

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ
Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті
Бүркітбаев ат.Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты
Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

ОӘК 621.382

Қолжазба нұсқасында

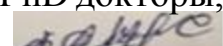
Балтабаева Мадина Нурхановна

Магистрі академиялық дәрежесін іздену үшін

МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

Диссертация тақырыбы MatLab бағдарламасында жердің жасанды серігін
 моделдеу
Мамандық 6М074600 – «Космостық техника және
 технологиялар»

Ғылыми жетекші,
техн.ғыл.кан-ы, асс профессор
 Н.С. Сарсенбаев
«27» шілде 2020 ж.

Оппонент,
PhD докторы, қауым-н профессор
 Әлібек Н.Б.
«27» шілде 2020 ж.

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

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

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ
Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті
Бүркітбаев ат. Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты
Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы
6М071900 – «Радиотехника, электроника, телекоммуникациялар»

БЕКІТЕМІН

ЭТжҒТ каф. меңгерушісі

И. Сырғабаев

« ____ » _____ 2020 ж.

**магистерлік диссертация орындауға
ТАПСЫРМА**

Магистрант *Балтабаева Мадина*

Тақырыбы: *«MatLab бағдарламасында жердің жасанды серігін моделдеу»*

Университет ректорының «29» қазан 2018 ж. №1194-м бұйрығымен
бекітілген

Аяқталған жобаны тапсыру мерзімі «09» шілде 2020 ж.

Жұмыстың бастапқы мәліметтері: *Ғарыш аппаратына бағдар беру міндетін шешудің қолданыстағы тәсілдеріне шолу. Ғарыш аппаратының қозғалысын басқару жүйесінің автоматика құралдарын және құрылымның қолданыстағы әдістерін талдау.*

Диссертацияда өңделетін сұрақтар, диссертацияның қысқаша мазмұны:

а) Ғарыш аппаратының қозғалысын басқарудың қолданыстағы сұлбалары мен алгоритмдерін зерттеу.

ә) Биіктігі 630-650 км орбитада орналасқан орташа рұқсатпен Жерді қашықтықтан зондау микроспутниктерінің қозғалысын басқару жүйесінің математикалық, сандық әдістері мен алгоритмдерінің кешендерін әзірлеу

б) Микроспутниктің кіші жүйелерін өңдеу

в) MATLAB бағдарламасы арқылы жасанды жер серігінің бағдарлау жүйесін әзірлеу, модельдеу және зерттеу

г) Деректерді сүзудің математикалық моделі

Сызбалық материалдар тізімі (міндетті сызбалар дәл көрсетілуі тиіс)

Сызбалық материалдар 18 слайдпен көрсетілген

Ұсынылатын негізгі әдебиет: 1) Дьяконов В. П. MATLAB 6/6.1/6.5+Simulink 4/5. Основы применения. Полное руководство пользователей/Дьяконов В. П. М.: СОЛОН – Пресс. – 2002. – 768с. 2) Медведев В. С., Потемкин В. Г. Нейронные сети. MATLAB 6/ Под общ. ред. к. т. н. В. Г. Потемкина. – М.: ДИАЛОГ– МИФИ, 2002. – 496с. – (Пакеты прикладных программ; Кн. 4) Ключников В. Ю. Пути повышения целевой эффективности наноспутников информационного обеспечения // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61. № 5. С. 414-422.

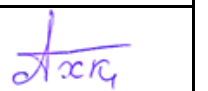
магистрлік диссертацияны дайындау

КЕСТЕСІ

Бөлімдер атауы, қарастырылатын мәселелер тізімі	Ғылыми жетекшіге және кеңесшілерге көрсету мерзімі	Ескерту
Микроспутниктің кіші жүйелерін өңдеу. Шағын ғарыш аппараттарын әзірлеу бойынша ғарыш өнеркәсібінің әлемдік үрдістерін талдау	1.09.2019 - 13.12.2019	орындалды
MATLAB бағдарламасында жасанды жер серігінің бағдарлау жүйесін әзірлеу, модельдеу және зерттеу	20.01.2020 - 25.02.2020	орындалды
Калман сүзгісін қолданумен деректерді сүзудің математикалық моделі	25.02.2020 – 24.04.2020	орындалды

Диссертациялық жұмыс бөлімдерінің кеңесшілері мен норма бақылаушының аяқталған бөлімдерге қойған

қолтаңбалары

Бөлімдер атауы	Кеңесшілер (аты, әкесінің аты, тегі, ғылыми дәрежесі, атағы)	Қол қойылған күні	Қолы
Диссертация жұмысының тақырыбын талдау	Сарсенбаев Н.С., АЖБ каф. Ассистент-профессоры, техн.ғыл-ң канд-ы.	25.02.2020 ж.	
Теориялық ақпарат	Сарсенбаев Н.С., АЖБ каф. Ассистент-профессоры, техн.ғыл-ң канд-ы.	24.04.2020 ж.	
Норма бақылау	Хабай А., ЭТЖҒТ каф. сениор-лекторы, PhD докторы	29.07.2020 ж.	

Ғылыми жетекші 

Н.С. Сарсенбаев

Магистрант 

М. Балтабаева

Мерзімі

«29» шілде 2020 ж.

АНДАТПА

Осы диссертациялық жұмыс үш бөлімнен тұрады. Бірінші тарауда микроспутниктің миссиясы анықталады және миссия негізінде микроспутникті басқарудың кіші жүйесі әзірленеді. Екінші тарау сыртқы қоздырушы факторлардың микроспутник массасының орталығының қозғалысына әсерін зерттеуге арналған. Үшінші тарауда микроспутник қозғалысын басқару жүйесі зерттеледі. Микроспутник қозғалысының математикалық моделі құрылды және оның сандық іске асырылуы келтірілген. Микроспутник қозғалысын басқару жүйесінің деректерін сүзуді математикалық қамтамасыз ету құрылады.

Басқару жүйелері ғарыш аппараттарының қозғалысына басқарушы әсердің табиғаты қандай, оны іске асыру тәсілдері қандай және бұл ретте қозғалысты басқару жүйесінің құрылғылары қандай талап етілетініне байланысты айтарлықтай өзгеріп отырады. Қазақстан өзінің географиялық және қалыптасқан тарихи жағдайларына байланысты (Байқоңыр ғарыш айлағының болуы) өзінің ғарыш бағдарламасын дамыту қажеттілігінің алдына қойылды, бұл өткен ғасырдың 90-шы жылдарының аяғында іске асырылды. Қалыптасқан жағдайларға байланысты зерттеу тақырыбы өзекті болып табылады.

Осы жұмыстың мақсаты биіктігі 630-650 км орбитада орналасқан орташа рұқсатпен Жерді қашықтықтан зондтау микроспутниктерінің қозғалысын басқару жүйесінің математикалық, сандық әдістері мен алгоритмдерінің кешендерін әзірлеу болып табылады.

Диссертация шеңберіндегі зерттеулер келесі міндеттерді шешуді қарастырады:

- Үш осьтік белсенді бағдармен қамтамасыз ету.
- Қауіпсіз режимді орнату (бұрыштық жылдамдықты сөндіру, микроспутникті күнге бағдарлау).
- Күн бағдарының модификацияланған режимін орнату (микроспутник энергия өндіруді барынша арттыру үшін күн қырымен бағдарлануы тиіс).
- Тангаждық баяулауы бар түсіруді қамтамасыз ету.

АННОТАЦИЯ

Данная диссертационная работа состоит из трех разделов. В первой главе определяется миссия микроспутника и на основе миссии разрабатывается подсистема микроспутника управления. Вторая глава посвящена исследованию влияния внешних возбудителей факторов на движение центра массы микроспутника. В третьей главе изучается система управления движением микроспутника. Создана математическая модель движения микроспутника и приведена его цифровая реализация. Создается математическое обеспечение фильтрации данных системы управления движением микроспутника.

Системы управления какова природа управленческого воздействия на движение космических аппаратов, каковы способы его реализации и существенно изменяются в зависимости от того, какие при этом требуются устройства системы управления движением. Казахстан поставлен перед необходимостью развития своей космической программы в связи со своими географическими и историческими условиями (наличие космодрома Байконур), что было реализовано в конце 90-х годов прошлого века. В зависимости от сложившейся ситуации тема исследования является актуальной.

Целью данной работы является разработка комплексов математических, цифровых методов и алгоритмов системы управления движением микроспутников дистанционного зондирования Земли со средним разрешением, расположенным на орбите высотой 630-650 км.

Исследования в рамках диссертации предусматривают решение следующих задач:

1. Обеспечение трехосной активной ориентацией.
2. Установка безопасного режима (угловая скорость, микроспутниковая ориентация на солнце).
3. Установление модифицированного режима солнечного маршрута (микроспутник должен быть ориентирован солнечной гранью для максимального увеличения выработки энергии).
4. Обеспечение съемки с Тангажным замедлени.

ANNOTATION

This dissertation work consists of three sections. In the first Chapter, the microsatellite mission is defined and the microsatellite management subsystem is developed based on the mission. The second Chapter is devoted to the study of the influence of external causative factors on the movement of the center of mass of the microsatellite. In the third Chapter, the microsatellite motion control system is studied. A mathematical model of the motion of a microsatellite is created and its digital implementation is shown. Mathematical support for filtering data from the microsatellite motion control system is being created.

Control systems what is the nature of the management impact on the movement of spacecraft, what are the ways to implement it and change significantly depending on what devices are required for the movement control system. Kazakhstan is faced with the need to develop its space program due to its geographical and historical conditions (the presence of the Baikonur cosmodrome), which was implemented in the late 90s of the last century. Depending on the current situation, the research topic is relevant.

The purpose of this work is to develop a set of mathematical, digital methods and algorithms for controlling the movement of remote sensing microsatellites With an average resolution located in an orbit at an altitude of 630-650 km.

Research in the framework of the dissertation provides for the following tasks:

1. providing three-axis active orientation.
2. setting the safe mode (angular velocity, microsatellite orientation to the sun).
3. establishment of a modified solar route mode (the microsatellite must be oriented with the solar face to maximize energy production).
4. providing shooting with Pitch deceleration.

МАЗМҰНЫ

Кіріспе	8
1 Микроспутниктің кіші жүйелерін өңдеу	10
1.1 Шағын ғарыш аппараттарын әзірлеу бойынша ғарыш өнеркәсібінің әлемдік үрдістерін талдау	10
1.2 KazNU-sat микроспутник миссиясын талдау	14
1.3 Микроспутниктің негізгі элементтерінің моделі	17
1.3.1 Ғарыш аппаратының бұрыштық жағдайын өлшеу құралдары	28
1.3.2 Сыртқы ақпарат датчиктері	30
1.4 Гироскопиялық бағыттағы датчиктер	35
2 MATLAB бағдарламасында жасанды жер серігінің бағдарлау жүйесін әзірлеу, модельдеу және зерттеу	43
2.1 Бағдарлау жүйесінің негізгі элементтерін моделдеудің математикалық модельдері мен сұлбаларын құру	43
3 Калман сүзгісін қолданумен деректерді сүзудің математикалық моделі	60
Қорытынды	66
Пайдаланылған әдебиеттер	67

КІРІСПЕ

Осы диссертациялық жұмыс үш бөлімнен тұрады. Бірінші тарауда микроспутниктің миссиясы анықталады және Миссия негізінде микроспутникті басқарудың кіші жүйесі әзірленеді. Екінші тарау сыртқы қоздырушы факторлардың микроспутник массасының орталығының қозғалысына әсерін зерттеуге арналған. Үшінші тарауда микроспутник қозғалысын басқару жүйесі зерттеледі. Микроспутник қозғалысының математикалық моделі құрылды және оның сандық іске асырылуы келтірілген. Микроспутник қозғалысын басқару жүйесінің деректерін сүзуді математикалық қамтамасыз ету құрылады.

Зерттеу тақырыбының өзектілігі. Ғарыштық аппаратты басқарудың қазіргі заманғы жүйелері оның түріне сәйкес келетін адекватты математикалық модельдерді таңдауға, осы заманғы сандық әдістерді қолдануға және келесі бірқатар міндеттерді шешуге мүмкіндік беретін бағдарламалық қамтамасыз ету түрінде іске асырылатын алгоритмдерді құруға негізделеді: келіп түсетін ақпаратты өңдеу, ғарыш аппаратының массалар орталығының қозғалыс заңдарын талдау және оның массалар орталығының айналасында қозғалуы, басқару Заңдарын іске асыру, басқару сигналдарын қалыптастыру және т.б. Басқару жүйесінің жұмысына ғарыш аппаратының қалған барлық кіші жүйелерінің жұмысы, сондай-ақ Аппараттың пайдалы жүктемесіне байланысты орындалатын жұмыстардың сапасы байланысты. Іс жүзінде әрбір ғарыш аппаратының алдына ерекше нақты мақсаттар мен міндеттер қойылуына байланысты, конструкцияның міндетті элементтеріне қарамастан, әрбір аппарат үшін басқару жүйесі тиісті мақсатта жеке әзірленеді. Осыған байланысты түрлі мақсаттағы ға арналған арнайы қозғалысты басқару жүйелерінің үлкен саны әзірленді. Мұндай әртүрлілікке қарамастан, ҒА қозғалысын басқарудың барлық жүйелері негізінен мынадай функционалдық ерекшеленетін аспаптар топтарынан тұрады:

- кеңістіктегі жағдайды және оның қозғалыс сипатын анықтауға мүмкіндік беретін датчиктер (гироскопиялық датчиктер, магниттік датчиктер, күн датчиктері, жұлдызды датчиктер және т. б.);
- датчиктерден келіп түсетін ақпаратты талдайтын және туындаған жағдайға сәйкес қозғалысты басқару командаларын жасайтын логикалық құрылғылар;
- логикалық құрылғылар командаларына сәйкес ҒА қозғалысын өзгертетін атқарушы органдар (инерциялық атқарушы органдар - маховиктер, электромагниттік атқарушы органдар, реактивті қозғалтқыштар және т. б.).

Басқару жүйелері ғарыш аппаратының қозғалысына басқарушы әсердің табиғаты қандай, оны іске асыру тәсілдері қандай және бұл ретте қозғалысты басқару жүйесінің құрылғылары қандай талап етілетініне байланысты

айтарлықтай өзгеріп отырады. Қазақстан өзінің географиялық және қалыптасқан тарихи жағдайларына байланысты (Байқоңыр ғарыш айлағының болуы) өзінің ғарыш бағдарламасын дамыту қажеттілігінің алдына қойылды, бұл өткен ғасырдың 90-шы жылдарының аяғында іске асырылды. Қалыптасқан жағдайларға байланысты зерттеу тақырыбы өзекті болып табылады.

Жұмыстың мақсаты мен міндеттері:

Осы жұмыстың мақсаты биіктігі 630-650 км орбитада орналасқан орташа рұқсатпен Жерді қашықтықтан зондтау микроспутниктерінің қозғалысын басқару жүйесінің математикалық, сандық әдістері мен алгоритмдерінің кешендерін әзірлеу болып табылады.

Басқару жүйесін әзірлеу келесі міндеттерді қамтиды:

- үш осьтік белсенді бағдармен қамтамасыз ету;
- қауіпсіз режимді орнату (бұрыштық жылдамдықты сөндіру, микроспутникті күнге бағдарлау);

- күн бағдарының модификацияланған режимін орнату (микроспутник энергия өндіруді барынша арттыру үшін күн қырымен бағдарлануы тиіс);

- тангаждық баяулауы бар түсіруді қамтамасыз ету;

Зерттеу объектісі. Ғылыми-білім беру мақсатындағы микроспутниктің қозғалысын басқару жүйесі диссертацияның зерттеу объектісі болып табылады.

Зерттеу пәні. Диссертацияның зерттеу пәні ғылыми - білім беру мақсатындағы микроспутниктің қозғалысын басқару жүйесін әзірлеу процесі болып табылады.

Зерттеу әдістері. Қойылған мақсаттарға жету үшін қажетті міндеттерді шешуде келесі әдістер қолданылды: аналитикалық әдістер; сапалық әдістер; сандық әдістер; аспан механикасы әдістері; компьютерлік модельдеу әдістері; деректерді сүзу әдістері.

Жұмыстың жаңалығы. Диссертацияда келесі нәтижелер алынды:

Бірінші нәтиже: микроспутниктің белгілі бір миссиясына сәйкес оның құрамына кіретін конструкциялардың элементтері әзірленді.

Екінші нәтиже: микроспутниктің қозғалысына сыртқы қоздырушы факторлардың әсерін талдау үшін бағдарламалық-математикалық кешен әзірленді.

Үшінші нәтиже: Микроспутник қозғалысының траекториясын есептеудің бағдарламалық-математикалық кешені әзірленді.

Төртінші нәтиже: массалар орталығына қатысты микроспутниктің қозғалысын тұрақтандыру және бағдарлау жүйесін есептеудің бағдарламалық-математикалық кешені әзірленді.

Бесінші нәтиже: микроспутник қозғалысын басқару жүйесінің датчиктерінің деректерін сүзу алгоритмдерінің кешені әзірленді. Осы алгоритмдердің негізінде экспоненциалды сүзгі, Альфа-бета сүзгісі және Калман сүзгісі сияқты сүзгілерді бағдарламалық-математикалық қамтамасыз

ету әзірленді, олар ғарыштық техникада деректерді сүзгілеу үшін жиі қолданылады. Деректерді сүзудің көрсетілген әдістеріне сандық эксперимент және салыстырмалы талдау жүргізілді.

Зерттеудің теориялық және практикалық маңыздылығы.

Жұмыстың теориялық маңыздылығы белгілі бір миссиямен микроспутниктің қозғалысын талдау есептерін және оның басқару жүйесін шешуді бағдарламалық-математикалық қамтамасыз етуді әзірлеу болып табылады.

1 Микроспутниктің кіші жүйелерін өңдеу

1.1 Шағын ғарыш аппараттарын әзірлеу бойынша ғарыш өнеркәсібінің әлемдік үрдістерін талдау

Қазіргі уақытта әлемдік ғарыш қызметі нәтижелерінің сұранысының ұлғаюына, сондай-ақ зымыран-ғарыш техникасын жетілдіруге мүмкіндік беретін түбегейлі жаңа ғылыми-техникалық шешімдер мен технологиялардың пайда болуына байланысты қарқынды даму деңгейіне шықты [1].

Ғарыш қызметінің әлемдік нарығындағы қатаң бәсекелестік оған қатысушыларды ғарыш жүйелерінің нысаналы тиімділігін төмендетпей, өздерінің әзірлемелерін қысқа мерзімде, сапалы және төмен бағамен ұсынуға мәжбүр етеді. Нарықта жылжу кезінде негізгі кедергі ҒА, шығару құралдарының жоғары құны мен құрылу ұзақтығы, сондай-ақ іске қосу құнының жоғары болуы және оларды дайындаудың ұзақ уақыты болып табылады. Ғарыш аппараттарының жоғары құнының себептерінің бірі нақты қойылған мақсаттарды іске асыру үшін оларды әзірлеу қажеттілігі болып табылады. Мұндай тәсіл қымбат құрал-жабдықтармен жабдықталған және ұшу тапсырмасын толық орындауға қабілетті мамандандырылған, тиімділігі жоғары аппараттарды құруға мүмкіндік береді. Мұндай кластағы спутникте ғылым мен техниканың қазіргі заманғы даму деңгейінің арқасында үлкен ҒА тән барлық борттық жүйелерді: бағдарлау жүйесін (пассивті және белсенді), энергиямен жабдықтау жүйесін, жағдай мен бағдарды анықтау жүйесін, байланыс жүйесін, сондай-ақ борттық басқару кешенін орнатуға болады. Микроспутник кең ауқымды шешілетін міндеттердің белгілі бір сыныбымен байланысты пайдалы жүктемеге ие: Байланыс (соның ішінде радиоәуесқойлық), Жерді қашықтықтан зондтау, фототүсірілім, ғылыми зерттеулер, технологиялық және басқа да эксперименттер (соның ішінде білім беру мақсаттарында) және т. б. [2].

Шағын ғарыштық аппараттардың "технологиясын" енгізу бүгінгі таңда электроника миниатюризациясы, басқарудағы цифрлық технологияларға көшу, конструктивтік материалдарды құрудағы прогресс және жалпы бірқатар басқа да техникалық шешімдер сияқты ғылым мен техниканы дамытудың қазіргі заманғы үрдістерімен қолдау табады [3].

Мұндай спутниктердің негізгі артықшылығы - оның баға тартымдылығы. Жоғары емес баға жер бетінің үздіксіз мониторингін (зондтауды) жүзеге асыра алатын, телекоммуникация және т.б. мәселелерін шеше алатын тұтас спутниктік жүйелерді қалыптастыруға мүмкіндік береді. Микроспутниктердің нарықта әскери зымыран техникасының модификациясы болып табылатын шағын зымыран-тасығыштардың пайда болуы сондай-ақ шағын ғарыш аппараттарын пайдалану мүмкіндіктерін кеңейтуге ықпал етеді. Ғарыш саласында - бұл әзірленіп жатқан немесе іске қосылған микроспутниктер табысты пайдаланылуда.

Микроспутник архитектурасының элементтеріне объектілі-бағытталған талдау жүргізу барысында микроспутниктің негізгі объектілері және олардың арасындағы өзара байланыс анықталды, микроспутниктің объектілі-бағытталған моделінің статикалық ұсынылу диаграммалары және UML модельдеудің біріздендірілген тілі терминдерінде оның басқару жүйелері салынды [3].

Кіші ғарыш аппараттарын Орбитаға ұшыру әдетте үш негізгі нұсқамен жүзеге асырылады:

- жалғыз-жеңіл тасымалдаушымен бір ҒА мақсатты іске қосу;
- топтық-бір тасығышта екі ға-дан астам шығарылады;
- Ға негізгі пайдалы жүкке бір тасымалдаушымен қосымша жүктеме

ретінде шығарылады.

Бұдан басқа, іске қосу үшін шарттарға сәйкес пайдалы жүктемемен ғарышқа ұшыру жолымен жойылатын конверсиялық баллистикалық зымырандар қолданылады.

Сондай-ақ, шектеулі қаржыландыру шеңберінде бола отырып, жалпы міндетті шешуге арналған шағын ғарыш аппараттарының бір үлкен (ауыр) ға орнына топтастырылуын құру және орбитаға шығару мүмкін болды. Мұндай топтарды пайдалану ғарыш құралдарын пайдалану негізінде ұсынылатын қызметтер ретінде, ең алдымен, олардың жеделдігін айтарлықтай арттыра отырып, секіруге мүмкіндік береді [5].

АҚШ үкіметі 1990 жылдардың басынан бастап техниканы миниатюралауды дамыту бағдарламаларына көп көңіл бөлді. Бүгін сіз осы зерттеулер мен әзірлемелердің нәтижелерін көре аласыз. Ғарыш саласында-бұл әзірленіп жатқан немесе іске қосылған және табысты пайдаланылатын наноспутниктер.

Қазіргі уақытта аталған тәсілдер табысты іске асырылуда және "CubeSat" Наноспутникті платформасын пайдалана отырып белсенді дамып келеді. CubeSat ерекшеліктері 1999 жылы Кіші ға құруды жеңілдету үшін Калифорния политехникалық және Стэнфорд университеттерімен әзірленген.

"CubeSat" Наноспутник өлшемі 10x10x10 см (егер онда қосымша күн панельдері орнатылмаса) және салмағы 1 кг дейін (кейде бұл масса асып кетеді). CubeSat – дың басты ерекшелігі, оны басқа наноспутниктерден ерекшелейтін-стандарттаудың жоғары дәрежесіне қол жеткізуге мүмкіндік беретін пысықталған спецификация [6], конструкцияда дайын элементтер мен аспаптарды (портативті компьютерлер, радиостанциялар, ұялы телефондардың камералары және т.б.) барынша пайдалануға мүмкіндік береді. Осының арқасында ғарыштық аппараттарды әзірлеуге кететін уақыт пен қаржылық шығындар барынша азаяды.

CubeSat спецификациялары көлемі 10×10см және салмағы 1кг (1U (single unit) ретінде белгіленеді), оның конструкциясы CubeSat бір жерсерігінің қаңқасынан тұрады, көлемі 10×10×20см және салмағы 2 кг және одан да көп (2u) жерсеріктер, оның конструкциясы CubeSat екі жерсерігінің қаңқасынан тұрады және көлемі 10×10×10×30см, салмағы 3 кг және одан да көп (3U) жерсеріктер

жасауға мүмкіндік береді, оның конструкциясы CubeSat үш жерсерігінің қаңқасынан тұрады.

"CubeSat" ға өзінің салыстырмалы арзандығы мен әзірлеудегі жылдамдығының арқасында инновациялық техникалық және технологиялық шешімдерді көрсетуге мүмкіндік беретін ғарыш техникасындағы жаңа тәсілдерді зерттеу үшін жақсы платформа болып табылады. "CubeSat" ға көмегімен ғарыш кеңістігі жағдайында кейбір жаңа қызметтік кіші жүйелерді сынақтан өткізуге болады және осы мағынада олар пайдалы жүктеме ретінде әрекет ете алады.

Осылайша, "CubeSat" концепциясы қысқа уақыт ішінде нақты ғарыш жобасымен жұмыс істеу дағдыларын алуға мүмкіндік береді: тұжырымдаманы әзірлеуден, құрастырудан, дайындаудан және жерүсті сынауларынан бастап орбитада спутникті пайдалануға дейін.

Бұдан басқа, шағын ғарыш аппараттарының салыстырмалы аз құны оларды құру үшін шағын бизнес кәсіпорындарын және жоғары техникалық оқу орындарын тартуға мүмкіндік береді, яғни "шекаралық аймақты" құруға мүмкіндік береді.

Мысалы, наноспутниктер бір жыл ішінде өте жоғары емес құн кезінде бір жарым, 30-дан астам университет пен зерттеу институттары, сондай-ақ іскерлік кәсіпорындар құрастырылуы мүмкін екенін ескере отырып, қазір CubeSat спутниктерінің жобаларымен айналысады, мысалы: "Munin" (Швеция - Ресей), "CubeSat-XI" (ЛИКС студенттік командасы, Токио университеті), "CUTE – 1" (ғарыштық жүйелер зертханасы-ЛКС, Токио технология институты), "KUTESat" (АҚШ-тың Канзасс университетінің әуе-ғарыштық машина жасау кафедрасы), "Uwe-1" (University Wurzburg ' s experimental — Вюрцбург университетінің эксперименталды серігі, Германия), "nCube" (Норвегия) және а. Г. Селиванова (РНИИ КП), Tubsat-N& Tubsat N-1 (TUB, Берлин) тобының наноспутниктері. Одан басқа PROBA - 1 (Бельгия), Можаяц-4 (Ресей), Колибри (ИКИ РАН, Австралия), Сич – 2 (Украина), UoSAT-2 (UOSAT-Oscar-11) (SSTL, Ұлыбритания), UNICubeSAT (Италия) білім беру-технологиялық ХКА іске қосылды және сәтті пайдаланылды немесе пайдаланылды. Бұл серіктер студенттерді оқыту барысында қолданылады. Стандарттың пайда болуының арқасында студенттер бір-екі жыл ішінде нақты ғарыштық жоба бойынша жұмыстардың толық цикліне қатысуға мүмкіндік алды: тұжырымдаманы әзірлеуден, құрастырудан, дайындаудан және жерүсті сынауларынан бастап орбитада спутникті пайдалануға дейін. Сонымен қатар, студенттер жобаны ұйымдастырудың, ұжымдағы жұмыстың практикалық дағдыларын меңгереді, уақытты, ақшаны, кадрларды дұрыс пайдалануды, тәуекелдерді жоспарлауды, мәжілістерді ұйымдастыруды, құжаттаманы дайындауды және пайдалануды үйренеді.

