

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 621.3

Қолжазба нұсқасында

Гафаров Жанибек Талибович

Магистрі академиялық дәрежесін іздену үшін

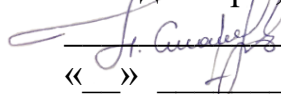
### МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

Диссертация тақырыбы ҒА қозғалыс дәлдігін арттыру алгоритмдерін  
эзірлеу

Мамандық 6М074600 – «Ғарыш техникасы және  
технологиялары»


Ғылыми жетекші,

PhD докторы, сениор-лектор

 Н.К.Смайлов  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

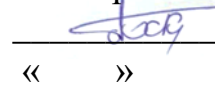
Оппонент,

Физ-мат.ғыл.канд., АУЭС доценті

 Жунусов К.Х.  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

Нормобақылаушы:

Сениор-лектор, доктор PhD

 А.Хабай  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

**ҚОРҒАУҒА ЖІБЕРІЛДІ**

ЭТЖҒТ каф.меңгерушісі

\_\_\_\_\_ И.Сырғабаев  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

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

6M074600 – «Ғарыш техникасы және технологиялары»

**БЕКІТЕМІН**

ЭТжҒТ каф.меңгерушісі

И.Сыргабаев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 г.

**магистерлік диссертация орындауға  
ТАПСЫРМА**

Магистрант *Гафаров Жанибек Талибович*

Тақырыбы: *«ҒА қозғалыс дәлдігін арттыру алгоритмдерін әзірлеу»*

Университет ректорының *29.10.2018 ж. № 1194-М бұйрығымен*

*бекітілген.*

Дайын диссертацияны тапсыру уақыты *«3» тамыз 2020 ж.*

Магистерлік диссертацияға берілген алғашқы мәліметтер: *1) ҒА-ның борттық басқару кешеніндегі жерсеріктік навигация тапсырмасын шешу мәселесін тұжырымдау; 2) Жерсеріктік радионавигация жүйесін қолданған жағдайдағы НБҚ-ны құрудың заманауи құрылымына талдау жасау; 3) ҒА-ның жерсеріктік навигация тапсырмасын шешуді математикалық тұжырымдау.*

Диссертациялық жұмыста қарастырылатын мәселелер тізімі:

*а) НБҚ типтік сызбасына өлшемдер қабылдануы тоқтаған жағдайда навигациялық есепті тиімдірек шешуге көмектесетін толықтырулар енгізу;*

*б) Навигациялық бағалауды болжау интервалында сәйкестендіруші, реттеуші функционал түрін таңдау;*

*в) Жасап шығарылған алгоритмнің тиімділігін зерттеу және математикалық модельдеу. Модельдеу нәтижелері.*


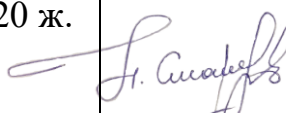

Сызбалық материалдар тізімі (міндетті сызбалар дәл көрсетілуі тиіс):

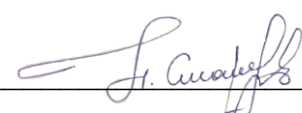
Ұсынылатын негізгі әдебиет : 1) Брандин В.Н., Васильев А.А., Куницкий А.А. Ғарыш аппараттарының эксперименталды баллистикасы. -М.: Машиностроение, 1984. 2) Жданюк Б.Ф. Траекториялық өлшемдерді статисткалық өңдеу негіздері. -М.: Советское радио, 1978. 3) Лоусон Ч., Хенсон Р. Ең кіші квадраттар әдісі есептерінің сандық шешімі. -М.: Наука, 1986.

магистерлік диссертацияны дайындау  
**КЕСТЕСІ**

Бөлімдер атауы, қарастырылатын мәселелер тізімі	Ғылыми жетекшіге және кеңесшілерге көрсету мерзімі	Ескерту
ҒА-ның борттық басқару кешеніндегі жерсеріктік навигация тапсырмасын шешу мәселесін тұжырымдау	04.01.2020 -25.01.2020	орындалды
Навигациялық бағаларды деңгейлестіру алгоритмдері	20.01.2020 -25.02.2020	орындалды
Белгіленген ілездік уақыт аралығындағы навигациялық бағаны алуға қажет реттеуші алгоритмді дайындау	25.02.2020 – 01.07.2020	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	Н.К.Смайлов, PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор-лекторы	10.01.2020 ж.	
Теориялық ақпарат	Н.К.Смайлов, PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор-лекторы	03.02.2020 ж.	
Норма бақылау	PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор-лекторы Хабай А.	28.07.2020 ж.	

Ғылыми жетекші  \_\_\_\_\_

Н.К.Смайлов

Магистрант \_\_\_\_\_

Ж.Т. Гафаров

Мерзімі

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

## АҢДАТПА

Диссертацияда ҒА навигациялық қамтамасыздандыру үшін жерсеріктік радионавигацияны пайдалануға қолданылатын, деңгейлестіру-болжау бірлескен мәселесін қойғанда қол жететін мақсат, берілген уақыт моментінде навигациялық бағаны табу үшін шешімді реттеуішті пайдалануда болып табылады.

Зерттеудің ғылыми жаңалығы – деңгейлестіру-болжау мәселесін шешудің құрылған реттеуіш алгоритмі. Алгоритм, қолданыста барларға қарағанда, қозғалыс моделінің қателіктерімен шартталған, навигациялық бағаның қателіктерін компенсациялау мақсатында реттеуіш параметрінің мәнін таңдау мүмкіндігі үшін ЖРНЖ өлшемдерінің жоғары дәлдігін пайдаланады.

Жұмыс 3 бөлімнен тұрады және өлшеулердің келіп түсуінде үзілістер болған жағдайда жерсеріктік радионавигациямен алгоритмдік қамтамасыз етуді жетілдіру арқылы ҒА-ның мақсатты тапсырмаларды шешуінің тиімділігі мен сенімділігін арттыруға арналған.

Жұмыста ұсынылатын ҒА алгоритмдік қамтамасыздандыруды құру тәсілі навигациялық ақпаратты тиімді қолдануға мүмкіндік береді. Құрылған алгоритм берілген уақыт моментінде, қозғалыстың қолданылатын математикалық моделінің қателіктері мен навигациялық өріс сипаттамалары туралы білімнің кемшіліктерін компенсациялау қасиетіне ие, навигациялық бағаны алуға мүмкіндік береді.

Навигациялық ақпаратты тұтынушылардың тиімді қызмет етуін қамтамасыз ету үшін құрастырылған алгоритмді пайдалану жөнінде ұсыныстар тұжырымдалды. ҒА-ның типтік орбиталары үшін реттеуіш параметрлерінің деректер қоры құрылды.

## АННОТАЦИЯ

Целью диссертации является использование регулирующего алгоритма для определения навигационной оценки в заданном моменте времени, достижение совместной задачи сглаживания-прогнозирования, используемой для использования спутниковой радионавигации для навигационного обеспечения КА.

Научная новизна исследования – сформированный регулирующий алгоритм решения проблемы сглаживания -прогнозирования.

Алгоритм использует высокую точность измерений систем радионавигации спутника для возможности выбора значения параметров регулятора с целью компенсации погрешностей навигационной оценки, обусловленных погрешностями модели движения, чем те, которые существуют.

Работа состоит из 3 разделов и предназначена для повышения эффективности и надежности решения целевых задач КА, посредством совершенствования алгоритмического обеспечения спутниковой радионавигацией в случае перерывов в поступлении измерений.

Предлагаемый в работе способ создания алгоритмического обеспечения КА позволяет эффективно использовать навигационную информацию. Созданный алгоритм обладает способностью компенсировать недостатки знаний о погрешностях используемой математической модели движения и характеристиках навигационного поля в заданном моменте времени, позволяет получить навигационную оценку.

Выработаны предложения по использованию разработанного алгоритма для обеспечения эффективного функционирования потребителей навигационной информации. Для типовых орбит КА создана база данных регуляторных параметров.

## ABSTRACT

The purpose of the dissertation is to use a regulating algorithm to determine the navigation estimation at a given moment in time, to achieve a joint task of smoothing-forecasting, which is used for using satellite radio navigation for the navigation support of the spacecraft.

The scientific novelty of the research is the formed regulating algorithm for solving the problem of smoothing-forecasting.

The algorithm uses high accuracy measurements of satellite radio navigation systems to select the value of the controller parameters in order to compensate for errors in the navigation estimation caused by errors in the motion model than those that exist.

The work consists of 3 sections and is intended to improve the efficiency and reliability of solving the target tasks of the spacecraft, by improving the algorithmic provision of satellite radio navigation in the event of interruptions in the receipt of measurements.

The proposed method of creating an algorithmic support for the spacecraft allows you to effectively use navigation information. The created algorithm has the ability to compensate for the lack of knowledge about the errors of the used mathematical model of motion and the characteristics of the navigation field at a given time, allows you to get a navigation estimate.

Proposals for the use of the developed algorithm to ensure the effective functioning of consumers of navigation information were developed. A database of regulatory parameters has been created for typical spacecraft orbits.

## МАЗМҰНЫ

Кіріспе	8
1. ҒА-ның борттық басқару кешеніндегі жерсеріктік навигация тапсырмасын шешу мәселесін тұжырымдау	10
1.1 ЖРНЖ қолданғандағы НБҚ-ны құрастырудың заманауи құрылымының талдауы	12
1.2 Ғарыш аппаратының жерсеріктік навигациясы тапсырмаларын шешудің математикалық тұжырымдамасы	18
1.3 Ғарыш аппаратының қозғалыс моделінің алгоритмін математикалық сипаттау	19
1.4 ЖРНЖ қасиеттерінің тұтастығын жоғалтқан жағдайдағы навигациялық өлшеулердің математикалық тұжырымдамасы	22
2. Навигациялық бағаларды деңгейлестіру алгоритмдері	26
2.1 Навигациялық бағаларды деңгейлестіру алгоритмі және оның НБҚ-дың стандартты сызбасындағы тиімділігін бағалау	26
2.2 Деңгейлестіруші алгоритмді сипаттау	26
2.3 Навигациялық-баллистикалық қамтамасыздандырудың типтік сызбасында деңгейлестіру алгоритмін қолданудың тиімділігін талдау	31
2.4 Соңғы өлшеу уақытына сай келетін ғарыш аппаратының векторын бағалау үшін деңгейлестіру алгоритмін қолдану	34
2.5 Деңгейлестіру алгоритмін жүзеге асыру ерекшеліктері	35
3. Белгіленген ілездік уақыт аралығындағы навигациялық бағаны алуға қажет реттеуші алгоритмді дайындау	38
3.1 Ғарыш аппаратын бағалауды есептеу үшін функционал түрін таңдау	38
3.2 Навигациялық өлшеулерді өңдеуді реттеуші алгоритм	41
3.3 Алгоритмнің реттілік параметрін таңдауға әсеріне талдамалық зерттеу	44
3.4 Үлгілік есептегі алгоритм тиімділігіне аналитикалық талдау	45
3.5 Реттеуші параметрін таңдау бойынша ұсыныстар құру	47
3.6 Реттеуші алгоритмнің нәтижелі қызмет жасауына қажет навигациялық талаптардың нақтылығына арналған талаптардың жетілдірілуі	50
3.7 Реттеу алгоритмінің тиімділігін сандық зерттеу	51
3.8 Баллистикалық шамада кеткен қателіктер кезіндегі жүйелендіргіш алгоритмнің нәтижелілігін зерттеу	53
3.9 Геопотенциал моделінің қателері кезіндегі реттеуші алгоритмді зерттеу	57
Қорытынды	61
Пайдаланылған әдебиеттер тізімі	62

## КІРІСПЕ

Қазіргі уақытта жер төңірегіндегі ғарыш кеңістігімен байланысты ең перспективті ғарыштық технологиялар мен жобалар жерсеріктік радионавигация жүйесінің (ЖРНЖ) ақпараттарын қолдануды талап етеді. ЖРНЖ үшін әртүрлі жер төңірегіндегі навигациялық ақпараттарды пайдаланушылардың, оның ішінде, жерді қашықтықтан бейнелеу ғарыш аппараттарының (ЖҚБҒА) кейбір класстары жататын, төмен орбиталы ғарыш аппараттарының, координаттары мен жылдамдықтарын жоғары дәлдікпен анықтауға мүмкіндік беретін қабылдау аппараттарының көптеген типтері құрастырылған. ЖРНЖ қолдану навигациялық қамсыздандыруға жаһандылық, жеделдік, дәлдік және метеорологиялық ахуалдан тәуелсіздік секілді маңызды талаптарды қамтамасыз етуге мүмкіндік береді.

Толық жайылмаған ЖРНЖ құратын навигациялық өріс үшін навигациялық өрістің «тұтастығы» қасиеті бұзылады. «Тұтастықтың» бұзылуы деп, навигациялық шешімнің қалыптасуы үшін қажетті навигациялық серіктердің (НС) минималды мөлшері болып табылатын, бір уақытта көрінетін төрт навигациялық серік бар болмайтын төмен орбиталы ҒА орбитасының бойымен қозғалу уақыт интервалдарының болуы қарастырылады. Сонымен қатар, НС орбиталық топтарының штатты құрамдағы жағдаймен салыстырғанда, толық жайылмаған ЖРНЖ құратын навигациялық өрістің дәлдігі төмен болады. Бұл жағдай, жоғары дәлдікті навигациялық ақпарат алу үшін өлшеулердің қажетті деңгейдегі ақпараттылығын қамтамасыз ете алмайтын, ЖҚБҒА-ға қатысты навигациялық серіктердің кеңістіктік орналасуымен сипатталады.

Бұл мәселені шешу бағыттарының бірі – бұрын есепке алынбаған факторларды қолдану арқылы навигация сапасын арттыру резервтерін анықтау, навигациялық қабылдағыштан алынатын ақпаратты алгоритмдік өңдеуді оптимизациялау болып табылады.

Диссертациялық жұмыстың зерттеу тақырыбы ЖҚБҒА мысалында, өлшеулердің түсімдерінде үзілістер пайда болған жағдайда ЖРНЖ-ні қолдана отырып, ҒА жүйелерін сапалы навигациялық ақпаратпен қамтамасыз ету мәселесі болып табылады.

Диссертацияда қолданылатын қозғалыс моделінің параметрлерінің (баллистикалық коэффициенттің) нағыз қозғалыс параметрлермен салыстырғандағы мүмкін болатын ауытқулары есепке алынатын, навигациялық бағалар бағалау алгоритмімен берілген уақыт моментінде (болжамда) болған жағдайдағы тәсіл іске асырылады. ҒА навигациялық-баллистикалық қамтамасыз ету тәжірбесінде қозғалыс моделінің параметрлерін анықтау үшін навигациялық өлшемнің айтарлықтай ұзын интервалында келістіру мәселесі шешіледі. Бұл жерде қозғалыс моделінің параметрлерінің орташа мәндері алынады. Жалпылама келістіру параметрі ретінде әдетте баллистикалық коэффициент таңдалады.



Диссертацияда ҒА навигациялық қамтамасыздандыру үшін жерсеріктік радионавигацияны пайдалануға қолданылатын, деңгейлестіру-болжау бірлескен мәселесін қойғанда қол жететін мақсат, берілген уақыт моментінде навигациялық бағаны табу үшін шешімді реттеуішді пайдалануда болып табылады. Реттеуіш берілген уақыт моментінде қозғалыстың математикалық моделінің қателігі деңгейі туралы априорлы ақпаратын қолдана отырып жүргізіледі, навигациялық бағаны есептеу моментіне дейінгі соңғы өлшеу уақыт интервалына тәуелді болады және алгоритмнің қолданылатын баллистикалық коэффициент кемшіліктеріне сезімталдығына негізделеді.

Зерттеудің мақсаты мен міндеттері. Диссертациялық жұмыстың мақсаты, навигациялық векторды болжау кезіндегі қозғалыс моделінің қателіктері мен навигациялық өлшемдердің статистикалық сипаттамаларының өзгерістеріне төзімді, навигациялық бағаны есептеу алгоритмін жасап шығару болып табылады.

Жұмыстың ғылыми жаңалығы. ҒА-ның жерсеріктік радионавигациясына қолдануға болатын навигациялық шешімдердің қойылған бірлескен деңгейлестіру және болжау мәселелері (бұдан кейін деңгейлестіру-болжау мәселесі) және функционалды таңдау. Мәселені қою және функционалды таңдау, қолданыстағыларға қарағанда, қозғалыс моделінің кемшіліктерінің және болжау интервалы ұзындығының болжамдағы навигациялық бағаны есептеуге ықпалы туралы ақпаратты қолдануға мүмкіндік береді.

Өлшемдердің ковариациялық матрицасының элементтерін априорлы бағалаудың жасалған әдістемесі. Әдістеме, қолданыстағыларға қарағанда, геометриялық ара қатынасты пайдалануға негізделген және статистикалық өңдеуді қажет етпейді.

Сандық моделдеу үшін құрастырылған навигациялық бағаны есептеу бағдарламасы дербес практикалық құндылыққа ие.

