

به نام خدا

گزارش پایانی پروژه درس تعیین وضعیت

شبیه‌سازی سیستم تعیین وضعیت ماهواره‌های دلتا و فی دانشگاه دلفت

سیاوش سبزی

۹۶۷۹۲۱۵۳

دکتر مجید اسماعیلزاده

چکیده

این پژوهش در مورد طراحی و شبیه سازی الگوریتم تعیین وضعیت ماهواره های دلفی است. ماهواره های دلفی، دو ماهواره هستند که برای ماموریت دلفی طراحی شده اند. در این ماهواره ها به جهت برآورده کردن الزامات جهت گیری ماموریت دلفی از سیستم تعیین و کنترل وضعیت فعال استفاده شده است. الگوریتم های کنترل و تعیین وضعیت شامل الگوریتم تعیین وضعیت و الگوریتم های چهار مود کنترلی هستند، که در این پژوهش دو مود دیتابلینگ و مود کنترل جهت سرعت است. بررسی نتایج شبیه سازی مود دیتابلینگ نشان می دهد که فرکانس بروزرسانی بهینه مشخص برای سنجش ها وجود دارد. همچنین نشان داده شده است که مود دیتابلینگ به اندازه ای قوی است که می تواند در حضور درگ بیشتر یا خطای بیشتر سنجش ها به خوبی عمل کند. بررسی ها نشان می دهد در صورت خرابی سیستم کنترل حول یک محور ماهواره به تامبلینگ ادامه می دهد، همچنین دیده می شود که خطای سنجش ممان اینرسی عملکرد EKF را کاهش نمی دهد. نهایتا نشان داده خواهد شد که مود جهت گیری سرعت برای جهت گیری دقیق رانشگرها کافی نیست.

واژگان کلیدی: تعیین وضعیت، فیلتر کالمون، خطای سنجش ها، مود کنترلی، کنترل وضعیت فعال

فهرست مطالب

۲	چکیده
۳	فهرست مطالب
۶	فهرست شکل‌ها
۸	فهرست جداول
۹	فصل ۱- مقدمه
۱۰	فصل ۲- زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌های دلفی
۱۱	۲-۱- سخت افزار تعیین وضعیت
۱۲	۲-۲- مودهای کنترلی
۱۴	فصل ۳- مدل‌های دینامیکی سینماتیکی و مدل محیط
۱۴	۳-۱- فریم‌های معمولی فضای پیما
۱۵	۳-۲- تبدیل به دستگاه‌های مختصات
۱۶	۳-۳- دینامیک مداری ماهواره‌ها
۱۶	۳-۴- سینماتیک چرخشی
۱۷	۴-۱-۱- نمایش وضعیت فضای پیما
۱۸	۴-۳- مدل محیط
۱۸	۵-۱- مدل میدان مغناطیسی
۱۸	۵-۲- مدل خورشید
۱۹	۵-۲-۱- مدل سایه زمین
۲۰	۶-۳- مدل گشتاورهای اغتشاشی
۲۰	۶-۱-۱- مدل گشتاور اغتشاشی آئرودینامیکی

۲۱	۳-۶-۲- مدل گشتاور اغتشاشی مغناطیسی
۲۱	۳-۶-۳- مدل گشتاور گرادیان جاذبه‌ای
۲۲	۳-۷- مدل سنسورها و عملگرها
۲۲	۳-۷-۱- مدل مگنتومتر
۲۲	۳-۷-۲- مدل سنسور خورشید
۲۲	۳-۷-۳- مدل گشتاوردهنده مغناطیسی
۲۳	فصل ۴- طراحی الگوریتم تعیین وضعیت
۲۳	۴-۱- الگوریتم مشخص کننده پارامترهای تامبل
۲۳	۴-۲- الگوریتم تخمین وضعیت
۲۵	۴-۳- الگوریتم EKF
۲۶	۴-۳-۱- گام توسعه زمانی
۲۷	۴-۳-۲- گام به روز کردن سنجش‌ها
۲۸	۴-۴- آگوریتم کنترل
۲۸	۴-۴-۱- مود دیتامبلينج
۲۹	۴-۴-۱-۱- ۱- کنترل Bdot
۲۹	۴-۴-۲- مود کنترلی جهت گیری سرعت
۲۹	۴-۴-۲-۱- کنترل PD
۳۱	فصل ۵- نتایج شبیه‌سازی و نتیجه گیری
۳۱	۵-۱- مود دیتامبلينج
۳۶	۵-۲- مود جهت گیری سرعت
۳۷	۵-۲-۱- تنظیم پارامترها

۴۳	۲-۲-بررسی عملکرد
۵۲	۳-نتیجه‌گیری
۵۳	منابع

فهرست شکل‌ها

شکل ۱-۱	حلقه شبیه‌سازی الگوریتم تعیین و کنترل وضعیت و محیط شبیه‌سازی	۹
شکل ۱-۲	دیاگرام مودهای مختلف الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت ماهواره‌های دلفی	۱۲
شکل ۲-۲	دیاگرام اجمالی الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت و محیط شبیه سازی	۱۳
شکل ۱-۳	دستگاه مختصات مرجع (سمت چپ)، دستگاه مختصات زمین ثابت (سمت راست)	۱۵
شکل ۲-۳	مدل سایه مداری	۱۹
شکل ۱-۴	نمودار اجمالی EKF	۲۵
شکل ۱-۵	خطوط میدان مغناطیسی در فریم بدن با سرعت دورانی ۱۰ درجه بر ثانیه	۳۱
شکل ۲-۵	سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به فریم مرجع با سرعت اولیه ۱۰ درجه بر ثانیه	۳۲
شکل ۳-۵	سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به فریم مرجع برای سرعت اولیه ۶۰ درجه بر ثانیه	۳۲
شکل ۴-۵	خطوط میدان مغناطیسی در فریم بدن با سرعت دورانی ۶۰ درجه بر ثانیه	۳۲
شکل ۵-۵	سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی اول	۳۳
شکل ۶-۵	سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی سوم	۳۴
شکل ۷-۵	سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی دوم	۳۴
شکل ۸-۵	سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی چهارم	۳۵
شکل ۹-۵	سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی پنجم	۳۵
شکل ۱۰-۵	نتایج شبیه‌سازی مورد B برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر	۳۸
شکل ۱۱-۵	نتایج شبیه‌سازی مورد C برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر	۳۹
شکل ۱۲-۵	نتایج شبیه‌سازی مورد D برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر	۳۹
شکل ۱۳-۵	نتایج شبیه‌سازی برای حالت پارامترهای مناسب فیلتر	۴۰
شکل ۱۴-۵	نتایج شبیه‌سازی مورد H برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر	۴۰
شکل ۱۵-۵	نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد J کنترلر	۴۱
شکل ۱۶-۵	نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد K کنترلر	۴۱
شکل ۱۷-۵	نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد L کنترلر	۴۲
شکل ۱۸-۵	نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد N کنترلر	۴۲

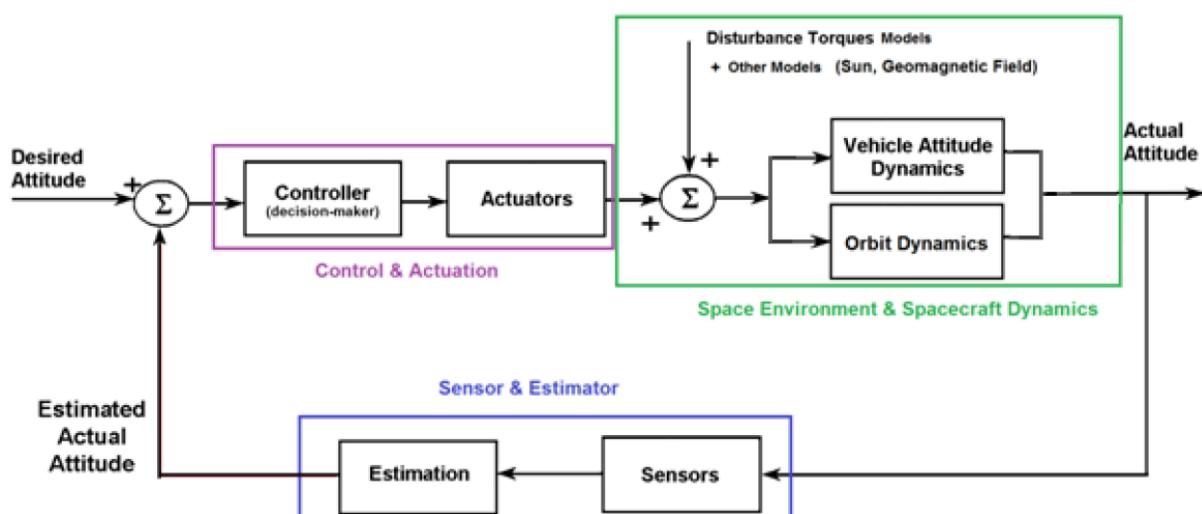
۴۲	شکل ۱۹-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد M کنترلر
۴۳	شکل ۲۰-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد A
۴۳	شکل ۲۱-۵ وضعیت ماهواره برای مورد A
۴۴	شکل ۲۲-۵ وضعیت ماهواره برای مورد B
۴۴	شکل ۲۳-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد B
۴۵	شکل ۲۴-۵ وضعیت ماهواره برای مورد C
۴۵	شکل ۲۵-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد D
۴۵	شکل ۲۶-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد C
۴۶	شکل ۲۷-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد H
۴۶	شکل ۲۸-۵ وضعیت ماهواره برای مورد H
۴۶	شکل ۲۹-۵ وضعیت ماهواره برای مورد D
۴۷	شکل ۳۰-۵ وضعیت ماهواره برای مورد I، مورد پارامترهای مناسب فیلتر
۴۷	شکل ۳۱-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد J
۴۷	شکل ۳۲-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد I، مورد پارامترهای مناسب فیلتر
۴۸	شکل ۳۳-۵ وضعیت ماهواره برای مورد K
۴۸	شکل ۳۴-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد K
۴۸	شکل ۳۵-۵ وضعیت ماهواره برای مورد J
۴۹	شکل ۳۶-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد M
۴۹	شکل ۳۷-۵ وضعیت ماهواره برای مورد L
۴۹	شکل ۳۸-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد L
۵۰	شکل ۳۹-۵ وضعیت ماهواره برای مورد N
۵۰	شکل ۴۰-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد N
۵۰	شکل ۴۱-۵ وضعیت ماهواره برای مورد M
۵۱	شکل ۴۳-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای حالت کنترلر قوی‌تر
۵۱	شکل ۴۲-۵ وضعیت ماهواره برای حالت کنترلر قوی‌تر
۵۱	شکل ۴۴-۵ خطای تخمین زاویه‌ای برای حالت کنترلر قوی‌تر

فهرست جداول

جدول ۱-۲ مشخصات ماهواره‌ها و مداری ماموریت دلفی	۱۰
جدول ۲-۲ مشخصات مگنتومتر مورد استفاده در ماهواره‌های دلتا و فی	۱۱
جدول ۳-۲ مشخصات سنسور خورشید مورد استفاده در ماهواره‌های دلتا و فی	۱۱
جدول ۴-۲ الزامات کنترل و تعیین وضعیت ماهواره‌های دلفی	۱۳
جدول ۱-۴ لیست فیلترهای معمولی مورد استفاده در حوزه تخمین وضعیت ماهواره	۲۴
جدول ۱-۵ شرایط غیرعادی برای تست کارآمدی سیستم کنترلی در مود دیتابلینگ	۳۳
جدول ۲-۵ پارامترهای تنظیم کنترلر PD	۳۷
جدول ۳-۵ پارامترهای مورد استفاده برای تنظیم فیلتر	۳۷
جدول ۴-۵ پارامترهای مناسب Q و R براساس ماهواره Delfi-n3Xt	۳۸

فصل ۱ - مقدمه

به جهت فراهم آوردن الزامات ماموریت سنجش‌های درجا از ترموسфер پایینی و جهت صحیح در چینش پروازی مربوطه، دانشگاه دلفت دو ماهواره طراحی کرد که ما در صدد هستیم زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت آن‌ها را بررسی کنیم. هدف دانشگاه دلفت از ساخت ماهواره‌های مکعبی آشنا کردن دانشجویان و آماده سازی آن‌ها و همچنین توسعه پژوهش در حوزه نانو ماهواره‌ها است. دانشگاه بر تداوم این پرتاب‌ها اصرار دارد. اولین ماهواره این دانشگاه ماهواره Delfi-C بود که از نوامبر ۲۰۰۴ ساخت آن شروع شد و در آوریل ۲۰۰۸ پرتاب گردید، این ماهواره سیستم کنترل و تعیین وضعیت پیچیده‌ای نداشت، سیستم کنترل این ماهواره مغناطیسی غیرفعال بود که از آهنرباهای دائمی و هیسترزیس برای کاهش سرعت زاویه‌ای استفاده می‌کرد. ماهواره بعدی ماهواره Delfi-n3Xt بود که ساخت آن از نوامبر ۲۰۰۷ کلید خورد و در نوامبر ۲۰۱۳ پرتاب شد. این ماهواره از زیرسیستم کنترل و تعیین وضعیت فعال برخوردار بود. هدف ما طراحی و تست سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌های دلتا و فی دانشگاه دلفت است. در قدم اول محیط شبیه سازی طراحی می‌شود که شامل دینامیک وضعیت، دینامیک مداری، مدل گشتاورهای اغتشاشی و مدل دینامیکی فیزیکی است. محیط شبیه سازی جزو الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت نمی‌باشد اما برای شبیه سازی عملکرد این الگوریتم لازم است. بعد از محیط شبیه سازی الگوریتم‌ها طراحی می‌شوند سپس با استفاده از محیط شبیه سازی الگوریتم شبیه سازی می‌شود، به جهت تست عملکرد مودهای مختلف الگوریتم، شبیه سازی انجام می‌شود.



شکل ۱-۱ حلقه شبیه‌سازی الگوریتم تعیین و کنترل وضعیت و محیط شبیه‌سازی

فصل ۲- زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌های دلفی

QB50 برنامه‌ای منحصر به فرد با مشارکت جهانی برای بعمل آوردن سنجش‌های درجا از ترموسفر پایینی و سنجش‌های مربوط به ورود دوباره ماهواره‌ها به اتمسفر است. دانشگاه دلفت دو ماهواره از این ۵۰ ماهواره را در چارچوب الزامات همین ماموریت فراهم می‌آورد. دلتا و فی، این دو ماهواره مکعبی باید الزامات چینش پروازی مربوطه را فراهم آورند، دلتا و فی روی پلتفرم Delfi-n3Xt سوار شده‌اند. پارامترهای مداری و مشخصه‌های ماهواره‌ها در جدول ۱-۲ آمده است [1].

جدول ۱-۲ مشخصات ماهواره‌ها و مداری ماموریت دلفی

Parameter	Value	Unit
Orbit type	Circular	
Eccentricity	0	[-]
Inclination	98.6	degree
Right ascension of the ascending node	-15	degree
Argument of perigee	0	degree
Initial mean anomaly	0	degree
Altitude	200 to 380	km
Satellite inertia	$\begin{bmatrix} 0.017 & 0 & 0 \\ 0 & 0.055 & 0 \\ 0 & 0 & 0.055 \end{bmatrix}$	kg·m ²
Satellite dimensions	$\begin{bmatrix} 0.1 & 0.34 & 0.1 \end{bmatrix}^T$	m
Center of pressure offset from center of gravity	$\begin{bmatrix} 0.005 & 0.005 & 0.005 \end{bmatrix}^T$	m
Drag coefficient	2.2	[-]
Maximum magnetic torquer dipole moment	$\begin{bmatrix} 0.4 & 0.4 & 0.4 \end{bmatrix}^T$	A·m ²
Residual magnetic dipole moment	$\begin{bmatrix} 0.005 & 0.005 & 0.005 \end{bmatrix}^T$	A·m ²
Magnetometer bias	500	nT
Magnetometer noise standard deviation	170	nT
Sun sensor bias	< 3	degree
Sun sensor noise standard deviation	0.4	degree

جدول ۳-۲ مشخصات سنسور خورشید مورد استفاده در ماهواره‌های دلتا و فی

Section	Parameter	Input
General	Brand/Model	TU Delft μ SS-1
	Communication type	I2C
	Configuration	1 on each satellite face
Specification	Field of view (FOV)	+/- 60 degree
	Power consumption	26 mW idle, 66 mW measuring
	Mass	10 gram
	Maximum read-out frequency	120 Hz
Accuracy	Noise type	white, Gaussian
	Noise level (open field)	0.4 degree (1σ)
	Bias	< 3 degree

جدول ۴-۲ مشخصات مگنتومتر مورد استفاده در ماهواره‌های دلتا و فی

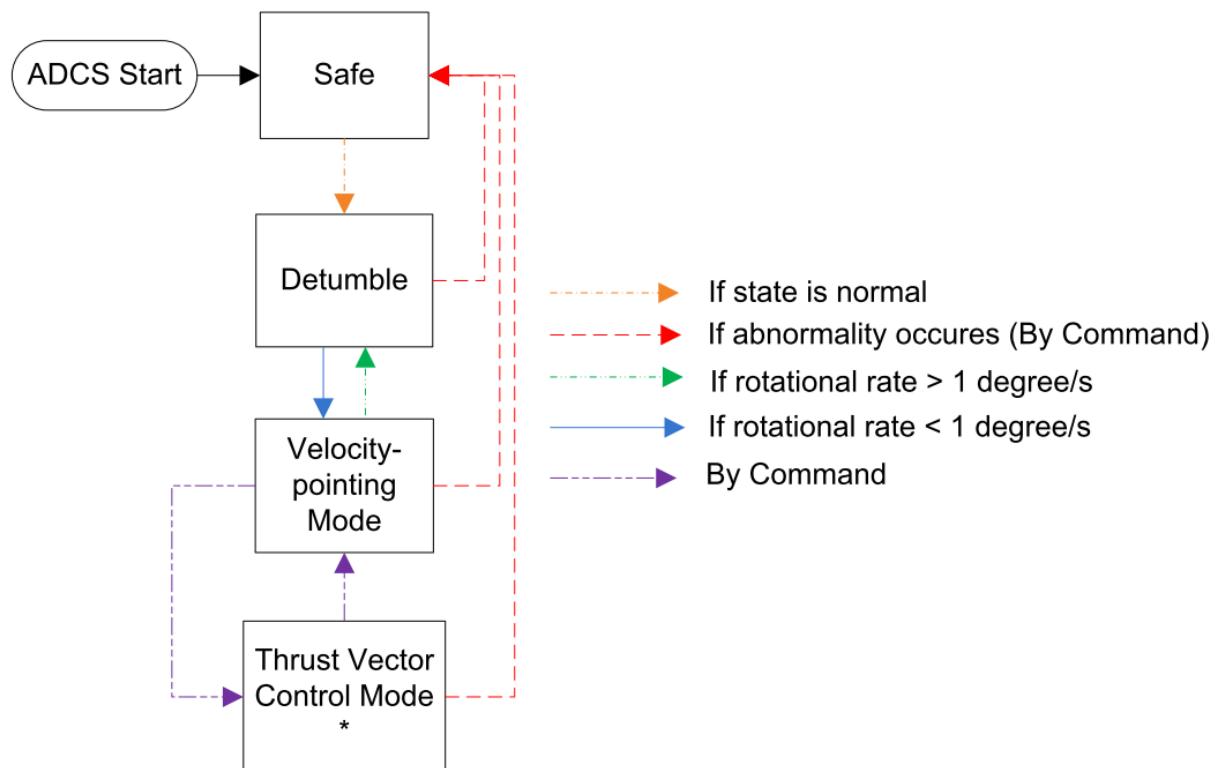
Section	Parameter	Input
General	Brand/Model	Honeywell HMC5883L
	Communication type	I2C
	Configuration	Triple-axis, orthogonal
Specification	Measurement range	+/- 100 μ T
	Nominal Range In-orbit (scalar)	20 μ - 47 μ T
	Measurement resolution	65 nT
Accuracy	Noise type	white, Gaussian
	Noise level (open field)	170 nT (1σ)
	Bias level	500 nT

۱-۲- سخت افزار تعیین وضعیت

برای تعیین وضعیت این ماهواره‌ها از ۲ عدد مگنتومتر و ۶ عدد سنسور خورشید استفاده می‌شود که مشخصات سنسور خورشید در جدول ۳-۲ و مشخصات مگنتومتر در جدول ۴-۲ آمده است. برای مگنتومتر از یک مگنتومتر فلاکس گیت که تجاری است و برای تلفن همراه و وسایل بازی استفاده می‌شود، استفاده شده است و برای سنسور خورشید از شش عدد فتودیود برای هر وجه ماهواره که در زیر یک قاب مربعی از جنس PEEK قرار دارد استفاده شده است، هر سنسور چهار قسمت دارد و زاویه خورشید را با توجه به مقدارهای اختلاف سطرهای هر قسمت تقسیم بر مقدار کل هر چهار قسمت و مقایسه با جدول مربوطه محاسبه می‌کند.