"CubeSat" жағдайында "пайдалы жүктеме" Термині барлық жерсерікке қатысты. Мұндай спутниктердің қызметтік жүйелерінің аппаратурасы ғарыш кеңістігі жағдайында алғаш рет сынақтан өтеді және бұл мағынада да пайдалы

жүктеме ролінде болады. Олардың көмегімен ға жаңа дайын электрондық компоненттері мен аспаптарын тестілеу жүргізуге болады.

1.2 KazNU-sat микроспутник миссиясын талдау

CubeSat технологиясы салыстырмалы қысқа уақыт аралығында ғарыш аппаратын жасап, іске қосуға және қызметтік кіші жүйелердің негізгі режимдерін, сондай-ақ болжамды пайдалы жүктемені пысықтауға мүмкіндік береді. Бұл ретте, ға дайындау мен іске қосуға арналған қаржылық шығындар айтарлықтай қысқарады.

KazNU-sat жерсерігінің әзірленген миссиясы::

- ғарыштық суреттерді беру дағдыларын меңгеру;
- пайдалы жүктемені-магнитті датчикті өңдеу дағдыларын меңгеру;
- KazNU-sat наноспутниктерін жобалау, іске қосу және пайдалану дағдыларын меңгеру;
- диссертациялық жұмыстың негізгі міндеті болып табылатын басқарудың толыққанды режимдерін пысықтау: үш осьті белсенді бағдармен қамтамасыз ету (күн датчик, маховик), қауіпсіз режимді орнату (магнитті датчик, ЭМИО), сондай-ақ эксперименталды бағдар режимін орнату
- күн бағдарының модификацияланған режимі (КА энергия өндіруді максималдау үшін күн қырымен бағытталған), тангаждық баяулаумен түсіруді қамтамасыз ету.

Бұл ретте бірқатар білім беру және ғылыми-зерттеу мақсаттарына қол жеткізіледі.

Микроспорттың білім беру мақсаттары:

- тақырыпты терең түсіну;
- өнеркәсіптік кәсіпорындармен, университеттермен және басқа CubeSat топтарымен байланыстар мен ынтымақтастық орнату;
- наноспутниктерді жобалауға үйрету. Микроспорттың ғылыми-зерттеу мақсаттары:
- наноспутниктерге арналған бағдар жүйесін өңдеу;
- наноспутниктерге арналған байланыс арнасын өңдеу.

Сонымен қатар, миссия өзіне:

- екі бағытта да ҒА мен жердегі станция арасындағы сенімді байланысты және деректерді беруді қамтамасыз ету;
- наноспутниктің барлық кіші жүйелерін толық көлемде өңдеу;

Жүйені әзірлеу, жобалау, құрастыру, сынау және пайдалану процесінде пысықталатын болады:

- жүйенің және жалпы жүйенің құрамдас бөліктерін құру (жобалау, құрастыру, біріктіру, сынау, іске қосу, пайдалануға беру) дағдылары.

-наноспутникті басқару және пайдалы жүктемені басқару үшін бағдарламалық-аппараттық құралдарды пайдалану дағдылары.

Өңделетін наноспутникте пайдалы жүктеме ретінде сандық камера және магниттік сенсор қолданылады. Қызметтік элементтер ретінде маховиктер кластері, электромагниттік атқарушы орган, GPS-қабылдағыш, қабылдағыш таратқыш, күн датчик және гироскопиялық датчик қолданылады.

Жоғарыда көрсетілгендерді ескере отырып, келесі кезеңде пайдалы жүктемеге қойылатын талаптар әзірленеді.

Ғарыш түсірілімдерін беруге қойылатын функционалдық талаптар:

- аймақтар анықтау үшін сурет аймағы өте үлкен болуы керек;
- суреттер түрлі-түсті форматта болуы керек;
- камера надир осімен кемінде 8° дәлдеу дәлдігімен біріктірілуі тиіс;
- суреттер аймағы елді мекендерді қамтуы тиіс, бұл мүдделі пайдаланушылардың кең тобын қамтамасыз етеді.

Пайдалану талаптары:

- спутниктің пайдалы жүктемесінің жұмыс ұзақтығы ұшырылған сәттен бастап кемінде алты айды құрауы тиіс;
- кадрлар арасындағы алшақтық 12 сағаттан аспауы тиіс;
- алға қойылған міндеттерді қамтамасыз ету үшін ғарыш аппараты мен оның компоненттері қоршаған орта жағдайына төтеп беруі тиіс;
- бейнелерге қол жеткізу тиісті жабдықтың көмегімен немесе веб-сайт арқылы жерден тікелей болуы тиіс;
- деректер форматтары белгілі болуы тиіс, яғни шифрлау механизмі пайдаланылмауы тиіс.

Іске қосу шығындарының құны 30.000 еуроға жуық болады. Наноспутникті құруға арналған шығыстардың жалпы бюджеті (оның ішінде материалдық құралдар, жабдықтар және өзге де шығыстар) 1.1-кестеде келтірілген. және шамамен құрайды 200.00 Еуро.

1.1 Кесте – Наноспорттың бюджеті

№	Атауы	Құны, тг
1	KazNU-sat Наноспутнигі	40 000 000
2	Жер үсті станциясы	9 000 000
3	Іске қосу қызметтері	6 000 000
4	Барлығы	55 000 000

Сәйкестік тауарын өткізу туралы ереже, бағдарламалық қамтамасыз ету және кіші жүйелерді әзірлеу ECSS (European Cooperation for Space Standardization) стандартына сәйкес іске асырылатын болады.

Халықаралық ережелерге сәйкес радиожилік ауқымын әуесқойлық пайдалану үшін операторға радиоәуесқойлық жилік лицензиясы талап етіледі. Оператор интерфейсі таңдалған байланыс архитектурасына байланысты. Пайдаланушы интерфейсі интернет немесе тікелей қатынау арқылы жүзеге

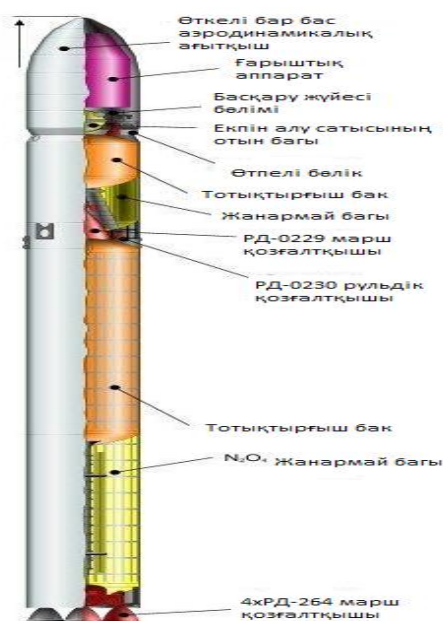
асырылады. Пайдаланушы берілетін бейнелерге еркін қол жеткізуі немесе жердегі станцияның жеке жабдығының көмегімен болуы тиіс.

Басқару режимдерінің әртүрлі түрлері қарастырылады. Бұл диссертациялық жұмыстың негізгі мақсаты болып табылады: үш осьті белсенді бағыт (күн сенсоры, маховик), қауіпсіз режим (магнитті сенсор, ЭМИО), сондай – ақ эксперименттік бағдарлау режимі-күн бағдарының модификацияланған режимі (КА ребром энергия өндіруді максимализациялау үшін күнге бағытталған), тангаждық баяулауы бар түсіру.

Микроспутник қозғалысын басқару жүйесінің датчиктері кезең-кезеңімен қозғалыс параметрлерін белгілейді. Жерсерік талап етілетін жағдайдан тым қатты ауытқыған жағдайда, жүйе басқару режиміне ауысады және бұл дрейфті түзетеді. Түзетуден кейін жүйе әдеттегі режимге қайтарылады. Апатты режим сирек немесе ешқашан орнатылады деп күтілуде. Батареядан зарядтау процесін жылдамдату үшін жүйе өте төмен энергия тұтынумен жұмыс істейтін болады. Бұл режимде барлық стандартты функциялар өшіріледі. Кезде проблема шешілетін болады, мысалы, батарея толығымен зарядталған, микроспутник қайтарылады қарапайым режим.

Ғарыш аппаратын жобалау процесінің басынан бастап оның ұшырылуын назарға алу қажет. Мұның негізгі себебі-іске қосу кезінде микроспутникке күшті механикалық жүктемелер құрылуда. Сонымен қатар, жерсерік зымыранның немесе басқа да спутниктердің ұшырылуына әсер ете алмайтындай етіп әзірленуі тиіс. KazNU-sat-P-POD үшін ықтимал зымыран тасығыш және контейнер болжануда.

1.1 суретте "Днепр" зымыран тасығышы бейнеленген. Бұл-500 - 700 км биіктіктегі және 98 градус еңістегі күн-синхронды орбитаға жерсеріктерді шығаратын іске қосу қондырғысы.



1.1 Сурет - "Днепр" зымыран тасығышы

P-POD KazNU-sat үшін контейнер болып табылады. Жерсерікті жобалау кезінде POD жеткізушісінің талаптарын ескеру қажет. Микроспутник бойынша жалпы ұсынымдар:

- микроспутник p-POD-де көршілес жерсеріктер үшін немесе негізгі пайдалы жүктеме үшін ешқандай қауіп төндірмеуі тиіс, бұл KazNU-sat-де барлық құрамдас бөліктер іске қосу кезінде бекітілуі тиіс дегенді білдіреді.

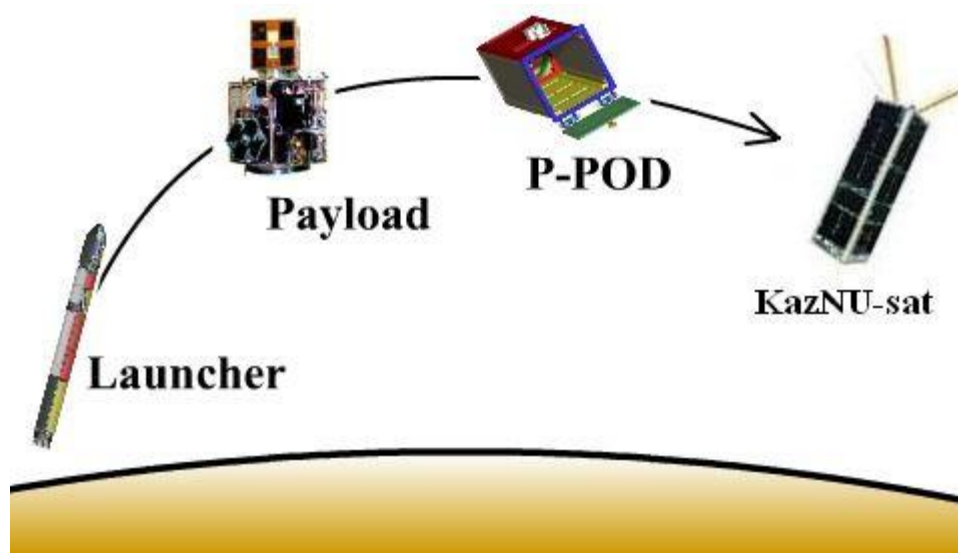
Іске қосу, шығару және пайдалану кезіндегі талаптар:

- қосымша ғарыш қоқысы құрылмауы тиіс;
- ықпалдастыру және іске қосу кезінде барлық жерсеріктер тасымалдағыш зымыранның жұмысындағы электрлік немесе радиожиілік кедергілерін және негізгі пайдалы жүктемені болдырмау үшін ажыратылуы тиіс;

- микроспутникте ешқандай пиротехниканы пайдалануға жол бермеу.

P-POD KazNU-sat орбитаға 0.3 м/с аспайтын жылдамдықпен тастайды.

Ерекшеліктерді соңғы тексеру бастағанға дейін жүргізілетін болады.



1.2 Сурет - Негізгі пайдалы жүктемені бөлу реті, P-POD және KazNU-sat

1.3 Микроспутниктің негізгі элементтерінің моделі

Жүйелік талдау – ауыспалы немесе зерттелетін жүйенің элементтері арасындағы құрылымдық байланыстарды орнату бойынша іс-әрекеттердің бірізділігін білдіретін танымның ғылыми әдісі. Жалпы ғылыми, эксперименттік, жаратылыстану ғылыми, статистикалық, математикалық әдістер кешеніне сүйенеді [21].

Микроспутниктің негізгі объектілерінің статикалық құрылымы 1.3-суретте объектілердің диаграммасы ретінде көрсетілген. Келтірілген диаграммадан микроспутник негізгі екі құрамдас бөліктен тұратыны көрінеді:

- борттық мақсатты кешен;
- борттық қызметтік жүйелер.

Борттық мақсатты кешен ғарыш аппаратының алдына қойылған міндеттерді шешуді тікелей қамтамасыз етуге арналған.

Борттық қызмет жүйелері борттық мақсатты кешен мен микроспутниктің тұтастай жұмыс істеуі үшін барлық қажетті жағдайларды қамтамасыз ететін міндеттерді шешуге арналған. «Борттық қызметтік жүйелер» объектісінің құрамына мынадай негізгі кіші жүйелер кіреді:

- борттық басқару кешені;
- қозғалысты басқару және навигация жүйесі;
- электрмен жабдықтау жүйесі;
- қызметтік басқару арнасының борттық аппаратурасы;
- жылу режимін қамтамасыз ету жүйесі;
- конструкция және механизмдер.

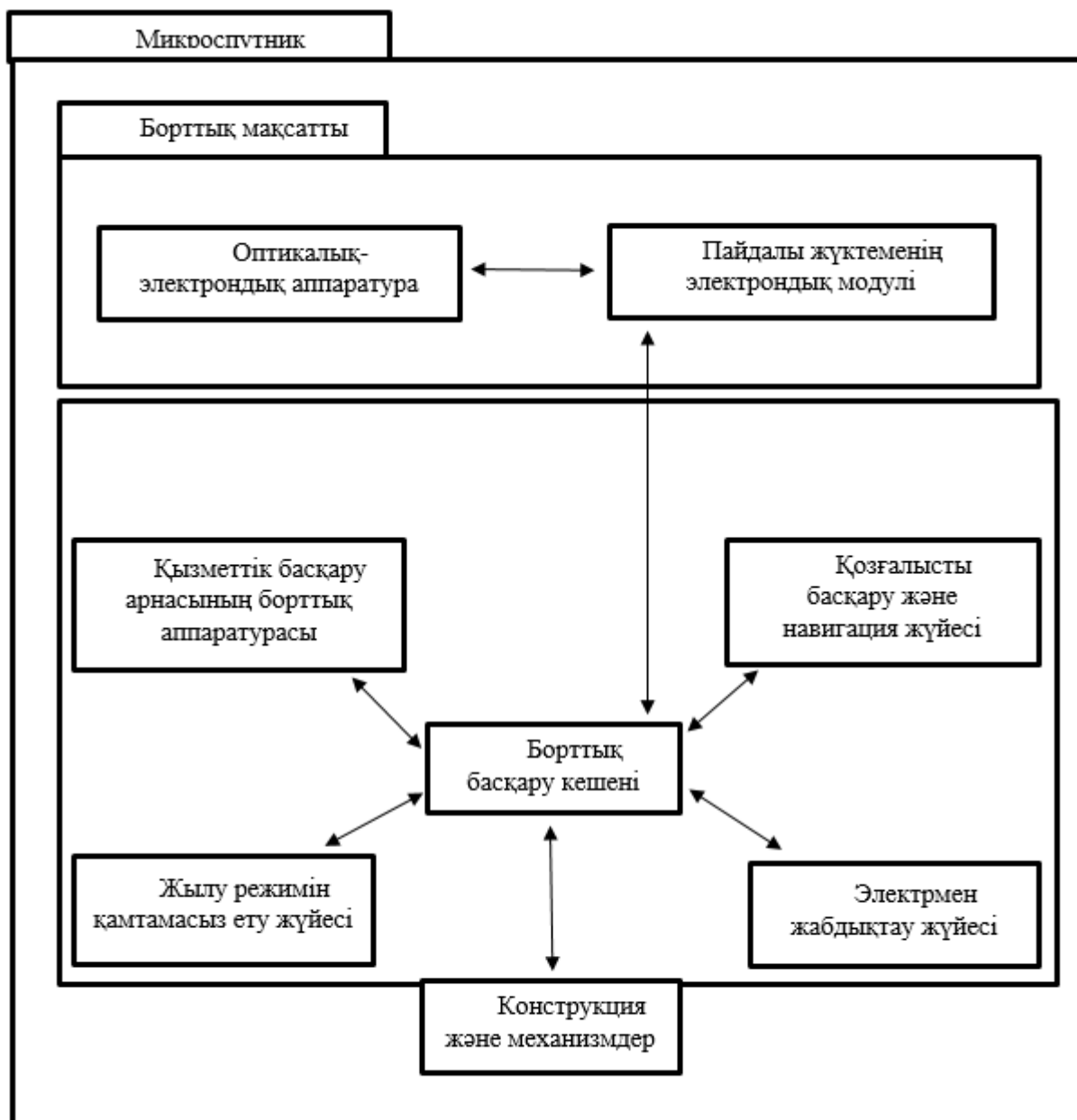
Борттық басқару кешені ақпарат алмасу арналарымен біріктірілген борттық жабдық құралдарының және бағдарламалық қамтамасыз етудің жиынтығы болып табылады. Борттық басқару кешені командаларды бөледі, микроспутниктің кіші жүйелерін және пайдалы жүктемені қамтамасыз ететін ақпаратты жинайды, есте сақтайды және пішімдейді. Борттық басқару кешенінің негізгі функциялары мыналар болып табылады:

- микроспутниктің борттық жүйелерін және борттық мақсатты кешеннің элементтерін автоматты режимде және жерүсті басқару кешенінің бақылауымен бақылау және басқару;
- автоматты режимде және жерүсті басқару кешенінің бақылауымен микроспутниктің жұмыс режимін іске асыру алгоритмдерін орындау;
- микроспутниктің борттық жүйелерінің жұмысын синхрондау;
- ағымдағы навигациялық параметрлерді болжау, борттық мақсатты кешенге навигациялық деректерді беру;
- басқарманың қызметтік арнасының командалық ақпаратын қабылдау, өңдеу және тарату;
- телеметриялық ақпаратты жерүсті басқару кешеніне беру;
- автоматты режимде немесе жерүсті басқару кешенінің қатысуымен қызметтік жүйелердің есептік штаттан тыс жағдайларын бақылау, диагностикалау және бәсеңдету.

Борттық компьютер микроспутниктің борттық аппаратурасын басқару және бақылау бағдарламаларын сақтауға және жүзеге асыруға арналған. Қозғалысты басқару және навигация жүйесі микроспутниктің бұрыштық жағдайын анықтауды және оның бағдарын басқаруды жүзеге асырады. «Қозғалысты басқару жүйесі» объектісінің статикалық құрылымы 1.2-суретте объектілердің диаграммасы түрінде ұсынылған. Келтірілген диаграммадан «Қозғалысты басқару жүйесі» объектісі мынадай негізгі элементтерден тұрады:

- бұрыштық жағдай датчиктері (гироскопиялық датчиктер);
- күн датчигі;

- магнитометрлер;
- жерсеріктік навигация аппаратурасы;
- маховиктер;
- электромагниттік атқарушы орган.



1.3 Сурет - Микроспутниктің негізгі объектілерінің статикалық құрылымы

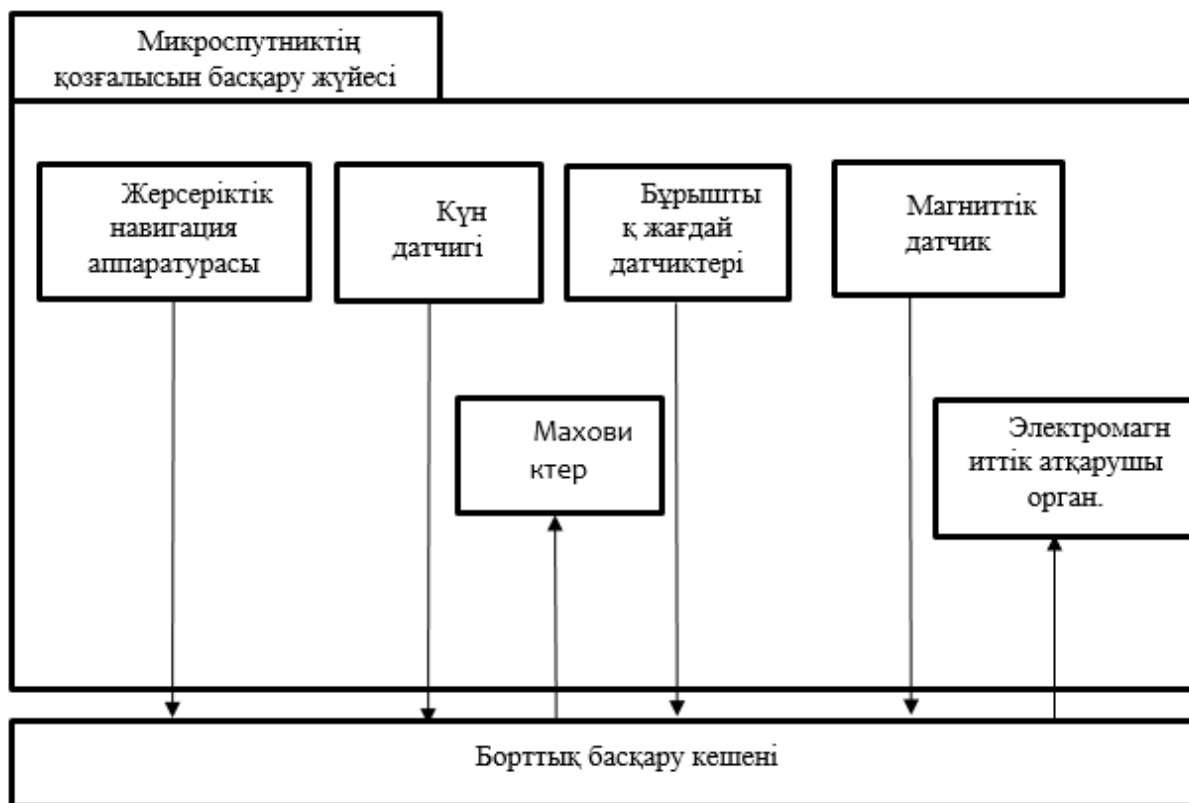
Бұрыштық орналасуының датчиктері кеңістіктегі бұрыштық орналасуын және микроспутниктің бұрыштық жылдамдығын анықтауға арналған.

Күн датчигі координаталардың аспаптық жүйесіндегі күннің ортасына бағытын анықтауға арналған.

Магнитометрлер Жердің магниттік өрісі бойынша бағытты анықтауға арналған. Жерсеріктік навигация аппаратурасы GPS және ГЛОНАСС

навигациялық жүйелерінің сигналдары бойынша жүйелік уақытқа байланыстыра отырып, орналасу векторлары мен жылдамдығының нақты ауқымында анықтауға, сондай-ақ эталондық секундтық белгілерді қалыптастыруға арналған.

Маховиктер борттық басқару кешенінен келетін басқару сигналына сәйкес келетін, басқару моменттерін жасауға арналған.



1.4 Сурет - «Микроспутниктің қозғалысын басқару жүйесі» объектісінің статикалық құрылымы

Электромагниттік атқарушы орган инерциялық атқарушы органдарды түсіру үшін магниттік моментті жасауға арналған.

Микроспутниктің негізгі ішкі жүйелерінің объектіге бағдарланған моделін құрудың статикалық диаграммаларын ұсынғаннан кейін, оның жұмыс істеп тұрған күйлерінің негізгі типтері анықталады, және қарастырылатын объектінің бір күйден екінші күйге ауысуы басталған кезде оқиғалар немесе бір ішкі жүйе анықталады.

Қозғалысты басқару жүйесі және навигация жүйесі негізінен келесі режимдерде жұмыс істейді:

- бастапқы бағдарды шығару және өткізу режимі;
- кезекші режим;
- борттық мақсатты кешен сеансын өткізу режимі;
- орбитаны түзету режимі;
- өміршендікті сақтау режимі.

Қызметтік басқару арнасының борттық жабдықтарының микроспутниктің әртүрлі бөліктеріндегі жұмысын қарастырамыз:

- микроспутникті шығару бөлімі. Бұл бөлімде қызметтік басқару арнасының борттық жабдықтары кезекші режимде жұмыс істейді: командалық қабылдағыштар оларға қуат берілген кезде қосылады, содан кейін сол күйде қалады, телеметрия таратқыштары өшіріледі. Егер микроспутник жер станциясының радиотүсіру аймағында болса, телеметрия таратқыштарын қосуға болады. Телеметрия таратқыштарын қосу жердегі станцияның радиотүсіру аймағының өтуін, жер станциясының қоңырауын болжау үшін борттық басқару жүйесі ретінде жүзеге асырылуы мүмкін және жердегі станциядан қоңырау сигналы түскен кезде де жүзеге асырылады;

- микроспутниктің қалыпты жұмыс орны. Бұл бөлімде қызметтік басқару арнасының борттық жабдықтары кезекші және сеанс режимінде жұмыс істейді. Сеанс режимін ұйымдастыру микроспутниктің бағытына байланысты: егер микроспутник нысанадағы ақпаратты түсіруге немесе беруге бағытталған болса, онда телеметрия таратқыштарының бір жиынтығы қосылады, егер микроспутник инерциялық бағытта болса, онда телеметрия таратқыштарының жиынтығы қосылады;

- өміршендікті сақтау режим бөлімі. Бұл бөлімде тек командалық қабылдағыштар жұмыс істейді. Телеметрия таратқыштары жер станциясының радио көріну аймағынан өткен кезде ғана қосылады. Бұл жағдайда телеметрия таратқыштарын қосу микроспутниктің энергетикалық тепе-теңдігін сақтау шарттары орындалған немесе жер станциясына команданың мүмкін еместігі туралы ақпаратты беру үшін телеметрия таратқыштары ең аз уақытқа қосылған кезде ғана жүзеге асырылады.