# 1 ҒА-НЫҢ БОРТТЫҚ БАСҚАРУ КЕШЕНІНДЕГІ ЖЕРСЕРІКТІК НАВИГАЦИЯ ТАПСЫРМАСЫН ШЕШУ МӘСЕЛЕСІН ТҰЖЫРЫМДАУ

Ғарыштық денелердің қозғалу параметрлерін анықтау мәселесімен бірнеше бақылаулардың нәтижесінде 1809 жылы Карл Фридрих Гаусс айналысты. Ол, өлшеніп жатқан шамалардың бағаларын есептеу мәселелерінде кең қолданыс тапқан, ең кіші квадраттар әдісін (ЕкКӘ) құрастырды (1821-23 ж.ж.). Сонымен, бақылаулар нәтижесінде орбиталардың параметрлерін анықтау мәселесі екі жүз жылдық тарихқа ие, ал ЕкКӘ және оның модификациялары навигациялық бағалауларды алудың статистикалық алгоритмдерінде Жердің жасанды серіктерін ұшыру тарихында алғашқы күннен қолданылып келеді.

Ю. В. Линник ең кіші квадраттар әдісін бақылауларды өңдеу теориясының негізгі және әмбебап тәсілдерінің бірі ретінде қарастырды. ҒА-ның навигациялық параметрлерін бағамдау алгоритмдерін таңдау және навигациялық өлшеулерді жоспарлау мәселелерімен М. Л. Лидов айналысты. Ол ғарыш аппаратының траекториясының берілген параметрлерін анықтаудағы қателерді барынша азайту (берілген жиынтықтан белгілі өлшеулер құрамын таңдау жолымен) мәселесін қарастырды. Сонымен қатар М. Л. Лидов өлшеулер қателіктерінің ең нашар корреляциясы жағдайындағы өлшеулердің оңтайлы құрамын таңдау мәселелерін қарастырды.

Жерсеріктік радионавигация жүйесінің сигналдарын қолдану арқылы төмен орбиталы ҒА-ның ұшуды қамтамасыз ету жүйелерін навигациялық ақпаратпен қамсыздандыру мәселесі екіге бөлінеді:

- навигациялық өлшеулер сеанстарын және навигациялық Жер серіктері (НЖС) жұмысына қажет шоқжұлдыздарды таңдауды жоспарлау;
- масса орталығы қозғалысының параметрлерінің (МОҚП) навигациялық бағасын алу үшін навигациялық өлшеулерді өңдеу.

В. И. Мудров пен В. А. Кушконның жұмысында, ең кіші модульдер әдісі (ЕкМӘ) деп аталатын, ҒА-ның навигациялық өлшеулерін өңдеу әдісі қарастырылады. Жұмыста ЕкМӘ сызықтық және бөлшек-сызықтық бағдарламалау идеяларының негізіндегі модульдердің үйлеспеушіліктерінің жиынтығын барынша азайту нұсқасына алып келеді. ЕкМӘ ЕкКӘ-не қарағанда есептеу ресурстарын қолданудағы қарапайымдылыққа және үнемділікке ие емес, бірақ өлшеулер қателіктері Лаплас заңы бойынша таралған жағдайда тиімді болып келеді.

М. А. Огарковтың кітабында, соңғы уақыттағы Ресейлік және шет елдік ғылыми баспаларда жарияланған, өспелі мөлшердің өлшеулерін іріктеудің кездейсоқ процесстерінің параметрлерін бағалаудың статистикалық әдістерінің кеңейтілген шолу келтірілген. Практикада іске асырылатын дискреттік фильтрация алгоритмдерінің, оның ішінде ҒА МОҚП-нің навигациялық бағасын алу үлгісінде, көптеген мысалдары келтірілген.

О. А. Степановтың кітабында навигациялық апаратты өңдеу мәселесін сүзгілеудің (фльтрация) сызықтық емес алгоритмдері қарастырылады. Сызықтық емес алгоритмдер өлшем қателіктерінің таралуының апостероидтық тығыздығы гаустық болмаған жағдайда тиімді болып келеді.

Ұшудың барлық бөлігінде тұтынушыларды навигациялық ақпаратпен қамтамасыз ету үшін өлшеу ақпараттарын өңдеу тапсырмасын және қозғалыс моделдерін қолдана отырып ҒА қозғалыс параметрлерін болжау мәселесін шешу қажет болып табылады. Бұл жерде, әсіресе болжау интервалының елеулі ұзындығында және пайдаланылатын қозғалыс моделінің айтарлықтай кемшіліктерінде, шешімдердің тұрақсыздығы туындайды. Бұл ерекшелік навигациялық бағаны есептеу алгоритмінде тұрақтандырушы әдістер қолдану қажеттілігін тудырады. Операторлық теңдеулерді реттеуіш әдістердің ең кең қолданылатындарының бірі А. Н. Тихоновтың әдісі болып табылады.

Сонымен, жоғарыда аталған дереккөздер кездейсоқ параметрлерді бағалау мақсатымен өңдеу мәселесін шешудің әртүрлі амалдарын ұсынады. Бірақ барлық аталған дереккөздерде, пайдаланылу уақыт моментіндегі навигациялық бағалау мен бір мезгілде ондағы қозғалыс моделінің қателіктерінің ықпал ету деңгейін ескере отырып, навигациялық бағаларды өңдеу алгоритмдері айтылмайды. Қозғалыс моделін пайдалана отырып навигациялық векторды қайта есептегенде төмен орбиталы ҒА үшін навигация дәлдігі, негізінен баллистикалық коэффициент білімінің кемшіліктерін (оның әсері өте үлкен, әсіресе атмосфера қысымының өзгеру есебінен) анықтайды. Сонымен қатар, аталған дереккөздер мен навигациялық алгоритмдердің практикалық пайдаланылуында навигациялық мәселені шешу кезінде навигациялық шешімдердің ковариациялық матрицасы туралы типтік ақпарат қолданылады.

Алгоритм, навигациялық өлшемдер интервалында қозғалыс моделі параметрлерінің өзгерістеріне сезімталдылық қасиетіне және келіп түсуінде үзілістер болған жағдайда бүкіл болжау интервалы ұзындығы бойында осы өзгерістерді келістіру қасиетіне ие, навигациялық бағаны есептеп шығаруы тиіс.

Бұл мақсатқа жету үшін келесі мәселелер шешіледі:

- Өлшемдердің келіп түсуінде үзілістер болған жағдайда навигациялық мәселені тиімді шешуге мүмкіндік беретін, НБК құрылымының стандартты сызбасына толықтырулар енгізу.

- Навигациялық бағаны болжау интервалында қозғалыс моделі параметрлерінің өзгерісінің әсерін келістіретін реттеуішші қосылғышпен навигациялық мәселені шешу үшін функционал түрін таңдау.

- Таңдалған функционал түріне арналған навигациялық алгоритм құрастыру.

- Құрастырылған алгоритмнің тиімділігін зерттеу және реттеуіш параметрінің оптималды мәндерінің деректер қорын құру.

- Навигациялық қабылдағыштан келіп түсетін өлшем векторларында есепке алынбаған корреляциялық тәуелділіктердің навигациялық алгоритмнің дәлдігіне әсерін зерттеу.

- Навигациялық жерсеріктер және төмен орбиталы ГА-ның өзара орналасуының геометриялық сипаттамаларын пайдалана отырып навигациялық өлшемдердің ковариациялық матрицасын құрудың әдістемесін жасау.

Әдістемелік қамтамасыздандыру мен жасалған алгоритмнің тиімді пайдалану салаларын анықтау. Оны іске асыру үшін борттық басқару кешенінің (ББК) ресурстарына қойылатын талаптарды қалыптастыру

### **1.1 ЖРНЖ қолданғандағы НБҚ-ны құрастырудың заманауи құрылымының талдауы**

Төмен орбиталы ГА-н навигациялық қамтамасыз етудің мақсаты әртүрлі ГА-ры жүйелерінде қолдану үшін қажетті навигациялық мәліметтерді басқару үшін талап етілетін дәлдікпен және шапшаңдықпен ГА-ның масса орталығы қозғалысының параметрлерін алуды анықтау және болжау болып табылады.

Төмен орбиталы ГА-ның, навигациялық ақпаратты пайдаланатын, негізгі жүйелеріне:

- төмен орбиталы ГА-ның тұрақтандыру және бағдарлану жүйесі;
- бұрыштық күйін анықтау жүйесі;
- массалар орталығының қозғалысын басқару жүйелері, оның ішінде:

- түзетуші маневрларды басқару жүйелері,
- түсіруді басқару жүйелері,
- ЖҚБ аппаратураларын басқару жүйесі.

ЖҚБГА қозғалысын басқару жүйесі (ҚБЖ) ГА басқарудың келесі негізгі функцияларын іске асырады:

- ұшудың бастапқы бөлігінде басқару;
- ЖҚБ аппаратурасы жұмысы барысында басқару;
- қозғалтқыштық орнату жұмысында басқару;
- автономды навигация жүйесі (АНЖ) жұмысы барысында басқару.

Қозғалысты басқару жүйесінің жұмысының негізгі көрсеткіштері:

- ЖҚБГА ориентациясының дәлдігі, оның ішінде бақылау объектісіне оптикалық өсті бағыттау дәлдігі;
- бұрыштық күйді анықтау дәлдігі;
- бағдарлама күйін тұрақтандыру дәлдігі;
- маневрді орындау дәлдігі;
- бағдарламалы бұрылысты іске асыру дәлдігі болып табылады.

Навигациялық ақпараттың сапасына (дәлдігіне) тәуелді ББК көрсеткіштеріне:

- бейненің жылжуының компенсациясының жылдамдығын анықтау дәлдігі;
- борттық басқару кешенінің автономдығы;
- борттық басқару кешенінің өнімділігі;
- ЖҚБ аппаратурасының объектіге оптикалық өсті бағыттау дәлдігі;
- маневрді орындау дәлдігі жатады.

ББК-ның аталған көрсеткіштерінің ең маңыздыларын сипаттаймыз:

ЖҚБҒА қызмет ету процессін, құрамында навигациялық ақпараттарды тұтынушылар бар, борттық жүйелер қамтамасыз етеді. Өртүрлі навигациялық ақпараттарды пайдаланушылар ұсынған талаптардың талдауы, жоғарыда аталып өткендерден бөлек, мақсатты тағайындамаларымен анықталатын, өзге де талаптардың барлығын көрсетті. Мысалы, ЖҚБҒА қызмет етуінде бейнелеу ақпаратының сапасы (құрамына аймақтағы сызықтық сыйымдылығы мен аймақтағы нүктелер бейнесінің жылжуының көрсеткіші) мен ақпараттық өнімділік, навигация мәселелерінің шешім нәтижелерімен байланысты, тиімділіктің негізгі көрсеткіштері болып табылады. Ақпараттық өнімділік суретке түсірілген жер бетінің тиімді ауданының мөлшерімен және Жер бетіндегі мақсатты объектілерді түсіруге жұмсалған фотопленканың санымен сипатталады.

ЖҚБҒА автономдылығы деп ұшудың біршама уақыт интервалында ғарыш аппаратының алдына қойылған тапсырмаларды, Жермен байланыссыз, белгіленген деңгейде сапалы орындай алу қабілетін түсінеміз.

ЖҚБҒА өнімділігі деп, белгілі бір уақыт интервалында ЖҚБҒА алатын, бақылау ақпараттарының санын анықтайтын сипаттамалар түсіндіріледі.

ЖҚБҒА бақылауының шапшаңдығы ғарыш аппаратының белгіленген ауданға шығу шапшаңдығы және бақылау аппаратурасының қайта бағытталу шапшаңдығымен анықталады.

Ақпаратты қашықтықтан бейнелеу аппаратурасынан келіп түсетін жер бетінің бейнесін географиялық координаттарға байланыстыру үшін аппаратураның жұмыс істеу сәттеріндегі ҒА-ның радиус-векторын  $\vec{r}$  және оның оптикалық өсінің ориентациясын  $\vec{I}$  білуіміз қажет.

*Автономды ұшу* ЖҚБҒА жұмыс істеуінің өзіне тән режимі болып табылады. Автономды ұшу кезінде навигациялық қамтамасыз етудің өзіндік ерекшеліктері бар. Автономды ұшу деп, жерүсті басқару кешенінен ЖҚБҒА-ны басқармаған жағдайдағы, ұзақ уақыт интервалындағы ұшу аталады. Автономды ұшудың басты ерекшелігі ұзақ уақыт интервалындағы (автономды ұшу периодында) төмен орбиталы ҒА-ның қозғалысын жол берілген дәрежедегі дәлдікпен болжаудың қажеттілігі. Аталған ерекшелік бірінші ретте атмосфералық тежеудің дұрыс есепке алынуын талап етеді. Оны геогелиофизикалық ахуалдың параметрлері білімінің едәуір қателіктері жағдайында іске асыру үшін:

- автономды ұшу алдында, автономды ұшудан бұрын болатын және ұзақтығы автономды ұшу периодына тең болатын, уақыт интервалында

төменорбиталы ғарыш аппаратының баллистикалық коэффициентін ( $S_6$ ) нақтылау;

- автономды ұшу процессінде динамикалық операциялардың болмаған жағдайында ББК-де  $S_6$  өлшемін жаңарту қажет.

- ҒА-н навигациялық-баллистикалық қамтамасыз етудегі мақсат борттық және жерүсті басқару құралдарын навигациялық ақпаратпен талап етілетін дәлдікпен қамтамасыз ету болып табылады.

Навигациялық-баллистикалық қамтамасыз етудің міндетіне:

- ЖүБК-де ҒА-ның массалар орталығы қозғалысының бастапқы шарттарының векторын анықтау;

- жерүсті басқару кешенінде (ЖүБК) төмен орбиталы ҒА-ның МОҚП-ін болжау;

- БКК және жерүсті құралдары мен қызметтері үшін ЖүБК-дегі ҒА-ның қозғалысының келісілген бастапқы шарттарын анықтау;

- БКК-дегі төмен орбиталы ҒА-ның МОҚП-ін болжау жатады.

ҒА-ның қозғалысының бастапқы шарттары деп, кез келген уақыт моментіндегі ҒА-ның орны мен жылдамдығы анықталатын, қалып векторы ( $t, \bar{r}, \dot{V}, S_6$ ) түсіндіріледі, мұндағы  $\bar{r}$  - төмен орбиталы ҒА-ның радиус-векторы,  $\dot{V}$  - уақытпен ( $t$ ) байланыстырылған таңдалған координаталар жүйесіндегі төмен орбиталы ҒА-ның жылдамдық векторы,  $S_6$  – баллистикалық коэффициент ( $m^3/kg \cdot c^2$ ). Баллистикалық коэффициент келесі жолмен анықталады:

$$S_6 = \frac{c_x S_M}{2m}, \quad (1.1)$$

мұндағы  $c_x$  – аэродинамикалық қарсыласу (өлшемсіз) коэффициенті;

$S_M$  – ұшу жылдамдығының бағытына перпендикуляр жазықтыққа төмен орбиталы ҒА-ның кескіні ретінде анықталатын, мидель қимасының ауданы;

$m$  – төмен орбиталы ҒА-ның массасы.

Төмен орбиталы ҒА-ның бортында навигациялық өлшеулерді өңдеу және навигациялық бағалауды алу алгоритмдерін таңдауда және іске асыруда, БСЕМ ресурстарының шектеулілігі себепті, айтарлықтай проблемалар пайда болуы мүмкін. БСЕМ-нің жеткіліксіз өнімділігі, өлшеулердің кездейсоқ қателіктерін қоса алғанда, қазіргі уақытқа дейін құрастырылған өлшемдер легін өңдеу алгоритмдерінің кең спектрін қолдану мүмкіндігін едәуір шектеуі мүмкін. Бірақ, навигациялық қамтамасыз ету жағын қоса алғанда, ЖҚБҒА сипаттамаларына қойылатын талаптардың жоғарылауы бұл проблемаларды шешу жолындағы стимул болып табылады.

Борттағы навигациялық ақпаратты жаңарту үш түрлі жолмен өтуі мүмкін:

- өлшем интервалы кезінде (навигациялық қабылдағыш жұмысы уақыт аралығында) алынған навигациялық өлшеулерді автономды навигация жүйесінде өңдеу жұмыстарының нәтижесінде;

- навигациялық ақпараттың көмекші қосарлаушы көзі ретінде, төмен орбиталы ҒА-мен байланыс сеансы кезінде ЖүБК-нен ББК-не берілуі;

- ҒА-мен қолда бар навигациялық ақпараттарға және қозғалтқыш қондырғылары жұмысын бағдарламалық құралдармен модельдеуге негізделген динамикалық операциялар кезінде ББК-де есептелінеді.

Барлық навигациялық ақпарат борттық есептеу жүйесінің жадында сақталады және борттық ақпараттық қамтамасыз етудің әртүрлі сегменттерінің жұмысының оңтайлылығы үшін әртүрлі массивтерімен құрылымдалған.

Төменде навигациялық ақпараттың негізгі тұтынушылары сипатталған және олардың навигациялық қамсыздандыру дәлдігіне қойылатын талаптары көрсетілген.

