

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті

Ә. Бүркітбаев атындағы Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрлау институты

Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

ӘОЖ

Қолжазба құқығында

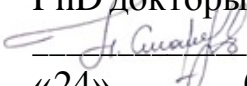
Адыбаев Жарас Базарбекұлы

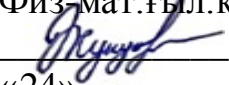
Магистр академиялық дәрежесін алу үшін дайындалған

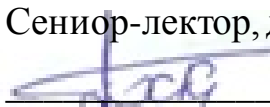
МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

Диссертация тақырыбы Ғарыш аппаратын бағдарлау сенсорының имитациялық моделін жасау

Мамандық 6М074600 – «Ғарыш техникасы және технологиялары»

Ғылыми жетекші,
PhD докторы, сениор-лектор
 Н.К.Смайлов
«24» _____ 07 _____ 2020 ж.

Пікір беруші,
Физ.-мат. ғыл. канд., АУЭС доценті
 Жунусов К.Х.
«24» _____ 07 _____ 2020 ж.

Нормобақылаушы:
Сениор-лектор, доктор PhD
 А.Хабай
«28» _____ 07 _____ 2020 ж.

ҚОРҒАУҒА ЖІБЕРІЛДІ
ЭТжҒТ каф. меңгерушісі
_____ И.Сырғабаев
« _____ » _____ 2020 ж.

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті

Ә. Бүркітбаев атындағы Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрлау институты

Электроника, телекоммуникация және ғарыш технологиялар кафедрасы

6M074600 – «Ғарыш техникасы және технологиялары»

БЕКІТЕМІН

ЭТжҒТ каф. меңгерушісі

И. Сырғабаев

« ____ » _____ 2020 ж.

**Магистрлік диссертация орындауға
ТАПСЫРМА**

Магистрант *Адыбаев Жарас Базарбекұлы*

Тақырыбы: *«Ғарыш аппаратын бағдарлау сенсорының имитациялық моделін жасау»*

Университет Ректорының 29.10.2018 ж. № 1194-М бұйрығымен бекітілген.

Аяқталған жұмысты тапсыру мерзімі «3» тамыз 2020 ж.

Магистерлік диссертацияға берілген алғашқы мәліметтер: 1) *Ғарыш аппаратының қозғалысын модельдеу*; 2) *Сыртқы ортаның модельдері*; 3) *Координаттар жүйелері*.

Магистрлік диссертацияда қарастырылатын мәселелер тізімі

а) *Ғарыш аппаратының қозғалысын модельдеу*;

б) *Басқарудың сызықтық емес заңы негізінде шағын ғарыш аппаратының бағдарын басқару*;

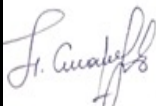
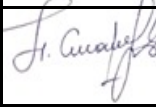
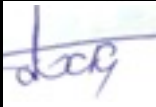
Ұсынылатын негізгі әдебиет:

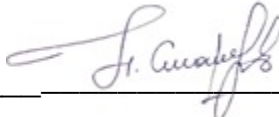
1) Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. 2) Овчинников М. Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д. С. Трехосная магнитная система ориентации космического аппарата в инерциальном пространстве // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. - 2013

Магистерлік диссертация дайындау
КЕСТЕСІ

Бөлімдер атауы, қарастырылатын мәселелер тізімі	Ғылыми жетекшіге және кеңесшілерге көрсету мерзімі	Ескерту
Ғарыш аппаратының қозғалысын модельдеу	04.01.2020 -25.01.2020	орындалды
Электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдығын декомпирлеу	20.01.2020 -25.02.2020	орындалды
Басқарудың сызықтық емес заңы негізінде шағын ғарыш аппаратының бағдарын басқару	25.02.2020 -01.07.2020	орындалды

Аяқталған магистерлік диссертация бөлімдеріне кеңесшілер мен норма бақылаушының қойған қолтаңбалары

Бөлімдер атауы	Кеңесшілер, аты, әкесінің аты, тегі (ғылыми дәрежесі, атағы)	Қол қойылған күні	Қолы
Диссертация жұмысының тақырыбын талдау	Н.К.Смайлов, PhD докторы, ЭТжҒТ каф. сениор-лекторы	10.01.2020ж	
Теориялық ақпарат	Н.К.Смайлов, PhD докторы, ЭТжҒТ каф. сениор-лекторы	03.02.2020ж	
Норма бақылаушы	PhD докторы, ЭТжҒТ каф. сениор-лекторы Хабай А.	28.07.2020ж	

Ғылыми жетекші  Н.К.Смайлов

Магистрант  Ж.Б. Адыбаев

Мерзімі «29» _____ 07 _____ 2020 ж.

АНДАТПА

Диссертацияда қалдық магниттік моменті болуы кезінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен ШҒА үшін бұрыштық жылдамдықты демпфирлеу және бағдарды басқару алгоритмдерін әзірлеу болып табылады.

Зерттеудің ғылыми жаңалығы: Диссертациялық жұмыста ғарыштық аппараттардың бағдарын басқарудың магниттік жүйелерін әзірлеудің негізгі мәселелері қарастырылды. Жұмыс 4 бөлімнен тұрады. Ғарыш аппаратының қозғалысын модельдеу, Электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппараттарының бұрыштық жылдамдығын демпфирлеу, басқарудың желілік заңы негізінде шағын ғырыш аппаратының бағдарын басқару. Қалдық магниттік моментінің орнын толтыруды ескере отырып, жылжымалы режимде басқару теориясы негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен ШҒА үш осьтік бағытын басқару алгоритмі әзірленді.

АННОТАЦИЯ

Диссертация посвящена разработке алгоритмов демпфирования угловой скорости и управления ориентацией малых космических аппаратов с помощью электромагнитных приводов при наличии остаточного магнитного момента.

Научная новизна исследования: в диссертации рассматриваются основные проблемы разработки магнитных систем управления ориентацией космических аппаратов. Работа состоит из 4 разделов. Моделирование движения космического корабля. Демпфирование угловой скорости малого космического корабля с помощью электромагнитных приводов. Управление ориентацией космического корабля осуществляется на основе линейного закона управления. На основе теории управления в мобильном режиме был разработан алгоритм управления трехосным направлением МКА с помощью электромагнитных приводов с учетом компенсации остаточного магнитного момента.

ABSTRACT

The dissertation is devoted to the development of algorithms for angular velocity damping and attitude control of small spacecraft using electromagnetic drives in the presence of a residual magnetic moment.

Scientific novelty of the research: the dissertation deals with the main problems of the development of magnetic attitude control systems for spacecraft. The work consists of 4 sections: Modeling the motion of a spacecraft. Damping of the angular velocity of a small spacecraft using electromagnetic drives. The attitude control of the spacecraft is carried out on the basis of a linear control law. On the basis of the theory of control in mobile mode, an algorithm was developed for controlling the triaxial direction of the spacecraft using electromagnetic drives, taking into account the compensation of the residual magnetic moment.

МАЗМҰНЫ

Кіріспе	8
1 Ғарыш аппаратының қозғалысын модельдеу	15
1.1 Координаттар жүйелері	15
1.2 Қозғалыс теңдеулері	16
1.2.1 Динамикалық теңдеулер	16
1.2.2 Кинематикалық теңдеулер	17
1.3 Сыртқы ортаның модельдері	19
1.3.1 Магнит моменті	19
1.3.2 Гравитациялық момент	22
1.3.3 Атқарушы органның моделі	25
2 Электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдығын демпфирлеу алгоритмі	28
2.1 Шағын ғарыш кемесінің бұрыштық жылдамдығын түсірудің алгоритмдері	28
2.2 Кіші ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдығының демпфирлеу алгоритмін сандық модельдеу нәтижелері	30
3 Басқарудың желілік заңы негізінде шағын ғарыш аппаратының бағдарын басқару	36
3.1 Қалдық магниттік моменттің орнын толтыруды ескере отырып, желілік ПД-реттеуіш негізінде ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқару	36
3.2 Ғарыш аппараттарының қозғалысын басқарудың сандық модельдеу нәтижелері	43
4 Басқарудың сызықтық емес заңы негізінде шағын ғарыш аппаратының бағдарын басқару	47
4.1 Жылжымалы режим негізінде ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқару	47
4.2 Ғарыш аппаратының қозғалысын сандық модельдеу нәтижелері	52
4.3 Шағын ғарыш кемесінің бағдарын басқару алгоритмдерінің тиімділігін салыстырмалы талдау	55
Қорытынды	57
Пайдаланған әдебиеттер тізімі	58

КІРІСПЕ

Ғылыми немесе ғылыми-техникалық тапсырмалардың орындалуын заманауи тұрғыда бағалау.

Ғарыш саласында қазіргі уақытта шағын көлемді ғарыштық аппараттар қолданылады (100 кг дейін). Шағын көлемді ғарыштық аппараттардың (ҒА) құны салыстармалы түрде қымбат емес және жылдам құрастырылады, бұл түрлі ғылыми және ғылыми-техникалық тапсырмаларды орындауда аз қаражат жұмсауға мүмкіндік береді. Бұл ҒА жобалаудағы оңтайлы шешім болып табылады. Себебі заманауи технологиялар қарқынды дамиды және қолданыстан тез шығып қалады. Мұндай аппараттарды жобалау және қолданысқа шығару дамып келе жатқан мемлекеттер үшін, соның ішінде Қазақстан үшін ғарышты бағындыруда экономикалық жағынан тиімді. Әрі қысқа мерзімде экономикалық табыс көзіне айналады.

Қолданыстағы ҒА тәжірибе көрсеткендей, Жерді белгілі ажыратылымдылықта егжей-тегжейлі картографиялық түсіруде, өрт болған аумақтарды табуда, табиғи апат болған аумақтардан түсірілім жүргізуде, экологиялық мониторинг жүргізуде, метеобақылауда шағын көлемді ғарыш аппараттар үлкен аппараттарды алмастыра алады. Сондай-ақ, мұндай аппараттар жаңа технологияларды тексеруге және ғарышта тәжірибелер жүргізуге арналған.

Көпшілік ҒА маңызды мәселесі барлық ұшу уақытында берілген бұрышты сақтап тұру қажеттілігі, бұлжағдай шешімді талап ететіді. Талап етілетін бұрышберілген бағдарларға қатысты жағдайға айнала бұрылады және бұл жағдайды сақтау ҒА өз миссиясын орындауы үшін негізгі болып табылады. Осыған байланысты, ҒА әзірлеу және жүйенің математикалық модельдері мен алгоритмдерін жетілдіру бағдарлау-жобалаудың негізгі буындарының бірі болып табылады және әзірленген бағдар жүйесінің сенімділігіне байланысты ғарыш жүйесінің барлық сегменттерінің жұмыс істеуінің негізі болып табылады. Қазіргі уақытта қарапайым, салыстырмалы түрде арзан және атқарушы органдардың жеткілікті дәлдігін қамтамасыз ететін басқару заңын әзірлеу қажеттілігіне байланысты магниттік атқарушы органдар төмен орбитада спутниктердің қозғалысын басқару жүйесінің ажырамас бөлігі болып табылады. Магниттік атқарушы органдар, әсіресе, шағын жерсеріктерде кеңінен қолданылады және спутниктің талап етілетін бағдарына қол жеткізу, сондай-ақ, спутниктің артықкинетикалық моменті түсіру үшін пайдаланылады. Бұл бірінші кезекте магниттік атқарушы органдардың сенімділігі мен ұзақ мерзімділігіне байланысты. Сондай-ақ оларды қолданысқа келтіру үшін энергияның аз шығындарымен байланысты.

Магниттік атқарушы органдардың көмегімен ҒА бағдарын басқарумен көптеген зерттеушілер 1960 жылдан бері айналысады. Атап айтқанда, ҒА айналмалы қозғалысын қатаң тұрақтандыруды қамтамасыз ететін жұмыста [1] екі

және үш 5 электромагниттік катушкалардың көмегімен ҒА бағдарын басқару әдісі ұсынылды. Әдетте, магниттік атқарушы органдаргеомагнитті өріс векторына перпендикуляр екі ось бойынша басқарушы айналдыру сәтінжасайды.[2] Жұмыста бірнеше әдістер ұсынылды, ҒА толық басқарылуына қол жеткізу мақсатында магниттік атқарушы органдардың көмегімен басқару. Алайда шағын ғарыш аппараттарында магнитті басқаруды пайдалану тек 90 жылдары ғана кеңінен қолданылыла бастады. [3] жұмыста әр түрлі атқарушы органдардың көмегімен қатты дененің бағдарын басқару есебін шешудің жалпы әдістемесі берілген.[4] жұмыс кезінде магнитпен басқарылатын ҒА қисаю және секіру бұрыштарының динамикасы мерзімді сипатқа ие екені және басқарудың оңтайлы кезеңдік Заңы жасалынды.

ҒА толық басқарылуын қамтамасыз ету үшін бірқатар зерттеулердемагниттік атқарушы органдардың жиынтығы мен басқа да атқарушы органдар және арнайы алгоритмдер пайдаланылады. Бұлар бірнеше кезеңмен орындалады. Мысал ретінде [5] үш осьті тұрақтандыруға және басқаруға қол жеткізу үшін үш магнитті атқарушы орган және бір маховик қолданылатын REIMEI микроспутниктерін келтіруге болады. Симметрия осінің айналасына айналдыру және симметрия осін қайта бағдарлау кезеңдерін есепке ала отырып, үш рет қолданылатын алгоритмдердің байланыстарын ресейлік ғалымдар м. Ю. Овчинников, В. И. Пеньков және Д. С. Ролдугин зерттеді [6]. [7] Жұмыста жылжымалы режим негізінде үш осьтік тұрақтандыру есебін шешу үшінекі магнитті катушкалар және бірмаховик қолданылады.

Белсенді магниттік басқарумен бірге гравитациялық тұрақтандыру принциптеріжиі қолданылады. [8] Жұмыста гравитациялық тұрақтандыруды және магниттік атқарушы органдарды пайдалана отырып, белсенді басқару жүйесі әзірленді. [9] Жұмыс барысында осы басқару жүйесін басқа мүмкін болатын басқару жүйелерімен салыстыру сипатталған.

Кейбір жұмыстарда спутниктің бағдарын басқару үшін тек магниттік атқарушы органдар пайдаланылады.[10] Жұмыста ҒА айналуын тек магниттік атқарушы органдарды пайдалана отырып тұрақтандыру қарастырылды. Зерттеу нәтижелері, орбитаның көлбеу бұрышының белгілі мәндерінде әзірленген басқару заңы ҒА бұрыштық жағдайын үш ось бойынша тұрақтандыруға мүмкіндік беретіндігін көрсетті.

Бұл әдістерді үш санат бойынша жіктеуге болады: сызықтық әдістер, сызықтық емес әдістер және басқарудың предикативті әдісі [10, С.357].

Синтездің әртүрлі әдістерінің қолданылуын талдау нәтижелері бойынша, магниттік бағдарлану жүйелеріне арналған басқару магниттік атқарушы органдар үшін сызықтық басқару Заңдарын әзірлеу кезінде келесі ерекшеліктер ескерілуі тиіс [10, с. 360]:

– сызықтық басқару жүйелерін синтездеудің стандартты әдістері

магниттік атқарушы органдар басқаратын ғарыш аппараты қозғалысының математикалық моделінің сызықсыз болуына байланысты аз уақыт аралығында пайдаланылатын басқаруды синтездеу үшін қолдану;

– әзірленетін басқару заңы ғарыш аппаратына әсер ететін барлық сыртқы наразылықтарды өтеуге тиіс;

– әзірленетін басқару заңы белгісіздіктердің пайда болуына байланысты және Жердің магнит өрісінің математикалық моделінің инерция моменттері мен дәлдігі өзгерген жағдайында робастылықты қамтамасыз етуі тиіс;

– ғарыш аппаратының бортында кері байланыстың ауыспалы коэффициенттері болғандықтан басқару Заңдарын іске асыру үлкен қиындық туғызады;

– магниттік атқарушы органдардың магниттік сәтін жасау үшін электр токтары тек белгілі бір диапазонда қолданылады, бұл жағдайда магниттік атқарушы органдардың қанығу мәселесі туындауы мүмкін, әсіресе талап етілетін бағдардан үлкен ауытқулармен жұмыс істеу кезінде.

КА бағдарын басқару үшін сызықты заңдар жиі қолданылады олардың тұрақтылығы кері байланысты басқару жолымен тексеріледі. Квазипериодикалықты қолдану арқылы Флоке теориясын қолдану [11-12] геомагнит өрісі немесе ҒА стационарлық моделіне арналған әдістер [13-14].

Тұрақты коэффициенттерді пайдалану қолайлы нәтиже беру себептерін, геометриялық әдіс пен магниттік басқару принципін зерттеу арқылы түсінуге болады. ҒА үшін үш тәуелсіз басқару моментін құрастыру мүмкін деген болжамда стандартты ПД-реттеуіштің негізінде басқару Заңы әзірленді [3, с.1152].

Бағдарлауды анықтаудың дәлдігі жоғары датчиктердің қол жетімділігіне және оларды басқару мен сүзудің қазіргі заманғы әдістерімен бірлесіп жұмыс істеуге байланысты, стационарлық емес жүйелер үшін кері байланысты Басқару заңдарын әзірлеуге көп көңіл бөлінді.

Егер геомагнит өрісінің кезеңдік жақындауы қанағаттанарлық деп болжасаңыз, онда кері байланысы бар мерзімді басқаруды қолдану арқылы жай-күйі немесе байқалатын параметрлері бойынша ҒА динамикасы тұрақтануы мүмкін болып табылады. Көптеген жұмыстарда бағдарлаудың магниттік жүйелері үшін сызықтық-квадраттық басқару Заңының негізінде басқару міндеттері қарастырылды. Атап айтқанда, [4, с.1080] бақыланған параметрлер бойынша кері байланысы бар ҒА бұрыштық қозғалысының тұрақтануы және сыртқы қозулардың өтемақысы зерттелді. Сызықтық-квадраттық басқаруды әзірлеу кезінде қиындықтарды болдырмау үшін сыртқы қоздырғыштардың кезеңдік құрауыштарын модельдеу үшін тұрақты үлгілер пайдаланылды. Бұл мерзімді сүзгі мен мерзімді кері байланыс жағдайына себеп болды. [15-16] жұмыстарда бұл мәселе бастапқы жұмысарға ұқсас шешіледі, яғни, периодтық сызықтық-квадраттық есепті кеңейтуді қолдану, бұл салыстырмалы тұрақсыз қозу үлгілерін пайдалануға мүмкіндік береді. Алынған басқару әдісі МІТ А итальяндық спутнигінің

қозғалысын модельдеуді зерттеуде қолданылды. [17-19] жұмыста кері байланысты басқару мәселесі қарастырылды. Кейін жұмыста сызықтық матрицалық теңсіздіктер негізінде оңтайлы, кезеңдік 2 Н-басқару синтезі қарастырылған.

Бірқатар жұмыстар кезеңдік басқару коэффициентін айқын анықтаусыз уақыт бойынша жүйенің өзгеруін есепке алатын міндетке арналды. [21] жұмыста соңғы интервал әдісіне негізделген басқару жүйесі ұсынылған, ал бортта есептелетін кері байланыстың тұрақты коэффициенттеріне негізделген басқа да әдістер [9, с. 1569] қарастырылған.

Магнитті атқарушы органдар үшін жағдай бойынша, кері бақылау синтезі үшін H_∞ басқару теориясын пайдалануды алғаш рет М. Ловера [22-23] ұсынған. Дегенмен, бұл жұмыстарда H_∞ басқару теориясы - робасттылық қамтамасыз етілмеген жағдайда классикалық басқаруды синтездеу үшін пайдаланылған. Жүйені синтездеу үшін H_∞ басқару теориясын таңдау, кері байланыс коэффициенттерін баптау кезінде робасттылықты қамтамасыз ету мәселесін шешуге мүмкіндік береді. Бұл тапсырмадағы белгісіздіктің пайда болуына жердің нақты геомагнитті өрісінің модельдеуші өлшеулердегіден ауытқуы болуы мүмкін және ΓA инерциялық сипаттамаларының кеңістіктегі белгісіздіктерінен. Белгісіздіктердің пайда болуының басқа көздері датчиктер мен атқарушы органдардың кателіктері болып табылады және т. б.

