ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті

Бүркітбаев ат. Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты

Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

ОӘК 665.622.43

Қолжазба нұсқасында

Билалова Мадина Мусирханкызы

Магистр академиялық дәрежесін іздену үшін

МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

Диссертация тақырыбы Кіші космостық аппараттарды басқару жүйелерін жасап шығару Мамандық 6М074600–«Ғарыштық техника ж»не технологиялар»

Fылыми жетекші, экон.ғыл.канд., лектор _______А.Е.Куттыбаева «27» шілде 2020 ж.

Оппонент, техн.ғыл.канд., АУЭС доценті _____ Касимов А.О. «27» шілде 2020 ж.

Нормобақылаушы: сеңиор-лектор,доктор PhD Аласа А.Хабай «29» шілде 2020 ж.

ҚОРҒАУҒА ЖІБЕРІЛДІ

ЭТжFT каф.меңгерушісі _____И.Сыргабаев «____» ____2020 ж.

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті

Бүркітбаев ат. Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты

Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

6М074600 - «Ғарыштық техника және технологиялар»

БЕКІТЕМІН ЭТжҒТ каф.меңгерушісі _____И.Сыргабаев « » 2020 ж.

«____»____ магистерлік диссертация орындауға ТАПСЫРМА

Магистрант Билалова Мадина Мусирханкызы

Тақырыбы: «Кіші космостық аппараттарды басқару жүйелерін жасап шығару»

Университет ректорының 30.12.2019 ж. №566-М (№1194-29.10.2018 ж.) бұйрығымен бекітілген.

Дайын диссертацияны тапсыру уақыты «25» шілде 2020 ж.

Магистерлік диссертацияға берілген алғашқы мәліметтер: а)Наноспутниктің мақсаты және негізгі міндеттері; б)Наноспутниктің жаппай мәліметі; в)Әртүрлі өлшемдерді кешендеу негізінде бағдарды анықтау алгоритмдері.

Диссертациялық жұмыста қарастырылатын мәселелер тізімі:

а) Координаттар жүйесінің математикалық моделін құру;

б) Орбиталық ортаның имитаторы;

в) Гравитациялық тартылыс. Динамикалық теңдеулерді модельдеу.

Сызбалық материалдар тізімі (міндетті сызбалар дәл көрсетілуі тиіс):

а) Ғарыш аппаратының жалпы түрі;

б) Көлбеу орбитаға арналған Жердің магнит өрісін индукциялау;

в) Блок багдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз ету схемасы.

Ұсынылатын негізгі әдебиет 74 атау: 1) Голубев Е. Н., Николаев А. О. Развитие и совершенствование методики стендовых испытаний бортового комплекса управления космического аппарата // Вестник СибГАУ. № 3(49). 2013.-с. 128-132; 2) Введение в математическое моделирование: Учеб. пособие /Под ред. П.В. Трусова. -М.: Логос, 2004. – 440с. 3) Белецкий В.В., Хентов А. Вращательное движение намагниченного спутника. - М.: Наука, 1985. - С.247-265.

магистерлік диссертацияны дайындау КЕСТЕСІ

Бөлімдер атауы, қарастырылатын	Ғылыми жетекшіге және	Ескерту
мәселелер тізімі	кеңесшілерге көрсету	
	мерзімі	
Наноспутниктің мақсаты және	04.01.2020 -25.01.2020	орындалды
негізгі міндеттері		
Координаттар жүйесінің	20.01.2020 -25.02.2020	орындалды
математикалық моделін құру		
Наноспутник қозғалысын	25.02.2020 - 01.07.2020	орындалды
басқару жүйесін әзірлеу		

Диссертациялық жұмыс бөлімдерінің кеңесшілері мен норма бақылаушының аяқталған бөлімдерге қойған қолтаңбалары

Бөлімдер атауы	Кеңесшілер	Қол	Қолы
	(аты, әкесінің аты, тегі,	қойылған	
	ғылыми дәрежесі, атағы)	күні	
Диссертация	А.Е.Куттыбаева, ЭТжҒТ	10.01.2020	up /
жұмысының	каф.лекторы		Adrys
тақырыбын талдау			
Теориялық ақпарат	А.Е.Куттыбаева, ЭТжҒТ	25.04.2020	Whit
	каф.лекторы		Accept
Норма	PhD докторы, ЭТжFT	27.07.2020	
бақылау	каф.сениор-лекторы		Axry
	Хабай А.		

di	But
Ғылыми жетекші	А.Е.Куттыбаева
Магистрант	алавр М.М.Билалова
Мерзімі	«27» шілде 2020 ж.

АҢДАТПА

Қазіргі уақытта Қ.И. Сәтпаев атындағы ҚазҰТЗУ-да. перспективалы ғарыш аппараттарының белсенді БжТЖ-і жер үсті сынақтарын өткізуге арналған стенд бар - бұл кешенді модельдеу стенді (КМС). КМС негізін жартылай табиғи модельдеу әдістері құрайды.

КМС-те бағдарлау және тұрақтандыру жүйесінің құрылыстық сынақтарының идеологиясы борттық жабдықтардың барлық жиынтығын олардың барлық жұмыс режимдерінде жүйелі түрде тексеруге, көрші ғарыш аппараттарымен (ББК) барлық байланыстардың болуын және бағдарлау мен тұрақтандыру жүйесінің барлық жұмыс режимдерін тексеруге негізделген.

Жұмыста қолданыстағы гравитациялық және магниттік күштерді ескере отырып, жердің гравитациялық өрісіндегі орбитадағы наносеріктің бағыты мен тұрақталуын бақылау жүйесін зерттеу нәтижелері ұсынылған. Зерттеуге қажет наноспутник моделінің физика-механикалық параметрлерін анықтау үшін SolidWorks жүйесінде 3D моделі жасалды. Модельдеу нәтижелері Matlab-Simulink көмегімен алынды.

АННОТАЦИЯ

В настоящее время в «арсенале» НАО «КазНИТУ» им. К.И. Сатпаева имеется стенд для проведения наземных испытаний активной СОС перспективных КА – это комплексный моделирующий стенд (КМС). В основе КМС заложены методы полунатурного моделирования.

Идеология построения испытаний системы ориентации и стабилизации на КМС основана на последовательном проведении проверок работоспособности всех комплектов бортовой аппаратуры во всех их режимах работы, проверок наличия всех связей со смежными системами космического аппарата (БКУ) и проверок всех режимов работы системы ориентации и стабилизации.

В работе изложены результаты исследования системы ориентации и стабилизации, исследования системы управления ориентацией и стабилизацией наноспутника на орбите в гравимагнитном поле Земли с учетом действующих гравитационных и магнитных сил. Для определения физико-механических параметров модели наноспутника, необходимых для исследований разработана 3D модель в системе SolidWorks. Результаты моделирования получены с использованием Matlab-Simulink. Разработана методика полунатурной отработки HC с учетом особенности стенда и интерфейса стенда.

ANNOTATION

Currently in the "arsenal" of NJSC "KazNITU" named after K.I. Satpayev, there is a stand for ground tests of the active SOS of promising spacecraft - this is an integrated modeling stand (CMS). The CMR is based on semi-natural modeling methods.

The ideology of building tests of the attitude and stabilization system on the CMS is based on sequential performance checks of all sets of onboard equipment in all their modes of operation, checks for all connections with adjacent systems of the spacecraft (SCS) and checks of all modes of operation of the attitude and stabilization system.

The paper presents the results of the study of the attitude and stabilization system, the study of the attitude control and stabilization control system of a nanosatellite in orbit in the Earth's gravimagnetic field, taking into account the acting gravitational and magnetic forces. To determine the physical and mechanical parameters of the nanosatellite model required for research, a 3D model was developed in the SolidWorks system. The simulation results were obtained using Matlab-Simulink. A technique for semi-natural testing of NS was developed, taking into account the features of the stand and the stand interface.

ҚЫСҚАРТУЛАР ТІЗІМІ

- АБ Аккумулятор батареясы
- БКЖ Борттық координат жүйесі
- ООИ Орбиталық ортадағы имитатор
- ИСК Инерциальдық координат жүйесі
- FA Ғарыш аппараты

ЖМӨМК - Жердің магнит өрісін модельдеу кешені

- КҒА кіші ғарыш аппараты
- НС Наноспутник
- ОД Орбитальдық қозғалыс
- ОЖЖ Өте жоғарғы жиілік
- ОСК Орбитальдық координат жүйесі
- УЧ Ультра жоғары жиілік
- УВ Ультра жоғары толқын
- ФМ Феррозондтық магнетометр
- ¥БО Ұшуды басқару орталығы
- LEO Low Earth Orbit (Жер аралық орбитасы)
- MEO Middle Earth Orbit (орта биіктік орбитасы)
- MFM Magnetic field model
- GEO Geostationary Earth Orbit (геостационарлық орбита)

МАЗМҰНЫ

	КІРІСПЕ	11	
1	Наноспутниктің мақсаты және негізгі міндеттері	13	
1.1	ҒА құрамы	13	
1.2	FA құрастыру	14	
1.3	Наноспутниктің жаппай мәліметі	15	
2	Наноспутниктерді бағдарлау мен тұрақтандыруды басқару дың		
	типтік алгоритмдерін әзірлеу	16	
2.1	Наноспутниктерді бағдарлау бойынша пайдаланылатын		
	модельдер	16	
2.2	FA кеңістік бағдарын анықтау міндетін тұжырымдау	18	
2.3	Наноспутниктердің бағдарын анықтауды бағдарламлық		
	алгоритмін қамтамасыз ету	20	
2.3.1	Әртүрлі өлшемдерді кешендеу негізінде бағдарды анықтау		
	алгоритмдері	21	
2.3.2	НС геометриялық көріну негізінде бағдарды анықтау алгоритмі	22	
2.4	Наноспутниктерді бағдарлау және тұрақтандыруды басқару	23	
3	Координаттар жүйесінің математикалық моделін құру 29		
3.1	Орбиталық ортаның имитаторы 34		
3.2	Орбиталық динамика. (қоғалыстың динамикалық теңдеулері) 3		
3.2.1	Гравитациялық тартылыс. Динамикалық теңдеулерді модельдеу 3		
3.2.2	Қолданыстағы сәттердің модельдері 3:		
3.2.2.1	Гравитациялық сәт	36	
3.2.2.2	Жерсерікке әрекет ететін ауырлық күшінің градиентін модельдеу	36	
3.2.2.3	3 Жерсерікке әсер ететін магниттік сәттер 38		
3.2.2.4	4 Магниттік моментті модельдеу 39		
4	Наноспутник қозғалысын басқару жүйесін әзірлеу 47		
4.1	Бағдарламалық қозғалыс. Басқарушы сәттің есебі М(t)	47	
4.2	Экваторлық орбитада ҒА басқару үлгісі	48	
4.3	Полярлық орбитада ҒА басқару үлгісі	50	
	Қорытынды	53	
	Пайдаланылған әдебиеттер тізімі	54	

КІРІСПЕ

Заманауи ғарыш аппараттарын басқару жүйесін құру көптеген мәселелерді шешуді талап етеді, олардың ең бастысы жүйені тексеру және сынау болып табылады. Осы мақсатта жабдықты, алгоритмдер мен бағдарламалық жасақтаманы дамытумен қатар, ғарыш аппараттарын (ҒА) басқару кешенін толық және мұқият тексеруге және тексеруге мүмкіндік беретін тестілеу құралдары мен әдістері жасалуда. Ғарыш аппараттарының маңызды жүйелерінің бірі борттық басқару кешенінің құрылымындағы бағдарлау және тұрақтандыру жүйелері болып табылады, оны жасау үшін Қ.И. Сәтпаев атындағы ҚазҰТЗУ базасында автономды және күрделі сынақтарға мүмкіндік беретін стенд жасалды.

Перспективалы ғарыш аппараттарының озық ғарыш аппараттарының даму тенденциялары қолданыстағы сынақ құралдарын жетілдіруді талап етеді. Перспективалы ғарыш кемесі үшін қазіргі кездегі ғарыш аппараттарымен салыстырғанда бірқатар ерекшеліктері бар ғарыш аппараттарының жаңа ұрпағы жасақталуда:

- компьютерде Power PC және LEON (Sparc V8) процессорларының жаңа типі қолданылады;

- деректерді таратудың тармақталған желілерін ұйымдастыруға мүмкіндік беретін, алмасудың магистральдық жүйесі ретінде SpaceWire жаңа типтегі мультиплексті канал қолданылады;

- желіні ұйымдастыру принциптері борттық басқару кешені (ББК) архитектурасында қолданылатын болады;

- Борттық бағдарламалық қамтамасыздандыру жаңа есептеу платформаларын және ББК жаңа архитектурасын қолдау қажеттілігін ескере отырып жасалынған.

Модельдік стендтер кешені - бұл бағдарлау және тұрақтандыру жүйелерін (БжТЖ) дамыту сынақтарының бірқатар мәселелерін шешуге, жобалау мен жасаудың бастапқы кезеңдерінде бағдарлау және тұрақтандыру жүйесінің жұмысындағы ықтимал проблемаларды анықтауға мүмкіндік беретін, анықталған кемшіліктерді жою шығындарын едәуір төмендетуге мүмкіндік беретін ерекше құрал.

Кешенді жүйелерді сынаудың бұл әдісі бүкіл әлемде кеңінен танымал және өз кезегінде күрделі электромеханикалық жүйелер болып табылатын құрамдас бөліктердің ішкі динамикасын ескере отырып, барабар тестілеудің жалғыз құралы болып табылады. Жартылай табиғи модельдеу дегеніміз - ақпараттар ағындарының мыңдаған тармақтары бар және күрделі аппараттық және бағдарламалық қамтамасыз етуді қолдана отырып, көп байланыстырылған мультиметрлік жүйені құру және пайдалану кезінде жалғыз нақты және қымбат емес қолдау құралы.