**Қозғалысты басқару жүйесі**, динамикалық операцияларды қоса алғанда, ориентация тапсырмаларын шешу массалар орталығы айналасында төменорбиталы ҒА-ның кеңістіктік ориентациясын басқаруға арналған. Ұшу процессіндегі төменорбиталы ҒА ориентациясын өзгерту және қолдау орбита параметрлерін түзету кезіндегі динамикалық операциялар: ЖҚБ аппаратурасының жұмысын қамтамасыз ету, күнге бағдарлану кезінде төменорбиталы ҒА-ның корпусының Күнге белгілі бір бағытын ұстау, ғарыштық байланыс құралдары мен астронавигация аппаратурасының жұмысы және басқа шаралар үшін қажет. Қозғалысты басқару жүйесі үшін, қалып векторының құрамдас бөліктері мен жылдамдық векторының құрамдас бөліктерінің барлығы үшін бірдей, навигация векторының дәлдігіне қойылатын талаптар тән.

**Жер үсті басқару кешені** автономды немесе автономды емес ұшу процессінде төмен орбиталы ҒА-ның қызмет етуін байланыс сеанстары кезінде ББК тарапынан берілетін пәрмендер арқылы басқаруға арналған. Автономды ұшу деп ЖүБК құралдарының қатысуынсыз (бірнеше тәулікке дейін созылатын) төмен орбиталы ҒА-ның жер бетін бақылаудың мақсатты тапсырмаларын орындай ұшуы түсіндіріледі. Автономды емес ұшу жер бетін бақылау бағдарламасын төмен орбиталы ҒА бортына ауық-ауық беру үшін, навигациялық және төмен орбиталы ҒА-ның қызмет етуі туралы бақылау ақпараттарын алу үшін ЖүБК құралдарын қолдануымен сипатталады. ЖүБК-де төмен орбиталы ҒА туралы навигациялық ақпарат онымен байланыс сеанстарын құру үшін, аппаратураның қызмет етуін ұйымдастыру және байланыс сеанстары кезінде бортқа жіберілетін жұмыс істейтін бағдарламаларды құрастыру үшін қолданылады.

1.1 - суретте ЖҚБҒА навигациялық-баллистикалық қамтамасыз етудің типтік жүйесінде навигациялық ақпараттың қозғалысының құрылымдық схемасы көрсетілген.





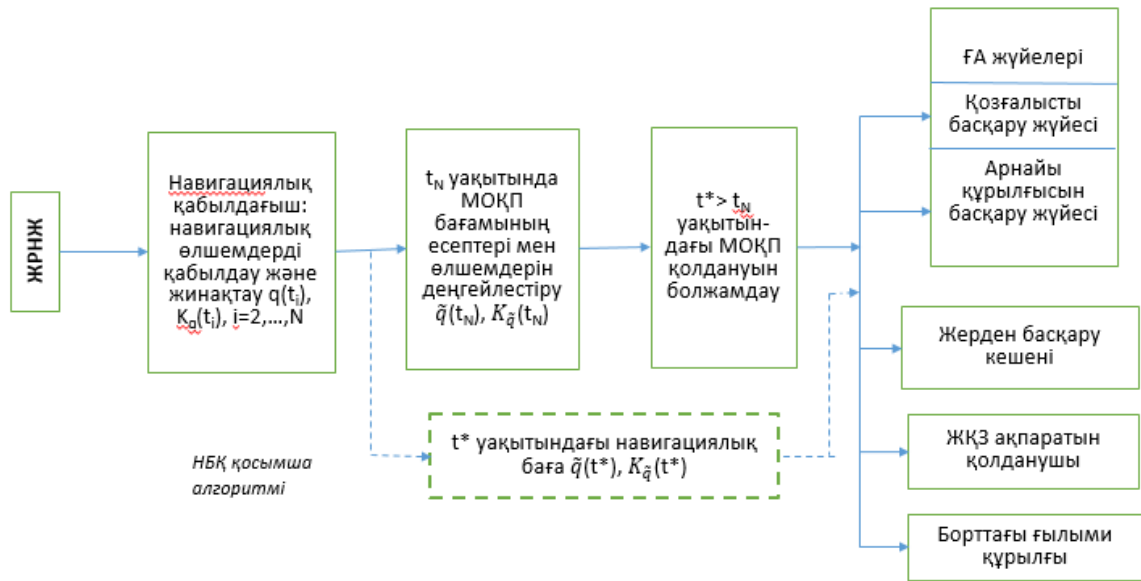
мәселесінен басқа баллистикалық коэффициентті анықтау тапсырмасы шешіледі. Мұндай мәселелер ББК-де де, ЖүБК-де де шешіледі. Баллистикалық коэффициенттің айқын мәнін алу мәселесі қозғалыс моделін айқындау тапсырмасына (сәйкестендіру (идентификация) тапсырмасына) жатады. Қозғалыс параметрлерін айқындау тапсырмасы өлшемдерді деңгейлестіру тапсырмасына жатады.

Баллистикалық коэффициент қозғалыстың айқындалған параметрлерін болжау үшін ББК-дегі қозғалыс моделінде қолданылады. Бұл ретте болжам баллистикалық коэффициентті айқындау интервалының ұзындығымен өлшемдес интервалда орындалады. Қозғалыс моделінде қолданылатын баллистикалық коэффициентті анықтауда жіберілетін дәлсіздіктер төмен орбиталы ҒА навигациясындағы қателіктердің негізгі көзі болып табылады.

Соңғы жылдары ЖРНЖ дамуы мен навигациялық қабылдағышты жетілдіруде үлкен жетістіктерге жетті, сонымен қатар навигациялық анықтамалардың ықтимал қолжетімді дәлдігі едәуір өсті. Бірақ, оған қарамастан, навигациялық қамсыздандырудың сапасын одан әрі жоғарылату қажеттілігі аса өзекті күйінде қалуда. НБҚ жүйесіне қазіргі уақытта бұрын «техникалық іске аспайтын» деп сипатталған: кез келген уақыт моментінде навигациялық тапсырманың шешімінің жоғарғы дәлдігі секілді талаптар қойылады. Заманауи ЖҚБҒА-да, борттық басқару кешеніндегі автономды навигация жүйесімен алынатын, навигациялық анықтаулардың дәлдігі ЖҚБ аппаратурасынан тұтынушыларға келіп түсетін ақпараттың сапасын елеулі дәрежеде анықтайды. ЖҚБ аппаратурасынан келіп түсетін ақпараттың сапасы потенциалды тұтынушының нақты ЖҚБҒА таңдаудағы артықшылығын айқындайтын басты факторлардың бірі болып табылады. Навигациялық қабылдағыш сипаттамаларына қосымша талаптар қоймай, навигациялық өлшеулерді өңдеудің алгоритмін кұрастыру немесе таңдау арқылы навигациялық анықтамалардың сапасын жоғарылату ЖҚБҒА НБҚ тиімділігін жоғарылатудың бір нұсқасы болып табылады.

Қолданылатын НБҚ сызбасында (1.2 сурет) жетіспеушіліктер бар, себебі  $t^*$  моментінде навигация дәлдігі тек бағаны есептеу дәлдігіне  $q^*(t_N)$  ғана емес, сонымен қатар болжау интервалындағы  $[t_N, t^*]$  қолданылатын қозғалыс моделінің дәлсіздіктеріне де айтарлықтай дәрежеде тәуелді болып келеді. Қолданылатын НБҚ сызбасында  $t_N$  моментіндегі навигациялық бағаны есептеуде қатенің деңгейі деңгейлестірудің қалдықтық қателігі есебінен және қолданылатын қозғалыс моделінің есебінен барынша азайтылады.

Төмен орбиталы ҒА НБҚ-дың навигациялық өлшеулерін өңдеудің қолда бар алгоритмдері әмбебап және навигациялық бағаны оны болжаудың ұзындығын және қозғалыс моделі навигация қателігіне ықпал ету мөлшерін есепке алмай есептеп шығарады. Сондықтан навигациялық қамтамасыздандырудың қолда бар сызбасын, бір уақытта екі: «деңгейлестіру» және «болжау» қызметтерін атқаратын, көмекші алгоритммен толықтыру орынды болып табылады. НБҚ құрылымына ұсынылатын толықтыру 1.2 суретте пунктирмен көрсетілген.



1.2 сурет – ЖҚБ ҒА қолданыстағы сұлбасы ұсынылған толықтырумен

## 1.2 Ғарыш аппаратының жерсеріктік навигациясы тапсырмаларын шешудің математикалық тұжырымдамасы

Осы жұмыста қолданылатын координаттар жүйесін анықтауды келтіреміз.

Гринвичтік координаттар жүйесі (ГКЖ) OXYZ:

O басы – Жердің массалар орталығында;

OZ өсі – Жердің айналу өсімен сәйкес және Жердің айналуының халықаралық қызметінің (TERS) ұсынысы бойынша 1984 жылғы орта дәуірдегі орташа Солтүстік полюсіне бағытталған;

XOZ жазықтығы орташа Гринвич меридианына параллельді және ендіктерді өлшеу жүйесі қабылдаған нөл-пункттің орналасуын анықтайды;

OY өсі – оңға дейін жүйені толықтырады.

Орбиталық координаттар жүйесі (ОКЖ) Otp:

O басы – төмен орбиталы ҒА массалар орталығында;

O<sub>r</sub> өсі – басы Жердің массалар орталығында орналасқан және төмен орбиталы ҒА массалар орталығы арқылы өтетін радиус-вектормен сәйкес;

O<sub>t</sub> өсі O<sub>r</sub> өсіне перпендикуляр, орбита жазықтығына жатады және төмен орбиталы ҒА ұшу тарабына бағытталған;

O<sub>n</sub> өсі – оңға дейін жүйені толықтырады.

Абсолютті координаттар жүйесі (АКЖ) Oxyz:

O басы – Жердің массалар орталығында;

Ox өсі – ағымдағы дәуірдің көктемгі күн мен түн теңесу нүктесіне бағытталған;

Oz өсі – Жердің айналу өсімен сәйкес және Жердің айналуының халықаралық қызметінің (TERS) ұсынысы бойынша 1984 жылғы орта дәуірдегі орташа Солтүстік полюсіне бағытталған;

Oy өсі – оңға дейін жүйені толықтырады.

### 1.3 Ғарыш аппаратының қозғалыс моделінің алгоритмін математикалық сипаттау

Төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының қозғалыс параметрлерін болжау, орбиталық ұшудың пассивті аймағында төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының қозғалысын келесі түрде сипаттайтын қарапайым сызықты емес дифференциалды теңдеулер жүйесін сандық енгізу жолы арқылы іске асырылады:

$$\begin{cases} \bar{r} = \bar{V}; \\ \tilde{V} = \bar{a}_o + \bar{a}_c + \bar{a}_s + \bar{a}_k, \\ \dot{t} = 1; \end{cases} \quad (1.2)$$

мұндағы  $\bar{r}(x, y, z)$  – ГКЖ-дегі төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының орналасуының радиус-векторы;

$\tilde{V}(V_x, V_y, V_z)$  – ГКЖ-дегі төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының жылдамдық векторы;

$\bar{a}_o$  – сфералық Жердің тарту күші тудырған үдеу;

$\bar{a}_c$  – Жердің моделінің сфералық түрінен айырмашылығы тудырған үдеу;

$\bar{a}_s$  – төмен орбиталы ҒА-ның Жер атмосферасында аэродинамикалық тежелуінен пайда болған үдеу;

$\bar{a}_k$  – тасымалды және кориолистік үдеудің қосындысы.

$\bar{a}_o$  үдеуінің құраушылары келесі формулалар арқылы анықталады:

$$x_o = -\frac{\mu}{r^3}x; \quad y_o = -\frac{\mu}{r^3}y; \quad z_o = -\frac{\mu}{r^3}z.$$

ГКЖ өсіне проекциялардағы Жердің гравитациялық потенциалы қатарына төрт толық жіктеу гармоникасын есепке алғандағы, Жер моделінің сфералық түрінен айырмашылығы тудырған төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының  $\bar{a}_c$  үдеу векторының құраушылары.  $x_c, y_c, z_c$  құраушылары  $\bar{a}_c$  үдеуінің орналасу векторына  $r(q_r)$ , ендік бойынша меридиан жазықтығындағы  $\varphi(q_m)$  орналасу векторына  $\bar{r}$  жүргізілген нормальға және бойлық бойынша меридиан жазықтығындағы  $\lambda(q_\lambda)$  орналасу векторына  $\bar{r}$  жүргізілген нормальға жүргізілген проекциясы арқылы келесі формуламен анықталады:

$$a_c(x_c, y_c, z_c) = |N|^T q(q_r, q_m, q_\lambda), \quad (1.3)$$

мұндағы  $|N|^T = q(q_r, q_m, q_\lambda)$  үдеу векторының аудару векторы, ГКЖ-де келесі түрде болады:

$$|N|^T = \begin{vmatrix} -\frac{x}{r} & -\frac{y}{r} & -\frac{z}{r} \\ -\frac{x \cdot z}{r \cdot r_1} & -\frac{x \cdot z}{r \cdot r_1} & -\frac{r_1}{r} \\ -\frac{y}{r_1} & \frac{x}{r_1} & 0 \end{vmatrix}.$$

$|N|^T$ -да экватор жазықтығына төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының орналасу векторының проекциясының модулі  $r_1 = \sqrt{x^2 + y^2}$ , төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының орналасу векторының ұзындығы  $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$  белгіленген.

Үдеу векторының құраушылары  $q(q_r, q_m, q_\lambda)$ , сфералық қызметтердегі Жердің гравитациялық потенциалының жіктелуінің тригонометриялық қатарының мүшелерінің жиынтығы ретінде анықталады:

$$q_r = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^p \left(\frac{R_\vartheta}{r}\right)^n (n+1) \sum_{m=0}^n A_{nm} \cdot P_{nm};$$

$$q_m = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^p \left(\frac{R_\vartheta}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n A_{nm} (P_{nm+1} - m \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot P_{nm});$$

$$q_\lambda = \frac{\mu}{r^2 \cos \varphi} \sum_{n=2}^p \left(\frac{R_\vartheta}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n m \cdot B_{nm} \cdot P_{nm};$$

мұндағы  $\varphi$  - төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының геоцентрлік ендігі, ( $\sin \varphi = \frac{z}{r}$ ,  $\cos \varphi = \frac{r_1}{r}$  өрнектерімен анықталады);

$\mu$  – Жердің гравитациялық параметрі;

$R_\vartheta$  – жалпы жер эллипсоидының үлкен жартылай өсі ( $\mu$ ,  $R_\vartheta$  шамалары 1.1 кестеде келтірілген);

$p$  – Жердің гравитациялық потенциалының сфералық қызметтері бойынша қатарға жіктелуіндегі есепке алынатын гармоникалардың мөлшері;

$A_{nm}$ ,  $B_{nm}$  – коэффициенттер,  $A_{nm} = C_{nm} \cdot \cos(m\lambda) + S_{nm} \cdot \sin(m\lambda)$ ;  $B_{nm} = S_{nm} \cdot \cos(m\lambda) - C_{nm} \cdot \sin(m\lambda)$  түрінде анықталады.

Соңғы өрнекте белгіленген  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$  – Жердің гравитациялық потенциалының сфералық қызметтері бойынша қатарға жіктелуінің нормаланбаған коэффициенттері.  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$  ( $n=2, \dots, p$ ;  $m=0, 1, \dots, n$ ) коэффициенттерінің мәндері «1990 жылғы Жердің параметрлеріне» сәйкес келеді;

$\lambda$  – төмен орбиталы ҒА-ның массалар орталығының геоцентрлік ендігі ( $\sin \lambda = \frac{y}{r_1}$ ,  $\cos \lambda = \frac{x}{r_1}$  өрнектерімен анықталады);

$P_{nm}$  – Лежандр полиномалары және жалғастырылған сфералық қызметтер  $\sin \varphi$  тарапынан қызметтер болып табылады және келесі рекуррентті тәуелділіктермен анықталады:

( $m < n$ ) болғанда:

$$P_{nm} = 1/(n - m) [(2n - 1)\sin\varphi \cdot P_{n-1,m} - (n + m - 1) \cdot P_{n-2,m}] \quad (1.4)$$

( $m = n$ ) болғанда:

$$P_{nm} = (2n - 1)P_{n-1,n-1} \cdot \cos\varphi$$

$$P_{00} = 1; \quad P_{10} = \sin\varphi; \quad P_{11} = \cos\varphi. \quad (1.5)$$

Төмен орбиталы ғарыш аппаратының Жер атмосферасында аэродинамикалық тежелуі тудырған  $\bar{a}_s$  үдеуінің құраушылары келесі формулалармен есептеледі:

$$x_S = -S_6 \cdot p \cdot V \cdot V_x; \quad y_S = -S_6 \cdot p \cdot V \cdot V_y; \quad z_S = -S_6 \cdot p \cdot V \cdot V_z, \quad (1.6)$$

мұндағы  $S_6$  – баллистикалық коэффициент ( $\text{м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$ ). Навигациялық өлшемдердің векторларын модельдеу кезінде баллистикалық коэффициент, болуы мүмкін мәндердің берілген диапазонында өзгертін, айнымалы шама болып табылады.

$p = p_i \cdot \exp[A_i(H - H_i) + B_i(H - H_i)^2 + C_i(H - H_i)^3]$  ( $p_i, A_i, B_i, C_i, H_i$  полинома коэффициенттері – ГОСТ 4401-81 атмосфера моделінің аппроксимация коэффициенттері);

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} - \text{жылдамдық векторының модулі};$$

$H$  – жердің жалпы айналу эллипсоидынан ұшудың ағымдағы биіктігі, келесі жолмен анықталады:

$H = r - R_3(1 - \alpha_{cf} \sin^2\varphi)$ , мұнда  $\alpha_{cf}$  – жердің жалпы айналу эллипсоидының сығылу коэффициенті (1.1 кесте).