ΓA айналмалы қозғалысын тұрақтандыруда сызықты емес басқару әдістері үлкен рөл атқарады, өйткені әрбір ΓA , зымыран тасығыштан ажырағаннан кейін оның бұрыштық жылдамдығы жоғары балады.

Магнитті атқарушы органдардың көмегімен бұрыштық жылдамдықтарды сөндіру үшін кеңінен қолданылатын басқару Заңы «B-dot» [24] алгоритмі болып табылады.

Соңғы жылдары көптеген жұмыстар магнитті атқарушы органдар үшін сызықтық емес жағдай бойынша кері байланысты басқару заңдарын әзірлеуге арналған. Атап айтқанда, қазіргі уақытта ΓA бағдарын басқарудың нақты мерзімді заңы әлі әзірленбеген, бірақ мерзімді жүйелер теориясы кейбір басқару заңдарын пайдалану кезінде тұрақтылықты қамтамасыз ете алғаны үшін кең қолданысқа ие болды [18, с.1207; 25]. Айта кететіні, талап етілетін жағдай тұрақтылығының дәлелі болып [18, С.1208-де келтірілген тұйықталған басқару жүйесінің тепе-теңдігі], жердің геомагниттік өрісінің орбиталық кезеңділікте емес 24 сағаттық кезеңділігіне негізделген. Әдетте тұрақтылықты орбиталық кезеңділікте сызықты талдау кезінде пайдаланады.

Жалпы жағдайда тұрақтылықты талдау өте күрделі мәселе болып табылады, алайда кейбір жеке жағдайлар үшін тұрақтылық дәлелденген, бұл практикалық қызығушылық туғызады:

- ΓA инерциалды бағдарлау жағдайы: жаһандық тұрақтылық шарттары (дерлік) алынды;
- Надирлік бағдарлау жағдайы [26, С.4201]: жағдай бойынша кері байланысты басқарудың адаптивті, жаһандық сәйкес заңы ұсынылған.

Осы бағыттағы тағы бір жұмыс жердің геомагниттік өрісін өлшеу базасында ҒА бағдарын сызықсыз басқаруға арналған[27].

Жұмыста [28] жылжымалы режим негізінде жерсеріктерді сызықты емес басқару зерттеледі. [28, с.1329] жұмыста анық емес басқару ережелерінің негізінде төменорбиталды кіші спутниктің бағдар жүйесі ұсынылған.

Магнитті атқарушы органдар үшін басқару Заңдарын іске асырудың қиындықтарына қарамастан, олар ШҒА-да кеңінен қолданылады. Бүгінгі таңда Ресейде және алыс шетелдерде бірнеше мектеп басқарудың магниттік жүйелерін әзірлеу саласында өз зерттеулерін жүргізіп, іске қосылған ШҒА-да өз нәтижелерін қолданды. 2005 жылы Халықаралық ғарыш станциясының бортынан РҒА М. В. Келдыш атындағы қолданбалы математика институты әзірлеген ТНС шағын спутнигі сәтті ұшырылды. ШҒА спутниктің симметрия осі мен гистерезистік өзектер жиынтығы бойында орналасқан күшті тұрақты магниттен тұратын пассивті магниттік бағдар жүйесімен жабдықталған [29]. Осы аппарат миссияларының бірі магниттік атқарушы органдардың көмегімен ғарыш аппараттарын басқару технологиясын тексеру бойынша эксперименттер жүргізу болып табылады. РҒА Келдыш атындағы қолданбалы математика институтының мамандары бағдарлаудың магниттік жүйелерін, оның ішінде заманауи әдістемелер негізінде бағдарды басқару Заңдарын әзірлеу міндетін кеңінен зерттеді [30-32].

Токио университетінің зияткерлік ғарыш жүйелері зертханасында CubeSat стандартының негізінде ХКА әзірленді, олар магниттік бағдар жүйесімен жабдықталған және бірнеше жыл бойы орбитада белсенді болды[33-34].

Осылайша, жүргізілген талдау нәтижесінде магниттік атқарушы органдардың барлық артықшылықтарына қарамастан, бағдарлаудың магниттік жүйелерін әзірлеуде бірнеше проблемалар бар екені анықталды. Мұндай мәселелерге:

- магниттік индукция векторының бағыттары мен магнит моментінің векторы арасындағы нольге жақын бұрыш жағдайында ҒА үш осьтік бағдарлау жетістігінің күрделілігі;
- жай-күйі немесе кері байланыс бойынша стандартты басқару Заңдарын қолдануда қиындық туғызатын магниттік өрістің өзгергіштігі.

Зерттеудің өзектілігі. Шағын ғарыш аппараттары орындайтын көптеген міндеттерде үш осьтік бағдарды қамтамасыз ету талап етіледі оның дәлдігі миссияға байланысты. Спутниктік бағдарды басқару үшін магниттік атқарушы органдар кеңінен қолданылады және оларды пайдалану әсіресе, ғарыш аппаратының массасына, құнына, энергиясына елеулі шектеулер болған кездетіімді. Осыған байланысты шағын ғарыштық аппараттар жиі магниттік бағдар жүйелерімен жабдықталған. Алайда бағдарлаудың магниттік жүйелері бар спутниктердің маневрлігі және бағдарлаудың дәлдігі механикалық атқарушы органдармен басқару жүйелеріне қарағанда салыстырмалы түрде аз. Бұл жағдайда басқару сапасын спутниктік басқарудың математикалық аппаратын жетілдіру есебінен арттыруға болады. Осыған байланысты магниттік бағдар жүйесі бар

шағын ғарыш аппараты үшін басқаруды әзірлеу міндеті өзекті болып табылады және соңғы бірнеше онжылдықтар ішінде үлкен ғылыми қызығушылық тудыруда.

Сипатталған диссертациялық жұмыстың негізгі зерттеу саласы электромагниттік атқарушы органдарды қолдана отырып, талап етілетін дәлдікпен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын қамтамасыз ету және кіші ғарыш аппаратының динамикасына және басқару алгоритмдерінің жұмысына елеулі әсер ететін қалдық магниттік сәтті бағалау үшін басқару Заңын әзірлеуге бағытталған.

Зерттеудің жаңалығы. Диссертациялық жұмыста ғарыштық аппараттардың бағдарын басқарудың магниттік жүйелерін әзірлеудің негізгі мәселелері қарастырылады: магниттік индукция векторының бағыттары мен спутниктің магниттік моментінің векторы арасындағы нөлге жақын бұрыш жағдайында спутниктің үш осьтік бағдарына қол жеткізу күрделілігі; кері байланыстың тұрақты коэффициенттерімен бағдарлауды басқару Заңдарын әзірлеуде қиындықтар туғызатын магниттік өрістің өзгергіштігі; шағын ғарыштық аппараттардың бағдарына елеулі әсер ететін қалдық магниттік момент.

Диссертациялық жұмыстың жаңалығы:

1. ғарыш аппаратының айналмалы қозғалысына қалдық магниттік моментінің әсеріне бағалау жүргізілді;
2. қалдық магниттік моментінің орнын толтыруды ескере отырып, басқарудың сызықтық Заңының негізінде шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмі әзірленді;
3. қалдық магниттік моментінің орнын толтыруды ескере отырып, жылжымалы режиммен басқару теориясы негізінде шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағытын басқару алгоритмі әзірленді.

Зерттеудің мақсаты қалдық магниттік сәттің болуы кезінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппараты үшін бұрыштық жылдамдықты демпфирлеу және бағдарды басқару алгоритмдерін әзірлеу болып табылады.

Зерттеу объектісі шағын ғарыш аппаратын бағдарлау жүйесі болып табылады.

Зерттеу нысаны. кіші ғарыш аппаратының бағдарын басқарудың магниттік жүйесінің алгоритмдері болып табылады.

Зерттеу әдістері. Қатты дененің қозғалыс теориясының математикалық аппараты, басқару теориясының математикалық аппараты, компьютерлік моделдеу, зерттеудің сапалық әдістері, зерттеудің сандық әдістері.

Зерттеу міндеттері.

- шағын ғарыштық аппараттарды бағдарлаудың магниттік жүйелері үшін басқару синтезінің әртүрлі әдістерінің қолданылуын талдау;
- шағын ғарыш аппараттарының бұрыштық жылдамдығын демпфирлеу алгоритмдерінің жұмысына қалдық магниттік моменттің әсерін бағалау;

- қалдық магниттік моменттің орнын толтыруды ескере отырып тепе-тең дифференциалды (ТД) – реттеуіш негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмін әзірлеу;
- қалдық магниттік моментінің орнын толтыруды ескере отырып, жылжымалы режимде басқару теориясы негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмін әзірлеу.

Жұмыстың теориялық және практикалық маңыздылығы. Қалдық магниттік моменттің орнын толтыруды ескере отырып, ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмдерін әзірлеу бойынша алынған нәтижелер қалдық магниттік моменттің периодтық әсері кезінде шағын ғарыш аппаратының орбиталық бағдар алгоритмін жасау және енгізу үшін негіз бола алады.

Жұмыстың жалпы сипаттамасы. Диссертацияның жүйелі байланыс құрылымы бар. Кіріспеде жұмыстың қысқаша сипаттамасы, электромагниттік атқарушы органдардың негізінде ғарыштық аппараттардың бағдарын басқарудың жаңа әдістері бойынша әдебиетке кең шолу, зерттеудің мақсаты, міндеттері, объектісі және нысаны, ғылыми зерттеулер нәтижелерінің жаңалығы мен өзектілігіне негізделген. Бірінші бөлімде ғарыш аппаратының динамикасы мен кинематикасы теңдеулері және сыртқы қозулары сипатталған. Екінші бөлімде шағын ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдығын демпфирлеу алгоритмдері келтірілген, қалдық магниттік сәттің әсерін бағалау жүргізілді. Үшінші бөлімде басқарудың сызықтық Заңы негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмін әзірлеу тапсырмасының шешімі сипатталған. Төртінші бөлімде жылжымалы режимде басқару теориясын пайдалана отырып алынған сызықты емес басқару Заңының негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмін әзірлеу тапсырмасының шешімі сипатталған. Қорытындыда осы диссертациялық жұмыс бойынша ғылыми зерттеулер туралы тұжырымдар келтірілген.

1 ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ ҚОЗҒАЛЫСЫН МОДЕЛЬДЕУ

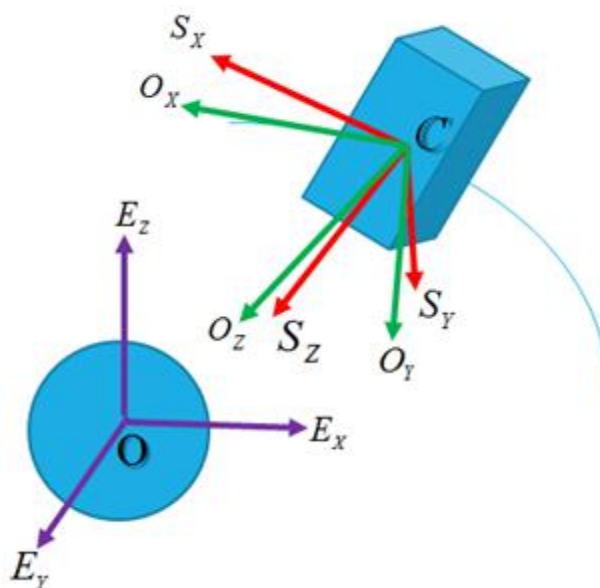
1.1 Координаттар жүйелері

Ғарыш аппаратының бұрыштық жағдайын сипаттау үшін келесі координаталар жүйесі пайдаланылды (1.1 сурет). Барлық жүйелер координаты - ортогональды оң жақты координаттар жүйесі болып табылады.

$O E_x E_y E_z$ - инерциялық координаттар жүйесі (ИКЖ), жүйенің басы жер массасының ортасымен сәйкес келеді, z осі Жердің айналу осімен және Солтүстік полюске бағытталған. X осі жер массасының орталығы мен көктемгі күн мен түннің теңелуі нүктесін қосады, y осі жүйені толықтырады.

$O C O_x O_y O_z$ - орбиталық координаталар жүйесі (ОКЖ), жүйенің басы ғарыш аппараты массасының ортасымен сәйкес келеді, z осі жер массасының ортасына бағытталған. Y осі орбиталық жылдамдық векторының бағытына сәйкес келеді. X осі жүйені толықтырады.

$C S_x S_y S_z$ - байланысқан координаттар жүйесі (БКЖ), жүйенің басы ғарыш аппараты массасының орталығымен сәйкес келеді, бас орталық осьтер ғарыштық аппараттың инерция осьтері мен сәйкес келеді.



1.1 Сурет - Координаттар жүйесі

Ғарыш аппаратының бағдары координаталарға таңдалған есептеу жүйесіне қатысты жүйенің ауытқуымен сипатталады. Осы жұмыста ШҒА орбиталық бағдар режимінде бұрыштық жағдайын басқару міндеті зерттеледі. Орбиталық бағдарлау режимі БКЖ осьтерін ОКЖ осьтерімен біріктіруді көздейді.

Осылайша, ШФА бағдарын анықтау үшін ОКЖ -дан БКЖ -ге көшу матрицасы құрылады, R_o^b . Бұрылу матрицалары үшін ретті сфералық ортогоналдық Топ мүшелері болғандықтан [35]:

$$R \in SO(3) = \{R | R \in R^{3 \times 3}, R^T R = I, \det R = 1\}, \quad (1.1)$$

мұнда I бірдей 3×3 матрица, \vec{r} векторының ОКЖ-дан БКЖ-ға ауысуын $\vec{r}^b = R_o^b \vec{r}^o$ түрінде жазуға болады. (1.1) ортогональдік қасиетінің R_o^b уақытқа бойынша туындысы [36]:

$$R_o^b = \vec{\omega}_{ob}^o \times R_o^b = R_o^b \times \vec{\omega}_{ob}^b, \quad (1.2)$$

мұнда, $\vec{\omega}_{ob}^o$ БКЖ -ға қатысты ОКЖ бұрыштық жылдамдығы БКЖ -ға ұсынылған R_o^b матрицасын төмендегідей ұсынуға болады [36, б.15]:

$$R_o^b = (\vec{c}_1^b, \vec{c}_2^b, \vec{c}_3^b), \quad (1.3)$$

мұнда $\vec{c}_1^b = (c_{ix}^b, c_{iy}^b, c_{iz}^b)^T$, \vec{c}_3^b векторы БКЖ-дағы z_o осінің проекциясы.

1.2 Қозғалыс теңдеулері

1.2.1 Динамикалық теңдеулер

ШФА жылдамдығы мен бұрыштық жағдайының өзгерісін сипаттайтын негізгі теңдеулерді қарастырайық. Ғарыш аппаратының қозғалысының математикалық моделі кіші динамикалық және кинематикалық теңдеулермен сипатталады [37]. Динамикалық теңдеулерді шығару үшін қатты дененің кинетикалық сәтінің өзгеруі туралы теореманы қолданамыз. Ғарыш аппаратының кинетикалық сәті төмендегідей [38]:

$$\vec{K}^b = I \vec{\omega}_{bi}^b \quad (1.4)$$

мұнда, I - қатты дененің инерция тензоры, $\vec{\omega}_{bi}^b$ - ИКЖ-ға қатысты БКЖ-дағы бұрыштық жылдамдық векторы.

Кинетикалық моментінің өзгеруі туралы теоремалар жүйесінен туындайды [38, б. 162]:

$$\frac{d\vec{K}^b}{dt} = -\vec{\omega}_{bi}^b \times \vec{K}^b \times \vec{M}^b \quad (1.5)$$

мұнда, \vec{M}^b -координаттардың байланысқан жүйесіне сыртқы күштер сәтінің проекциясы. (1.4) ке (1.5) қойғанда төмендегіні аламыз:

$$I\vec{\omega}_{bi}^b + \vec{\omega}_{bi}^b \times (I\vec{\omega}_{bi}^b) = \vec{M}^b \quad (1.6)$$

Теңдеудің оң бөлігі (1.6) гравитациялық сәттінің соммасынан, электромагнитті атқарушы органдардың сәтінен және қалдықмагнит сәтінен тұрады:

$$\vec{M}^b = \vec{M}_{grav}^b + \vec{M}_a^b + \vec{M}_{res}^b. \quad (1.7)$$

Жоғарыда аталған барлық сәттер келесі бөлімде қарастырылады. (1.6) және (1.7) теңдеулерінен туындайды:

$$\vec{\omega}_{bi}^b = I^{-1}(\vec{\omega}_{bi}^b \times (I\vec{\omega}_{bi}^b) + \vec{M}_{grav}^b + \vec{M}_a^b + \vec{M}_{res}^b) \quad (1.8)$$

(1.6) теңдеуін БКЖ осіне жобалауда, скалярлы теңдеутүрін аламыз:

$$\begin{aligned} \omega_{bi\ x}^b &= \frac{1}{I_x} [(I_y - I_z)\omega_{bi\ y}^b \omega_{bi\ z}^b + \vec{M}_{grav_x}^b + \vec{M}_{a_x}^b + \vec{M}_{res_x}^b], \\ \omega_{bi\ y}^b &= \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x)\omega_{bi\ x}^b \omega_{bi\ z}^b + \vec{M}_{grav_y}^b + \vec{M}_{a_y}^b + \vec{M}_{res_y}^b], \\ \omega_{bi\ z}^b &= \frac{1}{I_z} [(I_x - I_y)\omega_{bi\ x}^b \omega_{bi\ y}^b + \vec{M}_{grav_z}^b + \vec{M}_{a_z}^b + \vec{M}_{res_z}^b]. \end{aligned} \quad (1.9)$$

ШҒА бұрыштық қозғалысы, оған әсер ететін сәттерге байланысты. Әдетте массалар орталығына қатысты қозғалысты басқару сәттерінің есебінен жүзеге асырылады, ол талап етілген қозғалыс сипатына тәуелді болады.

1.2.2 Кинематикалық теңдеулер

ҒА бұрыштық орнын әртүрлі параметрлермен орнатуға болады, мысалы, Эйлер бұрыштарын, Эйлер – Крылов бұрыштарын, Родригтің параметрлерін пайдалану, кватерниондар және т.б. [39-40]. Бұл жұмыста кватерниондар қолданылады, себебі Эйлер бұрыштарына қарағанда, бұл параметрлер қатты дененің кез келген жағдайында құлдырауға кетпейді. Бұл параметрлердің саны төрт $\vec{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$, тең, және бір ғана байланыс теңдеуі бар, бұл кинематикалық теңдеулерді сандық модельдеу есебін жеңілдетеді.

Кватернионға сәйкес кинематикалық теңдеулер [41, б.27] төмендегідей:

$$\vec{\omega}_{bi}^b = 2\vec{Q}_{bi}^* \otimes \dot{\vec{Q}}_{bi} \quad (1.10)$$

Мұнда, \vec{Q}_{bi} - ИКЖ-да ШҒА бұрыштық жағдайын беретін кватернион, $\vec{Q}_{bi}^* - \vec{Q}_{bi}$ - ға қарсы кватернион, \otimes -кватерниондарды көбейту операциясы.