Қазіргі уақытта Қ.И. Сәтпаев атындағы ҚазҰТЗУ-да. перспективалы ғарыш аппараттарының белсенді БжТЖ-і жер үсті сынақтарын өткізуге арналған стенд бар - бұл кешенді модельдеу стенді (КМС). КМС негізін жартылай табиғи модельдеу әдістері құрайды.

КМС-те бағдарлау және тұрақтандыру жүйесінің құрылыстық сынақтарының идеологиясы борттық жабдықтардың барлық жиынтығын олардың барлық жұмыс режимдерінде жүйелі түрде тексеруге, көрші ғарыш аппараттарымен (ББК) барлық байланыстардың болуын және бағдарлау мен тұрақтандыру жүйесінің барлық жұмыс режимдерін тексеруге негізделген.

Жұмыста қолданыстағы гравитациялық және магниттік күштерді ескере отырып, жердің гравитациялық өрісіндегі орбитадағы нанос серіктің бағыты мен тұрақталуын бақылау жүйесін зерттеу нәтижелері ұсынылған. Зерттеуге қажет наноспутник моделінің физика-механикалық параметрлерін анықтау үшін SolidWorks жүйесінде 3D моделі жасалды. Модельдеу нәтижелері Matlab-Simulink көмегімен алынды.

1 Наноспутниктің мақсаты және негізгі міндеттері

Наноспутник Жердің магниттік өрісін 400 км-ден астам биіктіктен жедел өлшеуді және өлшеуіш ақпаратты университеттік ұшуды басқару орталығының (ҚБО) қабылдау құралдарына түсіруді жүзеге асыратын ғылыми-білім беретін ғарыш аппараты болып табылады.

Типтік наноспутник салмағы 10 кг дейін және негізінен CubeSat стандартының дайын компоненттерін пайдалана отырып жобаланады. Қазіргі заманғы наноспутниктер өзінің шағын мөлшеріне қарамастан, салыстырмалы түрде үлкен функционалдылығымен ерекшеленеді.

Ғарыш аппараты қызметтік платформадан және пайдалы жүктемеден тұрады. Ғарыш аппаратының пайдалы жүктемесі жердің тұрақты магнит өрісінің параметрлерін өлшеу үшін ғылыми жоғары дәлдікті үш компонентті феррозонды магнитометр болып табылады.

Өлшеу жиілігі ға қабылдау-тарату құрылғысынан ақпаратты беру жылдамдығымен және мақсатты ақпаратты ЖБК-ға шығару мерзімділігімен анықталады және 1 Гц құрайды. Қабылдау құралдарына берілетін өлшеу ақпараты жер үсті құралдарымен бірлесіп өңдеу үшін деректерді кеңістіктікуақыттық байланыстыру (уақыт, ға координаттары, кеңістікте бағдарлау) параметрлерімен толықтырылған.

Наноспутникті басқару ОӨО-да қалыптастырылған бағдарлама бойынша командалық радиолиния бойынша жүзеге асырылады. Телеметрикалық ақпаратты жоспарлау, қабылдау және өңдеу, университеттік ғарыш аппаратын басқару бойынша жұмыстар – университет күшімен жүзеге асырылады.

Fарыш аппараты келесі міндеттерді шешуге тиіс:

- жердің магниттік өрісін өлшеу;

– қызметтер мақсатты ақпаратпен телеметриялық кадрларды қалыптастыру;

- қызмет ақпаратының телеметриялық кадрларын қалыптастыру;

- "борт-жер" радиосы бойынша телеметриялық ақпаратты беру»;
- командалық ақпаратты қабылдау қызметтері;
- әрбір орамға циклограмманы өңдеу.

CubeSat стандартты наноспутниктерді тасымалдау және іске қосу Р-РОД көліктік-іске қосу контейнерінің көмегімен жүзеге асырылады. Ғарыш аппаратының белсенді жұмыс істеу мерзімі 1 жылдан кем емес.

1.1 ҒА құрамы

Ғылыми бағыттағы наноспутниктің құрамына:

- қызметтік платформа;

– жоғары дәлдікті магнитометр).

Қызметтік платформаның құрамына кіреді:конструкция платформы:

- УВЧ/ӨЖЖ диапазонындағы антенна-фидерлік құрылғы АФУ);
- УВЧ/ӨЖЖ диапазонындағы борттық қабылдағыш таратқыш;

– қызметтік блоктармен және жүйелермен, пайдалы жүктемемен жұмыс істеуге арналған интерфейстері бар борттық сандық есептеу машинасы;

- CubeSat стандартты күн батареялары;
- басқару жүйесінің аспаптары

Қызметтік блоктар мен платформа жүйелерінің элементтері CubeSat стандартының қызметтік блоктарының элементтерімен барынша біріздендірілген.

1.2 ҒА құрастыру

FA қызметтік платформасының типтік өлшемін таңдау қызметтік жүйелер мен пайдалы жүктемені орналастыруды қамтамасыз ететін CubeSat стандартына қатысты жүргізілді. Осындай өлшем ретінде 3U өлшемі таңдалған, ол массасы мен энергиясы бойынша талап етілетін шектеулерге сәйкес келеді. Конструкцияның негізі CubeSat стандарты бойынша жасалған CubeSat типтік қатарының қаңқасы және күн батареялары болып табылады. Жалпы түрі, конструкциясы және құрылымдық элементтері, пайдаланылған жинақтау кезінде ұсынылған суретте 1.1.



Сурет 1.1 - ҒА жалпы түрі

Ғарыш аппараты 104х104х341мм жақтарымен параллелепипед болып табылады. +Х жағынан бүйірінде УҚТ диапазонының антенналарының блогы

орнатылған. Сыртқы қырлары орнатылған фотопреобразовательдермен және қызметтік магнитометрлермен текстолитті панельдермен жабылған. Күн датчиктері +Y, +Z, -Y және -Z осьтері бойынша орналасқан.

1.3 Наноспутниктің жаппай мәліметі

Наноспутниктің жиынтық сипаттамасы 1.1 кестеде келтірілген. Ғарыш кемесінің жалпы массасы, қорды есепке алғанда, 2,5 кг-нан аспайды. Р-РОД тасымалдау және іске қосу контейнерінің салмағы - 2,25 кг. Осылайша, толықтай жабдықталған ғарыш аппараттарының салмағы көлік пен ұшыру контейнерімен бірге 5 кг аспайды, бұл жұмыс актісінің талаптарына сәйкес келеді.

Компонент	Саны	Масса, кг
1	2	3
Конструкциясы	1	0,4390
Жоғарғы панель	1	0,050
Төменгі панель	1	0,10
Крепеж СБ	1	0,0090
Антенналарды ашу жүйесіне СБ бекітпесі	1	0,0090
Ішкі панельдерді бекіту	2	0,010
РС-104 платаларын бекіту	1	0,050
Конструкция бойынша жиыны		0,6770
Платформа		
СБ 1U с ЖАО жоғарғы	1	0,0440
СБ 3U с ЖАО бүйірлік	4	0,160
Модуль электрмен қоректендіру	1	0,0830
Коректендіруді бөлу модулі	1	0,060
АБ	1	0,20
Антенна жүйесі	1	0,0890
УКТ радиокомплекс	1	0,0780
БЦВМ	1	0,0550
Күн сенсоры	4	0,0050
GPS қабылдағыш	1	0,0240
GPS антеннасы	1	0,050
БКС	1	0,20
Қызметтік платформа бойынша жиыны		2,220
Пайдалы жүктеме		
1	2	3
ФЗМ Магнитометр	1	0,0250
Магнитометр электроника блогы	1	0,10

Кесте 1.1 – Наноспутниктің жиынтық сипаттамасы

ББ бойынша жиыны	0,1250
Резерв	0,4780
FA салмағы	3,00

Р-РОД стандартты тасымалдауға және ұшыруға арналған контейнерге салмағы 3 кг-нан аспайтын наносипетканы орналастыруға болады. Наноспутник үшін 0,5 кг маржа бар. Қорытынды жиынтық 1.1 кестеде келтірілген..

2 Наноспутниктерді бағдарлау мен тұрақтандыруды басқарудың типтік алгоритмдерін әзірлеу

Наноспутниктер үшін ең маңызды шектеулердің бірі-массасы мен энергия тұтынуына шектеулер.

Бұл ретте наноспутниктер жағдайының толық векторын анықтау мәселесі өзекті болып қалуда.

Наноспутниктердің жай-күйінің толық векторын анықтау міндеттерін шешу дәстүрлі түрде масса орталығының қозғалыс параметрлерін анықтау міндеттерін шешуге және бағдар мен бұрыштық жылдамдықтарды анықтау міндеттерін шешуге бөлінеді.

Қазіргі уақытта наноспутниктердің ПДЦМ анықтау міндеті ГЛОНАСС және GPS спутниктік радионавигациялық жүйелердің (СРНС) сигналдары бойынша жұмыс істейтін навигациялық қабылдағыштарды (НП) пайдалану арқылы шешілуде.

Қазіргі уақытта бағдарды анықтау міндеттерін шешу үшін магнитометрлер, түрлі датчиктер (күн, жұлдыз, бұрыштық жылдамдық) кеңінен таралды.

Наноспутниктердің бағдарын анықтау міндеттерін шешу үшін өлшеу құралдарының ең аз құрамын пайдаланған жөн.

Ақпарат көздері ретінде келесі ақпарат пайдаланылады:

1. Навигациялық қабылдағыштан-көрінетін навигациялық спутниктердің (HC) нөмірлері және олардың координаттары туралы ақпарат;

2. Үш осьтік магнитометрден-Жердің магниттік өрісі кернеуінің векторы (МПЗ);

3. Күн панельдерінен-панельдерден ток съем.

Сондай-ақ, шағын ғарыш аппараттарын (ға) әзірлеуге, дайындауға, тасымалдауға арналған үлестік шығындар ауыр көпфункционалды ға-ға-ға қарағанда айтарлықтай аз екені белгілі. Осылайша, бүгінгі күні олардың негізінде наноспутниктер мен жүйелерді құру перспективалы болып табылады. Наноспутниктер шешетін жаңа міндеттер борттық жүйелерге, атап айтқанда, бағдарды басқару және бұрыштық жағдайды тұрақтандыру жүйесіне жоғары талаптар қояды. Кіші ға бұрыштық орналасуының тұрақтану дәлдігіне күн батареялары, антенналар және т.б. сияқты қосылған серпімді элементтердің тербелістері айтарлықтай әсер ететіндіктен, конструкцияның серпімді қасиеттерін ескере отырып, бағдарды басқару әдістері мен алгоритмдерін жетілдіру қажет.

2.1 Наноспутниктерді бағдарлау бойынша пайдаланылатын модельдер

Бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз етуде наноспутниктердің бағдарын анықтаудың жерүсті кешені үшін келесі модельдер қолданылады.

Жердің гравитациялық өрісінің ортақтығын есепке ала отырып, наноспутниктер массасының қозғалыс моделі (қозғалыстың динамикалық теңдеулері):

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu x}{r^3} + \Phi_{\mu x}, \qquad \frac{d^2y}{dt^2} = -\frac{\mu y}{r^3} + \Phi_{\mu y}, \qquad \frac{d^2z}{dt^2} = -\frac{\mu z}{r^3} + \Phi_{\mu z}$$
(2.1)

 $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ радиус-вектор; $\mu = 368900,44 \ \kappa m^3/c^2$ — жердің гравитациялық өрісінің константы; $\Phi_{\rm H}$ — жердің гравитациялық өрісінің орталықсыздығы салдарынан қоздырушы жеделдету векторы.

Жердің магнит өрісі магнит диполь ретінде. 2.1 және 2.2 суреттерде МПЗ индукция векторының экваторлық координаталар жүйесінің осінде проекциялары бейнеленген, ол әдетте координаталардың инерциалды жүйесі ретінде қабылданады және әрі қарай белгіленеді.



Сурет 2.1 - Көлбеу орбитаға арналған Жердің магнит өрісін индукциялау

Перигей мах маңында МПЗ индукциясының шамасы ~1.8× 10⁻⁵Тл, апогея маңында ~1.8× 10⁻⁷Тл көлбеу орбитасы үшін 63.4°.

Сонымен қатар, бір-бірімен байланысқан. Мұнда МПЗ индукциясының ең жоғары және ең төменгі шамасы перигей үшін 1.5×10-5 Тл және апогей үшін 1.8×10⁻⁷Тл құрайды.



Сурет 2.2 - Экваторлық орбитаға арналған Жердің магнит өрісін индукциялау

МКЗ индукция векторы көлбеу орбитада ға қозғалысы процесінде іс жүзінде конустық қозғалысты жасайды. Индукция конус осі орбитаның тораптары сызығының ортогоналды және 63.4°көлбеу орбитаға арналған Жердің айналу осімен ~70° бұрышын құрайды. МПЗ индукция векторы орбитаның өрлемелі және төмендейтін тораптарының нүктелерінде Жердің айналу осі бойынша бағытталған. Орбитадағы ға бір айналымында МПЗ индукция векторы индукция конусы бойынша екі айналым жасайды.