Микроспутниктің ішкі жүйесін және оның басқару жүйесін жеткілікті толық сипаттау үшін қажет диаграмманың келесі түрі – орналастыру схемасы және компоненттік диаграмма.

Орналастыру диаграммасы жобаланған жүйенің бағдарламалық және аппараттық құрамдас бөліктері арасындағы физикалық қатынасты көрсетеді. Компоненттік диаграмма жүйенің әртүрлі компоненттерін және олардың арасындағы қатынастарды көрсетеді. Орналастыру диаграммалары мен компоненттік диаграммаларды бөлек көрсетуге болатынына қарамастан, компоненттер диаграммасын орналастыру диаграммасына қай компоненттер жұмыс істеп жатқанын және қай түйіндерде көрсетілетінін көрсетуге болады. Орналастыру диаграммасындағы әр түйін микроспутниктің ішкі жүйесін білдіреді. Жоғарыда келтірілген диаграммадан микроспутниктің келесі сервистік ішкі жүйелері микроспутниктік компоненттер моделінің негізгі түйіндері болып табылатындығын көруге болады:

- борттық басқару кешені екі түрлі құрылғыларға негізделген: борттық компьютерлер және интерфейс құрылғылары;

- қозғалысты басқару жүйесі және навигация – өлшеу датчиктері мен атқарушы органдардың жиынтығы;

- қызметтік басқару арнасының борттық жабдықтары;
- электрмен жабдықтау жүйесіне қуатты басқару құрылғысы, күн батареялары мен батареялар кіреді;
- жылуды басқару жүйесі.

Орналастыру схемасында ұсынылған борттық басқару кешенінің архитектурасы бақылау және мониторинг алгоритмдерін (борттық компьютер) жүзеге асыратын бір есептеу торабының және автобустың

(магистральный шина)көмегімен борттық компьютерге қосылған белгілі бір интерфейс құрылғыларының болуын болжайды. Интерфейстік құрылғылар байланыс желілерінің жалпы ұзындығын азайту үшін пайдаланылады, борттық компьютерден басқару пәрмендерін негізгі автобус (магистральный шина) арқылы алады және оларды интерфейс сигналдарына айналдырады, және керісінше, құрылғылардан телеметрия ақпаратын жинайды және оны беру үшін түрлендіреді.

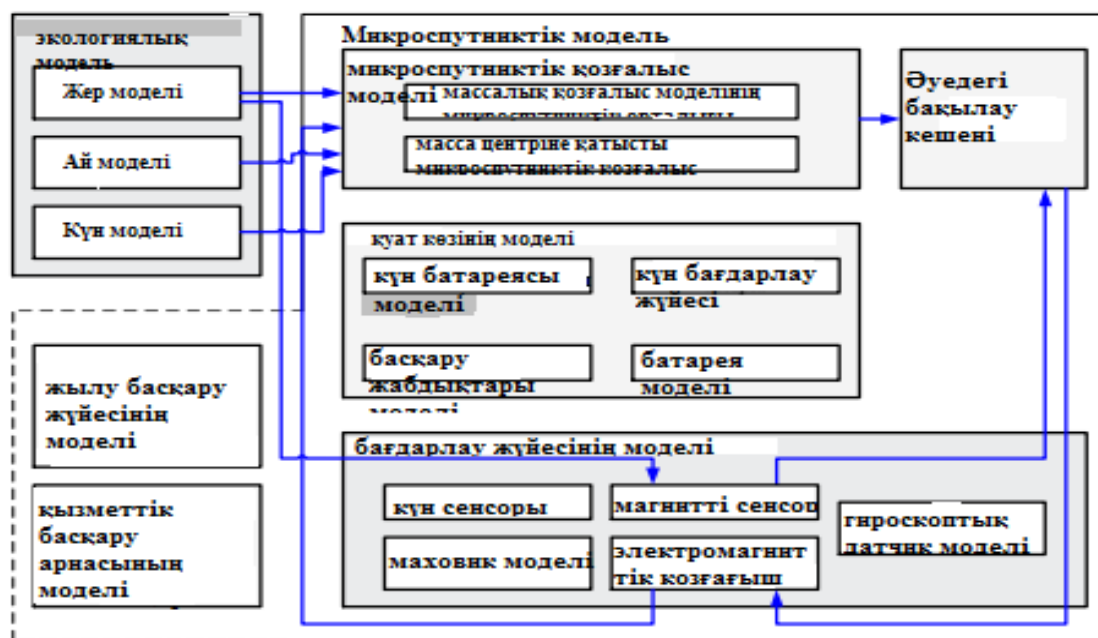
суретте көрсетілген архитектура микроспутниктің басқару жүйесінің бағдарламалық және аппараттық құрамдас бөліктерінің арасындағы физикалық қатынасты анықтауға мүмкіндік береді, сонымен қатар микроспутникті басқару жүйесінің компоненттері арасындағы өзара әрекеттесу схемаларын одан әрі дамыту үшін қажет. Жоғарыда аталған архитектурадағы оның негізгі түйіндері:

- массалық центрге қатысты микроспутниктің массасы центрі және микроспутниктің қозғалысының модельдерімен ұсынылатын микроспутниктің қозғалысының моделі;
- күн батареялары, аккумулятор және күн батареяларының бағдарлау жүйесі, басқару құралдарының модельдерімен ұсынылған микроспутниктің электрмен жабдықтау жүйесінің моделі;
- микроспутниктік бағдарлау жүйесінің моделі, ол микроспутниктік бағдарлау сенсорларының (Жер көкжиегіндегі күн сенсоры, магниттік сенсор, гироскопиялық сенсор) және бағдарлау жүйесінің атқарушы органдарының (қозғалтқыштар – маховиктер, электромагниттік қозғағыштар) модельдерінің жиынтығы.

Микроспутниктік басқару жүйесінің үлестірілген моделінің негізгі түйіндерінің функционалдығын жүзеге асыру үшін оның архитектурасына мыналар кіреді:

- Жердің, Күннің және Айдың жиынтық моделі болып табылатын сыртқы орта моделі (экологиялық моделі);
- борттық микроспутниктік басқару жүйесінің моделі.

Микроспутникті басқару жүйесінің үлестірілген моделіндегі ақпараттық ағындар мен командалық ағындар 1.5-суреттегі көк жебелермен көрсетілген.

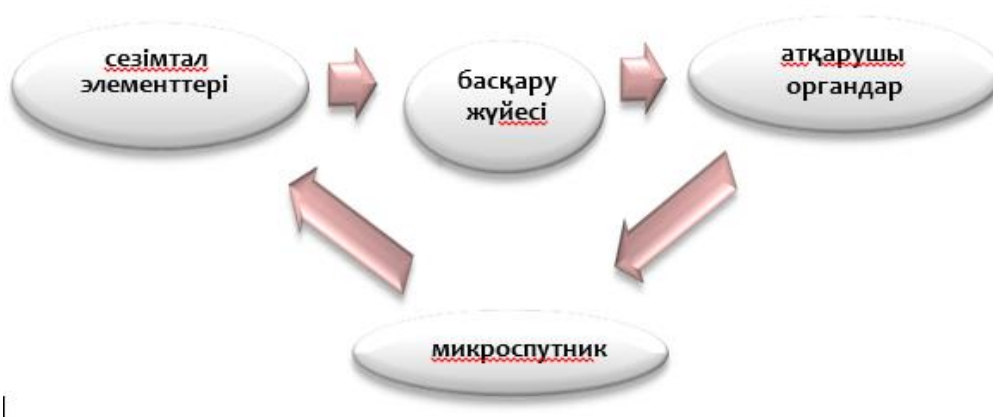


1.5 Сурет - Микроспутникті басқару жүйесінің архитектурасы

Бағдарлау жүйесі ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқаруға арналған, яғни оның осьтеріне берілген бағыттарға қатысты белгілі бір жағдайға байланысты. Микроспутник үшін орбиталық бағдар тән, мұнда осьтердің бірі – курс осі жер ортасына үнемі бағытталған, екіншісі – тангаж осі-орбитаның жазықтығына перпендикуляр, ал үшіншісі – қисаю осі осы жазықтықта жатыр.

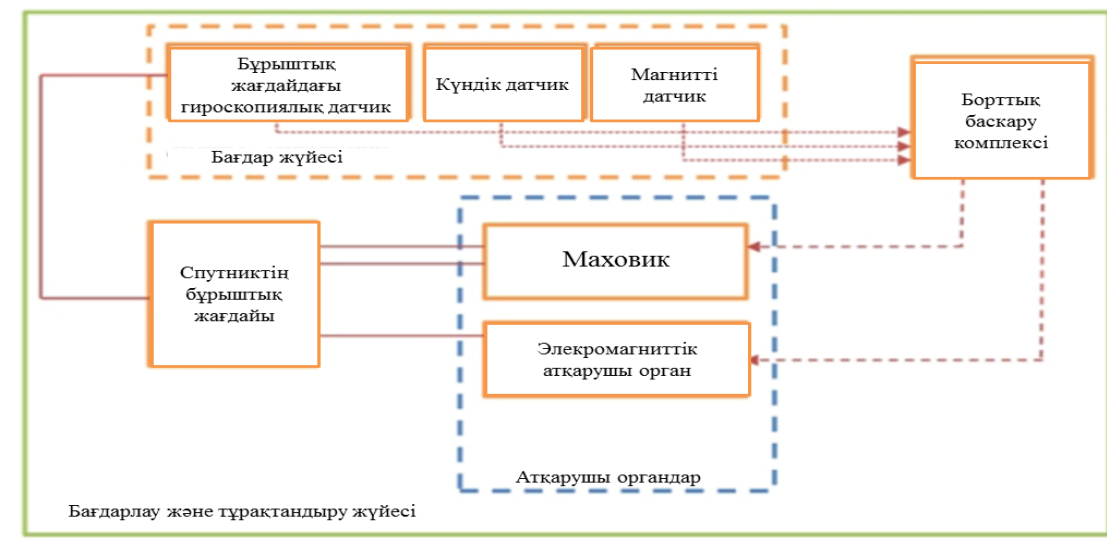
Микроспутниктің бағытталған осьтерінің саны бойынша бір осьтік бағдарды ажыратады, онда берілген бағытқа қатысты оның осьтерінің бірінің белгілі бір бұрыштық қалпы сақталады және белгілі бір бұрыштық жағдай микроспутниктің барлық үш осіне беріледі.

1.6-суретте микроспортты бағдарлау жүйесінің жалпыланған схемасы көрсетілген.



1.6 Сурет - Микросытқышты бағдарлау жүйесінің жалпыланған схемасы

Микроспутниктің ағымдағы бұрыштық жағдайы сезімтал элементтерден түсетін деректер негізінде, әртүрлі датчиктерді көрсетеді. Жиі Тірек ретінде пайдаланатын электрондық-оптикалық датчиктер аспан денелері – Күн, Жер, Ай, Жұлдыз қолданады. Оптикалық көрінетін жарықтың немесе инфрақызыл датчиктер осьтерінің тірек бағытына бағыттан ауытқуы кезіндегі сәуле шығару бағдар электр сигналын шығарады.



1.7 Сурет - Бағдарлау және тұрақтандыру жүйесі

Микроспутниктің бұрыштық жағдайын анықтау үшін оптикалық датчиктері бар жүйеде де қолданылады. 1.6-суретте көрсетілген сезімтал магнит элементтері.

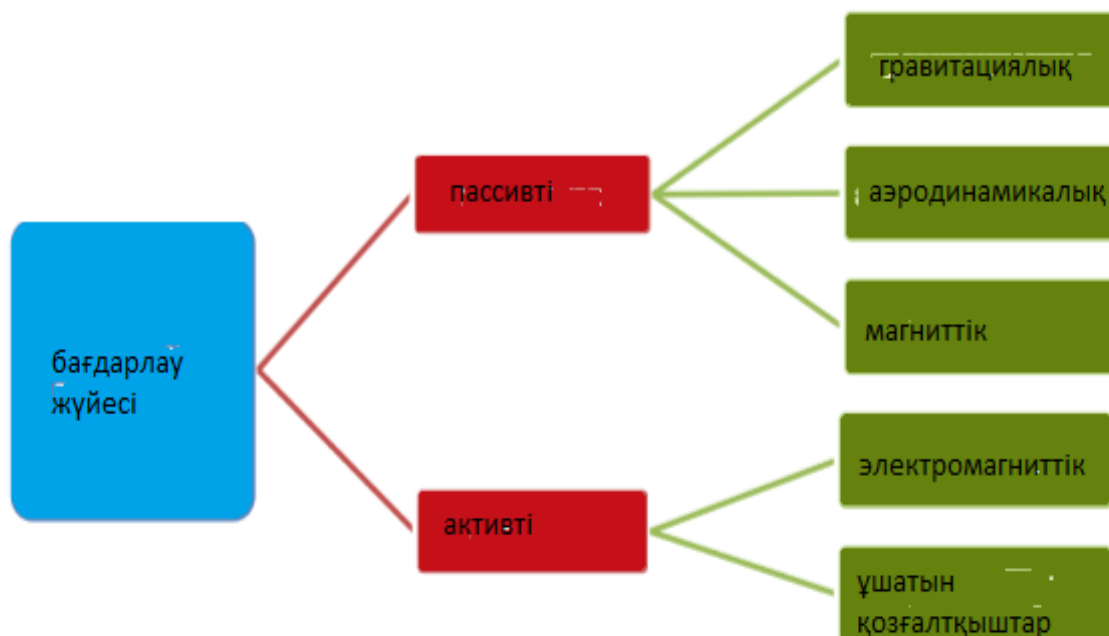
Гироскопиялық датчиктер қасиетін пайдаланады жылдам айналатын қасқырды кеңістікте өзгеріссіз сақтау жіберу. Бұл датчиктер бағдарлауды анықтауға мүмкіндік береді сыртқы әсерлерсіз немесе бағдарсыз микроспутниктің болуы. Гироскопиялық датчиктер бұрыштық сияқты анықтау үшін қолданылады микроспутниктің орналасуы және оның бұрыштық жылдамдығы.

Датчиктерден электр сигналдары жүйеге түседі жүзеге асыратын басқару:

- сигналдарды күшейту, салыстыру және түрлендіру атқарушы органдарды қосуға немесе ажыратуға арналған басқару сигналдары органдардың;
- дұрыс жұмыс үшін қажетті логикалық операциялар

Атқарушы органдар басқару жүйесінен түсетін командалар бойынша микроспутниктің бұрыштық жағдайына әсер ететін басқарушы сәттерді әзірлейді. Бағдар жүйесінде белсенді және пассивті атқарушы органдар қолданылады. Пассивті атқарушы органдар мыналар: гравитациялық, аэродинамикалық, магниттік, олардың жұмыс істеуі үшін микроспутниктердің бортында қосалқы энергияның болуы шарт емес. Яғни өте үнемді, бірақ қолдануда шектеу бар. Ал жұмыс істеуі үшін белгілі бір энергияны немесе

микроспутниктің бортында сақталған массаны талап ететін белсенді жүйелер мыналар: электромагниттік құрылғылар, реактивті бағдарлану қозғалтқыштары, маховиктер. Бағыттаудың белсенді жүйелерінің артықшылығы – олардың икемділігі, микроспутниктің тиісті бағытта қажетті бұрыштық жылдамдықпен айналуын қамтамасыз ету мүмкіндігі.



1.8 Сурет - Микроспутникті бағдарлау жүйесінің түрлері

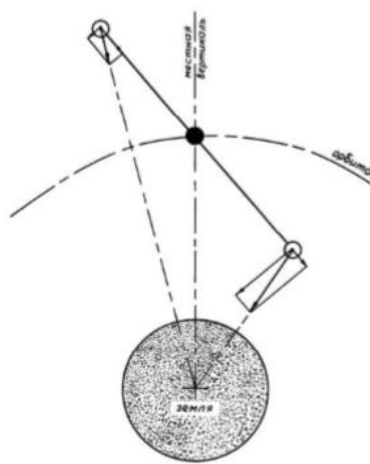
Жердің жасанды серіктерінің берілген бағдарын қамтамасыз ету және қолдау – олардың қозғалысын басқарудың маңызды міндеттерінің бірі. Белгілі бір бағдар траекторияны түзету үшін де, байланыс спутниктерімен, метеорологиялық және навигациялық спутниктермен өз функцияларын сәтті орындау үшін де, ғарышта көптеген ғылыми зерттеулер жүргізу үшін де талап етіледі. Қойылған міндеттерге байланысты жасанды спутниктерді бағдарлау белсенді немесе пассивті әдістермен жүзеге асырылуы мүмкін.

Бағыттаудың белсенді әдістері үшін орбитада спутниктің берілген бағдарын қолдайтын және басқарушы сәттерді қамтамасыз ететін бағдар датчиктері мен атқарушы элементтерінің болуы міндетті. Егер бағдардың жоғары дәлдігін қамтамасыз ету, үлкен қоздырғыш сәттерге қарсы әрекет ету, спутниктің күрделі бағдарламалық бұрылыстарын жасау қажет болса, белсенді жүйелер қолданылады.

Белсенді бағдарлану жүйесі өзінің жұмыс істеуі үшін энергияның немесе жұмыс затының тұрақты шығынын талап етеді. Күрделі бағдарламалық маневрлерсіз, белсенді өмір сүрудің өте үлкен уақыты мен $1-5^\circ$ бағдар дәлдігі бар спутниктердің жобалары үшін пассивті әдістерді қолданған жөн.

Жерсеріктерді бағдарлаудың пассивті жүйелерінің жұмысы гравитациялық және магниттік өрістердің қасиеттерін, атмосфера кедергісінің әсерін және жарық қысымын, айналмалы денелердің гироскопиялық қасиеттерін пайдалануға негізделген. Пассивті жүйелерді бағдарлаудың маңызды қасиеті мынада: олар датчиктер бағдарлауын және атқарушы элементтерді талап етпей, энергия мен отынды көп шығындамай, ұзақ уақыт жұмыс істей алады.

Сыртқы ортаның қасиеттерін пайдаланатын жүйелерден ең көп таралғаны – гравитациялық жерсеріктерді бағдарлау жүйелері болды. Бұл жүйелерде бағдарлану принципін гантель мысалында түсіну жеңіл (мықты стерженмен біріктірілген екі теңдей масса), оның массасының орталығы айналмалы орбитада қозғалады (1.9-сурет).



1.9 Сурет - Айналмалы орбитадағы Гантель

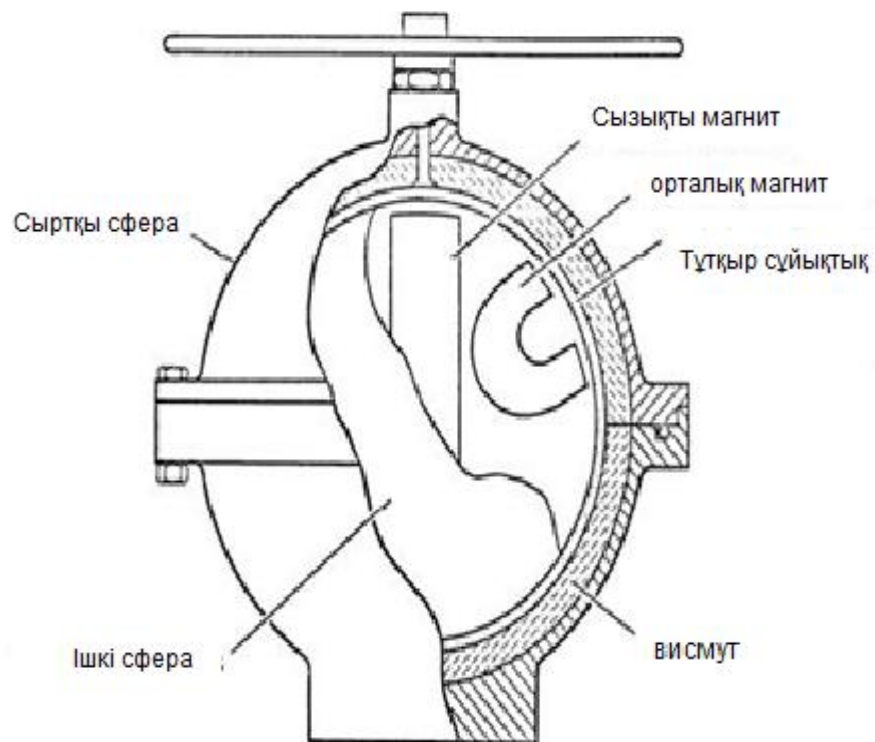
Жер гантельдерінің соңғы массаларының тартылу күшінің айырмашылығы – жер массаларының орталықтарын және спутникті қосатын радиус-вектордың бағытымен гантель осін біріктіруге ұмтылатын гравитациялық сәттің пайда болуына алып келеді. Бұл тепе-теңдік жағдайы тұрақты (ай жағдайы сәл созылған қауын кесігі түрінде). Гантель осі орбитаға қатысты бағытпен сәйкес келген кезде тепе-теңдіктің орнықсыз жағдайы орын алады. Басқарушы гравитациялық моменттің шамасы спутниктің өлшеміне байланысты екені анық.

Инерцияның негізгі орталық нүктелері тең емес жер серігі айналмалы орбитада радиус-векторы бар жерсерік инерциясының эллипсоидінің ең үлкен осінің және орбитаның жазықтығына нормалы ең аз осінің сәйкес келетін тепе-теңдіктің төрт тұрақты жағдайы болады. Кері жағдайлар болмаған кезде және бастапқы шарттарды тиісті таңдау кезінде айналмалы орбитадағы жерсерік осі орбитаға (OX) жанасу түзілген OXYZ координаталарының орбиталық жүйесінде, орбитаның жазықтығына (OY) нормальмен және радиус-вектормен (OZ) түзілген охуз координаталарының өзгермейтін бағдарын сақтайды, ал координаталар жүйесінің басы спутник массасының орталығымен сәйкес келеді.

Практикалық тұрғыда іске асыру кезінде спутниктің гравитациялық бағдарлау жүйесі негізгі үш мәселені шешіп алуға тиіс. Бірінші, спутниктің Инерция эллипсоидін қайта бағдарлаумен, оның Инерция моменттерінің ұлғаюымен, демек, қалпына келтіру гравитациялық моменттердің ұлғаюымен байланысты, спутниктің корпусына қосылған ұшындағы жүктері бар ұзын қуыс өзекшелердің көмегімен шешіледі. Өзектер арнайы термоөңдеуге ұшыраған жұқа металл таспадан қалыптасады. Қуыс өзектің жарыспалы метрінің салмағы шамамен 20 г құрайды. Екінші, спутниктің меншікті тербелістерін демпфирлеу қажеттілігімен байланысты. Демпфирлеу толық пассивті, жартылай пассивті және белсенді болуы мүмкін. Демпфирлеу механизмдерінің мысалдары төменде келтірілген. Үшінші, орбитадағы спутниктің тұрақты тепе-теңдігі жағдайының біркелкі еместігімен байланысты. Егер жерсерік меншікті тербелістерді демпфирлегеннен кейін берілген тұрақты тепе-тең жағдайға (бар төртеуінің бірі), ал спутниктің бұрыштарын және (немесе) бұрыштық жылдамдығын тасымалдағыш зымыраннан бөлінгеннен кейін тым үлкен болса, онда оларды алдын ала тыныштандыру жүйесінің көмегімен спутниктің тепе-теңдіктің қажетті жағдайына шығуын кепілді қамтамасыз ететін шамаларға дейін азайту қажет. Бұл есептің басқа шешімі жерсерікті кез келген тұрақты тепе-тең жағдайда тыныштандыру және оны бағдарламалық төңкеріс арқылы тепе-теңдіктің жұмыс жағдайына ауыстыру болып табылады.

Жұмыстың едәуір саны магниттік сфералық демпферлері бар спутниктерді бағдарлаудың гравитациялық жүйесінің динамикасын талдауға арналған. Мұндай жүйенің типтік құрылымы спутниктен және оған қатты бекітілген ұшында жүгі бар жылжымалы таспалы стерженнен тұрады. Жүк көлемі мен ядроның ұзындығы орбитадағы жүйенің оңтайлы динамикалық сипатын қамтамасыз ететіндей таңдалады.

Жерлендіргіштің меншікті тербелістерін демпфирлеу үшін гравитациялық өзектің бос ұшына орнатылған және тұтқыр сұйықтық қабатымен бөлінген екі концентрациялық сферадан тұратын магниттік демпфер қолданылады. Ішкі сферада сызықтық магнит және оның бетінде орналасқан алты бағаналы магнит бар. Сыртқы саласы іштен өте айқын диамагниттік қасиеттері бар висмут – затпен қапталған. Сыртқы салада ішкі сфераны орталықтандыру таға тәрізді магниттердің висмут қабатынан итергіш әсерімен қамтамасыз етіледі. Ішкі сферадағы сызықтық магнит Жердің магнит өрісімен өзара әрекеттесіп, ішкі және сыртқы сфералардың салыстырмалы орын ауыстыруына әкеледі. Жер серігінің айналмалы қозғалысының энергиясын шашырату сұйықтықта тұтқыр үйкеліске кеткен шығын есебінен және сыртқы сфераның металл қабығындағы ішкі сферадағы сызықтық магниттің магнит өрісімен олар салыстырмалы орын ауыстырған кезде Фуко тогы есебінен жүзеге асырылады. Орбитадағы құрылымы мен жұмыс істеуі бойынша салыстырмалы қарапайым магниттік сфералық демпфері бар сенімді гравитациялық-бағдарланған спутниктер ғарыш техникасында кең тараған.



1.10 Сурет - Магнитті сфералық демпфердің конструкциясы

Басқару жүйелері істен шығуға бейім элементтердің көп саны бар күрделі жүйелердің қатарына жатады. Басқару жүйесіне қойылатын негізгі талаптардың бірі оның жоғары сенімділігі болып табылады.

1.3.1 Ғарыш аппаратының бұрыштық жағдайын өлшеу құралдары

Дененің бағдарын анықтауға болатын өлшеуіш құралдарды фазалық күй векторының компонентінің бірін тікелей немесе жанама (қайта есептеу арқылы) өлшейтін датчиктердің екі тобына бөлуге болады. Бірінші топ-қозғалмайтын координаталар жүйесінде белгілі бір бағытты анықтайтын бағыттың датчиктері. Екінші топ-дененің бұрыштық жылдамдығы векторын тікелей өлшейтін бұрыштық жылдамдық датчиктері. Нақты өлшеу құралдарының көмегімен дененің бағдарын анықтайды.

1.3.2 Сыртқы ақпарат датчиктері

Бағдарлау бұрыштары позициялық сенсорлармен өлшенеді, оларды жұмыс принципіне сәйкес үш топқа бөлуге болады: сыртқы ақпарат сенсорлары, инерциялық сенсорлар және жад сенсорлары. Олардың әрқайсысы өзінің оң және теріс жақтары бар және өзінің жұмыс істеуі үшін ҒА конструкциясына елеулі әсер ететін белгілі бір шарттарды орындауды талап етеді.