Координаталардың орбиталық жүйесіне қатысты кинематикалық теңдеу [41, б. 27] сәйкес, төмендегідей жазуға болады:

$$\vec{\omega}_{bo}^b = 2\vec{Q}_{bo}^* \otimes \dot{\vec{Q}}_{bo} \quad (1.11)$$

мұнда, \vec{Q}_{bo} - орбиталық координаталар жүйесінде ШҒА бұрыштық жағдай беретін кватернион;

$2\vec{Q}_{bo}^* - \vec{Q}_{bo}$ - ға қарсы кватернион;

(1.10)Қолданылған $\vec{\omega}_{bo}^b$ бұрыштық жылдамдық былай сипатталады:

$$\vec{\omega}_{bi}^b = \vec{\omega}_{bo}^b + \vec{\omega}_{oi}^b = \vec{\omega}_{bo}^b + R_b^o \vec{\omega}_{oi}^o \quad (1.12)$$

мұнда, $\vec{\omega}_{oi}^o = [0 \ -\omega_0 \ 0]^T$ -ИКЖ-ға қатысты ОКЖ-ның бұрыштық жылдамдығы. $\omega_0^o = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{a^3}}$ -мұнда, ω_0^o - ОКЖ қатысты ШҒА бұрыштық жылдамдығы, μ_{\oplus} -Жердің гравитациялық тұрақтылығы, a – ШҒА орбитасының үлкен жартысы.

Кватерниондардағы [35, б.15] сәйкес ОКЖ -дан БКЖ -ға өту матрицасының қарапайым формуласы бар, себебі матрицаның компоненттері кватернионның шаршы мүшелерінен ғана тұрадыжәне кватернионның нормасы ортогоналды сақтауды қамтамасыз етеді:

$$R_o^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_0q_1 - q_2q_3) & 2(q_0q_2 - q_1q_3) \\ 2(q_0q_1 - q_2q_3) & -q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) \\ 2(q_0q_2 - q_1q_3) & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & -q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

(1.11) Теңдеуі скаляр түрінде келесі түрді айналады:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{0bo} &= \frac{1}{2} \left(-\omega_{bo_x}^b q_{1bo} - \omega_{bo_y}^b q_{2bo} - \omega_{bo_z}^b q_{3bo} \right), \\ \dot{q}_{1bo} &= \frac{1}{2} \left(-\omega_{bo_x}^b q_{0bo} + \omega_{bo_z}^b q_{2bo} - \omega_{bo_y}^b q_{3bo} \right), \\ \dot{q}_{2bo} &= \frac{1}{2} \left(\omega_{bo_x}^b q_{0bo} + \omega_{bo_x}^b q_{3bo} - \omega_{bo_x}^b q_{1bo} \right), \\ \dot{q}_{3bo} &= \frac{1}{2} \left(\omega_{bo_z}^b q_{0bo} + \omega_{bo_y}^b q_{1bo} - \omega_{bo_x}^b q_{2bo} \right), \end{aligned} \quad (1.14)$$

мұнда, $\dot{q}_{0_{bo}}, \dot{q}_{1_{bo}}, \dot{q}_{2_{bo}}, \dot{q}_{3_{bo}}$ - \vec{Q}_{bo} кватернион компоненттері, координаттардың орбиталық жүйесіне қатысты ШФА ағымдағы бұрыштық жағдайы береді.

Кватерниондарда айқын физикалық интерпретация жоқ, сондықтан бастапқы шарттар Эйлер бұрыштарында қойылады, содан кейін кватернионға ауысу орындалады [40]:

$$\begin{aligned}
 q_0 &= \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right) \\
 q_1 &= \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right) \\
 q_2 &= \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right) \\
 q_3 &= \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right)
 \end{aligned} \tag{1.15}$$

Алынған нәтижелерді талдау үшін кватерниондардан Эйлер бұрыштарына кері өту мынадай формулалар бойынша орындалады [40, б.468]:

$$\begin{aligned}
 \varphi &= \arctan \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_1^2 + q_3^2)} \\
 \theta &= \arcsin(2(q_0 q_1 + q_2 q_3)) \\
 \Psi &= \arctan \frac{2(q_0 q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)}
 \end{aligned} \tag{1.16}$$

1.3 Сыртқы ортаның модельдері

1.3.1 Магнит моменті

1.3.1.1 Жердің магнит өрісі

Магнит синтезі үшін басқару жүйесіне қойылатын талаптарға байланысты бағдар жүйесіне Жердің геомагнитті өрісінің түрлі модельдерін қабылдауға болады. Жердің геомагнитті өрісінің ең жиі қолданылатын үш моделі бар: IGRF моделі (International Geomagnetic Reference Field) [42], геомагнетизм және аэрономия халықаралық қауымдастығы әзірлеген (IAGA); жердің геомагнитті өрісінің әлемдік моделі - WMM (World Magnetic Model) [43], АҚШ-ның ұлттық агенттігі кеңістіктік геодеректер негізінде әзірлеген, АҚШ-ның ұлттық геофизикалық деректер орталығы және Британдық геологиялық барлау қоғамы;

геомагниттік өрістің жаһандық моделі - BGGM (The BGS Global Geomagnetic Model) [44], Британдық геологиялық барлау қоғамы әзірлеген. Осы жұмыста IGRF моделі қолданылады, өйткені ол геомагнитті өрісті толық сипаттайды.

Геомагниттік индукция векторы төмендегі формуламен анықталады:

$$\vec{B} = \mu_0 \vec{H} \quad (1.17)$$

Мұнда, \vec{H} -геомагниттік өріс кернеулігінің векторы,

$$\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7} \text{ кг} \cdot \text{м} \cdot \text{А}^{-2} \cdot \text{с}^{-2} \text{-магниттік тұрақтылық.}$$

Геомагнитті өріс кернеулігінің векторыықтимал функцияның теріс градиенті арқылы анықталады[46]:

$$\vec{H} = -\nabla V \quad (1.18)$$

Осы модельде пайдаланылатын өріс потенциалының қатарға бөлінуі, К. Ф. Гаусспен ұсынылған және келесі түрде болады[46]:

$$V = (r, \theta, \phi) = R \sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi) P_n^m(\theta) \quad (1.19)$$

Мұнда, r, θ, ϕ - ШҒА ИКЖ-дағы сфералық координаттары, $R = 6371.2 \cdot 10^3 \text{ м}$ – Жердің орташа радиусы, g_n^m және h_n^m - Шмидт коэффициенттері, [42] кестеде анықталған, P_n^m -Шмидт бойынша квазинормалданған Лежандр функциялары. Коэффициенттердің шамалары эмпирикалық әдіспен спутниктер өлшеген магнит өрісінің өлшемдері көмегімен анықталады.

Сфералық кеңістіктегі координаттар жүйесінде геомагнитті өріс кернеулігі векторының компоненттері төмендегідей болады[46]:

$$\begin{aligned} H_r &= -\frac{\partial V}{\partial r} = \sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} (n+1) \sum_{m=0}^n [g_n^m \cos(m\phi) + h_n^m \sin(m\phi)] P_n^m(\theta) \\ H_\theta &= -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} = -\sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n [g_n^m \cos(m\phi) + h_n^m \sin(m\phi)] \frac{\partial P_n^m(\theta)}{\partial \theta} \quad (1.20) \\ H_\phi &= -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial V}{\partial \phi} = -\frac{1}{\sin \theta} \sum_{n=1}^k \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^n [-m g_n^m \sin(m\phi) + m h_n^m \cos(m\phi)] P_n^m(\theta) \end{aligned}$$

Орбитальды координаттар жүйесінде геомагнитті индукция векторын төмендегідей өрнектеуге болады:

$$\vec{B}^0 = R_b^o \vec{B}^b \quad (1.21)$$

IGRF моделі әр бес жыл сайын жаңартылып отырады және биіктігі 600 километрденаспайтын FA орбиталарында қолдану ұсынылады [46].

1.3.1.2 Қалдық магниттік момент

Кіші ғарыш аппараттары кіші масса мен габариттік параметрлерге байланысты сыртқы ауытқулардың әсеріне анағұрлым бейім. КФА динамикасына елеулі әсер ететін негізгі сыртқы қозулардың бірі КФА бортында Электр аспаптары мен магниттік материалдардың ток контурының болуына байланысты пайда болатын қалдық магниттік момент болып табылады. Қалдық магниттік моменттің магнит өрісімен өзара әрекеттесуі кезінде Жер КФА динамикасына елеулі әсер ететін айналмалы сәт туындайды.

1.1 кестеде қалдық магнит моментінің пайда болу көздері және олардың NanoJasmine КФА үшін шамалары келтірілген [33, б.439].

1.1 Кесте - NanoJasmine КФА компоненттерінің қалдық магниттік моментінің шамалары [33, б. 439]

Түрі	Пайда болу көзі	Шамасы (А * м ²)
Тұрақты магниттік момент	Магниттік материалдар және электр контурлары	1*10 ⁽⁻¹⁾
Орбиталық кезеңге байланысты магниттік момент	Электрлік кедергінің өзгеруі Қыздырғыш Күн батареялары	1*10 ⁽⁻³⁾ 1*10 ⁽⁻⁴⁾ 6*10 ⁽³⁾
Басқару мерзімділігіне байланысты магниттік момент	Электрондық схема (Шығыс аналогтық сигналды сандық сигналға түрлендіретін құрылғы) Электрондық схема (маховики) Электрондық схема (энергиямен жабдықтау жүйесі)	1*10 ⁽⁶⁾ 1*10 ⁽⁵⁾ 3*10 ⁽³⁾
Басқалары	ЭМИО Тегершіктер Қабылдау таратушылар	2*10 ⁽⁶⁾ 1*10 ⁽⁴⁾ 1*10 ⁽³⁾

КФА бортында қалдық магниттік моменттің пайда болу көздерін қарастырайық. Қалдық магниттік моменттің өзгеруі қоршаған ортаның өзгеруімен, атап айтқанда, температураның, күннің бағытының және орбитаның жарықтануының өзгеруімен байланысты. Мысалы, күн сәулесі күн батареяларындағы ток контурын жасайды және сол арқылы орбитаның көлеңкелі жағында нөлге дейін азайтылатын қалдық магнит моментін жасайды. Қашықтықтан зондтау ХКА координаталардың байланысқан жүйесіндегі күн бағыты орбиталық кезеңмен өзгереді, бұл орбиталық кезеңмен өзгертін магниттік сәттің пайда болуына әкеледі. Сондай-ақ күн сәулесі КФА температурасының өзгеруіне ықпал

етеді. Белгілі болғандай, типтік металдардың электр кедергісі температура өзгеруіне сызықты пропорционал, ал жартылай өткізгіштердің электр кедергісі температураның өзгеруіне кері пропорционал. Бұл әсер қалдық магнит моментінің пайда болуына әкеледі. Температураның өзгеруі нәтижесінде пайда болатын құрылымдық бұрмаланулар магниттік қасиеттердің сәйкес келмеуін тудырады, бұл өзгермелі моменттің пайда болуына әкеледі.

КҒА борттыңдағы микрокомпьютерлерде құрылғыны басқаруға және деректерді өңдеуге арналған электрондық схемалар бар. Электрондық схемалардың қалдық магниттік моменттері борттық микрокомпьютердің жұмыс жиілігімен өзгереді.

Тұрақты қалдық моменттер магниттік материалдар мен тұрақты ток тізбегінің әсерінен пайда болады. Көптеген КҒА-да аккумуляторлар мен антенналар салыстырмалы түрде үлкен қалдық моментіне ие, ал көптеген КҒА конструкцияларында магниттік момент бар [47].

Борттық қозғалтқыштар, мысалы, ұшқыштар және гироскоптар электр қозғалтқыштары арқылы қозғалады және ауыспалы магниттік момент жасайды. Олардың жиілігі қозғалтқыштардың айналу жылдамдығына байланысты. Номиналды режимде, әдетте, айналу жылдамдығы өзгереді, өйткені КҒА-ны қажетті күйге бағыттау керек, бір режимнен екінші режимге ауысу кезінде кейбір құрылғылар қосылып, өшіріледі, бұл қалдық магниттік моменттің кенеттен пайда болуына ықпал етеді.

Қалдық магниттік моментті өтеудегі қиындық оның жер бетіндегі өлшемін және бағытын бағалау мүмкін еместігінде жатыр.

Қалдық магниттік моменттің геомагниттік өріспен әсерлесуінен пайда болатын тыныштандыратын қалдық магниттік момент келесідей есептеледі [48]:

$$\vec{M}_{res} = \vec{m}_{res} \times \vec{B}^b \quad (1.22)$$

мұндағы \vec{m}_{res} – қалдық магниттік сәт.

1.3.2 гравитациялық момент

Гравитациялық момент КҒА динамикасы мен бағыты үшін негіз болып табылады. Әдетте, біртектес емес денелер массалардың ассиметриялық таралуымен гравитациялық моменттің әсеріне ұшырайды. Шындығында массаның центрі мен дененің ауырлық орталығы сирек біріктірілгендіктен, барлық денелер гравитациялық моменттен зардап шегеді деген қорытынды жасауға болады. [49] сәйкес, жеңілдетілген модельді модельдеу кезінде

Гравитациялық моменттен келесі болжамдар жасалады: тек Жердің гравитациялық өрісі ғана ескеріледі; Жер сфералық түрде симметриялы массаға ие;

ғарыш кемесінің өлшемдері тартылыс орталығының масса центріне дейінгі қашықтықтан әлдеқайда аз; ҒА тек бір денеден тұрады.

Массасы dm КҒА-ның қарапайым көлемін қарастырайық. Қарапайым көлемге әсер ететін күш [38, с.246]:

$$d\vec{F} = -\mu \frac{dm}{|\vec{R} + \vec{R}_{cm}|^3} (\vec{R} + \vec{R}_{cm}) = -\mu \frac{dm}{|\vec{R}_{em}|^3} \vec{R}_{em} \quad (1.23)$$

мұнда, μ – гравитациялық тұрақты, \vec{R}_{em} – dm элементінен Жерге дейінгі қашықтық, \vec{R} – Жерден КҒА массасының центріне дейінгі қашықтық, \vec{R}_{cm} – КҒА массасының центрінен dm элементіне дейінгі қашықтық.

Сонда ҒА-ның барлық көлеміне әсер ететін гравитациялық моментті анықтауға болады [38, с.248]:

$$\vec{M}_{grav} = \int \vec{R}_{cm} \times d\vec{F} = -\mu \int \frac{\vec{R}_{cm} \times \vec{R}_{em}}{|\vec{R}_{em}|^3} dm \quad (1.24)$$

\vec{R}_{cm} , \vec{R}_{em} векторларын БКЖ анықтауға болады[50]:

$$\vec{R}_{cm} = x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k}, \vec{R} = R(R_{0\ 31}^b \vec{i} + R_{0\ 32}^b \vec{j} + R_{0\ 33}^b \vec{k}), \quad (1.25)$$

$$\vec{R}_{em} = \vec{R} + \vec{R}_{cm} = (x + R_{0\ 31}^b)\vec{i} + (y + R_{0\ 32}^b)\vec{j} + (z + R_{0\ 33}^b)\vec{k}, \quad (1.26)$$

$$\vec{R}_{cm} \times \vec{R}_{em} = R[(yR_{0\ 33}^b - zR_{0\ 32}^b)\vec{i} + (zR_{0\ 31}^b - xR_{0\ 33}^b)\vec{j} + (xR_{0\ 32}^b - yR_{0\ 31}^b)\vec{k}] \quad (1.27)$$

Егер Тейлор қатарына ыдырағанда $\left(\frac{R_{cm}}{R}\right)^2$ және одан жоғары мүшелерді елемесеңіз, біз:

$$\frac{1}{(R_{em})^3} = \frac{1}{R^3} \left(1 - \frac{3}{R} (xR_{0\ 31}^b + yR_{0\ 32}^b + zR_{0\ 33}^b)\right) \quad (1.28)$$

Сол дәлдікпен (1.26) және (1.27) аламыз:

$$\frac{\vec{R}_{cm} \times \vec{R}_{em}}{(R_{em})^3} = \frac{1}{R^2} \left[1 - \frac{3}{R} (xR_{0\ 31}^b + yR_{0\ 32}^b + zR_{0\ 33}^b)\right] * \\ * [(yR_{0\ 33}^b - zR_{0\ 32}^b)\vec{i} + (zR_{0\ 31}^b - xR_{0\ 33}^b)\vec{j} + (xR_{0\ 32}^b - yR_{0\ 31}^b)\vec{k}] \quad (1.29)$$

Біз бұл өрнекті (1.24) формуламен алмастырамыз және интегралдаймыз. S_x, S_y, S_z осьтері КФА инерциясының негізгі орталық осьтері болғандықтан, біз келесі өрнектерді аламыз:

$$\int x dm = \int y dm = \int z dm = 0, \quad (1.30)$$

$$\int xy dm = \int xz dm = \int yz dm = 0. \quad (1.31)$$

(1.24) интегралдауды (1.30), (1.31) ескере отырып:

$$\vec{M}_{grav} = \frac{3\mu}{R^3} \int \left[(y^2 - z^2)R_{o\ 32}^b R_{o\ 33}^b \vec{i} + (z^2 - x^2)R_{o\ 33}^b R_{o\ 31}^b \vec{j} + (x^2 - y^2)R_{o\ 31}^b R_{o\ 32}^b \vec{k} \right] dm \quad (1.32)$$

Ескерту

$$\begin{aligned} \int (y^2 - z^2) dm &= I_z - I_y, \quad \int (z^2 - x^2) dm = \\ &= I_x - I_z, \quad \int (x^2 - y^2) dm = I_y \end{aligned} \quad (1.33)$$

мұндағы $I_x, I_y, I_z - S_x, S_y, S_z$ БКЖ осіне қатысты КФА инерция моменттері.

S_x, S_y, S_z координаталар жүйесінің осіне (1.32) проекциялық теңдеу жүргізетін болсақ, онда келесі теңдікті аламыз [50]:

$$M_{b_1}^{grav} = \frac{3\mu}{R^3} (I_z - I_y) R_{o\ 32}^b R_{o\ 33}^b,$$

$$M_{b_1}^{grav} = \frac{3\mu}{R^3} (I_z - I_y) R_{o\ 32}^b R_{o\ 33}^b, \quad (1.34)$$

$$M_{b_1}^{grav} = \frac{3\mu}{R^3} (I_z - I_y) R_{o\ 32}^b R_{o\ 33}^b.$$

R_o^b матрицасының элементтерін (1.33) алмастыра отырып, $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$ -ді ескере отырып, гравитациялық моментті келесі түрде ұсынамыз:

$$\vec{M}_{grav} = 3\omega_0^2 \begin{bmatrix} 2(I_z - I_y)(q_2 q_3 + q_0 q_1)(1 - 2(q_1^2 + q_2^2)) \\ 2(I_x - I_z)(1 - 2(q_1^2 + q_2^2))(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 4(I_y - I_z)(q_1 q_3 + q_0 q_2)(q_2 q_3 + q_0 q_1) \end{bmatrix} \quad (1.35)$$

1.3.3 Атқарушы органның моделі

Магниттік жүйелер мен құрылғылар өте алуан түрлі, бұл олардың кең функционалдық мүмкіндіктерімен ғана емес, сонымен қатар жұмыс принциптері, құрамы, басқару заңдары, конструкторлық және схемалық шешімдерімен және т.б. байланысты болады [51].

Магнитті басқару жүйелерін келесі белгілер бойынша жіктеуге болады [51, 11 б.]:

- борттық желіден электр энергиясын тұтыну деңгейі;
- функционалдық мүмкіндіктері мен мақсаты;
- автономия дәрежесі;
- басқару сипаты;
- бағдар немесе координаттардың базалық жүйесінің түрі;
- әсер ету принципі;
- атқарушы құрылғылардың түрі мен ерекшеліктері.

Магнитті басқару құрылғылары, ҒА тыс күш өрістерін қолданатын басқа құрылғылар сияқты, олар әдетте пассивті деп аталады, себебі олар жұмыс сұйықтығын пайдаланбайды, бірақ бұл жерде энергияны тұтыну тұрғысынан «белсенділік» және «енжарлық» ұғымдарын қарастырамыз [51. , 11-бет].

