٔ (۸) نتیجه می‌دهد:

$$\boldsymbol{q_S^{-1} q_T} = \boldsymbol{q_E} = \begin{bmatrix} q_{T_0} & q_{T_3} & -q_{T_2} & q_{T_1} \\ -q_{T_3} & q_{T_0} & q_{T_1} & q_{T_2} \\ q_{T_2} & -q_{T_1} & q_{T_0} & q_{T_3} \\ -q_{T_1} & -q_{T_2} & -q_{T_3} & q_{T_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -q_{S_1} \\ -q_{S_2} \\ -q_{S_3} \\ q_{S_0} \end{bmatrix} \tag{۹}$$

طبق روش کنترل *PD* مقدار گشتاورهای کنترلی از معادلهٔ (۱۰) محاسبه می‌شود:

$$u_x = 2K_x q_{E_1} q_{E_4} + K_{xd} p \tag{۱۰}$$

$$u_y = 2K_y q_{E_2} q_{E_4} + K_{yd} p$$

$$u_z = 2K_z q_{E_3} q_{E_4} + K_{zd} p$$

مقدارهای K_x، K_y، K_z، K_{xd}، K_{yd} و K_{zd} بهره‌های کنترلی هســـتند که روش‌های مختلفی برای تعیین و بهبود عملکرد آن‌ها وجود دارد. این مقادیر برای کنترلر طراحی شده در جدول (۱) آورده شده است:

جدول ۱- بهره‌های کنترلر وضعیت.

ضریب	مقدار
K_x	1000
K_y	2000
K_z	500
K_{xd}	-1000
K_{yd}	-700
K_{zd}	-1400

توجه شود که زمانی که مقدارهای p، q و r توسط حسگر ژایرو نرخی اندازه‌گیری نمی‌شود، می‌توان با مشتق‌گیری از کواترنیون‌ها و معادلهٔ (۱۱) این مقادیر را حساب کرد:[۳]

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} q_{S_0} & q_{S_3} & -q_{S_2} & -q_{S_1} \\ -q_{S_3} & q_{S_0} & q_{S_1} & -q_{S_2} \\ q_{S_2} & -q_{S_1} & q_{S_0} & -q_{S_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_{S_1} \\ \dot{q}_{S_2} \\ \dot{q}_{S_3} \\ \dot{q}_{S_0} \end{bmatrix} \qquad (11)$$

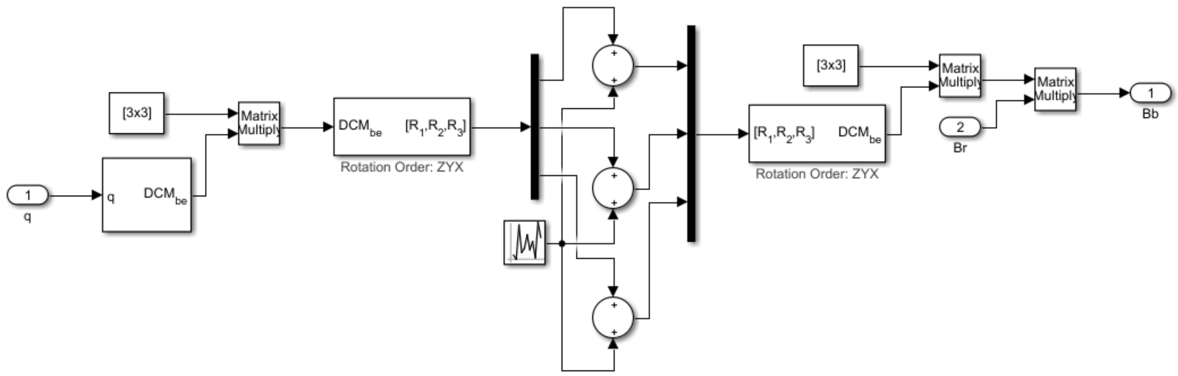
۴– تعیین وضعیت با روش q

برای تعیین وضعیت فضاپیما، در روش ***TRIAD***، به دو بردار اندازه‌گیری شده نیاز است، این دو بردار برای دقت‌های پایین‌تر معمولاً از حسگر مغناطیسی و حسگر خورشید بدست می‌آید. این بردارها را نرمال می‌کنند، زیرا اندازهٔ بردار اطلاعاتی دربارهٔ وضـــعیت فضـــاپیما نمی‌دهد. با توجه به قید یکه بودن بردارها، هر کدام از بردارها دارای دو پارامتر مسـتقل هسـتند. در ماتریس وضـعیت، با داشـتن سـه پارامتر می‌توان ماتریس را محاسـبه کرد. در نتیجه این دو بردار وضعیت را فرامعین کرده‌اند.