2-2- مودهای کنترلی

مودهای کنترلی که در ابتدا توسط تیم دلفی تعریف گردید که بعدا به سبب تغییر در الزامات ماموریت تغییر کرد. مودهایی که برای ماهواره‌های دلفی بیان شده است شامل مود دیتمبلینگ که سرعت زاویه‌ای ماهواره را تا محدوده‌ی ۱ درجه بر ثانیه کاهش می‌دهد. مود جهت گیری سرعت، مود نرمال ماهواره است چراکه محموله باید در راستای حرکت باشد، این مود همچنین یک الگوریتم نیمه جهت گیری به سمت خورشید برای تولید توان دارد. مود جهت گیری سرعت و مود دیتمبلینگ در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. دو مود دیگر که برای این ماموریت طراحی شده بود مود کنترل بردار سرعت و مود امن بود، که مود کنترل بردار سرعت برای افزایش دقیق جهت گیری ماهواره است که رانشگران را در راستای دقیق قرار می‌دهد و مود امن در صورت رخ داد هرگونه اتفاق غیر عادی شروع می‌شود. بغیر از مگنتومتر همه‌ی سنسورها و عملگرها خاموش می‌شوند بعد از رفع شرایط غیر عادی مود دیتمبلینگ دوباره شروع می‌شود و ماهواره بعد از کاهش سرعت زاویه‌ای به مود نرمال می‌رود. منطق تغییر مودها در شکل ۱-۲ نشان داده شده است. همچنین

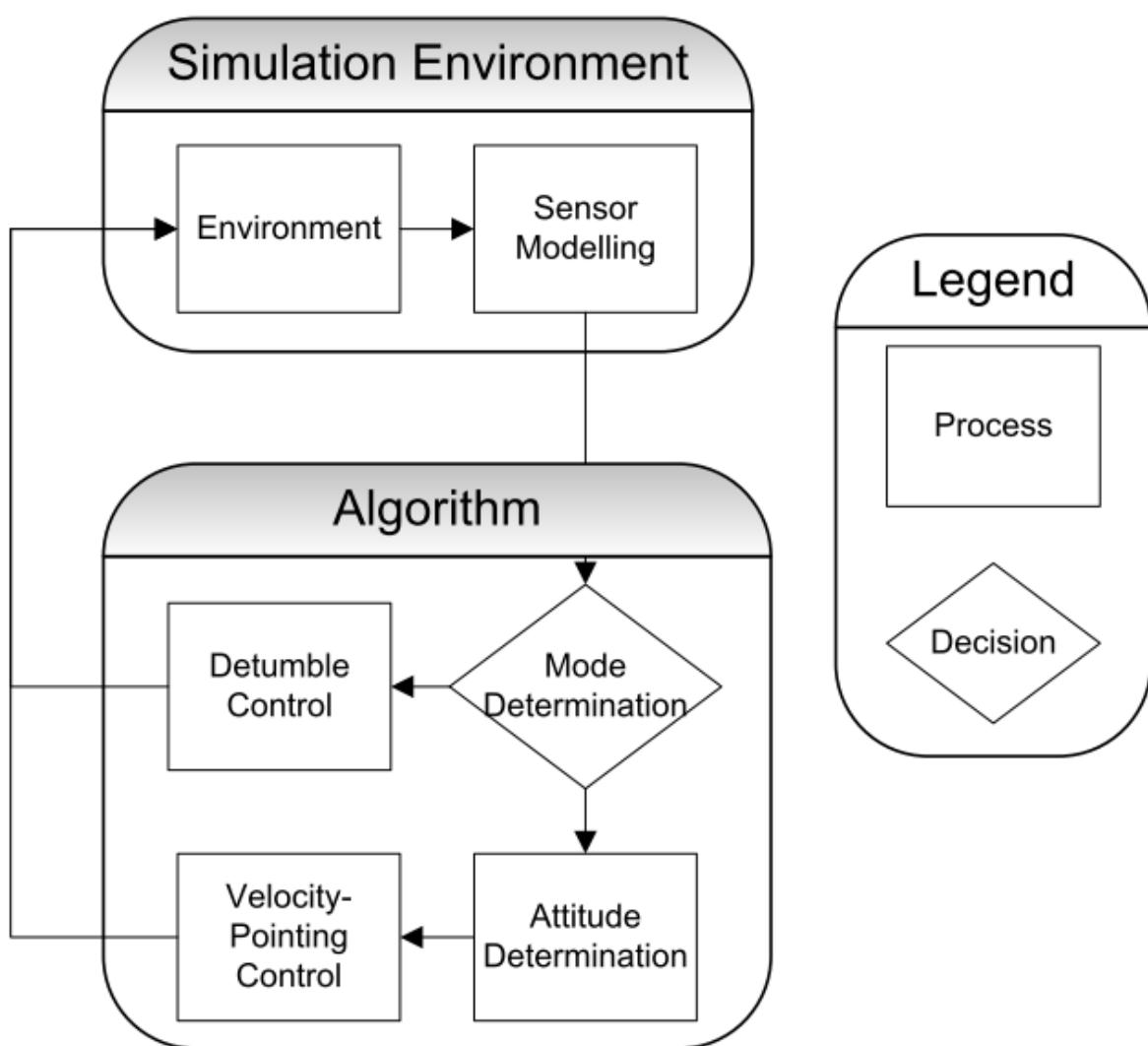


شکل ۱-۲ دیاگرام مودهای مختلف الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت ماهواره‌های دلفی

جدول ۴-۲ الزامات کنترل و تعیین وضعیت ماهواره‌های دلفی

Mode	Sensors	Actuators	Rotation rate accuracy required	Attitude accuracy required
Detumble mode	MM	MTQ	<1 deg/s	n/a
VP mode	MM, SS	MTQ	<1 deg/s	<10 deg
TVC mode *	MM, SS	MTQ, RW	<1 deg/s	<2 deg
Safe mode	MM	None	n/a	n/a

الزامات زیر سیستم کنترل و تعیین وضعیت برای ماهواره‌های دلفی در جدول ۴-۲ آمده است. این الزامات با همکاری مدیر پروژه ماموریت دلفی تنظیم شده است.



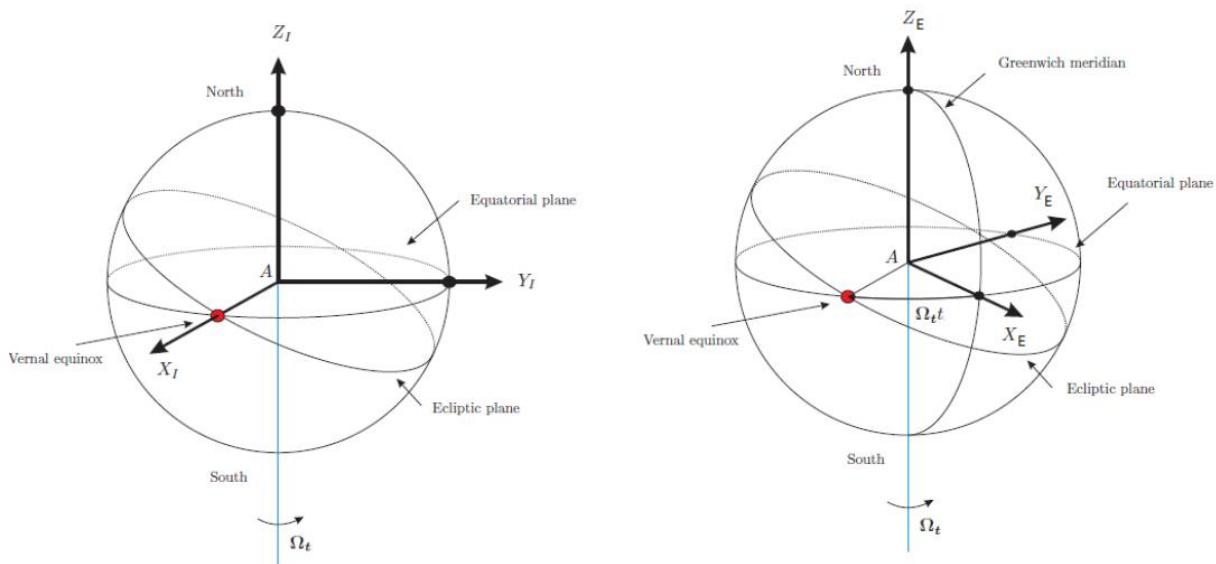
شکل ۲-۲ دیاگرام اجمالی الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت و محیط شبیه سازی

فصل ۳- مدل‌های دینامیکی سینماتیکی و مدل محیط

در این قسمت در مورد مدل فضاییما و مدل محیط که در روند شبیه سازی مورد استفاده قرار گرفته است بحث می‌شود در ابتدا در مورد فریم‌ها یا چاچوب‌های مختصات مورد استفاده و سپس چگونگی تبدیل آنها به یکدیگر بحث می‌شود سپس مدل محیط و مدل فضاییما بررسی می‌شود.

۱-۳- فریم‌های معمولی فضاییما

- ۱ ECI: دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی، مرکز این دستگاه مختصات مرکز جرم زمین است محور x آن از مرکز زمین در راستای محور اعتدال بهاری است. محور z آن روی محور چرخش زمین و به سمت فطب شمال است و محور y به گونه‌ای استکه دستگاه مختصات راستگرد را کامل کند [2].
- ۲ ECEF: دستگاه مختصات زمین مرکزی زمین ثابت، مرکز این دستگاه مختصات مرکز جرم زمین است، محور x آن از مرکز زمین به محل برخورد نصف‌النهار مبدأ و خط استوا است و محور z آن محور چرخش زمین به سمت قطب شمال و محور y به گونه‌ای است که دستگاه مختصات راستگرد را کامل کند [2].
- ۳ Orbit: دستگاه مختصات مدار ثابت، این دستگاه را با نماد O نمایش می‌دهیم، مرکز این دستگاه مرکز جرم ماهواره است محور y در جهت مخالف عمود بر صفحه مداری است، محور z در جهت ندیر است و محور x به گونه‌ای است که دستگاه مختصات راستگرد را کامل کند.
- ۴ Body: مرکز این دستگاه مرکز جرم ماهواره است و محور x محور اصلی بدنه است که جهت مثبت آن در خلاف جهت نیروی رانشگر است، محور z عمود بر صفحات خورشیدی است که از مرکز جرم ماهواره عبور می‌کند و محور y به گونه‌ای است که دستگاه مختصات راستگرد را کامل کند.



شکل ۱-۳ دستگاه مختصات مرجع (سمت چپ)، دستگاه مختصات زمین ثابت (سمت راست)

-۵ Sun: دستگاه مختصات جهت گیری خورشید، مرکز این دستگاه مختصات مرکز جرم ماهواره است، و محور z به سمت خورشید است، محور y این دستگاه تصویر محور z دستگاه مختصات مرجع بر محور عمود بر محور z است و محور x هم دستگاه مختصات راستگرد را کامل می کند.

-۶ Thrust: دستگاه مختصات جهت گیری رانش، مرکز جرم ماهواره مبدا این دستگاه مختصات است، محور x در راستای بردار سرعت است، محور z آن در جهت تصویر محور z خورشید بر محور عمود بر x خودش است و محور y آن به گونه ای است که دستگاه مختصات راستگرد را کامل کند.

3-2- تبدیل به دستگاه های مختصات

از آنجایی که از نرم افزار متلب برای انجام مراحل شبیه سازی استفاده می شود، این نرم افزار به صورت پیش فرض تبدیل بین برخی دستگاه های مختصات را دارد، از جمله تبدیل دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی به دستگاه مختصات زمین مرکزی زمین ثابت که از دستور `dcmeci2ecef` استفاده می کند یا تبدیل مختصات ژئودتیک (طول و عرض جغرافیایی) به دستگاه های مختصات مرجع زمین مرکزی یا دیگر دستگاه ها، در دیگر موارد که دستگاه مختصات خاص ماموریت دلفی می باشد، اقدام به تعریف آن برای نرم افزار شده است. برای تبدیل از دستگاه مختصات مداری به دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی از آنچه که در تز اصلی به آن اشاره شده استفاده کردہ ایم که البته بقیه پارامترها در تز مربوطه آمده است. با تعیین کردن مؤلفه های x

و y و z از مختصات مداری، می‌توان مؤلفه‌های X و Y و Z از مختصات مرجع زمین مرکزی را مطابق تبدیل‌های زیر به دست آورد.

$$T_{IO} = A_z(\varphi) * A_y(\theta) * A_z(\psi) \quad (1-3)$$

$$A_z(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, A_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, A_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

3-3- دینامیک مداری ماهواره‌ها

معادله حرکت ماهواره در سیستم مختصات مرجع زمین مرکزی یا اینرشیال با در نظر گرفتن اغتشاش غالب که همان اثر ناهمگونی زمین است به صورت زیر است:

$$\dot{x}_I = v_{xI}$$

$$\dot{y}_I = v_{yI}$$

$$\dot{z}_I = v_{zI}$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_{xI} &= -\left(\frac{\mu}{r^3}\right)x_I + \left(\frac{3}{2}\right)J_2\left(\frac{\mu R_e^2}{r^5}\right)x_I\left(1 - \frac{5z_I^2}{r^2}\right) \\ \dot{v}_{yI} &= -\left(\frac{\mu}{r^3}\right)y_I + \left(\frac{3}{2}\right)J_2\left(\frac{\mu R_e^2}{r^5}\right)y_I\left(1 - \frac{5z_I^2}{r^2}\right) \\ \dot{v}_{zI} &= -\left(\frac{\mu}{r^3}\right)z_I + \left(\frac{3}{2}\right)J_2\left(\frac{\mu R_e^2}{r^5}\right)z_I\left(1 - \frac{5z_I^2}{r^2}\right) \end{aligned} \quad (3-3)$$

که در آن R_e شعاع کره زمین در استوا، μ حاصل ضرب ثابت جهانی گرانش در مجموع جرم ماهواره و زمین و ω_z سرعت چرخش زمین است. J_2 ، هارمونیک منطقه‌ای از مرتبه دوم است، که اغتشاش غالب بوده و بر اثر ناهمگونی زمین است، این ثابت برای هر سیاره مقدار به خصوصی دارد، که مقدار آن برای کره زمین برابر با 1.08263×10^{-3} است [3].

4-3- سینماتیک چرخشی

معادلات حاکم بر وضعیت ماهواره، معادلات گشتاور اولر هستند، که به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$I\ddot{\omega} = -\omega \times (I\omega) + T \quad (4-3)$$

$$\dot{\omega} = I^{-1}(\Omega(\omega)I\omega + T) \quad (5-3)$$

$$T = T_d + T_c \quad (6-3)$$

که در آن ω ، سرعت دورانی محورهای ماهواره نسبت به سیستم مختصات اینرسیال است، I ، ماتریس ممان اینرسی ماهواره و T حاصل جمع گشتاورهای کنترلی و اغتشاشی است. $(\Omega(\omega))$ ماتریس شبه متقارن از ω است، که به صورت زیر بیان می‌شود [4].

$$\Omega(\omega) = [\omega^X] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

که در آن ω_x ، ω_y و ω_z مولفه‌های بردار سرعت دورانی ω هستند [5].

۳-۴-۱- نمایش وضعیت فضاییما

برای نمایش وضعیت ماهواره در هر زمان می‌توان از ماتریس کسینوس‌های هادی استفاده کرد که اساسی‌ترین روش نمایش وضعیت است، این ماتریس در واقع ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات مرجع به دستگاه مختصات بدنه ماهواره است. هر سطر ماتریس کسینوس هادی کسینوس زاویه بین هر یک از محورهای دستگاه مختصات بدنه نسبت به همهٔ محورهای دستگاه مختصات مرجع است. این روش نمایش برای ماتریس تبدیل دارای شش پارامتر اضافه است و برای انجام شبیه سازی‌ها مناسب نیست، وضعیت ماهواره را می‌توان با زوایای اولر نیز بیان کرد، بهترین روش برای تحلیل و طراحی سیستم کنترل و همچنین بررسی‌های تحلیلی، به کار بردن زوایای اولر است اما استفاده از این روش بدلیل ایجاد تکینگی در روند محاسبات توصیه نمی‌شود. بنابراین از کواترنیون‌ها برای پرهیز از رخداد تکینگی استفاده شده است. این روش یک روش مطلوب در روند شبیه سازی می‌باشد [6]. برای بیان وضعیت ماهواره بر حسب کواترنیون‌ها از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{vec} &= -\frac{1}{2}\Omega q_{vec} + \frac{1}{2}q_4\omega \\ \dot{q}_4 &= \omega^T q_{vec} \end{aligned} \quad (8-3)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} q_1 &= e_x \sin(\phi/2) \\ q_2 &= e_y \sin(\phi/2) \\ q_3 &= e_z \sin(\phi/2) \\ q_4 &= \cos(\phi/2) \end{aligned} \quad (9-3)$$

که در آن e_x ، e_y و e_z مولفه‌های بردار واحد محور اولر در فریم مرجع هستند و ϕ زاویه چرخش ماهواره حول محور اولر است. هر بردار در سیستم مختصات اینرسیال قابل تبدیل به سیستم مختصات بدنه است و این

عمل به عکس هم امکان پذیر است، ماتریس تبدیل از سیستم مختصات مرجع (اینرسیال) به بدن را می‌توان بر حسب مولفه‌های کواترنیون به صورت زیر نوشت [5]:

$$A_{BI} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (10-3)$$

۵-۳ مدل محیط

۳-۱ مدل میدان مغناطیسی

در راستای شبیه سازی میدان مغناطیسی زمین می‌توان از دو مدل دوقطبی مغناطیسی یا مدل فریم مرجع مغناطیسی اینرسیال (IGRF) استفاده کرد، که در ماموریت دلفی از مدل IGRF استفاده شده است، این مدل بسیار دقیق‌تر از مدل دو قطبی مغناطیسی است. در این پژوهش از مدل IGRF ۱۱ استفاده شده است. کدهای مربوطه در ام فایلی با همین اسم ذخیره شده است، این مدل ثابت‌ها را در فایل‌هایی با اسم ضرایب IGRF ذخیره می‌کند و برای اجرای خود لازم دارد [7].