Белсенді жүйелер дегеніміз - басқарудың магниттік органы тұрақты күйде электр энергиясын тұтылатын басқару жүйелері, мысалы, ферромагниттік өзегі жоқ жалпақ тогы бар және магнит түріндегі магниттік атқарушы органы бар жүйелер [51, 11 б.].

Пассивті басқару жүйелері дегеніміз тұрақты магниттер атқарушы орган, магнитті қатты және магнитті жұмсақ материалдар, магнито-гистерезис магниттік қозғағыштар және т.б. кіретін құрамдас магниттік атқарушы органдар ретінде қолданылатын жүйелер. [51, 11-б.].

Бұл жұмыста магниттік бағдарлау жүйесін құру үшін тұрақты қуатты тұтылатын үш жалпақ төртбұрышты ток өткізгіш катушкалар қолданылады деп болжанады. Катушкалар ғарыш кемесіне өзара перпендикуляр орналасқан.

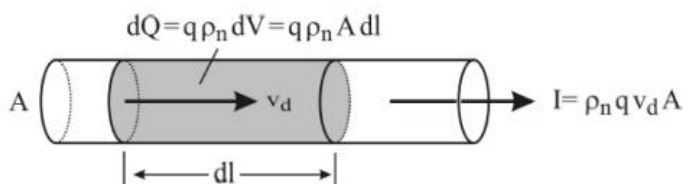
Ағымдағы катушкалардағы басқарылатын магниттік моменттің пайда болуының жалпы көрінісі төменде келтірілген [52, 57-59 б.].

Электрлік заряды q болатын бөлшекке әсер ететін, \vec{v} жылдамдықпен қозғалатын, сыртқы электрлік \vec{E} және магнит \vec{B} өрістерінде жұмыс жасайтын \vec{F}_L Лоренц күші:

$$\vec{F}_L = q \cdot (\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B}) \quad (1.36)$$

Магниттік катушкаларда электрондардың үздіксіз ағымы түріндегі зарядтар электр өрісі бағытында катушканың орамалары бойымен белгілі бір жолдар бойымен жүреді. Сонымен, Лоренц күші катушканың орамасының өткізгіш материалы үшін қолданылатын күш ретінде қарастырылуы мүмкін.

dl катушканың орау ұзындығының қарапайым бөлігін қарастырайық. dl ұзындықтағы орамадағы элементар заряд dQ орамадағы ағынның тығыздығын ρ қолдана отырып анықтауға болады (сурет 1.2) [52, б.57].



1.2 Сурет - Катушканың орамасының элементарлық сегменті [52, б.57]

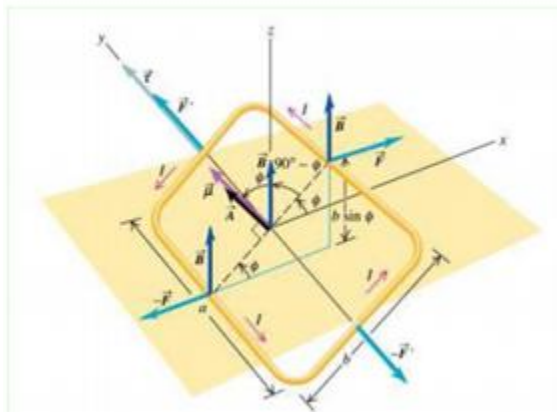
\vec{B} магнит өрісіндегі v_d жылдамдығымен қозғалатын dQ элементар зарядына әсер ететін магниттік күш келесідей анықталады:

$$\begin{aligned} d\vec{F} &= dQ \cdot \vec{v}_d \times \vec{B} = (\rho_n \cdot q \cdot \vec{v}_d \cdot A) \cdot dl \times \vec{B} = \\ &(\rho_n \cdot q \cdot v \cdot A) \cdot d\vec{l} \times \vec{B} = I \cdot d\vec{l} \times \vec{B} \end{aligned} \quad (1.37)$$

Сонымен, ақырлы ұзындықтың орамалық сегментіне әсер ететін күшті сегменттің бүкіл ұзындығына интегралдау арқылы анықтауға болады:

$$\vec{F} = L \cdot \vec{I} \times \vec{B} \quad (1.38)$$

Тікбұрышты ток өткізетін катушканы ұзындықтың a және b төрт түзу сегменттеріне бөлуге болады. 1.3 суретте осы сегменттерге әсер ететін күштер көрсетілген [52, 58 б.].



1.5 Сурет - \vec{B} магнит өрісінің әсерінен көлбеу өткізгіш тізбекте пайда болатын Лоренц күштері [52, б.58]. Тікбұрышты контурдың масс орталығына скаляр бұрау моменті салыстырмалы мынадай түрде берілген:

$$T = 2 \cdot F \cdot \frac{b}{2} \cdot \sin \varphi \quad (1.39)$$

Біздің жағдайда (1.24) өрнекті жеңілдетуге болады:

$$F = I \cdot a \cdot B \quad (1.40)$$

(1.39) ішінен (1.40) алмастыратын болсақ:

$$T = I \cdot a \cdot b \cdot \sin \varphi = I \cdot A \cdot B \cdot \sin \varphi \quad (1.41)$$

Катушканың бір айналымы үшін магниттік моментті анықтау:

$$m = I \cdot A \quad (1.42)$$

Бұрылыс саны $N \geq 1$ катушкалары үшін мынаны аламыз:

$$m = N \cdot I \cdot A \quad (1.43)$$

Әрі қарай, векторлық өнімнің негізгі қасиетін ескере отырып:

$$|\vec{a} \times \vec{b}| = |\vec{a}| \cdot |\vec{b}| \cdot \sin \angle(\vec{a}, \vec{b})$$

және (1.41) ескере отырып, өзара перпендикуляр түрде бекітілген үш магниттік катушкалар көмегімен алынған механикалық моменттің келесі формасы болатындығын аламыз [53]:

$$\vec{T} = \vec{m} \times \vec{B} = \begin{pmatrix} N_1 & I_1 & A_1 \\ N_2 & I_2 & A_2 \\ N_3 & I_3 & A_3 \end{pmatrix} \times \vec{B} \quad (1.44)$$

Айнымалы тоқты катушкаларға орнату арқылы магниттік моменттің әртүрлі мәндерін алуға болады. Осылайша, орнатылған магниттік сенсорды қолдана отырып, геомагниттік өріс индукция векторының компоненттерін өлшеу және орамадағы ток күшін реттеу арқылы құрылған магниттік моменттің мөлшерін басқаруға және АБА тиімді басқаруға қол жеткізуге болады.

2 ЭЛЕКТРОМАГНИТТІК АТҚАРУШЫ ОРГАНДАРДЫҢ КӨМЕГІМЕН ШАҒЫН ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БҰРЫШТЫҚ ЖЫЛДАМДЫҒЫН ДЕМПФИРЛЕУ АЛГОРИТМІ

2.1 Шағын ғарыш кемесінің бұрыштық жылдамдығын түсірудің алгоритмдері

Қалдық моменттің МСА бұрыштық жылдамдығын тұрақтандыру алгоритмдерінің жұмысына әсерін қарастырайық.

Ұшу аппаратынан бөлек тұрған кезде, шағын ғарыш кемесі аппарат номиналды режимде жұмыс істей бастағанға дейін сөндірілуі керек, масса центріне қатысты жеткілікті жоғары бұрыштық айналу жылдамдығын алады (оның айналуының орбиталық бұрыштық жылдамдығынан едәуір жоғары) [54]. Бастапқы бұрыштық жылдамдықты түсіру үшін жиі қолданылатын алгоритмдердің бірі - белсенді магниттік бағдарлау жүйесімен жабдықталған барлық дерлік ММА-да қолданылатын В нүктелі алгоритмі [53, 184 б.]. Ғарыш кемесі Жердің айналасында айналатындықтан, спутниктік координаталар жүйесіндегі магнит өрісінің векторы ҒА позициясына байланысты өзгереді.

«В-dot» алгоритмінің принципі КҒА орналасқан магниттік сенсормен өлшенетін магнит өрісінің векторының минимумына негізделген. Бұл жағдайда ҒА бұрыштық жылдамдығының төмендеуіне қол жеткізу керек. Бұрыштық демпферлік алгоритм екінші Ляпунов әдісі негізінде тежелмеген қозғалыстың асимптотикалық орнықтылығына негізделген [55], спутниктің айналу кинетикалық энергиясын азайту жағдайынан:

$$\frac{dT_{\text{вп}}}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} \vec{\omega}_{bi}^b T \cdot I \cdot \vec{\omega}_{bi}^b \right) < 0 \quad (2.1)$$

мұндағы, $T_{\text{вп}}$ – айналмалы қозғалыс энергиясы;

$\vec{\omega}_{bi}^b$ – байланысқан координаталар жүйесінің осіндегі проекциялардағы ғарыш кемесінің бұрыштық жылдамдығы;

I – ғарыш аппараттарының инерция тензоры.

Ары қарай ыңғайлы болу үшін $\vec{\omega} = \vec{\omega}_{bi}^b$ белгілеуін енгіземіз.

Айналу кезіндегі кинетикалық энергияның төмендеуі басқару моменті мен бұрыштық жылдамдықтың векторларының скаляр көбейтіндісі теріс болуы керек дегенді білдіреді:

$$\vec{\omega}^T \cdot \vec{M} < 0 \quad (2.2)$$

Басқару моменті \vec{m} және \vec{B} векторлық көбейтіндісі ретінде анықталады:

$$\vec{M} = \vec{m} \times \vec{B}^b \quad (2.3)$$

мұндағы \vec{m} – КА атқарушы органдарымен пайда болған электромагниттік магниттік момент векторы, ал \vec{B}^b - жердің магнит өрісінің векторы.

Демек, (2.2) теңсіздікті қамтамасыз ету үшін келесі теңсіздікті қанағаттандыруы қажет:

$$\omega \cdot (\vec{m} \times \vec{B}) < 0$$

немесе

$$\vec{m}^T \cdot (\vec{\omega} \times \vec{B}^b) < 0 \quad (2.4)$$

Осылайша, бұрыштық жылдамдықты азайту үшін КА магниттік момент векторы $\vec{\omega} \times \vec{B}^b$ кедергі бұрышын құру үшін қажет. Алгоритмнің тиімділігі осы екі вектор антипараллель болған кезде қол жеткізіледі:

$$\vec{m} = C \cdot (\vec{\omega} \times \vec{B}^b) \quad (2.5)$$

мұндағы $C < 0$. Аппараттың жылдам айналу жағдайында болуы жазу болады:

$$\vec{B}^b \approx \vec{\omega} \times \vec{B}^b \quad (2.6)$$

Осылайша (2.5) өрнегінен «B-dot» басқару заңын аламыз:

$$\vec{m} = C \cdot \vec{B}^b \quad (2.7)$$

(2.6) болжам "B-dot" басқару моментінің мүмкін демпфирленушінің төменгі шегін анықтайды. Маневр басында геомагниттік өрістің жылдамдығы КА бұрыштық жылдамдығымен салыстарғанда өзгеруі аз; кинетикалық энергиясының айналуы біртіндеп (2.6) болжамның орындалмауына әкеледі. Теориялық тұрғыдан, алгоритм бұрышты демпфирлеу толық деп саналады, егер КА бұрыштық жылдамдығының айналуы геомагниттік өрістің жылдамдығымен тең болғанда және осы кезде айналу жылдамдығы нөлге тең болмағанда.

Кез келген орбитадағы экваторлық орбита мен оған жақын орналасқан магниттік өрістерден басқа КА бұрыштық жылдамдағын толық демпфирлеу үшін екі катушка ғана қажет [56].

Практикада B_i келесі аппроксимацияны түрінде ұсынылады [57]:

$$B_{i,k}^b \approx \frac{B_{i,k}^b - B_{i,k-1}^b}{\Delta t} \quad (2.8)$$

"B-dot" пропорционалды реттеуішінің баламасы ретінде гистерезис реттегішін пайдалануға болады, яғни «B-dot bang-bang» басқару – бұл уақыт

бойынша оңтайлы басқару болып табылады. ЭМИО басқару гистерезис реттегішті пайдалану жағдайында ең жоғарғы шамасы ғана пайдаланылады [57, 533 б.; 58]:

$$m_x = -m_{max} \text{sign}(B_x^b) \begin{cases} m_{max} & B_x^b < 0, \\ -m_{max} & B_x^b > 0, \end{cases}$$

және ұқсас

$$m_y = -m_{max} \text{sign}(B_y^b)$$

$$m_z = -m_{max} \text{sign}(B_z^b) \begin{cases} m_{max} & B_z^b < 0, \\ -m_{max} & B_z^b > 0, \end{cases} \quad (2.9)$$

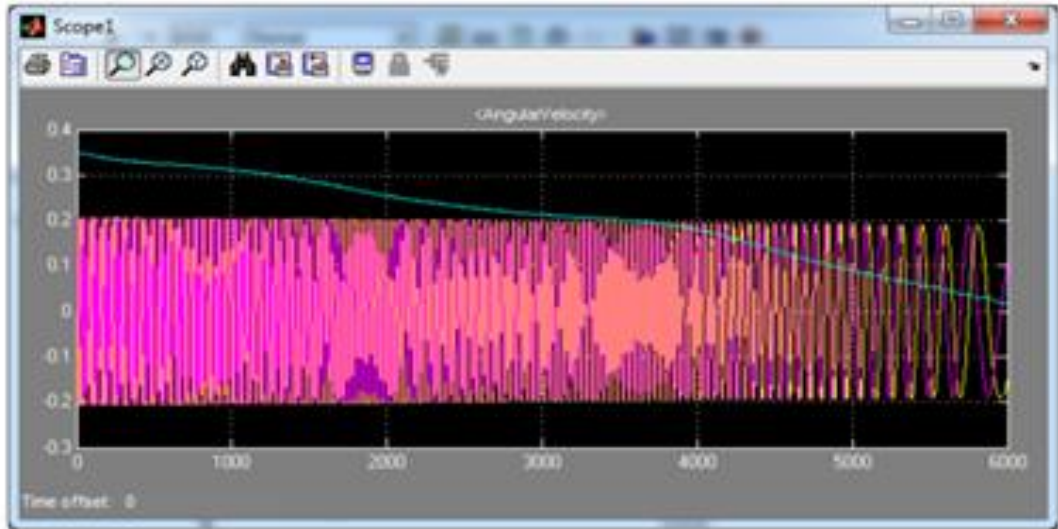
мұндағы m_{max} – ЭМИО магниттік момент үшін максималды шама.

МСА бұрыштық жылдамдығын тұрақтандыруға арналған тағы бір алгоритм. Бұл алгоритм геомагниттік өріске негізделген, яғни КА бір осіне тұрақты магнит орнатылса, ал қалған екеуіне «B-dotbang-bang» басқару схемасы жұмыс істейді [57, 533 б.]:

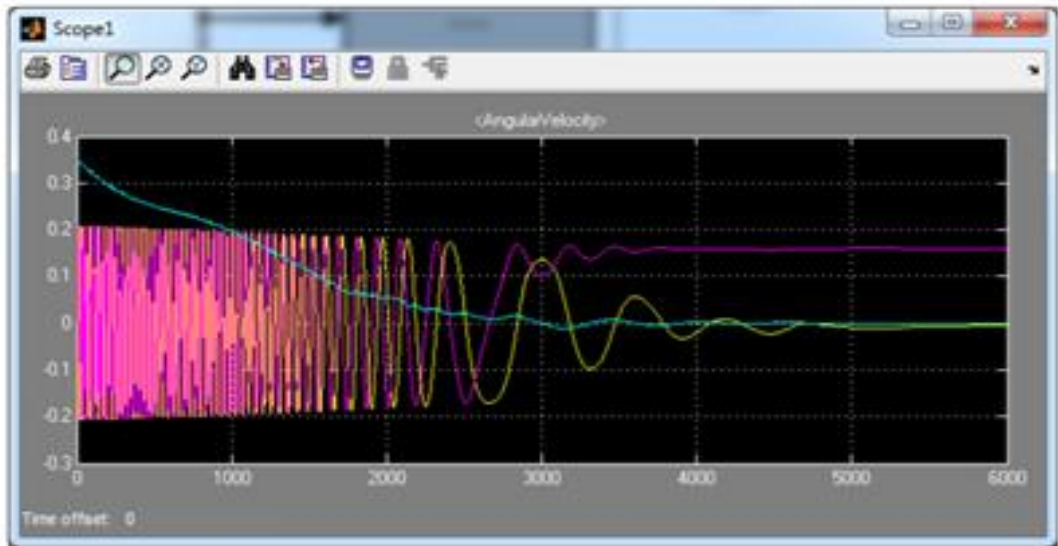
$$\vec{m} = m_{max} \begin{pmatrix} -\text{sign}(B_x^b) \\ \text{sign}(B_y^b) \\ \frac{1}{2} \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

2.2 Кіші ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдығының демпфирлеу алгоритмін сандық модельдеу нәтижелері

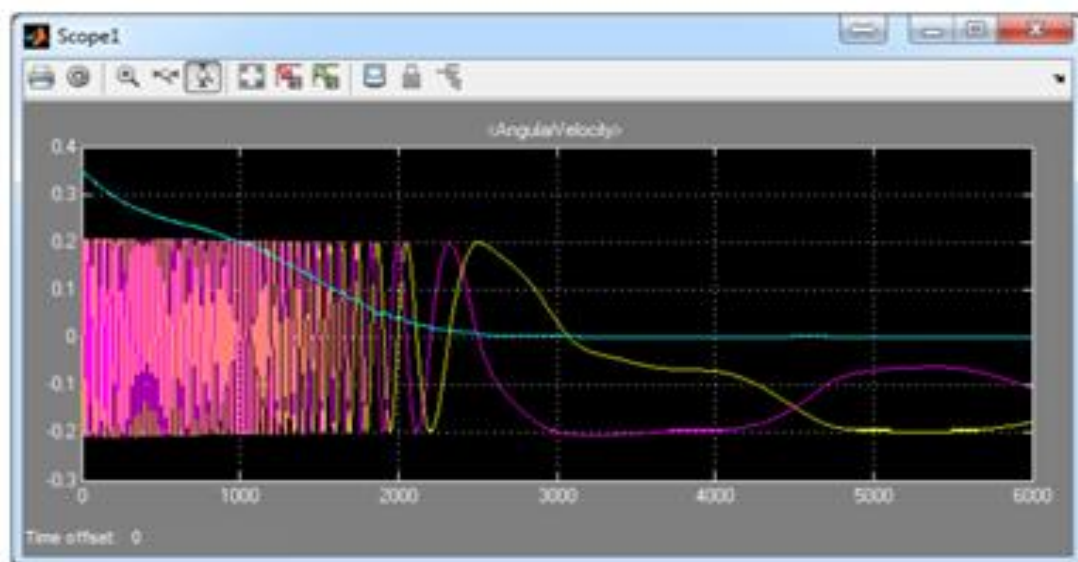
Жоғарыда келтірілген алгоритмдер негізінде сандық шағын ғарыш аппаратының бұрыштық жылдамдықтарын демпфирлеу есебін модельдеу Simulink/Matlab ортасындағы аппаратында жүргізілген. Сандық модельдеу нәтижелері 2.1-2.3 суреттерде келтірілген. Сандық есептеулер жүргізу кезінде келесі шамалар момент инерциясы және магниттік моментінің қалдығы қолданылды $I = [0.0505 \ 0.0505 \ 0.0109]$ (кгм²), $\vec{m}_{res} = [0.0010 \ 0.0010 \ 0.0010]$ (А·м²). Орбитаның биіктігі КА 600 км, орбитаның бір орамының периоды 6024с құрайды [59].