اطلاعات این دو بردار را از دســـتگاه حســـگر به دســـتگاه بدنی فضـــاپیما منتقل می‌کنند، و با تلفیق این اطلاعات و تخمین بردار مغناطیسی و بردار جهت خورشید در دستگاه اینرسی از طریق مدل‌های کامپیوتری، وضعیت فضاپیما را تعیین می‌کنند.

۱-۴– بلوک حسگرها

از حسـگر خورشـید و حسـگر مغناطیس در این مقاله اسـتفاده شـده اسـت. در داخل بلوک حسـگر، وضـعیت فضـاپیما به دسـتگاه حسـگر منتقل شـده، و نویز با دامنهٔ مشـخصـی (برای حسـگر خورشـید تا ۰.۰۰۵ درجه خطا، و برای حسـگر مغناطیس تا ۰.۵ درجه خطا) به صورت رندوم بر روی مقدار خروجی آن اعمال شده است. تصویر این بلوک در شکل (۱) ملاحظه می‌شود.[۴]



شکل ۱- شماتیک بلوک حسگر.

همچنین برای محاسبهٔ بردار خورشید در دستگاه اینرسی، ابتدا تاریخ را به تاریخ جولی تبدیل می‌کنیم.

$$JD = 365\,Year - INT\left\{\frac{7\left[Year + INT\left(\frac{Month+9}{12}\right)\right]}{4}\right\} + INT(\frac{275Month}{9} + Day + 1721013.5 + \frac{Hour}{24} + \frac{Minute}{1440} + \frac{Seconds}{86400} \qquad (۱۲)$$

سپس، مقدار قرن جولی را نسبت به J2000 محاسبه می‌کنیم.

$$T_{UT} = \frac{JD - 2451545.0}{36525} \qquad (۱۳)$$

طول جغرافیایی متوسط خورشید محاسبه می‌شود:

$$\lambda_M = 280.4606184° + 36000.7700531T_{UT} \qquad (۱۴)$$

آنومالی متوسط خورشید طبق رابطهٔ (۱۵) محاسبه می‌شود:

$$M = 357.5277233° + 35999.05034T_{UT} \qquad (۱۵)$$

عرض جغرافیایی اکلیپتیک به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\lambda_{ecliptic} = \lambda_M + 1.914666471°\sin(M) + 0.019994643\,Sin(2M) \qquad (۱۶)$$

میل اکلیپتیک به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\epsilon = 23.439291° - 0.0130042T_{UT} \qquad (۱۷)$$

مقدار فاصلهٔ زمین تا خورشید نیز از رابطهٔ (۱۸) حاصل می‌شود:

$$r = 1.000140612 - 0.016708617\cos(M) - 0.000139589\cos(2M) \qquad (۱۸)$$

در نهایت، بردار خورشید در دستگاه اینرسی از رابطهٔ (۱۹) محاسبه می‌شود:**[۵]**

$$\boldsymbol{r} = \begin{bmatrix} rcos(\lambda_{ecliptic}) \\ rcos(\epsilon)\sin(\lambda_{ecliptic}) \\ rsin(\epsilon)\sin(\lambda_{ecliptic}) \end{bmatrix} AU \qquad (۱۹)$$

برای محاسبهٔ بردار مغناطیس در دستگاه اینرسی از مدل WMM2015 که بلوک آمادهٔ آن در سیمولینک موجود است و دقت بالایی دارد، استفاده شده است.

این بردارها را با ماتریس دوران اینرسی به مرجع، در دستگاه مرجع بدست آورده تا در تعریف TRIAD از آن استفاده شود.