Төмен орбиталы ҒА массалар орталығының қозғалысының қарапайым сызықтық емес дифференциалды теңдеулер жүйесін сандық интегралдау тұрақты қадаммен төртінші ретті Рунге-Кутта әдісімен іске асырылады. Аталған әдіс төмен орбиталы ҒА-ның орбита бойымен қозғалысының параметрлерін болжау мақсаттарында өзін жақсы жағынан көрсетті.

Төмен биіктіктерде (200 ден 300 км-ге дейін) ГОСТ 4401-81 стандартты сипаттамаларымен салыстырғанда атмосфера тығыздығының ( $p$ ) іс жүзіндегі мәнінің ауытқуының болжамның дәлдігіне ықпалы елеулі болып табылады. Бұл қасиет төмен биіктікті ғарыш аппараттарының орнын анықтаудағы сипатталған қозғалыс моделін қолданудағы айқын ерекшелігі болып табылады.

### 1.1 кесте. Жер параметрлерінің мәні

Параметрдің аталуы, өлшем бірлігі	Шартты белгі	Мәні
Жердің экваторлық радиусы, км	$R_3$	6378,136
Жердің гравитациялық параметрі, $\text{км}^3/\text{с}^2$	$\mu$	398600,44

Жер эллипсоидының сығылу коэффициенті	$\alpha_{сғ}$	$3,3528131 \cdot 10^{-3}$
Жер айналуының бұрыштық жылдамдығы, 1/с	$\omega_3$	$7,292115 \cdot 10^{-5}$
Жер гравитациялық өрісінің коэффициенттері	$C_{mn}, n=2, \dots, p;$ $m=0, 1, \dots, n;$ р 2 16	«1990 жылғы Жер параметрлеріне» сәйкес

#### 1.4 ЖРНЖ қасиеттерінің тұтастығын жоғалтқан жағдайдағы навигациялық өлшеулердің математикалық тұжырымдамасы

Төмен орбиталы ҒА үшін, өлшеуіш ақпараттың көзі ретінде жерсеріктік радионавигация жүйесін қолдана отырып, навигациялық өлшеулерді өңдеу тапсырмасын тұжырымдау бастапқы деректердің нақтылау деңгейіне; алгоритмдік қамтамасыздандыру концепциясына; навигациялық тапсырманы шешудің дәлдігіне қойылатын талаптарға қарай әртүрлі болуы мүмкін.

Осы жұмыста навигацияның негізгі мәселесі (НҚБ-тан келіп түсетін навигациялық шешімдерді екінші реттік өңдеу мәселесі) навигациялық ақпаратты  $t^*$  уақыт моментінде деңгейлестіру алгоритмімен және қолданыстағы қозғалыс моделінің кемшілік деңгейін есепке ала отырып шешіледі деп қабылданады.

Жұмыстың зерттеу тақырыбы, төмен орбиталы ҒА-ның қозғалыс моделі параметрлерінің кемшіліктеріне және навигациялық қабылдағыштан түсетін навигациялық шешім векторының статистикалық қасиеттерінде жіберілген бұзуларға бейім келетін навигациялық шешімдерді алу интервалынан қашықтағы,  $t^*$  уақыт моментіндегі навигациялық бағаны табуға арналған, навигациялық алгоритмді таңдау мәселесі болып табылады.

Төмен орбиталы ғарыш аппаратының ББК-де навигациялық тапсырманы шешуге арналған навигациялық өлшеулерді өңдеудің бастапқы мәселесін қою келесі жолмен көрсетілуі мүмкін:

- радионавигация жүйелерінің орбиталық топталулары құрылымдарының ағымдағы жағдайы (жұмыс істеп тұрған НЖС-тің саны мен өзара орналасуы);
- навигациялық аппаратураның дәлдік сипаттамаларына, - навигациялық шешімдердің кездейсоқ дәлсіздігі және оның статистикалық сипаттамалары (ковариациялық матрицамен  $K_q(t_i)$  беріледі);
- төмен орбиталы ҒА орбитасы;
- НҚБ жұмысымен үйлеспейтін, төмен орбиталы ҒА қызмет етуінің режимдері туралы априорлық ақпарат;
- қолданыстағы навигациялық сызбалар ( $t_1, t_2, \dots, t_n$  уақыт моменттеріндегі навигациялық қабылдағыштан алынған навигациялық шешімдердің саны  $N$  мен интервал ұзындығы  $[t_1, t_N]$ );
- төмен орбиталы ҒА-ның қозғалыс моделі және оның параметрлерінің кемшіліктері санының максималды деңгейі;

– таңдалған төмен орбиталы ғарыш аппараты типінің қозғалыс моделдері мен орбиталар параметрлерінің дәлсіздіктер деңгейімен шартталған навигациялық қателік деңгейі;

– барлық себептердің жиынтығына (навигациялық өрістің тұтастығының бұзылу интервалының ұзындығы, НҚБ жұмысымен үйлеспейтін төмен орбиталы ҒА қызмет ету режимінің ұзақтығы, ЖРНЖ әртүрлі сегменттеріндегі бұзылыстардың ұзақтығы);

– навигациялық ақпараттың дәлдігінің тұтынушы талап ететін деңгейі;

– навигациялық қабылдағыштар сипаттамалары туралы білімнің жол берілетін дәлсіздігі туралы бастапқы деректерге негізделе отырып, барлық аталып өткен деректерді есепке ала отырып, навигациялық қабылдағыштың қызмет ету интервалынан  $[t_1, t_N]$  тыс уақыт моментіндегі  $q(t^*)$  навигациялық бағаны есептеу қажет болып табылады.

Мәселені тұжырымдау үшін келесі ұғымдар қолданылды.

Төмен орбиталы ҒА навигациялық анықтамалар сеансы деп, өңдегенде төменорбиталы ҒА-ның қалып векторы анықталатын (навигациялық шешімдер), бірмоментті өлшеулерді жүйелі уақыт моменттеріне жиынтықтау процессін жүргізу түсіндіріледі.

НЖС шоқжұлдызы деп, навигациялық сеансқа қатысатын, бірмоментті сұралатын НЖС жиынтығы түсіндіріледі (сұралатын шоқжұлдыздар саны НҚБ каналдары санымен және көрінетін НЖС санымен анықталады).

Осы жұмыста навигациялық қабылдағыштан алынған навигациялық шешім векторы (навигациялық өлшем) деп, навигациялық қабылдағышта  $D_j$ -ден  $j$  НЖС-не дейінгі қашықтықты және оның  $D_j$  өзгерісінің радиалдық жылдамдығын өлшеу жөніндегі навигациялық шешімдерінің нәтижесі болып табылатын,  $t_i$  уақыт моментінде алынған, МОҚП алтыөлшемді векторы  $q(t_i)=(r,v)|_{t_i}$  түсіндіріледі.  $q(t_i)$  векторына  $K_q(t_i)$  – ковариациялық матрицасы сәйкес келеді.

Навигациялық шешім навигациялық алгоритм үшін навигациялық өлшем бола алады.

Тұжырымдалған мәселенің талдауы бұл мәселе екі тапсырманың бірінен кейін бірінің шешілуіне сәйкес келетінін көрсетті. Бірінші тапсырма – деңгейлестірудің статистикалық тапсырмасы, екінші – болжау тапсырмасы.

Осындай навигациялық тапсырмаларды шешудегі ең танымал амалдардың бірі қателіктің  $K_q(t_N)$  ковариациялық матрицасымен  $t_N$  соңғы навигациялық шешімнің уақыт моментінде  $q(t_N)$  навигациялық бағаны есептеуі және одан кейінгі  $t^*$  уақыт моментінде, төмен орбиталы ҒА қозғалысының математикалық моделіне сәйкес, болжау операторын қолдана отырып бағаның болжауын ЕкКӘ-нің стандартты іріктеу алгоритмі арқылы навигациялық шешімдерді статистикалық өңдеу болып табылады.

ЕкКӘ арқылы төмен орбита ҒА навигациялық бағасын анықтау мәселесін шешудің әдістемелік негіз болып қозғалыстың математикалық моделінің кейбір навигациялық вектордың жуықтатылға тірек мәніне қатысты

линеаризациясы табылады. Тірек векторы ретінде алдыңғы навигациялық шешімнің нәтижесі, немесе өлшеулердің (нақтыланатын және өлшенетін параметрлер сәйкес келген жағдайда) біреуі қолданылуы мүмкін.

Линеаризацияланған қойылым кезінде навигациялық тапсырмаларды шешу ең кіші квадраттар әдісімен іске асырылады. Бұл жағдайда ең кіші квадраттар әдісін қолдану негізді, себебі қажетті жол берушіліктер орындалады:

- қозғалыстың математикалық моделі берілген;
- өлшеу векторларының қателік векторының математикалық күтілуі белгілі;
- кейбір көбейткішке дейін дәл өлшеулер қателігі векторының ковариациялық матрицасы берілген.

Төмен орбиталы ҒА массалар орталығының қозғалыс моделі, Жердің айналасында орбита бойымен қозғалу процессінің негізгі заңдылықтарын көрсететін, белгілі бір теңдеулер жүйесімен сипатталады. Егер берілген  $T$  уақыт интервалында кейбір таңдалған координаттар жүйесінде  $q(t)=(t, X, Y, Z, V_x, V_y, V_z)$  қозғалыс параметрлері координаттарының  $t$  уақытқа тәуелділігін табуға болатын болса, онда төмен орбиталы ҒА массалар орталығының қозғалысы белгілі деп есептеледі. Ізделіп отырған төмен орбиталы ҒА қозғалысының параметрлері төмен орбиталы ҒА қозғалысының сәйкес дифференциалды теңдеулер жүйесін интегралдау арқылы алынуы мүмкін. Осы диссертацияда 1.3 бөлімде келтірілген төмен орбиталы ҒА қозғалысының математикалық моделі қолданылады.

Өлшенетін көлемдердің статистикалық сипаттамалары өлшеу процессін жүргізу жағдайларымен, навигациялық өлшеулер қателіктерін өлшенетін параметрлермен комбинациялау (байланыстыру) әдісімен және өлшеулер қателіктерінің статистикалық қасиеттерімен анықталады. Жалпы жағдайда өлшенген параметрлер векторы ( $H$ ) өлшенетін параметрлер векторымен ( $Z$ ) және өлшемдер қателіктері векторымен ( $\Delta H$ ) күрделі функционалдық тәуелділік арқылы байланысқан. Бірақ, іс жүзінде, өлшенетін параметрлер векторы  $Z$  мен өлшемдер қателіктері векторын  $\Delta H$  қарапайым қосуға негізделген әдіс кең қолданылады:

$$H = Z + \Delta H \quad (1.7)$$

Өлшеніп жатқан вектор (алтыөлшемді вектор) мен ағымдағы бағаланып жатқан қозғалыс параметрлерінің  $q(t)=(t, X, Y, Z, V_x, V_y, V_z)$  арасындағы функционалдық тәуелділік кез келген ағымдағы уақыт моментіндегі қарапайым теңдік болып саналады. Бұл факт навигациялық өлшемдерді өңдеу мәселесін шешуді, белгілі деңгейге дейін, жеңілдетеді.

Сызықтандырылған қарапайым теңдеулерді шешу навигациялық мәселесінің шешімін мәлімдеуді формалдаймыз:

Қозғалыс моделі өлшемдер  $d$  (өлшемділік векторы  $n$ ) мен қалып векторы  $q$  ( $m$  өлшемділік) арасындағы өзара байланысты анықтайды:  $d=F(q)$ .



Қозғалыс моделінің қателігін  $\xi$  деп белгілесек, онда қалып векторының нағыз мәні  $q_n$  мен оған сәйкес өлшем  $d_n$  келесі өрнекпен байланысқан:

$$\xi = d_n - F(d_n) \quad (1.8)$$

$d$  өлшемдері  $\eta$  қателікпен келіп түседі, егер вектордың өлшенген мәні  $\tilde{d}$  болса, онда  $\tilde{d} = d_n + \eta$ . Барлық қателіктерді ескере отырып былай жазуға болады:  $\tilde{d} = F(d_n) + \xi + \eta$ .

$\xi$  және  $\eta$  қателіктерінің мәні белгісіз, сондықтан соңғы тәуелділік қалыпты теңдеулер жүйесімен алмастырылады:  $F(q) = \tilde{d}$ .

Теңдеулер жүйесі дәл емес және оны шешудің нәтижесінде нағыз мән  $q_n$  емес, оның бағасы  $\tilde{q}$  алынады.

Сызықтық филтрде баға векторы  $q$ ,  $A$  –  $n \times m$  берілген матрица болғанда,  $d=F(q)$  тәуелділік  $d = A \cdot q$  түрінде болатын, моделге сәйкес ізделеді. Қалыпты теңдеулер жүйесін сызықтық күйге келтіру үшін сызықтандыру (линеаризация) операциясы қажет. Оны іске асыру үшін  $q$  векторының кейбір жуықтатылған тірек векторы  $q_0$  таңдалады.  $d_0 = F(q_0)$ ,  $v = q - q_0$ ,  $\beta = d - d_0$  деп белгілейміз.  $d=F(q)$  тәуелділігінің дифференциалдануын шамалау арқылы келесі өрнекті аламыз:

$$\beta = \left[ \frac{\partial F}{\partial q} \right]_o v + O(v^2), \quad (1.9)$$

мұнда  $\left[ \frac{\partial F}{\partial q} \right]_o$  –  $q = q_0$  мәні үшін есептелген,  $q$  векторының құраушылары бойынша  $F = \{F_1, F_2, \dots, F_n\}$  векторының құраушыларынан дербес туынды матрицасы болып табылады. Екінші кезекті кішілік шамасын  $v$  қатысты алып тастағанда және  $A = \left[ \frac{\partial F}{\partial q} \right]_o$  деп белгілесек, қажетті сызықтық тәуелділікті аламыз:  $\beta = A \cdot v$ .  $\beta$  шамасы ретінде  $\tilde{\beta} = \tilde{d} - d_0$  шамасы қолданылады. Қалыпты сызықтық теңдеу  $\tilde{\beta} = A \cdot v$  шешіледі және ізделіп жатқан баға  $\tilde{q} = q_0 - v$  түрінде табылады. Сызықтандырудың қателігін азайту үшін,  $\tilde{q} = q_0$  тірек векторы ретінде қолдана отырып, келесі итерация үшін тізбекті жуықтау әдісіне негізделген, итерациялық процессті пайдаланады. Келесі бөлімде ең кіші квадраттар әдісі арқылы навигациялық бағаны алу үшін қалыпты теңдеуді шешу алгоритмі сипатталған.

## 2 НАВИГАЦИЯЛЫҚ БАҒАЛАРДЫ ДЕҢГЕЙЛЕСТІРУ АЛГОРИТМДЕРІ

### 2.1 Навигациялық бағаларды деңгейлестіру алгоритмі және оның НБҚ-дың стандартты сызбасындағы тиімділігін бағалау

Бөлімде орбитаның ЖРНЖ навигациялық өрісі жоқ аймақтарында төмен орбиталы ҒА-ның қозғалыс параметрлерін анықтау үшін, жерсеріктік радионавигация қабылдағышынан келіп түсетін, навигациялық шешімдерді деңгейлестірудің типтік алгоритмін қолданудың әртүрлі нұсқалары талданады. Егер алгоритмнің мақсаттық қызметі, соңғы өлшемдердің келіп түсу уақыт моментінен алынып тасталынған, уақыт моменттеріне жазылатын болса, онда алынатын шешімдер тұрақсыз болады.

Жерсеріктік радионавигация кезінде төмен орбиталы ҒА-ның қозғалысының параметрлерін нақтылау мәселесі навигациялық шешімдерді (бұдан ары өлшемдер) деңгейлестіру мәселесіне жатады. Оны шешу үшін ең кіші квадраттар әдісіне (ЕККӘ) негізделген алгоритмдер қолданылады.

ЕККӘ-нің қолданылу аймағы, қателіктері қалыпты заң бойынша таралатын, өлшемдерді статистикалық өңдеу тапсырмасы болып табылады.