2.1 Сурет - «V-dot» басқаруды қолдану нәтижесіндегі ҒА бұрыштық жылдамдығының өзгеруі



2.2 Сурет – «V-dot bang-bang» басқаруды қолдану нәтижесіндегі ҒА бұрыштық жылдамдығының өзгеруі



2.3 Сурет – Геомагнит өрісі сызықтарының артына жүру негізінде басқаруды қолдану нәтижесінде FA бұрыштық жылдамдығын өзгерту

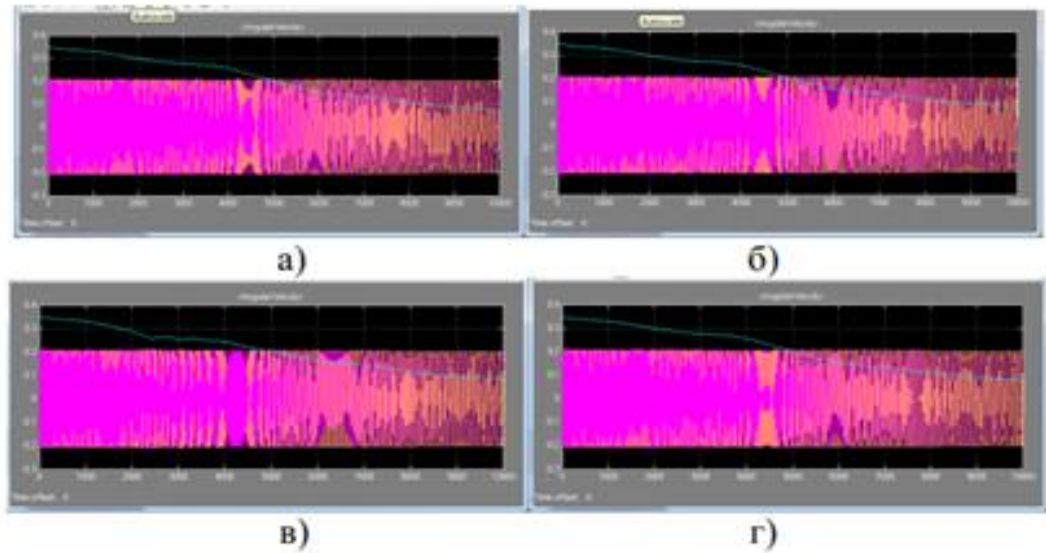
Суретте көрсетілгендей, ғарыштық аппараттың бұрыштық жылдамдық векторының екі компоненті нөлдің айналасында тұрақтанады, вектордың үшінші компоненті басқа мәннің айналасында тұрақтанады. 2.1-кестеде "B-dot" алгоритмдерінің үш модификациясын салыстыру келтірілген.

2.1 Кесте – Бұрыштық жылдамдықты тұрақтандыру алгоритмдері сапасының көрсеткіштері

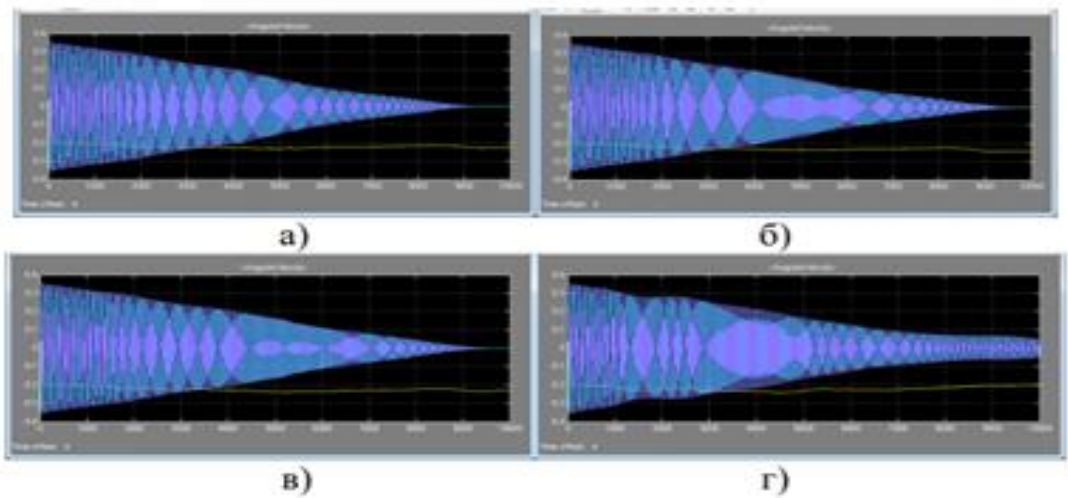
Басқарудың әдістері	Басқарудың сапа көрсеткіші	
	Бұрыштық жылдамдықтың өшу ұзақтығы, с	Тұрақтандыру дәлдігі (бұрыштық жылдамдықтың модулі, рад/с $\omega_0=0$, 4 рад/с)
Алгоритм «B-dot»	9936	0,1891
Алгоритм «B-dot bang-bang»	1867	0,1891
геомагниттік өрістің сызықтары бойынша негізделген алгоритм	2450	0,1891

"B-dot bang-bang" үш алгоритмінен басқару неғұрлым тиімді болып табылады және бұрыштық жылдамдықты тұрақтандыру орбитадан кем болып табылады, бұл ЭМИО берілген параметрлерде қолайлы нәтиже болып табылады. Бұдан әрі қалдық магниттік моменттің әсерін бағалау үшін "B-dot bang-bang" алгоритмін және қалдық магниттік моменттің келесі мәнін қолданамыз: (ажағдай) $\vec{m}_{res} = [0.0$

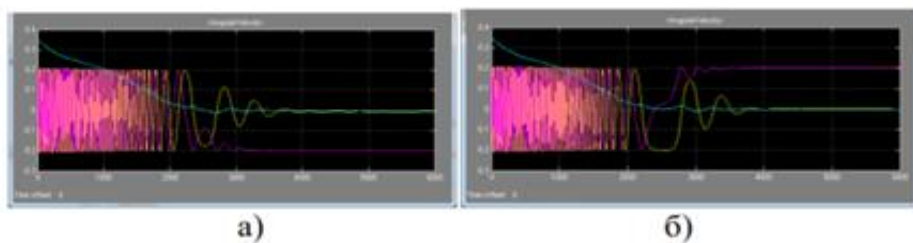
0.0 0.0 0.0] ($A \cdot M^2$), (бжағдай) $\vec{m}_{res} = [0.0 \ 5.0 \ 0.0 \ 0.0]$ ($A \cdot M^2$), (вжағдай) $\vec{m}_{res} = [0.0 \ 5.0 \ 0.0 \ 0.0]$ ($A \cdot M^2$), (гжағдай) $\vec{m}_{res} = [0.5 \ 0.0 \ 0.0 \ 0.0]$ ($A \cdot M^2$) [60;61]. Нәтижелері 2.4 – 2.8 суреттерінде ұсынылған.



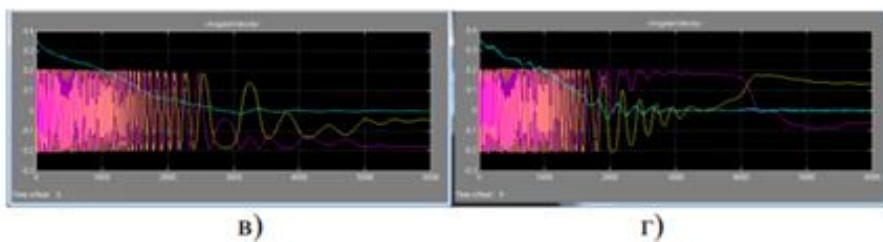
2.4 Сурет– ШҒА момент инерциясының бұрыштық жылдамдығының өзгеруі $I = [0.4 \ 0.4 \ 0.08]$ ($кг/м^2$)



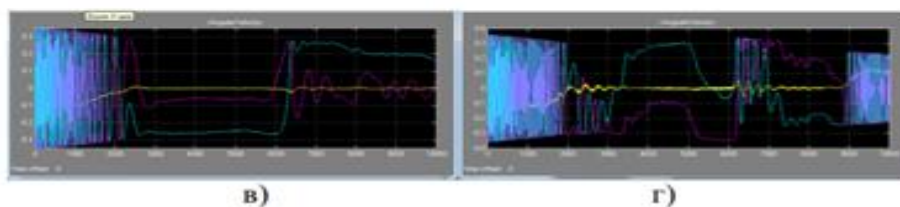
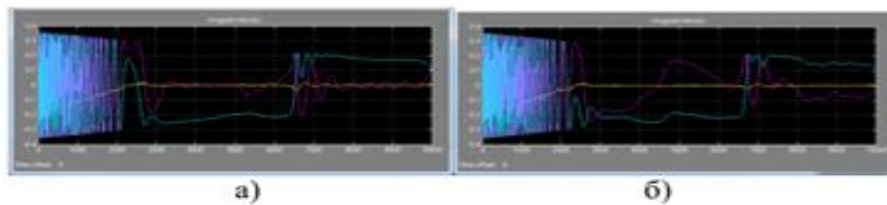
2.5 Сурет– ШҒА момент инерциясының бұрыштық жылдамдығының өзгеруі $I = [0.0459 \ 0.0328 \ 0.0328]$ ($кг/м^2$)



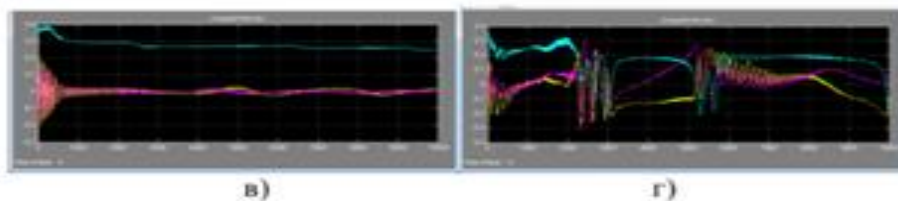
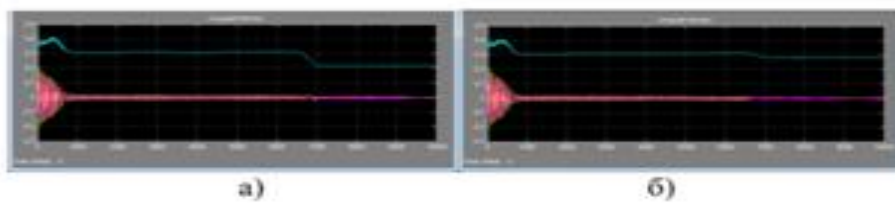
2.6 Сурет– ШҒА момент инерциясының бұрыштық жылдамдығының өзгеруі
 $I = [0.0505 \ 0.0505 \ 0.0109]$ ($кг/м^2$)



2.6 сурет –жалғасы



2.7 Сурет– ШҒА момент инерциясының бұрыштық жылдамдығының өзгеруі $I = [0.0459 \ 0.00067 \ 0.0333 \ 0.0333]$ ($кг/м^2$)



2.8 Сурет– ШҒА момент инерциясының бұрыштық жылдамдығының өзгеруі
 $I = [0.0017 \ 0.0015 \ 0.00020]$ ($кг/м^2$)

Бұл бөлімде қалдық магниттік моменттің әсерінен ШҒА айналмалы қозғалысы қарастырылды. Инерция моменттерінің әр түрлі мәндері үшін бірнеше жағдайлар қарастырылды. Инерция моменті ХКА өлшемі мен массасына байланысты. 2.5-2.6-суреттер қалдық магнитті моментті есепке алмағанда бұрыштық жылдамдық екі компоненті нөлге ұмтылады және үшінші компоненті басқа мәннің айналасында тұрақталады, қалдық магниттік моменті болған жағдайда бұрыштық жылдамдықты тұрақтандыруға көп уақыт талап етіледі. (б, в, г жағдайлары). 2.7 – 2.8 сурет қалдық магниттік момент үлкендермен салыстырғанда шағын ғарыштық аппараттардың динамикасына үлкен әсер етеді (1U және 3U Cubesat) (2.4 сурет). Нәтижелер бір осьтің бойымен әрекет ететін тұрақты қалдық магниттік Мо динамикасына айтарлықтай әсер ететінін көрсетеді. Осылайша, ХКА жобалау кезінде осы факт ескерілуі тиіс.

3.БАСҚАРУДЫҢ ЖЕЛІЛІК ЗАҢЫ НЕГІЗІНДЕ ШАҒЫН ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАҒДАРЫН БАСҚАРУ

3.1 Қалдық магниттік моменттің орнын толтыруды ескере отырып, желілік ПД-реттеуіш негізінде ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқару

ПД – реттеуіш әртүрлі техниканы, соның ішінде ғарыштық техниканы басқару жүйелерін әзірлеу үшін өте жиі қолданылады. Бұл жұмыста магнит жүйелерін құрастыру үшін пропорционалды дифференциалды реттеу принциптерін қолдану мәселесі қарастырылады ШҒА [62].

ШҒА айналмалы қозғалысының динамикасымен кинематикасы (1.8), (1.10) теңсіздіктерінде сипатталған.

Электртогын магнитар қылы өткізу кезінде ондағы мүшелер магнит моментінің индукциялайды:

$$m = [m_x, m_y, m_z], \quad (3.1)$$

ол жердің магниттік өрісімен өзара әсер етеді және мұның нәтижесі өзара әсер етуі күшті басқару моментінің пайда болуы болып табылады:

$$M = \vec{m} \times \vec{B}^b, \quad (3.2)$$

мұндағы \vec{B}^b - Жердің магнит өрісінің магнит индукциясының векторы координаталар жүйедегі байланыс.

Әлбетте, басқару моментінің шамасы мен оның сипаты контурдың магнит моментінің мәнімен анықталады. Бұл жұмыста ток өткізуші контурлардың магнит моментінің өзгеруін басқару үшін ПД-реттегіш қолданылады.

ПД шығыс айнымалы – реттегіштің өрнегімен сипатталады [63;62, 15 б.]:

$$u(t) = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.3)$$

мұндағы t – уақыт;

K_p, T_i, K_d - белгісіз пропорционалды коэффициент және тұрақты дифференциалды саралау;

$e(t)$ - келісу сигналы.

Біздің жағдайымызға қолданғанда басқару векторы ток өткізуші контурлардың магниттік моменттерінің мәндерімен сипатталады:

$$\vec{u} = [m_x, m_y, m_z],$$

бұл ретте басқару сигналдары мынадай түрде қалыптастырылады:

$$\vec{u} = - \begin{pmatrix} K_p^1 & 0 & 0 & K_d^1 & 0 & 0 \\ 0 & K_p^{21} & 0 & 0 & K_d^1 & 0 \\ 0 & 0 & K_p^3 & 0 & 0 & K_p^3 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \\ \Delta \omega_1 \\ \Delta \omega_2 \\ \Delta \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_p^1 \Delta q_1 - K_d^1 \Delta \omega_1 \\ -K_p^2 \Delta q_2 - K_d^2 \Delta \omega_2 \\ -K_p^3 \Delta q_3 - K_d^3 \Delta \omega_3 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

мұндағы $K_p^i, K_d^i, i=1, \dots, n$ – белгісіз коэффициенттер;

$\Delta q_1, \Delta q_2, \Delta q_3$ - квадратионның векторлық бөлігінің компонентінің ескере отырып, ШҒА-ның ағымдағы бағдарлануынан ауытқу, $\Delta \vec{Q} = [q_0, \overline{\Delta q}]$;

$\Delta \omega_1, \Delta \omega_2, \Delta \omega_3$ - ағымдағы бұрыштық жылдамдықтың ауытқу қажетті ШҒА векторының компоненттері.

$$\Delta \vec{Q} = Q \rightarrow_{bi} \otimes \overline{Q_T^{-1}} \quad (3.5)$$

мұндағы $Q \rightarrow_T$ – кватернион талап етілетін бағдар. (3.4) формуладан көрініп тұр, ПД-реттеуіш басқару жүйеге қосу үшін белгісіз коэффициенттерді:

K_p, K_d анықтау қажет.

Осы коэффициенттерді есептеу үшін тәжірибеде әртүрлі әдістемелер қолданылады.

Мысалы, оларды кез келген классикалық синтез ПД-реттеуіштің диаграммаларды қолдану арқылы есептеуге болады. Боденемесетүбірлік граф әдісімен. Ол үшін жүйе тұрақты, әрі фаза мен амплитудадан қоры болуы қажет.

Сонымен қатар, коэффициентті есептеу үшін генетикалық алгоритм қолдануға болады (ГА) [64]. Ол үшін тұрақтылық қорын анықтау және диаграммаларды құру қажет емес. Жалғыз ғана талап – бұл реттегіштің кез келген баптауларында сапа критерийін есептеу. Коэффициентті ГА әдісімен табу үшін тұрақты, әрі тұрақты емес басқару объектілер қолдануға болады. Реттеуіштің коэффициенті ГА өзі таңдалады, бұл әдіс пен жүйе тұрақты болады. Егер жүйе бастапқыда тұрақты болса, онда ешқандай қиындық туындамайды. Ол үнемі өтпелі процессте реттеу сапасының қажетті көрсеткіштерін қанағаттандыратындай коэффициентті таңдайды. Бірақ ГА іске асыру кейде үлкен есептеу қуатын талап етеді, бұл көптеген жағдайларда МКА үшін қолданылмайды.

Осы жұмыста коэффициенттерді анықтау үшін K_p, K_d бірнеше тәсілдерді қолдану ұсынылады: квадраттық сапа критерийіне негізделген оңтайлы тәсіл және жабық басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуінің тамырларының оңтайлы орналасуна негізделген тәсіл.

Квадраттық сапа критерийіне негізделген оңтайлы тәсіл минималды функционалдылықты беретін \vec{u} анықтамасын білдіреді [52, 100 б.; 62, 17-б.]:

$$J(\vec{u}) = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [\overline{\Delta\vec{X}}^T W \overline{\Delta\vec{X}} + \vec{u}^T P \vec{u}] dt, \quad (3.6)$$

мұндағы

$\overline{\Delta\vec{X}}$ - динамикалық жүйенің ағымдағы күйінің қалағаннан ауытқу векторы, $\overline{\Delta\vec{X}} = \vec{X} - \vec{X}_m$;

\vec{u} - басқару векторы;

$W \geq 0, P > 0$ - тұрақты матрицалар.

Форманың сызықтық жүйелері үшін квадраттық сапа критерийіне негізделген оңтайлы есептер шешіледі:

$$\frac{d\vec{X}}{dt} = A\vec{X} + B\vec{u}, \quad (3.7)$$

мұндағы \vec{X} - динамикалық жүйе күйінің векторы;

A - жүйенің матрицасы;

B - басқару матрицасы.

Қарастырылып отырған жүйе үшін Гамильтонианның келесі формасы бар:

$$H = \frac{1}{2} (\overline{\Delta\vec{X}}^T W \overline{\Delta\vec{X}} + \vec{u}^T P \vec{u}) + \vec{h}^T (A\vec{X} + B\vec{u}), \quad (3.8)$$

мұндағы

\vec{h} - біріктірілген айнымалылардың векторы.