۲–۴– الگوریتم q برای تعیین وضعیت ماهواره

همانطور که گفته شد، برای چهار بردار مغناطیس در دستگاه مرجع و بدنه، و خورشید در دستگاه مرجع و بدنه می‌توان یک دستگاه سه تایی (TRIAD) تعریف کرد. بردارهای دستگاه به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$t_1^r = \frac{s^r}{|s^r|} \tag{۲۰}$$

$$t_2^r = \frac{s^r \times b^r}{|s^r \times b^r|} \tag{۲۱}$$

$$t_3^r = t_1^r \times t_2^r \tag{۲۲}$$

$$t_1^b = \frac{s^b}{|s^b|} \tag{۲۳}$$

$$t_2^i = \frac{s^b \times b^b}{|s^b \times b^b|} \tag{۲۴}$$

$$t_3^i = t_1^b \times t_2^b \tag{۲۵}$$

در تشکیل TRIAD، هدف پیدا کردن ماتریس دوران بدنه به مرجع می‌باشد. در نتیجه، میتوان آن را به صورت مسئلهٔ واهبا تعریف کرد که هدف کمینه کردن تابع زیان زیر است. a_j ها وزن‌هایی هستند که برای حسگرهای دقیق‌تر می‌توان وزن بیشتری در محاسبات قائل شد.

$$L(A) = \frac{1}{2}\sum_{j=1}^{N} a_j \left|\left|t_j^r - A t_j^b\right|\right|^2 \tag{۲۶}$$

حل این مسئله با روش q میسر است. در این روش، ابتدا ماتریس پروفیل وضعیت (B) را محاسبه می‌کنیم:

$$B = \sum_{j=1}^{N} a_j t_j^r {t_j^b}^T \tag{۲۷}$$

ماتریس K به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$K = \begin{bmatrix} B + B^T - trace(B) I_3 & z \\ z^T & trace(B) \end{bmatrix} \tag{۲۸}$$

که z برابر است با:

$$z = \begin{bmatrix} B_{23} - B_{32} \\ B_{31} - B_{13} \\ B_{12} - B_{21} \end{bmatrix} \tag{۲۸}$$

روش q بیان می‌کند که بردار ویژه‌های متناظر با بزرگترین مقدار ویژهٔ ماتریس K برابر با کواترنیون‌هاییست که تابع زیان را بهینه می‌کند. در نتیجه، با محاسبهٔ این بردار ویژه، وضعیت تخمین زده می‌شود.**[۶]**

۵– نتایج

بلوک‌های مکانیک مدار، دینامیک و سینماتیک وضعیت، کنترلر، تعیین وضعیت و حسگرهای مغناطیس و خورشید در نرم‌افزار سیمولینک پیاده‌سازی شده‌اند. پیاده‌سازی صحیح دینامیک ماهواره با مسئلهٔ مشابهی در **[۳]** صحت‌سنجی شده است. در جدول (۲) ویژگی مدار شبیه‌سازی شده، و در جدول (۳) مقادیر اولیهٔ انتگرال‌گیری آورده شده است. در جدول (۴) ماتریس اینرسی ماهواره قرار داده شده است.

جدول ۱- پارامترهای مداری.

پارامتر	واحد	مقدار
a	Km	7178.15
i	°	75
ω	°	0
Ω	°	0
e	°	0

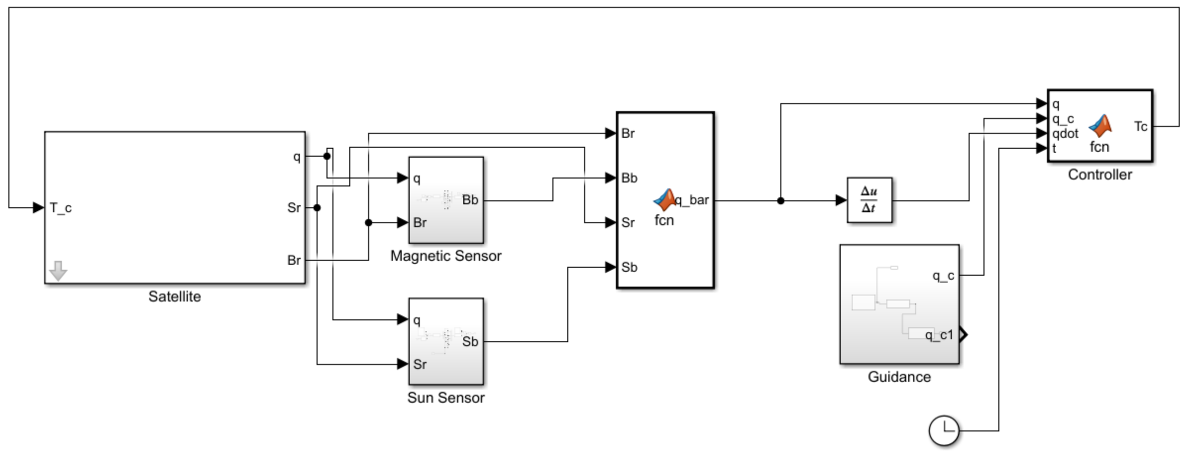
جدول ۳- مقادیر اولیۀ زوایای اویلر و سرعت زاویه‌ای.