### 2.2 Деңгейлестіруші алгоритмді сипаттау

Осы жұмыста деңгейлестіру алгоритмі деп,  $\hat{q}(t^*)$  бағасына сәйкес келетін траекториямен,  $\hat{t}$  уақыт моментінен бұрын келетін  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт моменттерінде навигациялық қабылдағыштан алынған,  $q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$  навигациялық векторларын деңгейлестіру шартынан таңдалған  $\hat{t}$  уақыт моментіндегі төмен орбиталы ҒА-ның қозғалысының параметрлері векторының бағасын табу алгоритмі түсіндіріледі. Бұл ретте минималдауға жататын оңтайлы бағалау критеріі ретінде үйлеспеушіліктің ауытқуларының квадраттары сомасы қарастырылады:

$$I = \sum_{j=1}^N \left\{ [q(\hat{t}, t_j) - q^{(j)}]^T D_{\eta j}^{-1} [q(\hat{t}, t_j) - q^{(j)}] \right\}, \quad (2.1)$$

мұндағы  $q(\hat{t}, t_j)$  –  $j$  өлшемін жүргізгеннен алдыңғы  $t_j$  уақыт моментінде  $\hat{q}(\hat{t})$  ізделіп жатқан бағаны қайта есептеу арқылы алынған МОҚП бағалау векторы;

$\psi_p(t_j, \hat{q}(\hat{t}), S_0)$  – 1.3 бөлімінде сипатталған қозғалыс моделі қолданатын қайта есептеу операторы. Мұндағы  $S_0$  – баллистикалық коэффициент,  $p$  – қолданылатын гармоникалардың саны;

$D_{\eta j}$  – элементтері,  $t_j$  уақыт моментінде навигациялық қабылдағыш арқылы алынған,  $q^{(j)}$  өлшеу векторларының компоненттері

$\sigma_{\Delta q_1}^{2(j)}, \sigma_{\Delta q_2}^{2(j)}, \sigma_{\Delta q_3}^{2(j)}, \sigma_{\Delta q_4}^{2(j)}, \sigma_{\Delta q_5}^{2(j)}, \sigma_{\Delta q_6}^{2(j)}$  қателіктері болып табылатын, салмақтық диагональ матрица.

НҚБ-тан келіп түсетін, соңғы навигациялық өлшеу сәтіндегі төмен орбиталы ҒА қозғалыс параметрлері векторының бағасын алу мәселесі үшін стандартты ЕкКӘ-нің ара салмағын келтіреміз.

$T_N$  уақыт моментінде ГКЖ-дегі  $\hat{q}_N = (X_N, Y_N, Z_N, V_{XN}, V_{YN}, V_{ZN})$  қозғалыс параметрлері векторының бағасы келесі жолмен анықталады:

$$\tilde{q}_N = q^{(N)} + P_N^* (D_\eta^N)^{-1} (q^N - q^{Np}), \quad (2.2)$$

мұндағы  $q^N = (q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)})$  –  $N \times 6$  өлшемділік векторы,  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт моменттеріне сәйкес келетін,  $q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$  өлшеу векторларынан тұрады;

$q^{Np} = (q_1^p, q_2^p, \dots, q_N^p)$  –  $N \times 6$  өлшемділік векторы,  $q_N^p = q^{(N)}$  болған жағдайда,  $t_N$  уақыт моментінен  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт моменттеріне  $\psi_p(t_j, \hat{q}(\hat{t}), S_6)$  операторын қолдана отырып  $q^{(N)}$  векторын қайта есептеу арқылы алынған,  $q_1^p, q_2^p, \dots, q_N^p$  есептесу векторларынан тұрады.

$q_j^p$  – есептесу векторлары  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт моменттерінде  $q_j^p = \psi_p(t_j, \hat{q}(\hat{t}), S_6)$  болжау операторының көмегімен  $q^{(N)}$  векторын интегралдағанда алынады;

$P_N^*$  - матрицалық коэффициенті келесі өрнекпен анықталады:

$$P_N^* = P_N H_\Phi^T \quad (2.3)$$

$q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$  өлшеулерін іріктеу арқылы табылған  $\hat{q}_N$  бағасының қателіктерінің ковариациялық матрицасы,  $H_\Phi = (\Phi_{1N} \Phi_{2N} \dots \Phi_{NN})^T$  болғанда,  $P_N = (H_\Phi^T (D_\eta^N)^{-1} H_\Phi)^{-1}$  ара қатынасы арқылы есептеліп шығарылады.

$$D_\eta^N = \begin{pmatrix} D_{\eta 1} & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & D_{\eta N} \end{pmatrix} - D_{\eta j} \text{ матрицаларынан тұратын блоктық матрица.}$$

$(q^{(j)})^T = (X_j, Y_j, Z_j, V_{Xj}, V_{Yj}, V_{Zj})$  векторы үшін  $D_{\eta j}$  салмақтық матрицасы бар:

$$D_{\eta j} = \begin{pmatrix} \sigma_{Xj}^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \cdot & \vdots \\ 0 & \dots & \sigma_{V_{Zj}}^2 \end{pmatrix}, \quad (2.4)$$

мұнда,  $\sigma_{Xj}^2, \sigma_{Yj}^2, \sigma_{Zj}^2, \sigma_{V_{Xj}}^2, \sigma_{V_{Yj}}^2, \sigma_{V_{Zj}}^2$  –  $q^{(j)}$  өлшеу векторларының параметрлерінің қателіктерінің дисперсиясы.

$\Phi_{jN}$  матрицасы, векторлар арасындағы өзара байланысты анықтайтын,  $t_N$  уақыт моментіндегі  $q_N$  векторы компоненттері бойынша  $t_j$  уақыт моментіндегі

$q_j$  векторы компоненттері бөлінділерінің (баллистикалық) туындыларының матрицасы болып табылады және  $\Delta q_j = \Phi_{jN} \Delta q_N$  ара қатынасымен анықталады.  $\Phi_{jN}$  матрицасының элементтері баллистикалық туындылар болып табылады. Бұл туындыларды екі түрлі жолмен анықтауға болады:

- $t_N$  уақыт сәтіндегі  $q_N$  векторының сәйкес параметрін өсіру бойынша  $t_j$  уақыт моментіндегі  $q_j$  векторы параметрінің өсімшесінен бөлінді ретінде, ақырғы айырымдар әдісімен;

- матрицалық ара қатынастарды пайдалана отырып, оларды абсолютты координаттар жүйесіне кезекті көшіру арқылы, орбиталық координаттар жүйесіндегі изохронды туындылардың формулаларын талдау әдісімен.

(2.2) формуласы бойынша есептеудің берілген дәлдігіне қол жеткізу үшін, әр итерацияда  $q_N^p$  орнына алдыңғы итерацияда есептелген  $\hat{q}_N$  бағалау векторының мәні қойылатын және  $t_1, t_2, \dots, t_{N-1}$  уақыт моменттерінде  $q_1^p, q_2^p, \dots, q_{N-1}^p$  есептеу векторларының мәні болжанатын, итерациялық процесс ұйымдастырылуы қажет. Бірінші итерацияда  $q_N^p = q^{(N)}$  болуға тиісті.

$\hat{q}_N$  итерациялық жуықтауын  $\hat{q}_N^{(i)}, i = 0, 1, \dots$ , арқылы белгілейміз, сонда (2.2) келесі түрде болады:

$$\hat{q}_N^{(i)} = \hat{q}_N^{(i-1)} + P_N^* (D_N^N)^{-1} (q^N - q^{Np(i-1)}), \quad (2.5)$$

Бағалау векторының  $\hat{q}_N = \hat{X}_N, \hat{Y}_N, \hat{Z}_N, \hat{V}_{XN}, \hat{V}_{YN}, \hat{V}_{ZN}$  компоненттерін,  $n = 1, 2, \dots, 6$  болғанда,  $\hat{q}_{Nn}$  деп белгілейміз, яғни  $\hat{q}_{N1} = \hat{X}_N, \hat{q}_{N2} = \hat{Y}_N, \hat{q}_{N3} = \hat{Z}_N, \hat{q}_{N4} = \hat{V}_{XN}, \hat{q}_{N5} = \hat{V}_{YN}, \hat{q}_{N6} = \hat{V}_{ZN}$ .

(2.5) бойынша итерациялық процесс, екі тізбекті жуықтатылған  $\hat{q}_N^{(i)}$  және  $\hat{q}_N^{(i-1)}$  бағалау векторлары арасындағы айырмашылық берілген бағалау дәлдігінен әрбір параметр бойынша кем болғанда, тоқтатылады:

$$|\hat{q}_{Nn}^{(i)} - \hat{q}_{Nn}^{(i-1)}| < \varepsilon_n \quad (2.6)$$

мұндағы,  $\varepsilon_n - t_N$  моментіндегі  $\hat{q}_{Nn}$  бағалау векторының параметрін анықтаудың берілген дәлдігі.

Итерациялық процедураны пайдалану арқылы навигациялық өлшемдерді өңдеу нәтижесінде (2.5) соңғы өлшемнің келіп түсу моментіндегі  $t_N$  жағдай векторының  $\hat{q}_N$  бағасын аламыз.

Навигациялық қамтамасыздандыру құрылымында кейіннен қолдану үшін  $t_N$  уақыт моментіндегі навигациялық бағаларды есептеу тапсырмасын шешкеннен кейін, болжау операторының  $\psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  көмегімен, болашақтағы кез келген уақыт моментінде  $t^*$  қозғалыс параметрлерінің бағасын есептеп шығару мүмкіндігі пайда болады. Бұл оператор қозғалыс моделін пайдалана отырып  $t^*$  уақыт моментінде  $\hat{q}_N$  векторын қайта есептейді және  $q(t^*) = \psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  болжау векторы төмен орбиталы FA қозғалыс параметрлерін анықтайды.

$\Phi_{jN}$  матрицасының элементтерін ақырғы айырмашылық формулалары бойынша сандық әдіспен табуға болады:

$$\frac{\partial q_m}{\partial q_{in}} = \frac{q_{km}^{np}(q_{i1}, \dots, q_{in} + \delta q_{in}, \dots, q_{i6}) - q_{km}^{np}(q_{i1}, \dots, q_{in}, \dots, q_{i6})}{\delta q_{in}}, \quad (2.7)$$

мұндағы,  $n, m = 1, \dots, 6$ ;

$(q_{k1}, q_{k2}, q_{k3}, q_{k4}, q_{k5}, q_{k6}) = (X_k, Y_k, Z_k, V_{Xk}, V_{Yk}, V_{Zk}) - t_k$  уақыт моментіндегі төмен орбиталы ГА қозғалыс параметрінің векторы;

$q_{km}^{np}(q_{i1}, q_{i2}, q_{i3}, q_{i4}, q_{i5}, q_{i6}) - t_1$  уақыт моментіне сәйкес келетін  $q_1$  векторының  $t_k$  уақыт моментінде болжау арқылы алынған  $m$ -шы компоненті;

$\delta q_{in} - t_1$  уақыт моментіндегі  $q_1$  векторының  $n$ -шы компонентін өсіру.

$\bar{q}_k^{np}(q_{k1}, q_{k2}, q_{k3}, q_{k4}, q_{k5}, q_{k6})$  болжанған векторын есептеу, төмен орбиталы ГА қозғалыс моделін іске асыратын, бағдарламалық құралдарын пайдалану арқылы жүргізіледі.

Аналитикалық тәсілде  $\Phi_{jN}$  матрицасы ОКЖ-де есептеледі ( $r, \tau, n -$  радиалды, трансверсальді және бинормальді бағыттар) және мынадай түрде болады:

$$\Phi_{jN} = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_j}{\partial r_N} & \frac{\partial r_j}{\partial \tau_N} & 0 & \frac{\partial r_j}{\partial V_{rN}} & \frac{\partial r_j}{\partial V_{\tau N}} & 0 \\ \frac{\partial \tau_j}{\partial r_N} & \frac{\partial \tau_j}{\partial \tau_N} & 0 & \frac{\partial \tau_j}{\partial V_{rN}} & \frac{\partial \tau_j}{\partial V_{\tau N}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial n_j}{\partial n_N} & 0 & 0 & \frac{\partial n_j}{\partial V_{nN}} \\ \frac{\partial V_{rj}}{\partial r_N} & \frac{\partial V_{rj}}{\partial \tau_N} & 0 & \frac{\partial V_{rj}}{\partial V_{rN}} & \frac{\partial V_{rj}}{\partial V_{\tau N}} & 0 \\ \frac{\partial V_{\tau j}}{\partial r_N} & \frac{\partial V_{\tau j}}{\partial \tau_N} & 0 & \frac{\partial V_{\tau j}}{\partial V_{rN}} & \frac{\partial V_{\tau j}}{\partial V_{\tau N}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial V_{n_j}}{\partial n_N} & 0 & 0 & \frac{\partial V_{n_j}}{\partial V_{nN}} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

мұндағы  $r, \tau, n, V_r, V_\tau, V_n -$  ОКЖ-дегі ГА массалар орталығының қалып және жылдамдық векторларының құраушылары;

$$\begin{aligned} \frac{\partial r_j}{\partial r_N} &= \alpha \left[ -\frac{3V_{rj}}{r_N^2} \Delta t + \frac{1}{r_N} \left( 2 \frac{r_j}{r_N} - \frac{P}{r_j} + 1 - \cos \varphi \right) - \frac{V_{rj} \cdot V_{rN}}{\mu} \right]; \\ \frac{\partial r_j}{\partial \tau_N} &= \sin \varphi; \\ \frac{\partial \tau_j}{\partial r_N} &= \alpha \left\{ -\frac{3V_{rN}}{r_N^2} \Delta t + \sqrt{\frac{P}{\mu}} \left[ \frac{V_{rj}}{r_N} - \frac{V_{rN}}{r_j} + \frac{r_j}{r_N \cdot P} \cdot (V_{rj} - V_{rN}) \right] + \frac{1}{r_N} \left( 1 + \frac{r_j}{P} \right) \sin \varphi \right\}; \\ \frac{\partial \tau_j}{\partial \tau_N} &= \left( 1 + \frac{r_j}{P} \right) \cos \varphi - \frac{r_j}{P}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial V r_j}{\partial r_N} &= -\frac{1}{P} \left( V_{r_j} - V_{r_N} + \sqrt{\frac{P}{\mu}} \sin \varphi \right); \\ \frac{\partial V \tau_j}{\partial V r_N} &= -\sin \varphi; \\ \frac{\partial V \tau_j}{\partial V \tau_N} &= \left( 1 + \frac{r_N}{P} \right) \cos \varphi - \frac{r_N}{P}; \\ \frac{\partial V n_j}{\partial n_N} &= -\frac{1}{P} \left( V_{r_j} - V_{r_N} + \sqrt{\frac{P}{\mu}} \sin \varphi \right); \\ \frac{\partial V n_j}{\partial V n_N} &= 1 - \frac{r_N}{P} (1 - \cos \varphi),\end{aligned}$$

мұндағы  $\varphi$  – орбита бойымен ұшудың  $t_j$  және  $t_N$  моменттеріне сәйкес нүктелер арасындағы бұрыштық қашықтық;  $\Delta t = |t_j - t_N|$ ;

$\alpha = \frac{\mu r}{2\mu - rV}$  - төмен орбиталы ГА-ның үлкен жарты өсі;

$\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – Жердің гравитациялық параметрі;

$r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$ ;  $V = \sqrt{V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2}$ ;

$P = \frac{((XV_Y - YV_X)^2 + (YV_Z - ZV_Y)^2 + (XV_Z - ZV_X)^2)}{\mu}$  – фокустық параметр.

ОКЖ-нен АКЖ-не МОҚП аудару келесі матрицалық ара қатынастар арқылы іске асырылады:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_O \\ Y_O \\ Z_O \end{pmatrix} + B \cdot \begin{pmatrix} r \\ \tau \\ n \end{pmatrix}, \quad \begin{pmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{X_O} \\ V_{Y_O} \\ V_{Z_O} \end{pmatrix} + B \cdot \begin{pmatrix} V_r \\ V_\tau \\ V_n \end{pmatrix}, \quad (2.9)$$

мұндағы,  $X_O, Y_O, Z_O, V_{X_O}, V_{Y_O}, V_{Z_O}$  – АКЖ-дегі ОКЖ массалар орталығының қалып және жылдамдық векторларының құраушылары.

$$B = \begin{bmatrix} \frac{X_O}{R_O} & \frac{(C_2 Z_O - C_3 Y_O)}{C R_O} & \frac{C_1}{C} \\ \frac{Y_O}{R_O} & \frac{(C_3 X_O - C_1 Z_O)}{C R_O} & \frac{C_2}{C} \\ \frac{Z_O}{R_O} & \frac{(C_1 Y_O - C_2 X_O)}{C R_O} & \frac{C_3}{C} \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

мұндағы:  $C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$ ,  $R = \sqrt{X_O^2 + Y_O^2 + Z_O^2}$ ,  $C_1 = YV_Z - ZV_Y$ ,  $C_2 = ZV_X - XV_Z$ ,  $C_3 = XV_Y - YV_X$ .

АКЖ-нен ГКЖ-не МОҚП аудару келесі матрицалық ара қатынастар арқылы іске асырылады:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} + \omega_3 \cdot \begin{pmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (2.11)$$

$$\text{мұндағы } A = \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma & 0 \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\gamma = S_0 + \omega_3 t;$$

$S_0$  – берілген дата үшін орташа гринвичтік түн ортасындағы жұлдыздық уақыт;

$\omega_3$  – Жердің айналуының бұрыштық жылдамдығы (1.1 кесте);

$t$  – орташа күн уақыты.

### 2.3 Навигациялық-баллистикалық қамтамасыздандырудың типтік сызбасында деңгейлестіру алгоритмін қолданудың тиімділігін талдау

Бұрында айтылғандай, ЖҚБҒА борттық басқару кешенінің қызметінде әртүрлі борттық жүйелер, болжау алгоритмін пайдалана отырып жерсеріктік навигациялар жүйесінен (ЖНЖ) МОҚП бағаларын есептеу үшін әртүрлі уақыт моменттерінде келіп түсетін, навигациялық өлшемдерді қолданады.