\vec{u} басқару қажетті оңтайлылық шарттарынан анықталады:

$$\frac{\partial H}{\partial u} = P\vec{u} + B^T \vec{h} = 0, \quad (3.9)$$

$$\vec{u} = -P^{-1} B^T \vec{h}. \quad (3.10)$$

(3.10) -дағы \vec{h} -ты сызықты комбинация ретінде анықтаймыз:

$$\vec{h} = R\vec{X} + \vec{h}_1. \quad (3.11)$$

(3.11) дифференциалдай отырып, одан алатынымыз:

$$\dot{\vec{h}} = \dot{R}\vec{X} + R\dot{\vec{X}} + \dot{\vec{h}}_1. \quad (3.12)$$

Біріктірілген айнымалылардың дифференциалдық теңдеулері келесідей анықталады:

$$\dot{\vec{h}} = -\frac{\partial H}{\partial \vec{X}} = -W\overline{\Delta\vec{X}} - A^T \vec{h} = W\vec{X}_m - W\vec{X} - A^T R\vec{X} - A^T \vec{h}_1. \quad (3.13)$$

(3.12) -ні (3.13) –кеауыстыра отырып, біз мыналарды аламыз:

$$\dot{R}\vec{X} + R\vec{X} + \vec{h}_1 - W\vec{X}_m + W\vec{X} + A^T R\vec{X} + A^T \vec{h}_1 = 0. \quad (3.14)$$

(3.7), (3.10) -ды (3.14)-ке ауыстыра отырып, біз мыналарды аламыз:

$$(\dot{R} + RA + A^T R - RBP^{-1}B^T R + W)\vec{X} = 0. \quad (3.15)$$

және

$$\vec{h}_1 + (A - BP^{-1}B^T R)\vec{h}_1 - W\vec{X}_m = 0. \quad (3.16)$$

(3.15) теңдеуінің шешімі болады, егер:

$$\dot{R} + RA + A^T R - RBP^{-1}B^T R + W = 0 \quad (3.17)$$

Осылайша (3.10) нысандағы бақылауды анықтау үшін:

$$\vec{u} = -K\vec{X} - P^{-1}B^T \vec{h}_1, \quad (3.18)$$

$$K = P^{-1}B^T R.$$

дифференциалдық теңдеулерді (3.16), (3.17) $\vec{h}_1(t_k) = 0, R(t_k) = 0$ шекаралық жағдайда шешу қажет.

Алдыңғы тәсіл сияқты, тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуінің түбірлерін оңтайлы орналастыруға негізделген тәсіл, алдыңғы тәсіл сияқты қолданылады (3.7). Бұл тәсілдің мақсаты - заң параметрлерінің матрицасын анықтау басқару элементтері:

$$\vec{u} = K\vec{X}, \quad (3.19)$$

онда тұйық циклды басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуінің тамырлары алдынала анықталған нүктелерде немесе күрделі жазықтықтың аудандарында орналасады және өтпелі уақыттың жылдамдығы сияқты тұйық жүйенің сипаттамаларының қажетті мәндерін қамтамасыз етеді.

Бұл жұмыста LMI-аймақтар деп аталатын сызықтық матрицалық теңсіздіктер жүйесімен сипатталатын тұйық жүйенің сипаттамалық теңдеуінің түбірлерінің орналасуын қамтамасыз ететін басқару заңы параметрлерінің матрицасының анықтамасын қарастырамыз.

LMI-аймақ - $x = \text{Re}(z), y = \text{Im}(z)$ айнымалыға қатысты сызықтық матрицалық теңсіздікпен берілген күрделі жазықтықтың ішкі жиынтығы [65; 62, 196.]:

$$f(z) < 0. \quad (3.20)$$

$f(z)$ функциясын теңсіздік (3.20) блок матрицасымен салыстыруға болады [66]:

$$M(A, X) = \alpha Y + \beta \otimes AY + \beta^T \otimes (AY)^T, \quad (3.21)$$

мұндағы

⊗- Кронекер өнімінің жұмысы.

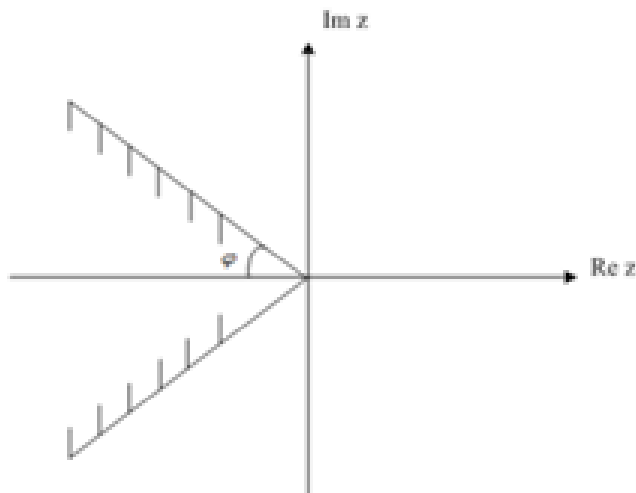
Сонда теңсіздікті (3.21) келесі түрде жазуға болады:

$$M(A, Y) < 0, Y > 0. \quad (3.22)$$

Мысал ретінде, 3.1 суретте көрсетілген LMI қарапайым аймағын береміз [66, б.21], ол үшін теңсіздіктер (3.20) және (3.22) түрінде жазылады:

$$f_2(z) = \begin{pmatrix} (z + \bar{z}) \sin \varphi & (z - \bar{z}) \cos \varphi \\ -(z - \bar{z}) \cos \varphi & (z + \bar{z}) \sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (3.23)$$

$$\begin{pmatrix} (AY + YA^T) \sin \varphi & (AY - YA^T) \cos \varphi \\ -(AY - YA^T) \cos \varphi & (AY + YA^T) \sin \varphi \end{pmatrix} < 0, Y > 0. \quad (3.24)$$



3.1 Сурет - LMI – аудан $D = \{z: \operatorname{Re} z \operatorname{tg} \varphi < -|\operatorname{Im} z|\}$

Осылайша, жоғарыда келтірілген тәсілдегі (3.19) бақылауды анықтау мәселесі теңсіздікті қанағаттандыратын $Y = Y^T > 0$ және k , матрицаларына табуға дейін азияды [66, 22б.]:

$$M(A + BK, Y) < 0. \quad (3.25)$$

$Z = KY$ деп, соңғы теңсіздік Y және Z белгісіз матрицаларға қатысты сызықтық матрицалық теңсіздік ретінде жазылуы мүмкін:

$$M(A,Y) + \beta \otimes BZ + \beta^T \otimes Z^T B^T < 0. \quad (3.26)$$

Осы матрицалар табылғаннан кейін басқару заңы параметрлерінің қажетті матрицасы $K = ZY^{-1}$ ретінде анықталады [66, 246].

Осы жұмыста тамыр орналасқан аймақ ретінде тұйықталған жүйенің сипаттамалық теңдеуі $q = -0.012$ нүктесінде және $r = 0.012$ радиусы бар диск түріндегі $f(q,r)$ аймағы қарастырылады. $f(q,r)$ аймағының ішінде тұйықталған жүйенің сипаттамалық теңдеуінің тамырларының орналасу шарттары теңсіздік түрінде анықталады:

$$\begin{pmatrix} -rY & qY + AY + BZ \\ qY + YA^T Z^T B^T & -rY \end{pmatrix} < 0, Y > 0. \quad (3.27)$$

Жоғарыда келтірілген теорияны біздің жағдайда қолдану үшін МКА-ның айналу қозғалысының теңдеулері сызықтық түрде түзіліп, (3.7) формасына дейін азайтылуы керек.

Күй векторы мен басқару векторын қабылдаймыз $\vec{X} = [q_1, q_2, q_3, \omega_1, \omega_2, \omega_3]$, $\vec{u} = [m_x, m_y, m_z]$.

$$\vec{\omega}_{bl}^b = [0, 0, 0], \vec{Q}_{bl} = [1, 0, 0, 0]$$

Тепетендік позициясына қатысты ғарыш кемесінің динамикасының теңдеулерін сызамыз. Ыңғайлы болу үшін $\vec{\omega} = \vec{\omega}_{bl}^b$, $\vec{Q} = \vec{Q}_{bl}$ белгісін енгіземіз, сонда:

$$\vec{Q} = [q_0 + \delta q_0, q_1 + \delta q_1, q_2 + \delta q_2, q_3 + \delta q_3], \quad (3.28)$$

$$\vec{\omega} = [\omega_x + \delta \omega_x, \omega_y + \delta \omega_y, \omega_z + \delta \omega_z], \quad (3.29)$$

(3.27), (3.28) -ді (1.8), (1.10) -ға ауыстырып, бірінші ретті жоғарыдағы шарттарды алып тастағанда, біз ШФА-ның айналмалы қозғалысының сызықтық теңдеулерін аламыз:

$$\begin{aligned} \delta \omega_x &= \frac{1}{I_x} M_x, \\ \delta \omega_y &= \frac{1}{I_y} M_y, \\ \delta \omega_z &= \frac{1}{I_z} M_z, \\ \delta q_1 &= \frac{1}{2} \delta \omega_x, \end{aligned} \quad (3.30)$$

$$\begin{aligned}\delta q_2 &= \frac{1}{2} \delta \omega_y, \\ \delta q_3 &= \frac{1}{2} \delta \omega_z.\end{aligned}$$

Магниттік моментті түзу үшін (3.2) өрнегін қайта жазамыз:

$$\vec{M} = [\vec{m} \times] R_i^b \vec{B}^i, \quad (3.31)$$

мұндағы

$\vec{B}^i = [B_x, B_y, B_z]$ - Жердегі магнит өрісінің магнит индукция векторы инерциялық координаттар жүйесі;

$$[\vec{m} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -m_z^b & m_y^b \\ m_z^b & 0 & -m_x^b \\ -m_y^b & m_x^b & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.32)$$

$$R_i^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

(3.28) ескере отырып, (3.33)-тен мыналарды аламыз:

$$R_i^b = \begin{bmatrix} 1 & 2\delta q_3 & -2\delta q_2 \\ -2\delta q_3 & 1 & 2\delta q_1 \\ 2\delta q_2 & -2\delta q_1 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.34)$$

Ғарыш кемесінің тепе-теңдік жағдайында $\delta q_1 = 0, \delta q_2 = 0, \delta q_3 = 0$. Сонда (3.34)-тен:

$$R_i^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.35)$$

(3.35) ескере отырып, сызықты басқару моментінің өрнегі келесі форманы алады:

$$\vec{\delta M} = \begin{bmatrix} -m_z B_y^i + m_y B_z^i \\ m_z B_x^i - m_x B_z^i \\ -m_y B_x^i + m_x B_y^i \end{bmatrix}. \quad (3.36)$$

(3.30), (3.36) негізінде А және В матрицалары келесі формада болады:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.37)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_x} B_z^i & -\frac{1}{I_x} B_y^i \\ -\frac{1}{I_y} B_z^i & 0 & \frac{1}{I_y} B_x^i \\ \frac{1}{I_z} B_y^i & -\frac{1}{I_z} B_x^i & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.38)$$

W, P матрицалары оң белгілі диагональды матрицалар:

$$W = \text{diag} \left(\frac{1}{\Delta q_1^{\max}}, \frac{1}{\Delta q_2^{\max}}, \frac{1}{\Delta q_3^{\max}}, \frac{1}{\Delta \omega_1^{\max}}, \frac{1}{\Delta \omega_2^{\max}}, \frac{1}{\Delta \omega_3^{\max}} \right), \quad (3.39)$$

$$P = \text{diag} \left(\frac{1}{M_{1 \text{ упр}}^{\max}}, \frac{1}{M_{2 \text{ упр}}^{\max}}, \frac{1}{M_{3 \text{ упр}}^{\max}} \right), \quad (3.40)$$

мұндағы

$\Delta \omega_i^{\max}, \Delta q_i^{\max}, i = \overline{1 \dots 3}$ - бұрыштық жылдамдықтағы максималды ауытқулар және МКА бұрыштық позициясы .

$M_{1 \text{ упр}}^{\max}, M_{2 \text{ упр}}^{\max}, M_{3 \text{ упр}}^{\max}$ - магнитті басқарудың максималды моменттері атқарушы органдар.

3.2 Ғарыш аппараттарының қозғалысын басқарудың сандық модельдеу нәтижелері

Бұл бөлімде әр түрлі бағдарлау маневрлеріне қолданылатын сызықтық басқару заңына негізделген магниттік бағдарлау жүйелеріне арналған басқару алгоритмінің тиімділігін талдаймыз: орбиталық бағдарлау және орбиталық бағдарлауды қолдау [62, 26б.].

Орбиталық бағдарлау ШҒА -ның кері айналуын білдіреді кездейсоқ бұрыштық позициясы кездейсоқ бұрыштық жылдамдықпен бұрыштық позицияға қатысты, онда байланысқан координаталар жүйесінің осьтерінің бірі, мысалы, \vec{Sx} Жердің орталығына бағытталған бағытқа сәйкес келеді, ал бағдарлау маневрінің соңында ШҒА -ның бұрыштық жылдамдығы нөлге тең болады.

ШҒА орбиталық бағдарлауды сақтау режимінде болғанда, бағдарлау режимінің басында ШҒА орбиталық бағытқа және нөлдік бұрыштық жылдамдыққа ие болады және бүкіл бағдарлау режимінде орбитадағы ШҒА жағдайына байланысты берілген бағдар ұстанады.

Бұл ретте орбиталық бағдарлау және орбиталық бағдарлауды қолдау режимдерінде талап етілетін бағдар кватернионның түрі болады:

$$\vec{Q}_T = \left[\cos \frac{\varphi}{2}; \vec{k}_n \sin \frac{\varphi}{2} \right]^T, \quad (3.41)$$

$$\varphi = \arccos(\vec{Sx}, \vec{n}),$$

$$\vec{n} = -\frac{\vec{r}}{|\vec{r}|},$$

$$\vec{k}_n = \vec{Sx} \times \vec{n}, \quad (3.42)$$

мұндағы \vec{r} - инерциялық координаталар жүйесіндегі ШҒА радиусының векторы.

Сандық есептеулер үшін Matlab / Simulink модельдеу ортасы қолданылды. ШҒА инерция моменттері келесіге тең болды: $I_x = 3.4278 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $I_y = 2.9038 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; $I_z = 1.2750 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. ШҒА-ның бастапқы бағыт параметрлері: $\varphi_x = 60$; $\varphi_y = 100$; $\varphi_z = -100$; $\omega_x = -0.002$ град/сек; $\omega_y = 0.002$ град/сек; $\omega_z = 0.002$ град/сек; бағдарлаудың соңғы параметрлері: $\varphi_x = 0^\circ$; $\varphi_y = 0^\circ$; $\varphi_z = 0^\circ$; $\omega_x = 0.0$ град/сек; $\omega_y = 0.0$ град/сек; $\omega_z = 0.0$ град/сек.

Квадраттық сапа критерийі негізінде оңтайлы тәсілді пайдалану негізінде алынған ПД-реттеуіш коэффициенттері:

$$K = \begin{pmatrix} 0.031622 & 0 & 0 & 0.330751 & 0 & 0 \\ 0 & 0.031622 & 0 & 0 & 0.304673 & 0 \\ 0 & 0 & 0.031622 & 0 & 0 & 0.203270 \end{pmatrix}. \quad (3.43)$$

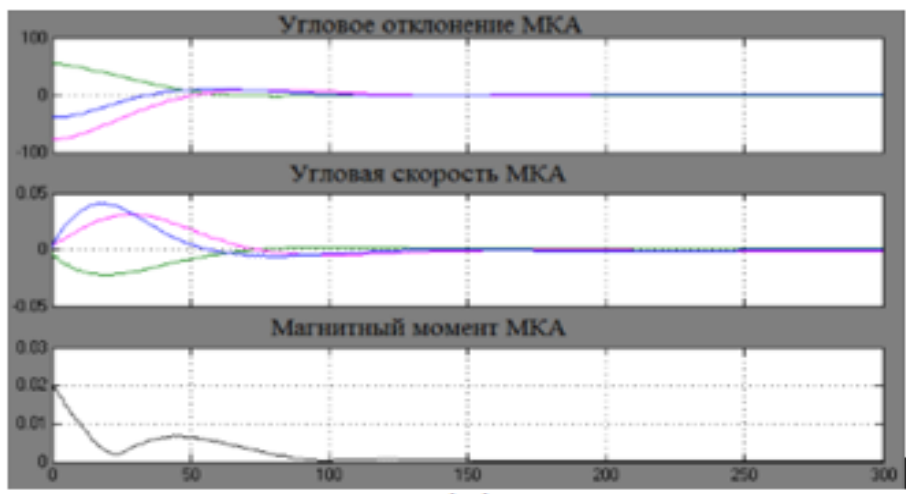
Пайдалану негізінде алынған ПД-реттеуіш коэффициенттері тамырды оңтайлы орналастыруға негізделген тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуі:

$$K = \begin{pmatrix} 0.029777 & 0 & 0 & 0.3849107 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0274395 & 0 & 0 & 0.3285357 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0193011 & 0 & 0 & 0.1555107 \end{pmatrix}. \quad (3.44)$$

3.2 - 3.3 суреттерінде ПДреттеуішін оңтайлы тәсілге және оңтайлы орналасуға негізделген түзету коэффициенттерімен қолданған кезде ШҒА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері көрсетілген.



3.2 сурет - Оңтайлы тәсілді қолдана отырып, оның коэффициенттерін белгілеу кезінде магниттік моментті анықтау үшін ПДреттеуішін қолданған кезде ШҒА орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері



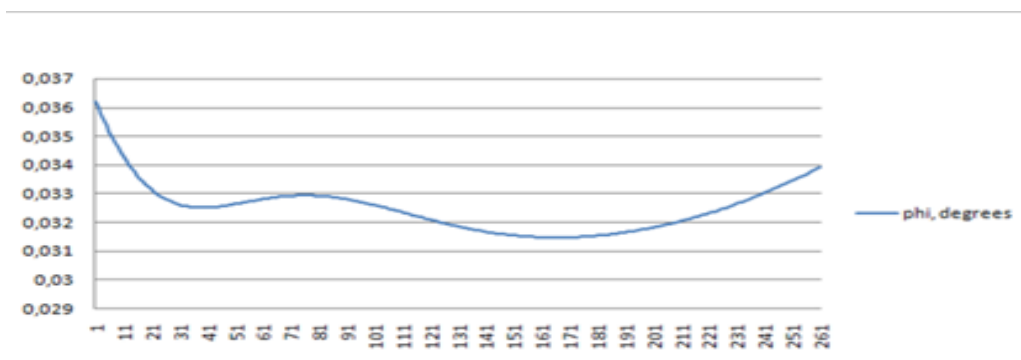
3.3 сурет - тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуінің тамырын оңтайлы орналастыру арқылы оның коэффициенттерін баптау кезінде магниттік моментті анықтау үшін ПД-реттеуішін пайдалану кезінде ШҒА орбиталық бағдарлауды модельдеу нәтижелері

ШҒА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері бойынша 3.1 кесте жасалды.

3.1 Кесте - Орбиталық бағдарлау режимінде басқару сапасының көрсеткіштері.

Басқару әдістері	Басқару сапасының көрсеткіштері	
	Инерциялық бағдарлаудың маневр ұзақтығы, с	Бағдарлау дәлдігі (кватернион бағыттың векторлық модулі)
Оңтайлы тәсіл көмегімен коэффициенттерді баптаумен ПД-реттеуіш	150	0.0044
Тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуі түбірлерінің оңтайлы орналасуының көмегімен коэффициенттерді баптаумен КП-реттеуіш	150	0.0044

3.1-кестеде магниттік моменттің өзгеру заңын алу үшін оңтайлы тәсіл негізінде түзетілген коэффициенттермен ПДреттегішін пайдалану және тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеулерінің тамырларының оңтайлы орналасуы орбиталық бағдарлау режимінде ШҒА (0,15 градусқа дейін) бағытының дәлдігіне қол жеткізуге мүмкіндік беретіндігі көрсетілген. Осыған байланысты, орбиталық бағдарлауды сақтау режимінде ШҒА бағытының қателігін талдау үшін ПД - реттегіш коэффициенттерін синтездеу алгоритмдерінің бірі таңдалды.



3.4 сурет - Магниттік моментті анықтау үшін ПДреттеуішті пайдалану кезінде бағыттың Жер массасының центріне бұрыштық ауытқуы

3.4 суретте көрсетілгендей, ПД реттеуішіне негізделген бақылауды қолдану ШҒА магниттік моментінің өзгеру заңына байланысты ең үлкен ауытқуды 0,004 градусқа алуға мүмкіндік береді.