Координаталардың орбиталық жүйесінің осіндегі проекцияларда тура диполь түріндегі МПЗ моделі:

$$H_{x_2} = \frac{\mu}{r^3} \sin i \cos u, \qquad (2.1)$$

$$H_{y_2} = \frac{\mu}{r^3} \cos i, \qquad (2.2)$$

$$H_{z_2} = -\frac{2\mu}{r^3}\sin i\sin u,$$

мұндағы $m = 8.1 \times 10^6$ Тл·км³ – дипольдің магниттік сәті; *i* – орбитаның қисаюы; *u* – аргумент широты; r – радиус-вектор.

Болжау үшін координаттар көрінбейтин навигациялық спутник СРНС ГЛОНАСС және GPS пайдаланылады стандартты алгоритмдері келтірілген, тиісті интерфейстік бақылау құжаттарында.

2.2 ҒА кеңістік бағдарын анықтау міндетін тұжырымдау

Наноспутниктердің бағдарлау мәселесін тұжырымдау және шешу кезінде, әдетте объектінің масса центрінде орналасқан, белгілі бір нүктеге бағытталған дұрыс ортогональды координаталар жүйесін (триэдрондар) енгізуге болады. Осы мақсатта келесі координат жүйелері енгізілген:

- байланысты координаттар жүйесі (OX1 осі – бойлық ось, Ou1 осі жоғары бағытта, OZ1 осі жүйені оң жаққа толықтырады);

- (OZ2 осі наноспутниктердің радиус-векторы бойынша бағытталған, OY2 осі наноспутниктердің орбиталық қозғалысының кинетикалық моментінің векторы бойынша бағытталған, OX2 осі жүйені оңға дейін толықтырады).

Координаталық жүйелерді белгілеу үшін біз оның осьтерінің белгіленуінен бастап бас әріпті қолданамыз. Векторлардың төменгі әріптері бас әріптер түрінде координаталар жүйесін анықтайды, онда вектор проекцияда көрсетілген. USCтен SSK-қа ауысу матрицасы MX1X2 деп белгіленеді, кері өту матрицасы MX2X1 деп жазылады. Элементтері бағытталған косинус болып табылатын өтпелі матрица ортогональды матрица екендігі белгілі (яғни.)M_{x1x2})⁻¹ = (M_{x1x2})^T

Сондықтан,

$$\mathbf{M}_{X1X2} \cdot (\mathbf{M}_{X1X2})^{\mathrm{T}} = \mathbf{M}_{X1X2} \cdot \mathbf{M}_{X2X1} = \mathbf{E}$$
(2.3)

Е- бірлік матрица.

Га бағдарын анықтау міндетін ҚСҚ-ға қатысты ҚСҚ бағдарын табу тұрғысынан қарау ыңғайлы. Тапсырманың мәні матрицаны анықтау болып табылады М_{х1х2}. Осы матрицаның тоғыз элементінің ортогоналдылығының қасиеттеріне байланысты тек үшеуі тәуелсіз болғандықтан, ауысу матрицасының параметрленуінің әртүрлі тәсілдері пайда болады. Бағдар міндеттерін шешу кезінде ең көп қолдану осындай параметрлеудің үш нұсқасын алды:

- осы матрицаның элементтері арқылы тікелей бағыттаушы косинустар;

- кватерниондарды пайдалана отырып;

- үш бұрышты (мысалы, Крылов бұрыштары, Эйлер бұрыштары) қолдана отырып.

Өздеріңіз білетіндей, белгілі бір триэдронды бастапқы орнынан жаңа, еркін күйге, үш осьті айналдыра отырып ауыстыруға болады. Ғарыш кемесімен қатты байланысқан ОХ1, ОҮ2 және ОZ3 біліктерін бұрылыс білігі ретінде алу ыңғайлы. Жазықтықтағы айналудан айырмашылығы, кеңістіктегі айналу жұмысы коммутациялық емес, яғни. триэдронның соңғы жағдайы бұрылыстардың реттілігіне байланысты болады. Сондықтан бұл реттілікті қайта анықтау қажет

Таңдалған бағдарлау бұрыштары үшін (υ - бұрыштың бұрышы, ψ - иық бұрышы, φ - өкшенің бұрышы) және олардың айналу кезегі үшін біз келесі матрицаны аламыз:

cosυ·cosψ	$\cos \upsilon \cdot \sin \psi$	cin a	
$\sin \phi \cdot \sin \upsilon \cdot \cos \psi -$	$\sin \phi \cdot \sin \upsilon \cdot \sin \psi +$	$-\sin \theta$	
$M_{X1X2} = -\cos \phi \cdot \sin \psi$	$+\cos \varphi \cdot \cos \psi$		(2.4)
$\cos \varphi \cdot \sin \upsilon \cdot \sin \psi +$	$\cos \varphi \cdot \sin \upsilon \cdot \sin \psi +$	sin φ cos o	
$+\sin \phi \cdot \sin \psi$	$-\sin\phi\cos\psi$	cosφcosυ	

Кватернион мен таңдалған бұрылыс бұрыштары арасындағы байланысты пайдалана отырып, кватернионның көмегімен параметрленген МХ1Х2 матрицасын аламыз.

$$M_{X1X2} = \begin{array}{cccc} \upsilon_{0}^{2} + \upsilon_{1}^{2} - \upsilon_{2}^{2} - \upsilon_{3}^{2} & 2(\upsilon_{1}\upsilon_{2} + \upsilon_{0}\upsilon_{3}) & 2(\upsilon_{1}\upsilon_{3} - \upsilon_{0}\upsilon_{2}) \\ M_{X1X2} = \begin{array}{cccc} 2(\upsilon_{1}\upsilon_{2} - \upsilon_{0}\upsilon_{3}) & \upsilon_{0}^{2} + \upsilon_{2}^{2} - \upsilon_{1}^{2} - \upsilon_{3}^{2} & 2(\upsilon_{0}\upsilon_{1} + \upsilon_{2}\upsilon_{3}) \\ 2(\upsilon_{0}\upsilon_{2} - \upsilon_{1}\upsilon_{3}) & 2(\upsilon_{2}\upsilon_{3} - \upsilon_{1}\upsilon_{1}) & \upsilon_{0}^{2} + \upsilon_{3}^{2} - \upsilon_{2}^{2} - \upsilon_{1}^{2} \end{array}$$
(2.5)

Осылайша, наноспутниктердің бағдарын анықтау міндеті матрицаны бұрыштармен немесе бағыттаушы косинустармен параметрлеу жағдайында, немесе айналудың меншікті кватернионын табу есебіне көшу матрицасын (мысалы, ПИК-тен ССК) табу міндетінен тұрады. Бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз етуде МХ1Х2 матрицасын параметрлеудің барлық үш әдісін қолдану жоспарлануда. Төменде көрсетілгендей, бұл тәсіл қолданылатын алгоритмдермен байланысты.

2.3 Наноспутниктердің бағдарын анықтауды бағдарламалық алгоритмдік қамтамасыз ету

Бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз ету өз құрамына бағдарды анықтау алгоритмдері мен өлшеулерді іріктеу критерийлерін қосады, олардың жұмыс нәтижелері бойынша бағдар міндеттерін шешудің қандай да бір алгоритмін таңдау жүргізіледі. 2.3 суретте бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз етудің блок-схемасы келтірілген.



Сурет 2.3 - Блок бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз ету схемасы

2.3.1 Әртүрлі өлшемдерді кешендеу негізінде бағдарды анықтау алгоритмдері

Бағдарламалық-алгоритмдік қамтамасыз ету келесі алгоритмдерді қамтиды:

- NPV анықтау алгоритмі, оның бойымен навигациялық антенна орналасқан, геометриялық көріну/көрінбейтін НС талдау бойынша наноспутниктер осінің кеңістіктік бағдарын анықтау алгоритмі;

- әртүрлі типтік ақпаратты кешендеудің қатты байланысқан схемасы негізінде наноспутниктердің кеңістіктік бағдарын анықтау алгоритмі;

- әртүрлі ақпаратты комплекстеудің әлсіз байланысқан схемасы негізінде наноспутниктердің кеңістіктік бағдарын анықтау алгоритмі.

2.3.2 НС геометриялық көріну негізінде бағдарды анықтау алгоритмі

Анықтау алгоритмі кеңістіктік бағдарлау осіне наноспутников негізделеді, осы ақпаратты пайдалану кеңістіктегі орналасуы туралы ережеде ГЛОНАСС және GPS. Сурет 2.6-суретте көрсетілген.



Сурет 2.4 - Блок схема алгоритмі

Үшін айқындылық боламыз деп санауға антенна орналасқан бойлық осі бойынша наноспутников. Наноспутниктердің бойлық осінің бағдарын анықтау міндеті антеннаның фазалық орталығының бағыттаушы косинустардың векторының бағасын табу болып НП $A_2 = (x_2, y_2, z_2)^T$, микроспутниктің бойлық осі бойынша орналасқан $\Phi(x_2, y_2, z_2)$, көріну/көрінбейтін жағдайларын көрсететін:

$$\begin{cases} \cos(a_{2,}\operatorname{grad}_{\operatorname{Bi}}) \ge \cos(\alpha), & (i = 1, N_B);\\ \cos(a_{2,}\operatorname{grad}_{\operatorname{HBi}}) < \cos(\alpha), & (i = 1, N_{HB}), \end{cases}$$
(2.6)

где, grad_i = $(x_{2i}, y_{2i}, z_{2i}) - i$ HC дейінгі қашықтықтың бірлі-жарым векторы, носи ОСК проекцияларында; N_B, N_{HB} – көрінетін және көрінбейтін HC саны тиісінше; а – антеннаның фазалық орталығының бағыттаушы косинустарын нормалаудың шарттарын есепке ала отырып, көлеңке конусының бұрышполуратқыштары – НП $(x_2^2 + y_2^2 + z_2^2 = 1)$.

Төменгі биіктік микроспорттың бойлық осінің бағдарын анықтау міндетін шешу рәсімі келесі кезеңдерді қамтиды:

1. Есептеу эфемерид невидимых навигациялық спутник ГЛОНАСС және GPS сәттерді уақыт шешу анықтау.

2. Көрінетін/көрінбейтін НС-ға дейінгі қашықтықты абсолюттік координаттар жүйесінен ҚСҚ-ға қайта есептеу.

3. Жермен көлеңкеленген көрінбейтін спутниктерді қарастырудан алып тастау.

Жерді көлеңкелеу шарты:

$$\begin{cases} z_{2k} < 0 & \text{i} \quad |z_{2k}| > \cos\left(\sin^{-1}\left(\frac{R_3}{R_3 + \Box}\right)\right) \\ k = \begin{cases} 1, N_{\text{ГЛОНАСС}} \\ 1, N_{GPS} \end{cases}$$
(2.7)

4. Антеннаның фазалық орталығының бағыттаушы косинустарының векторын көру/көрінбейтін НС жағдайларын көрсететін мақсаттық функцияның минимумы шарттарынан бағалауды іздеу:

$$\begin{cases}
\left(\sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i}^{2} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}^{2}\right) \cdot x_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i}y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}y_{2j}\right) \cdot y_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}z_{2j}\right) \cdot z_{2} = \sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}; \\
\left(\sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i}y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}y_{2j}\right) \cdot x_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} y_{2i}^{2} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}^{2}\right) \cdot y_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} y_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}z_{2j}\right) \cdot z_{2} = \sum_{i=1}^{N_{B}} y_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}; \\
\left(\sum_{i=1}^{N_{B}} x_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} x_{2j}z_{2j}\right) \cdot x_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} y_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} y_{2j}z_{2j}\right) \cdot y_{2} + \left(\sum_{i=1}^{N_{B}} z_{2i}^{2} + \sum_{j=1}^{N_{HB}} z_{2j}^{2}\right) \cdot z_{2} = \sum_{i=1}^{N_{B}} z_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{HB}} z_{2j}. \\
\mathcal{\Phi}(x_{2}, y_{2}, z_{2}) = \sum_{i=1}^{N_{B}} (x_{2i}x_{2} + y_{2i}y_{2} + z_{2i}z_{2} - 1)^{2} + \sum_{i=1}^{N_{HB}} (x_{2i}x_{2} + y_{2i}y_{2} + z_{2i}z_{2} + 1)^{2} \quad (2.8)$$

2.4 Наноспутниктерді бағдарлау және тұрақтандыруды басқару

Бағдарды басқаруға және наноспутниктерді тұрақтандыруға қатысты мәселелерде наноспутниктерді бағдарлауды басқару міндеті қарастырылады, ол қосылған серпімді элементтері бар қатты орталық ядро болып табылады.

Есеп келесі түрде тұжырымдалады: шектелген вектор-т басқару моментінің функциясын табу қажет, ол дифференциалдық теңдеулерге сәйкес

$$\begin{cases} \dot{\Lambda} = 0.5 \wedge {}^{\circ} \overline{\omega} \\ \overline{M} = I \cdot \overline{\omega} + (\overline{\omega} \times I \overline{\omega}) + L \overline{r} \\ Q \overline{\omega} = \overline{r} + K \overline{r} + C \overline{r} \end{cases}$$
(2.9)

 Λ - кейбір инерциалды СК қатысты координаттар жүйесінің ға байланысқан бағдарларының кватернионы; ω - спутниктермен байланысқан СК байланысты проекциядағы ға айналу абсолюттік бұрыштық жылдамдығының векторы; I - формаланбаған серпімді элементтер кезіндегі ға Инерция моментінің матрицасы; L - серпімді элементтердің қатты ядросына әсер ету матрицасы; r жалпылама координаттар векторы және оның туындысы, олар серпімді элементтердің тербелісін сипаттайды; М - Ω М рұқсат етілген жиынынан басқарушы моменттердің векторы ; К - демпфирлеу коэффициенттерінің матрицасы; С - меншікті тербелістер жиілігінің квадраттарының матрицасы; Qқатты ядроның серпімді элементтердің динамикасына әсер ету матрицасы, T уақытында КА-ны бастапқы жағдайдан берілген соңғы бұрыштық стационарлық жағдайға ауыстырады және онда белгісіз ұзақ уақыт ұстап тұрады.