Навигациялық алгоритмнің жұмысының нәтижесінде (2.1 бөлім), оны анықтау моментіндегі және уақыттың қашықтатылған моментіндегі дәлдігі әртүрлі факторларға айтарлықтай тәуелді болатын, навигациялық баға іздеп табылады. Төменде олардың ішіндегі негізгілері, қысқаша түсіндіру және оны навигациялық алгоритм құрылымындағы сәйкес параметрлермен (2.1 бөлім) салыстырумен бірге, туралы айтылады.

Навигациялық қабылдағыштан түсетін навигациялық шешімдердің дәлдігі  $q^{(i)}$  навигациялық өлшемдерінің  $K_{qj}$  қателіктерінің ковариациялық матрицасымен беріледі. Деңгейлестіру алгоритмінде қателік матрицасы диагоналды деп есептеледі  $K_{qj} = D_{nj}$ .

Навигациялық өлшемдердің сызбасы  $q^{(i)}$ ,  $j = 1, \dots, N$  навигациялық өлшемдердің  $N$  санымен және олардың орбита бойында орналасуымен анықталады. Навигациялық өлшемдердің сызбасы,  $\hat{q}_N$  бағасының кемшілігін анықтайтын,  $H_\Phi$  баллистикалық туындылар матрицасына әсер етеді  $P_N = \left( H_\Phi^T (D_\eta^N)^{-1} H_\Phi \right)^{-1}$ .

Қозғалыс моделінің төмен орбиталы ҒА үшін қозғалыс моделінің қателіктері болжау дәлдігіне әсер етеді. Болжау дәлдігіне немесе кері қайта есептедің дәлдігіне әсер ететін негізгі параметрлері қолданылатын гравитациялық өріс моделі ( $p$  параметрі) және Жер атмосферасы кемшіліктері ( $S_6$ ) болып табылады.

$\hat{q}_N$  навигациялық бағасының дәлдігі зерттеу үшін, перигей биітігі  $h = 250$  км, апогей биіктігі  $H = 350$  км және қисаюы  $i = 67^\circ$  болатын, типтік төмен

орбиталы ҒА орбитасындағы ЖҚБҒА ББК-де навигациялық алгоритм жұмысы моделденді. Осы орбита үшін, ЖРНЖ орбиталық топталуларының толық жайылуын шамалап, навигациялық қабылдағыштан түсетін, стандартты жерсеріктік навигация аппаратурасының сипаттамаларына сәйкес келетін, навигациялық өлшемдер векторы моделденді. Бұл ретте координаттар 15 м бойынша және жылдамдықтар 0,15 м/с бойынша ( $\sigma_{x_i} = \sigma_{y_j} = \sigma_{z_j} = 15\text{м}$ ,  $\sigma_{v_{x_i}} = \sigma_{v_{y_j}} = \sigma_{v_{z_j}} = 0,15\text{ м/с}$ ) ортаквадраттық ауытқулар қабылданды. Навигациялық векторлардың құрамдастары арасында корреляция болмайды деп топшыланды. ҒА қозғалыс моделі 1.3 бөлімде сипатталған. Берілген моделдегі ( $S_6$ ) баллистикалық коэффициент  $S_{\text{бном}} = 0,03\text{ (м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2)$  тең деп алынды. Атмосфера моделінің қателіктері,  $k=0,1\div 0,3$  болғанда,  $\Delta S_6 = k \cdot S_{\text{бном}}$  номиналды мәнінен баллистикалық коэффициент қателіктері үлесімен берілді. Жердің гравитациялық өрісінің қателіктері  $q^{(i)}$  навигациялық өлшемдердің құрылуы кезіндегі геопотенциалдың жіктелуінде қолданылатын гармоникалардың (4, 8, 16 гармоникалар) әртүрлі мөлшерін ескере отырып және навигациялық бағаны есептеу алгоритмінде үлгіленді. Келесі сызбалар қарастырылды:

- өлшеу интервалы 2 минут болатын бес навигациялық өлшеу векторы;
- өлшеу интервалы 2 минут болатын он навигациялық өлшеу векторы;
- өлшеу интервалы 20 минут болатын бес навигациялық өлшеу векторы.

Навигациялық өлшемдердің дәлдігінің  $t_N$  анықтау моментіндегі  $\hat{q}_N$  бағасының дәлдігіне ықпалын талдау үшін, навигациялық алгоритмде анықталатын, бағалау қателіктерінің матрицасын  $P_N = \left( H_{\Phi}^T (D_{\eta}^N)^{-1} H_{\Phi} \right)^{-1}$  қолдануға болады.  $P_N$  матрицасының диагоналында  $\hat{q}_N$  навигациялық баға векторы параметрлері қателіктерінің дисперсиясы тұрады.

Таңдалған  $t^*$  уақыт моментінде  $\psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  болжау операторын қолдана отырып  $\hat{q}_N$  бағаны болжау кезіндегі навигациялық ақпарат дәлдігінің өзгеруін талдау үшін статистикалық динамиканың белгілі матрицалық өрнектерін қолдануға болады. Болжанған навигациялық баға  $\hat{q}(t^*) = \psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  қателіктерінің ковариациялық матрицасы  $\hat{q}_N$  баға қателігінің ковариациялық матрицасы көмегімен есептеледі.

$$K_q(t^*) = \Phi_{t \cdot t_N} P_N (\Phi_{t \cdot t_N})^T, \quad (2.12)$$

мұндағы,  $\Phi_{t \cdot t_N} - q(t_N)$  векторы параметрлері бойынша  $q(t^*)$  векторының параметрлерінің баллистикалық туындысы матрицасы.  $K_q(t^*)$  матрицасы диагоналында  $\sigma_X^2(t^*), \sigma_Y^2(t^*), \sigma_Z^2(t^*), \sigma_{V_x}^2(t^*), \sigma_{V_y}^2(t^*), \sigma_{V_z}^2(t^*)$  дисперсия квадраттары тұрады.  $P_N$  және  $K_q(t^*)$  қателік матрицалары, навигациялық өлшемдер қателіктеріне негізделген,  $t_N$  уақыт моментіндегі  $\hat{q}_N$  навигациялық



векторының және  $t^*$  уақыт моментіндегі  $q(t^*) = \psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  навигациялық векторының қателіктерін анықтайды.

Үлгінің қателігі болмаған жағдайда матрицаның  $K_q(t^*)$  диагональ элементтері (2.4)  $q(t^*) = \psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  навигациялық векторы параметрлерін анықтау дәлдігін белгілейді.

Болжамда навигацияның қателіктері, жоғарыда көрсетілгенде, тек өлшемдердің қателіктеріне ғана айтарлықтай тәуелді болмайды. НБҚ құрылымында параметрлері дәл емес  $\psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  қозғалыс моделін болжау алгоритмін қолданғанда,  $t_N$  уақыт моментіндегі  $\hat{q}_N$  бағасы үшін де,  $t^*$  уақыт моментіндегі  $\psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  навигациялық векторы үшін де, навигацияның қателігі едәуір артады. Кейбір ЖҚБҒА қызмет ету орбита класстарына оның ықпал ету үлесі айтарлықтай.

Қарастырылып жатқан орбита үшін навигациялық бағаны алу алгоритмін моделдеу нәтижелерін келтіреміз. Бұл ретте навигациялық өлшемдердің қателіктері нөлге тең деп шамаланды (яғни  $\sigma_{x_j} = \sigma_{y_j} = \sigma_{z_j} = 0$  м,  $\sigma_{v_{xj}} = \sigma_{v_{yj}} = \sigma_{v_{zj}} = 0$  м/с). 2.1 кестеде қозғалыс моделі мен навигациялық өлшем сызбаларының қателіктерінің әртүрлі нұсқалары үшін ОКЖ-дегі  $t_N$  соңғы өлшеу уақытындағы навигациялық өлшем параметрлерінің қателіктері көрсетілген. Үлгілеу кезінде навигациялық өлшемдердің  $q^{(j)}$  нағыз векторлары  $S_{\text{ном}} = 0.03 \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$  болғанда нөлдік қателігі  $\Delta S_6 = 0$  және геопотенциалдың 16 гармоникалық жіктелуі болады деген есеппен алынды. Қателіктер ОКЖ-дегі, әртүрлі қателіктер моделімен ( $\Delta S_6 = k \cdot S_{\text{ном}}$ ,  $k = 0,1; 0,2; 0,3$ , саны 4 және 8 дана гармоникаларды қолданып) деңгейлестіру алгоритмімен есептелген,  $\hat{q}_N$  навигациялық баға векторының нағыз вектордан ауытқуын есептеу арқылы табылды.

2.1 кестеде келтірілген қателіктердің талдауы деңгейлестіру алгоритмінің навигациялық бағасының қателіктері навигациялық қабылдағыштан алынған навигациялық вектор қателіктерінен кем немесе сол қатарда екенін көрсетті.

Қозғалыс моделінің қателіктерінің навигациялық векторлардың  $q(t^*) = \psi_p(t^*, \hat{q}_N, S_6)$  дәлдігіне 16 айналымға дейінгі  $t^*$  өзгеру интервалында ықпалын зерттейміз.

2.1 кесте.

Навигациялық өлшемдер сызбаларының нұсқалары, минутпен белгіленген интервалда векторлардың саны	Қозғалыс моделінің қателік нұсқалары	ОКЖ-дегі навигациялық вектордың қателіктері м, м/с					
		$\Delta r$ , м	$\Delta \tau$ , м	$\Delta n$ , м	$\Delta V_r$ , м/с	$\Delta V_\tau$ , м/с	$\Delta V_n$ , м/с
2 минуттан кейін 5 вектор	$\Delta S_6 = 0,1 \cdot S_{\text{ном}}$	0.01	0.017	0.006	0.003	0.009	0.001

	$\Delta S_6 = 0,2 \cdot S_{\text{бном}}$	0.014	0.033	0.006	0.006	0.0018	0.001
	$\Delta S_6 = 0,3 \cdot S_{\text{бном}}$	0.018	0.051	0.006	0.009	0.0027	0.001
	4 гармоника	2.18	3.51	1.54	1.6	0.08	0.3
	8 гармоника	0.05	0.87	0.15	0.37	0.09	0.19
2 минуттан кейін 10 вектор	$\Delta S_6 = 0,1 \cdot S_{\text{бном}}$	0.07	0.07	0.0	0.02	0.02	0.0
	$\Delta S_6 = 0,2 \cdot S_{\text{бном}}$	0.13	0.17	0.0	0.04	0.04	0.0
	$\Delta S_6 = 0,3 \cdot S_{\text{бном}}$	0.19	0.26	0.0	0.06	0.07	0.0
	4 гармоника	3.7	4.1	7.1	1.7	0.2	1.5
	8 гармоника	0.8	0.9	3.8	0.2	0.09	0.03
20 минуттан кейін 5 вектор	$\Delta S_6 = 0,1 \cdot S_{\text{бном}}$	0.7	1.1	0.003	0.03	0.1	0.0
	$\Delta S_6 = 0,2 \cdot S_{\text{бном}}$	1.5	2.4	0.004	0.06	0.3	0.0
	$\Delta S_6 = 0,3 \cdot S_{\text{бном}}$	2.3	3.2	0.002	0.09	0.4	0.0
	4 гармоника	3.6	3.0	9.6	4.1	1.5	3.1
	8 гармоника	2.4	6.3	2.4	0.72	0.77	1.5

#### 2.4 Соңғы өлшеу уақытына сай келетін ғарыш аппаратының векторын бағалау үшін деңгейлестіру алгоритмін қолдану

Қозғалыс моделі параметріндегі қателіктер сол уақыттағы ғарыш аппаратының төмен орбитасындағы навигациялық анықтамалардың қате болуына да әсер етеді және болжам операторындағы аралық ұзындығына байланысты болады.

Навигациялық өлшеулердің сызбасы навигациялық бағалаудың нақты болуына айтарлықтай әсерін тигізеді, бірақ айтарлықтай уақыт аралығындағы (ұзақтығы бойынша бірнеше айналым) бағалаудың болжамы барысында қозғалыс моделінің қателіктерінің әсер ету деңгейі айтарлықтай ұлғайа отырып, навигациялық есептерді шешудегі жалпы қателіктердің негізгі бөлігін құрайды.

Соңғы навигациялық өлшеу  $t_N$ -ға сай келетін уақыттағы навигациялық бағалау есептерін тегістеуші алгоритм қолдану арқылы шешудегі нақты ерекшеліктерді талдау және кейінірек  $t^*$  таңдалған уақытқа сай келетін болжау есептерін шешу барысында осы әдіске байланысты бірнеше елеулі кемшіліктер анықталды. Бұл тәсілде навигациялық өлшеу интервалының, атап айтқанда баллистикалық шаманың шегінен тыс аралықтағы нақты анық емес параметрлердің қозғалу моделі қолданылады. Аталмыш тәсілді қолдану барысында  $[t_N, t^*]$  аралық ұзындығына байланысты болжам әдісінің айтарлықтай кемшіліктері анықталады. Нысаналы функционал ретінде  $t^*$  уақыттағы сәтке арнайы жазылған  $I$  (2.1.1.-ден) қолданылады.

$$I^* = \sum_{j=1}^N \{ [\mathcal{L}_p(t_j, \hat{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}]^T D_{nj}^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, \hat{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}] \} \quad (2.13)$$

мұндағы  $\tilde{q}(t^*) - t^* \in [t_6, t_c]$  уақыт кезіндегі навигациялық бағалаудың алты өлшемді векторы ( $t_6, t_c$  – навигациялық өлшеу қосылмайтын аралықтың басы мен аяғы)

$q^{(j)}$  -  $t_j$  уақытында ғарыш аппаратынан келіп түскен масса орталығы қозғалысының параметрлерінің векторы;

$\mathcal{L}_p(t_j, q(t^*), S_6) - t^*$  ілездік уақытынан  $t_j$  уақыты аралығына есептелген, ізделініп отырған навигациялық бағалау векторы

$D_{nj}$  - диагоналі бойынан  $q^{(j)}$  анықтамаасының кемшілікті квадрат дисперсиялары  $\sigma^2_{\Delta q_2}, \sigma^2_{\Delta q_3}, \sigma^2_{\Delta q_4}, \sigma^2_{\Delta q_5}$  өтетін диагональді матрица.

$I^*$  функционалының осындай түрін таңдағанда параметрлерді сәйкестендіруші вектор ретінде навигациялық бағалаулар навигациялық өлшеу  $q^{(j)}$  векторларының  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыты және болжамның барлық аралығындағы  $[t_1, t^*]$   $S_b$  қозғалыс моделінің параметрі арасында орналасады.  $t^*$  уақытына сай келетін 2.1 бөлімде сипатталған есеп ғарыш аппаратын навигациялық бағалауды  $q(t^*)$  анықтау есебінің шешімдерінің айырмашылығын көрсету қажет.

## 2.5 Деңгейлестіру алгоритімін жүзеге асыру ерекшеліктері

Осылайша, бұл бөлімде көрсетілген функционалдың мәні айтарлықтай деңгейде барлық уақытша аралықтағы қозғалыс модельдері мәніне байланысты болып кедеді. Навигациялық өлшеулер - ғарыш аппараты қозғалатын ортаның параметрлерінің ағымдағы жағдайы туралы ақпарат беретін негізгі дерек көзі болып табылады. Навигациялық бағалауды табуға арналған  $I^*$  функционалы (2.13) навигациялық бағалаудың статикалық есептеуінің  $q(t^*)$  шешімін табумен қатар болжам аралығының  $[t_N, t^*]$  бар ұзындығындағы  $S_b$  мәнін де ескереді. Навигациялық бағалау есептерінің осындай сипат алуы навигациялық өлшемдер аралығындағы қозғалыс траекториясына байланысты. Осылайша, навигациялық есептердің осындай құрылымда шешілуі навигациялық өлшемдер аралығындағы қозғалыс моделі параметрлерінің мәніне және навигациялық бағалау болжамының аралық ұзындығына деген аса сезімталдыққа ие.

$[t_N, t^*]$  аралығында навигациялық өлшеулер жоқ. Сондықтан,  $S_b$  параметрінің мағынасы бойынша жалғыз алдын ала дәрекетемелі ақпарат көзі ретінде оның алдыңғы аралықтағы ғарыш аппараты қозғалысын нақтылау анықтамасынан ауытқу деңгейінің шамасы қолданылады.  $S_b$  деңгейінің өзгеруіне қатысты ақпаратты бір тәулік барысында ғарыш объектілерінің қозғалысын бақылау негізінде жасалған талдау нәтижелерінен алуға болады.  $t^*$  уақыт аралығындағы  $q(t^*) = (X(t^*), Y(t^*), Z(t^*), V_x(t^*), V_y(t^*), V_z(t^*))$  қозғалыс

параметрлерінің векторын бағалау  $t_N$  уақытына дейін ең кіші квадрат әдісімен  $q^{(i)}$  өлшемі арқылы анықталады.