4 БАСҚАРУДЫҢ СЫЗЫҚТЫҚ ЕМЕС ЗАҢЫ НЕГІЗІНДЕ ШАҒЫН ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ БАҒДАРЫН БАСҚАРУ

4.1 Жылжымалы режим негізінде ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқару

Магниттік бағдар жүйесі бар ғарыштық аппаратпен бағдарды басқарудағы тағы бір маңызды тәсіл сызықтық емес әдістерге негізделген. Бұл бөлімде жылжымалы режим негізінде ғарыш аппаратының бағдарын басқару стратегиясын қарастырайық [62, 24б.; 68].

ШҒА-ны ерікті бұрыштық позициядан қажетті күйге бұру мәселесін қарастырайық [67]. Қажетті бұрыштық позиция \vec{Q}_T , $\vec{\omega}_T$ және $\vec{\dot{\omega}}_T$ бұрыштық жылдамдығы берілген делік. Сонда ШҒА ағымдағы бағдарының талап етілетін есептерден ауытқуына қатысты ШҒА динамикасы мен кинематикасының теңдеулері:

$$I\vec{\dot{\omega}}_{bl}^b + \vec{\omega}_{bl}^b \times I\vec{\omega}_{bl}^b = \vec{M}_a + \vec{M}_{dis}, \quad (4.1)$$

$$\vec{\Delta Q} = \frac{1}{2}\Omega(\vec{\Delta Q})\vec{\Delta\omega}, \quad (4.2)$$

мұндағы I —МКА инерция тензорының диагональды (3x3) матрицасы;

$\vec{\omega}_{bl}^b$ — Схуз координаталарының байланысқан жүйесінің осіндегі проекциялардағы ШҒА абсолюттік бұрыштық жылдамдығының векторы;

\vec{M}_a — байланысты координаталар жүйесінің осіндегі проекциялардағы басқару моментінің векторы;

\vec{M}_{dis} — координаттардың байланысқан жүйесінің осіндегі проекциялардағы қоздырғыш моментінің векторы, $\vec{M}_{dis} = \vec{M}_a + \vec{M}_{res}$;

$\vec{\Delta Q}$ — ШҒА ағымдағы бұрыштық жағдайының талап етілгеннен ауытқуын сипаттайтын кватернион;

$\vec{\Delta\omega}$ — ШҒА-ның бұрыштық жылдамдығының талап етілгеннен ауытқуы, $\vec{\Delta\omega} = \vec{\omega}_{bl}^b - \vec{\omega}_T$;

$$\Omega(\vec{\Delta Q}) = \begin{bmatrix} \Delta q_0 E + [\Delta q \times] \\ -\Delta q^T \end{bmatrix}; \quad (4.3)$$

$$[\Delta q \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta q_3 & \Delta q_2 \\ \Delta q_3 & 0 & -\Delta q_1 \\ -\Delta q_2 & \Delta q_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4.4)$$

Жылжымалы режимде басқару теориясы негізінде басқару синтезінің алгоритмі екі қадамнан тұрады [69]:

1. басқару жүйесінің жай-күйін сипаттайтын нүкте қозғалуы тиіс $\vec{S}(\vec{\Delta\omega}, \vec{\Delta Q}, t) = 0$ бетін құру. Егер ШҒА қозғалысы кезінде бұл нүкте $\vec{S}(\vec{\Delta\omega}, \vec{\Delta Q}, t) = 0$ бетінде болса, онда ШҒА қозғалысы асимптотикалық тұрақты болып саналады.
2. берілген бет бойынша қозғалысты қамтамасыз ететін басқаруды құру. Әдетте беті келесі түрде көрсетіледі[69, 55б.]:

$$\vec{S} = \vec{\Delta\omega} + K_q \vec{\Delta q}, \quad (4.5)$$

мұндағы

K_q – константа, $K_q > 0$.

Берілген беттің қозғалысы асимптотикалық тұрақты екенін көрсетеміз. Ол үшін Ляпуновтың екінші әдісін қолданамыз. Ляпунов функциясын белгілейміз:

$$V = \vec{\Delta q}^T \vec{\Delta q} + (1 - \Delta q_0)^2 \quad (4.6)$$

$\vec{\Delta q}^T \vec{\Delta q} + \Delta q_0^2 = 1$ кватерниондарының қасиеттерін ескере отырып, оны келесі түрде қайта жазуға болады:

$$V = 2(1 - \Delta q_0) \quad (4.7)$$

Уақытқа қатысты функцияның туындысын (4.7) есептеу арқылы, МКА айналмалы қозғалысының теңдеулеріне байланысты (4.8) функциясын аламыз:

$$\dot{V} = -\Delta q_0 = \vec{\Delta q} \vec{\Delta \omega} \quad (4.8)$$

$\vec{S} = 0$ беті бойынша қозғалғанда, онда (4.5) Ляпунов функциясынан туынды үшін уақыт бойынша аламыз:

$$\dot{V} = -\vec{\Delta q}^T K_q \vec{\Delta q} < 0 \quad (4.9)$$

Осылайша, Ляпунов функциясының уақыт туындысы теріс болып табылады. Бұл (4.5) бетіндегі қозғалыс асимптотикалық тұрғыдан тұрақты деген қорытынды жасауға мүмкіндік береді. Яғни, басқару жүйесінің жай-күйін сипаттайтын нүктеге жеткенде, нүктенің траекториясы берілген бет бойынша өтеді және жүйе $(\vec{\Delta q} = [0,0,0], \vec{\omega} = [0,0,0])$ тепе-теңдігінің жағдайына ұмтылады.

Жылжымалы режиммен басқару теориясының базасында басқаруды әзірлеу кезінде басқару әсерлерінің екі түрі алынуы тиіс екенін ескеру қажет.

Олардың біріншісі $\vec{u}_{\text{ЭКВ}}$ басқару жүйесінің күйін сипаттайтын нүкте берілген бетке жеткенде берілген бет бойынша қозғалысты қамтамасыз етуі тиіс. Екінші басқару әсері \vec{u}_k берілген беттің басқару жүйесінің жай-күйін сипаттайтын нүктеге жетуді қамтамасыз етуі тиіс:

$$\vec{u} = \vec{u}_{\text{ЭКВ}} + \vec{u}_k. \quad (4.10)$$

Жүйенің берілген бетіндегі қозғалысы келесі теңдеулермен сипатталады:

$$\vec{S} = 0, \dot{\vec{S}} = 0. \quad (4.11)$$

және

$$\vec{u} = \vec{u}_{\text{ЭКВ}}. \quad (4.12)$$

ШҒА қозғалыс теңдеулерінің негізінде екінші теңдеу (4.11) келесі форманы алады:

$$\begin{aligned} \vec{S} = \Delta\vec{\omega} + K_q \Delta\vec{q} = \vec{\omega}_{b1}^b - \vec{\omega}_T + \frac{1}{2} K_q (\Delta q_0 E + [\Delta\vec{q} \times]) \Delta\vec{\omega} = -I^{-1} [\vec{\omega}_{b1}^b \times] I \vec{\omega}_{b1}^b + I^{-1} \vec{u}_{\text{ЭКВ}} + \\ + I^{-1} \vec{M}_{dis} - \vec{\omega}_T + \frac{1}{2} K_q (\Delta q_0 E + [\Delta\vec{q} \times]) (\vec{\omega}_{b1}^b - \vec{\omega}_T) = 0. \end{aligned} \quad (4.13)$$

Сонда $\vec{u}_{\text{ЭКВ}}$ -тігікелей (4.12) -ден алуға болады:

$$\vec{u}_{\text{ЭКВ}} = [\vec{\omega}_{b1}^b \times] I \vec{\omega}_{b1}^b - \vec{M}_{dis} + I \vec{\omega}_T - \frac{1}{2} K_q I (\Delta q_0 E + [\Delta\vec{q} \times]) (\vec{\omega}_{b1}^b - \vec{\omega}_T). \quad (4.14)$$

Басқару жүйесінің жағдайын сипаттайтын нүкте бетіне жеткенге дейін:

$$\vec{S} \neq 0, \dot{\vec{S}} \neq 0 \quad (4.15)$$

және

$$\vec{u} = \vec{u}_{\text{ЭКВ}} + \vec{u}_k.$$

\vec{u}_k ретінде пропорционалды басқару заңын қолданамыз:

$$\vec{u}_k = -\lambda \vec{S}, \quad (4.16)$$

мұндағы

λ – константа, $\lambda > 0$.

Сонда екінші теңдеу (4.15) келесі формуланы алады:

$$I \dot{\vec{S}} = - [\vec{\omega}_{b1}^b \times] I \vec{\omega}_{b1}^b + \vec{M}_{dis} + I \vec{\omega}_T + \frac{1}{2} K_q I (\Delta q_0 E + [\Delta\vec{q} \times]) (\vec{\omega}_{b1}^b - \vec{\omega}_T) + \vec{u}_{\text{ЭКВ}} - \lambda \vec{S}. \quad (4.17)$$

(4.14) ескере отырып(4.17)теңдеуінен келесі формуланы аламыз:

$$I\vec{S} = -\lambda\vec{S}. \quad (4.18)$$

Біз бақылау жүйесінің күйін сипаттайтын нүкте (4.16) түрінде анықталған басқару [70] орнықтылығы жағдайында S бетіне түсетінін көрсетеміз.

Біз Ляпунов функциясын келесі түрде беріп кетейік:

$$V = \frac{1}{2}\vec{S}(I\vec{S}), \quad (4.19)$$

уақыт туындысы келесі формада болады:

$$\dot{V} = \vec{S}(I\dot{\vec{S}}). \quad (4.20)$$

(4.18) теңдеулеріне сәйкес уақыт туындысы Ляпунов функциясынан келесі форманы алады:

$$\dot{V} = -\vec{S}\lambda\vec{S} < 0. \quad (4.21)$$

Осылайша, Ляпунов функциясынан туынды уақыт бойынша теріс болады.Бұл бақылауды (4.16) қолдана отырып, басқару жүйесінің күйін сипаттайтын нүкте, асимптотикалық түрде \vec{S} бетіне ұмтыладыдеген қорытынды жасауға мүмкіндік береді.

Жоғарыда келтірілген есептеулерді қортындылай отырып, берілген бетіндегі қозғалысты қамтамасыз ететін жылжымалы режимі бар басқару келесі түрде болады деген қорытындыға келеміз:

$$\vec{u} = [\overline{\omega_{b1}^b} \times] I \overline{\omega_{b1}^b} - \overline{M_{dis}} + I \overline{\omega_T} - \frac{1}{2} K_q I (\Delta q_0 E + [\overline{\Delta q} \times]) (\overline{\omega_{b1}^b} - \overline{\omega_T}) - \lambda \vec{S} \quad (4.22)$$

Алынған бақылау ИКА-ның магниттік атқарушы органдарының магниттік моментінің өзгеру заңы болып табылады.

Бұл теорияны магниттік бағдарлау жүйелерінің басқару синтезіне бейімдеу үшін магниттік момент векторы Жердің магнит өрісінің магниттік индукция векторына перпендикуляр болған кезде максималды моменттің пайда болатындығын ескеру қажет.

Сондықтан бұл жұмыста магнит моментінің векторы осылай анықталады [17, 76 б.]:

$$\vec{m} = \frac{\vec{u} \times \overline{B^b}}{\|\overline{B^b}\|^2}, \quad (4.23)$$

мұндағы

\vec{u} (4.22) формулаға сәйкес анықталады.

Жердің электромагниттік өрісі мен АС магниттік моментінің әсерінен пайда болатын сәйкес момент келесі формада болады:

$$\vec{M}_a = \frac{\vec{m} \times \vec{B}^b}{\|\vec{B}^b\|^2} \times \vec{B}^b. \quad (4.24)$$

Айта кету керек, берілген бетке жету процесінде жүйе сыртқы бұзылуларға көбірек бейім болады. Осыған байланысты, осы жұмыста бетті уақыттың функциясы ретінде анықтаудан тұратын жылжымалы режиммен басқару алгоритмін өзгерту ұсынылады:

$$\vec{S}^* = \vec{\Delta\omega} + K_q \vec{\Delta q} + A e^{-at}, \quad (4.25)$$

мұндағы

A, a – оң константалар.

(4.25) жылжымалы бетті орнату бастапқы уақыттан бастап басқаруды пайдалана отырып, берілген бет бойынша қозғалыс кезеңіне өтуге мүмкіндік береді:

$$\vec{u} = \vec{u}_{\text{ЭКВ}}^* + \vec{u}_k^*, \quad (4.26)$$

мұндағы

$$\vec{u}_k^* = -\lambda \vec{S}^*. \quad (4.27)$$

(4.25) бет бойынша қозғалыс келесі теңдеулермен сипатталады:

$$\begin{aligned} \vec{S} &= \vec{\Delta\omega} + K_q \vec{\Delta q} - A e^{-at} = \vec{\omega}_{bl}^b - \vec{\omega}_T + \frac{1}{2} K_q (\Delta q_0 E + [\vec{\Delta q} \times]) (\vec{\omega}_{bl}^b - \vec{\omega}_T) - a A e^{-at} = \\ &= -I^{-1} [\vec{\omega}_{bl}^b \times] I \vec{\omega}_{bl}^b + I^{-1} \vec{u}_{\text{ЭКВ}} + I^{-1} \vec{M}_{dis} - \vec{\omega}_T + \frac{1}{2} K_q (\Delta q_0 E + [\vec{\Delta q} \times]) (\vec{\omega}_{bl}^b - \vec{\omega}_T) - a A e^{-at} = 0 \end{aligned} \quad (4.28)$$

Осыдан

$$\vec{u}_{\text{ЭКВ}}^* = [\vec{\omega}_{bl}^b \times] I \vec{\omega}_{bl}^b - \vec{M}_{dis} + I \vec{\omega}_T - \frac{1}{2} K_q I (\Delta q_0 E + [\vec{\Delta q} \times]) (\vec{\omega}_{bl}^b - \vec{\omega}_T) + a A e^{-at}. \quad (4.29)$$

Бастапқы уақытта берілген бет бойынша қозғалыс кезеңінде $\vec{S} = 0$, содан кейін (4.25) бар:

$$A = -\vec{\Delta\omega}(t_0) + K_q \vec{\Delta q}(t_0). \quad (4.30)$$

4.2 Ғарыш аппаратының қозғалысын сандық модельдеу нәтижелері

Бұл бөлімде бағдарлаудың әртүрлі маневрлеріне: орбиталық бағдарлауға және орбиталық бағдарлауды қолдауға қолданудағы жылжымалы режиммен басқару теориясы базасында бағдарлаудың магниттік жүйелері үшін әзірленген басқару алгоритмдерінің тиімділігіне талдау жүргізіледі.

Орбиталық бағдарлау дегеніміз - біріккен координат жүйесінің осьтерінің бірі, мысалы \vec{Sx} , Жердің орталығына сәйкес келетін, ал бағдарлау маневрінің соңындағы ШҒА-ның бұрыштық жылдамдығы кездейсоқ бұрыштық жылдамдықпен еркін бұрыштық позициядан ШҒА-ның бұрыштық қалыпқа бұрылуын білдіреді.

ШҒА орбиталық бағдарды қолдау режимінде болғанда, ШҒА бағдарлау режимінің басында орбиталық бағдар және нөлдік бұрыштық жылдамдық болады және барлық бағдар режимі процесінде ШҒА орбитадағы жағдайына байланысты берілген бағдарды қолдайды.

Бұл ретте орбиталық бағдарлау және орбиталық бағдарлауды қолдау режимдерінде талап етілетін бағдар кватернионның түрі болады:

$$\vec{Q}_T = \left[\cos \frac{\varphi}{2}; \vec{Q}_T \sin \frac{\varphi}{2} \right]^T, \quad (4.31)$$

$$\varphi = \arccos(\vec{Sx}, \vec{n}),$$

$$\vec{n} = -\frac{\vec{r}}{|\vec{r}|},$$

$$\vec{K}_n = \vec{Sx} \times \vec{n} \quad (4.32)$$

Онда, ШҒА координаттардың инерциялық жүйесіндегі \vec{r} -радиус-векторы.

Сандық есептеулерді жүргізу үшін Matlab/Simulink модельдеу ортасы қолданылды. МКА Инерция сәттері тең қабылданды:

$$I_x = 3.4278 \text{ кг} \times \text{м}^2; I_y = 2.9038 \text{ кг} \times \text{м}^2; I_z = 1.2750 \text{ кг} \times \text{м}^2.$$

ШҒА бағдарының бастапқы параметрлері:

$$\varphi_x = 60^\circ; \varphi_y = 100^\circ; \varphi_z = -100^\circ; \omega_x = -0.002 \text{ град/сек}; \omega_y = 0.002 \text{ град/сек}; \omega_z = 0.002 \text{ град/сек}$$

бағдарлаудың соңғы параметрлері: $\varphi_x = 0^\circ, \varphi_y = 0^\circ, \varphi_z = 0^\circ,$

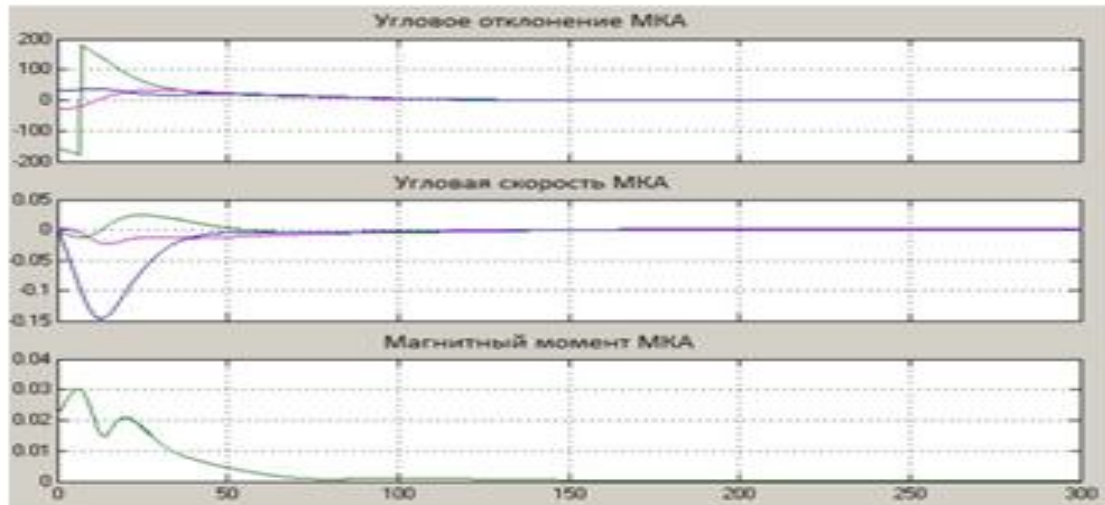
$$\omega_1 = 0.0 \text{ град/сек}, \omega_2 = 0.0 \text{ град/сек}, \omega_3 = 0.0 \text{ град/сек}$$

Сырғымалы режиммен басқару заңының коэффициенттері:

$$K_q = \begin{pmatrix} 0.9 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9 & 0 \\ 0 & 0 & 0.9 \end{pmatrix} \quad (4.33)$$

$$h = \begin{pmatrix} 0.025 & 0 & 0 \\ 0 & 0.025 & 0 \\ 0 & 0 & 0.025 \end{pmatrix} \quad (4.34)$$

4.1-суретте ШҒА-ның магниттік моментінің өзгеру заңын орнату үшін жылжымалы режиммен басқаруды қолданған кезде ШҒА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері көрсетілген.