Алғашқы екі теңдеу ға қатты ядросының қозғалыс кинематикасы мен динамикасын сипаттайды. Соңғы теңдеу серпімді элементтердің қозғалыс динамикасына сәйкес келеді.

Шешу әдістерін салыстырмалы талдау

Ең тиімді таңдау үшін басқару міндеттерін шешудің келесі әдістері қарастырылды:

- модальды басқару әдісі;

- квадраттық функционалдық бойынша терминалды басқаруды оңтайландыру;

- динамиканың кері есептері әдісі;

- Ляпунов функцияларының әдісі;

- оңтайлы реттеуішті аналитикалық құрастыру.

Аталған әдістерді талдау бір серпімді элементі бар FA жазық айналуының жеңілдетілген есебін шешу мысалында жүргізілді. Әдістерді салыстыру нәтижесінде келесі қорытындылар жасалды:

- барлық әдістер бірдей жағдайларда терминалдық дәлдік бойынша жақын нәтижелер берді;

- Ляпунов функцияларының және динамиканың кері есептері әдістерін сызықтық және сызықты емес жүйелер үшін қолдануға болады;

- Ляпунов функциялары әдісін пайдалану кезінде басқару шектеулерін ескеру оңай;

- қайта бағдарлаудың және тұрақтандырудың жеңілдетілген міндетін шешу үшін ең жоғары терминалдық дәлдік модальды басқару әдісін көрсетті.

Жүйенің бақылануы және басқарылуы. Басқарудың бастапқы міндетін шешудің қажетті шарты жүйенің басқарылуы болып табылатыны белгілі. Жүйенің басқарылуын талдауды аналитикалық түрде жүргізген жөн. Бастапқы жүйенің жоғары тәртібі болуы мүмкін екенін ескере отырып, аналитикалық талдау жүргізу қиын. Осы мақсатта жүйенің параметрлік басқарылуын және бақылануын тексерудің сандық әдістемесі пайдаланылды.

Осы әдісті қолдану нәтижелері бойынша бастапқы жүйе демпфирлеу коэффициенттері мен серпімді элементтердің меншікті жиіліктері сәйкес келгеннен басқа барлық жағдайларда толық бақыланады және басқарылады. Серпімді элементтердегі тиісті параметрлердің арасындағы айырмашылықтар неғұрлым маңызды болса, жүйенің бақылану және басқарылу дәрежесі соғұрлым жоғары болады. Есепті шешудің құрылымдық схемасы. Басқарудың міндетіқайта бағдарлауға серпімді наноспутникмен шешіліп бойынша келтірілген схема суретте 2.5.



Сурет 2.5 – Жабық басқару жүйесінің схемасы

Бұрыштық жылдамдық датчиктерінің математикалық моделі (ДУС) бұрыштық жылдамдық векторының қосылған СК интегралы. 0.1 с жиіліктегі блоктың шығуында көрінетін бұрылыс бұрышының векторы қалыптасады. Іске асырылатын дус моделі кездейсоқ өлшеу шуларын ескереді. "Бағдарлау алгоритмі" блогының мақсаты-Кватернионды бағыттау бағасын Дустан ақпарат бойынша қалпына келтіру.

Басқару алгоритмінің ерекшелігі-ол ядроның жай-күйінің векторын ғана емес, серпімді элементтердің жалпыланған координаттарын да қамтиды.

Ақпарат бергіштері қатты ядроларда орналасқан Доустар болған жағдайда, мұндай басқару Заңын іске асыру тиісті ақпарат болған кезде ғана мүмкін болады. Оны алу үшін Калман сүзгісі (КС) іске асырылды. КС көмегімен алынатын параметрлерді бағалаудың барабарлығы объект моделінің параметрлерін білумен айқындалады.

Жер бетінде алынатын серпімді элементтердің параметрлері жоғары дәлдікпен белгілі болғандықтан, қозғалыстың ерекше, арнайы жасалатын жағдайларында бұрыштық жылдамдықты өлшеу бойынша оларды сәйкестендіру есептері шешіледі. Модель параметрлерін нақтылау. Жоғарыда айтылғандай, қолданылатын басқару алгоритмдерінің тиімділігі қолданылатын модельдің параметрлерін білуіне байланысты. Ға пайдалану барысында параметрлер мәні бастапқы мәндермен салыстырғанда айтарлықтай өзгеруі мүмкін. Объект моделінің параметрлерін дәл емес білу басқару жүйесінің тиімділігін төмендетеді. Басқару алгоритмдерінің тиімділігін арттыру үшін дус деректері бойынша ға ұшу процесінде модель параметрлерін нақтылау әдістемесі әзірленді.

Мұндай нақтылау үшін арнайы тестілік әсер ету жағдайларында квазимдік мүшелермен көрінетін бұрылыс бұрышының аппроксимациясы пайдаланылды, онда ға арнайы қозғалтқыштардан белгілі тұрақты сәттің әрекетімен тыныштық күйінен шығарылады. Бұл жағдайда ядроның бұрыштық жылдамдығын өлшеу бойынша серпімді элементтер моделінің параметрлері қалпына келтіріледі. Ядро мен серпімді элементтердің өзара әсер ету коэффициенттері бөлінбейді, олардың көбейтіндісі сәйкестендіріледі. Сандық модельдеу нәтижесінде дәл белгілі газореактивті сәтте параметрлерді анықтаудың максималды қателігі 0.25% - дан аспайды.

Сандық модельдеу. Наноспутниктерді бағдарлау мен тұрақтандыруды басқару заңдарын әзірлеуге арналған көптеген мақалалар бар.

Тексеру үшін әзірленген заң басқармасының бағдар және тұрақтандыру наноспутников жұмысында келтірілген сандық модельдеу, оның нәтижелері ұсынылған суретте 2.6 – 2.9.

Жұмыста қатты ядроның осьтерге қатысты динамикасына әсер ететін серпімді элементтері бар наноспутниктерді қайта бағдарлау міндеті қарастырылды . Қабылданған габариттік-жаппай сипаттамалар "Сич-2"наноспутниктерінің параметрлеріне сәйкес келеді.

Қайта бағдарлау 175° бұрышына тыныштық күйінен тыныштық күйіне жүзеге асырылады. Алгоритмнің тиімділігі терминалдық дәлдік бойынша бағаланды.



Сурет 2.6 – Жалпыланған координаттар векторының уақыт бойынша тәуелділік кестесі

X, Y, Z осьтеріне қатысты қатты ядроның динамикасына әсер ететін серпімді элементтері бар наноспутниктерді қайта бағдарлау міндеті қарастырылды. Алгоритмнің тиімділігі терминалдық дәлдік бойынша бағаланды.



Сурет 2.7 – Бұрыштық жылдамдық векторының уақыт бойынша тәуелділік кестесі



Сурет 2.8 – Бұрылыс бұрышының уақытқа тәуелділік кестесі



Сурет 2.9 – Басқарушы сәттер векторының уақыт бойынша тәуелділік кестесі

Басқарылатын бұрылыс жағдайында серпімді элементтердің Елеулі тербелістері жоқ. Бұрыштың функциясы мен бұрыштық жылдамдық – тегіс және монотонды. Модельдеу барысында келесі дәлдіктер алынды: - қайта бағдарлау бұрышы бойынша 4 угл. - 0.3 угл деңгейінде бұрыштық жылдамдық бойынша. мин./с. икемді элементтердің ауытқуы қайта бағдарлау маневрінің соңына қарай іс жүзінде жоқ. Осылайша, наноспутниктерді бағдарлау мен тұрақтандырудың типтік алгоритмдері әзірленді. Әртүрлі типті өлшеулерді кешендеу негізіндегі алгоритм, НС геометриялық көріну негізіндегі алгоритм сияқты анықтаудың әртүрлі алгоритмдері қарастырылды.

3 Координаттар жүйесінің математикалық моделін құру

Ғарыш аппараты бастайды өзінің "өмір кейін" бөлімшесінің зымыран, выводящего аппараты шегінен тыс жер және атмосфераның сообщающего оған кажетті жылдамдығы. Аппараттың одан әрі қозғалысы инерция бойынша жүреді, қозғалыс траекториясы механика заңдарымен анықталады. Ұшу траекториясы планеталардың қозғалысы үшін аспан механикасымен жақсы зерттелген еркін қозғалыс орбитасы болады, ол Жердің жасанды серіктері үшін де бірінші Дегенмен, Жердің серіктерінің жасанды козғалыс жакындауда әділ. траекториясы және оның болжауы планеталардың қозғалысынан айтарлықтай ерекшеленеді. Сонымен қатар, барлық ғарыш аппараттарының орбиталарын үш түрге бөлу қабылданған: биіктігі 200–ден 1500 км-ге дейін (LEO-Low Earth Orbit) спутниктердің төменгі орбиталары (жерге жақын), биіктігі 300 км-ден 30 000 км-ге дейін (MEO-Middle Earth Orbit) және геостационарлық орбиталар (GEO-Geostationar Earth Orbit). Осы орбитада ұшу шарттары Қоршаған физикалық жағдайдың түрлі әсерлеріне байланысты айтарлықтай ерекшеленеді, бұл орбитада ға қозғалысын жазуға өз тәсілдерін талап етеді.

Мысалы, LEO үшін атмосфераның кедергісі үлкен маңызға ие, соның арқасында осы орбиталарда түзетілмейтін спутниктің ұшу мерзімі шектеулі. Мұндай спутниктердің орбиталарын болжаудың дәлдігі атмосферадан басқа, жердің гравитациялық өрісінің ортақтығы қатты әсер етпейді, оны ескеру қажет.

Негізгі жүйе ретінде жердің ортасында орналасқан және наноспутниктің қозғалысын зерттеуге арналған (денемен қатты байланысқан координаттар жүйесі немесе координаттардың борттық жүйесі (ҚЖА) инерциялық координаттар жүйесі таңдалды.Сонымен қатар, жұмыста денемен тығыз байланысты координаттар жүйесі (ҚЖА) және талап-арызға қатысты қозғалатын (3.1 сурет) қолданылды.



Сурет 3.1 – Екі негізгі координат жүйесі

Координаталардың инерциалды жүйесі. Талап Солтүстік полюске бағытталған Z осі бар жердің ортасында орналасқан. X осі эклиптика жазықтығының қиылысуы және Экваторлық жазықтықтың қиылысуы болып табылатын көктемдік тепе-теңдік нүктесіне бағытталған. Y осі оң қол ережесіне сәйкес таңдалған. Бұл жұмыста талап басты ретінде таңдалынды, ал бұл координат жүйесіндегі спутниктердің орбитасы жалпақ болып табылады.

Және, ең соңында, денемен, наноспутникпен (ҚЖА) байланысты координаттар жүйесі атауы айтылатын ретінде, спутниктің геометриясымен анықталады. Бұл басқару міндеттерін қарастыру кезінде басты назар аудару болып табылады.

Планета аралық ғарыштық ұшудың есептері үшін Күннің айналасында планеталардың қозғалысы берілетін инерциалды гелиоцентрикалық есептеу жүйесін қолдануға ыңғайлы болады. Осы немесе басқа координаталардың навигациялық жүйесін таңдау бірінші кезекте объект қозғалысының траекториясы мен басқару міндеттерімен қалаған сөздің кең мағынасында навигацияның қойылған міндетімен анықталады. Бұл ретте қозғалысты сипаттау үшін таңдалатын навигациялық немесе кинематикалық параметрлердің ерекше мәні болады.

3.1 Орбиталық ортаның имитаторы

Басқару техникасы мен оның сипаттамаларының сандық дәлдігінің міндеті модельдеу мен имитациясыз қозу сәттерінің әсерінен күрделі болып табылады. Бұл, әсіресе, орбитадағы спутник сияқты әртүрлі орталарға дұрыс, онда күн қысымы тек орбитаның белгілі бір бөлігінде әсер етеді, спутниктің бақылауындағы магнит өрісі, сондай-ақ Жердің магниттік диполеті. Сондай-ақ, аналитикалық болжауға болатын резонанстар болуы мүмкін. Бұл бөлімде MatLab (Simulink) математикалық өнімінде іске асырылған орбиталық ортаның имитаторы сипатталады, оған орбиталық және динамикалық компоненттер кіреді (3.2-сурет).





Егер ғарыш аппаратының орбитасы (FA) жер бетінен жеткілікті түрде алыстатылған болса, онда магниттік әсерлер массалар орталығына қатысты оның қозғалысына қатты әсер ете бастайды.

Бұл әсерлердің пайда болуы ға-да ток жүйелері мен тұрақты магниттердің болуына, сондай-ақ оның қабығының магниттелуіне байланысты Жердің магнит өрісінің және ҒА меншікті магнит өрісінің өзара әрекеттесуімен анықталады. Қазіргі уақытта орбитада ға қозғалысының магниттік тұрақтануы кеңінен қолданылады.

Бұл жерде Кеплер орбиталарында жердің гравитациялық және магниттік өрістеріндегі абсолютті қатты дене моделін пайдалана отырып, ға өз айналуы модельделеді. Оның негізінде оның бағдарламалық қозғалысын қамтамасыз ету үшін ҒА айналуын басқару алгоритмі әзірленуде, бұл оның мақсатты мақсатына байланысты (қашықтықтан зондтау, бейне бақылау, радио және телекоммуникациялық байланыс және т. б.).