پارامتر	مقدار (°)
ϕ_0	0
ψ_0	0
θ_0	0
p_0	0
q_0	0
r_0	0

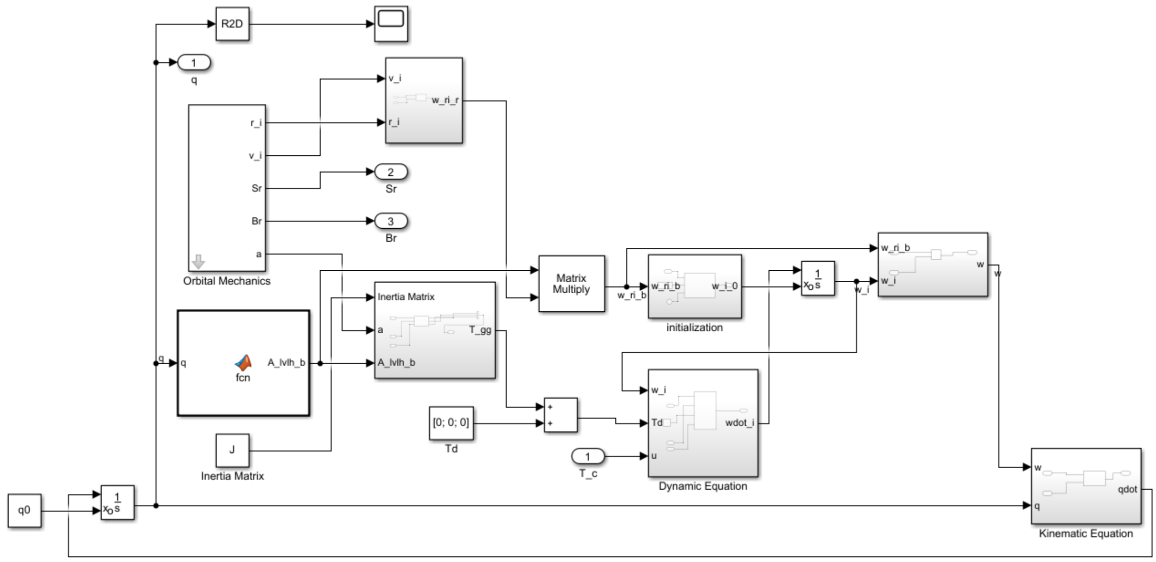
جدول ۴-ماتریس اینرسی فضاپیما.

پارامتر	مقدار
I_x	1000
I_y	500
I_z	700

در شکل (۲) ساختار کلی تمام بلوک‌های تشکیل دهندۀ مسئله، و در شکل (۳) ساختار بلوک ماهواره مشاهده می‌شود.