Сурет 4.1-магниттік моментті анықтау үшін жылжымалы режиммен басқаруды пайдалану кезінде ШҒА орбиталық бағдарын модельдеу нәтижелері

4.2-суретте МКА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері көрсетілген, алгоритмі өзгертілген басқару алгоритмін қолдана отырып, МКА-ның магниттік моментінің өзгеру заңын белгілейді.



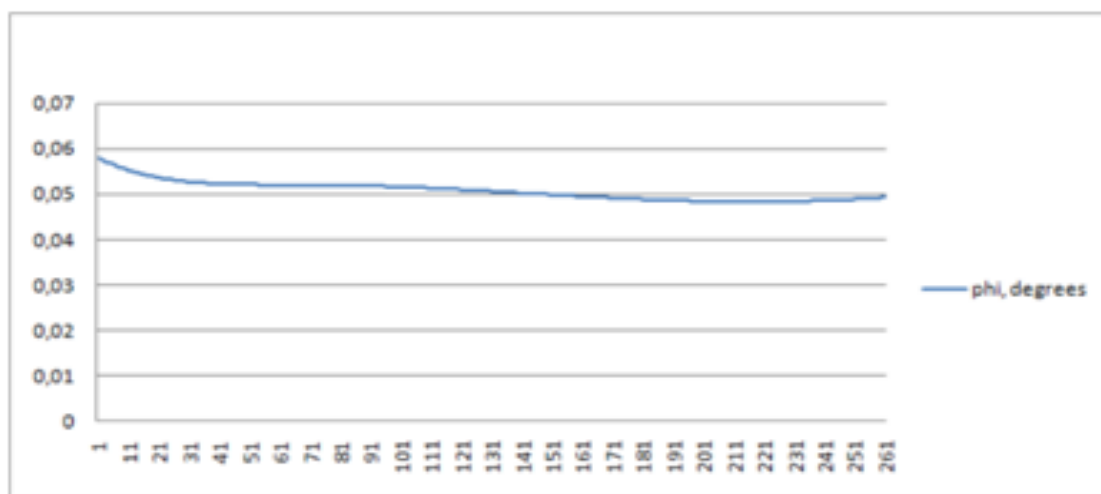
4.2 сурет - Магниттік моментті анықтау үшін жылжымалы режимі бар модификацияланған басқару элементін қолдану кезіндегі ШҒА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері

МКА-ның орбиталық бағытын модельдеу нәтижелері бойынша 4.1 кесте құрастырылған.

4.1 кесте - Орбиталық бағдарлау режиміндегі сапаны бақылау көрсеткіштері.

Басқару әдістері	Басқару тиімділігінің көрсеткіштері	
	Маневрдің ұзақтығы	Бағдарлау дәлдігі (төрттік бағыттың векторлық модулі)
Жылжымалы режимді басқару	150	0.0088
Жылжымалы режимі бар түрлендірілген басқару	150	0.0048

4.3-суретте ШҒА-ның магниттік моментінің өзгеру заңын белгілеу үшін сырғу режимімен басқаруды қолданған кезде ШҒА-ның Жердің массасының центріне бұрыштық ауытқуы көрсетілген. Сонымен қатар, бағдарлау режимінің басында ШҒА-ның байланысқан координаталар жүйесінің \vec{Sx} -осі Жер массасының центріне бағыттайды, ал оның бұрыштық жылдамдығы нөлге тең болады деп болжалды. ШҒА-ның бұл бағыты орбитадағы ШҒА-ның жағдайына байланысты барлық бағдар режимі процесінде қолдау көрсетеді.



4.3 Сурет - магниттік моментті анықтау үшін жылжымалы режиммен басқаруды пайдалану кезінде надир-ге бағытталған бұрыштық ауытқу

4.3 суретте көрсетілгендей, жылжымалы басқару элементтерін қолдану 0,01 градусқа ауытқуға мүмкіндік береді.

4.3 Шағын ғарыш аппаратаның бағдарын басқару алгоритмдерінің тиімділігін салыстырмалы талдау.

Басқарудың сызықтық және сызықты емес заңдарының тиімділігін салыстыру нәтижелері бойынша ШҒА орбиталық бағдарына қол жеткізу үшін 4.2.0-кесте жасалды.

4.2 Кесте - орбиталық бағдарлау режиміндегі басқару сапасының көрсеткіштері.

Басқару әдістері	Басқару тиімділігінің көрсеткіштері	
	Инерциялық бағдарлаудың маневр ұзақтығы	Бағдарлау дәлдігі (төрттік бағыттың векторлық модулі)
Тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуі түбірлерінің оңтайлы орналасуының көмегімен коэффициенттерді баптаумен ПД-реттеуіш	150	0.0044
Жылжымалы режимді басқару	150	0.0088
Жылжымалы режимі бар түрлендірілген басқару	150	0.0048

Бұл бөлімде әртүрлі маневрлерге бағдарлауды қолдануда бағдарлаудың магниттік жүйелері үшін басқарудың сызықтық және сызықты емес заңдарының алдыңғы бөлімдерінде әзірленген тиімділігіне талдау жүргізілетін болады.

4.2 кестеден өзгертілген басқаруды пайдалану көрінеді жылжымалы режиммен және ПД-реттеуішпен, магниттік сәттің өзгеру заңын алу үшін тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеу тамырларының оңтайлы орналасу базасында коэффициенттерді теңшей отырып, инерциялық бағдарлау режимінде ШҒА (0.02 градусқа дейін) бағдарлаудың жақсы дәлдігіне қол жеткізуге мүмкіндік береді.

Басқарудың сызықтық және сызықты емес заңдарының тиімділігін салыстыру нәтижелері бойынша ШҒА орбиталық бағдарын қолдау үшін 4.3-кесте құрылды.

4.3 Кесте - орбиталық бағдарлауды қолдау режимінде басқару сапасының көрсеткіштері.

	Басқару тиімділігінің көрсеткіштері

Басқару әдістері	Инерциялық бағдарлаудың маневр ұзақтығы	Бағдарлаудың дәлдігі, градустар
Тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуі түбірлерінің оңтайлы орналасуының көмегімен коэффициенттерді баптаумен ПД-реттеуші	260	0.004
Жылжымалы режимді басқару	260	0.01

4.3 кестеден магниттік моменттің өзгеру заңын алу үшін тұйықталған басқару жүйесінің сипаттамалық теңдеуінің тамырларының оңтайлы орналасуына негізделген түзету коэффициенттері бар ПД контроллерін пайдалану жылжымалы режимге негізделген басқарумен салыстырғанда ШҒА-ның жақсы дәлдігіне қол жеткізуге мүмкіндік беретіндігі байқалады.

ҚОРЫТЫНДЫ

Диссертациялық жұмысты орындау барысында келесі нәтижелер алынды:

- шағын ғарыштық аппараттардың бұрыштық жылдамдығын демпфирлеу алгоритмдерінің жұмысына қалдық магниттік моменттің әсерін бағалау жүргізілді. Қалдық сәт ШҒА басқару алгоритмдерінің динамикасы мен жұмысына үлкен әсер ететіні анықталды;

- қалдық магниттік моментінің орнын толтыруды ескере отырып тепе-тең – дифференциалды (ПД) - реттеуіш негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағдарын басқару алгоритмі әзірленді;

- қалдық магниттік сәттің орнын толтыруды ескере отырып, жылжымалы режимде басқару теориясы негізінде электромагниттік атқарушы органдардың көмегімен шағын ғарыш аппаратының үш осьтік бағытын басқару алгоритмі әзірленді.

ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

- 1 White J.S., Shigemoto F.H., Bourquin K. Satellite attitude control utilizing the earth's magnetic field. / Technical Report. - NASA-TN-D-1068. – 1961. – A – 474. – 42 p.
- 2 Stickler A. C., Alfriend K. T. Elementary magnetic attitude control system // Journal of spacecraft and rockets. 1976. – Vol. 13(5). - P. 282 – 932
- 3 Wen J.T., Kreutz-Delgado K. The attitude control problem // IEEE Transactions on Automatic control. – 1991. Vol. 36, № 10. – P. 1148-1162
- 4 Pittelkau M.E. Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination // Journal of guidance, control and dynamics. – 1993. Vol. 16, № 6. - P. 1078–1084
- 5 Sakai S., Fukushima Y., Saito H., Kaneda R. Studies on magnetic attitude control system for the REIMEI microsatellite // AIAA Guidance navigation and control conference and exhibit. – Keystone, 2006.
- 6 Ovchinnikov M.Yu., Penkov V.I., Roldugin D.S. Study of a branch of three algorithms for magnetic control for attitude and spin rate of a spin-stabilized satellite. // Cosmic Research. – 2014. - Vol 50, № 4. – P. 304 – 312
- 7 Cavallo A. et al. A sliding manifold approach to satellite attitude control // 12th World Congress, International Federation of Automatic Control. – 1993. – T. 5. – P. 177-184.
8. Martel F., Pal P., Psiaki M. Active magnetic control system for gravity gradient stabilized spacecraft // Proceedings of 2nd annual AIAA/USU conference on small satellites. - Logan (Utah) – 1988. – 20 p.
- 9 Steyn W. H. Fuzzy control for a non-linear MIMO plant subject to control constraints // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics. – 1994. - Vol. 24, № 10. – P. 1565–1571.
- 10 Silani E., Lovera M. Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results // Control Engineering Practice. – 2005. – Vol. 13, № 3. - P. 357-371
- 11 D'Angelo H. Linear time-varying systems: Analysis and synthesis. - Boston: Allyn and Bacon, 1970.
- 12 Bittanti S., Colaneri P. Periodic control. - New York: Wiley, 1999.
- 13 Camillo P., Markley F. L. Orbit-averaged behavior of magnetic control laws for momentum unloading // Journal of guidance, control and dynamics. - 1980 – Vol. 3, №6. – P. 563–568.
- 14 Hablani H. Comparative stability analysis and performance of magnetic controllers for bias momentum satellites // Journal of guidance, control and dynamics. - 1995. – Vol. 18, №6. – P. 313–1320.

- 15 Lovera M., De Marchi E., Bittanti S. Periodic attitude control techniques for small satellites with magnetic actuators// IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2002. – Vol. 10, № 1. - P. 90-95.
- 16 De Marchi E., Rocco L. D., Morea G., Lovera M. Optimal magnetic momentum control for inertially pointing spacecraft // In Proceedings of the 4th ESA international conference on spacecraft guidance, navigation and control systems. - Noordwijk, 1999.
- 17 Wisniewski R. Satellite attitude control using only electromagnetic actuation: Ph.D. thesis, Aalborg University, Denmark, 1996.
- 18 Wisniewski R., Blanke M. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient // Automatica. - 1999. – Vol. 35, № 7 – P. 1201–1214.
- 19 Wisniewski R., Markley L. Optimal magnetic attitude control // In Proceedings of the 14th IFAC world congress. - Beijing, China, 1999.
- 20 Wisniewski R., Stoustrup J. Periodic H₂ synthesis for spacecraft attitude determination and control with a vector magnetometer and magnetorquers// In Proceedings of the 1st IFAC workshop on periodic control systems. - CernobbioComo, Italy, 2002. – P. 121–126
- 21 Wisniewski R. Linear time-varying approach to satellite attitude control using only electromagnetic actuation // Journal of guidance, control and dynamics. – 2000. - Vol. 23, № 4. – P. 640–646
- 22 Lovera, M. Periodic H_{∞} attitude control for satellites with magnetic actuators // In 3rd IFAC symposium on robust control design. - Prague, 1994.
- 23 Lovera M. Optimal magnetic momentum control for inertially pointing spacecraft // European Journal of Control. - 2001 – Vol. 7, № 1. – P. 30–39.
- 24 Stickler A. C., Alfried K. T. An elementary magnetic attitude control system// Mechanics and Control of Flight Conference. - 1974. – Vol. 4. - P. 923 – 932.
- 25 Wang P., Shtessel Y. Satellite attitude control via magnetorquers using switching control laws // In Proceedings of the 14th IFAC world congress. - Beijing, 1999.
- 26 Lovera M., Astolfi A. Global attitude regulation using magnetic control// In IEEE conference on decision and control. - Tampa. FL. USA, 2001. – Vol. 5. – P. 4198 - 4203
- 27 Lovera M., Astolfi A. Global magnetic attitude control of spacecraft in the presence of gravity gradient // In IEEE conference on decision and control. - Hawaai, USA, 2003.
- 28 Chen Y., Lo S. Sliding-mode controller design for spacecraft attitude tracking maneuvers // Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions. – 1993. – Vol. 29, № 4. - P. 1328–1333
- 29 Bushenkov V. A., Ovchinnikov M. Y., Smirnov G. V. Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils // Acta Astronautica. - 2002. – Vol. 50, № 12. – P. 721–728.

- 30 Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванов А.С. Пассивная магнитная система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0 / Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша. – 2005. - № 46.
- 31 Овчинников М. Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д. С. Трехосная магнитная система ориентации космического аппарата в инерциальном пространстве // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. - 2013. - № 74. - 24 с.
- 32 Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Карпенко С.О., Пеньков В.И. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. - 2012. - Т. 50, № 2. - С. 176 – 183.
- 33 T. Inamori, N. Sako, S. Nakasuka, Compensation of time-variable magnetic moments for a precise attitude control in nano- and micro-satellite missions // Advances in Space Research. - 2011. - №48. - P. 432-440.
- 34 T. Inamori, S. Nakasuka. In-orbit magnetic disturbance estimation and compensation using UKF in nano-satellite mission // AIAA Guidance navigation and control conference. – Illinois, 2009.
- 35 Tudor Z. Design and implementation of attitude control for 3-axes magnetic coil stabilization of a spacecraft. – Master thesis – 2011. – 122 p.
- 36 Fossen T. I. Handbook of marine craft hydrodynamics and motion control. – John Wiley & Sons, 2011. – 628 p.
- 37 Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
- 38 Маркеев А.П. Теоретическая механика. М.: ЧеРо, 1999. – 572 с.
- 39 Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
- 40 Shuster M.D. A survey of attitude representations // The journal of the astronautical science. – 1993. – Vol., №4. – P. 439 - 517
- 41 Амелькин Н.И. Кинематика и динамика твердого тела (кватернионной изложение). – М.: Московский физико-технический институт, 2000. – 61 с.
- 42 International Geomagnetic Reference Field.<http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html> 15.08.2016
- 43 The World Magnetic Model.
<https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/DoDWMM.shtml> 15.08.2016
- 44 The BGS Global Geomagnetic Model <http://www.geomag.bgs.ac.uk> 15.08.2016
- 45 Алипбаев К. Разработка системы управления движением микроспутника: дис. док. Философ. PhD. Алматы: КазНУ имени аль-Фараби, 2012. – 137 с.
- 46 The US/UK World Magnetic model for 2010-2015, NOAA Technical Report NESDIS/NGDC / Maus, S., Macmillan S., McLean S., Hamilton B., Thomson A., and Nair M., December 2009. [Электронный ресурс] URL: ftp://ftp.ngdc.noaa.gov/ionosonde/request/robr/WMM2010_TR_preliminary.pdf

- 47 Inamori T. In-orbit magnetic disturbance estimation and compensation using UKF in nano-satellite mission // Proc. of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. - Chicago, 2009. - P. 1 - 15.
- 48 Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. – М.: Наука, 1965. - 416 с.
- 49 Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. – М.: Издательство МГУ, 1975. - 308 с.
- 50 Асланов В.С., Тимбай И.А. Движение твердого тела в обобщенном случае Лагранжа: учебное пособие / [Электронный ресурс] URL: <http://www.ssau.ru/resources/ump/aslanov-timbaj/1/>
- 51 Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. - М.: «Машиностроение», 1975. - 248 с.
- 52 Gisselman J. Development of an active magnetic attitude determination and control system for picosatellites of highly inclined circular low Earth orbits / Jens Gisselman - Thesis for master degree in engineering. RMIT University. June 2006. – Melbourne, Australia, 2006 - 191 p.
- 53 Ракишева З.Б., Калиева Н.Б. Некоторые алгоритмы магнитной системы управления ориентацией малого космического аппарата. // Вестник КазНПУ им. Абая, серия «Физико-математические науки». - Алматы, 2014. - №2 (46). - С. 183-188.
- 54 Attitude determination and control. / edited by James R. Wertz. - Kluwer academic publishers, Dordrecht/Boston/London 1990, ISBN - 90-277- 0959 - 9 - 882 p.
- 55 Меркин Д. Р. Введение в теорию устойчивости движения. М.: Наука, 1976. – 307 с.
- 56 Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С. Ориентирование спутника-гироскопа магнитной системой управления в инерциальном пространстве //Препринт ИПМ им. МВ Келдыша РАН. – 2010. – №. 27. –27 с.
- 57 Ракишева З.Б., Калиева Н.Б. Влияние остаточного магнитного момента на действие различных модификаций алгоритма B-dot // Вестник КазНТУ. – №5 (111). – Алматы, 2015. – С. 530 – 535
- 58 Flatley T. et al. A B-dot acquisition controller for the RADARSAT spacecraft //NASA Conference Publication. – NASA, 1997. – С. 79-90.
- 59 Ракишева З.Б., Калиева Н.Б., Тағабаев А.С. Ғарыш аппаратының эклиптикалық координаталарын және жылдамдығын TLE элементтері арқылы анықтау // Материалы II международной научно-технической конференции студентов, магистрантов и молодых ученых «Творчество молодых – инновационному развитию Казахстана». - Усть-Каменогорск, 2016. – часть 4. – С. 191 – 195
- 60 Kalyieva N, Rakisheva Z. Stabilization of the small spacecraft with electromagnetic actuator in the presence of a residual magnetic moment. Contemporary

- Engineering Sciences. - 2016. - Vol.9, №15. – P. 705 -712. doi10.12988/ces.2016.6416.
61 Омиржанова Ж.М., Елгондина М., Калиева Н.Б., Ибраев Г.Е.
Исследование зависимости вращения спутника переменной массы и размера от магнитных моментов // Вестник КазНПУ. – 2016. – №2 (54). – С. 122 – 127.
- 62 Разработка системы управления ориентацией малых космических аппаратов дистанционного зондирования и научного назначения: отчет о НИР (промежуточный) / НИИ ММ: рук. Ракишева З.Б. – Алматы, 2016. - 96 с. - № ГР 0115РК00766. - Инв. № 0216РК01828.
- 63 Денисенко В.В. ПИД-регуляторы: принципы построения и модификации // Современные технологии автоматизации. - 2006. - № 1. - С. 6673.
- 64 Бураков М. В. Генетический алгоритм: теория и практика // СПб.: ГУАП. – 2008. – 167 с.
- 65 Баландин Д.В., Коган М.М. Применение линейных матричных неравенств в синтезе законов управления: учебно-методические материалы по специальному курсу «Управление колебаниями динамических систем». - Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2010. - 93 с.
- 66 Баландин Д.В., Городецкий С.Ю. Классические и современные методы построения регуляторов в примерах: электронное учебно-методическое пособие. - Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2012. - 122 с.
- 67 Ракишева З.Б., Калиева Н.Б. Кіші ғарыш аппаратының массалар центрі төңірегіндегі айналмалы қозғалысын магниттік жүйе арқылы үшесті басқару // Материалы III международной научно-практической конференции «Математическое моделирование механических систем и физических процессов». - Алматы, 2016. – С. 61 - 63
- 68 Shin M., Kang C.W., Lim J., Park C.G. Fault tolerant sliding mode control for a nano-satellite // Proc. of 12-th Int. conference on control, automation and systems. - Jeju Island, 2012. - P. 44 - 48.
- 69 Уткин В.И. Скользящие режимы в задачах оптимизации и управления. – М.: Наука, 1981. - 367 с.
- 70 Смайлханова С.Н., Ракишева З.Б., Калиева Н.Б. Ғарыштық аппарат қозғалысының басқару жүйесін орнықтылыққа зерттеу. Материалы международной научной конференции «Актуальные проблемы механики и машиностроения» - Алматы, 2014. – С. 150 – 156