Сыртқы кеңістіктен (ҒА корпусына қатысты) ақпарат алатын сыртқы ақпарат бергіштері негізгі болып саналады. Олардың қатарына өз жұмысына денелердің (Күннің, Айдың, жұлдыздардың, жердің инфрақызыл сәулеленуі) ҒА қатысты сыртқы оптикалық сәулеленуін пайдаланатын барлық оптикалық датчиктер, сондай-ақ Жердің магниттік өрісін, қоршаған ортаға қатысты ға қозғалысын өлшейтін датчиктер жатады.

Сыртқы ақпарат датчиктерінің арасында оптикалық датчиктер өте әртүрлі және кең таралған, олардың ішінде ең қарапайым күн датчигі деп аталатын, оның оптикалық осінің күн ортасына бағыттан ауытқуын бағалауға мүмкіндік беретін күн датчигі болып табылады. Мұндай датчиктің конструкциясы күн басқалармен шатастыра алмайтын қуатты сәулелену көзі бола отырып, қарапайым фотоқабылдағыштарды пайдалануға мүмкіндік береді. Бұл ретте көктегі сфераның үлкен үлесін бір уақытта «қарайтын» кең бұрышты датчиктер қолданылуы мүмкін, өйткені оның өрісіне түсетін жұлдыздардың жарығы күн сәулесіне әсер ету үшін кедергі болмайды.

Сыртқы ақпарат датчиктерінің ішіндегі ең қиыны-өзінің оптикалық осінің алыс жұлдызға бағыттаудан ауытқуын бекітетін жұлдызды датчик. Сәулеленудің әлсіздігі тіпті ең жарқын жұлдыздардың өзінде сенсордың көру өрісін күшті азайтуды және фотоқабылдағыштар сияқты аса сезімтал құралдарды, фотоқабылдағыштарды фотоқабылдағыштар ретінде пайдалануды талап етеді.

Күн және жұлдызды датчиктер күн мен Жұлдызға бағыттауды бір уақытта белгілей отырып, кеңістіктегі ға орналасуын толық анықтайды және осыған байланысты датчиктердің күн-жұлдызды жұптары түрінде кеңінен қолданылады.

Күн датчигін орнату оның кең бұрышты көру өрісін ҒА корпусының конструкциясының ешқандай элементтерімен көлеңкелемеу талабымен байланысты, бұл ҒА корпусының компонентіне белгілі бір шарттар қояды, онда күн батареялары, антенналар және т. б. сияқты конструкцияның элементтерін орналастыру, күн датчигін орнату үшін ең қолайлы орынды таңдау. Көрудің тар өрісі бар жұлдызды датчикті орнату соншалықты қиын жағдай болмас еді, бірақ кейбір жағдайларда жұлдыз датчигінің оптикалық осі жылжымалы екенін ескере отырып, оның жиынтық үлкен көру алаңы да ҒА конструкциясының элементтеріне түспеуі тиіс, ал датчиктің өте жоғары сезімталдығы паразиттік жарықтандырудың ықтимал әсерінен (ҒА күн сәулесімен жарықтандыру есебінен) қорғау қажеттілігін туғызады, олар жиынтығында алыс жұлдыздың жарығына қарағанда неғұрлым қуатты болуы мүмкін., сондай - ақ жұлдыз датчиктерінің объективтеріне өте жетілдірілген блендтерді орнату және күн сәулесінен осы блендтерді қорғау, «күн - объект-звезда» бұрыштарының рұқсат етілген мәндерін шектеу және т.б. көрсетілген мәселелер «Марс», «Венера» және «Зонд» сияқты ҒА-ның құрамдастарын анықтады.

Радио сенсорларды орнату олардың антенналарын орналастыру проблемасына байланысты қиын, сондықтан иондық датчиктерді пайдалану оларды ғарыш кемесінің корпусындағы бөлшектердің ақаусыз ағынын «табуға»

болатын жерлерде орнатуды қажет етеді және ғарыш аппараттарының дүниежүзілік нарығында, күн бағдарлау құрылғыларының кең спектрі ұсынылған, онда сіз жоғарыда аталған түрлердің біріне немесе бірнешеуіне байланысты күн сенсорын іске асырудың мысалын таба аласыз. Мысалы, бағдарлаудың дәрежі сенсорларына американдық One Stop Satellite Solution (OSSS) компаниясы шығарған күн сенсоры кіреді. Аспаптың дәлдігі 10° құрайды. Бұл ретте құралдың сфералық көру өрісі бар. Күн бойынша бағдар аспаптарының кең спектрін шетелдік нарықта Ball Aerospace (АҚШ), Galileo Avionica (Италия), Draper Laboratory (АҚШ), Goodrich (АҚШ), Jena-Optronik (Германия), TNO-TPD (Нидерланды) және Sodern (Франция) компаниялары ұсынады. Бұл фирмалар келтірілген дәлдік класстарының әрқайсысына қатысты әр түрлі мақсаттағы күн бойынша бағдар аспаптары әзірленді. Күн бойынша бағдар аспаптарының ресейлік нарығы «ОПТЭКС» ҰКП ФГУП өндірісінің күн координаттарын (БОКС) анықтау блоктары, сондай-ақ басқа да ресейлік өндірушілердің күн бойынша бағдарлау құралдары: «Геофизика-Космос» (Мәскеу қ.) және «Лэптон» (Зеленоград қ.) кәсіпорындары. Күн бағыты тірек ретінде ғарыштық аппараттарды (ҒА) олардың өмір сүруінің басынан бастап бағдарлау жүйелерінде қолданылады.

Барлық дерлік жерсеріктер мен планета аралық ға навигациялық жабдық құрамында күн бағдарының датчиктері бар. Бастапқы статикалық типті осындай датчиктер күмбезде орналастырылған қарапайым фотоэлектрлік түрлендіргіштерден (ФЭТ) жиынтықты көрсетті және аспаптарға күнге бағдар беру аспабына (КБА) бір уақытта барлық бағыттарда емес, фасетка деп аталатын, көруге мүмкіндік берді.

Күн бағдарының кез келген фасет датчигінің базалық элементі-бір-біріне симметриялы базалық жазықтыққа бірдей көлбеу астында тең трапецияның бүйірінен орналасқан планарлық типті ФЭТ жұбы болып табылады. Көру өрісінің бұрышы және күн бағытын анықтаудың дәлдігі ФЭТ мөлшері мен түріне байланысты. Өлшеулер нәтижелерін бір мезгілде талдау және автономды жұмыс істеуін бақылау; екі координатты кең бұрышты және автономды КБА іске асыру бойынша қағидаттық шектеулердің болмауы.

1970 жылдан бастап, КБА конструкциясының күрделенуіне қарамастан, әртүрлі диафрагмалардың жарық ағынын шектеуді пайдаланатын «проекциялық» типті жүйелер кеңінен қолданылады. Күн бағдарындағы аспаптардың жаңа буынының айырмалық ерекшеліктері микроэлектроника мен есептеуіш техниканың соңғы жетістіктерін кеңінен енгізуді атауға болады:

- микропроцессорлар, интеграцияның үлкен деңгейіндегі басқа да АМС, көп элементті қабылдағыштар;
- матрицалар және ПЗС сызғыштары;
- аспаптарда ақпаратты өңдеудің бағдарламалық әдістерін кеңінен қолдану.

Аталған техникалық шешімдер мен іс-шараларды іске асырудың арқасында жаңа буын аспаптары алдыңғылармен салыстырғанда дәлдік, масса,

қызмет ету мерзімі сияқты негізгі сипаттамалар бойынша бірнеше есе жақсы көрсеткіштерге ие болады. Сондай-ақ соңғы уақытта төмен орбиталық жерсеріктер үшін жаһандық позициялау жүйесін (GPS) пайдалану спутниктің координаттарын анықтауда өте жоғары дәлдікті беруге мүмкіндік беретіндігін атап өткен жөн.

Күн датчигі бағдарлау және тұрақтандыру жүйесінің сезімтал элементі болып табылады және электрониканың фотообъективімен және платасымен орта шешімді панорамалық сандық фотокамера болып табылады.

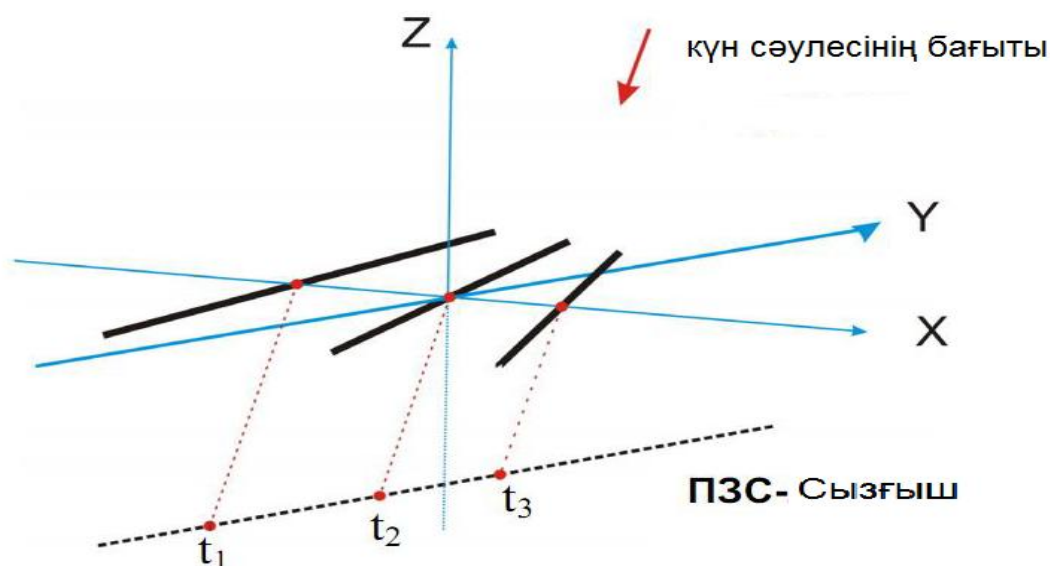
Мақсаты және функциялары: күн датчигінің координаталары жүйесіндегі күн бағыты векторының орналасуын анықтау.

Негізгі сипаттамалары: объективтің көру өрісінің бұрышы, детектордың өлшемі.

Күн датчигінің жұмыс істеу принципі әр түрлі қарқындылық сигналдарды қалыптастыратын детектор элементтерімен объектінің суретін өңдеуге негізделеді, олар кейіннен сурет туралы көріністі қалыптастыру үшін электроника блогымен өңделеді.

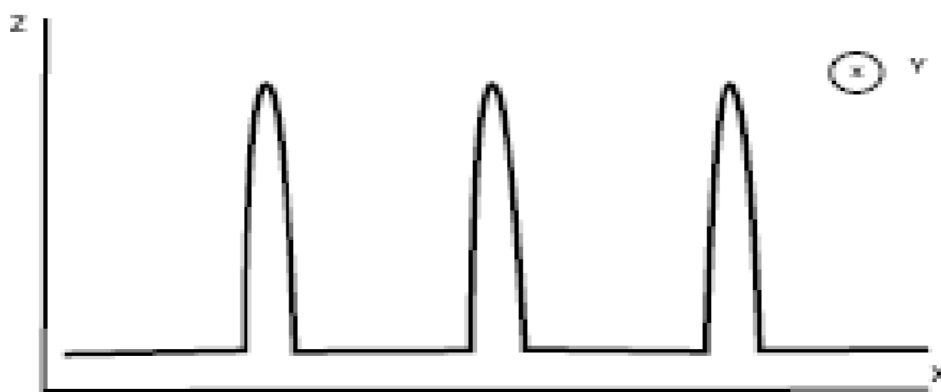
Күн датчигінің осіне қатысты Күн бағыты векторының бұрыштық ауытқуын анықтау үшін суретке түсіру кезінде алынған бейнедегі көрінетін күн дискісінің ортасын анықтау қажет. Күн бейнеге түсетін жалғыз нысан емес болғандықтан, ол үшін барлық басқа ашық дақтарды, мысалы жұлдыздарды сүзу қажет.

Күн сенсоры күн сәулесіне тән спектрдің белгілі бір ауқымында түсіреді. Сондықтан, басқа жарық беретін объектілерге сәйкес келетін бейненің жекелеген элементтерінің қарқындылығы күн бейнесіне тиесілі сурет аймағының қарқындылығына қарағанда әлдеқайда төмен. Бұл суретте күн бейнесі тиесілі аймақты бөліп көрсетуге және оның орталығы болып табылатын сурет элементінің координаттарын табуға мүмкіндік береді зарядтау байланысы бар әрбір элемент күннің сәулеленуін аналогтық сигналға түрлендіреді. ПЗС-сызғыш элементтерін сандық өңдеу ізделінетін бағытты анықтауға мүмкіндік береді. Мұндай датчиктерді құру принципі бойынша кодтаушы маскасы бар датчиктерге жатқызуға болады. Күн бағдарының датчигі дәл бағдар датчиктерінің артықшылықтарын – минуттық дәлдік пен дөрекі бағдар датчиктерін – кең көру өрісін біріктіреді. Оптикалық күн датчигі келесі құрамдас бөліктерден тұрады: оптикалық элемент, ПЗС-сызғыш, аналог-сандық түрлендіргіш, сигналдық процессор, интерфейс құрылғысы және қайталама электр қорек көзі. Аспаптың жұмыс істеу принципі үш саңылаудан тұратын кодтаушы маскасы бар датчиктің моделіне сүйеніп баяндау оңайырақ. Оптикалық элементте үш саңылаулар бар, олардың орналасуы 1.10 суретте көрсетілген, бұл кезде шеткі саңылаулар орталық саңылаумен 45° бұрыш құрайды. Оптикалық элементтің беті және Орталық Саңылау күн датчигінің ішкі координаталарын береді. Күн сәулесі оптикалық элемент арқылы өтіп, ПЗС-сызғыштың сезімтал бетіндегі үш саңылаудың бейнесін қалыптастырады.



1.11 Сурет - Оптикалық элементте саңылаулардың орналасуы

Орталық пиксел сызғыштың орталық пикселіне қатысты ПЗС-сызғыдағы саңылаулардың орталық тобының жағдайы бойынша OZX жазықтығындағы күннің бұрышын анықтауға болады (1.11-сурет), орталық саңылаулардың бейнесіне қатысты шеткі саңылаулардың бейнелерінің орналасуы бойынша OZX жазықтығындағы күннің бұрышын анықтауға болады.



1.12 Сурет - ПЗС-сызғышта Саңылау бейнесі

Оптикалық күн датчигі ПЗС-сызғышты және кодтаушы масканы пайдалана отырып, жоғары дәлдік сипаттамаларға және аппараттық құралдардың салыстырмалы қарапайымдылығында көру өрісінің кең бұрышына ие. Күн бағытының екі бұрышы келесідей есептеледі:

$$\varepsilon_x = \arctg \frac{t_2}{f}; \quad \varepsilon_y = \arctg \frac{(t_1 + t_3) - 2t_2}{2f} \quad (1.1)$$

мұнда f — кодтаушы маскадан ПЗС-сызғышқа дейінгі қашықтық; t_1, t_2, t_3 — саңылауларды бейнелеу орталықтарының абсциссасы.

Күн аймағына түсетін кез келген сурет элементінің қарқындылығы келесі шартты қанағаттандырады:

$$I_{\text{сур}}^k \geq I_{\text{күн}}^{\text{шек}} \quad (1.2)$$

мұнда $I_{\text{сур}}^k$ - суреттің k -ші элементінің қарқындылығы; $I_{\text{күн}}^{\text{шек}}$ - күн үшін сурет элементінің шекті қарқындылығы.

Мөлшері көрінетін диск Күннің орнында алатын күн датчигімен бейнеде әрқашан шамамен бірдей, сондықтан дұрыстығын деп бөлінетін облысы сурет шын мәнінде тиесілі бейнелеуге Күн енгізіп, шекті элементтердің саны суреттер, ол кем дегенде осы облысқа кіруі тиіс:

$$n_{\text{күн}} \geq n_{\text{күн}}^{\text{шек}} \quad (1.3)$$

Мұнда $n_{\text{күн}}$ - күн үшін сурет элементтерінің саны; $n_{\text{күн}}^{\text{шек}}$ - күн үшін сурет элементтерінің шекті саны.

Бұл шарт күн күн датчигінің линзасына толық түскен жағдайда ғана орындалады. Егер күн бейнеде болса, күн датчигінің координаттары жүйесіндегі күн бейнесінің орталығы болып табылатын сурет элементінің координаттарын келесі өрнектің негізінде алуға болады:

$$x_{\text{күн}}^{\text{ц}} = \frac{\sum_k^{n_{\text{күн}}} x_{\text{сур}}^k}{n_{\text{күн}}} \quad (1.4)$$

$$y_{\text{күн}}^{\text{ц}} = \frac{\sum_k^{n_{\text{күн}}} y_{\text{сур}}^k}{n_{\text{күн}}} \quad (1.5)$$

Мұнда $x_{\text{күн}}^{\text{ц}}, y_{\text{күн}}^{\text{ц}}$ - пикселдердегі күн суретінің орталығы болып табылатын сурет элементінің координаттары; $x_{\text{сур}}^{\text{ц}}, y_{\text{сур}}^{\text{ц}}$ - пикселдегі күн суретіне жататын сурет элементінің координаттары; $n_{\text{күн}}$ - күн үшін сурет элементтерінің саны.

Күн датчигінің негізгі сипаттамаларының бірі-оның тік және көлденең көру бұрышы. $\alpha_{\text{обз}}, \beta_{\text{обз}}$.

Аспаптың оптикалық осі өтетін бейнедегі нүкте осы бейненің орталығы болып табылады, ал сурет шекарасында жатқан нүктелер аспаптың оптикалық осінің сурет ортасынан максималды ауытқуларына сәйкес келеді.

Күн бейнесі аймағы ортасының координаталарын және суреттің шекаралық элементтеріне дейінгі бұрыштық қашықтықты біле отырып, формула бойынша аспаптың осінен күн бағытының бұрыштық ауытқуын анықтауға болады (1.6 -1.7)):

$$\alpha_{\text{күн}} = \arctg \left(\frac{x_{\text{күн}}^{\text{ц}} - w_{\text{общ}}}{\frac{w_{\text{общ}}}{2}} \text{tg}(\alpha_{\text{обз}}) \right) \quad (1.6)$$

$$\beta_{\text{күн}} = \arctg \left(\frac{y_{\text{күн}}^{\text{ц}} - h_{\text{общ}}}{\frac{h_{\text{общ}}}{2}} \text{tg}(\beta_{\text{обз}}) \right) \quad (1.7)$$

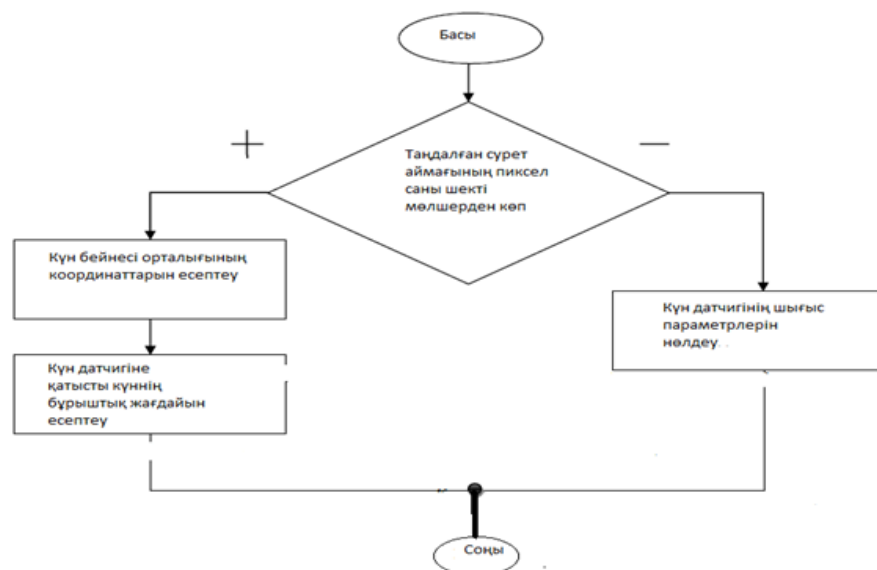
$\alpha_{\text{күн}}$, $\beta_{\text{күн}}$ - күн датчигінің көлденең және тік осінен күн бағыты векторының бұрыштық ауытқулары, град;

$x_{\text{күн}}^{\text{ц}}$, $y_{\text{күн}}^{\text{ц}}$ - күн датчигінің координаттары жүйесіндегі пикселдердегі күн суретінің орталығы болып табылатын сурет элементінің координаттары;

$\alpha_{\text{обз}}$, $\beta_{\text{обз}}$ - күн датчигінің көлденең және тік бұрыштары, град;

$w_{\text{общ}}$, $h_{\text{общ}}$ - пикселдердегі бейненің ені мен биіктігі.

Күн датчигінің математикалық моделі негізінде Күннің бұрыштық жағдайын есептеу алгоритмі әзірленді, ол 1.13-суретте келтірілген блок-схема түрінде ұсынылған. Төменде алгоритмнің негізгі блоктарының сипаттамасы:



1.13 Сурет - Күннің бұрыштық жағдайды есептеу алгоритмінің блок-схемасы.

Күн датчигінің беріліс функциясы бар:

$$W(p) = \frac{k_{d2}}{T^2 p^2 + 2T_{d2} p + 1} \quad (1.8)$$

Мұнда k_{d2} — датчиктің күшейту коэффициенті; демпфирлеу коэффициенті; T_{d2} , T — тұрақты уақыт.

Осылайша, сыртқы ақпарат датчиктерін пайдалану белгілі бір конструктивті қиындықтарға байланысты.

Сондықтан да, КА корпусының ішінде орнатуға болатын және сыртқы ақпаратпен байланыссыз, КА жинақтауды қиындататын қандай да бір сыртқы құрылғыларды талап етпейтін датчиктерді пайдалану өте табиғи болып табылады.

1.4 Гироскопиялық бағыттағы датчиктер

Мұндай датчиктер инерциалды бағдар датчиктері болып табылады, олар қозғалмайтын бағыттың айналасында абсолюттік кеңістікте бағдар осьтерінің айналуында ғана жеткілікті үлкен бұрыштық жылдамдықпен жұмыс істей алады. Сондықтан осындай датчиктер ғаламшардың жасанды спутниктерінде кеңінен қолданылады және планета аралық ғарыш трассаларында пайдасыз. Бұдан басқа, олар бағдар осіне қатысты ға корпусының қозғалысын анықтайтын бір бұрыштық координатты ғана өлшей алады, және басқа екі бұрыштық координаттар өзге түрдегі датчиктермен өлшенетін жағдайда ғана. сыртқы ақпараттың датчиктері. Осылайша, егер АЖЖ-да қисаю мен тангаж бұрыштарын анықтайтын тік инфрақызыл құрылыс салушысы орнатылған болса, онда іздеу бұрышын инерциалды түрдегі датчиктермен өлшеуге болады.

Бұл жағдайда, олар тек сыртқы ақпарат датчиктерімен ғана жұмыс істей алады, ал оларды қолдану шектелген.

Қазіргі уақытта инерциалды датчиктер ретінде әдетте гироскоп-жер бетіндегі гироскоптарды еске түсіретін гироскопиялық аспаптар қолданылады.

Жад датчиктері-бұл гироскопиялық аспаптар, сондай-ақ сыртқы ақпаратты тікелей пайдаланбай жұмыс істейтін, алайда, еркін гироскоп қасиеттері пайдаланылады. Белгілі болғандай, еркін гироскоп (кардан аспасында орналасқан) өз қалпын алыс жұлдыздарға қатысты (ньютондық абсолюттік кеңістікке қатысты) өзгеріссіз сақтауға ұмтылады, ол өз аспасында орнатылған негіздің бұрылыстарына қарамастан.

Бір еркін гироскоп тек екі бұрышын анықтауға мүмкіндік береді (гироскоп роторының айналу осіне параллель осіне қатысты ға бұрылу, есептеу мүмкін емес), бағыттаудың барлық үш бұрышын анықтау үшін роторлардың айналу осіне параллель емес екі еркін гироскоптан тұратын жүйе қажет.

Гироскоптардың мұндай жүйесі екі принципті кемшілікке ие: біріншіден, оның жұмыс істеуі үшін алдын ала «қою» қажет, яғни гироскоптардың роторларының осін сыртқы бағдарларға қатысты белгілі бір қалыпта орналастыру қажет, ал екіншіден, гироскоптың роторының осі кеңістікте өзінің жағдайын өзгермеген салыстырмалы аз уақытта ғана сақтайды. Бірінші кемшілік сыртқы ақпарат датчиктерін пайдалануға әкеледі, ал екіншісі гироскоптардың «кетуімен» байланысты мұндай жүйені пайдалану уақытын шектейді. Қазіргі гироскопиялық аспаптарда гироскоп роторының осінің кетуінің жылдамдығы сағатына бір оныншы бұрыштық градустан аспайды, бұл қарапайым адам тәжірибесі тұрғысынан өте аз, ға бағдарын басқару міндеттерінің көпшілігінде олар үлкен болмайды, себебі бағдардың бір сеансының ұзақтығы тәуліктермен, апталармен, ал кейде үлкен уақыт бөліктерімен өлшенеді.

КА корпусының бұрыштық жағдайын өлшегіш ретінде еркін гироскоптар жүйесін қолдану түзету қозғалтқышының жұмысы кезінде тұрақтандырған кезде, яғни бағдарды басқаруға қатысы жоқ салыстырмалы қысқа мерзімді режимдерде әбден орынды. Егер ға бортында мұндай гирожүйе орнатылған болса, оны бағдарлауды қысқа мерзімді басқару үшін, мысалы, ға корпусының «бағдарламалық бұрылыстарын» жүзеге асыру кезінде, яғни, көмекші құрылғы ретінде пайдалануға рұқсат етіледі. басқару жүйесі жүзеге асырылған кейбір бастапқы жағдайдан берілген бұрыштарға бұрылулар.

Егер еркін гироскоптар жүйесінің тиімді жұмыс істеу уақытын еркін үлкен уақытқа дейін ұлғайту қажет болса, сыртқы ақпарат датчиктерінен алынатын ақпаратты пайдалана отырып, оны мезгіл-мезгіл түзету қажет. Бұл қабілетті түзетілетін гидрожүйелер деп аталады.

Жоғарыда айтылғандар дұрыс және түзетілмейтін немесе түзетілетін гироплатформалардың еркін гироскоптар жүйесінің орнына пайдалану үшін.