Сипаттау үшін қозғалыс КА енгізіледі бұрыштары біліктердің арасындағы мынадай арақашықтықтарда орбиталық координаттар жүйесін және координаттар жүйесін, қатаң байланысты КА. Мысалы, ОХҮZ координатасының жүйесі, ға массаларының ортасында, массалар орталығының радиус-векторы бойынша бағытталған z осі, x осі-орбитаға трансверсаль бойынша және y осі бойынша-орбитаның жазықтығына нормаланған бойынша. Жүйе ға қатты байланысты және FA инерциясының басты осьтері бойымен бағытталған (Кениг осі). Эйлер бұрыштары стандартты түрде енгізілген: прецессия бұрышы - X осі мен тораптар сызығы арасындағы бұрыш (ХҮ және x1y1 жазықтықтарының қиылысу сызығы),нутация бұрышы - Z және Z1 осі арасындағы бұрыш, меншікті айналу бұрышы - тораптар сызығы мен X1 осі арасындағы бұрыш.

Координаталардың орбиталық жүйесі $\vec{e}_1^0, \vec{e}_2^0, \vec{e}_3^0$: \vec{e}_2^0 орбитаның жазықтығына перпендикуляр, \vec{e}_3^0 - орбитаның радиус векторының бойымен бағытталған, \vec{e}_1^0 жүйені оңға дейін толықтырады. $\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3$ - Кениг осінің орты (ОК), ға қатты байланысқан және оның басты Инерция осінің бойымен бағытталған. Сондайақ, Жердің ортасындағы координаталардың абсолюттік жүйесінің орты да енгізіледі e_i^a : e_1^a және e_2^a - жердің экваторлық жазықтығында орналасқан, e_1^a бағытталған нүкте күн мен түннің, e_3^a - Жердің айналу осінің бойымен бағытталған.

Массалар орталығының айналасындағы FA қозғалысының теңдеулері ғамен қатты байланысты координаттар жүйесінде Эйлердің динамикалық теңдеулерімен сипатталады, атап айтқанда Кениг осінде:

$$A \frac{dP}{dt} + RQ(C - B) = M_{1},$$

$$B \frac{dQ}{dt} + PR(A - C) = M_{2},$$

$$C \frac{dR}{dt} + PQ(B - A) = M_{3}$$
(3.1)

мұнда-инерцияның басты сәттері, P,Q,R - жылдам бұрыштық айналу жылдамдығы векторының проекциялары $\vec{W}_{a\delta c}$ Кениг осінде, M_1, M_2, M_3 - ға әрекет ететін сыртқы күштердің басты сәтінің проекциялары.

Бұрыштық айналу жылдамдығы $\vec{W}_{a\delta c}$ FA координаталардың орбиталық жүйесінің бұрыштық айналу жылдамдығымен және осы жүйедегі ға айналуының өзіндік бұрыштық жылдамдығымен анықталады.:

$$\vec{W}_{a\delta c} = P \cdot \vec{e}_1 + Q \cdot \vec{e}_2 + R \cdot \vec{e}_3 \vec{W}_{a\delta c} = \vec{W}_{op\delta} + \vec{W}_{omh}$$
(2.2)

мұндағы,

$$\vec{W}_{OMH} = p \cdot \vec{e}_1 + q \cdot \vec{e}_2 + r \cdot \vec{e}_3 \tag{3.3}$$

$$\vec{W}_{op\delta} = \omega \vec{e}_2^0 = \omega \sum_{k=1}^3 e_k (\vec{e}_2^o, e_k) = \omega \sum_{k=1}^3 e_k \eta_k, \qquad (3.4)$$
$$\omega = \frac{dU}{dt} = \frac{C_0}{r_{op\delta}^2}$$

Мұнда, $C_0 = const$, орбитаның параметрлері арқылы анықталады, r_{op6} - ағымдағы радиус – ға массалар орталығының векторы және Кеплер орбиталарының теңдеуімен анықталады:

$$r_{opo} = \frac{P_f}{1 + \varepsilon \cos(U - v_{nep})}$$
(3.5)

мұнда, $P_f = const$ - орбитаның параметрі; $\varepsilon = const$ - орбита эксцентриситеті, оның нысанын сипаттайды, $v_{nep} = const$ - бұрыштық қашықтық перигей, ені $U = v_{nep} + v$, v - шынайы аномалия.

3.2 Орбиталық динамика (қозғалыстың динамикалық теңдеулері)

Классикалық механикада екі дененің міндеті тек бір-бірімен өзара әрекеттесетін екі нүктелік бөлшектердің қозғалысын анықтау болып табылады.

Жалпы мысалдар ғаламшардың айналасында орналасқан жерсерікті, жұлдыздың айналасында орналасқан планета, бір-біріне айналатын екі жұлдыз (қос жұлдыз) және атом ядросының айналасында қозғалатын классикалық электронды қамтиды.

Басқа дененің тартылуымен түсірілген кез келген дененің қалыпты орбитасы эллипс немесе шеңбер болып табылады — дәл осындай орбиталарды Күн жүйесінде байқаймыз. Екі дененің механикасы есептерін шешкен кезде, бір дененің екіншісінен әлдеқайда аз массасы болса, соңғысының қозғалысын елемеуге және қозғалмайтын деп санауға болады.

Жердің ортасына бағытталған жеделдету-гравитациялық күш пен спутниктің массасы,

$$\ddot{\boldsymbol{x}} = \frac{F_{cpasumaquu}}{m_{cnymhuka}} \tag{3.6}$$

Спутниктің орбиталық жылдамдығы - теңдеудің алғашқы интегралы (3.6), ал спутниктің жылдамдығының интегралы - спутниктің орбитадағы орны. Спутниктің орналасуы да, орбиталық жылдамдығы да кейінгі есептеулер үшін қажет. 3.3 сурет - MatLab бағдарламасында (Simulink) орындалған модельдің блок-схемасы көрсетілген.



Сурет 3.3 - Орбиталық динамик (блок үлгі схемасы)

3.2.1 Гравитациялық тартылыс. Динамикалық теңдеулерді модельдеу

Аспан механикасының теориясы орбиталық ғарыштық аппараттың барлық динамикалық аспектілерін анықтайды. Оның басты рөлі кез-келген екі дененің арасында сәйкес келетін гравитацияның өзара күшіне жатады. Бұл өзара әрекеттесуді алғаш рет Ньютон сипаттады. Ол қозғалыс заңдарымен бірге аспан механикасын зерттеудің теориялық негізін құрайды. Орбитаның теориясына сәйкес болжамды жұлдыздарға қатысты тіркелген салыстырмалы инерциалды есептеу жүйесі анықталады.

Ғарыш аппараты болуы мүмкін көптеген жағдайлар үшін орбиталық қозғалыс бөлшектері қарапайым мысалмен есептеледі, онда екі нүктелі нысан арасындағы гравитациялық күш зерттеледі. Егер денеде сфералық бет шегінде массаның біркелкі бөлінуі болса, онда оның гравитация күші нүктелі көзден шыққан болып саналады. Бұл екі дененің міндеті - Кеплер орбитасы.

Ғарыш аппараты орбитасын неғұрлым дәл есептеу үшін әртүрлі ұйтқыш күштердің әсерін ескеру қажет. Ұшу биіктігінің төмендеуіне қарай жер массасы, оның нысанының симметриялық саладан, сондай-ақ аэродинамикалық күштен айырмашылығы неғұрлым маңызды рөл атқарады. Геостационарлық орбиталар (36 000 км жуық) сияқты маңызды биіктіктерде басқа аспан денелерінің гравитациялық тартымдылығы (ай және күн), сондай-ақ күн сәулесінің қысымы маңызды фактор болып табылады.

Ғарыш аппараттарының ерекшеліктері олардың қозғалыс траекториясы іс жүзінде олардың айналмалы қозғалысына байланысты емес. Айналмалы қозғалысты тудыратын импульстер мен сәттер қозғалыс бағытына тәуелді емес, ал траекторияны анықтайтын гравитация күші биіктікке байланысты емес. Бұл жүз пайызға әділ болмаса да, ғарыш кемелерінің конструкторлары әдетте бұл тәуелсіздікті сақтауға тырысады деп санауға болады.

Жерсерікке әрекет ететін гравитациялық күш спутниктің кез келген уақытта орбитадағы орналасуына байланысты. Және күш Надир бағытында әрекет етеді, ол өз кезегінде спутник орбитада айналатын және айналмалы орбитада ғана тұрақты мәнге ие болады. Шамасы векторының гравитациялық күштер осциллирует жағдайда эллиптикалық орбиталар жетіп, ең жоғарғы мәнінен болған серігі, жақын орналасқан Жер, және ең төменгі, қашан спутник орналасқан ең жоғары қашықтықта Жер.

Суретте 3.4 келтірілген іске асыру гравитациялық өзара іс-қимыл екі тел MatLab (Simulink).



Сурет 3.4 - Спутниктік әрекет ететін гравитациялық күш үлгісі жер жағынан (MatLab. Simulink)

Жер серігі массасының ортасына әрекет ететін гравитациялық күш талапарызға қатысты есептелді. Төменде MatLab моделін есептеу және іске асыру тәртібі қысқаша келтірілген:

1. Гравитациялық тартымдылықтан туындаған ға жеделдету шамасы спутниктің ҰШҚ-ға орналасуын ескере отырып есептелуі мүмкін.:

ускорение =
$$G \cdot \frac{m_{3eмлu}}{r^2} = G \cdot \frac{m_{3eмлu}}{X_{uc\kappa} \cdot X_{uc\kappa}}$$
 (3.7)

2. Надир жеке векторы спутниктің талап-арыздағы орналасу векторын біле отырып анықтауға болады.

Надир бағытында Вектор =
$$\frac{\mathbf{X}_{\mathbf{иск}}}{||\mathbf{X}_{\mathbf{иck}}||}$$
 (3.8)

3. Гравитациялық жеделдету векторы ұшқын, спутникке әрекет ететін күшті есептеу үшін спутниктің массасына есептеледі және көбейтіледі:

3.2.2 Қолданыстағы сәттердің модельдері

Бағдарлау тапсырмалары орындалатын бақылау моменттерінен басқа, ғарыштық кеңістікте қоршаған ортаға байланысты сыртқы моменттерге гравитациялық, аэродинамикалық моменттер, Жердің магнит өрісінің сәттері, жарық қысымы және т.б.

Matlab, Simulink-те жүзеге асырылған орбитальды ортаның тренажері жұмыс сәттерінің негізгі үш көзін қамтиды: спутникте әрекет ететін гравитациялық және магниттік моменттер.

3.2.2.1 Гравитациялық сәт

Гравитациялық сәттің градиенті төменорбиталды спутниктер үшін бұрыштық сәттердің маңызды көзі болып табылады. Гравитациялық жер өрісін бірінші жақындағанда орталық Ньютон өрісімен аппроксимациялауға болады, ал тартылыс күші планетаның ортасына дейінгі қашықтықтың квадратына кері пропорционалды болады. Егер спутниктік гантель түрінде елестететін болсақ - қатты жеңіл өзектің қарама - қарсы ұшына бекітілген екі жүк, оның массасының орталығы орбитада Жердің айналасында қозғалады, онда жүктерді тарту күші әртүрлі болады-жердің ортасына жақын орналасқан жүк тартылады. Жергілікті тігінен гантель орнатуға ұмтылатын күштер сәті пайда болады. Градиент гравитациялық сәттен үшін орбиталық жерсерік Жер сыры араға арасындағы қашықтықта Жер және әр түрлі бөліктерінде спутнигін; массасы тұрған жақын Жер бастан көп гравитациялық тартылыс.

Бұл спутниктің геометриясы үшін крутящего моментінің профилі спутниктің орналасу функциясы болып табылады. Гравитациялық өрісте асимметриялық дене сәтті сезінеді және ең аз Инерция осін өрістің бағытымен теңестіреді.

Гравитациялық момент келесі формула бойынша есептелуі мүмкін:

$$M_{r} = \frac{3 \cdot \mu}{R_{0}^{3}} \cdot U_{e} \times J \cdot u_{e}$$
(3.10)

мұндағы, Мг – жерсерікке әрекет ететін гравитациялық сәт,

Ue – надирге бағытталған жеке вектор,

R0 – жер ортасынан спутникке дейінгі қашықтық,

J - Инерция матрицасы,

μ – гравитациялық тұрақты.

3.2.2.2 Жерерікке әрекет ететін ауырлық күшінің градиентін модельдеу

Есептеу үшін, спутниктің әр уақытта әрекет ететін гравитациялық моменті орбитадағы орынды, биіктікті және жерсеріктің жаппай сипаттамаларын білу қажет.

R0 жеріне дейінгі қашықтық және ие векторының надирі кез келген нүктеде іздестірілуі мүмкін.

Сондай-ақ, есептеу үшін білу қажет биіктікке орналасқан серігі, өйткені бұл көшу үшін, есептеуге тиімді гравитациялық момент тұрақты серігі.

Суретте 3.5 келтірілген іске асыру моделін градиенті гравитациялық сәттен қолданыстағы спутник Matlab (Simulink). Есептеулер талап-арызға жүргізілді, содан кейін ҚЖА-ға көшу жасалды.

Бұл модельді модельдеу барысында гравитациялық сәтке арналған жоғарыда келтірілген формуланың кейбір оңайлатулары жасалды.