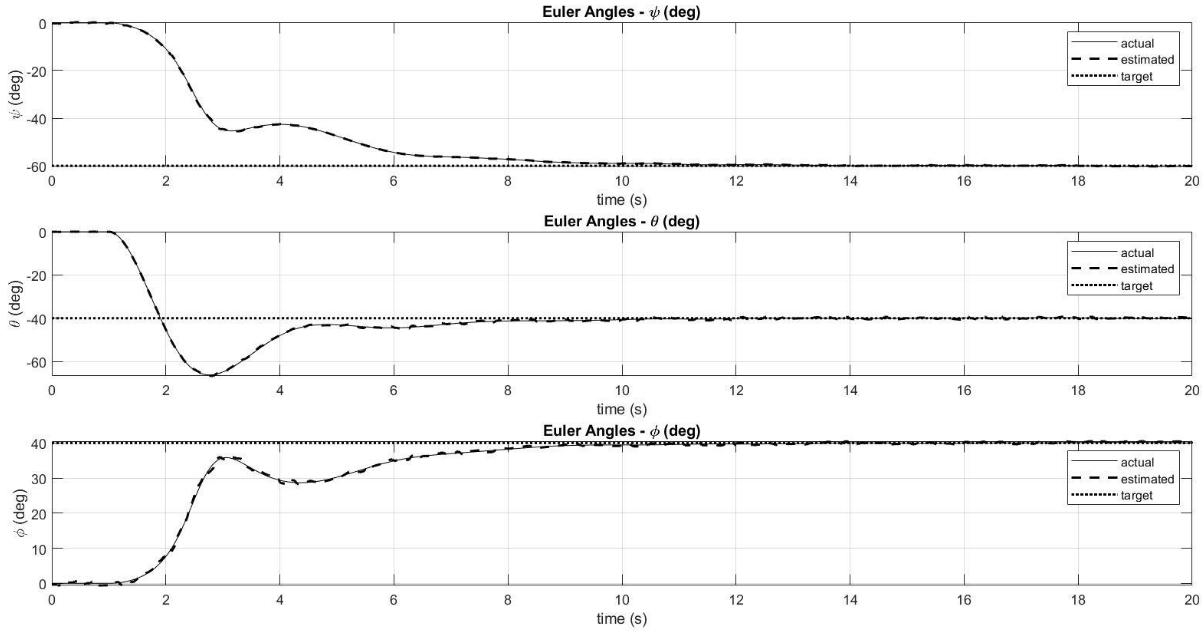
شکل ۲- شماتیک شبیه‌سازی دینامیک، تعیین و کنترل وضعیت ماهواره.



شکل ۳- شماتیک شبیه‌سازی دینامیک و سینماتیک وضعیت ماهواره.

اغتشـاش گرادیان جاذبه به دلیل اثرگذاری بالای آن در داخل بلوک ماهواره تعبیه شـده اسـت، و از باقی اغتشـاشـات مداری صرف نظر شده است.

از آن‌جایی که توصـیف زوایای اویلر برای درک نتایج قابل لمس‌تر اسـت، سـه خروجی کواترنیون وضـعیت واقعی، وضعیت تخمین زده شده و وضعیت مطلوب به زوایای اویلر تبدیل شده‌اند و در شکل (۴) قابل مشاهده است.



شکل ۳- زوایای اویلر واقعی، تخمینی و هدف.

۶- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

شبیه‌سازی دینامیک، تعیین و کنترل وضعیت فضاپیما مطابق روند و روش‌های معرفی شده در نرم‌افزار سیمولینک انجام شد. در شکل (۳)، با مقایسهٔ مقدار وضعیت واقعی و تخمینی، می‌توان ملاحظه کرد که الگوریتم تعیین وضعیت به خوبی وضعیت را در هر لحظه تخمین زده است. همچنین، با مقایسهٔ وضعیت هدف و وضعیت واقعی ملاحظه می‌شود که پس از ۱۰ ثانیه، مانور وضعیت صورت گرفته و وضعیت واقعی به وضعیت مطلوب همگرا شده است. در نتیجه، عملکرد صحیح و مناسب نرم‌افزار تهیه شده، تایید می‌شود.

مراجع

[1] Yang, Y., 2019. *Spacecraft Modeling, Attitude Determination and Control Quaternion-based Approach*. Taylor & Francis Group, Boca Raton.

[2] Wertz, J. R., Everett, D. F., Puschell, J. J., 2011. *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Microcosm Press, Hawthorne.

[3] Sidi, M. J., 1997. *Spacecraft Dynamics and Control A Practical Engineering Approach*. Cambridge University Press, United States of America.

[4] Esmaelzadeh, R., 2019. Lectures on Spacecraft Dynamics and Control. On the WWW, at https://www.researchgate.net/publication/292606900_Lectures_on_Spacecraft_Dynamics_Control_20190202_In_Persian, February. PDF file.

[5] Vallado, D. A., 1997. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications,*. Donnelly & Sons Publisher, United States of America.

[6] Markley, F. L., Crassidis, J. L., 2014. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer, New York.