Бағдарды басқару кезінде позициялық датчиктерден басқа бұрыштық жылдамдық датчиктері (ДУС) да қолданылады - ға корпусында қозғалыссыз орнатылған және тиісті ДУС сезімталдық осіне параллель оның бұрыштық жылдамдық векторын құрайтын өлшеуге мүмкіндік беретін аспаптар. КА бұрыштық жылдамдық векторы туралы толық түсінік алу үшін сезімталдық осі өзара перпендикуляр және позициялық датчиктердің сезімталдық осімен үйлесетін үш ДУС жиынтығы қажет.

Қазіргі уақытта практикалық қолдану тек гироскопиялық ДУС тапты, олар сыртқы ақпаратқа мұқтаж емес және ҒА кез келген нүктесінде орнатылуы мүмкін.

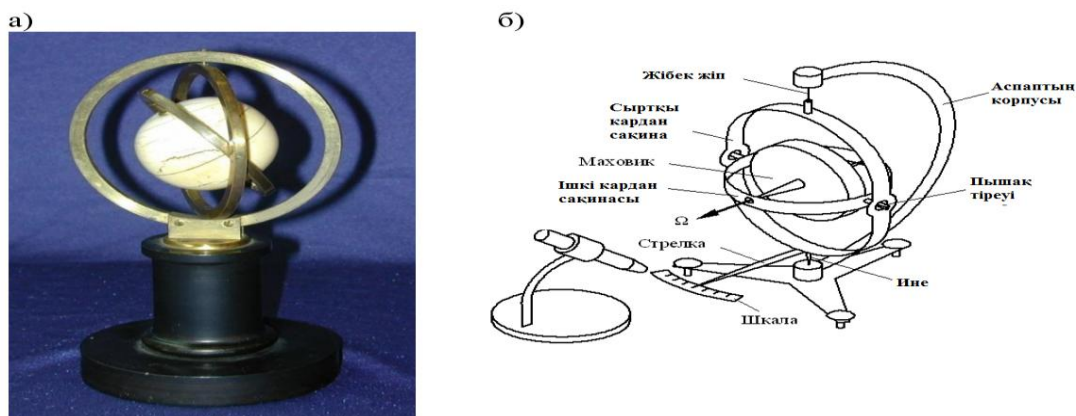
Гироскоп - тез айналатын дене (қасқыр), оның Инерция сәті жылдам айналу осі бойынша үлкен, ал басқа осьтер бойынша әлдеқайда аз. Ол момент датчигі ретінде тұрақтандыру жүйесінің құрамында қолданылады.

Аспаптың идеясы Л. Эйлердің теориялық жағдайына негізделген, тез айналатын, қозғалмайтын нүктесі бар және сыртқы күштер сәттерінің ықпалына ұшырамаған дене абсолюттік кеңістікте өз айналу осінің бастапқы бағытын сақтайды.

Осылайша, тез айналатын дененің осіне қатысты абсолюттік кеңістікте айналатын жерде орналасқан заттардың орын ауыстыруы байқалуы тиіс.

Белгілі батыс германдық ғалым-механик К. Магнустың пікірінше, гироскоптың алғашқы үлгілерінің бірі Германияда 1802 жылы математик және астроном Ф. Боненбергер (1765-1831) жасаған (1.13-сурет, а). «Гироскоп» термині (грек сөзінен «гирос» – айналу, «скопео» – бақылаймын) атақты француз физикаларын Л. Фуко енгізді, ол 27.09.1852 ж. гироскоп көмегімен Париж ғылым академиясының отырысында жердің айналуын анықтау бойынша тәжірибе өткізді. Гироскоп кардан аспасындағы маховик болып табылады (1.13-сурет, б).

Арнайы құрылғының көмегімен маховик айналып, одан кейін 10 минутқа жуық жүгіруде жұмыс істеді. Маховиктің өз айналмалы осі көлденең жағдайға орнатылды, ал кардановтың ілгіштің сыртқы сақинасымен байланысты стрелка шкаланың нөлдік белгісімен біріктірілген. Жердің айналуына байланысты маховиктің айналу осі Кардановтың Сыртқы сақинасының айналуының вертикалды осі айналуының бақылаушысына Париж еніндегі жердің айналуының вертикалды құраушысына тең жылдамдықпен (≈ 110 о/сағ) көрінетін болады деп күтілді.



1.14 Сурет - Гироскоптар: а) Ф. Боненберг, б) Л. Фуко

Күтілетін баяу қозғалысты бақылау үшін микроскоп қолданылды. Тәжірибенің алғашқы минуттарында, күтілгендей, күтілетін жылдамдықпен оңнан солға қарай жылжыды, бірақ одан кейін маховиктің айналу жылдамдығының азаюынан және кардан сақиналарының айналу осіндегі үйкеліс сәттерінің ықпалынан бағыттамадың қозғалысы хаотикалық болды. Осылайша, Л. Фуко тәжірибесі ішінара сәтті болды, бірақ сол уақыттың техникалық мүмкіндіктері үшін бұл үлкен жетістік болды.

Алғашқы минуттарда бағыттамадар күткендегідей күтілетін жылдамдықпен оңнан солға қарай жылжыды, бірақ одан кейін маховиктің айналу жылдамдығының азаюынан және кардан сақиналарының айналу осіндегі үйкеліс моменттерінің ықпалынан бағыттамадың қозғалысы хаотикалық болды.

Осылайша, Л. Фуко тәжірибесі ішінара сәтті болды, бірақ сол уақыттың техникалық мүмкіндіктері үшін бұл үлкен жетістік болды.

Фуконың тәжірибесі гироскопиялық техниканың дамуына қуатты серпін берді. Электр машиналарының пайда болуымен оларды гироскоп маховигін айналдыру үшін қолдану әрекеттері пайда болды. Осылайша, 1865 ж. осындай құралды (электр гироскоп) Санкт-Петербургтегі Императорлық ғылым академиясының профессоры Б. Я. Якоби ұсынды.

Л. Эйлер, Ж. Лагранж, С. В. Ковалевскаяның жұмыстары айналмалы қатты денелердің динамикасы бойынша әрі қарайғы жұмыстарға, атап айтқанда, «гироскоптар теориясы» немесе «гироскопиялық жүйелер теориясы» ғылымына негіз болып табылады.

Гироскопиялық техниканың дамуы аспаптардың өте кең класын гироскоп деп атауға алып келді және қазір «гироскоп» термині жылдам периодтық қозғалыстарды жасайтын материалдық объект бар құрылғылардың атауы үшін қолданылады. Осы қозғалыстардың нәтижесінде құрылғы инерциялық кеңістікте айналуларға сезімтал болады. «Гироскоп» сөзін осындай түсінген кезде ол үшін оның орталығы масса аспа орталығымен сәйкес келетіндей етіп үйкеліссіз ілінген симметриялық массалық тез өсетін «маховиктің» болуы міндетті емес. Механикалық гироскоптарда жылдам периодтық қозғалыстардың тасымалдаушылары қатты дене, сұйықтық немесе газ болуы мүмкін. Кванттықта орбиталық және жұлынды магниттік және механикалық сәттері бар атом ядросы, протондар, электрондар, оның ішінде фотондардың, фонондардың немесе магниттік сәттері жоқ кез келген басқа бөлшектердің когерентті ағындары.

Гироскоптардың негізгі түрлері және олардың классификациялық белгілері суретте келтірілген. Гироскоптар конструкциясының ерекшеліктерін анықтайтын жіктеу белгілері жылдам кезеңдік қозғалыстар тасығышының түрі және оларды жасау тәсілдері болып табылады.

Гироскопиялық датчик – бұл авиациялық және ғарыштық техниканы басқарудың автоматты жүйелерінде кеңінен қолданылатын бағдарды анықтаудың негізгі құралдарының бірі болып табылатын навигациялық аспап. Гироскопиялық датчиктер ұшу аппаратының бұрыштық жағдайы мен бұрыштық жылдамдығын сыртқы бағдарсыз анықтауға мүмкіндік береді.

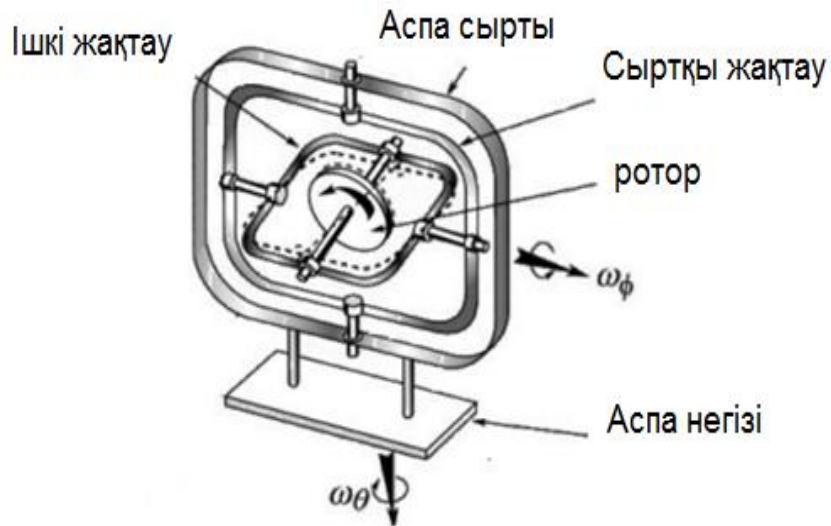
Қазіргі таңда гироскопиялық датчиктердің үлкен саны әзірленді, олар бір-бірінен типі бойынша, әрекет принципі бойынша, мақсаты бойынша, конструкциясы бойынша және т. б. ерекшеленеді. Бостандық дәрежелерінің саны бойынша гироскопиялық датчиктер 2-деңгейлік, 3-деңгейлік болып бөлінеді. Жұмыс режимі бойынша гироскопиялық датчиктер бұрыштық жылдамдық датчиктеріне және бағыт көрсеткіштеріне бөлінеді.



1.15 Сурет - Гироскоптардың негізгі типтері

Механикалық гироскопиялық датчик – негізгі элементі айналу осы бұрылатындай етіп орнатылған механикалық гироскоптың тезайналмалы роторы болып табылатын навигациялық құрал. Гироскоп роторының үш еркіндік дәрежесі (айналуы мүмкін ось) карданов аспаның екі рамасымен қамтамасыз етіледі.

Мұндай датчиктің жұмыс істеу принципі гироскоп қасиетіне негізделген, егер оған сыртқы күштер әсер етпесе, кеңістікте өз айналу осінің жағдайын өзгеріссіз сақтауға негізделген. Осылайша, егер гироскопиялық датчикке сыртқы әсерлер әсер етпесе гироскоп роторының өз айналу осы тұрақты бағытын сақтап тұрады. Егер гироскопиялық датчик өзінің айналмалы осін бұруға ұмтылатын сыртқы күштер моменттерінің әсеріне ұшыраса, онда ол момент бағытының айналасында емес, оған перпендикуляр осінің айналасында айнала бастайды, яғни дәлдікті бастайды.



1.16 Сурет - Механикалық гироскопиялық сенсор

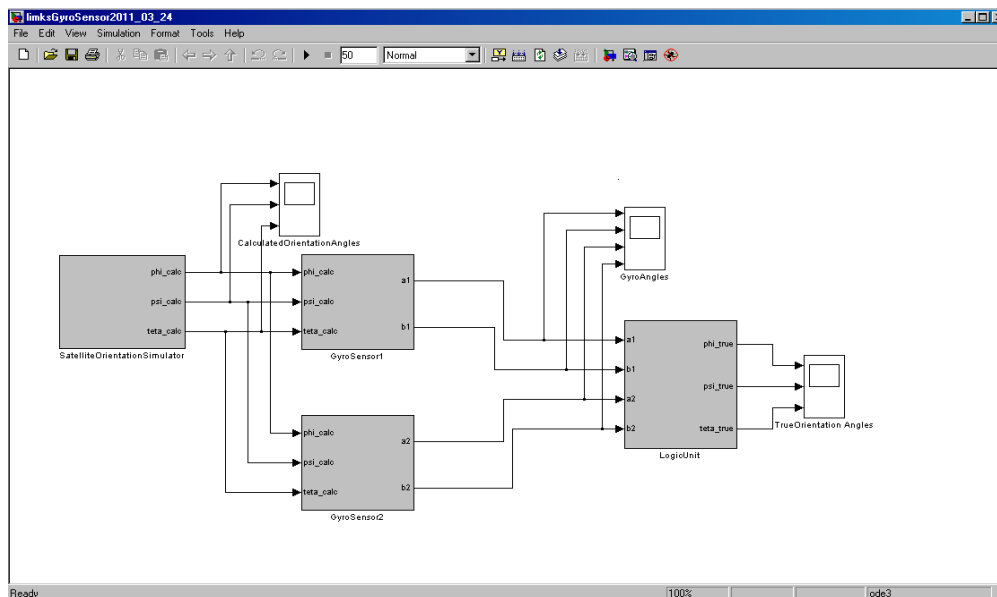
Механикалық гироскопиялық датчиктің дәлдігі, ең алдымен, оның құрамына кіретін гироскоптың кету уақытына байланысты (өлшем / сағ). Құрылғыдағы қателік құрылымдық элементтердің дәл еместігі мен жетілмегендігіне байланысты туындайды, сондықтан сыртқы күштердің гироскопта әрекет ететін және оның айналуының негізгі осін кеңістіктегі белгілі бір бағыттан алшақтататын сәттері болады. Ғарышта гироскоптың белгілі бір уақыт аралығында айналуының негізгі осінің белгілі бір уақыт аралығында ауытқуының орташа жылдамдығы механикалық гироскоп дәлдігінің негізгі сипаттамасы болып табылады және ішкі гироскоптың дәлдік жылдамдығы деп аталады.

Механикалық гироскопиялық сенсор гимбалдағы астатикалық үш сатылы гироскоп болып табылады. Гироскоп дегеніміз – инерция эллипсоиді айналу эллипсоиді болып табылатын симметрия осіне айналатын бір бекітілген нүктесі бар симметриялы қатты дене.

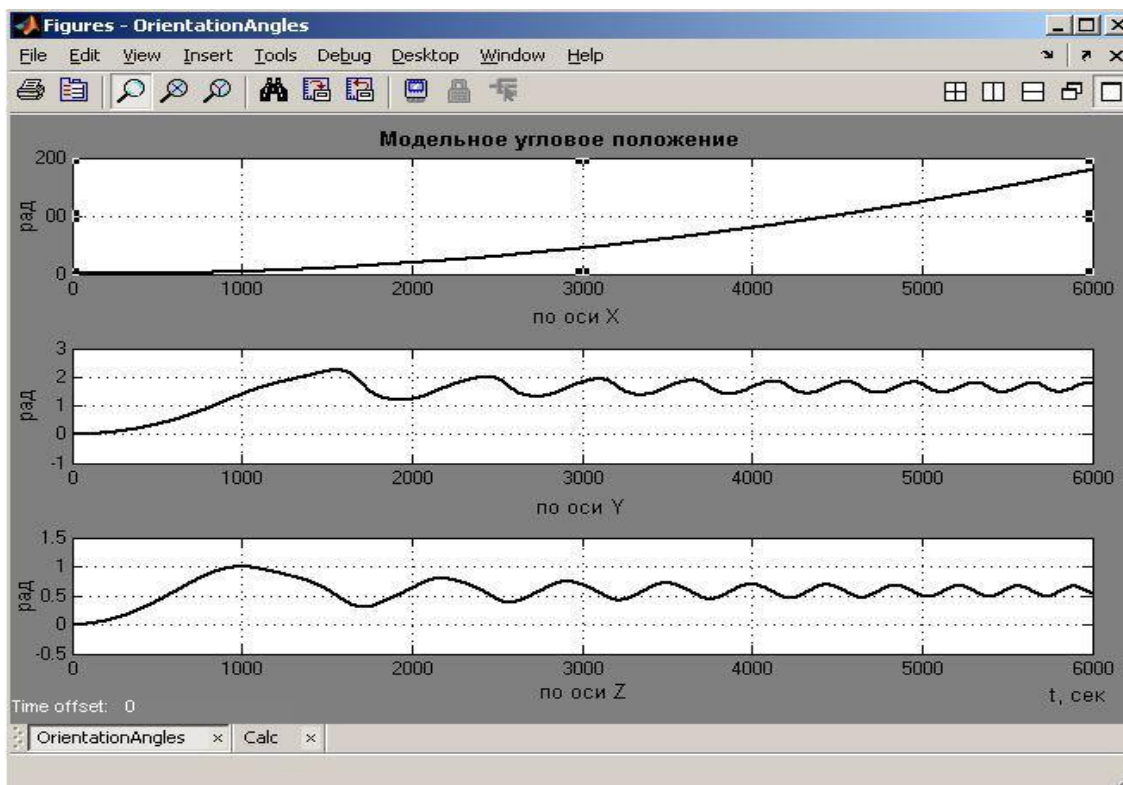
Сандық тәжірибелердің нәтижелері 1.16, 1.17-суреттерінде келтірілген. 1.16-суретте кездейсоқ бұзылыстар жағдайында микроспутниктың қозғалыс динамикалық теңдеулерін сандық интеграциялау арқылы масса центріне қатысты микроспутниктың қозғалыс моделін қолдану арқылы алынған уақытқа байланысты микроспутниктың бағдарлау бұрышының өзгеру графигі көрсетілген. 1.17-суретте гироскопиялық сенсордың шығыс мәліметтерін логикалық құрылғы арқылы өңдеу нәтижесінде алынған уақытпен микросхеманың бағдарлау бұрышындағы уақыт өзгерісі графигте көрсетілген.

Келтірілген суреттерден, массалар орталығына қатысты микроспутниктің қозғалысын модельдеу нәтижесінде алынған микроспутниктің бағдарлау бұрыштары және гироскопиялық датчиктердің шығыс деректері негізінде есептелген микроспутниктің бағдарлау бұрыштары гироскопиялық датчиктің

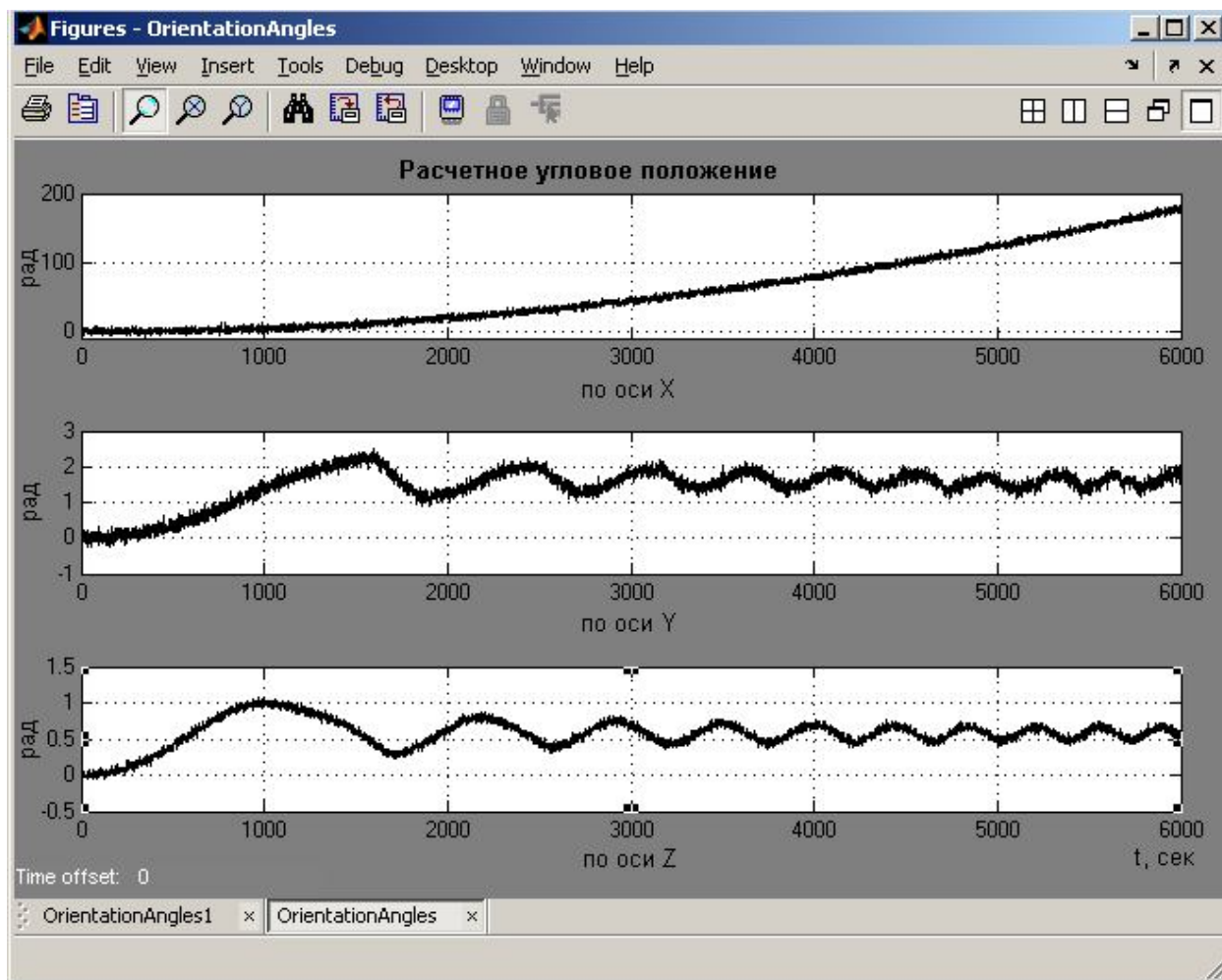
«шуын» есепке алмаса, сәйкес келеді. Осылайша, гироскопиялық датчиктің моделін дұрыс деп санауға болады.



1.17 Сурет - Екі механикалық гироскопиялық датчиктердің көмегімен бағдарды анықтау жүйесі



1.18 Сурет – Микроспутниктың бұрыштық қозғалысын модельдеу нәтижесінде алынған микроспутниктың бағдар бұрыштары



1.19-сурет – Механикалық гироскоптың модельдеу үлгісі негізінде есептелген микроспутниктың бағдар бұрыштары.

2 MATLAB БАҒДАРЛАМАСЫНДА ЖАСАНДЫ ЖЕР СЕРІГІНІҢ БАҒДАРЛАУ ЖҮЙЕСІН ӘЗІРЛЕУ, МОДЕЛЬДЕУ ЖӘНЕ ЗЕРТТЕУ

Бағдар жүйесі ғарыш аппаратының бұрыштық қозғалысын басқаруға, яғни берілген бағытқа қатысты оның осьтері бойынша белгілі бір тұрақтылыққа жағдай беруге арналған. Жерсерікке үш осі бар орбиталық бағдар тән, бір ось – бұл курс осі, бұл ось әрқашан жердің ортасына бағытталған, екінші ось – тангаж осі, орбитаның жазықтығына перпендикуляр, ал үшінші ось – қисаю осі жазықтықтың осы перпендикуляр осіне жатады.

Микроспутниктің ағымдағы бұрыштық жағдайы әртүрлі датчиктерді білдіретін сезімтал элементтерден түсетін деректер негізінде анықталады. Көбінесе аспан денелерін - Күн, Жер, Ай, жұлдыз сияқты тірек бағдарлар ретінде пайдаланатын электрондық-оптикалық датчиктер қолданылады. Оптикалық аспаптар көрінетін жарықтың немесе инфрақызыл сәуленің әсерінен датчиктер осьтерінің тірек бағдарына бағыттан ауытқуы кезінде электр сигналын шығарады.

Модельдеу құралы ретінде MATLAB бағдарламалық ортасы таңдалған. MATLAB-виртуалды және физикалық нысандарды модельдеудің қуатты құралы. Орта интерфейсі жеке блоктардан үлгілерді құруды, модельдеу процесін іске қосуды және нәтижелерді бақылауды қамтамасыз етеді.

Дененің бағытын анықтау үшін қолданылатын өлшеу аспаптары спутниктің бұрыштық жылдамдық векторын тікелей өлшейтін белгілі белгілі координаттар жүйесін, бағытын және бұрыштық жылдамдық сенсорларын анықтайтын сенсорлардың, бағыт сенсорларының екі түріне бөлінеді.

Магистрлік диссертацияның басты мақсаты тангаж осі бойынша бағдарлау жүйесін моделдеу болып табылады, бұл кезде ғарыштық аппарат біздің бағдарламада берілген шеңберден кетпейді, Жердің жасанды серігінің беріліс функциясын алу және бағдарлау жүйесін алу болып табылады.

2.1 Бағдарлау жүйесінің негізгі элементтерін моделдеудің математикалық модельдері мен сұлбаларын құру

Бұл жұмыста басқару объектісі Жердің жасанды серігі болып табылатын, деректерді беруді, телехабар таратуды және т.б. KazSat-2 ғарыш аппараты болып табылады-спутниктің массасы 1,2815 тоннаны құрайды. KazSat-2 ғарыш аппаратының сипаттамалары 2.1-кестеде сипатталған.

Ғарыш платформасының қызметтік жүйелері борттық транспондау кешенінің жұмысын ұйымдастырады. Қызметтік жүйелердің құрамына:

- басқару жүйесі;
- телекомандау жүйесі;

- электрмен жабдықтау құралдары;
- қозғалтқыш қондырғысы;
- корпус (агрегаттық панельдер, күш цилиндрі);
- күн батареялары;
- ғарыш аппараты мен өтпелі жүйені бөлу құралдары;
- жылу режимдерін қамтамасыз ету құралдары.

2.1 Кесте – KazSat-2 ғарыш аппаратының техникалық сипаттамалары

Ғарыш аппаратының мақсаты	Сутниктік байланыс, ақпарат тарату, бағдарлау	
Орбита типі	Геостационарлы орбита	
ГСО-да орналасу нүктесі	Шығ.бойлық 86,5 градус	
Пайдаланушы ұйым	Қазақстан Республикасы АҚ «Ғарыштық байланыс Ресубликалық орталығы» , Хруничев атындағы Мемлекеттік ғылыми-техникалық орталықтың бас мердігері	
Спутниктік қызмет көрсету аймағы	Қазақстан Республикасының бүкіл аумағы, Ресейдің орталық бөлігі, Орталық Азия елдері	
Платформа	Яхта	
Спутник массасы	1,2815 тонна	
БРТК пайдалану кезіндегі спутниктік бағдардың дәлдігі	0,1 град	
Спутниктің дәлдігі	±0,05 град	
Қуаттылығы	4,6 КВт	
Қолданылу мерзімі	12,25 жыл	
Пайдалы жүктеме сипаттамалары		
Диапазон	Ku	
Транспондерлердің жалпы саны	16 қолданыстағы +4 резервте	
Ретрансляция діндерінің саны	тұрақталған байланыс	12
	телевизиондық	4
Жиіліктер, МГц	Қабылдағыш	14000–14500
	Таратқыш	10950–11200; 11450–11700
Өткізу жолағы (басып алу)	54 000 Гц	
Шығыс қуаты, Вт	6 транспондер	115
	10 транспондер	45
Сапалылығы	5,3 дБ/К	
ЭИИМ (ТВ / байланыс)	53,5 / 49 дБВт	
Поляризация	Сызықты ортогональді	
Ku- диапазоның антенналар саны	1 (қабылдау / тарату)	
ПН массасы	215 кг	
ПН номиналды электротұтыну	1,8 КВт	

2.2 -кестеде бағдарлау жүйесін одан әрі модельдеу үшін жүйе элементтері ұсынылған.