Теңдеудің оң жағы өзгерді және төменде көрсетілгендей қайта жазылған:

$$\frac{3 \cdot \mu}{R_0^3} \cdot u_e = \frac{3 \cdot G \cdot m_{c \Pi y T H u \kappa a}}{\sqrt{(X_{\mu c \kappa} \cdot X_{\mu c \kappa})^3}} \cdot u_e$$
(3.11)

Есептеу көлемін азайту үшін, квадрат түбірін және бір векторды есептеу процедурасы бөлгіш дәрежесін ретке өзгерту және бір векторды жер ортасынан спутникке дейінгі қашықтықпен ауыстыру арқылы болдырмау мүмкін болды, яғни х_иск.





3.6-суретте Matlab модельдеу арқылы алынған нәтижелер көрсетілген. Суретте БСК-дағы Серікке әрекет ететін гравитациялық моменттің векторының компоненттері көрсетілген.



Сурет 3.6 – Гравитациялық моменттің векторының компоненттері (Matlab, Simulink)

3.2.2.3 Жерсерікке әсер ететін магниттік сәттер

Магнит өрісіне орналастырылған магнитті диполь бұрыштық сәтті бастан кешіреді, нәтижесінде диполь солтүстікке көрсететін компас стрелкасы сияқты магниттік күш сызықтарының бағыты бойынша бағдарланады.

Магниттік әсерлер спутниктің жағдайын бақылау және тұрақтандыру үшін де пайдаланылуы мүмкін. Пассивті магниттік тұрақтандыру, Жердің магниттік өрісі бар жерсерікті бағдарлау және кездейсоқ құлауды болдырмау үшін Тұрақты Магниттер жиынтығын пайдаланады. Магнитті-гистерезистік материал құрамында магниттік өріспен өзара әрекеттесіп, бұрыштық сәттерді жасайтын магнитті диполи бар, бұл ақыр соңында өшу әсеріне әкеледі.

Магнитті диполет туындаған жерсерікке әрекет ететін сәт ретінде есептелуі мүмкін:

$$M_{\text{Mar}} = m \times B_{3e_{MTU}} \tag{3.12}$$

мұндағы М_{маг}- магниттік момент;

m – магнитті диполь моменті [Вб·м];

В_{земли} – Жердің магнит өрісі ағынының тығыздығы векторы.

Магниттік моментке арналған теңдеу векторлық көбейтіндіні қамтығандықтан, сыртқы магниттік өріске параллель бұрыштық моменттер тұрақты магниттермен алынуы мүмкін емес. Басқаша айтқанда, диполь сыртқы магнит өрісімен тұрғызуға тырысады, бірақ ол магнит өрісі векторының айналасында еркін айналады, осылайша дененің бақылаусыз айналуын тудырады.

Магнитті диполь токпен катушкалар ретінде есептелуі мүмкін:

$$m = I \cdot n \cdot A \tag{3.13}$$

мұндағы m – магнитті диполь [А·м];

I – ағымдағы ток катушкада;

n- орам саны;

А – катушкалар ауданы.

Тұрақты магнит немесе кез келген материал үшін магниттік диполь ретінде есептелуі мүмкін:

$$m = \frac{B \cdot V}{\mu_0} \tag{3.14}$$

мұндағы m – магнитті диполь [А·м];

В – магнит магнит өрісі ағынының тығыздығы векторы;

V- материалдың көлемі;

µ0 – материал көлемі.

Қалдық магниттелу түріндегі кішкентай ғарыш кемесі үшін әдеттегі магниттік момент 0,2А А м2-ге тең болуы мүмкін, мұндай орбитадағы мұндай аппараттың магниттік моменті 3 · 10-6n · м. Мұндай магниттік сәт алаңдатуы мүмкін; дегенмен, тәжірибеде Жердің магнит өрісі басқару магниттік моментін құру үшін қолданылады. Ол үшін магнитті өткізгіш өзегі бар арнайы ток орамалары орнатылып, осылайша осы тізбек арқылы басқарылатын токтан туындайтын қажетті басқару моментін құру үшін магниттік қозғағыштар алынады.

3.2.2.4 Магниттік моментті модельдеу

Магнит моментінің моделі спутникте тұрақты магнитті материалдар бар болғандықтан, жерсерікке әрекет ететін сәтті есептейді. Бұл, ең алдымен, пассивті магниттік тұрақтандыруды имитациялау үшін пайдаланылады, онда мақсаты-жерсерік орбитадағы Жердің магниттік өрісімен теңестіріледі. Сонымен қатар, базалық станцияны құру үшін, базалық станцияны құру

Магнит өрісі құрылады және өзара іс-қимылымен КА жергілікті алаңы бар Жер және, осылайша, әсер етеді импульс сыртқы күштердің (сурет 3.7). Бұл әсер жергілікті өріс бағытына қатысты өз орнын теңестіруге тырысатын компас тілінің мінез-құлқына ұқсас.

B(R) = (a²3 * H0 / R³) * [3(m.R)R-m]



Сурет 3.7 - Спутниктік әрекет ететін магниттік моменттің моделі

Жерсерікке әрекет ететін магниттік моменттің моделі, онда тұрақты магниттер бар болғандықтан, БСК-дағы векторлық туындының көмегімен есептеледі. Магнит өрісі кейбір нүктесінде, орбитада алдыңғы бөлімде көрсетілген үлгімен есептеледі және магнит моменті ретінде есептеледі:

$$M_{\rm Mar} = m \times B_{\rm 3em, nu} \tag{3.15}$$

мұндағы m – Магнитті дипольдік моменті спутникте орналасқан тұрақты магнит және модельдеу процесінде тұрақты шамамен саналды.

В_{земли} – БСК-да есептелген Жердің магниттік өрісі.

Электр тогы мен типтік емес магнит әсерлері Елеулі крутящий моментін тудырмайды.

3.6-суретте Matlab моделдеу арқылы алынған нәтижелер көрсетілген. Графикте БСК (Matlab, Simulink) серігіне әрекет ететін магниттік момент векторының компоненттері көрсетілген. Есептеу орбитада ға қозғалысының барлық кезеңі ішінде жүргізілді, яғни 5410 секунд.



Сурет 3.9 – БСК-да спутникке әрекет ететін магниттік момент векторының компоненттері (Matlab, Simulink)

3.9-суретте барлық блоктардың жалпы сұлбасын іске асыру көрсетілген. Жоғарғы сол жақ бұрышында спутникте әрекет ететін гравитациялық күштерді есептеуге арналған блок ұсынылған (Model of Gravitational Force Model for an Orbiting Satellite), суреттің сол жақ бөлігінде сәйкесінше гравитациялық және магниттік сәттерді есептеуге арналған блоктар көрсетілген (Model of Gravity Gradient Torque и model of Magnetic Torque due to Permanent Magnets). 3.10-3.12 суретте айналмалы және эллиптикалық орбиталар үшін модельдеу нәтижелері келтірілген. 3.10 бірінші суретте үш графика келтірілген, бірінші кестеде спутниктің орбиталық жылдамдығының компоненттері көрсетілген, оның абсолюттік мәні шамамен 7,7 км/с тең. Солай болуға тиіс, компоненттері спутнигін жылдамдығы өзгереді мерзімді кезең 5410 секунд немесе 1,5 сағат. Қозғалыс ХҮ жазықтығында жүреді, сондықтан VZ компоненті бүкіл уақыт кезеңі ішінде нөлге тең.

Екінші кестеде спутниктің орбитадағы орналасу компоненттері көрсетілген. Қызыл түспен х, сары У, ал спутниктің орналасуының жасыл Z компоненті тиісінше көрсетілген. Абсолюттік мәні 300 км-ге тең.

Ушінші графикте спутниктің іздеу бағдарын анықтау үшін қажетті Эйлер (φ,θ,ψ) бұрыштары көрсетілген. Бастапқы бұрыштар координаталардың борттық жүйесінің осьтері және инерциалды сәйкес болатындай етіп таңдалды. Бастапқы бұрыштық жылдамдық (φ, θ, φ) ерікті түрде таңдалды.

3.11 суретте эллиптикалық орбитада алынған нәтиже келтірілген. Сонымен қатар, базалық станциялардың қызмет көрсету сапасын арттыру үшін, сонымен қатар базалық станциялардың қызмет көрсету сапасын арттыру үшін, базалық станциялардың қызмет көрсету сапасын арттыру қызмет көрсету 3.10 және 3.11 суреттерде жерсерікте қолданылатын сәттер есепке алынбаған.

3.12 суретте барлық күштер мен сәттер тартылған жағдай келтірілген. Диаграммалар туралы ережені және жылдамдықтарды спутнигін көрінбейді ешқандай өзгерістер, өйткені жұмыс уақыты өзгертілген және есептеу жүргізілді тек 100-ге дейін секунд, сондықтан ешқандай елеулі өзгерістер орын алуы мүмкін емес еді. Бастауыш, сол Эйлер бұрыштары (φ,θ,ψ) және жылдамдығын өзгерту бұрыштарының (φ, θ, φ) таңдалған өз бетінше.



Сурет 3.9 – MATLAB(Simulink) математикалық ортасында орындалған сыртқы күштер мен сәттердің әрекеті бойынша наноспутниктің қозғалыс моделінің жалпы схемасы)



Сурет 3.10 – Үлгілеу нәтижелері, айналмалы орбитаға арналған наноспутникке әсер ететін сыртқы сәттерді есепке алмағанда шығыс деректері



Сурет 3.11 – Үлгілеу нәтижелері, эллиптикалық орбитаға арналған наноспутникке әсер ететін сыртқы сәттерді есепке алмағандағы шығыс деректері



бойынша шығыс деректері

4 Наноспутник қозғалысын басқару жүйесін әзірлеу

Жоғарыда көрсетілгендей, наноспутник орбитасында қозғалыс кезінде басқару болмаған кезде, оның мақсатын жүзеге асыруға кедергі болатын массалар орталығының айналасында күрделі айналмалы қозғалыс жасайды. Сондықтан қозғалыс процесінде ға бағдарын басқаруды жүзеге асыру қажет.

4.1 Бағдарламалық қозғалыс. Басқарушы сәттің есебі М(t)

Біз қозғалысты спутниктік бағдарламаның мақсатымен байланысты деп атаймыз және оны Эйлер бұрыштары мен уақыт бойынша берілген жылдамдықтар түрінде орнатамыз. Төменде (4.1) гармоникалық заңға сәйкес ғарыш кемесінің бағдарламаланған қозғалысының нақты жағдайы келтірілген:

$$\begin{split} \psi(t) &= \Psi_{0} + \psi_{0} \cdot \sin(\omega_{\psi} t + \alpha_{\psi}) \quad \dot{\psi}(t) = \psi_{0} \cdot \omega_{\psi} \cdot \cos(\omega_{\psi} t + \alpha_{\psi}) \\ \theta(t) &= \Theta_{0} + \theta_{0} \cdot \sin(\omega_{\theta} t + \alpha_{\theta}) , \quad \dot{\theta}(t) = \theta_{0} \cdot \omega_{\theta} \cdot \cos(\omega_{\theta} t + \alpha_{\theta}) , \\ \varphi(t) &= \Phi_{0} + \varphi_{0} \cdot \sin(\omega_{\varphi} t + \alpha_{\varphi}) \qquad \dot{\phi}(t) = \varphi_{0} \cdot \omega_{\varphi} \cdot \cos(\omega_{\varphi} t + \alpha_{\varphi}) \\ \ddot{\psi}(t) &= -\psi_{0} \cdot \omega_{\psi}^{-2} \cdot \sin(\omega_{\psi} t + \alpha_{\psi}) \\ \ddot{\theta}(t) &= -\theta_{0} \cdot \omega_{\theta}^{-2} \cdot \sin(\omega_{\theta} t + \alpha_{\theta}) \\ \ddot{\phi}(t) &= -\varphi_{0} \cdot \omega_{\varphi}^{-2} \cdot \sin(\omega_{\varphi} t + \alpha_{\varphi}) \end{split}$$
(4.1)

Пуассон формулаларын қолдана отырып, біз лезде бұрыштық жылдамдық пен үдеудің программалық векторын аламыз (Ғарыштық аппараттардың лезде бұрыштық жылдамдығын проекциялау):

$$p(t) = \dot{\psi} \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi + \dot{\theta} \cdot \cos \varphi$$

$$q(t) = \dot{\psi} \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi - \dot{\theta} \cdot \sin \varphi$$

$$r(t) = \dot{\phi} + \dot{\psi} \cdot \cos \theta$$

$$\frac{dp}{dt} = \ddot{\psi} \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi + \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi + \dot{\psi} \cdot \dot{\varphi} \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi + \ddot{\theta} \cdot \cos \varphi - \dot{\theta} \cdot \dot{\varphi} \cdot \sin \varphi$$

$$\frac{dq}{dt} = \ddot{\psi} \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi + \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} \cdot \cos \theta \cdot \cos \varphi - \dot{\psi} \cdot \dot{\varphi} \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi - \ddot{\theta} \cdot \dot{\varphi} \cdot \cos \varphi$$

$$\frac{dr}{dt} = \ddot{\varphi} + \ddot{\psi} \cdot \cos \theta - \dot{\psi} \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \theta$$

$$(4.2)$$

Ал Эйлер теңдеулер жүйесін пайдалана отырып, Кениг осіндегі басқару моментінің компоненттерін аламыз

$$M_{1}(t) = A \cdot \frac{dp(t)}{dt} + q(t) \cdot r(t) \cdot (C - B)$$

$$M_{2}(t) = B \cdot \frac{dq(t)}{dt} + p(t) \cdot r(t) \cdot (A - C)$$

$$M_{3}(t) = C \cdot \frac{dr(t)}{dt} + p(t) \cdot q(t) \cdot (B - A)$$
(4.3)

Егер КА бастапқы уақытта жұмыс сапарымен бағдарламалық траектория, онда іске асыра отырып, спутнигінде басқарушы сәті мынадай формулалар бойынша (4.3) аламыз, талап етілетін қозғалысы КА.