۳-۲ مدل خورشید

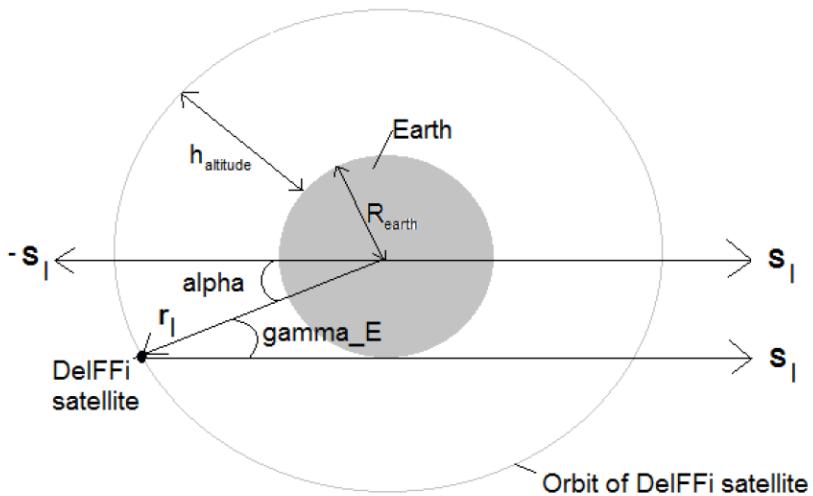
برای انجام شبیه سازی‌ها لازم به داشتن بردار خورشید در فریم مرجع داریم. برای این کار از مدل زیر استفاده می‌کنیم که بردار خورشید را در دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی بیان می‌کند:

$$S_I = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{2\pi(t - t_{ve})}{T_{year}}\right) \\ \cos\epsilon \cdot \sin\left(\frac{2\pi(t - t_{ve})}{T_{year}}\right) \\ \sin\epsilon \cdot \sin\left(\frac{2\pi(t - t_{ve})}{T_{year}}\right) \end{bmatrix} \quad (11-3)$$

که در آن t ، مدت زمان سپری شده از آخرین همراستایی بردار خورشید و بردار اعتدال بهاری است. T_{year} طول یک سال به ثانیه است که برابر با 31557600 ثانیه است و ϵ ، زاویه بین صفحه مداری خورشید و مدار استوا است که دارای مقداری در حدود $23/44$ درجه است.

کدهای مدل خورشید به صورت زیر است:

```
SunIp =[cos(2*pi*(t01-datenum(times))/31557600); ...
cos(23.44*pi/180)*sin(2*pi*(t01-datenum(times))/31557600); ...
sin(23.44*pi/180)*sin(2*pi*(t01-datenum(times))/31557600)];
```



شکل ۲-۳ مدل سایه مداری

۳-۲-۱-۳ مدل سایه زمین

برای مدل کردن سایه مداری نیازمند دانستن بردار موقعیت ماهواره و بردار خورشید در دستگاه مختصات مرجع هستیم. از آنجایی که خورشید در فاصله بسیار دوری از زمین قرار دارد، فرض بر این است که در تمام مدار بردار خورشید یکی است بدان معنا که نور خورشید به صورت خطوط موازی به زمین می‌تابد. ابتدا دو زاویه گاما و آلفا را تعریف می‌کنیم [8].

زاویه گاما بیشترین زاویه بین بردار خورشید و بردار موقعیت در زمانی که ماهواره در سایه است، می‌باشد.

$$\gamma_E = \sin^{-1} \left(\frac{R_{Earth}}{R_{Earth} + h_{altitude}} \right) \quad (12-3)$$

و زاویه آلفا زاویه بین بردار خورشید و بردار موقعیت است، که از ضرب داخلی دو بردار قابل محاسبه است:

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{r}_I \cdot -\mathbf{s}_I}{\|\mathbf{r}_I\|} \right) \quad (13-3)$$

در نهایت می‌توان الزامات وقوع سایه مداری را این‌گونه استنتاج کرد:

$$\alpha < \gamma_E \quad (14-3)$$

زمانی که آلفا به کمتر از مقدار گاما می‌رسد، ماهواره وارد سایه مداری خواهد شد. کدهای مدل سایه مداری به صورت زیر است:

```

gammaE1 = asin((RE) / (RE+alt));
for n= 1:numel(t01)
    alpha1(1,n) = acos(dot(s(n,8:10), -SunI(n,:)) / ...
sqrt(s(n,8)^2+s(n,9)^2+s(n,10)^2));
if gammaE1 > alpha1(n)
    elipsoid(n) = 1;
else
    elipsoid(n) = 0;
end
end

```

۳-۶-۳ مدل گشتاورهای اغتشاشی

۳-۶-۱-۱ مدل گشتاور اغتشاشی آئرودینامیکی

این گشتاور اغتشاشی بر این فرض استوار است که در ارتفاعی که ماهواره دلفی ماموریت خود را انجام می‌دهد هنوز ذرات هوا وجود دارد که سبب بروز گشتاوری اغتشاشی به ماهواره می‌شود، این گشتاور در جهت منفی x مداری است و سطح موثر ماهواره فارغ از نحوه چرخش ماهواره همواره به صورت بیشترین مقدار خود 0.034 متر مربع در نظر گرفته می‌شود [9].

$$\mathbf{D}_O = \frac{1}{2} \rho C_D A V^2 \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15-3)$$

که در آن ρ چگالی هوا در ارتفاع عملکردی ماهواره است، که مقدار ماکزیمم برابر $10^{-9} \times 3 \text{ کیلوگرم بر متر مکعب}$ است، C_D ثابت درگ ماهواره در مدار است. که از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$V = \frac{2\pi a}{T_{orbit}} \quad (16-3)$$

که در آن a محور نیمه اصلی مدار و T_{orbit} دوره مدار است. برای تبدیل این نیروی درگ به نیرو در دستگاه مختصات بدن از تبدیل مداری به اینرسیال فرمول (۳-۲) که قبلاً گفته شد و اینرسیال به بدن فرمول (۳-۱۰) استفاده می‌کنیم. سپس از فرمول زیر این نیرو را به گشتاور اغتشاشی حول مرکز جرم تبدیل می‌کنیم:

$$\mathbf{M}_{aero.B} = r_{cp} \times \mathbf{D}_B \quad (17-3)$$

که در آن r_{cp} فاصله بین مرکز فشار و مرکز گرانش ماهواره است. کدهای این مدل به صورت زیر است:

```

AIO= [cos(sawo(n,:)),sin(sawo(n,:)),0;-
sin(sawo(n,:)),cos(sawo(n,:)),0;0,0,1]*...
[cos(tetao(n,:)),0,-sin(tetao(n,:));...
0,1,0;sin(tetao(n,:)),0,cos(tetao(n,:))]*...
[cos(phi0(n,:)),sin(phi0(n,:)),0;...
-sin(phi0(n,:)),cos(phi0(n,:)),0;0,0,1];
As = 0.034;
rho = 1*10^-9;
Cd = 2.2;
Do = 0.5*rho*Cd*As* ((2*pi*a0/Torbit)^2) * [-1;0;0];
Di = AIO*Do;
Db = quat2dcm(q(1,:))*Di;
rcp = [0.005;0.005;0.005];
Taerob = cross(rcp,Db);

```

۳-۶-۲- مدل گشتاور اغتشاشی مغناطیسی

این گشتاور به سبب ممان پسماند مغناطیسی الکتریکی اجزا ماهواره است که به ماهواره اعمال می‌شود، برای مدل کردن این گشتاور ممان دوقطبی مغناطیسی پسماند را در بردار میدان مغناطیسی در فریم بدنه ضرب می‌کنیم، حاصل گشتاور اغتشاشی مغناطیسی است:

$$\mathbf{M}_{res} = m_{res} \times \mathbf{B}_B \quad (18-3)$$

۳-۶-۳- مدل گشتاور گرادیان جاذبه‌ای

گشتاور اغتشاشی گرادیان جاذبه‌ای به سبب این واقعیت است که گرانش در تمامی نقاط ماهواره برابر نیست و این عدم برابری گرانش در ماهواره سبب ایجاد گشتاوری می‌شود که محور کمترین ممان اینرسی ماهواره را با بردار ندیر همراستا می‌کند [10]. این گشتاور به صورت زیر مدل می‌شود:

$$\mathbf{T}_g = 3n^2 \mathbf{a}_3 \times \mathbf{I} \mathbf{a}_3 \quad (19-3)$$

که در آن \mathbf{a}_3 سومین ستون ماتریس کسینوس هادی تبدیل از فریم بدنه به فریم مداری می‌باشد، و n سرعت زاویه‌ای مدار می‌باشد که در این حالت مقداری برابر با $120^\circ/\text{ثانیه}$ دارد. کدهای این قسمت به همراه بقیه کدها در قسمت شبیه سازی آورده می‌شود.

۳-۷-۱- مدل سنسورها و عملگرها

۳-۷-۱-۱- مدل مگنتومتر

در این پژوهش مگنتومتر مدل ساده‌های دارد که با اضافه کردن نویز و بایاس به مقدار میدان در فریم بدنه مدل می‌شود:

$$\mathbf{B}_m = \mathbf{B}_B + \mathbf{B}_n + \mathbf{B}_b \quad (20-3)$$

که در آن بایاس مگنتومتر در حدود ۵۰۰ نانوتسلا حول سه محور است و نویز مگنتومتر از نوع سفید با اختلاف استاندارد ۱۷۰ نانو تسلا است.

۳-۷-۲- مدل سنسور خورشید

مدل بردار خورشید با چرخش بردار خورشید از مدلی که قبلاً اشاره شد، حاصل می‌شود، این چرخش برپایه بایاس ۸ درجه‌ای و نویز با اختلاف استاندارد ۴/۰ درجه‌ای بردار خورشید حول هر سه محور فریم بدنه می‌باشد. پس ماتریس زوایای چرخش به صورت:

$$angle_i = \mathbf{S}_n + \mathbf{S}_b \quad (21-3)$$

و بردار سنجش سنسور خورشید به صورت:

$$\mathbf{S}_m = T_z(angle_3) * T_y(angle_2) * T_x(angle_1) * \mathbf{S}_B \quad (22-3)$$

۳-۷-۳- گشتاوردهنده مغناطیسی

گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به سبب نداشتن قسمت‌های متحرک و صرفه انرژی الکتریکی برای کاربردهای فضایی بسیار مناسب هستند. گشتاور حاصل از این عملگرها هم به صورت ساده‌ای از حاصل ضرب خارجی بردار میدان و ممان دوقطبی مغناطیسی حاصل می‌شود.

$$\mathbf{T}_{mtq} = m_{mtq} \times \mathbf{B}_m \quad (23-3)$$

که در آن m_{mtq} ممان دوقطبی مغناطیسی و \mathbf{B}_m بردار میدان مغناطیسی در فریم بدنه است.

فصل ۴- طراحی الگوریتم تعیین وضعیت

۴-۱- الگوریتم مشخص کننده پارامترهای تامبل

از پارامترهای تامبل برای مشخص کردن تامبل یا دیتامبل بودن ماهواره استفاده می‌شود، در صورتی که ماهواره دیتامبل باشد، سیستم کنترل وضعیت به مود جهت گیری سرعت خواهد رفت، این مود، مود نرمال ماهواره است. پس ماهواره دیتامبل است اگر پارامترهای دیتامبل از حد مشخص کمتر باشند. حد دیتامبل برای مدت زمان $t_{detumble}$ است. دلیل استفاده از این پارامترهای جدید این است که ممکن است به خاطر تاخیر زمانی موجود در فیلتر low pass پارامترهای تامبل به محدوده‌ی دیتامبل برسند بدون این که واقعاً دیتامبل شده باشد. فیلتر low pass نویز را در اندازه گیری \dot{B} کاهش می‌دهد. پارامتر تامبل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_{i+1} = \alpha \left| \dot{B}_{\text{سنجر}} \right| + (1 + \alpha) P_i \quad (1-4)$$

که در آن P پارامتر تامبل، α ثابت فیلتر و $\dot{B}_{\text{سنجر}}$ مشتق زمانی میدان الکترومغناطیسی سنجش شده توسط مگنتومتر است. اندازه گیری پارامترهای تامبل از اندازه گیری سرعت دورانی چرخش ماهواره با استفاده از الگوریتم‌های تعیین وضعیتی موثرتر است. موثر بودن این روش از آن جهت است که از یک الگوریتم ساده و قابل اعتماد برای تعیین این که ماهواره سریع می‌چرخد یا نه استفاده می‌کند. این روش سرعت چرخش ماهواره را تعیین نمی‌کند در عوض از متغیرهای $t_{detumble}$ و $L_{detumble}$ برای تعیین دیتامبل بودن ماهواره استفاده می‌کند، بنابراین این دو پارامتر باید تنظیم شوند.

۴-۲- الگوریتم تخمین وضعیت

قسمت مهمی از کنترل وضعیت ماهواره، تعیین وضعیت و نرخ چرخش ماهواره است. الگوریتم تعیین وضعیت ماهواره‌های دلفی از سنجش‌های مگنتومتر و سنسور خورشید برای استفاده می‌کند. این سنسورها توسط تیم مدیریت ماموریت دلفی انتخاب شده‌اند و از تجربه ماموریت ماهواره Delfi-n3Xt استفاده شده است.

به علاوه همانطور که در قسمت‌های قبلی بحث شد، مدل‌های ریاضی دو بردار را در دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی فراهم می‌آورند. هدف اصلی الگوریتم تعیین وضعیت یافتن ماتریس چرخشی است که چرخش از دستگاه مختصات مرجع زمین مرکزی به دستگاه مختصات بدن با استفاده از سنجش‌ها و مدل ریاضی سنسورها توصیف می‌کند [7].

$$V_B = T_{BI} V_I \quad (2-4)$$

در معادله بالا، زیرونده B نشان دهنده بردار در دستگاه مختصات بدن و زیرونده I نشان دهنده بردار در دستگاه مختصات مرجع است، V نشان دهنده بردار و T_{BI} ماتریس دوران از فریم مرجع به فریم بدن است. به سبب قیود حاکم بر بردار یکهای که از مدل ریاضی بدست می‌آید تنها می‌تواند دو پارامتر را برای تعیین وضعیت فراهم آورد در حالی که مسئله تعیین وضعیت حداقل نیازمند سه پارامتر مستقل برای تعیین وضعیت است. بنابراین یک بردار کافی نیست و دو بردار یک پارامتر اضافی فراهم می‌آورد. برای حل این موضوع حداقل به دو بردار نیاز داریم که از یکی از پارامترهای آن‌ها صرفنظر کنیم، برای این کار از یکی از روش‌های تعیین وضعیت معین با نام TRIAD استفاده می‌کنیم، این روش یک روش جبری است و به این صورت است که فرض می‌شود یک جفت بردار در فریم مرجع و بدن صحیح و دقیق هستند و جفت دیگر از دقت کمتری برخوردار هستند در این راستا از تمامی پارامترهای هر دو بردار استفاده می‌شود. ترکیب این تکنیک با یک فیلتر low pass برای فیلتر کردن نویز سنجش‌ها منتج به یک روش تعیین وضعیت مناسب خواهد شد، اما مشکل اصلی این روش همان فرض دقت بیشتر یکی از سنسورها است، که در همین راستا از تکنیک تخمین وضعیت استفاده می‌کنیم [10].

جدول ۱-۴ لیست فیلترهای معمولی مورد استفاده در حوزه تخمین وضعیت ماهواره

Filter	Linearity of the dynamics and measurement models			Computational load	
	Linear	Non-linear	Highly non-linear	Low	High
KF	X			X	
EKF		X		X	
UKF			X	X	
QUEST	X			X	
PF		X			X

همانطور که در پاراگراف قبل هم اشاره شد، روش تخمین وضعیت چرخش ماهواره را تخمین می‌زند و داده‌های غیردقیق را فیلتر می‌کند تعدادی از فیلترهایی که در این حوزه وجود دارند در جدول ۱-۴ معرفی شده‌اند [11].

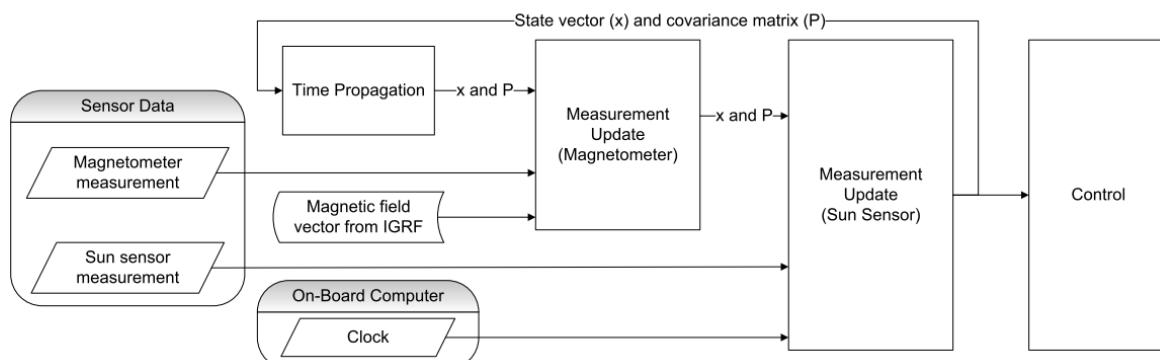
فیلتری که در الگوریتم تعیین وضعیت استفاده می‌شود باید مشخصه‌های زیر را داشته باشد.