2.2 Кесте – «KazSat-2» ҒА-ның борттық системалары мен құралдары

Борттық сандық есептеуші машина	ЕДБ, 4 қыр, МОКБ "МАРС", өндіруші Ресей
Бақылау-өлшеу станциясының борттық аппаратурасы	3 жиынтық ЖВУ, ААҚ "РКС", өндіруші Ресей
Астросезгіштер	"Sed-26" , 2 дана , EADS "Astrium", өндірі-ші Франция
Бұрыштық жылдамдық векторының өлшеуіші	"Astrix 120" , 1 дана, EADS "Astrium", өндіруші Франция
Күн сенсоры	"BASS 7", 2 дана, EADS "Astrium", өндіруші Франция
Басқарушы қозғалтқыштар кешені маховиков	"Колер-Э" КҚК, КП ҒЗИ, өндіруші Ресей
Күн батареялары	3 дана., 2 дана, МҰТП "Квант", өндіруші Ресей
Аккумуляторлық батареялар	18 НВ-120, 2шт, ААҚ "Сатурн", өндіруші Ресей
Орбитаны түзету қозғалтқыштары	СПД-70, 8 дана, ОКБ "Факел", өндіруші Ресей
Корпус	Изогридті
Пайдалы жүктеме	БРТК (борттық ретрансляциялық кешен), КУ, "Thales Alenia Space", өндіруші Франция

Бағытталу жүйесін құрылымдық талдау кезінде ғарыш аппаратының қозғалыс теңдеулерінің орнына қозғалыс теңдеулеріне сәйкес беріліс функцияларын пайдалану ыңғайлы, бұл ретте теңдеуден беріліс функциясына өту бастапқы теңдеудің коэффициенттерінің стационарлығы кезінде ғана мүмкін болады.

Тұрақты болуы тиіс коэффициенттердің өзгеруі салыстырмалы түрде баяу жүреді, жеңілдетуге коэффициенттердің өзгермейтіндігімен қол жеткізуге болады. Бұл әдіс ғарыш аппаратының ұшу уақыты бірқатар қадамдарға бөлінеді, әрбір қадамда коэффициенттер тұрақты, яғни тұрақты болып саналады. Өзгермеудің осы әдісі, коэффициенттердің "мұздануы" деп аталатын, жүйедегі өтпелі процестің өту уақыты ішінде коэффициенттер 15-тен артық емес өзгерген жағдайда алынатын нәтиженің дәлдігіне әсер етпейді..20%.

Бастапқы теңдіктер:

$$\ddot{\vartheta} + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \alpha + a_3 (\delta_B + \delta_B^*) = f_{mz} \quad (2.1)$$

$$\dot{\theta} = a_4 \alpha + b_y \quad (2.2)$$

$\omega_z = \dot{\vartheta}, \alpha = \vartheta - \theta$ деп белгілейік, сонда:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \quad (2.3)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = -a_1 \omega_z - a_2 (\vartheta - \theta) - a_3 (\delta_B + \delta_B^*) \quad (2.4)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = a_4 (\vartheta - \theta) \quad (2.5)$$

$$x = \begin{bmatrix} \vartheta \\ \omega_z \\ \theta \end{bmatrix}; u = [\delta_B]; A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -a_2 & -a_1 & a_2 \\ a_4 & & -a_4 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 \\ -a_3 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (2.6)$$

a_1 коэффициенті ғарыш аппаратының демпфирленуін сипаттайды. Ғарыш аппаратының айналуы кезінде пайда болатын сәт әрқашанда қарама-қарсы жаққа бағытталған және оның дамуына кедергі келтіреді.

a_2 коэффициенті-ғарыш аппаратының бойлық статикалық орнықтылығын сипаттайтын коэффициент. Ғарыштық аппаратқа әсер ететін, шабуыл бұрышын өзгертуге ұмтылатын сыртқы наразылықтар.

a_3 коэффициенті-борттық басқарудың тиімділігін сипаттайтын коэффициент.

a_4 коэффициенті—ғарыш аппаратының ұшу траекториясын өзгерту қабілетін сипаттайтын коэффициент.

Бұдан әрі ғарыш аппаратының есептелген беріліс функцияларын жазамыз. Жеткізу функциялары бұрыштары α , ϑ , θ кіріс сигналдарына қатынасын көрсетеді.

Коэффициенттерді есептейік:

$$\begin{aligned} K_c &= \frac{-a_3 a_4}{a_2 + a_3 a_4} = \frac{-0.37 * 0.66}{0.78 + 0.46 * 0.66} = -0.23; \\ K_{c1} &= \frac{-a_3 a_4}{a_2 + a_3 a_4} = 0.61 \\ K_{c2} &= \frac{-a_3 a_4}{a_2 + a_3 a_4} = 0.72 \\ K_{c3} &= \frac{-a_3 a_4}{a_2 + a_3 a_4} = -0.12 \\ T_c^2 &= \frac{1}{a_2 + a_1 a_4} = 0.92; \\ T_{1c} &= \frac{1}{a_4 + a_1} = 1.52; \\ 2\xi_{c3} T_{c3} &= \frac{a_1 + a_4}{a_2 + a_1 a_4} = 1.03; \\ T_{2c} &= \frac{1}{a_1} = 2.17; \\ T_{c3}^2 &= \frac{1}{a_2} = 1.28; \\ 2\xi_{c3} T_{c3} &= \frac{a_1}{a_2} = 0.59. \end{aligned}$$

Тұрақты уақыт пен коэффициентті біле отырып, беріліс функциясын шығарамыз:

$$W_{\vartheta}^{\delta B}(s) = \frac{0.23[1.52s + 1]}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\vartheta}^{fmz}(s) = \frac{0.61[1.52s + 1]}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\vartheta}^{fy}(s) = \frac{0.72}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\alpha}^{\delta B}(s) = \frac{0.35}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\alpha}^{fmz}(s) = \frac{0.92}{0.92s + 1.03s + 1};$$

$$W_{\alpha}^{fy}(s) = \frac{-0.12(2.17s + 1)}{0.92s^2 + 1.03s + 1};$$

$$W_{\Theta}^{\delta B}(s) = \frac{0.23}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\Theta}^{fmz}(s) = \frac{0.61}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]};$$

$$W_{\Theta}^{fy}(s) = \frac{0.72[1.28s^2 + 0.59s + 1]}{s[0.92s^2 + 1.03s + 1]}.$$

Тангаж бұрышының тәуелділігін білдіретін беріліс функциясын пайдалана отырып.



2.1 Сурет - δ_v бойынша тангаж бұрышының өзгеру жылдамдығының өтпелі процесі

Датчик ретінде VG-910D, ADIS16100 және EADS "Astrium" компаниясы таңдады. Бірінші тарауда біз датчиктер мен атқарушы механизмдердің беріліс функцияларын алдық.

Күн датчигінің беріліс функциясы келесі қалыпқа ие:

$$W(p) = \frac{k_{d_2}}{T^2 p^2 + 2T_{d_2} \xi p + 1} \quad (2.7)$$

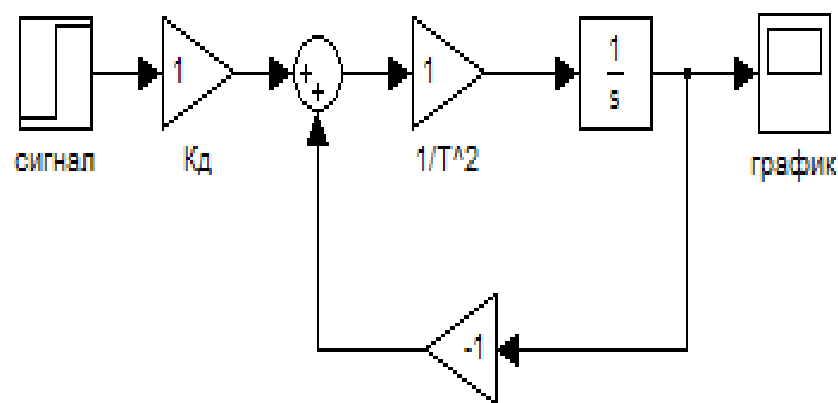
Осы датчиктердің техникалық сипаттамаларындағы деректер коэффициенттерін орната отырып, келесі графиктер алынды.

Бұл теңдеуді өтпелі функцияның сұлбасын MATLAB-та құру үшін түрлендіреміз.

$$y(p) = \frac{k_{d_2}}{T^2 p^2 + 2T_{d_2} \xi p + 1} u(p) \quad (2.8)$$

$$y(p)(T^2 p^2 + 2T_{d_2} \xi p + 1) = k_{d_2} u(p) \quad (2.9)$$

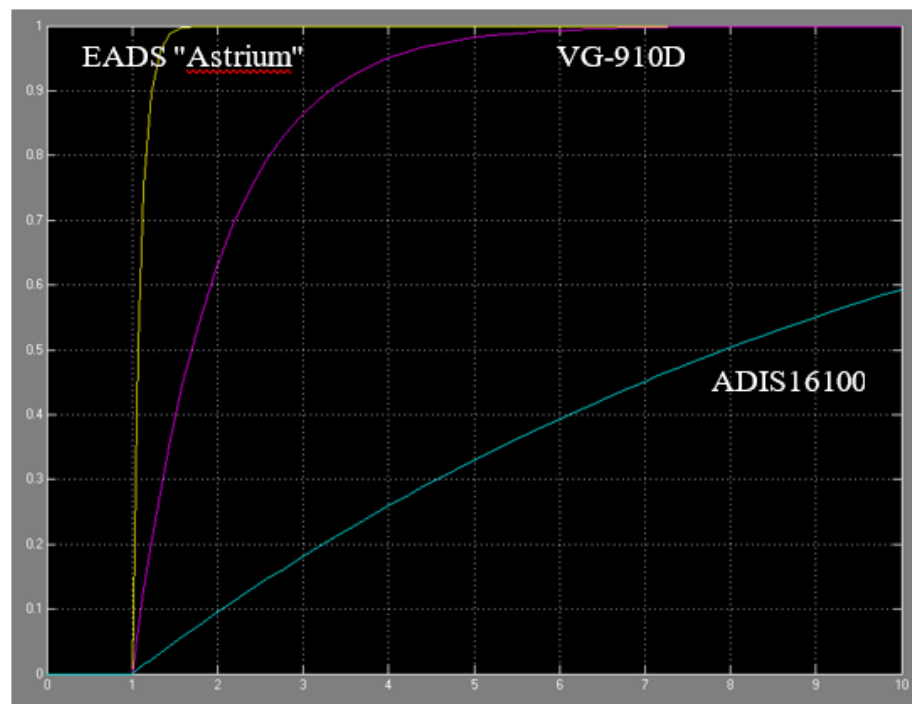
$$y(p)T^2 p^2 = k_{d_2} u(p) - 2T_{d_2} \xi p - 1 \quad (2.10)$$



2.2 Сурет– MATLAB күн датчигінің өтпелі функциясының схемасы

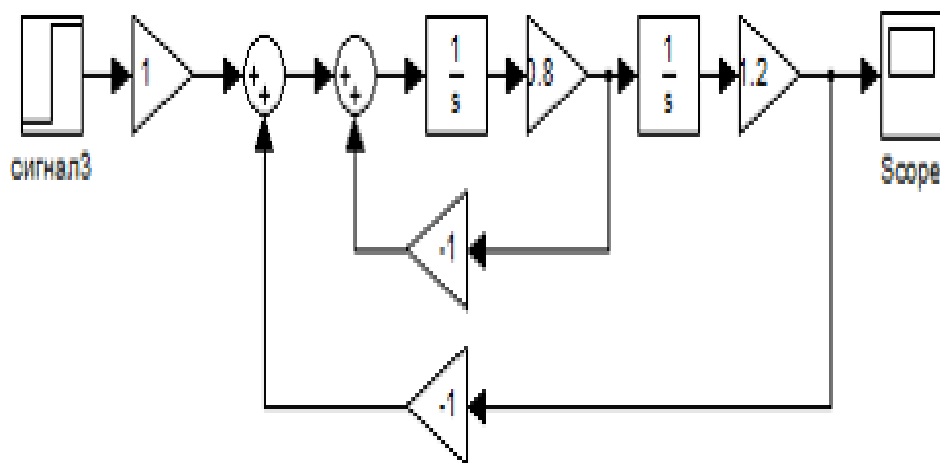
MATLAB 2.1 суретте көрсетілген тізбекті құрастырды. Кіріске бірлік сигнал берілді. Күн датчиктерінің техникалық сипаттамаларына мәліметтер параметрлерін ауыстыру арқылы 2.3-суретте бейнеленген сызбаны алдық.

Графиктен көріп отырғаныңыздай, біз үшін ең қолайлы болып EADS «Astrium» табылады, ол өзінің жылдамдығымен және төмен тербелісімен ерекшеленеді.

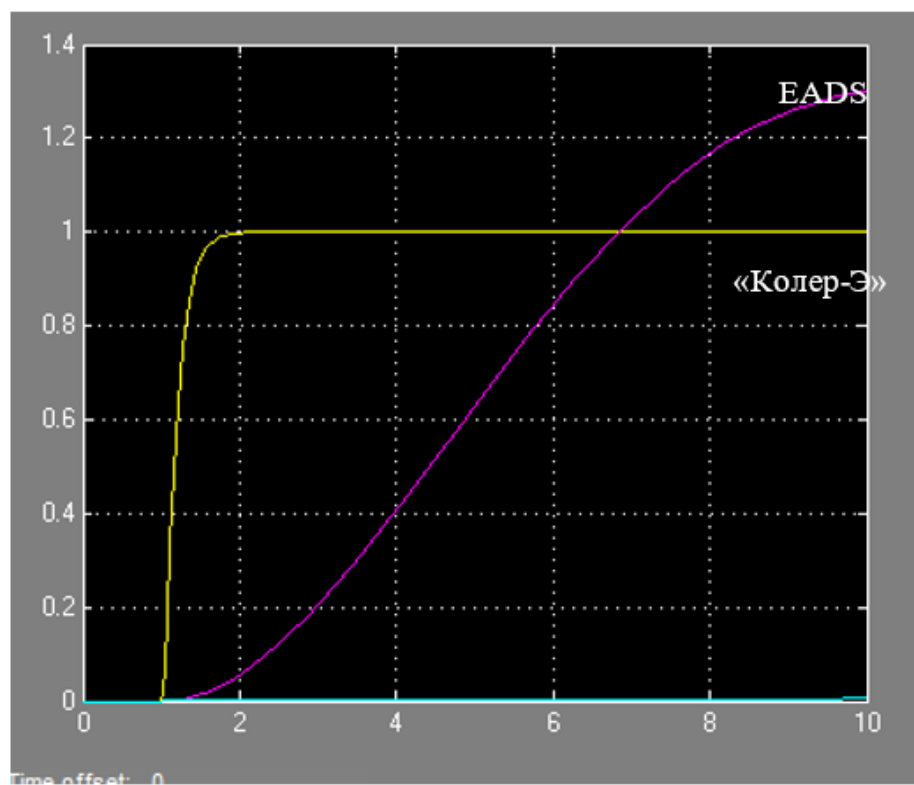


2.3 Сурет – MATLAB күн сенсорының ауысу диаграммалары

Осыған ұқсас тәсілмен атқару механизмінің өтпелі функциясының схемасы мен кестесін құрайық. Біздің жағдайда, атқарушы механизм рөлінде КУДМ ресейлік өндірушісінің "Колер-Э" қозғалтқыштары мен EADS компаниясының атқарушы органы ұсынылған



2.4 Сурет – Қозғалтқыш-сермердің ауыспалы функциясының схемасы
MATLAB

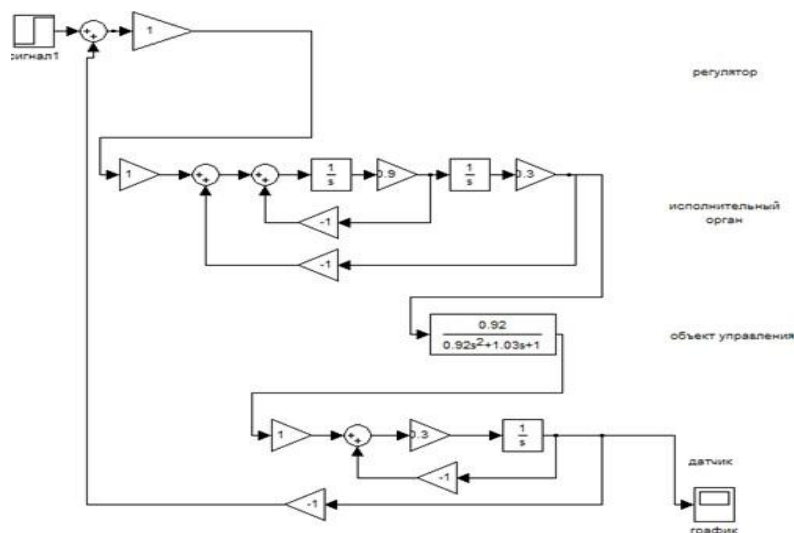


2.5 Сурет – Қозғалтқыш-сермердің ауыспалы функциясының графигі
MATLAB

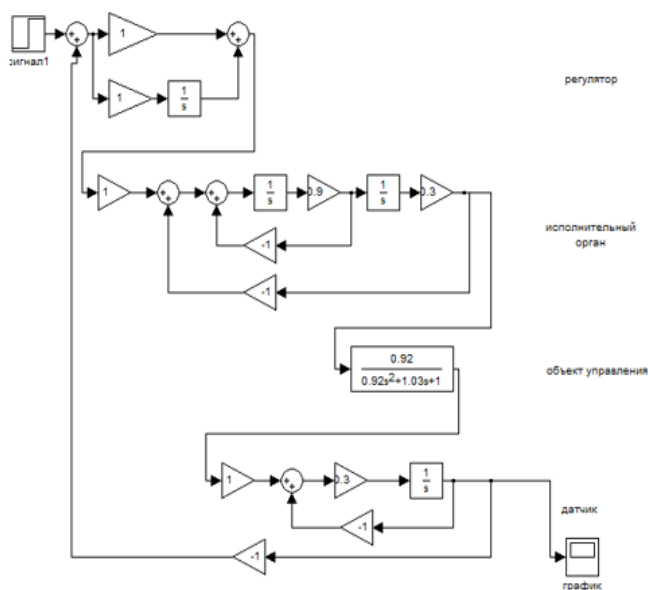
MATLAB-та құрылған схемасы, кіріске жеке сигнал берілді. Арқылы подстановки параметрлерін деректер техникалық сипаттамалары атқарушы органдардың алдық кестесі, бейнеленген.

Графиктен көрініп тұрғандай, біз үшін ең қолайлы "Колер - Э" болып табылады, ол өзінің жылдамдығымен және аз тербелістігімен ерекшеленеді.

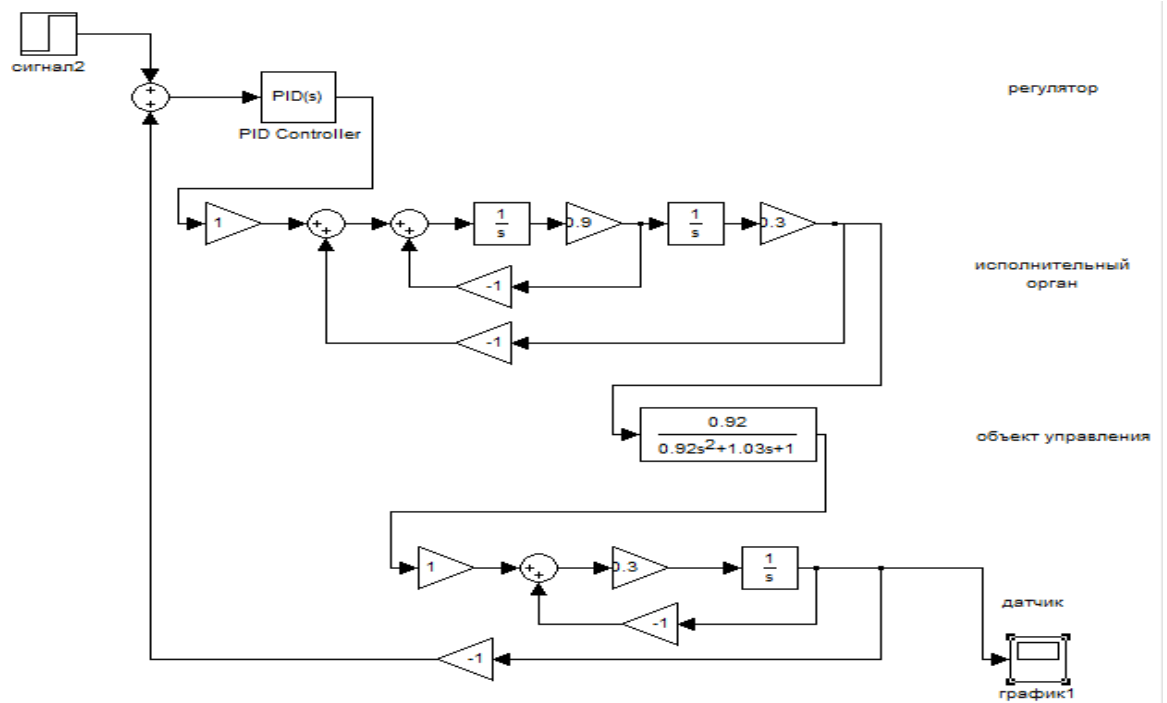
Блоктар: басқару нысаны, атқарушы орган және датчиктер Тұрақты коэффициентті блоктар болып табылады, жүйе параметрлерін реттеуіш арқылы ғана өзгерте аламыз. Ол үшін ПИ сұлбасын және ПИД реттегіштерді (2.6-2.8-сурет) және алынған кестелерді қарастырайық (2.9-2.11 сурет).



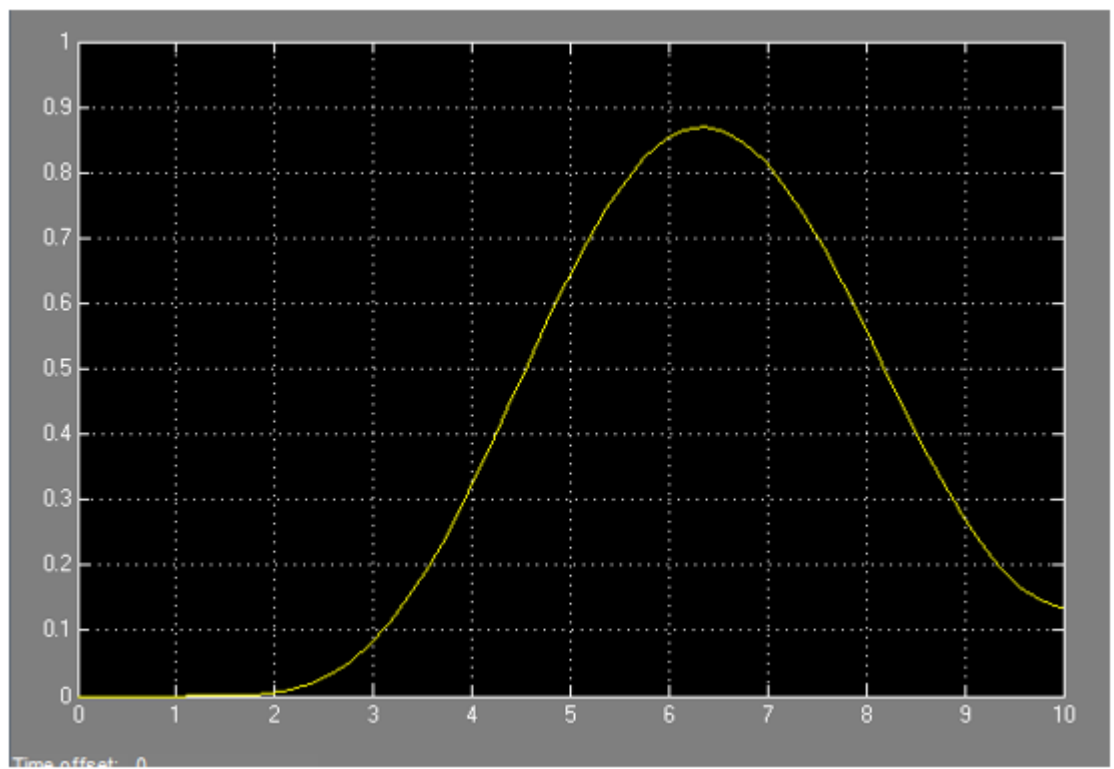
2.6 Сурет – MATLAB-та П реттеуішпен бағдарлау жүйесін модельдеу схемасы



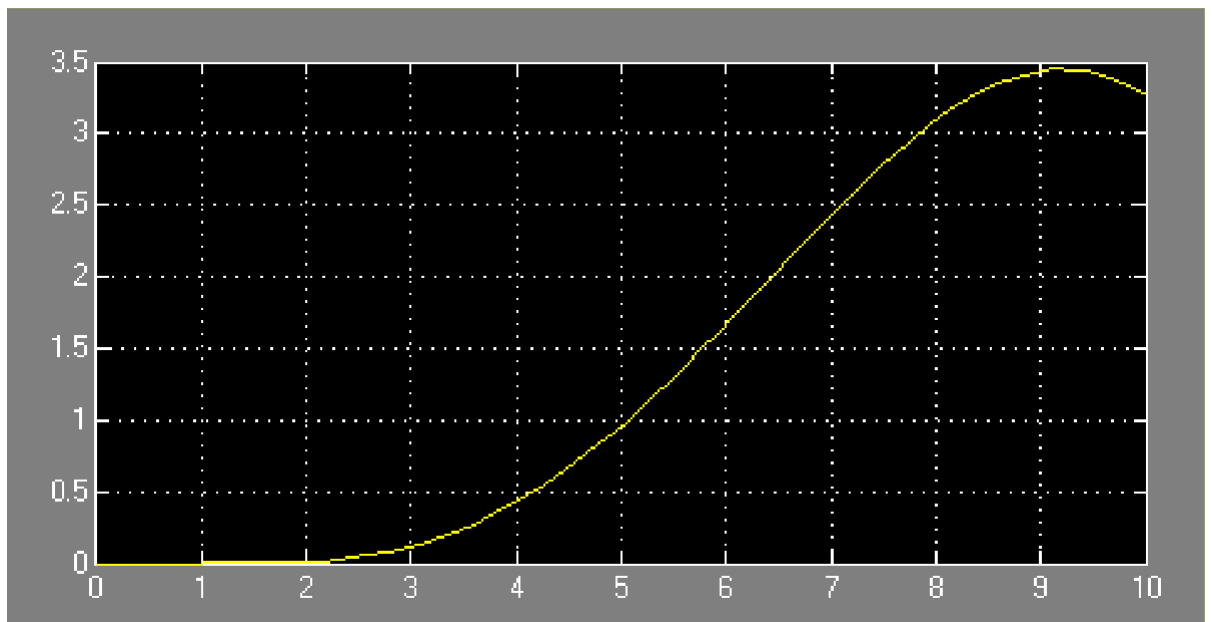
Сурет 2.7 - MATLAB-та ПИ реттеуішпен бағдарлау жүйесін модельдеу сұлбасы