Сурет ретінде мұнда бағдарламалық қозғалыстың компьютерлік іске асырылуын және жоғарыда әзірленген орбиталық ортада тиісті басқаруды қарастырайық.

4.2 Экваторлық орбитада ҒА басқару үлгісі

Бағдарламалық қозғалыс. Жоғарыда айтылғандай, егер ға бастапқы уақытта бағдарламалық траекторияда болса, онда спутникте басқару сәтін (4.3) формулалар бойынша жүзеге асыра отырып, ға талап етілетін қозғалысын аламыз. Төменде экваторлық орбитаға (Эйлер бұрыштары) арналған ға бағдарламалық қозғалысының теңдеулері берілген.

$$\psi(t) = 1 + \frac{1}{30} \cdot \sin(\frac{\pi}{30} \cdot t) \qquad \dot{\psi}(t) = \frac{\pi}{300} \cdot \cos(\frac{\pi}{30} \cdot t) \qquad \ddot{\psi}(t) = -\frac{\pi^2}{3000} \cdot \sin(\frac{\pi}{30} \cdot t) \theta(t) = 1, 5 + \frac{1}{40} \cdot \sin(\frac{\pi}{40} \cdot t), \qquad \dot{\theta}(t) = \frac{\pi}{600} \cdot \cos(\frac{\pi}{40} \cdot t), \qquad \ddot{\theta}(t) = -\frac{\pi^2}{9000} \cdot \sin(\frac{\pi}{40} \cdot t) \varphi(t) = 2 + \frac{1}{60} \cdot \sin(\frac{\pi}{60} \cdot t) \qquad \dot{\phi}(t) = \frac{\pi}{1200} \cdot \cos(\frac{\pi}{60} \cdot t) \qquad \ddot{\phi}(t) = -\frac{\pi^2}{24000} \cdot \sin(\frac{\pi}{60} \cdot t)$$
(4.4)

Кестелер тиісті осы бағдарламалық қозғалысы (үшін экваторлық орбитаның) - суретте келтірілген 4.1. Сол теңдеу бағдарламалық қозғалысқа сәйкес келетін теңдеу полярлық орбитада ға бағдарламалық қозғалысын модельдеуде пайдаланылды.

Бастапқы деректер. Қазіргі кезде, бұл модельдеудің негізгі мақсаты болып табылады: - базалық станцияны құру; - базалық станцияны құру.

Кесте 4.1 – Экваторлық орбитаға арналған бастапқы деректер

Папаметрлері	Параметрлер мэндері
	Hapamerphep mendepi
Ереже ЦМ КА орбитада	R ₀ = [6778.137; 0; 0] км
Орбитадағы ға ЦМ бастапқы	V ₀ = [0; 7.768; 0] км/с
жылдамдығы	
Fа-ға қатысты бағдарлау	(ψ, θ, φ) = [1; 1.5; 2] рад
Кениг осіндегі жылдам бұрыштық айналу	$\omega = [0.02268; -0.02573; 0.01007]$
жылдамдығы векторының проекциялары	рад/с
(p q r)	

Екі жағдайда да FA бағдарламалық қозғалысын модельдеу экваторлық және полярлық орбиталар үшін 300 секунд (5 минут) ішінде жүргізілді.



Сурет 4.1 – FA әрекет ететін басқару сәтін, сондай-ақ ға бағдарламалық қозғалысын ескере отырып, экваторлық орбитаға есептелген Эйлер бұрыштарының графиктері

(бағдарламалық қозғалыс-тұтас сызық, нақты қозғалыс КА-нүктелік сызық)

Бағдарламалық жасақтама және ғарыш аппараттарының нақты қозғалысы. Төмендегі 4.2-суретте экваторлық орбита үшін есептелген Эйлер бұрыштарының графигі ғарыш кемесінде әрекет ететін басқару моментін, сондай-ақ ғарыш кемесінің бағдарламаланған қозғалысына арналған Эйлер бұрыштарының графиктерін көрсетеді. Есептеулер алғашқы уақытта ғарыш кемесі бағдарламаланған жолда болғандығын ескере отырып жүргізілді.



Сурет 4.2 – Экваторлық орбитаға есептелген ға әрекет ететін басқару моментінің (M1 M2 M3) векторының графиктері

Басқарушы сәттің графиктері. Төмендегі суретте (сурет 4.3) кестелері келтірілген компонент векторының басқарушы сәттен (М1 М2 М3) үшін есептелген экваторлық орбитаның. Графиктерден көріп отырғанымыздай, сәттердің шамасы - 4·10-6-ден 3·10-5 Н·м аралығында өзгереді.

4.3 Полярлық орбитада ҒА басқару үлгісі

Бағдарламалық қозғалыс. Жоғарыда айтылғандай, егер ға бастапқы уақытта бағдарламалық траекторияда болса, онда спутникте басқару сәтін (4.3) формулалар бойынша жүзеге асыра отырып, ға талап етілетін қозғалысын аламыз. Төменде полярлық орбитаға (Эйлер бұрыштары) арналған ға бағдарламалық қозғалысының теңдеулері берілген.

$$\psi(t) = 1 + \frac{1}{30} \cdot \sin(\frac{\pi}{30} \cdot t) \qquad \dot{\psi}(t) = \frac{\pi}{300} \cdot \cos(\frac{\pi}{30} \cdot t) \qquad \ddot{\psi}(t) = -\frac{\pi^2}{3000} \cdot \sin(\frac{\pi}{30} \cdot t) \theta(t) = 1, 5 + \frac{1}{40} \cdot \sin(\frac{\pi}{40} \cdot t), \qquad \dot{\theta}(t) = \frac{\pi}{600} \cdot \cos(\frac{\pi}{40} \cdot t), \qquad \ddot{\theta}(t) = -\frac{\pi^2}{9000} \cdot \sin(\frac{\pi}{40} \cdot t) \phi(t) = 2 + \frac{1}{60} \cdot \sin(\frac{\pi}{60} \cdot t) \qquad \dot{\phi}(t) = \frac{\pi}{1200} \cdot \cos(\frac{\pi}{60} \cdot t) \qquad \ddot{\phi}(t) = -\frac{\pi^2}{24000} \cdot \sin(\frac{\pi}{60} \cdot t)$$
(4.5)

Бастапқы деректер. Кезде модельдеу бағдарламалық қозғалыс ҒА полярлық орбитада ретінде бастауыш деректер пайдаланылды параметрлер кестеде көрсетілген 4.2.

Параметрлері	Параметрлер мәндері
Ереже ЦМ КА орбитада	R ₀ = [6778.137; 0; 0] км
Орбитадағы ға ЦМ бастапқы жылдамдығы	V ₀ = [0; 0; 7.768] км/с
FА-ның ЦМ қатысты бағдары (Эйлер	$(\psi, \theta, \phi) = [\pi/10; \pi/15; \pi/20]$
бұрыштары))	рад
Кениг осіндегі жылдам бұрыштық айналу	$\omega = [0.03205; 0.00153;$
жылдамдығы векторының проекциялары (р	0.06214] рад/с
q r)	

Сурет 4.2 – Полярлық орбитаға арналған бастапқы деректер

4.1 және 4.2 кестелерінен көріп отырғанымыздай, ға-ға қатысты бағдарлануы, сондай-ақ екі жағдайда да жылдам бұрыштық жылдамдық бірдей таңдалған. Айырмашылық тек ға ЦМ бастапқы жылдамдық векторының бағытын өзгертуден тұрады.

Бағдарламалық және нақты қозғалыс графиктері. Сонымен қатар, бұл модельдің негізгі мақсаты-бір-бірімен өзара байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау, бірбірімен байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау, бір-бірімен байланыс жасау. Есептеу ға уақытының бастапқы сәтінде бағдарламалық траекторияда болғанын ескере отырып жүргізілді.



Сурет 4.3 – Кестесі Эйлер бұрыштары үшін есептелген полярлық орбитаның ескере отырып, басқарушы сәттен қолданыстағы ҒА, сондай-ақ бағдарламалық қозғалыс КА

(бағдарламалық қозғалыс-тұтас сызық, нақты қозғалыс КА-нүктелік сызық)

4.2 және 4.4 суреттерінде көрсетілгендей (керек болса) экваторлық және полярлық орбиталар үшін есептелген Эйлер бұрыштарының графигі басқару моментін ескере отырып, ғарыш кемесінің бағдарламаланған қозғалысының графигінде дәл көрсетілген.



Сурет 4.6 – Полярлық орбитаға есептелген басқару моментінің векторының компоненті (М1 М2 М3)

Жоғарыда суретте полярлық орбитаға арналған басқару моментінің (М1 М2 М3) векторының компонентінің графиктері келтірілген. Қалай көруге болады кестелерін (4.4-сурет) шамасын сәттерді, сондай-ақ, сондықтан да экваторлық орбитой, өзгереді шегінде – 5.5 · 10-6 дейін 3 · 10-5 Н · м.

қорытынды

Осылайша, наноспутниктерді басқару жүйесін әзірлеу үшін бағдарлау және тұрақтандыру жүйесін және алынған нәтижелерді таңдады:

1. Гравитациялық және магнитті өрістердегі массасы мен мөлшері бойынша шектеулерді ескере отырып, Cubsat 3U типті наноспутниктің қозғалыс моделі алынды.

2. Наноспутниктерді бағдарлау мен тұрақтандырудың типтік алгоритмдері әзірленді.

3. Әртүрлі типті өлшеулерді кешендеу негізіндегі алгоритм, НС геометриялық көріну негізіндегі алгоритм сияқты анықтаудың әртүрлі алгоритмдері қарастырылды.

Нәтижесінде гравитациялық және магниттік өрістердегі наносипетикалық қозғалыс моделі алынды. Модель Эйлер бұрыштарын, спутниктің ISK-тегі қозғалысының координаттарын, айналу бұрыштарының өзгеру жылдамдығын және спутниктің орбиталық жылдамдығын және т.б. есептейді.

Matlab-та енгізілген модель одан әрі жұмысты қажет етеді, атап айтқанда наноспутниктерді бағдарлау және тұрақтандыру қондырғысы.

ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1 Голубев Е. Н., Николаев А. О. Развитие и совершенствование методики стендовых испытаний бортового комплекса управления космического аппарата // Вестник СибГАУ. № 3(49). 2013.-с.128-132.

2 Федченко Д. А. Эффективность технологии полунатурных испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов в процессе проектирования. // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 02. С. 34–45.

3 Введение в математическое моделирование: Учеб. пособие /Под ред. П.В. Трусова. -М.: Логос, 2004. – 440с.

4 Зарубин В.С. Математическое моделирование в технике: Учеб. Для вузов // Под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко.-М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.-496с.

5 Интернет pecypc - http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html

6 Белецкий В.В., Хентов А. Вращательное движение намагниченного спутника. - М.: Наука, 1985. - С.247-265.

7 Бранец В.Н., Севастьянов Н.Н., Федулов Р.В. Лекции по теории систем ориентации, управления движением и навигации. - М.: МГУ, 2013. - 313 с.

8 Иванов Д.С. и др. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М" на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления.- Москва, 2012.- № 1.- С. 109–128.

9 Пантелеев В.Л. Наблюдение и управление динамическими системами. - М.: Изд-во Московского университета, 2000. - 150 с.

10 Фортескью П., Суайнерда Г., Старка Д. Разработка систем космических аппаратов/ Пер. с англ. - М.: Альпина Паблишер, 2015. – С.27-85.

11 Chandler G. D., McClure D. T., Hishmeh S. F., Lumpp J. E., Jr., Carter J. B., Malphrus B. K., Erb D. M., Hutchison W. C., III, Strickler G. R., Cutler J. W., Twiggs R. J.. Development of an Off-the-Shelf Bus for Small Satellites.// IEEE Aerospace Conference, 2007.- P.26-35.

12 Rawashdehs.A. Passive attitude stabilization for small satellites //University of Kentucky Master's Theses.- 2010.- Paper 624..

13 Wertz, James R. Spacecraft Attitude Determination and Control. - Microcosm Press, 1978. – P.14-22.

14 Rawashdeh S., Jones DErb., D., Karam A., and Lumpp J. E., Jr. Aerodynamic Attitude Stabilization for a Ram-Facing CubeSat. // AAS 32nd Annual Guidance and Control Conference - Breckenridge, Colorado, 2009. – 217 p.

15 Vette J.I. The NASA/National Space Science Data Center Trapped Radiation Environment model Program (1961-1991).- NSSDC WDC-A-R&S, 1991. – P.91-23.

16 Агаджанов П.А., Горшков Б.М., Смирнов Г.Д. Основы радиотелеметрии. -М.: Воениздат, 1971. -248 с.

17 Колосов Л. В. Алгоритмы обработки материалов натурных испытаний летательных аппаратов / Л. В. Колосов, Б.Т. Суйменбаев, А. П. Росяков. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 44 с.

18 Кринецкий Е. И. Летные испытания ракет и космических аппаратов: Учеб. пособие для технических вузов / Е. И. Кринецкий, Л. Н. Александровскаяи др. / Под ред. Е. И.Кринецкого. – М.: Машиностроение, 1979. – 464 с.

19 Статистически основы экспериментальной баллистики летательных аппаратов: Конспект лекций. – М.: Министерство обороны СССР,1971. – 172 с.

20 Гудзовский В. А. Баллистика ракет / В. А. Гудзовский, С. Г. Худяков. – М.: МО СССР, 1971. – 580 с.