- رفتار غیرخطی دینامیکی و مدل سنجش
- بار محاسباتی کم

حرکت فضایپما یک سیستم غیرخطی است، بنابراین فیلتر کالمون و QUEST، غیرقابل استفاده هستند چرا که این دو مدل نیازمند مدل دینامیکی و سنجش خطی هستند. از طرفی این فیلتر برای یک ماهواره مکعبی طراحی می‌شود، پس لازم است تا حد ممکن بار محاسباتی کمی داشته باشد، نتیجه این که فیلتر PF یا Practical هم غیرقابل استفاده می‌باشد، بنابراین فیلترهای باقی مانده فیلتر EKF و UKF هستند. مقایسه‌ای که توسط لاویلا در سال ۲۰۰۶ بین این دو فیلتر انجام شد، نشان داد که دقت این تخمین‌ها مشابه است در حالی که بار محاسباتی UKF از EKF بیشتر است. دلیل بار محاسباتی بیشتر UKF این است که UKF در هر دور $1 + 2L$ انتگرال‌گیری انجام می‌دهد در حالی که EKF در هر دور یک انتگرال‌گیری انجام می‌دهد که در آن L طول بردار حالت است. با توجه به مباحث بیان شده EKF به سبب بار محاسباتی کمتر غیرخطی بودن، برای الگوریتم سیستم تخمین وضعیت ماهواره‌های دلفی انتخاب شد.

۴- الگوریتم EKF

این قسمت EKF را بیان می‌کند که برای مود جهت گیری سرعت طراحی شده است، نمودار اجمالی EKF در شکل ۱-۴ نشان داده شده است. این فیلتر شامل سه فاز است، فاز اول، فاز گام propagation، یا



شکل ۱-۴ نمودار اجمالی EKF

همان توسعه زمانی است و دو فاز دیگر فاز به روز کردن بردار حالت برای هر یک از سنسورها است. بردار حالتی که برای این فیلتر طراحی شده است شامل کواترنیون‌ها و نرخ چرخش ماهواره است.

$$X = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ \omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T \quad (3-4)$$

که در آن q_i ‌ها یا کواترنیون‌ها، وضعیت ماهواره یا چرخش از فریم مرجع به بدنه را توصیف می‌کنند و ω_i ‌ها نرخ چرخش فریم بدنه را نسبت به فریم مرجع تعیین می‌کنند [12].

۴-۳-۱- گام توسعه زمانی

در این گام برای بدست آوردن تخمین حالت مقایسه‌ای و تخمین ماتریس کواریانس مقایسه‌ای از مدل ریاضی برای توسعه زمانی از زمان قبلی به زمان کنونی استفاده می‌شود، مدل ریاضی از معادلات سینتیکی برای توسعه کواترنیون‌ها و بردار حالت استفاده می‌کنند که به صورت:

$$\begin{aligned} \omega &= [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T \\ \Omega_k &= \begin{bmatrix} -[\omega \times] & \omega \\ -\omega^T & 0 \end{bmatrix} \\ \Phi_k &= e^{1/2 \Omega_k \Delta t} \\ \mathbf{q}_{k+1/k} &= \Phi_k \mathbf{q}_{k/k} \end{aligned} \quad (4-4)$$

که در آن زیروند k نشان دهنده گام زمانی و Δt مدت زمان مورد نیاز برای کامل کردن یک سیکل کامل است. همچنین معادلات دینامیکی که برای توسعه قسمت نرخ چرخش از بردار حالت استفاده می‌شوند، معادلات اولر هستند که به صورت زیر می‌باشند.

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{k/k} &= \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{T}_c - \omega_{k/k} \times \mathbf{I} \omega_{k/k}) \\ \hat{\omega}_{k+1/k} &= \omega_{k/k} + \dot{\omega}_{k/k} \Delta t \end{aligned} \quad (5-4)$$

که در آن \mathbf{T}_c ، گشتاور کنترلی است که به صورت $\mathbf{m} \times \mathbf{B}_m$ تعریف می‌شود و \mathbf{I} ، ماتریس ممان اینرسی ماهواره است. قدم بعدی توسعه ماتریس مواریانس خطأ تخمین یا P است، این ماتریس در واقع عدم قطعیت را در تخمین بردار حالت بیان می‌کند، مقدار کم در قطر این ماتریس نشان دهنده عدم قطعیت کمتر است. تابعی که تغییرات غیرخطی بردار حالت را بیان می‌کند به صورت زیر است:

$$f(x) = \dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/2 \Omega_k \mathbf{q}_{k/k} \\ \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{T}_c - \omega_{k/k} \times \mathbf{I} \omega_{k/k}) \end{bmatrix} \quad (6-4)$$

خطی کردن اینتابع غیرخطی حول مقادیر نرمال ماتریس ژاکوبین را بدست می‌دهد که به صورت زیر است.

$$F = \frac{\partial f(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{q}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/2 \Omega_k & 1/2 \Xi_k \\ \mathbf{0}_{[3 \times 4]} & \Theta_k \end{bmatrix} \quad (7-4)$$

که در آن Ξ_k و Θ_k به صورت زیر هستند:

$$\Xi_k = \begin{bmatrix} q_{k/k.4} & -q_{k/k.3} & q_{k/k.2} \\ q_{k/k.3} & q_{k/k.4} & -q_{k/k.1} \\ -q_{k/k.2} & q_{k/k.1} & q_{k/k.4} \\ -q_{k/k.1} & -q_{k/k.2} & -q_{k/k.3} \end{bmatrix}$$

$$\Theta_k = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{k/k.3} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} & \omega_{k/k.2} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \\ \omega_{k/k.3} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} & 0 & \omega_{k/k.1} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \\ \omega_{k/k.2} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} & \omega_{k/k.1} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} & 0 \end{bmatrix} \quad (8-4)$$

با استفاده از ماتریس ژاکوبین می‌توان ماتریس انتقال حالت Ψ را مشخص کرد، پس نهایتاً می‌توان ماتریس خطای کواریانس تخمین را مشخص کرد.

$$\Psi_k = \expm(F \cdot \Delta t)$$

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} \sigma_q^2 \mathbf{I}_4 & \mathbf{0}_{[4 \times 3]} \\ \mathbf{0}_{[3 \times 4]} & \sigma_\omega^2 \Delta t \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \quad (9-4)$$

$$P_{k+1/k} = \Psi_k P_{k/k} \Psi_k^T + \boldsymbol{Q}$$

که در آن \boldsymbol{Q} ، ماتریس نویز فرآیند است که انحراف معیار خطای فرآیند را برای توسعه کواترنیون‌ها (σ_q) و نرخ چرخشی (σ_ω) توصیف می‌کند.

۴-۳-۲- گام به روز کردن سنجش‌ها

در این گام از سنجش‌های مگنتومتر و در صورت در دسترس بودن از سنجش‌های سنسور خورشید طبق یک الگوریتم به روزرسانی استفاده می‌شود. این الگوریتم به روزرسانی از بردارهای سنجش در فریم بدن که از سنسورها بدست آمده \mathbf{b} و بردار مرجع که از مدل IGRF یا مدل خورشید به دست آمده در فریم مرجع، \mathbf{r} استفاده می‌کند. الگوریتم به روزرسانی سنجش‌ها به صورت زیر است:

$$\begin{aligned}
s &= \frac{1}{2}(\mathbf{b} + \mathbf{r}) \\
d &= \frac{1}{2}(\mathbf{b} - \mathbf{r}) \\
H &= \begin{bmatrix} -[s \times] & \mathbf{d} \\ -\mathbf{d}^T & 0 \end{bmatrix} \\
\bar{H} &= [H \quad 0_{[4 \times 3]}] \\
R &= \sigma_{\text{سنسور}}^2 \mathbf{I}_4
\end{aligned} \tag{10-4}$$

$$\begin{aligned}
K &= P_{k+1/k} \bar{H}^T (\bar{H} P_{k+1/k} \bar{H}^T + R)^{-1} \\
\hat{x}_{k+1/k+1} &= (I_7 - K \bar{H}) \hat{x}_{k+1/k} \\
P_{k+1/k+1} &= (I_7 - K \bar{H}) P_{k+1/k} (I_7 - K \bar{H})^T + K R K^T
\end{aligned}$$

که در آن H ماتریس مشاهدات، R ماتریس خطای سنسور، K بهره بهینه فیلتر، $\hat{x}_{k+1/k+1}$ تخمین حالت بعدی و $P_{k+1/k+1}$ تخمین ماتریس کواریانس خطای بعدی است. زمانی که در سایه مداری هستیم این گام فقط با اطلاعات سنسور مگنتومتر اجرا می‌شود ولی اگر در سایه مداری نباشیم یک بار برای اطلاعات مگنتومتر و بار دیگر برای اطلاعات سنسور خورشید اجرا می‌شود. بدیهی است ماتریس‌های Q و R باید به صورت صحیح تنظیم شوند. مهم است بدانیم بهره فیلتر تنها در زمانی بهینه است که نویز سفید باشد و تخمین‌های کواریانس دقیق باشند. بهره بهینه فیلتر بهترین ترکیب بین مقدار پیش‌بینی شده و مقدار سنجش است.

۴-۴ اگوریتم کنترل

عملگرهایی که برای کنترل وضعیت ماهواره دلفی مورد استفاده قرار می‌گیرند، گشتاوردهندهای مغناطیسی هستند، برهم‌کنش این سه گشتاوردهنده که با جریان الکتریکی کار می‌کند با میدان مغناطیسی گشتاوری کنترلی تولید می‌کند. گشتاور تولیدی به طبع عمود بر بردار مغناطیسی است، بنابراین کنترل سه محوره تنها زمانی ممکن است که ماهواره قسمت قابل توجهی از مدار را طی کند تا تغییرات لازم میدان مغناطیسی را تجربه کند. پس ماهواره تنها زمانی قابل کنترل است که مدار کج باشد تا از تغییرات لازم میدان مغناطیسی اطمینان حاصل شود.

۴-۱-۴ مود دیتامبلینگ

در ابتدای امر ذکر این نکته الزامی است که در این مود تعیین وضعیت صورت نمی‌گیرد، در حین مود دیتامبلینگ، ماهواره خطوط میدان خاص را دنبال می‌کند، این بدان معناست که وضعیت ماهواره نسبت به خطوط میدان ثابت می‌ماند، حال این که میدان می‌تواند میدان مغناطیسی باشد یا بردار خورشید باشد. که

الگوریتم کنترلی برای هر کدام به ترتیب B_{dot} و S_{dot} نامیده می‌شود. به سبب مزایایی که میدان مغناطیسی بر بردار خورشید دارد از میدان مغناطیسی به عنوان مرجع برای کنترل ماهواره در مود دیتابلینگ استفاده می‌شود.

۴-۱-۱- کنترل B_{dot}

اصول کار این الگوریتم کنترلی، پایین نگه داشتن تغییرات بردار میدان مغناطیسی است. این امر منجر به سرعت دورانی دو برابر ماهواره نسبت به نرخ مداری به سبب پیکربندی خطوط بردار میدان مغناطیسی زمین می‌شود. این الگوریتم بسیار ساده است، گشتاور کنترلی به صورت زیر است:

$$T = m \times \mathbf{B}_B \quad (11-4)$$

که در آن \mathbf{B}_B میدان مغناطیسی در فریم بدن است و m ممان دوقطبی مغناطیسی است، T گشتاور کنترلی اعمالی است، حال آن که m خود از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$m = -k_b \cdot \dot{\mathbf{B}}_B \quad (12-4)$$

که در آن k_b بهره کنترل است و $\dot{\mathbf{B}}_B$ تغییرات زمانی بردار مغناطیسی در فریم بدن است که آن را می‌توان از فرمول زیر محاسبه کرد:

$$\dot{\mathbf{B}}_B = \frac{\mathbf{B}_{B,i} - \mathbf{B}_{B,i-1}}{\Delta t} \quad (13-4)$$

۴-۲- مود کنترلی جهت گیری سرعت

برای مود جهت گیری سرعت که تعیین وضعیت ماهواره در این مود صورت می‌گیرد، وضعیت مطلوب ماهواره توسط بردار سرعت بدست آمده از اطلاعات مداری، تعیین می‌شود. وضعیت واقعی باید با ۱۰ درجه اختلاف با وضعیت مطلوب مطابق باشد.

۴-۲-۱- کنترل PD

قانون کنترل PD به صورت زیر است [13]:

$$\mathbf{u}(t) = k_d \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e + k_p \mathbf{I} \mathbf{q}_e \quad (14-4)$$

که در آن \mathbf{u} گشتاور کنترلی، k_p و k_d اسکالرها بهره کنترلی، \mathbf{I} ممان اینرسی ماهواره، ω_e ، خطای بین بردار نرخ چرخش تخمین زده شده و بردار نرخ چرخش مطلوب است و \mathbf{q}_e سه قسمت اول کواترنیون خط است که اختلاف بین وضعیت مطلوب و وضعیت تخمین زده شده را مشخص می‌کند، بهره‌های کنترلی با استفاده از تکنیک‌های تنظیم باید تنظیم شوند. \mathbf{q}_e از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & q_{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{q}_1 \\ \hat{q}_2 \\ \hat{q}_3 \\ \hat{q}_4 \end{bmatrix} \quad (15-4)$$

و ω_e از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

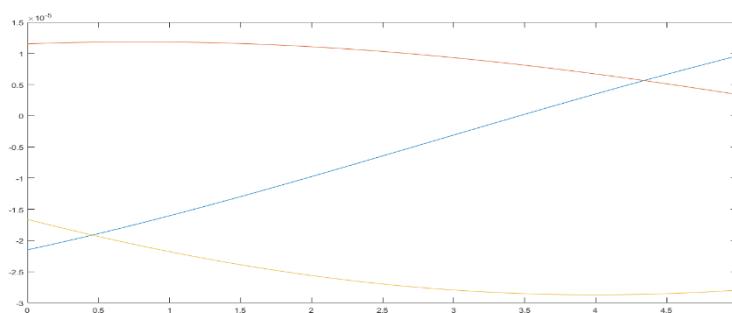
$$\omega_e = \hat{\omega} - \omega_d \quad (16-4)$$

فصل ۵- نتایج شبیه‌سازی و نتیجه گیری

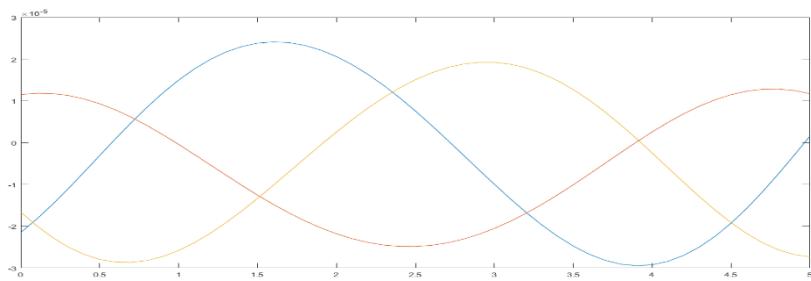
در این بخش نتایج شبیه‌سازی دو مود کنترلی آورده شده، که مود اول، مود دیتمبلینگ است و مود دوم مود جهت گیری سرعت نام دارد.

۱-۵- مود دیتمبلینگ

در این بخش نتایج مود دیتمبلینگ نمایش داده شده و بررسی می‌شوند، در ابتدا باید بیان کرد که در این مود تعیین وضعیت صورت نمی‌گیرد، بلکه صرفاً از اطلاعات مگنتومتر برای بدست آوردن میدان مغناطیسی زمین در فریم بدن استفاده می‌شود، که این سنجش ورودی الگوریتم کنترلی B_{dot} است که هدف آن دنبال کردن خطوط میدان مغناطیسی است. در تز بررسی شده از یک توالی زمانی استفاده می‌شود که برای ماهواره Delfi-n3Xt قبلاً استفاده شده و از مورد E این مجموعه توالی‌های زمانی برای ماهواره‌های دلفی استفاده کرده است، پس در این حالت گام زمانی برای کامل کردن یک سیکل $5/0$ ثانیه است و مطابق با آن گشتاور تولیدی موثر به نسبت روش بودن گشتاوردهنده مغناطیسی در مدت زمان کل، مشخص می‌شود. پارامترهای ورودی الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت طبق جداول موجود در فصل پنجم تز مرجع تنظیم شده‌اند. در ابتدا خطوط میدان مغناطیسی در فریم بدن نمایش داده می‌شوند. که برای سرعت‌های زاویه‌ای 10° درجه بر ثانیه و 60° درجه بر ثانیه برای مدت ۵ ثانیه به ترتیب در شکل ۳-۵ و شکل ۱-۵ نشان داده شده است.