$t^*$  уақытына сай келетін  $q(t^*)$  бағалауы ең кіші квадрат әдісі арқылы анықталады:

$$\hat{q}(t^*) = q(t^*) + (D_{\eta}^N)^{-1}(\bar{q}^N - \bar{q}^{Np}), \quad (2.14)$$

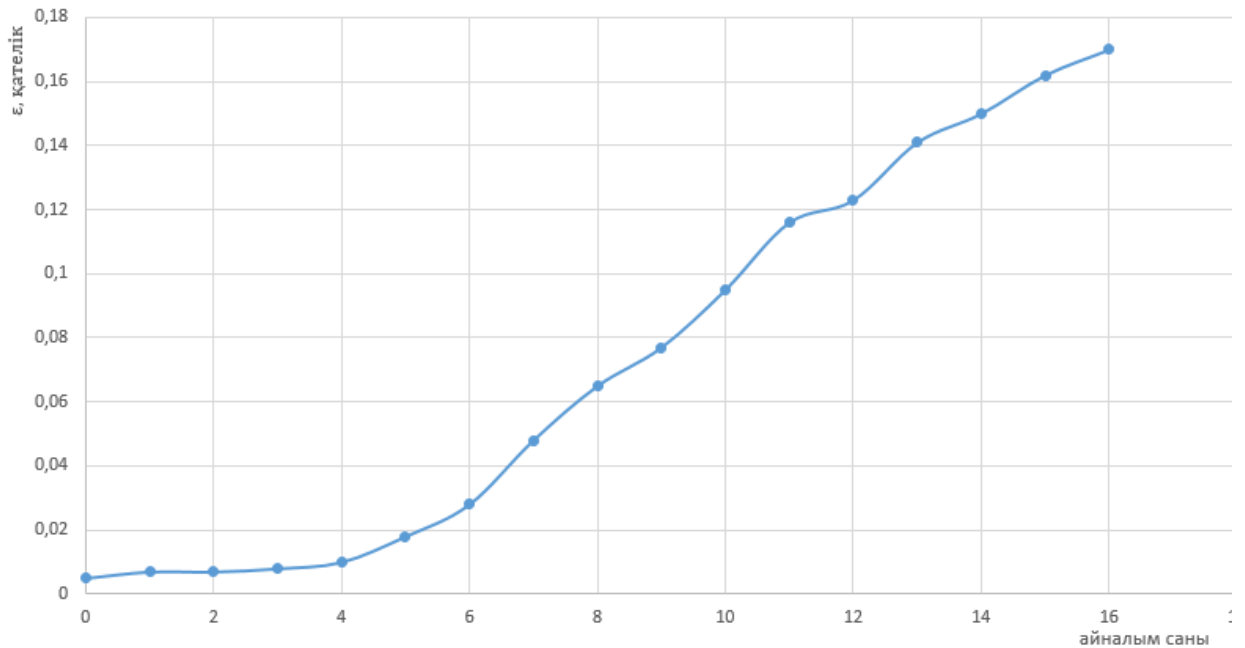
(2.14) өрнегінде:

$\bar{q}^N = (q_1, q_2, \dots, q_N)$  -  $N \times 6$  көлемдегі вектор  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақытындағы  $q_1, q_2, \dots, q_N$  өлшем векторларынан тұрады;

$\bar{q}^{Np} = (q_1^P, q_2^P, \dots, q_N^P)$  -  $N \times 6$  көлемдегі вектор  $t^*$  уақытынан  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақытындағы  $q^t$  болжамымның векторынан алынған  $q_1^P, q_2^P, \dots, q_N^P$  есептік векторларынан тұрады;

$q(t^*)$  – бағалауды бірінші жуықтау векторы  $t^*$ :  $q(t^*) = \mathcal{L}_p(t^*, q^{(N)}, S_6)$  уақыт аралығында  $q^{(N)}$  векторының болжамдау негізінде пайда болады;

$q_j^P$  - есептік векторы  $q(t^*)$  векторыне  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт аралығында  $q(t^*)$  векторын біріктіру негізінде  $\mathcal{L}_p(t_j, q(t^*), S_6)$  болжам операторының көмегімен алынады;



2.1 сурет -  $\hat{q}(t^*)$  бағасының қателіктерінің салыстырмалы өсімінің кескіні

$P_t^* - q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$  таңдауындағы  $q(t^*)$  жағдайының таразылық қателіктің матрицалық күйі. Ол келесідей өрнектеледі:

$$P_{t^*}^* = P_t \cdot H_{\Phi}^T$$

$P_t^*$  жобаланған матрица қателігі келесі формуламен шығарылады:

$$P_t^* = (H_{\Phi}^T (D_{\eta}^N)^{-1} H_{\Phi})^{-1}, \text{ мұндағы, } H_{\Phi} = \begin{pmatrix} \Phi_{11} \\ \Phi_{21} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \Phi_{Nt}^* \end{pmatrix}, \text{ ал } D_{\eta}^N, D_{\eta j}, \Phi_{jt}^* -$$

тараудың басында анықталған.

$Q(t)$  итерациялық навигациялық бағалауын (2.14) қатынасы бойынша шешімін табуды жоспарлау (2.2) қатынасқа сай есептеуге ұқсас.

Тегістеуші алгоритмді навигациялық бағалау есептерін шығару уақытында қолданудың айтарлықтай кемшіліктері бар – ол болжам аралығы өскендегі навигациялық өлшеулердің қателіктері тұрақты емес және қозғалыс моделіндегі қателіктер есебінен кеткен кемшіліктерді қалпына келтірмейді.

Төмен орбиталды ғарыш аппаратының әртүрлі орбиталарындағы баллистикалық шамалардың  $S_b$  өзгеру деңгейінің кейінгі екі аралыққа қатысты нақтылығын болжауға болады және де ол навигациялық бағалау есебіне алгоритм таңдау кезіндегі қосымша ақпарат бола алады.

Қозғалыс моделінің параметрлеріндегі қателіктер  $S_b$  мен болжамдау аралығындағы ұзындық мөлшері қолданған уақыттағы бағалауды есептеу үшін қарастырылған тегістеуші алгоритмге айтарлықтай әсерін тигізеді.

Атап көрсетілген кемшіліктер кездеспейтін және баллистикалық шамалардағы қателіктердегі навигациялық нақтылықтардың, болжам аралығының ұзындығына және жерсеріктік навигациялық жүйенің сипаттарындағы қасиеттерді қолданатын бағалауды есептеуге арналған навигациялық алгоритм қажет.

Навигациялық алгоритмнің түрін таңдаған кездегі мүмкін болатын амалдың бірі ретінде жүйелей алатын қасиетке ие төмен орбиталды ғарыш аппаратының орналасуының навигациялық бағалауын есептеуге арналған арнаулы функционал таңдау бола алады.

### **3 БЕЛГІЛЕНГЕН ІЛЕЗДІК УАҚЫТ АРАЛЫҒЫНДАҒЫ НАВИГАЦИЯЛЫҚ БАҒАНЫ АЛУҒА ҚАЖЕТ РЕТТЕУШІ АЛГОРИТМДІ ДАЙЫНДАУ**

Бұл тарауда  $t^*$  уақыт аралығындағы төмен орбиталды ғарыш аппаратының навигациялық бағалауын анықтауға қажет функционал түрін таңдау бөлімі түсіндірілед. Функционал түрі бірінші кезекте тұрақсыздық қасиетінің орнын толтыра алатын және екінші кезекте қозғалыс моделі параметрлерінің кемшіліктерінің навигациялық бағалаудың нақтылығына тигізетін әсерін бәсеңдету сипаты тұрғысынан таңдалады. Осы мақсатта, бұрыс қойылған мақсат-міндеттердің шешімін табу әдісі ретінде жүйелендіру амалы қолданылады. Жүйелендіргіш қосылғыш функционалды таңдау кезінде жерсерікті радионавигациялық жүйені өлшеу үдерісін қолдану арқылы жоғары деңгейдегі нақтылықпен навигациялық бағалауларды анықтау қасиеті қолданылады. Таңдалған функционалды негізге ала отырып, бұл тарауда навигациялық өлшемдерді өңдейтін жүйелендіргіш алгоритм жасалынып, оның тиімділігіне зерттеу жүргізілді.

#### **3.1. Ғарыш аппаратын бағалауды есептеу үшін функционал түрін таңдау**

Берілген уақыт аралығында тегістеуіш алгоритмі арқылы алынған навигациялық есептер шешімінің үлгіленуінің нәтежиелеріне талдау (2.3 б. қ.) және болжамның нақтылығына үлгі параметрлерінің кемшіліктерінің әсері болжам барысындағы навигациялық бағалауды анықтаудың тиімділігін арттыра алатын ықтимал тәсілдерге қатысты қорытынды шығаруға мүмкіндік береді. Алдын ала жүргізілген сандық зерттеулер арқылы навигациялық шешімдердің сапасын айқындайтын ерекшеліктер анықталды.

Навигациялық өлшеулер орын алған сәттен айтарлықтай қашықтықтағы сызықтық үлгіні қолдану салдарынан  $t^*$  уақытына дейінгі біршама аралықтардағы навигациялық бағалау есептерінің тұрақсыздығы;

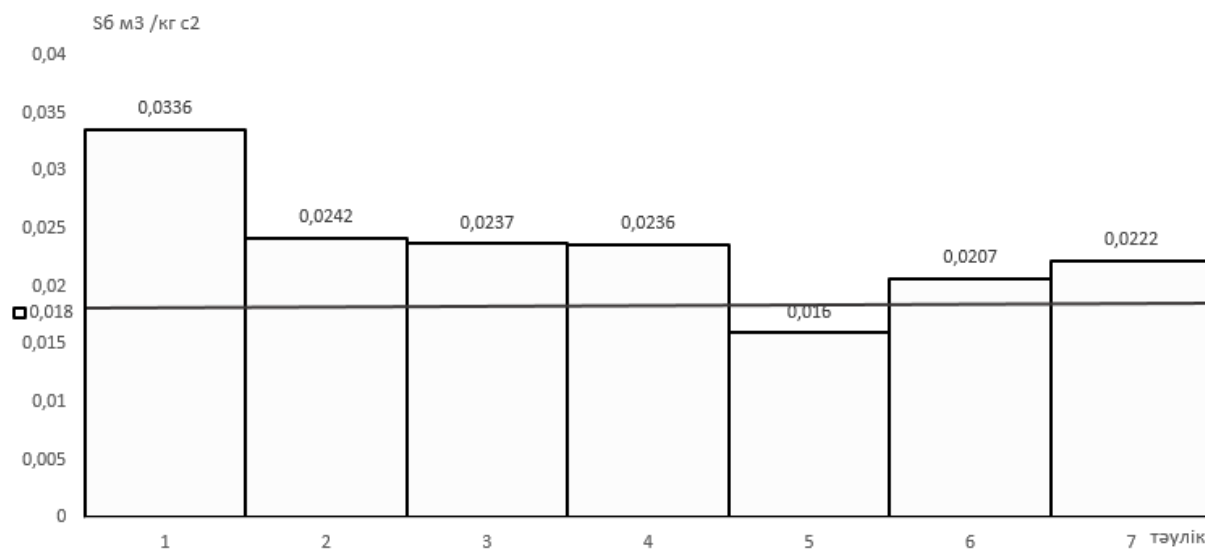
Нақты емес параметрлермен белгіленген қозғалыс моделі қолдануға есептелген төмен орбиталды ғарыш аппаратының іс жүзінде орналасқан күйіне қозғалмалылық белшілерін туындататын қозғалыс моделі параметрлеріндегі кемшіліктердің  $t^*$  уақытындағы болжам навигациялығының нақтылығына тигізетін әсері;

Жүйелендіргіш шешім әдісін қолдануды негіздеп өтейік. Навигациялық алгоритмде  $t^*$  уақытындағы бағалауды мүмкін болатын шешімдер афналасындағы шектеулерді деңгейлестіретін есептердің шешімі ретінде анықтау қажет. Шектеулі деңгейлестіру есептерін шығарудың қажеттілігі  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  болжам операторларындағы  $S_6$  баллистикалық шаманың кателіктерінің айтарлықтай әсерімен негізделген төмен орбиталды ғарыш

аппаратындағы навигациялық қателіктерден баршылығынан туындайды. ( $K_{qt_j} \neq 0$ ) өлшеміндегі қателіктер мен ( $\Delta S_6 \neq 0$ ) моделіндегі қателіктер  $\tilde{q}(t^*)$  бағалауы векторындағы қателіктердің бірнеше түрін ұсынады (2 бөлімді қараңыз):

- 1)  $K_{qt_j} = 0$ ,  $\Delta S_6 \neq 0$  кезінде,  $\Delta t$  орбитасы бойындағы  $\delta(t^*)$  бағалауының қозғалуынан пайда болған  $\delta_{\Delta S_6}$  моделінің қателіктері байқалады;
- 2)  $K_{qt_j} \neq 0$ ,  $\Delta S_6 = 0$  кезінде,  $(K_{qt^*}) = \Phi_{t^*N} P_N (\Phi_{t^*N})^T$  байланысында сипатталған  $\delta_{АП}$  аппаратуралық қателіктер байқалады;
- 3) ( $K_{qt_j} \neq 0$ ) және ( $\Delta S_6 \neq 0$ ) кезінде,  $\delta_{АП}$ ,  $\delta_{\Delta S_6}$  қателіктерінің екі түрі де кездеседі.

Төмен орбиталды ғарыш аппаратының навигациялық жүйелерін пайдалану тәжірибесінде  $S_6$  баллистикалық шаманың бір тәулік аралығындағы бірізді нақтылануы қолданылады. Нақтыланған  $S_6$  баллистикалық шама  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  операторында (2.1 бөлімді қарау)  $q_N$  аралығында келесі нақтылауға дейінгі навигациялық өлшеулерсіз болатын навигациялық бағалаудың векторын есептеу үшін қолданылады. Төмен орбиталды ғарыш аппаратының типтік орбиталарының дұрыс жұмыс жасауына қажет борттық басқару кешенінің  $S_6$  баллистикалық шамаларындағы нақтыланған анықтамаларына тән сипатты бірізділік 3.1 суретте көрсетілген және  $S_6 = 0.018 \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$ .



3.1 сурет – ББК-де  $S_6$  коэффициентінің нақты мәнінің өзгеруі

$S_6$  өзгерулеріндегі бірізділік талдауы жаңарудан кейінгі  $\Delta S_6$  баллистикалық шаманың өзгеру көлемінің бұрынғы  $S_6$  мәнінің өзгеру көлемінен 30% айрықшаланатынын көрсетеді.

$\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  болжам операторларында баллистикалық шаманың өзгеріске дейінгі ағымдағы мәні қолданылады. Осылайша,  $t^*$  уақытына есептелген  $\tilde{q}(t^*)$  навигациялық векторы мөлшері  $\delta_{АП}$ ,  $\delta_{\Delta S_6}$  көлемдерімен анықталатын кейбір тұстардағы ақиқаттық векторлардан біршама орналасады.

$Q_8$  берілген аудандағы  $\tilde{q}(t^*)$  мүмкін болатын шешімдерді келесідей теңсіздіктер түрінде өрнектеуге болады:

$Q_\delta = \{ \tilde{q}(t^*) : \sum_{j=1}^N \{ [ \mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_{60}) - \tilde{q}(t^*) ]^T D_{nj}^{-1} [ \mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_{60}) - \tilde{q}(t^*) ] \} \leq \delta \}$ ,  
 бұл жерде  $\delta = \delta_{АП} + \delta_{\Delta S_6}$ ,

$\delta_{АП} = \| K_q(t^*), K \tilde{q}(t_N) \|$  -  $t^*$ -дағы матрица қателіктерінің нормасы  $P_{t^*}$  матрицасындағы қателіктерге сай келеді;

$\delta_{\Delta S_6} = \Delta \tau(t^*, \Delta S_{6max}) - \Delta S_{6max} = \max | \Delta S_6 |$  болатын орбита бойындағы қателік;

$Q_6$  ауданындағы шешімді таңдау үшін қосымша таңдау шарттарын тұжырымдау керек. Осы мақсатпен жерсеріктік радионавигация жүйесінің навигациялық өлшеулерінің жоғарғы нақтылық қасиеттерін қолдануға болады. Сондықтан,  $q^{(j)}$  вектор өлшеміндегі  $\Delta q^{(j)}$  қателіктерінің өлшемділік қасиетін және  $[t_1, t_N]$  аралығындағы  $\Delta S_6$  қателіктерінің болжамның нақтылығына әсерін қолдану керек:  $\| K_q(t_j) \approx | \mathcal{L}_p(t_N, q^{(1)}, S_{60}) - \mathcal{L}_p(t_N, q^{(1)}, S_6) |$ , бұл жерде,  $S_{60} - S_6$  ( $S_6 = S_{60} + \Delta S_6$ ) – ның соңғы нақтыланған мәні.