21 Суйменбаев Б. Т. Экологическая безопасность эксплуатации ракетнокосмических комплексов / Б. Т. Суйменбаев, Д. Г. Максин, С. А. Куликов. – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 44 с.

22 ГОСТ Р 25645.167–2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.: Стандартинформ, 2005.

23 Белецкий В.В., Хентов А. Вращательное движение намагниченного спутника. - М.: Наука, 1985. - С.247-265.

24 Бранец В.Н., Севастьянов Н.Н., Федулов Р.В. Лекции по теории систем ориентации, управления движением и навигации. - М.: МГУ, 2013. - 313 с.

25 Интернет ресурс - <u>http://www.jossonline.com/wp-</u>

<u>content/uploads/2014/12/0201-Aerodynamic-Stability-for-CubeSats-at-ISS-Orbit.pdf</u> 26 Интернет ресурс - <u>http://sar-lab.net/smart-nanosatellite-attitude-</u>

propagator-snap/

27 Иванов Д.С. и др. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника "Чибис-М" на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления. - Москва, 2012.- № 1.- С. 109–128.

28 Интернет pecypc – http://www.cosmostoday.org/upravlenie-uglovymdvizheniem-malogo-kosmicheskogo-apparata/

29 Пантелеев В.Л. Наблюдение и управление динамическими системами. - М.: Изд-во Московского университета, 2000. - 150 с.

30 Фейнман *Р., Лейтон* Р., Сэндс М. Фейнмановские лекции *по* физике. Современная наука о природе. Законы механики. - М.:Наука, 1965. - 260 с.

31 Фортескью П., Суайнерда Г., Старка Д. Разработка систем космических аппаратов/ Пер. с англ. - М.: Альпина Паблишер, 2015. – С.27-85.

32 Chandler G. D., McClure D. T., Hishmeh S. F., Lumpp J. E., Jr., Carter J. B., Malphrus B. K., Erb D. M., Hutchison W. C., III, Strickler G. R., Cutler J. W., Twiggs R. J.. Development of an Off-the-Shelf Bus for Small Satellites.// IEEE Aerospace Conference, 2007.- P.26-35.

33 Rawashdehs.A. Passive attitude stabilization for small satellites //University of Kentucky Master's Theses.- 2010.- Paper 624..

34 Интернет pecypc <u>http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php</u>.

35 Wertz, James R. Spacecraft Attitude Determination and Control. - Microcosm Press, 1978. – P.14-22.

36 Rawashdeh S., Jones DErb., D., Karam A., and Lumpp J. E., Jr. Aerodynamic Attitude Stabilization for a Ram-Facing CubeSat. // AAS 32nd Annual Guidance and Control Conference - Breckenridge, Colorado, 2009. – 217 p.

37 Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Теоретическая физика. - Москва: Механика, 2007. – Т.1. - 224 с.

38 Vette J.I. The NASA/National Space Science Data Center Trapped Radiation Environment model Program (1961-1991).- NSSDC WDC-A-R&S, 1991. – P.91-23.

39 ГОСТ 134-1034-2012. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронных и протонных излучений космического пространства по дозовым эффектам.

40 ГОСТ 134 – 1044 – 2007. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения.

41 Проблемы космической деятельности, обусловленные техногенным засорением околоземного космического пространства, ионизирующими излучениями космического пространства и астероидно-кометной опасностью / Под ред. М.В. Яковлева. М.: ЗАО НИИ «ЭНЦИТЕХ», 2010.- 128 с.

42 ГОСТ Р 25645.167–2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. М.: Стандартинформ, 2005.

43 Bernstein D.S., McClamroch N.H., Bloch A. Development of Air Spindle and Triaxial Air Bearing Test beds for Spacecraft Dynamics and Control Experiments // Proceedings of the American Control Conference. - Arlington, VA, June 25-27, 2001.- Vol. 5. - P. 67-72.

44 Schwartz J.L., Hall C.D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans // Flight Mechanics Symposium. - Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003.- P.17-28.

45 Schwartz J.L., Hall C.D. Comparison of System Identification Techniques for a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator // AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. - BigSky, Montana, August 2003. - Art. no. AAS 03-611.

46 Schwartz J.L., Hall C.D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator // AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. - Maui, Hawaii, February 2004. - Art. no. AAS 04-122.

47 Kim B., Velenis E., Kriengsiri P., Tsiotras P. A Spacecraft Simulator for Research and Education. /in Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference. - Quebec City, Quebec, Canada, July 30–August 2, 2001. - No. AAS 01-367. 48 Agnes G. S., Fulton J., Design and Testing of SIMSAT — A Three-Axis Satellite Dynamics Simulator. in Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. - Seattle, Washington, April 16–19 2001.- no. AIAA 01-1591.

49 Thurber R. Dynamic Ground Simulation of Attitude Control Systems. /in Proceedings of the 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. - Reno, Nevada, January 6–9, 1997. - no. AIAA 97-0010.

50 Dabrowski V. J., Cobb R. G. Experimental Demonstration of an Algorithm to Detect the Presence of a Parasitic Satellite/ in Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. - Big Sky, Montana, August 3–7, 2003. - no. AAS 03-610.

51 Spencer M. G., Chernesky V., Baker J., Romano M.. Bifocal Relay Mirror Experiments on the NPS Three Axis Spacecraft Simulator/ in Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. - Monterey, Californi, August 5–8, 2002. - no. AIAA 02-5031.

52 Tanygin , Williams T. Mass Property Estimation Using Coasting Maneuvers. -Journal of Guidance, Control, and Dynamics, July–August 1997. - Vol. 20. - no. 4. -P.625–632,.

53 Peck M. A. Estimation of Inertia Parameters for Gyrostats Subject to Gravity-Gradient Torques/ in Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Quebec City, Quebec, Cananda, July 30–August 2, 2001.- no. AAS 01-308.

54 Carter M. T., Vadali S. R., Chamitoff G. E., Parameter Identification for the International Space Station Using Nonlinear Momentum Management Control/ in Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – Pasadena, California, 2001. - no. AIA AAS 03-611.

55 Schwartz J. L., Peck M. A., Hall C. D. Historical Survey of Air-Bearing Spacecraft Simulators. - Journal of Guidance, Control, and Dynamics, July–August 2003. - Vol. 26. - P. 513–522.

56 Kim B., Velenis E., Kriengsiri P., and Tsiotras P. A Spacecraft Simulator for Research and Education/ in Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference. Quebec City, Quebec, Canada, 2001. - no. 01-367. - P. 897–914.

57 Agnes G. S. and Fulton J.. Design and Testing of SIMSAT — A Three-Axis Satellite Dynamics Simulator/ in Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit.- Seattle, Washington, April 16–19, 2001. - no. 01-1591.

58 Thurber R.. Dynamic ground simulation of attitude control systems/ in Proceedings of the 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. - Reno, Nevada, January 6–9, 1997. - no. 97-0010.

59 Ahmed J., Coppola V. T. and Bernstein D. S.. Adaptive Asymptotic Tracking of Spacecraft Attitude Motion with Inertia Matrix Identification. Journal of Guidance, Control, and Dynamics.- Nevada, September/October 1998. - Vol. 21.

60 Spencer M. G., Chernesky V., Baker J., and Romano M.. Bifocal Relay Mirror Experiments on the NPS Three Axis Spacecraft Simulator/ in Proceedings of

the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. - Monterey, Californi, August 5–8, 2002.- no. 02-5031.

61 Kalman R. E., A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. - Transactions of the ASME–Journal of Basic Engineering, 1960. - Vol. 82. - P.35–45.

62 Kalman R. and Bucy R.. New Results in Linear Filtering and Prediction Theory. -Transactions of the ASME–Journal of Basic Engineering, March 1961. - Vol. 83. - P.95–108.

63 Bucy R.. Nonlinear Filtering Theory. - IEEE Transactions on Automatic Control, April 1965.- Vol. AC-10.- P. 198.

64 Athans M., Wishner R. P., and Bertolini A. Suboptimal State Estimation for Continuous- Time Nonlinear Systems from Discrete Noisy Measurements. - IEEE Transactions on Automatic Control, October 1968. - Vol. 13.

65 Bass R., Norum V., and Schwartz L. Optimal Multichannel Nonlinear Filtering. -Journal of Mathematical Analysis and Applications, 1966. - Vol. 16. - P. 152–164.

66 Kushner H. Dynamical Equations for Optimal Nonlinear Filtering. - Journal of Differential Equations, 1967. - Vol. 3. - P. 179–190

67 Kushner H.. Approximations to Optimal Non-Linear Filters/ in Proceedings of the IEEE Joint Automatic Control Conference, June 1967.-P. 613–623.

68 Lefferts E., Markley F., and Shuster M. Kalman Filtering for Spacecraft Estimation.- Journal of Guidance, September–October 1962. - Vol. 5. - P. 417–427.

69 Shuster M. D. Maximum Liklihood Estimation of Spacecraft Attitude. -Journal of the Astronautical Sciences, January–March 1989. - Vol. 37. - P.79–88.

70 Shuster M. D. A Simple Kalman Filter and Smoother for Spacecraft Attitude. - Journal of the Astronautical Sciences, January–March 1989. - Vol. 37. - P.79–88.

71 Shuster M. D.. Kalman Filtering of Spacecraft Attitude and the QUEST Model. - Journal of the Astronautical Sciences, July–September 1990. - Vol. 38. - P.377–393.

72 Lefebvre T., Bruyninckx H., and Schutter J. D.. Kalman Filters for Nonlinear Systems: A Comparison of Performance /Internal Report 01R033, Department of Mechanical Engineering, Katholieke Universiteit. - Leuven, Belgium, October 2001.

73 Gelb A. Applied Optimal Estimation. - The M.I.T. Press, 1974.

74 Crassidis J. L. and Junkins J. L., Optimal Estimation of Dynamic Systems. Boca Raton, Florida: CRC Press, to be published 2004.

75 Julier S. J., Uhlmann J. K., and Durrant-Whyte H. F.. A New Approach for Filtering Nonlinear Systems/ in Proceedings of the American Control Conference, June 21–23 1995.- Vol. 3. – P.1628–1632.

76 Julier S. J. and Uhlmann J. K.. A General Method for Approximating Nonlinear Transformations of Probability Distributions /tech. rep., Robotics Research Group, Department of Engineering Science, University of Oxford, 1994.

77 Julier S. J. and Uhlmann J. K.. A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems/ in Proceedings of the SPIE AeroSense International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Controls. - Orlando, Florida, April 20–25, 1997.

78 Julier S. J. and Uhlmann J. K.. A Non-divergent Estimation Algorithm in the Presence of Unknown Correlations/ in Proceedings of the American Control Conference.- Albuquerque, New Mexico, June 4–6, 1997.- Vol. 4. – P.2369–2373.

79 Julier S. J.. The Scaled Unscented Transformation/ in Proceedings of the American Control Conference. - Orlando, 2002. - Vol. 6. - P.4555–4559.

80 Lefebvre T., Bruyninckx H., Schutter J. D. A Non-Minimal State Kalman Filter for Nonlinear Parameter Estimation Applied to Autonomous Compliant Motion/ in Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation.-Taipei, Taiwan, May 12–17, 2003.

81 Norgaard M., Poulsen N. K., and Ravn O.. Advances in Derivative-Free State Estimation for Nonlinear Systems /Tech. Rep. IMM-REP-1998-15. - Technical University of Denmark, 2800 Lyngby, Denmark, April 7, 2000.

82 Norgaard M., Poulsen N. K., and Ravn O.. New Developments in State Estimation for Nonlinear Systems. Automatica, 2000. - Vol. 36. – P.1627–1638.

83 Schei T. S., A Finite-Difference Method for Linearization in Nonlinear Estimation Algorithms. Automatica, 1997. - Vol. 33. - no. 11. – P.2053–2058.

84 Wan E. A. and R. van der Merwe. The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation/ in Proceedings of the IEEE Symposium 2000: Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control, Lake Louise, Alberta, Canada, October 1–4, 2000.

85 Wan E. A., R. van der Merwe, and A. T. Nelson, Advances in Neural Information Processing Systems 12. ch. Dual Estimation and the Unscented Transformation. - MIT Press, 2000. - P.666–672.

86 R. van der Merwe and Wan E. A.. Efficient Derivative-Free Kalman Filters for Online Learning/ in Proceedings of European Symposium on Artificial Neural Networks, Bruges, Belgium, April 2001.

87 Wan E. A and R. van der Merwe, Kalman Filtering and Neural Networks, ch. 7, The Unscented Kalman Filter. - Wiley, September 2001.

88 Bellaire R. L., Kamen E. W., and Zabin S. M.. A New Nonlinear Iterated Filter with Applications to Target Tracking/ in Proceedings of the International Society for Optical Engineering (SPIE) Conference on Signal and Data Processing of Small Targets, 1995. - Vol. 2561. - P.240–251.

89 Lee D.-J. and Alfriend K. T.. Precise Real-Time Orbit Estimation Using the Unscented Kalman Filter/ in Proceedings of the 13th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Winter Meeting. - Ponce, Puerto Rico, February 9–13, 2003.- no. 03-230.

90 Crassidis J. L. and Markley F. L.. Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation. - Journal of Guidance, Control, and Dynamics, July–August 2003. - Vol. 26.

91 Markley F. L.. Attitude Determination and Parameter Estimation Using Vector Observations: Theory. - Journal of the Astronautical Sciences, January–March 1989.- Vol. 37. - P.41–58.

92 Markley F. L.. Attitude Determination and Parameter Estimation Using Vector Observations: Application. - Journal of the Astronautical Sciences, July–September 1991. - Vol. 39. - P.367–382.