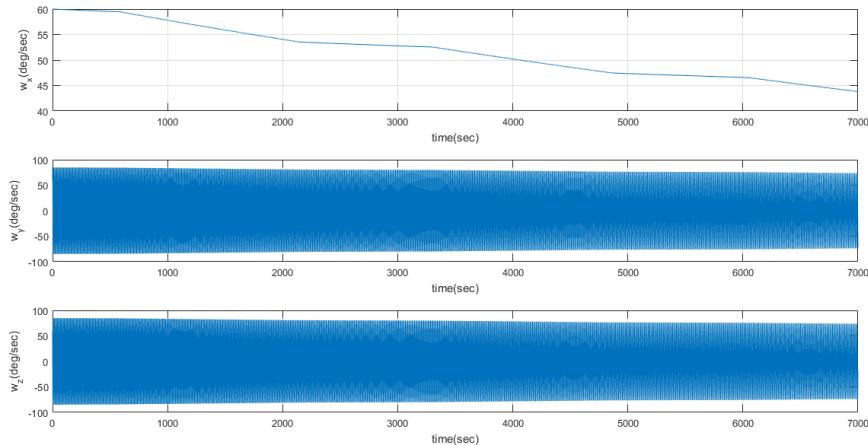


شکل ۱-۵ خطوط میدان مغناطیسی در فریم بدن با سرعت دورانی 10° درجه بر ثانیه

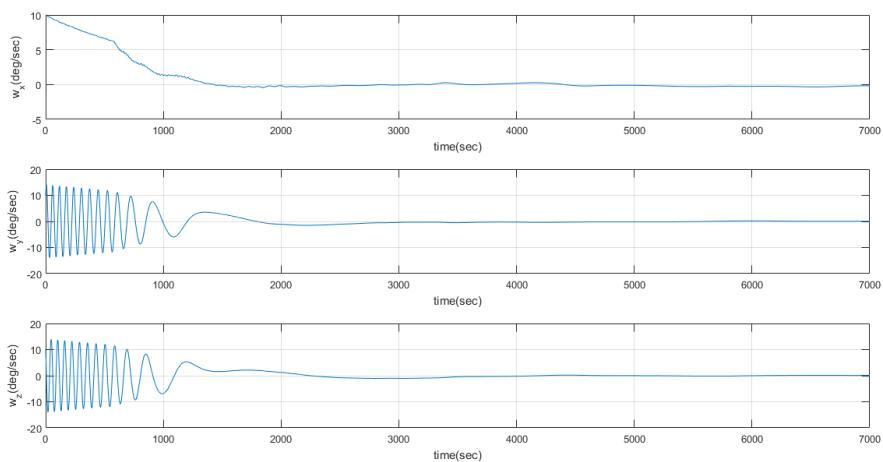


شکل ۴-۵ خطوط میدان مغناطیسی در فریم بدن با سرعت دورانی 60° درجه بر ثانیه

حال به بررسی کارآمدی سیستم کنترلی B_{dot} برای مود دیتامبیلینگ می‌پردازیم، در این راستا سرعت اولیه ماهواره را روی 10° درجه بر ثانیه تنظیم می‌کنیم، سپس در هر مرحله 5° درجه بر ثانیه به آن می‌افزاییم، در شکل ۲-۵ سرعت‌های دورانی ماهواره برای سرعت اولیه 10° درجه بر ثانیه نمایش داده شده است، پس



شکل ۳-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به فریم مرجع برای سرعت اولیه 60° درجه بر ثانیه



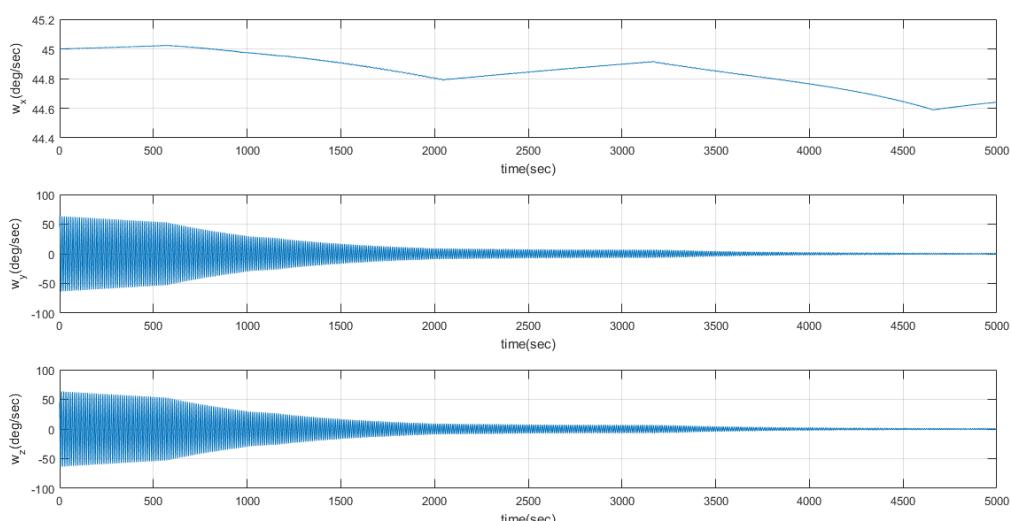
شکل ۲-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به فریم مرجع با سرعت اولیه 10° درجه بر ثانیه

می‌توان نتیجه گرفت که سیستم کنترلی برای سرعت‌های زاویه‌ای در این محدوده کارآمد است، سپس سرعت‌های زاویه‌ای در هر مرحله از شبیه‌سازی ۵ درجه بر ثانیه بیشتر شد تا جایی که در شکل ۴-۵ می‌بینیم سیستم کنترلی برای سرعت‌های دورانی اولیه ۶۰ درجه بر ثانیه دیگر کارآمد نیست. در راستای بررسی صلاحیت سیستم کنترلی در حالت‌های غیر طبیعی از جدول ۱-۵ برای شبیه‌سازی استفاده می‌کنیم، در این

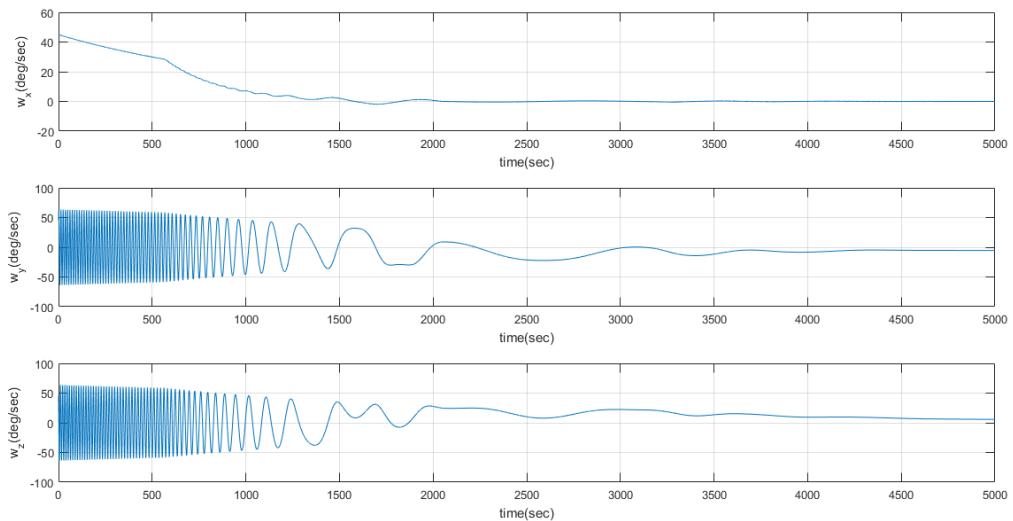
جدول ۱-۵ شرایط غیرعادی برای تست کارآمدی سیستم کنترلی در مود دیتمبلینگ

Case	ω_0	Altitude	Solar flux	r_{cp}	Noise σ	MTQ status
M1	[45 45 45]	380 km	average	5 mm	170 nT	MTQ _x off
M2	[45 45 45]	380 km	average	5 mm	170 nT	MTQ _y off
M3	[45 45 45]	380 km	average	5 mm	170 nT	MTQ _z off
M4	[45 45 45]	380 km	average	5 mm	170 nT	MTQ _y & MTQ _z off
M5	[45 45 45]	380 km	average	5 mm	170 nT	MTQ _x & MTQ _y off

جدول حالت‌های یک تا سه به ترتیب مربوط به خرابی گشتاوردهنده مغناطیسی حول محورهای x و y و z می‌باشد. و حالت چهار مربوط به خرابی گشتاوردهنده حول z و y به طور همزمان و حالت پنجم مربوط به خرابی گشتاوردهنده مغناطیسی حول x و y به طور همزمان است. سرعت‌های زاویه‌ای اولیه ۴۵ درجه بر ثانیه برای هر حالت تنظیم شده است. در شکل ۵-۵ نتایج شبیه‌سازی را برای اولین حالت غیر عادی می‌بینیم، در این شکل می‌بینیم که به جهت نداشتن گشتاور کنترلی حول محور x سرعت دورانی حول این محور کنترل نشده و ماهواره هنوز در مود دیتمبلینگ است، البته از دیدگاه دیگر ماهواره در این حالت قادر خواهد بود به

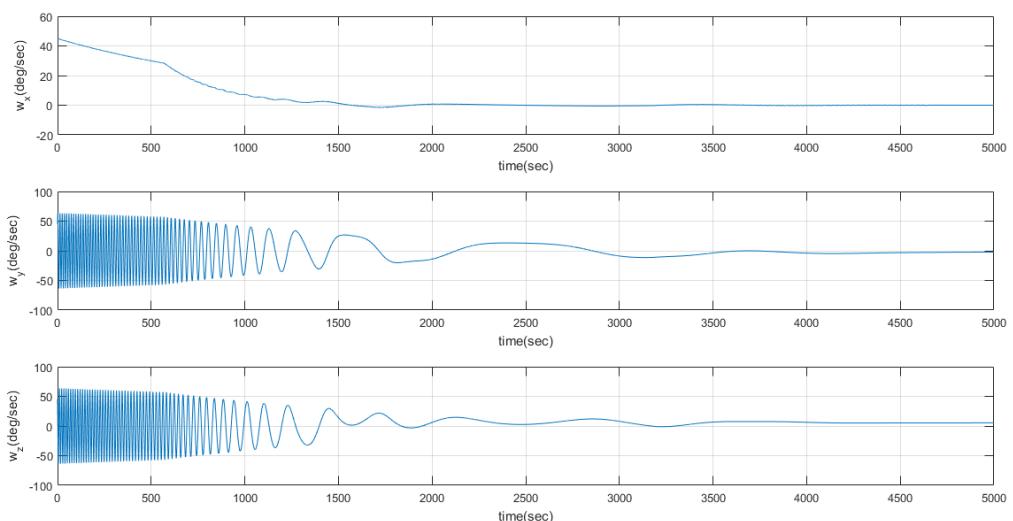


شکل ۵-۵ سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی اول

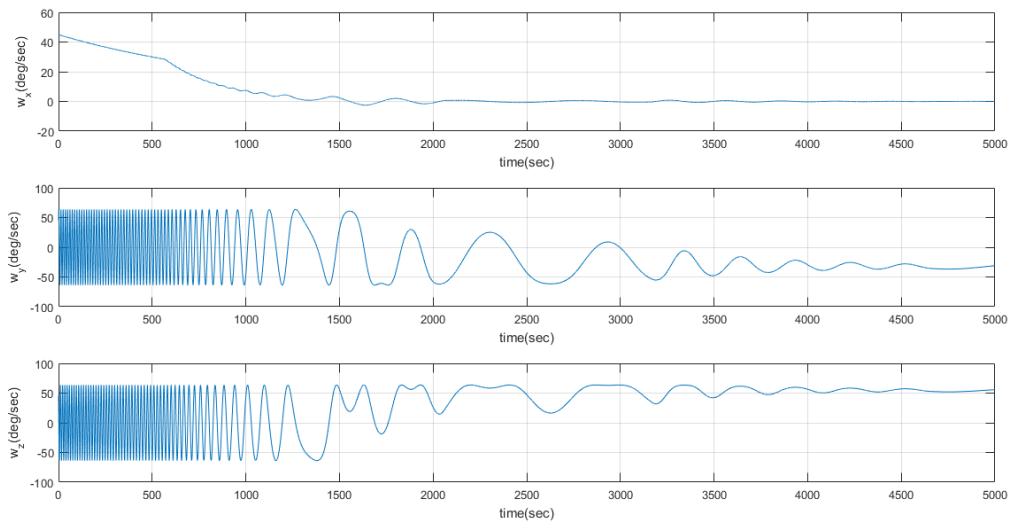


شکل ۷-۵ سرعتهای دورانی برای حالت غیرعادی دوم

ماموریت نرمال خود که جمع‌آوری اطلاعات اتمسفری است بپردازد، چراکه وضعیت مطلوب در حالت جهت گیری سرعت می‌باشد و ماهواره می‌تواند با این که حول محور رول کنترل نشده است به جمع‌آوری این اطلاعات بپردازد. در شکل ۷-۵ نتایج شبیه‌سازی در حالت دوم غیرعادی نشان داده شده است، علت کنترل شدن سرعتهای دورانی همبستگی است که حول محور پیچ و یا و وجود دارد این امر را در شکل ۶-۵ که حالت غیرعادی سوم می‌دهد هم دیده می‌شود. همبستگی که بین محور پیچ و یا و وجود دارد باعث کنترل شدن سرعتهای دورانی با وجود خراب شدن گشتاوردهنده مغناطیسی حول یکی از آن محورها می‌شود، محور

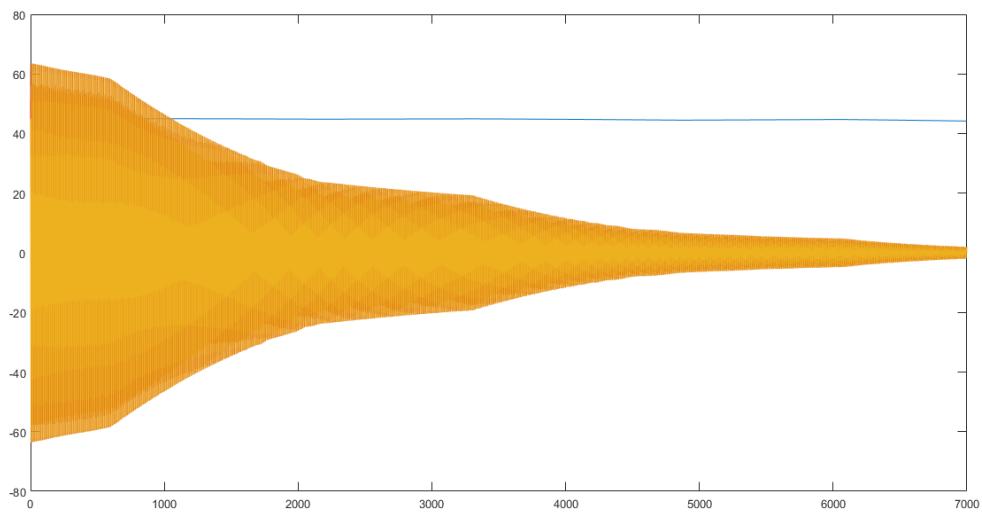


شکل ۶-۵ سرعتهای دورانی برای حالت غیرعادی سوم



شکل ۸-۵ سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی چهارم

رول به سبب برابری ممان اینرسی حول محور پیچ و یاواز این دو محور مستقل است و برای کنترل این محور باید گشتاور کنترلی حول آن وجود داشته باشد. شکل ۸-۵ نتایج شبیه‌سازی برای حالت غیرعادی چهارم را می‌بینیم که فقط گشتاوردهنده مغناطیسی حول رول سالم است، و دو گشتاور دهنده مغناطیسی خراب شده‌اند، می‌بینیم که سرعت‌های دورانی حول رول فقط کنترل شده است، و حول دو محور دیگر کنترل نشده است. نتایج حالت پنجم برای زمانی که گشتاوردهنده مغناطیسی حول رول و پیچ خراب شده است را در شکل ۹-۵ می‌بینیم، در این شکل هم واضح است که وجود همبستگی حول محور پیچ و یاواز باعث کنترل شدن



شکل ۹-۵ سرعت‌های دورانی برای حالت غیرعادی پنجم

سرعت‌های دورانی حول این دو محور شده است و محور رول کنترل نشده باقی مانده است. می‌توان نتیجه گرفت که با یک گشتاوردهنده سالم حول محور پیچ یا یاو می‌توان سرعت‌های دورانی را حول هردو این محورها کنترل کرد از طرفی با توجه به وضعیت مطلوب ماهواره سالم بودن یکی از این گشتاوردهندها می‌تواند برای مود نرمال کافی باشد.

البته با توجه به کارآمدی سیستم کنترلی Bdot برای مود دیتمبلینگ فرض بر این است که ماهواره زمانی وارد مود نرمال خود می‌شود که به صورت کامل دیتمبل شده باشد.

۵-۲- مود جهت‌گیری سرعت

مود جهت‌گیری سرعت به جهت همراستایی ابزار اندازه‌گیری FIPEX با بردار سرعت ماهواره طراحی شده است، این ابزار اندازه‌گیری‌های درجا از جو را بعمل می‌آورد. مود جهت‌گیری سرعت زمانی آغاز می‌شود که نرخ چرخشی دوران ماهواره کم باشد. الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت ماهواره تا زمانی در این مود می‌ماند که سرعت دورانی ماهواره در محدوده‌ی پایین (کمتر از ۱۰ درجه بر ثانیه) بماند. در ابتدا اقدام به تنظیم پارامترهای تعیین و کنترل وضعیت می‌کنیم، سپس مود جهت‌گیری سرعت برای شرایط غیرمعمول و عملی تست می‌شود. در این بخش از پارامترهای مداری جدول ۱-۲ و فصل پنجم تز اصلی استفاده شده است و از توالی زمانی مورد E که در بخش دیتمبلینگ هم مورد استفاده قرار گرفت، استفاده می‌شود. سرعت اولیه ماهواره برای شبیه‌سازی‌های این قسمت روی ۵ درجه بر ثانیه حول هر سه محور تنظیم می‌شود. همانطور که قبل از بحث شده برای مقادیر سرعت دورانی بیشتر (بیشتر از ۱۰ درجه بر ثانیه) ماهواره وارد مود کنترلی دیتمبلینگ خواهد شد. از وضعیت اولیه‌ای که در بخش دیتمبلینگ استفاده شد، در این بخش استفاده می‌شود. برای تست کارآمدی الگوریتم کنترل و تعیین وضعیت پارامتری با عنوان خطای تخمین زاویه‌ای معرفی شده است که کوچکترین زاویه بین محور اصلی اول و وضعیت واقعی و وضعیت تخمین زده شده در فریم بدن است. که برای محاسبه آن از کدهای زیر استفاده شده است:

```
qhat = quatmultiply(quatconj(q), qestimate);
qdelta = 180 - 2*acos(abs(qhat(:, 4)))*180/pi;
```

که در آن q_{delta} خطای تخمین زاویه‌ای است و q_{estimate} وضعیت تخمین زده شده و q وضعیت واقعی است.