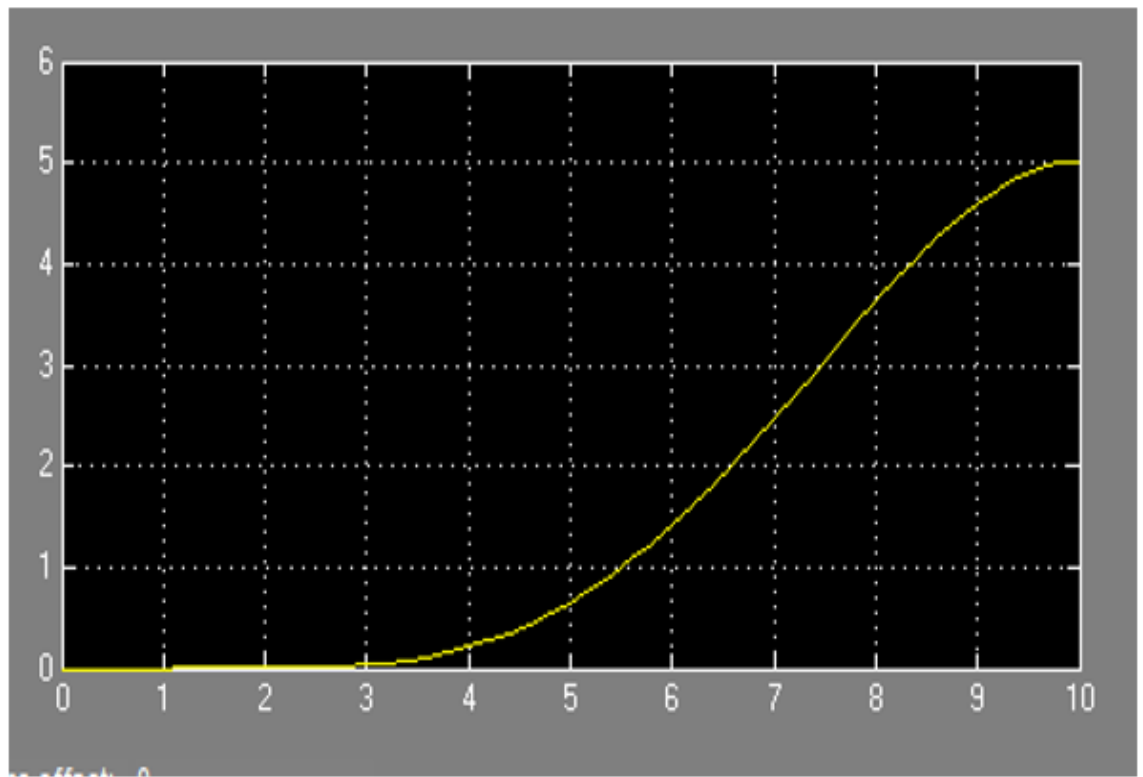
Сурет 2.8 - MATLAB-та ПИД реттегішпен бағдарлау жүйесін модельдеу схемасы



Сурет 2.9 - MATLAB - та П-реттеуішпен бағдарлау жүйесін модельдеу кестесі



Сурет 2.10 - MATLAB - та ПИ-реттеуішпен бағдарлау жүйесін модельдеу кестесі



Сурет 2.11 - MATLAB - та ПИД-реттеуішпен бағдарлау жүйесін модельдеу кестесі

Бағдарлау жүйесінің жұмысы спутник қысқа мерзімде және аздаған шамадан тыс түзетумен орбитаға түскенде қанағаттанарлық деп саналады. Графиктерден көріп отырғаныңыздай, ПИД реттеушіні пайдалану кезінде кішкене тербелістің өнімділігін қамтамасыз етуге болады, ал П реттеуші жылдамдықты қамтамасыз етеді. Осыған байланысты контроллерлерді таңдау бойынша ауыстыратын жүйе жасалды, яғни 2 реттеушіні біріктірген кезде біз ауытқу бұрышына байланысты нақты уақыт режимінде реттегіштерді ауыстыратын жүйені аламыз.

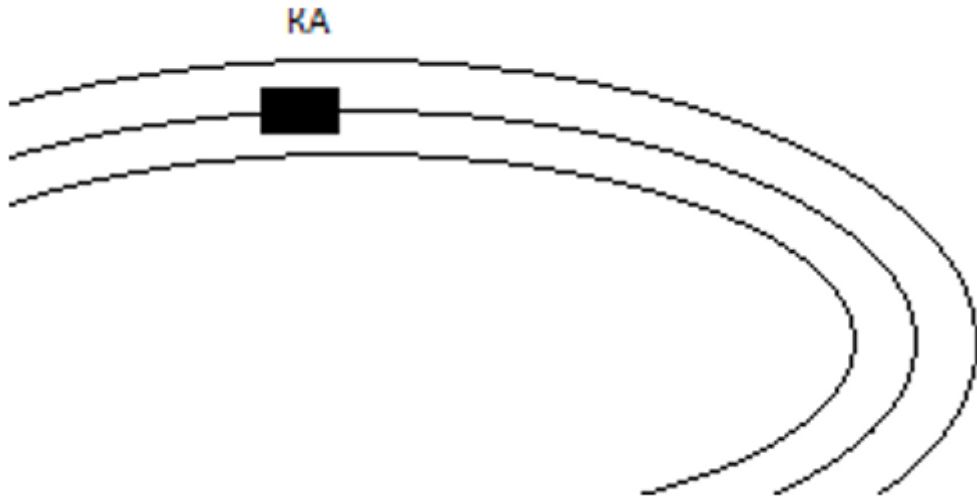
Ол үшін Switch операторын қолданыңыз. Датчиктен сигнал дәнекерге кіргенде, берілген бұрыш мәні мен алынған бұрыш мәнін салыстырады. Егер ауытқу мәні $0-15^\circ$ арасында өзгерсе, онда біз ПИД контроллерін қолданамыз, дәл реттеу және төмен тербеліс үшін, $16-30^\circ$ ауытқуымен П контроллерін қолданамыз, өйткені ол өнімділікті қамтамасыз етеді.

Бұрыштық сәйкес келмейтін интегралды бақылау, ПИД контроллерін қолданған кезде нөлдік статикалық басқару қателігін қамтамасыз ету үшін қолданылады, ал туынды бақылау жүйенің табиғи тербелістерін төмендету үшін қолданылады.

Басқару заңында интегралдық компонентті қолдану өтпелі процестің сапасын жақсартпайтындықтан, оны спутник орбитада болған кезде ғана қосу қисынды. Осы себепті, егер курс белгіленген мәннен 5 градусқа немесе одан да көп ауытқып кетсе, онда біз интеграция коэффициентін нөл деп қабылдаймыз.

Қазіргі уақытта сызықтық емес қасиеттер түбегейлі маңызды жүйелер көп, және оларға сызықтық модельдерді қолдану сапалы жалған нәтижелерге әкеледі. Сонымен қатар, біз мұндай жүйелерді талдау үшін кез-келген әмбебап әдісті қолдана алмаймыз, өйткені олар күрделілігімен және әртүрлі қасиеттерімен ерекшеленеді. Осы себепті сызықтық емес жүйелерде зерттеу жүргізу кезінде тәжірибеде сандық әдістер кеңінен қолданылады.

Реттегіштермен жұмыс кезінде бізге берілген өтпелі сапамен бейсызық бағдарлау жүйесі үшін реттеушіні синтездеу міндеті жүктеледі. Бұл тәсіл ғарыш аппараттарының траекториялары көрсетілген аудандардан шықпайтындай етіп басқару заңындағы осындай коэффициенттерді мақсатты іздеуден тұрады (2.12-сурет)



Сурет 2.12 – Құбыр шектерінің схемалық көрінісі

Басқару заңдарының параметрлік синтезіне жоғарыда келтірілген тәсіл Matlab Simulink математикалық бағдарламалау ортасында NCD-блоктар жиынтығында жүзеге асырылуы мүмкін. Бұл пакет визуализация режимінде рұқсат етілген «құбырлар лимитінің» шекараларын орнатуға, сонымен қатар оның шекарасынан асып кету мөлшерін есептеуді қамтамасыз етуге мүмкіндік береді, сонымен қатар оңтайландыру мәселесін шешудің сандық әдісін іске қосады және бар болса, оның шешімін табады.

Ғарыш кемесінің қозғалысын жеңілдетілген сипаттау үшін (сыртқы бұзылуларды есепке алмағанда) алынған беріліс функциясын қолданамыз.

$$W_{OY}(s) = \frac{k_1(1+\tau_3s)}{s(1+\tau_1s)(1+\tau_2s)}. \quad (2.11)$$

U басқару атқарушы механизммен өңделеді, оның математикалық моделі келесі түрде қолданылады:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= u - \beta \\ \bar{\varepsilon} &= (\varepsilon - \delta_{min} \operatorname{sign} \varepsilon) \cdot \Phi(|\varepsilon| - \delta_{min}), \\ \dot{\beta} &= \operatorname{sat}\left(\frac{\bar{\varepsilon}}{\tau_4}, \dot{\delta}_{max}\right) \cdot \Phi(\delta_{max} - |\beta|), \end{aligned} \quad (2.12)$$

мұнда δ_{min} – қозғалтқыш-ротормен өңделетін минималды бұрыш (сезімтал емес аймақ енінің $\frac{1}{2}$ бөлігі), δ_{max} – максималды бұрыш, $\dot{\delta}_{max}$ – максималды жылдамдық, τ_4 – қозғалтқыш-сермердің уақыттық тұрақтысы; $\operatorname{sat}(x, x_{max})$ – қанығу функциясы:

$$\operatorname{sat}(x, x_{max}) = \begin{cases} x, & |x| \leq x_{max}, \\ x_{max}, & x > x_{max}, \\ -x_{max}, & x < -x_{max}; \end{cases} \quad (2.13)$$

$\Phi(x)$ – Хевисайдтың бірлік функциясы:

$$\Phi(x) = \begin{cases} 1, & x \geq 0, \\ 0, & x < 0. \end{cases} \quad (2.14)$$

$\delta_{min} \leq u \leq \delta_{max}, |\dot{u}| \leq \dot{\delta}_{max}$ кезінде жүйе сызықтандырылған кейіпті көрсетеді:

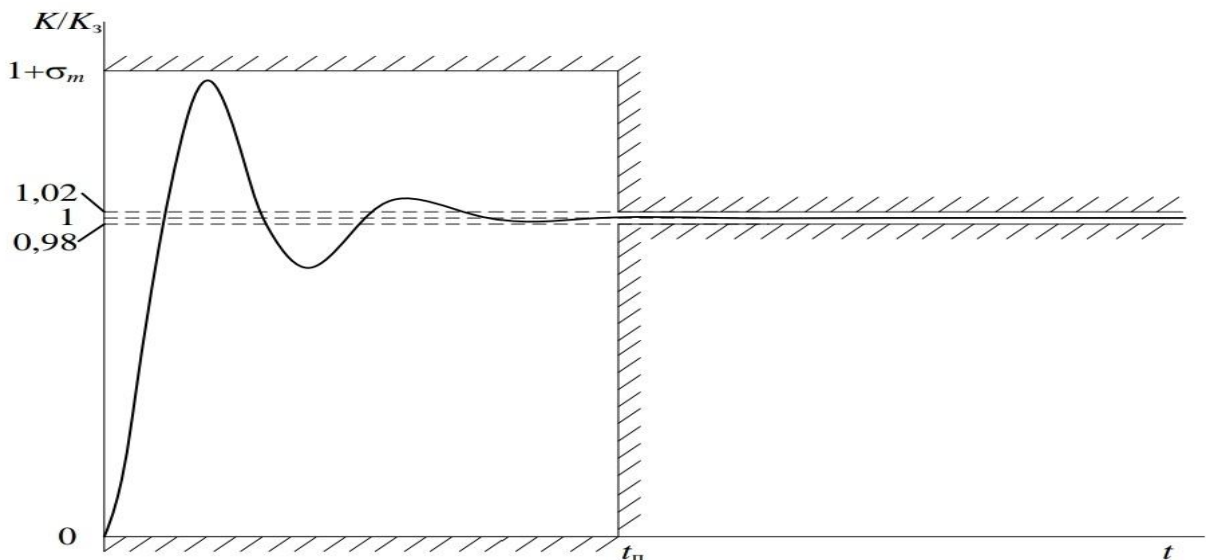
$$\dot{\beta} = (u - \beta)/\tau_4, \quad (2.15)$$

бұл атқару механизмін беру функциясы бар бірінші тәртіптің апериодикалық буыны ретінде қарастыруға мүмкіндік береді

$$W_{иу}(s) = \frac{1}{1 + \tau_4 s}. \quad (2.16)$$

Қайта реттеудің шекті рұқсат етілген мәндерінен σ_m және ауыспалы процестің ұзақтығынан t_n ауытқып тұйықталған жүйенің өтпелі реакциясы үшін «құбыр шегін» анықтаймыз. Бұл жағдайда өтпелі процестің ұзақтығы уақытпен анықталады, ол өткеннен кейін орбитаның шамасы бізге берілген K_3 салыстырмалы мәнінің 2% ауқымына салынады.

Міндеті-синтез болып табылады іріктеу, мұндай мәндердің коэффициенттері реттеуіштің k_p , k_d , k_i үшін өтпелі сипаттамасы тұйықталған жүйенің кіргендіктен рұқсат етілген "шегі құбырлар". Жүйенің басқа параметрлері берілген деп саналады.



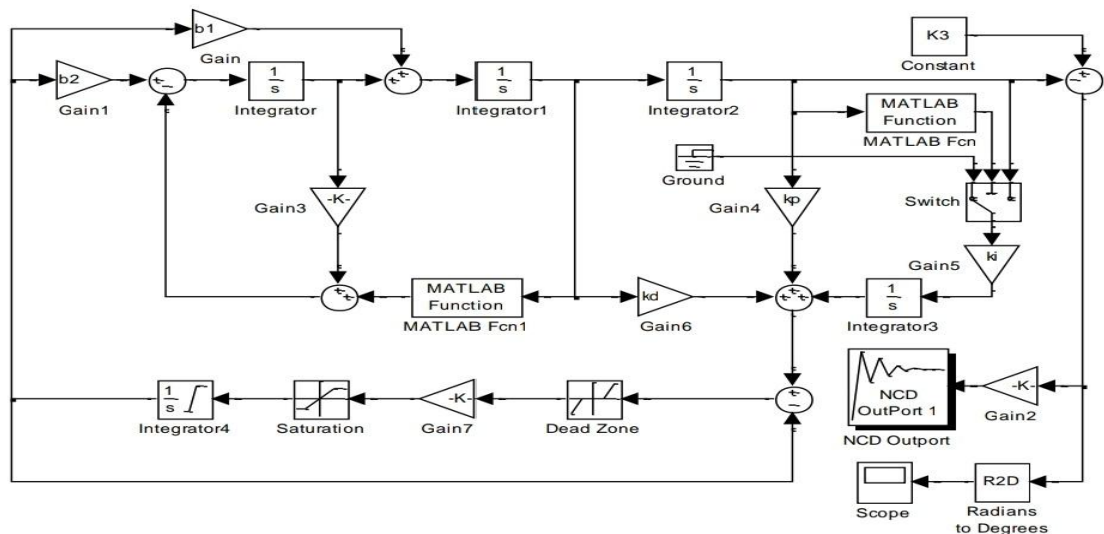
Сурет 2.13 – Өтпелі кезең үшін рұқсат етілген «құбыр шегі» сипаттамалары

Integrator2 блогының шығысы берілген K_3 мәнінен ψ ағымдағы ауытқуы болып табылады, сонымен қатар K_3 кіріс сигналы бастапқы шарт түрінде *Integrator2* блогында беріледі.

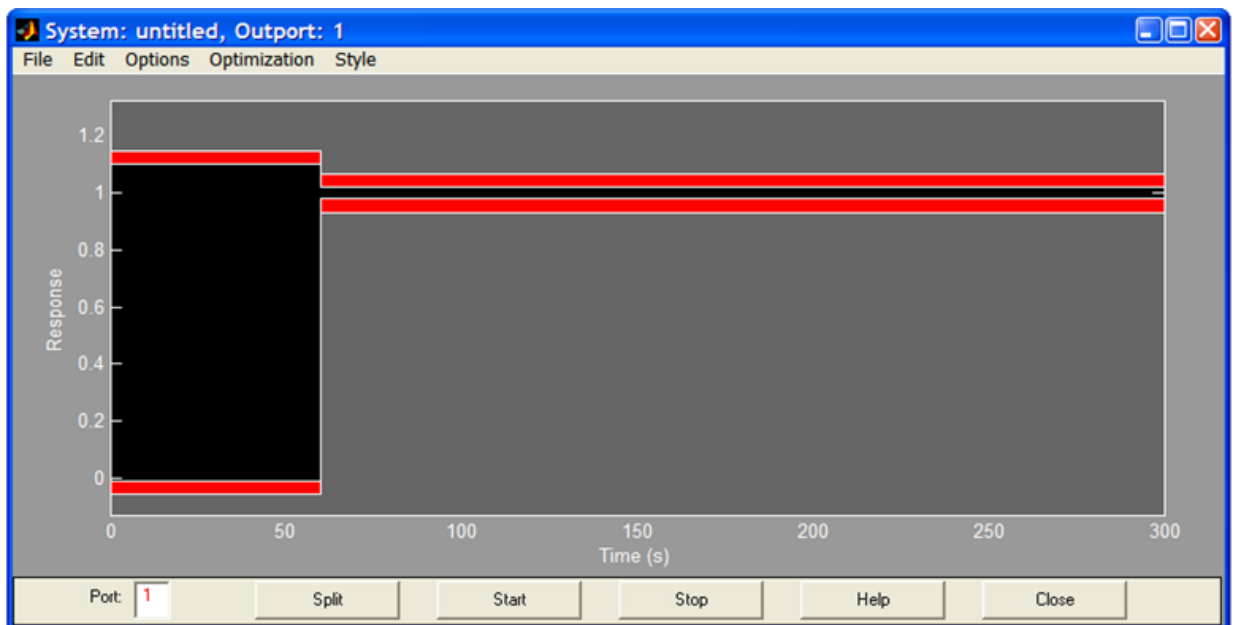
Ағымдағы мән (*Gain2* блогының кірісі) берілген мән мен ауытқу шамасы арасындағы айырмашылық ретінде есептеледі ψ : $K = K - \psi$. *Gain2* блогы NCD

Outport блогының кірісінде сигнал мәнін анықтау мақсатында берілген мәнді нормалайды.

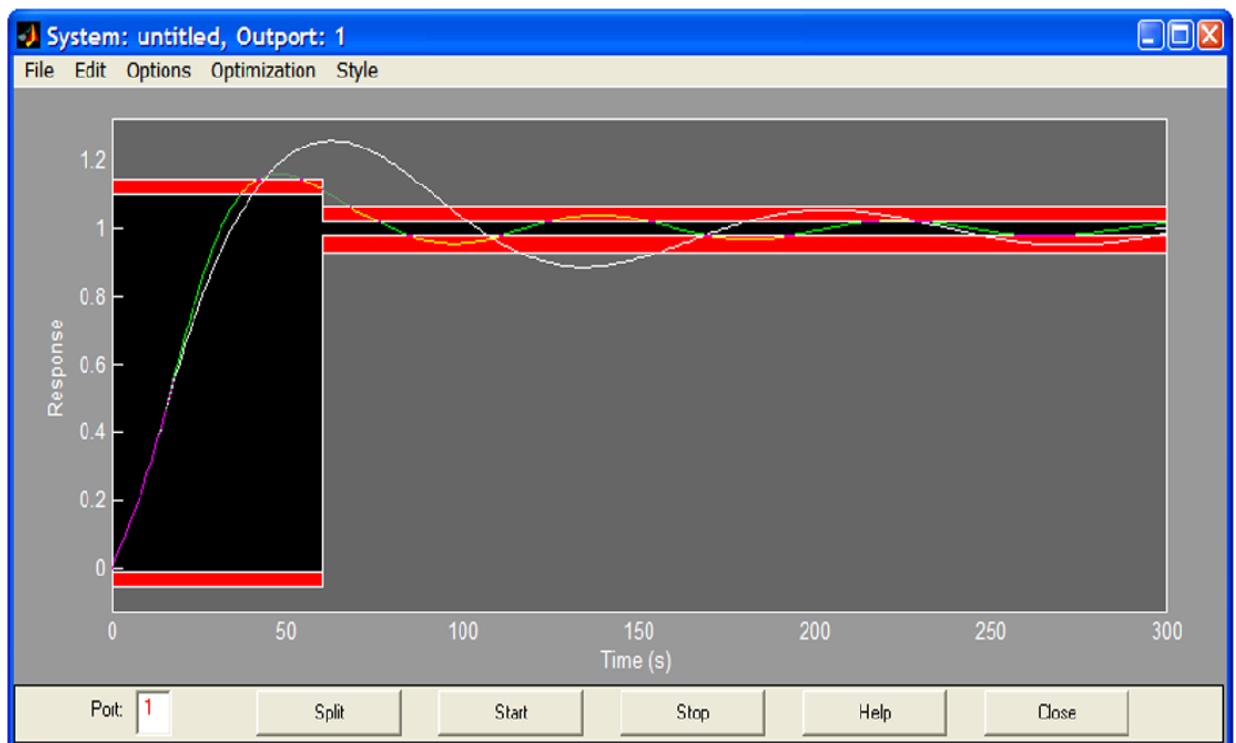
Нөлдік уақытта анықтау үшін ағымдағы мәнді нөлге тең аламыз. Құрылғы үшін бастапқы шарттар ($\psi = K_3$), басқару жүйесі нөлге жақындайды $\psi = K_3 - K$, нәтижесінде нөлден берілген шамаға дейін өзгереді. Осылайша бастапқы мәнге қатысты K_3 шамасына маневр жүзеге асырылады.



Сурет 2.14 – Зерттеліп отырған жүйенің Simulink пакетіндегі моделі

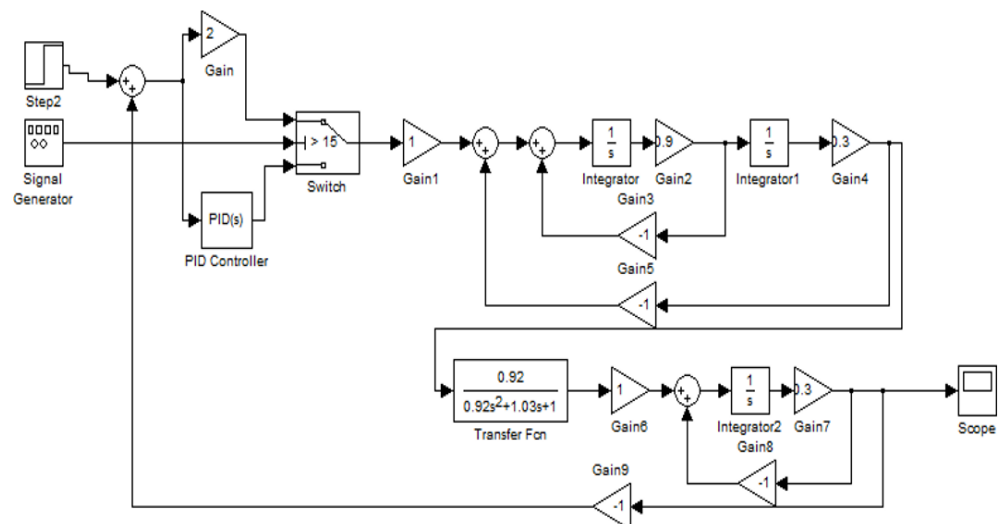


Сурет 2.15 – Өтпелі сипаттамаға арналған рұқсат етілген "құбыр шегін" құру



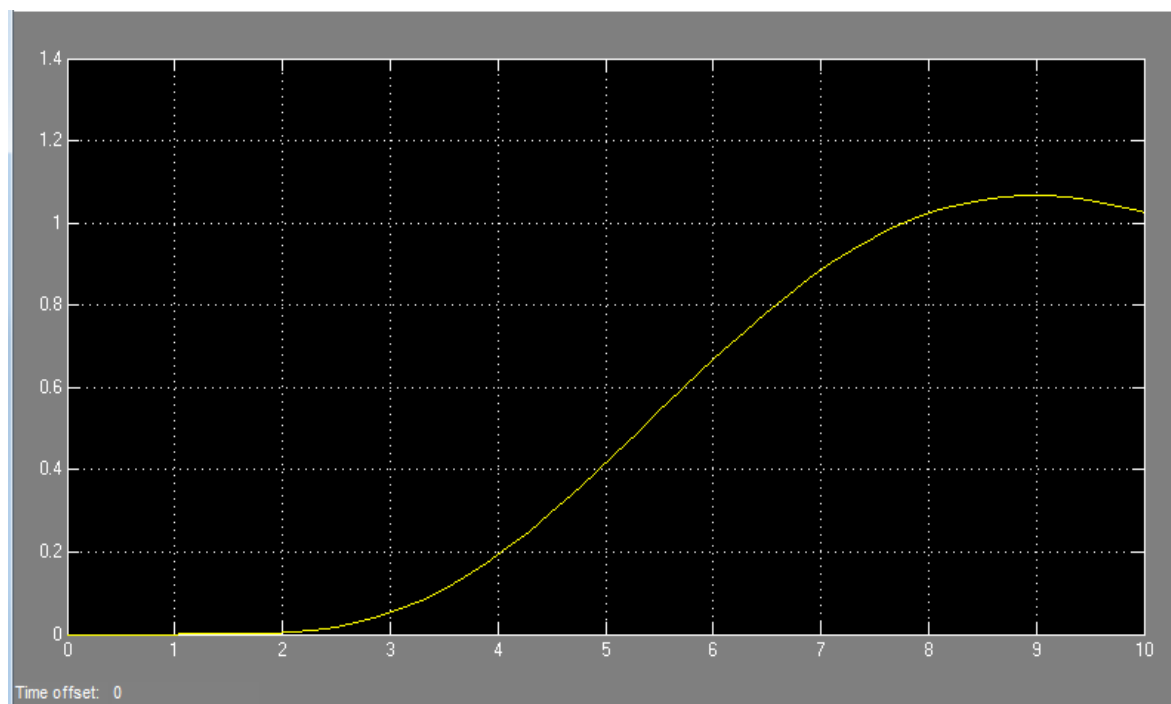
Сурет 2.16 – Реттелетін коэффициенттерді анықтау процесінің барысын көрсету

Реттеуіштің коэффициентін тандап, біз 2 реттеуішті П және ПИД – реттеуішті пайдалана отырып, құрамдастырылған схеманы құра аламыз (2.17 сурет)



Сурет 2.17 – Таңдау операторын қолданып Simulink пакетіндегі бағдарланған жүйенің моделі

Ортаңғы кіріске – салыстыру енгізу Switch, біз кездейсоқ сигнал бердік, жүйе 15 мәнімен салыстырылады да, П реттеуішке немесе ПИД реттеуішке ауысады, осылайша біз суретте алған бір сигналға әкелуі керек. 2.18.