جدول ۳-۵ پارامترهای مورد استفاده برای تنظیم فیلتر

Case	σ_{MM} [deg]	σ_{SS} [deg]	σ_q [-]	σ_ω [deg/s]
A	1	1	0.25	0.25
B	20	1	0.25	0.25
C	40	1	0.25	0.25
D	20	0.1	0.25	0.25
E	20	1	0.25	0.25
F	20	10	0.25	0.25
G	20	1	0.025	0.025
H	20	1	2.5	2.5

۵-۲-۱- تنظیم پارامترها

در ابتدا برای تنظیم کردن پارامترهای فیلتر که شامل Q و R هستند از مقادیر که در جدول ۳-۵ استفاده می‌کنیم، دو ستون سمت راست این جدول که عدم قطعیت در مولفه‌های بردار حالت هستند، ماتریس قطری Q را کامل می‌کنند و دو ستون دیگر که عدم قطعیت در سنجش‌های مگنتومتر و سنسور خورشید هستند، ماتریس قطری R را کامل می‌کنند. تفاوتی که در موارد A تا H در دورانی که در سایه مداری قرار ندارد، قابل صرفنظر کردن است، اما عملکرد این فیلتر در سایه مداری کاهش می‌یابد. با افزایش عدم قطعیت در سرعت دورانی عملکرد فیلتر کاهش می‌یابد چراکه سرعت دورانی ماهواره با دقت کمتری قابل پیش‌بینی است. پس از تنظیم پارامترهای فیلتر براساس نتایج A تا H و پارامترهای فیلتر ماهواره Delfi-n3Xt به پارامترهای مناسب می‌رسیم، نتایج شبیه سازی برای موارد B و C و D و H در زیر نشان داده شده است. نهایتاً پارامترهای فیلتر

جدول ۲-۵ پارامترهای تنظیم کنترلر PD

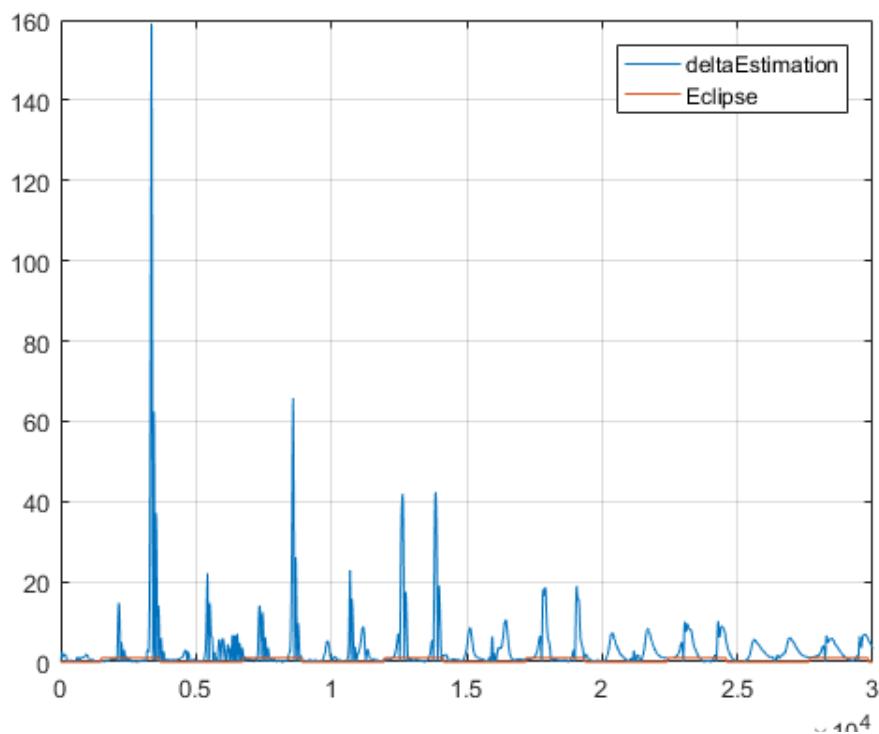
Case	K_p	K_d
I	-0.00240	-0.0210
J	-0.00210	-0.0461
K	-0.00031	-0.0175
L	-0.00010	-0.0100
M	-0.00004	-0.0066
N	-0.00002	-0.0048

مناسب در جدول ۴-۵ نشان داده شده است، نتایج شبیه سازی برای این مورد در نشان داده شده است.
در همه‌ی این شبیه‌سازی‌ها از پارامترهای کنترلی مورد I استفاده شده است.

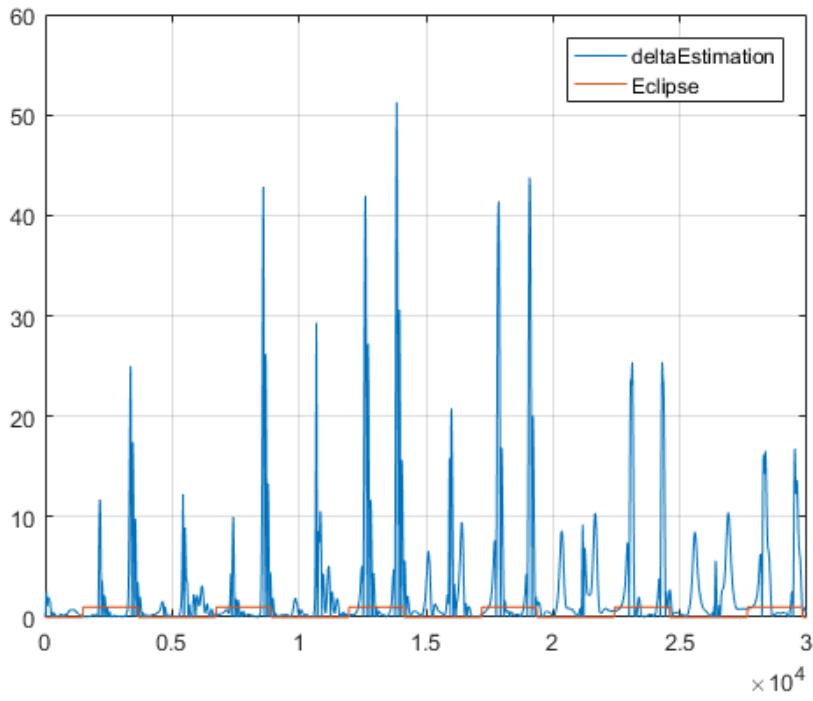
جدول ۴-۵ پارامترهای مناسب Q و R براساس ماهواره Delfi-n3Xt

پارامتر	مقدار
σ_{MM}	۳/۸۲
σ_{SS}	۳
σ_q	۰/۰۰۵
σ_ω	۰/۰۰۰۰۳

در شکل ۱۰-۵ نتایج مربوط به شبیه‌سازی مورد B را می‌بینیم، این سری شبیه‌سازی‌ها به جهت بدست آوردن پارامترهای فیلتر بهینه بعمل آمده است. همانطور که می‌بینید این شکل می‌بینیم، در زمان سایه مداری خطای تخمین زاویه‌ای مقادیر بیشتری را اختیار می‌کند، از طرفی حداکثر خطای مجاز برای زیر سیستم کنترل و تعیین وضعیت ۱۰ درجه است. پس پارامترهای فیلتر در این حالت مناسب نیستند. در حالت C که تنها در

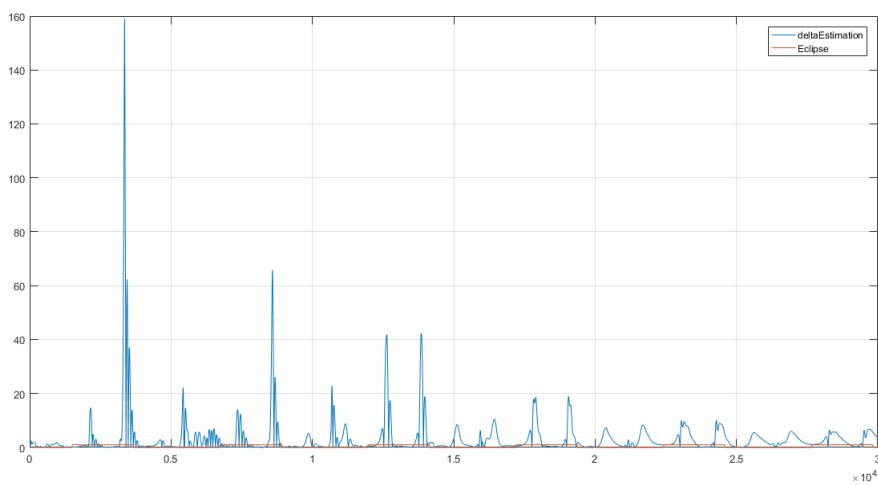


شکل ۱۰-۵ نتایج شبیه‌سازی مورد B برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر

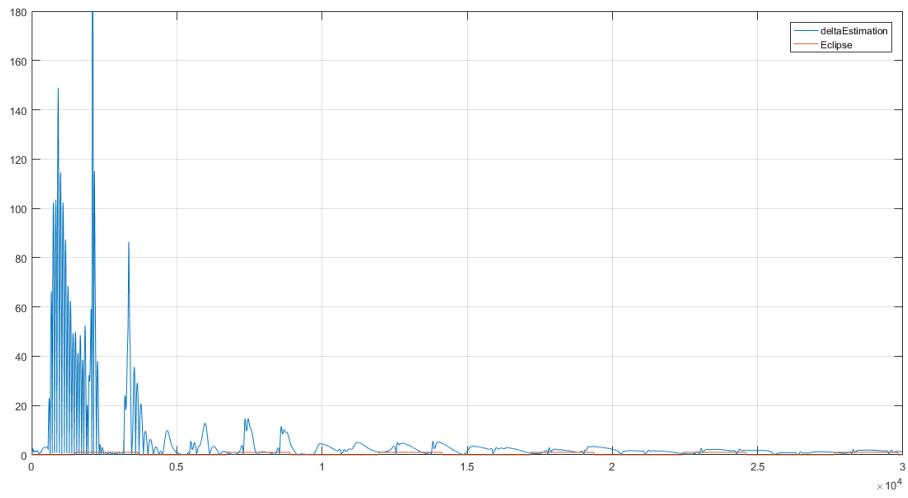


شکل ۱۱-۵ نتایج شبیه‌سازی مورد C برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر

عدم قطعیت سنجش مگنتومتر با حالت B اختلاف دارد، همانطور که در شکل ۱۱-۵ هم نشان داده شده است. خطای تخمین زاویه‌ای بیشتر شده است، این امر نشان می‌دهد که از مقدار مناسب عدم قطعیت دور شده‌ایم. مقادیر پیک در این نمودارها مربوط به زمان سایه مداری است. در شکل ۱۲-۵ نتایج مورد D نشان داده شده است، در این حالت اثر عدم قطعیت مگنتومتر به حال B برگشته و اثر عدم قطعیت سنسور خورشید کمتر شده است، در واقع این نمودار تاثیر کم عدم قطعیت سنسور خورشید را بر خطای تخمین زاویه‌ای نشان می‌دهد.

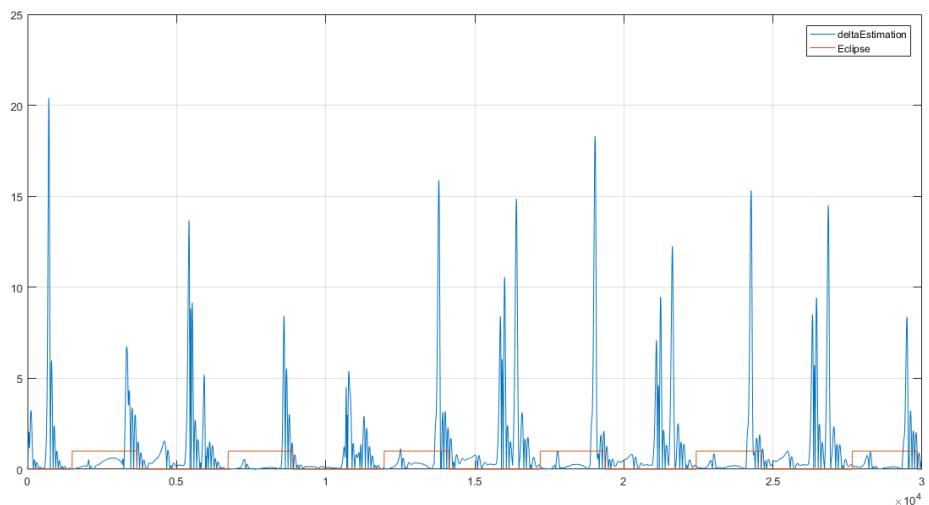


شکل ۱۲-۵ نتایج شبیه‌سازی مورد D برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر

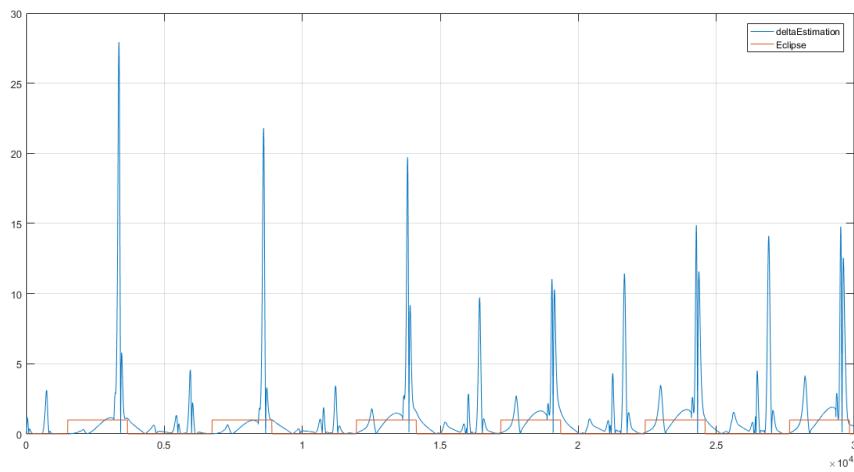


شکل ۱۴-۵ نتایج شبیه‌سازی مورد H برای بدست آوردن پارامترهای بهینه فیلتر

زیرا خروجی‌ها در این حالت با خروجی‌های مورد B تفاوت چندانی ندارد، در حالی که این دو حالت در عدم قطعیت سنسور خورشید با هم متفاوت هستند. در نهایت در مورد H عدم قطعیت در سنجش‌ها کمتر در نظر گرفته شده در حالی که عدم قطعیت در مولفه‌های بردار حالت را بیشتر در نظر گرفته‌ایم، نتایج این مورد در شکل ۱۴-۵ نشان داده شده است، در این حالت شاهد خطای تخمین زاویه‌ای بیشتر هستیم. در نهایت در شکل زیر نتایج را برای پارامترهای تنظیم شده فیلتر براساس پارامترهای تست شده ماهواره Delfi-n3Xt که در جدول ۴-۵ آورده شده را نشان می‌دهد. در این حالت شاهد کاهش خطای زاویه‌ای هستیم. همانطور که قبل از گفته شد در حالت سایه مداری از اطلاعات سنجش خورشید استفاده نمی‌شود. قسمت بعدی برای بررسی عملکرد سیستم کنترلی از پارامترهای مختلفی که در جدول ۲-۵ آمده است. برای حالت‌های مختلف

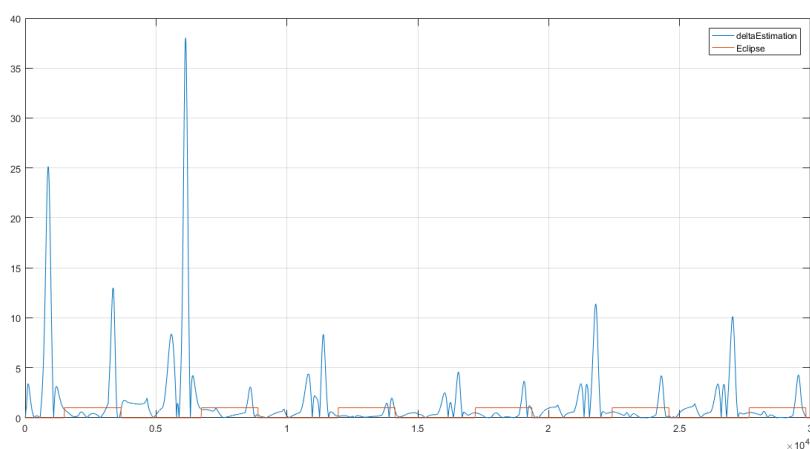


شکل ۱۳-۵ نتایج شبیه‌سازی برای حالت پارامترهای مناسب فیلتر

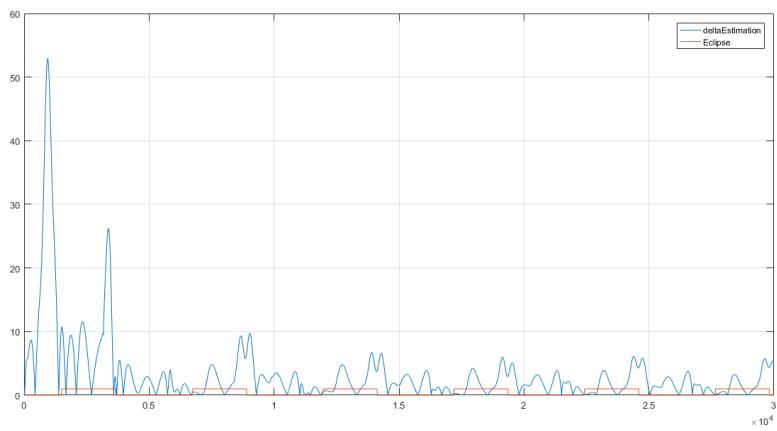


شکل ۱۵-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد J کنترلر

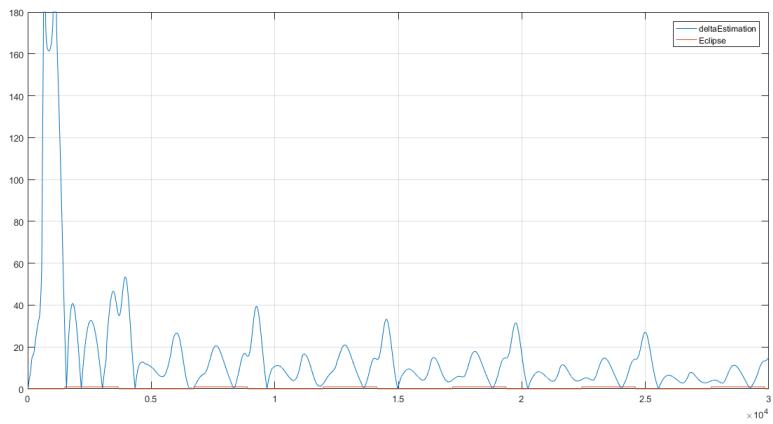
شبیه سازی استفاده می‌شود. در همهی حالت‌های قبلی از پارامترهای حالت I برای تست پارامترهای فیلتر مختلف استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مختلف کنترلر در زیر نشان داده شده است. در شکل ۱۵-۵ نتایج مورد J نشان داده شده است. عملکرد ضعیف فیلتر در این حالت به وضوح مشخص است. برای مورد K هم خطای تخمین زاویه‌ای در شکل ۱۶-۵ نشان داده شده است. می‌توان استنتاج کرد که عملکرد سیستم کنترلی به ازای کاهش بهره تناسبی و مشتق‌گیر، کاهش می‌یابد و از مقادیر بهینه فاصله می‌گیرد. نتایج مربوط به حالات L و M و N نیز در شکل‌های زیر نشان داده شده است.



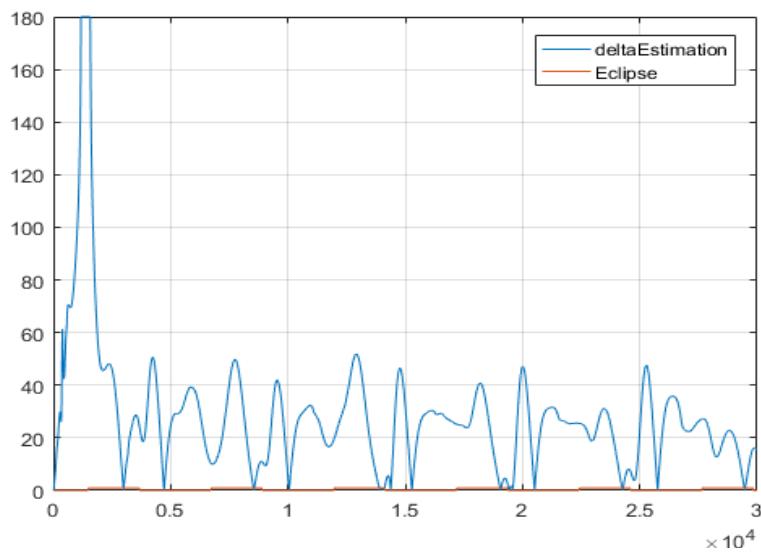
شکل ۱۶-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد K کنترلر



شکل ۱۷-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد L کنترلر



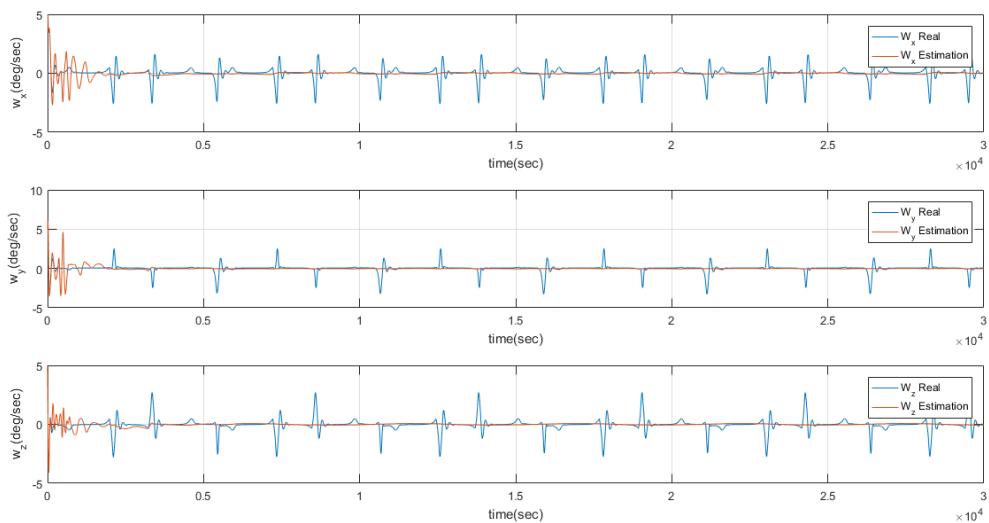
شکل ۱۹-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد M کنترلر



شکل ۱۸-۵ نتایج شبیه‌سازی برای پارامترهای مورد N کنترلر

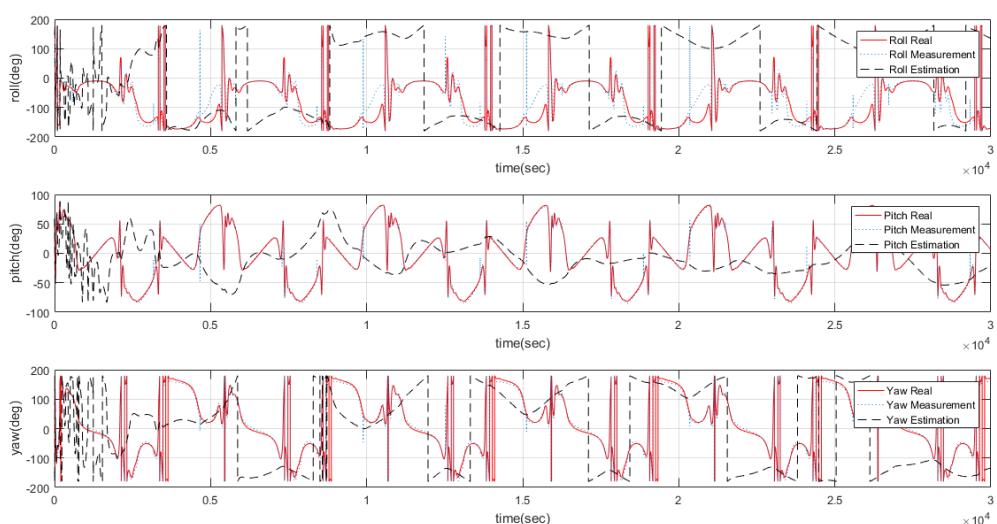
۲-۲-۵ بررسی عملکرد

در این بخش سرعت‌های زاویه‌ای و وضعیت ماهواره در قالب زوایای اول آورده شده است.



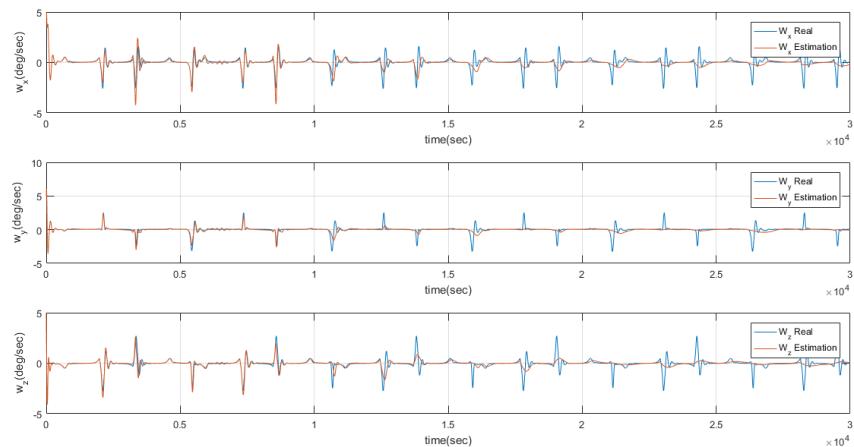
شکل ۲۰-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد A

در شکل ۲۰-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد A نشان داده شده است. خطوط آبی رنگ سرعت‌های دورانی واقعی و خطوط قرمز رنگ سرعت‌های دورانی تخمین زده شده هستند. در شکل ۲۱-۵ وضعیت ماهواره برای حالت واقعی حالت اندازه‌گیری شده و حالت تخمین زده شده نشان داده شده است. خطوط فاصله دار مشکی رنگ وضعیت تخمین زده شده هستند و خطوط قرمز وضعیت واقعی را نشان می‌دهد.

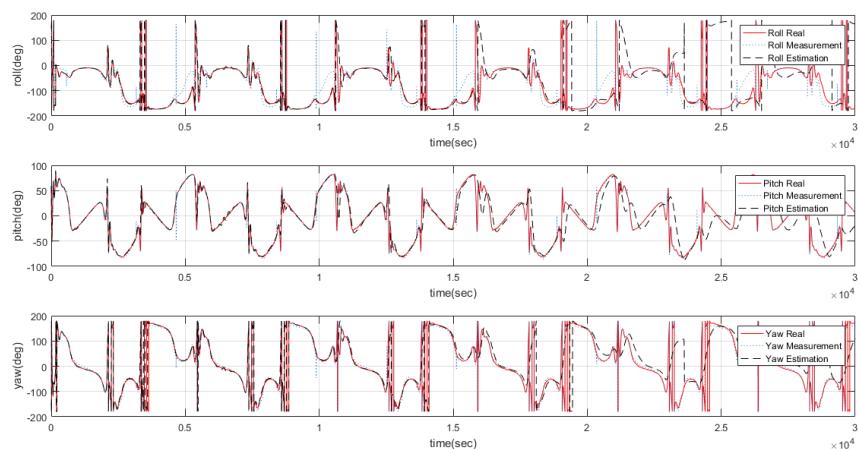


شکل ۲۱-۵ وضعیت ماهواره برای مورد A

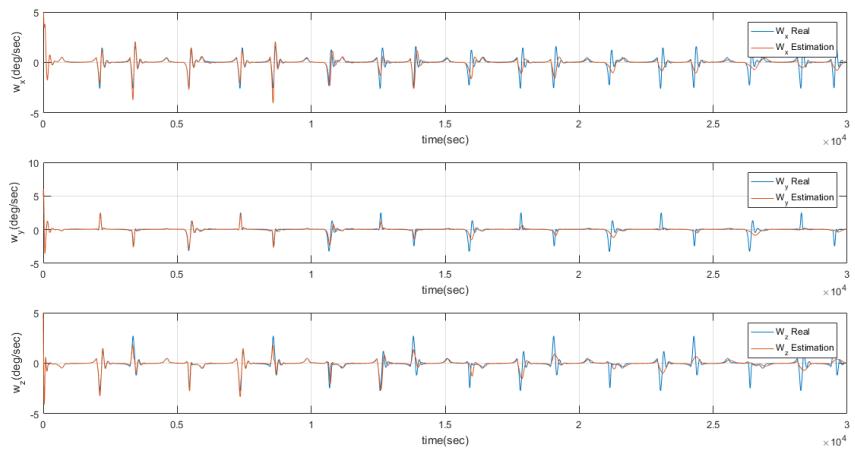
وضعیت ماهواره در قالب زوایای اولر در این حالت بیان شده است. برای حالت‌های بعدی یعنی موردهای B و C و D و H و I و J و K و L و M و N یک حالت بهره‌ی بالای فیلتر در زیر آمده است.



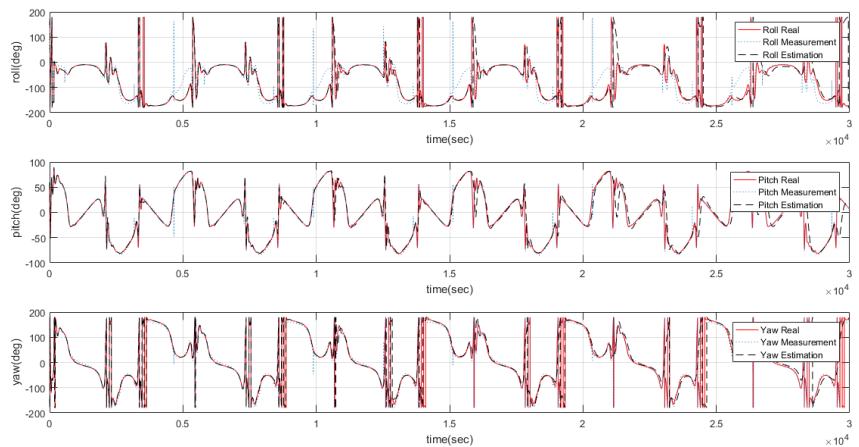
شکل ۲۳-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد B



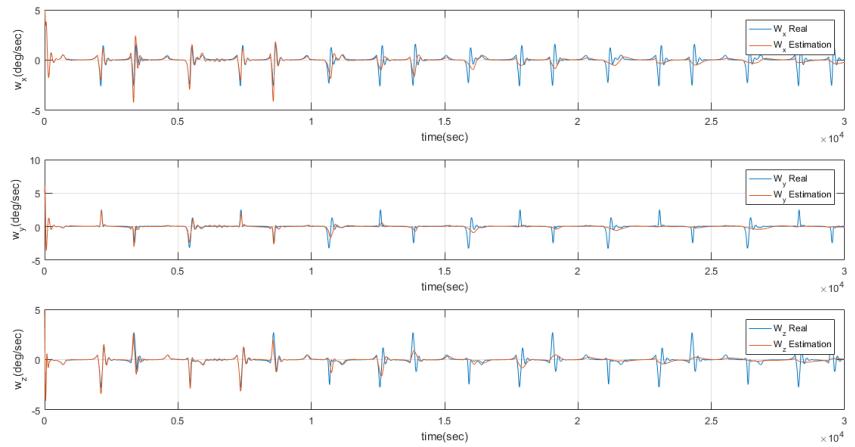
شکل ۲۲-۵ وضعیت ماهواره برای مورد B



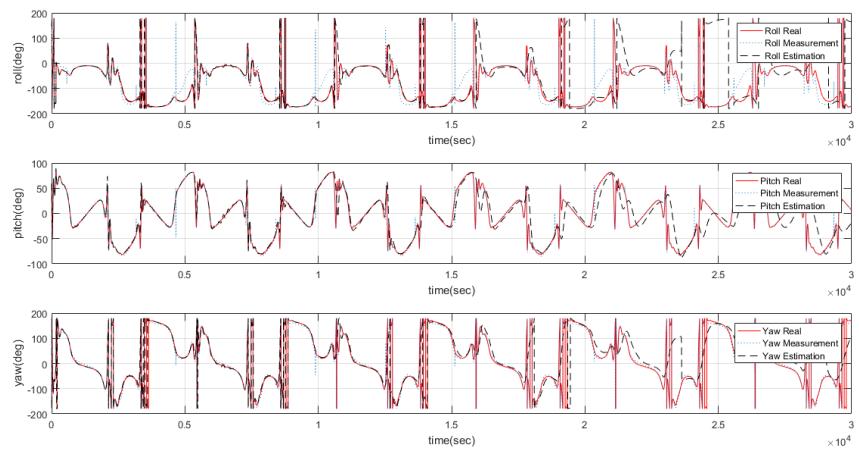
شکل ۲۶-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد C



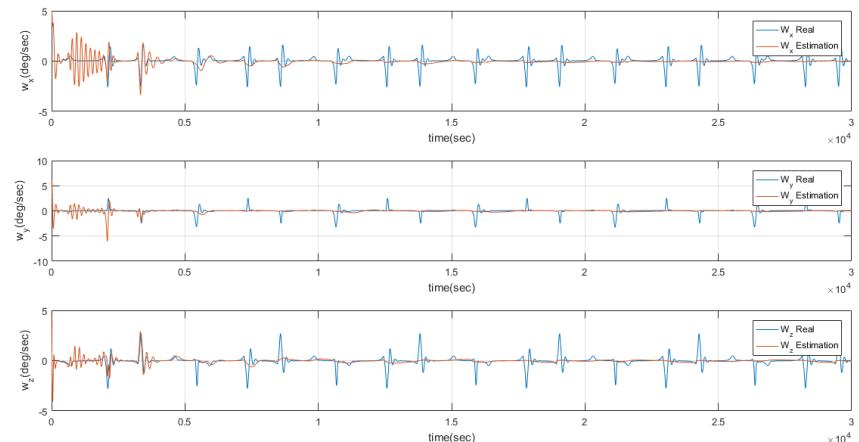
شکل ۲۴-۵ وضعیت ماهواره برای مورد C



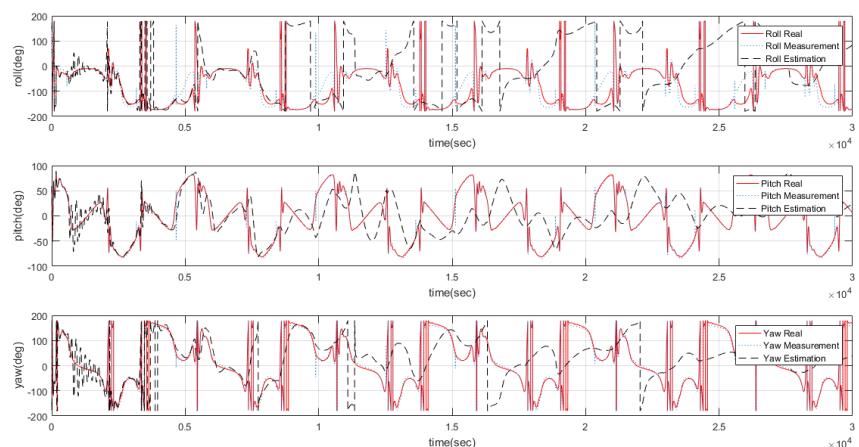
شکل ۲۵-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد D



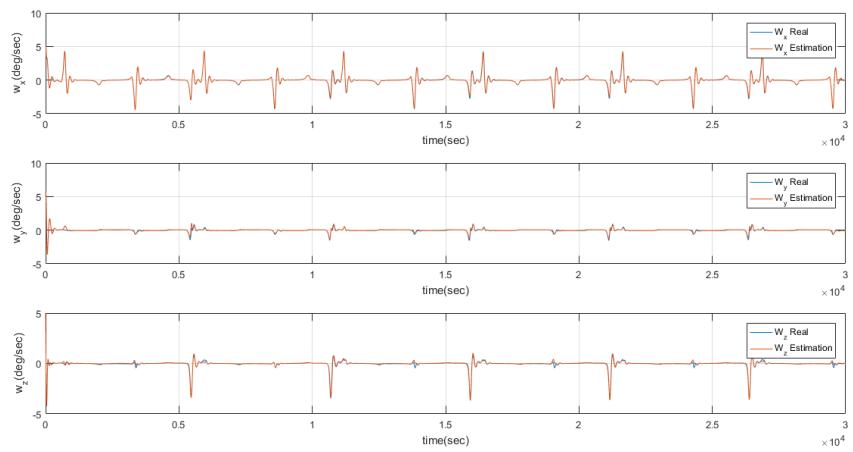
شکل ۲۹-۵ وضعیت ماهواره برای مورد D



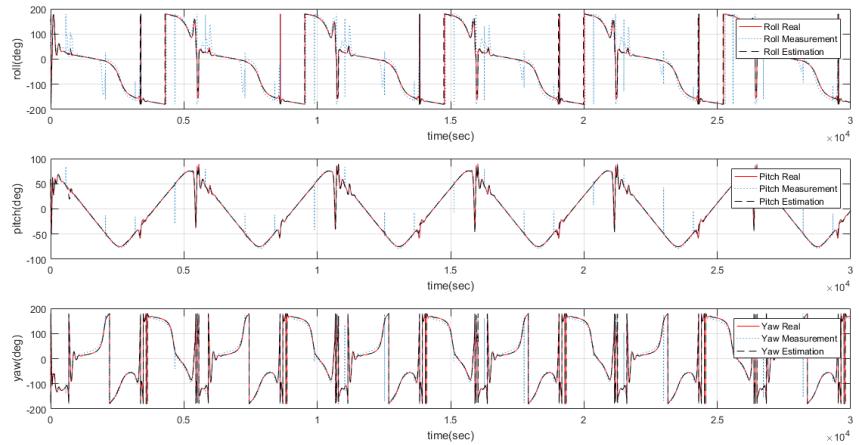
شکل ۲۷-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد H



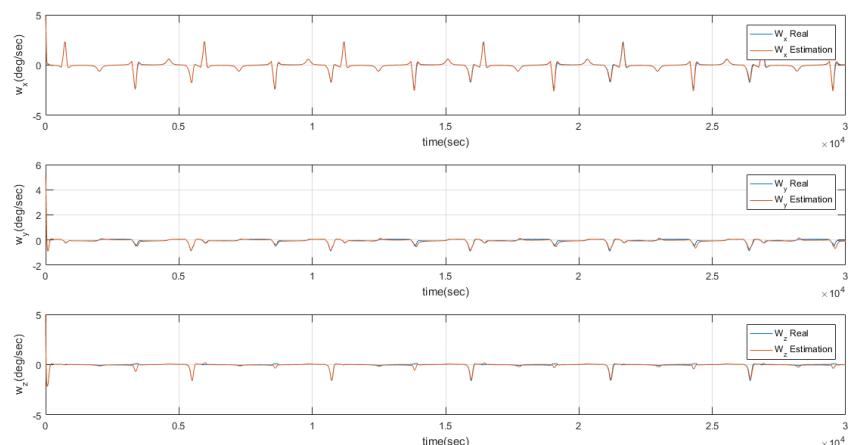
شکل ۲۸-۵ وضعیت ماهواره برای مورد H



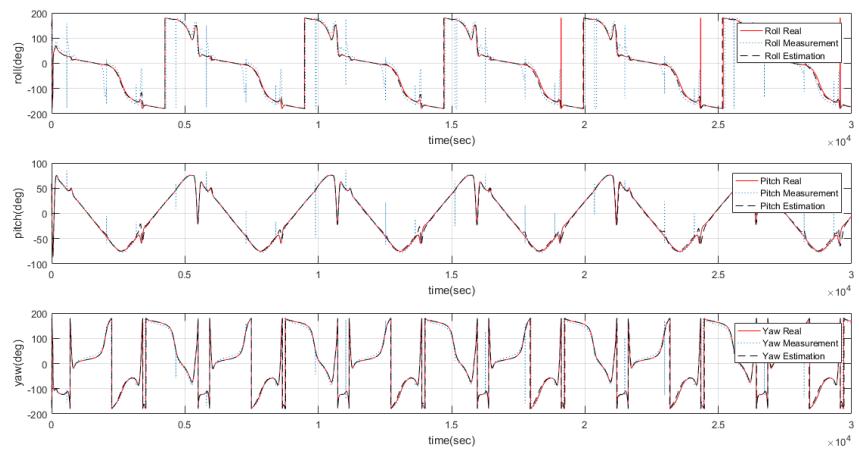
شکل ۳۲-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد I، مورد پارامترهای مناسب فیلتر