Сурет 2.18 – MATLAB-та бағдарлау жүйесінің модельдеуін біріктірілген басқару құралы.

Әзірленген біріктірілген жүйе өте ыңғайлы, өйткені нақты уақытта ғарыш аппараттары сыртқы қоздырғыш күштердің әсерінен үнемі қозғалыста болған жағдайда, спутникті жылдам және аз ғана түзетумен берілген орбитаға қайтара алады.

3 КАЛМАН СҮЗГІСІН ҚОЛДАНУМЕН ДЕРЕКТЕРДІ СҮЗУДІҢ МАТЕМАТИКАЛЫҚ МОДЕЛІ

Қалман сүзгісі болжамның нәтижесінде алынған іздестірілетін параметрлерді түзетуге арналған. Түзетілген ізделінетін параметрлерді есептеу үшін тек ағымдағы өлшемдерді ғана емес, сонымен қатар түзетілген ізделінетін параметрлердің алдыңғы мәндерін (немесе алдыңғы уақыт сәтіндегі сүзгінің шығыс параметрлері) білу қажет. Осылайша, Қалман сүзгісі болжам-түзету жүйесі бойынша жұмыс істейді, және сүзу есебін қою келесі: x_{n-1}^e іздеу параметрлерінің түзетілген векторы белгілі болсын, алдыңғы уақытты $n - 1$ осы деректердің негізінде ағымдағы уақыт сәтінде ізделетін параметрлердің болжамды векторын анықтау қажет, z_n датчиктерінен өлшемдерді алғаннан кейін датчиктерінен ізделетін параметрлердің түзетілген векторын табу.

Қалман сүзгісі матрицалық түрде қарастырылады. Динамикалық жүйе моделі болжанатын векторды анықтау n уақыт моментінде мынандай түрде болады[30].

$$\chi_n^p = Fx_{n-1}^c + \omega_n \quad (3.1)$$

мұнда χ_n^p - n уақыт моментінде болжанатын вектор параметрі;
 x_{n-1}^c - $n-1$ уақыт моментінде түзетілген вектор параметрі;
 F – динамикалық жүйенің n және $n-1$ күйінен уақыт мезетінде ауысу матрицасы;

ω_n – динамикалық жүйенің шу векторы.

Болжанатын және түзетілетін вектордың параметрлерін табу үшін P_n матрицаның қателігін анықтайтын параметр енгізіледі[31].

$$P_n^p = FP_{n-1}^c F^T + WQW^T \quad (3.2)$$

мұнда P_n^p - n уақыт мезетінде болжанатын матрица қателігі;
 P_{n-1}^c - $n-1$ уақыт мезетінде түзетілетін матрица қателігі;
 F – динамикалық жүйенің n және $n-1$ күйінен уақыт мезетінде ауысу матрицасы;

Q - динамикалық жүйенің шу матрицасы;

W – жүйедегі шу матрицасына түзету енгізетін матрица.

z_n өлшеу векторын алғаннан кейін n уақыт сәтінде болжанған параметрлердің векторы P_n^p және ковариациялық қателіктің болжамды матрицасы n уақыт сәтінде олардың түзетілген мәндерін алу.

$$x_n^c = x_n^p + K[z_n + Hx_n^p], \quad (3.3)$$

мұнда x_n^c - n уақыт мезетінде түзетілген вектор параметрі;

x_n^p - n уақыт мезетінде болжанатын вектор параметрі;
 K - кері байланыс коэффициент матрицасы;
 z_n - n уақыт мезетінде өлшеу векторы;
 H - n уақыт мезетінде сезімталдық матрицасы.

$$P_n^c = [I - KH]P_n^p, \quad (3.4)$$

мұнда I – бірлік матрицасы;
 P_n^c - n уақыт мезетінде қателігі түзетілген вектор;
 P_n^p - n уақыт мезетінде қателігі болжанатын вектор;
 K - кері байланыс коэффициент матрицасы
 H - n уақыт мезетінде сезімталдық матрицасы.

Кері байланыс матрица коэффициенті (3.3) және (3.4) теңдіктері клесі формуламен шығарылады [33].

$$K = P_n^p H^T [H P_n^p H^T + V R V^T]^{-1}, \quad (3.5)$$

мұнда K - кері байланыс коэффициент матрицасы;
 P_n^p - n уақыт мезетінде қателігі болжанатын вектор;
 H - n уақыт мезетінде сезімталдық матрицасы;
 R - өлшеу қателіктер матрицасы;
 V - өлшеу қателіктер матрицасын түзету матрицасы.

F , H , Q , R , W , V матрицаларын қарастырайық) – (3.1) мен (3.5). F матрицасы $n-1$ моментіндегі динамикалық жүйе күйінен n моментіндегі динамикалық жүйе күйіне ауысуды сипаттайды. Бұл матрица динамикалық жүйенің нақты моделі жасалуы мүмкін, оның негізінде ізделетін параметрдің болжамды мәні есептелетін жағдайда алынуы мүмкін. Бұл ретте динамикалық жүйенің моделі дифференциалдық теңдеулер түрінде сипатталуы мүмкін:

$$\dot{x} = f(x, t)x + w, \quad (3.6)$$

мұнда x – динамикалық жүйенің векторлық параметрі;
 $f(x, t)$ - $n-1$ моментіндегі динамикалық жүйе күйінен n моментіндегі динамикалық жүйе күйіне ауысуды сипаттайды;
 w - динамикалық жүйенің шу векторы;
Бұл кезде F матрицасы келесі формуламен алынады [34].

$$F = \frac{\partial f(z, t)}{\partial x} |_{t = t_n} \quad (3.7)$$

H матрицасы-сезімталдық матрицасы (бақылау матрицасы) n уақыт сәтінде өлшеу моделі ретінде жазылуы мүмкін деген болжамда алынуы мүмкін:

$$z = h(x, t)x + v, \quad (3.8)$$

мұнда z – динамикалық жүйенің өлшеу векторы;
 $h(x, t)$ - $n-1$ және n уақыт кезінде өлшеуді байланыстыратын
 функция уақыт кезіндегі өлшеулермен;
 v - шу вектор өлшеулері.

Бұл кезде матрица келесі түрде алынады [35].

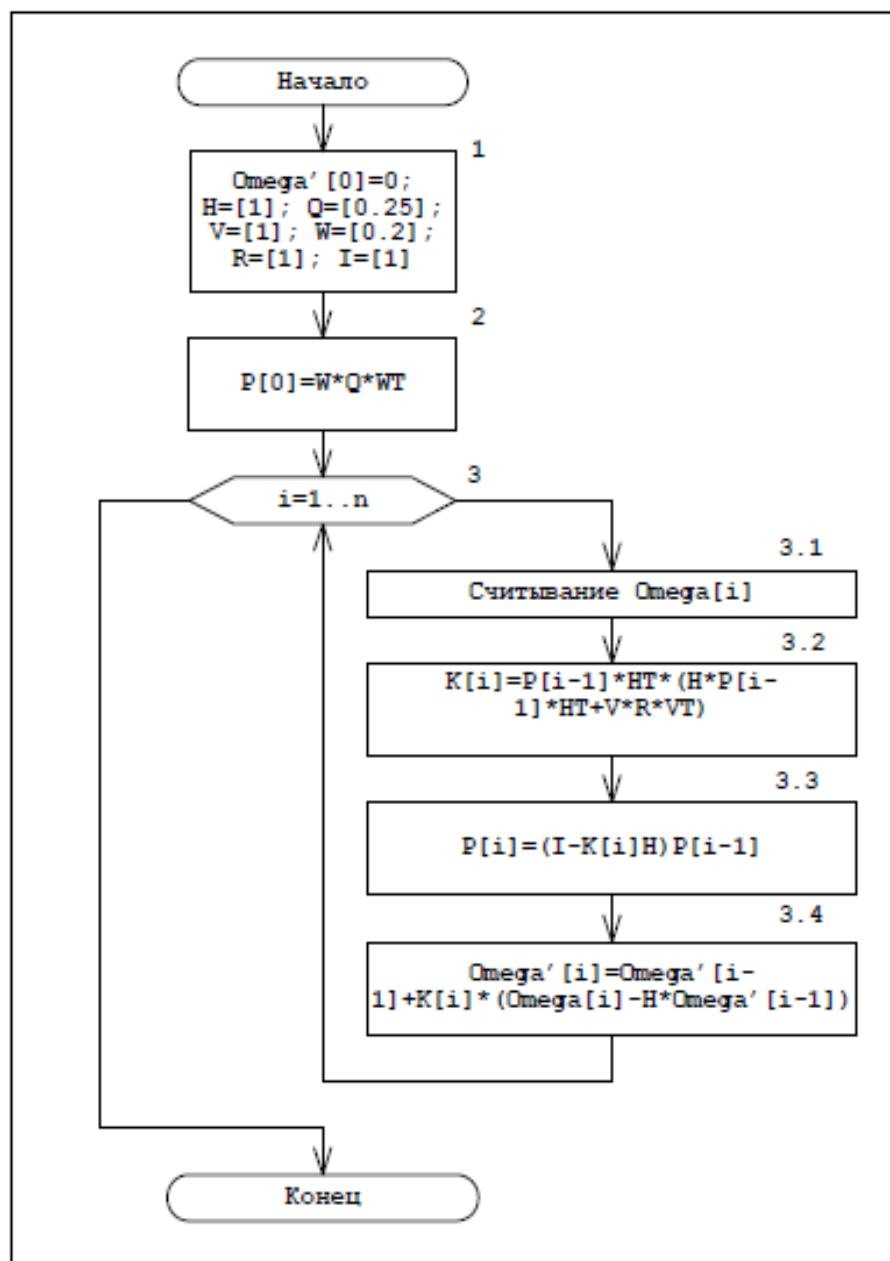
$$H = \frac{\partial h(z, t)}{\partial x} | t = t_n \quad (3.9)$$

Q матрицасы жүйенің "шуын" сипаттайды, яғни бұл матрица динамикалық жүйе моделінің негізінде ізделетін параметрдің болжамды мәні қандай қатемен алынуы мүмкін екенін сипаттайды. Әдетте Q матрицасы әрбір жағдай үшін эксперименталды түрде шығарылады.

R матрицасы өлшеу қатесін сипаттайды, яғни бұл матрица өлшеу аппаратурасының қателігін сипаттайды. Әдетте R матрицасы өлшеу аппаратурасының сипаттамаларын ескере отырып, әрбір жағдай үшін эксперименттік түрде енгізіледі.

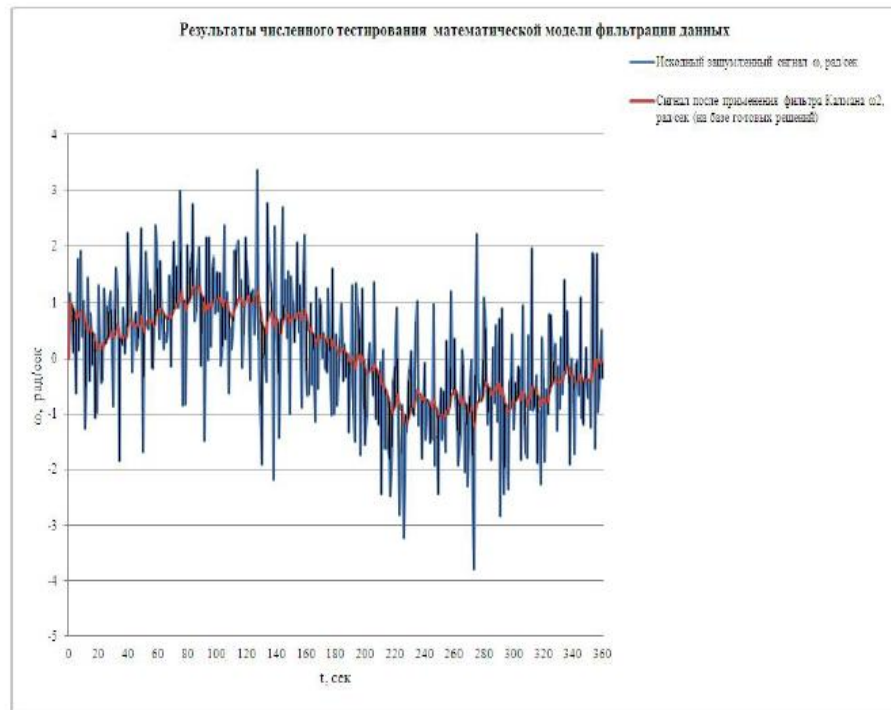
W , V матрицалары динамикалық жүйенің "шуын" және өлшеу қателіктерін түзету үшін қосымша көмекші параметрлер болып табылады. Бұл ретте W матрицасы жүйенің "шуыл" компоненттері бойынша $F(x, t)$ функциясын саралаумен, ал V матрицасы - өлшеулердің "шуыл" компоненттері бойынша $H(x, t)$ функциясын саралаумен алынуы мүмкін. Дегенмен, W , V матрицалары әр жағдайда тәжірибелік жолмен алынуы мүмкін.

Теңдеулерде келтірілген математикалық модель негізінде сүзгіні қолдану арқылы деректерді сүзу алгоритмі әзірленді. Калман блок-сұлбасы 3.1 суретте келтірілген.

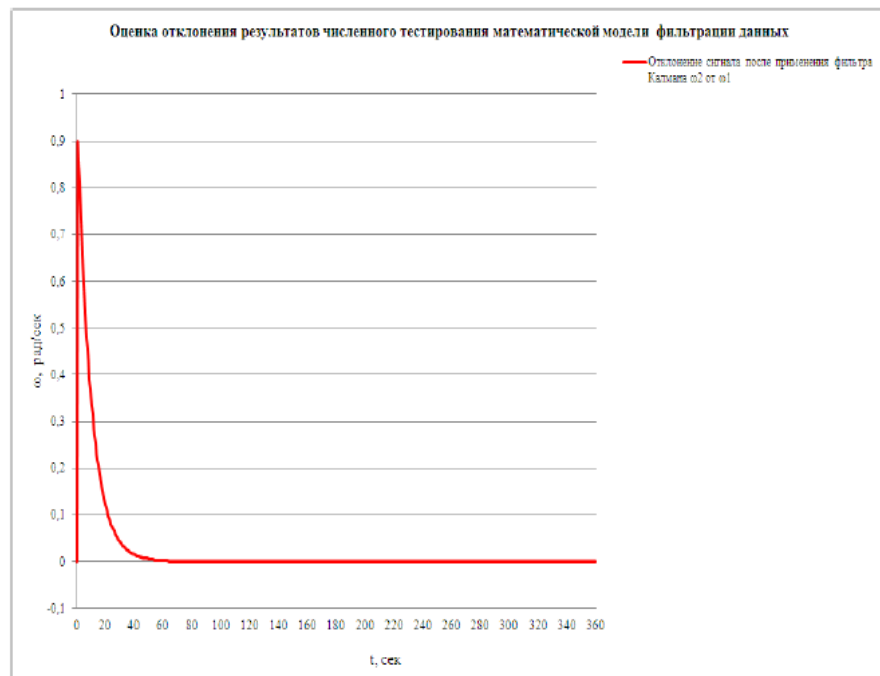


3.1 сурет - Калман сүзгісін қолдану арқылы деректерді сүзу алгоритмі

Бұдан әрі Калман сүзгісінің бағдарламалық компонентін тестілеу жүргізілді. Осы мақсатта "Zn" кіріс сигналының моделі алынған, ол кездейсоқ шудың шамасын қосу арқылы синусоидалы сигнал болып табылады. "KalmanFilter" бағдарламалық компоненті жұмысының нәтижесінде 3.2 - суретте келтірілген кесте алынған, онда сүзгінің кіріс және шығыс параметрлері бейнеленген: қызыл түспен - өлшеудің қоршалған сигналы, көк түспен - түзетілген ("сүзілген") ізделетін параметрлердің сигналы.



3.2 сурет - Кальман сүзгісін қолдану арқылы деректерді сүзу



3.3 сурет - Калман сүзгісін қолданғаннан кейін сигналдың ауытқуы

Деректерді сүзудің бағдарламалық компоненттері - Кальман сүзгісі, Альфа - бета сүзгісі және экспоненциалды сүзгісі жұмысының тиімділігін салыстыру бойынша жұмыстар жүргізілді. Кіріс сигналын модельдеу үшін кездейсоқ шудың шамасын қосу арқылы синусоидалы сигнал қолданылды.

Нәтижелерін салыстыру ауытқуларды шығыс сигналдарының сүзгілерді бастапқы шусыз сигнал шығарылды кестесі (сурет 3.3) көрсетілген.

Графиктен көрініп тұрғандай, Калман сүзгісінің шығыс сигналының ауытқуы ең аз болып табылады. Осылайша, микроспорттың қозғалысын басқару жүйесінің деректерін сүзу үшін Калман сүзгісін пайдалану қолайлы болып табылады.

ҚОРЫТЫНДЫ

Қорытындылай келе бұл диссертацияда орындалған жұмыстардың нәтижелері бойынша Микроспутниктің белгілі бір миссиясына сәйкес микроспутниктің құрамына кіретін конструкциялардың элементтері әзірленді. Ғарыш аппараты мен оның басқару жүйесі элементтерінің құрылымы мен өзара байланысын сипаттайтын статистикалық диаграммалар кешені әзірленді: борттық басқару кешені, қозғалысты басқару және навигация жүйесі, басқарудың қызметтік арнасының борттық аппаратурасы, Электрмен жабдықтаудың кіші жүйесі, жылу режимін қамтамасыз етудің кіші жүйесі, конструкция және механизмдер.

Механикалық гироскопиялық датчиктің жұмыс істеу принциптері қарастырылды және талданды, ол датчиктің аспа осіне қатысты ғарыш аппаратының бұрыштық орналасуын анықтауға мүмкіндік береді.

Күн датчигінің қолданыстағы жұмыс принциптері қарастырылды және талданды. "Күн датчигі" моделінің құрылымы, датчиктің алынған бейнені талдау нәтижесінде күннің бұрыштық орналасуын есептеу алгоритмі жасалды. Алгоритм MathWorks MatLab/Simulink ортасында жүзеге асырылған. Жұмыс нәтижесі күн датчигінің осіне қатысты Күн жағдайының бұрыштық ауытқуын анықтауға мүмкіндік беретін күн датчигінің моделі болып табылады.

Магнитті датчиктің жұмыс істеу принциптері қарастырылды және талданды. "Магниттік датчик" моделінің құрылымы, датчикпен анықталатын Жердің магниттік өрісі параметрлерінің негізінде магниттік датчиктің резонанстық жиілігінің алгоритмі жасалды. Алгоритм MathWorks MatLab/Simulink ортасында жүзеге асырылған. Жұмыстың нәтижесі Жердің магнит өрісінің магнит индукциясы векторының компоненттерін анықтауға мүмкіндік беретін магниттік датчиктің үлгісі болып табылады.

Ғарыш аппаратарының бағдар датчиктерінің өзара әрекеттесуінің объектілі-бағытталған диаграммаларының кешені және микроспутниктің бағдарын басқару жүйесі мен датчиктердің өзара әрекеттесуінің тәртібін анықтауға мүмкіндік беретін ға бағдарлау алгоритмдері әзірленді. Модель құрылымы жасалды "Микроспутникті бағдарлау жүйесі", микроспутникті бағдарлау жүйесінің жұмыс алгоритмі, микроспутниктің ағымдағы бұрыштық орналасуын барлық сыртқы қоздырушы және басқарушы сәттердің әсерімен анықтайтын. Алгоритм MathWorks MatLab/Simulink ортасында жүзеге асырылған.

Деректерді сүзу әдістеріне талдау жүргізілді. Ол үшін датчиктерді ағымдағы өлшеулерді және жүйенің алдыңғы уақыттағы күйін білу талап етілетін цифрлық сүзу алгоритмдерін қолдану керек. Сүзу әдістеріне негізделген микроспутниктің қозғалысын басқару және навигация жүйесінің датчиктерінің деректерін сүзу алгоритмдерінің кешені әзірленді. Осы алгоритмдердің негізінде экспоненциалды сүзгі, Альфа-бета сүзгі және Калман сүзгісі сияқты сүзгілердің

бағдарламалық-математикалық қамтамасыз етілуі әзірленді, олар көбінесе деректерді сүзгілеу үшін техникада, соның ішінде ғарыштық техникада қолданылады. Көрсетілген деректерді сүзу әдістеріне сандық эксперименттер және салыстырмалы талдау жүргізілді.

Жұмыс нәтижелері ғарыш аппараттарын жобалаушы инженерлер мен конструкторлар үшін қызығушылық тудыруы мүмкін. Пайдалану имитациялық модельдер қысқартуға мүмкіндік береді ретінде жұмсалатын уақыт алдын ала сандық эксперименттер, сондай-ақ материалдық шығындар, оларды өткізу.

Диссертациялық жұмысымда қойылған міндеттер толығымен шешілді.

ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

- 1 Молдабеков М.М., Ахмедов Д.Ш., Алипбаев К.А., Елубаев С.А., Сухенко А.С. Об участии Казахстана в международном университетском проекте создания группировки наноспутников. // Материалы международной конференции «Космос на благо человечества – взгляд в будущее», г. Астана, 6- 7 января 2011 г. – с. 17-19.
- 2 Кирилина С.А. Состояние и тенденции развития космической деятельности Российской Федерации // Экономика и управление. Экономические науки. Вып. 11(72) – 2010. – с. 202-206.
- 3 Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В., Кондранин Т.В., Негодяев С.С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли. // Труды МФТИ № 3, том 1. – 2009. – с. 112-125.
- 4 Анфимов Н.А. Тенденции развития космической техники на современном этапе // III Международная конференция-выставка «Малые спутники: Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». – Королев, 27-31 мая 2002 г. – с. 5-10.
- 5 URL: <http://www.cosmos-journal.ru/articles/686/>
- 6 Храмов Д.А. Миниатюрные спутники стандарта «CUBESAT». // Космічна наука і технологія. Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України. – Дніпропетровськ, № 3, т. 15. – 2009. – с. 20-31.
- 7 URL: [en.wikipedia.org/wiki/Amateur radio station](http://en.wikipedia.org/wiki/Amateur_radio_station)
- 8 URL: [en.wikipedia.org/wiki/Packet radio](http://en.wikipedia.org/wiki/Packet_radio)
- 9 URL: Terminal Node Controller, [en.wikipedia.org/wiki/Terminal node controller](http://en.wikipedia.org/wiki/Terminal_node_controller)
- 10 URL: www.cubesat.auc.dk, [en.wikipedia.org/wiki/Canadian Advanced Nanospace eXperiment Program](http://en.wikipedia.org/wiki/Canadian_Advanced_Nanospace_eXperiment_Program)
- 11 URL: mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php
- 12 URL: www.cubesat.auc.dk, www.ncube.no
- 13 URL: www.ncube.no
- 14 URL: www.cubesat.auc.dk
- 15 URL: www.dynacon.ca/index.php/product_19/ProdID/6.html
- 16 URL: www.astrofein.com
- 17 URL: [en.wikipedia.org/wiki/Canadian Advanced Nanospace eXperiment Program](http://en.wikipedia.org/wiki/Canadian_Advanced_Nanospace_eXperiment_Program)
- 18 URL: www.raumfahrt.fh_aachen.de/satellite/index.htm
- 19 URL: www.nkj.ru/news/11084/
- 20 URL: <http://www.yuzhnoye.com>
- 21 Моисеев Н.Н. Математические задачи системного анализа. - М.:

Наука, 1981. – 488 с.

22 Shalloway, A., Trott, J. R. Design Patterns Explained. A New Perspective on Object-Oriented Design. Addison - Wesley, 2002. – 361 p.

23 Буч Г. Объектно-ориентированный анализ и проектирование с

примерами приложений на C++, 2-е изд./Пер. с англ. – М.: «Издательство Бином», СПб.: «Невский диалект», 2000. – 560 с.

24 Йордан Э., Аргила К. Структурные модели в объектно-ориентированном анализе и проектировании. – М: ЛОРИ, 1999. – 264 с.

25 Буч Г. Объектно-ориентированный анализ и проектирование. – М: Бином, 2000. – 558 с.

26 Рамбо Дж., Якобсон А., Буч Г. UML: специальный справочник. – СПб.: Питер, 2002. – 656 с.

27 Элиенс А. Принципы объектно-ориентированной разработки программ. 2-е издание: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2002. – 496 с.

28 Кирилина С.А. Состояние и тенденции развития космической деятельности Российской Федерации. ФГУП «ГНПРКЦ “ЦСКБ-Прогресс”» с 203.

29 URL: ru.government.kz/docs/u051513_rus.html.

30 Анфимов Н.А. Тенденции развития космической техники на современном этапе. // III Международная конференция-выставка «Малые спутники: Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке», г. Королев. 27 – 31 мая 2002 г. Книга 1. – с. 5 –10.

31 Алипбаев К.А., Елубаев С.А., Джамалов Н.К., Бопеев Т.М., Сухенко А.С. Модель датчика горизонта земли. – Материалы международной конференции «Космос на благо человечества – взгляд в будущее», 6-7 января 2011 г., г. Астана. – с. 132-134.

32 Ракишева З.Б., Алипбаев К.А., Сухенко А.С. Анализ этапов разработки нано спутника. // Первый международный Джолдасбековский симпозиум. Казахстан, Алматы, 1-2 марта 2011 г. – с. 25-26.

33 Елубаев С.А., Джамалов Н.К., Алипбаев К.А., Сухенко А.С. Бопеев Т.М. Имитационное моделирование датчика горизонта Земли – Сборник тезисов V всемирного конгресса инжиниринга и технологий – WCET – 2012 «Наука и технологии: шаг в будущее», г. Алматы, 1-2 июня 2012. – с. 291-293.

34 Лунц Я.Л. Введение в теорию гироскопов. – М.: Наука: Главная редакция физико-математической литературы, 1972. – 296 с.

35 Померанцев Н.М. Физические основы квантовой гироскопии / Померанцев Н.М., Скроцкий Г.В. // Успехи физических наук. Т. 100, Вып. 3. – М., 1970. – с. 361-394.