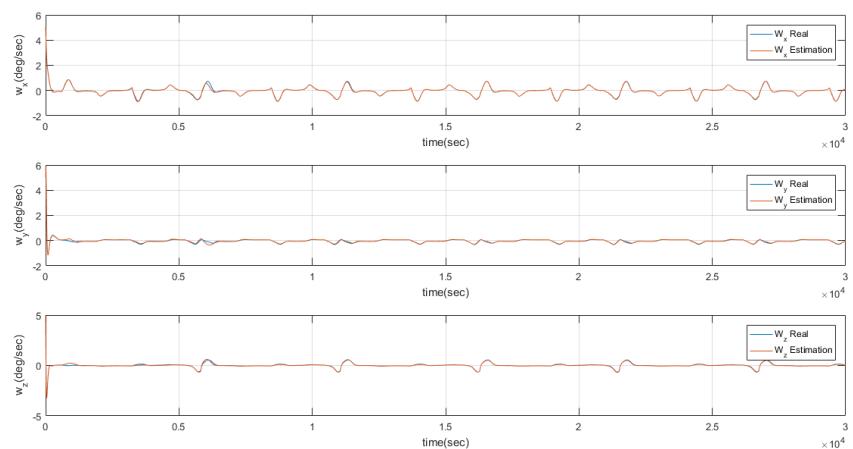
شکل ۳۰-۵ وضعیت ماهواره برای مورد I، مورد پارامترهای مناسب فیلتر



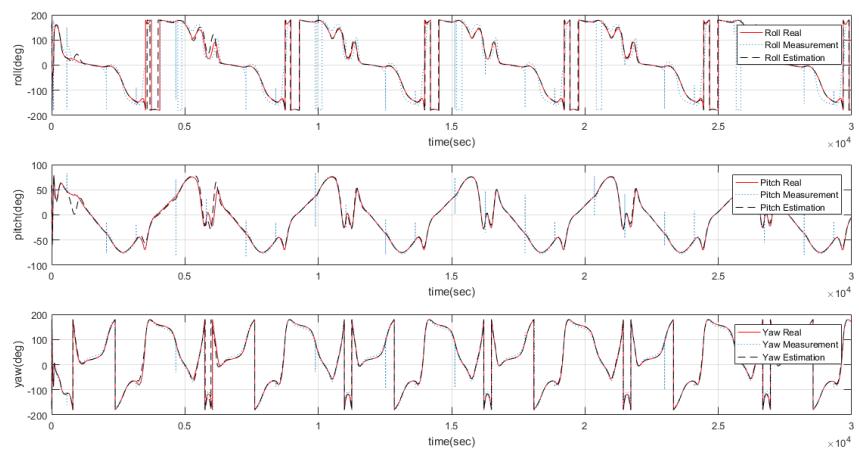
شکل ۳۱-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد J



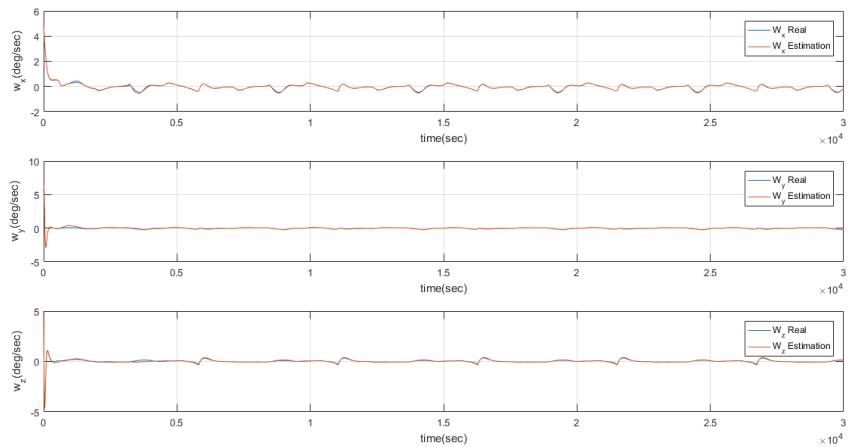
شکل ۳۵-۵ وضعیت ماهواره برای مورد J



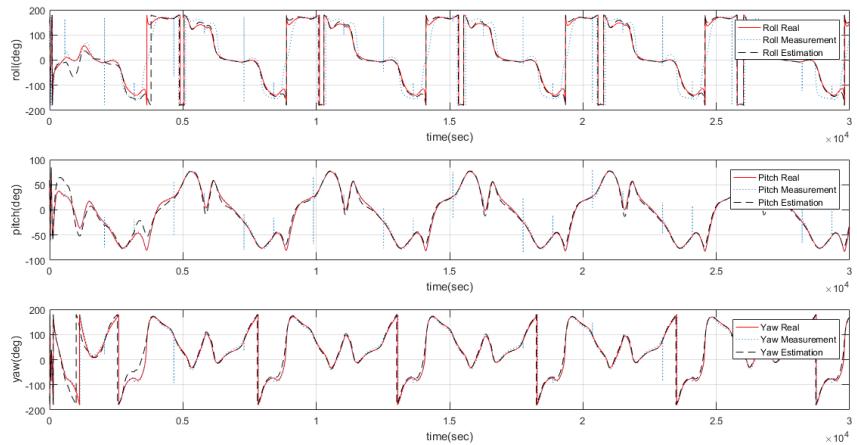
شکل ۳۴-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد K



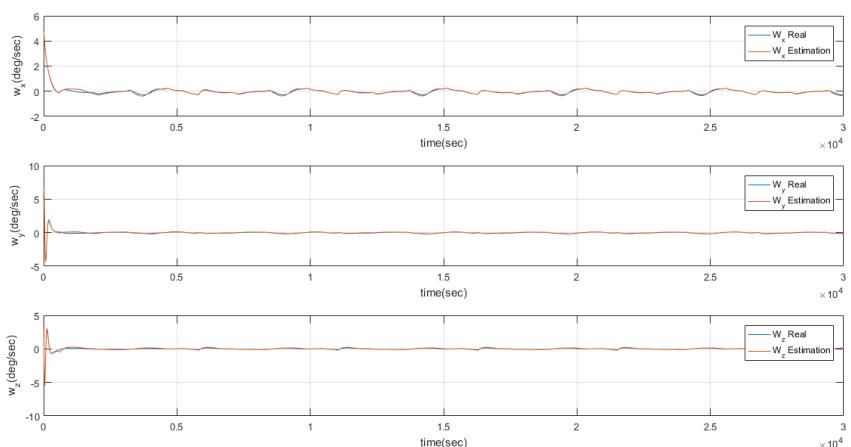
شکل ۳۳-۵ وضعیت ماهواره برای مورد K



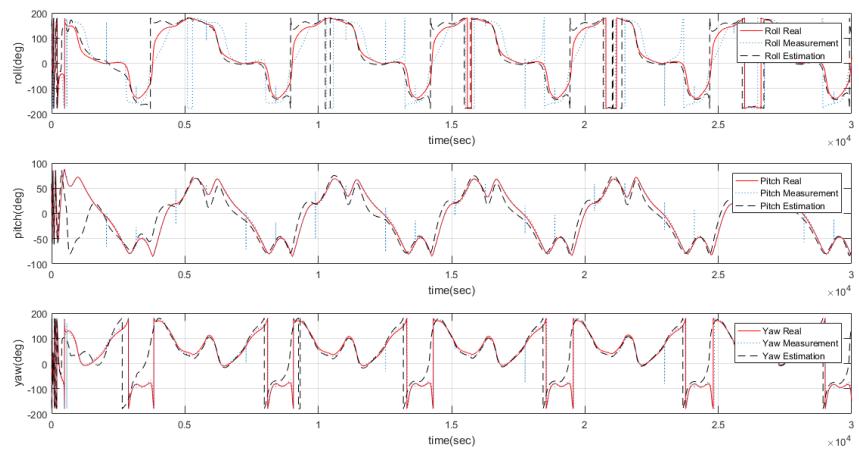
شکل ۳۸-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد L



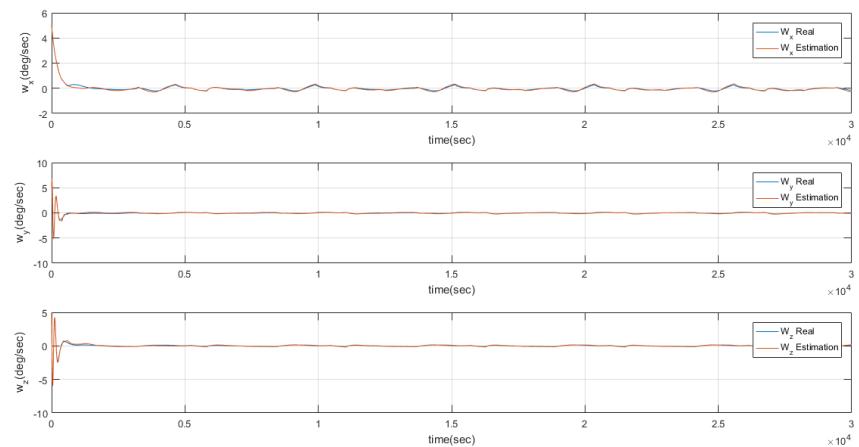
شکل ۳۷-۵ وضعیت ماهواره برای مورد L



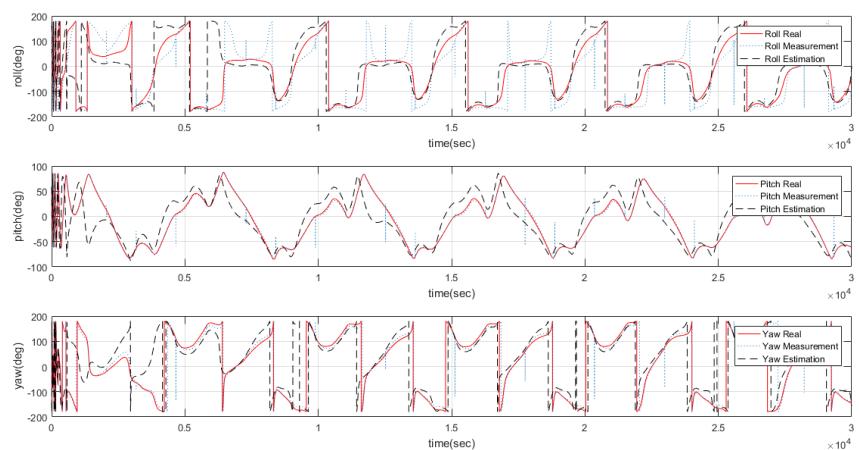
شکل ۳۶-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد M



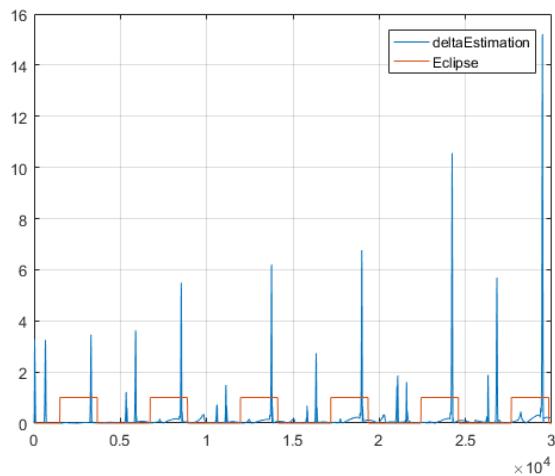
شکل ۴۱-۵ وضعیت ماهواره برای مورد M



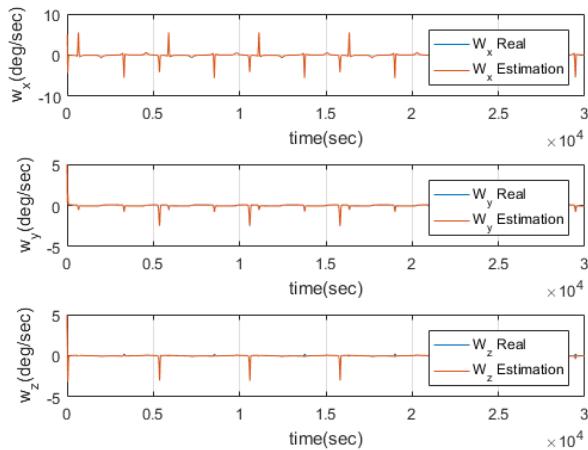
شکل ۴۰-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای مورد N



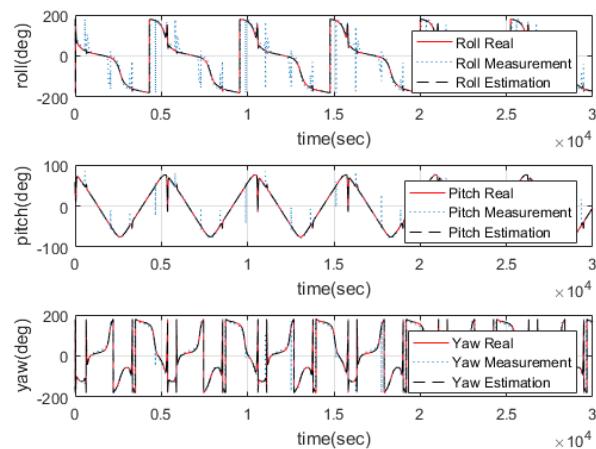
شکل ۳۹-۵ وضعیت ماهواره برای مورد N



شکل ۴۴-۵ خطای تخمین زاویه‌ای برای حالت کنترلر قوی تر



شکل ۴۲-۵ سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره برای حالت کنترلر قوی تر



شکل ۴۳-۵ وضعیت ماهواره برای حالت کنترلر قوی تر

۵-۳- نتیجه‌گیری

نتایجی که در این شکل‌ها نشان داده شده است. عملکرد فیلتر و کنترلر را برای موردهای مختلف نشان می‌دهد، در شکل ۳۰-۵ و شکل ۳۲-۵ که به ترتیب سرعت دورانی و وضعیت (برای حالت واقعی و تخمین زده شده) ماهواره را نشان می‌دهد که از پارامترهای مناسب برای فیلتر استفاده شده است و خطای تخمین زاویه‌ای این مورد هم در شکل ۱۳-۵ نشان داده شده است، در این حالت فیلتر مناسب کار می‌کند. پارامترهای مناسب فیلتر در جدول ۴-۵ آمده‌اند، این پارامترها در واقع مقادیر ماتریس‌های Q و R هستند.

برای تست عملکرد کنترلر هم از پارامترهای جدول ۲-۵ استفاده شد، نتایج بررسی شده نشان می‌دهد که حالت مورد I از بین موردهای بیان شده در جدول (۸-۵) تز اصلی بهترین حالت بهره‌های کنترلر را نشان می‌دهد، در این پژوهش از یک سری بهره‌های قوی‌تر برای کنترلر استفاده شد، که سرعت‌های دورانی ماهواره در این حالت در شکل ۴۲-۵، وضعیت ماهواره در شکل ۴۳-۵ و خطای تخمین وضعیت در این حالت در شکل ۴۴-۵ نشان داده شده است، این حالت عملکرد بهتر سیستم کنترل و تعیین وضعیت را نشان می‌دهد.

در نهایت می‌توان نتیجه گرفت که این زیر سیستم در دیتمبل کردن ماهواره برای سرعت‌های زاویه‌ای کمتر از 60° درجه بر ثانیه به خوبی عمل می‌کند اما در مود جهت گیری سرعت که حداقل خطأ وضعیت 10° درجه بیان شده است، در زمان‌های سایه مداری به خوبی عمل نمی‌کند، و همانطور که در تز اصلی هم بیان شده است این زیر سیستم برای عملکرد بهتر در این مود نیاز به بازبینی دارد.

منابع

- [1] M. Haghayegh, “Design, Implementation and Verification of the Attitude Determination and Control Algorithms for the DelFFi Satellites.” 2015.
- [2] K. F. Wakker, *Fundamentals of astrodynamics*. TU Delft Library, 2015.
- [3] O. Montenbruck and E. Gill, *Satellite Orbits Models, Methods and Applications*. Berlin: Springer Berlin, 2013.
- [4] F. L. MARKLEY, *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*. [Place of publication not identified]: SPRINGER, 2016.
- [5] J. R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination And Control*. 1978.
- [6] Y. Yang, “Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method,” *Annu. Rev. Control*, vol. 36, no. 2, pp. 198–219, 2012.
- [7] J. Reijneveld and D. Choukroun, “Attitude control system of the Delfi-n3Xt satellite,” *Prog. Flight Dyn. GNC, Avion.* 6 189-208, 2013.
- [8] G. Sebestyen, S. Fujikawa, N. Galassi, and A. Chuchra, *Low Earth Orbit Satellite Design*. 2018.
- [9] “Earth frozen orbits: Design, injection and stability.” 2016.
- [10] T. M. A. Habib, “A comparative study of spacecraft attitude determination and estimation algorithms (a cost-benefit approach),” *AESCTE Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 26, no. 1, pp. 211–215, 2013.
- [11] D. Choukroun, I. Y. Bar-Itzhack, Y. Oshman, M. tehnologi le-Y. Tekhniyon, and F. le-handasat avironotikah ve-halal., “A novel quaternion Kalman filter.” Technion-I.I.T., Faculty of Aerospace Engineering, Haifa, 2004.
- [12] L. I. Aramanovitch, “Quaternion non-linear filter for estimation of rotating body attitude,” *MMA Math. Methods Appl. Sci.*, vol. 18, no. 15, pp. 1239–1255, 1995.
- [13] S. Beatty, “Comparison of PD and LQR methods for spacecraft attitude control using star trackers,” 2005.