$t^*$  уақытына берілген уақыт аралығында деңгейлестіру функционалы арқылы алынған шешімдер ауданындағы шектеулер мен осы облыстан шешімді таңдау үшін келесідей тұрақтандырушы функционалды қолдану ұсынылады:

$$I_2((\tilde{q}_1(t^*), S_6)) = \sum_{j=1}^N \frac{[\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6) - q_1(t^*)]^2}{\Phi^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}}, \quad (3.1)$$

$\Phi_1^{(j)} = \Phi_1(t^*, t_j) - t^*$  уақыт сәтінде қайта есептелген өлшеу векторлары мен оның мәндері арасындағы өзара байланысты анықтайтын  $\Phi(t^*, t_j) = \| \varphi_{im}(t^*, t_j), i = \overline{1,6}; m = \overline{1,6} \|$ ,  $\varphi_{im}(t^*, t_j) = \frac{\partial q_j(t^*)}{\partial q_m(t_j)}$  жеке туындыларының матрицасының бірінші жолы,

$\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6)$  – масса орталығы қозғалысы параметрлерінің  $q^{(j)}$  векторлары мен оның мәндері арасындағы  $t$  уақытындағы оның мәні арасындағы векторлардың біріншісі;

$\tilde{q}_1(t^*)$  –  $\tau$  трансверсаль параметрлеріне сәйкес келетін  $\tilde{q}(t^*)$  бағалау векторының алғашқы компоненті.  $I_2(\tilde{q}(t^*), S_6)$  функционалына тән қасиеттер:

1)  $\lim_{\Delta S_6 \rightarrow 0, (K_q(t_j)=0)} I_2((\tilde{q}_1(t^*), S_6)) = 0$  –  $\Delta S_6$  қателігіне сезімталдық;

2)  $Q_6 \approx \{ \tilde{q}(t^*) : I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_{60}) \}$  –  $Q_6$  облысындағы шектеулер;

Тұрақтандырушы функционал  $I_2(\tilde{q}(t^*), S_6)$  алғашқы қасиетіне сәйкес (3.1) I өрнегі  $\alpha$  көбейткішінде  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  болжамдау операторындағы  $S_6$  және  $p$  параметрлерін қолдануды ескере  $I_2(\tilde{q}(t^*), S_6)$  отырып нөлге теңеседі.

Осылайша,  $I_2(\tilde{q}(t^*), S_6)$  функционалының (3.1) қасиеттерін ескере отырып, шартты экстремумға міндет алынады, ол  $I_1$  тегістейтін және  $I_2$  функционалды тұрақтандыратын соманы білдіретін I функционалдың минимумын іздеуден тұратын сөзсіз экстремумға міндетке түрлендірілуі мүмкін салмақ көбейткішімен алынған:

$$I = I_1(\tilde{q}(t^*), S_6) + \alpha I_2(\tilde{q}_1(t^*), S_6), \quad (3.2)$$



мұндағы  $\alpha > 0$  – салмақ көбейткіші, Лагранж көбейткішінің аналогы;  
 $\tilde{q}(t^*)$  – навигациялық бағалаудың ізделетін алты өлшемді векторы.

Тұрақтандырушы функционалдың  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  нөлден өзгеру дәрежесін келесідей екі фактор анықтайды:

- 1) Өлшеу қателіктерінің деңгейі  $Kq(t_j)$ ;
- 2)  $[t_1, t_N]$  аралығындағы  $q^{(i)}$  шын өлшемдерге қатысты  $S_6$  және  $P$  параметрлерімен  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  операторымен есептелген масса орталығы қозғалысының көлемі;

Бірінші фактор бұл құбылыста үнемі байқалады және оның нақты әсері жерсеріктік радионавигациялық жүйедегі қателіктер деңгейімен өлшенеді. Ал, екінші фактор  $\mathcal{L}_p(t^*, q^{(i)}, S_6)$  болжам операторындағы  $[t_1, t_N]$  аралығымен есептелген қозғалыс траекториясымен сәйкессіздігінен байқалады.

Стандартты навигациялық-баллистикалық қамтамасыздандыру үлгісі бойынша навигациялық өлшеулердің векторлары  $S_6$  баллистикалық коэффициенті бойынша нақтыланады. Кейін осы нақтыланған баллистикалық коэффициент арқылы соңғы навигациялық өлшеу уақытындағы бағалау есебі шығарылады. Тұтынушыны навигациялық ақпаратпен қамтамасыздандыру үшін белгіленген  $t^*$  уақыт аралығында алынған навигациялық бағалау болжамданады.

### 3.2 Навигациялық өлшеулерді өңдеуді реттеуші алгоритм

Алдыңғы бөлімнің I функционалындағы (3.2) ең аз белгілеріне сай келетін  $\tilde{q}(t^*)$  навигациялық бағалауын табу үшін есепті қарапайым теңдеулер жүйесіне теңестіреміз.

$\tilde{q}(t^*)$  оңтайлы бағалауын анықтау үшін (3.2) критерийге сай келетін қарапайым теңдеулер жүйесі келесідей болып келеді:

$$\sum_{j=1}^N \left\{ \Phi_1(t_j, t^*) D_{nj}^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, \tilde{q}(t^*), S_6) - q^{(j)}] - \alpha \left[ \frac{\mathcal{L}_p(t^*, q^{(j)}, S_6)_1 - \tilde{q}_1(t^*)}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \right] \right\} = 0 \quad (3.3)$$

$$\sum_{j=1}^N \{ \Phi_s(t_j, t^*) D_{nj}^{-1} [\mathcal{L}_p(t_j, q(t^*), S_6) - q^{(j)}] \} = 0, s = 2, \dots, 6, \quad (3.4)$$

мұндағы,  $\Phi_s(t_j, t^*) - \Phi(t_j, t^*)$  дербес туындының s-нші жолы. Ол төмен орбиталды ғарыш аппаратының  $q$  векторының жағдайын  $t^*$  уақытына есептеуге мүмкіндік береді.  $\Phi(t_j, t^*)$  матрицаның бөлшектері ретінде  $\Phi(t_j, t^*) = \frac{\partial q(t_j)}{\partial q_1(t^*)}$  – ның дербес туындылары саналады.  $\Phi(t_j, t^*)$  матрицасы  $t_1$  уақытында,  $t^*$  уақытына болжамданған  $\Delta q_1$  векторға айналатын  $q$  векторының  $\Delta q_p - t_p$ :  $\Phi(t_p, t_1) \Delta q_1 = \Delta q_p$  теңдігін анықтайды.

$\Phi^{(j)}_1 D_{nj}$ ,  $\Phi^{(j)T}_1$  өрнегі  $t^*$  уақытына жоспарланған  $t_j$  уақытындағы  $\Delta q^{(j)}$  вектор қателіктерінің алғашқы компоненті.

(3.2) теңдеулер жүйесін шеше отырып, масса орталығы қозғалысы параметрлерінің векторын бағалау үшін тіреу векторының қосындысы  $q^{on} = (q^{on}_1, q^{on}_2, q^{on}_3)$  ретінде келесідей өрнек пайда болады:  $\Delta q^*: q(t^*) = q^{on} + \Delta q^*$

(3.4) теңдеуден  $\Delta q^*$  векторының 2+6 компоненті  $\Delta q_1^*$  арқылы келесідей өрнектеледі:

$$\|\Delta q_2^* \Delta q_3^* \Delta q_4^* \Delta q_5^* \Delta q_6^*\|^T = A^{-1}(C - D \Delta q_1^*) \quad (3.5)$$

мұндағы  $C, D$  – келесідей ара қатынаста есептелетін вектор бөлшектері:

$$c_k = \sum_{j=1}^N \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q m}^{-2} \cdot q_m^{(j)};$$

$$d_k = \sum_{j=1}^N \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q m}^{-2} \cdot \Phi_{m1}(t_j, t^*);$$

$A$  – 5x5 көлемдегі матрица көлемі, оның элементтері келесі формуламен анықталады:

$$a_{kn} = \sum_{j=1}^N \sum_{m=1}^6 \Phi_{(k+1)m}(t_j, t^*) \cdot \sigma_{\Delta q m}^{-2} \cdot \Phi_{m(n+1)}(t_j, t^*)$$

Мұнда  $k$  және  $n$  1 ден 5 ке дейінгі мәндерді қабылдайды. Өсу бағалары векторының бірінші компоненті  $\Delta q_1^*$  үшін өрнек былайша жазылады:

$$q_1^* = \frac{\sum_{j=1}^N \left( \Phi_1(t_j, t^*) D_{nj}^{-1} \Delta q^{(j)} + \alpha \frac{\Delta q_1^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \right) - M A^{-1} C}{\sum_{j=1}^N \left( F_{11}^{(j)} + \frac{\alpha}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \right) - M A^{-1} D}, \quad (3.6)$$

Бұл тарауды атап көрсетілген (3.5) және (3.6) өрнектерге сай  $\tilde{q}(t^*)$  навигациялық бағалауын табу үшін келесідей жүйелендіргіш алгоритм қолданылады:

Қарастырылған алгоритм бойынша бағалаудың нақты сипаттарына әсер ететін көптеген ықпалдар бар. Олардың ең бастыларын атап өтсек:

- бастапқы навигациялық ақпараттың жалпы көлемі ( яғни, навигациялық өлшеулердегі векторлардың саны және оларға сай келетін уақыт аралығы);
- таразылық жүйелендіргіш параметрінің рөлін ойнайтын  $\alpha$  параметрлерінің көлемі;
- таңдалған қозғалыс моделінің қасиеттері, соның ішінде Жердің геоэлеуетін жіктеу барысындағы бүкпелердің саны мен сол жағдайдағы

парматерлерді білудің нақтылығы, атап айтқанда  $S_6$  баллистикалық коэффициенті;

Борттық басқару кешеніндегі навигациялық қабылдағыштан келіп түсетін  $\Delta q^{(i)}$  навигациялық өлшеулеріндегі вектор қателіктеріндегі ковариациялық матрицаның құрылымы пайда болады:

$$D_{nj} = \begin{bmatrix} \sigma_0^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_0^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_0^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{ж}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{ж}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{ж}^2 \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

мұндағы  $j = 1, 2, \dots, N$ , диагональ бойымен навигациялық өлшеулердің қателік векторындағы кемшіліктердің ортақвадраттық квадраты,

$\sigma_0$  – навигациялық өлшеулер векторының орналасу координатындағы жеке компоненттердің ортақвадраттық кемшіліктері,

$\sigma_{ж}$  – навигациялық өлшеулердің вектор жылдамдығының бөлек компонентіндегі ортақвадраттық қателіктердің кемшіліктері.  $D_{nj}$  матрицасындағы диагональді емес бөлшектері нөлге тең. Бұл  $q^{(i)}$  навигациялық өлшеулерінің бөлек вектор компоненттеріндегі қателіктер арасындағы өзара қатынастылық жоқ деген болжамалы тұжырымды растайды. 3.3 өрнегінен 3.7-нің ұқсас өрнегіне  $\Delta q_1^{(i)} = \Phi_1(t^*, t_j)$ ,  $\Delta q^{(i)}$  өрнегінің кездейсоқ көлемімен алмастырылды.

Жоғарыда айтылғанды негізге ала отырып және бағалауды есептейтін формуланы қолдана отырып,  $\sigma^2_{\Delta q_1}$  квадраттық дисперсиясын есептеп шығаратын жалпы сызықтық формула ұсынылады:

$$\sigma_{\Delta q_1^*}^2 = \frac{1}{\left( \sum_{j=1}^N F_{11}^{(j)} + \frac{\alpha}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \right)^2} \times \sum_{j=1}^N \left\{ \sum_{\lambda=1}^3 (\Phi_{1\lambda}^{(j)} D_{nj} - M A^{-1} \Phi_{*\lambda}^{(j)} + \frac{\alpha \tilde{\Phi}_{1\lambda}^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}})^2 \sigma_0^2 + \sum_{\lambda=4}^6 (\Phi_{1\lambda}^{(j)} D_{nj} - M A^{-1} \Phi_{*\lambda}^{(j)} + \frac{\alpha \tilde{\Phi}_{1\lambda}^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}})^2 \sigma_{ж}^2 \right\} \quad (3.8)$$

мұндағы жеке туынды 5 өлшемдік баған векторы үшін белгі енгізілді:

$$\Phi_{*\lambda}^{(j)} = \begin{bmatrix} \Phi_{2\lambda}(t_j, t^*) \\ \Phi_{3\lambda}(t_j, t^*) \\ \dots \\ \Phi_{6\lambda}(t_j, t^*) \end{bmatrix}, (\lambda = 1 \div 6, j = 1, 2, \dots, N);$$

(3.8) өрнегінен  $\sigma_{\Delta q_1}^2$  мәні  $\alpha$  мәнінен сызықты емес тәуелді екенін көруге болады.

### 3.3. Алгоритмнің реттілік параметрін таңдауға әсеріне талдамалық зерттеу

3.1-бөлімінде қозғалыс моделі параметрлерінің қателіктері мен өлшеу қателіктеріндегі тұрақтылық қасиетіне ие шешімдер бере алатын функционал ұсынылды. Бұл зерттеуді таладамалы әдіс арқылы жүргізу мақсатында өрнектердің  $t^*$  аралығында болжам жүргізу негізінде пайда болатын реттілік жүйелігінің бағалау векторы компонентінің бірінші дисперсиясына деген өрнектің әсерін анықтап алу жөн. Ол үшін (3.8) өрнегін  $\alpha$  параметрі бойынша дифференциалдау керек.

Алдыңғы 3.2-бөлімінде алгоритмге навигациялық тұрақтандырылған талдау жасау үшін есептеу формулалары алынды. Ол бағалаудың қасиеттері  $\alpha$  параметрлердің мәндеріне, таңдау санына және навигациялық өлшеулердің орналасуына байланысты болып келеді.  $\alpha$  мәнін таңдауына қатысты  $q_1(t^*)$  навигациялық бағалау параметрінің сезімталдығына зерттеу жүргіземіз.

Навигациялық өлшеулердің таңдап алынған құрамы  $q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$  кезінде және навигациялық бағалауды алу уақыты  $t^*$  сәтінде,  $\sigma^2$  ең аз дисперсиясы пайда болатын  $\alpha$  параметрінің мәні (3.8) табайық, бұл жеке зерттеудің мәні болып табылады.

$\sigma^2$  функционалды тәуелділігіне сараптамалық зерттеулер жүргізілгенде,  $\alpha$  экстремалды мәнін табуға болады. Бұл жерде дифференциалданатын функцияны экстремалды мәнін іздеу кезінде көп қолданылатын математикалық талдаулар қолданылады.

$\alpha$  параметрінің экстремалды мәнін табу үшін  $\sigma^2$  дисперсиясының мәні  $\alpha$  бойынша дифференциалданған (3.8) өрнегі бойынша ең аз мәнді қабылдайды. Жазбаларды қысқарту үшін келесідей белгілеу енгізіледі:

$$\psi_l^{(j)} = \frac{\tilde{\Phi}_{1l}^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \left( \sum_{j=1}^N F_{11}^{(j)} - MA^{-1}D \right) - \sum_{j=1}^N (\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T})^{-1}, \quad (3.9)$$

$\sigma^2$  дисперсия квадратының көлемінің өзгеруіне сараптама жасау үшін және  $\alpha_{opt}$  үшін екінші рет оның тегістігін болжаған кезде,  $\sigma^2$  екінші туындысын  $\alpha = \alpha_{opt}$  кезінде есептейміз:

$$\frac{\partial^2 \sigma^2(\alpha_{opt})}{\partial \alpha^2} = \sigma_0^2 \sum_{l=1}^3 \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{\tilde{\Phi}_{1l}^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \psi_l^{(j)} \right\} + \sigma_{ж}^2 \sum_{l=4}^6 \sum_{j=1}^N \left\{ \frac{\tilde{\Phi}_{1l}^{(j)}}{\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}} \psi_l^{(j)} \right\} \quad (3.10)$$

Дисперсияларды есептеу үшін  $\Delta q$  бағалау векторының екіншіден алтыншы компонентін есептеу үшін (3.5) формуласын былай өрнектейміз:

$$|\Delta q_2^* \Delta q_3^* \Delta q_4^* \Delta q_5^* \Delta q_6^*|^T = \sum_{j=1}^N A^{-1} C_j \Delta q^{(j)} - A^{-1} D \Delta q_1^* \quad (3.11)$$

$\sigma^2$  дисперсия квадратын есептеу үшін сызықтық формуланы және (3.11) өрнегін қолдана отырып, бағалау векторының 2-6 компоненті дисперсия квадратына арналған жалпы формуланы жазуға болады.

Модельдеу нәтижелері екінші  $\frac{\partial^2 \sigma^2(\alpha_{opt})}{\partial \alpha^2}$  туындысы үшін (3.10) өрнектің мәні әрдайым оң екенін көрсетті. Демек,  $\sigma^2$  өрнегі  $\alpha = \alpha_{opt}$  мәндерінде өзінің ең аз мәніне жетеді.

3.2-бөлімнің формулалары бойынша реттелген баға алу механизмін түсіндіру қажет. Азайтылатын функционалдың қасиеті тұрақтандырушы қосылыс кезінде сомножитель мәнін таңдау арқылы алынған бағаның бір мезгілде екі қасиеті бар:

- 1) навигациялық өлшеу қателіктерінің әсеріне қатысты тұрақтылық;
- 2) ҒА шынайы жағдайына қарай ығысу, бұл ретте ығысу қозғалыс моделінің ( $\alpha$  параметрі) қателерінің деңгейімен және тұрақтандырушы функционалдың мәнінің шамасымен анықталады

### 3.4 Үлгілік есептегі алгоритм тиімділігіне аналитикалық талдау

3.2 бөлімде сипатталған алгоритмнің тиімділігін дәйектеу үшін үлгілік есепті қолдана отырып төмен орбиталды ғарыш аппаратындағы анықтамалардың нақтылығының ұлғаю деңгейін  $t_N$  уақыты мен  $t^*$  уақытына жоспарланған орташа өлшенген ең кіші квадраттар әдісі арқылы бағалаймыз. Навигациялық вектордағы қателіктердің ғарыш аппараты орбитасындағы жазықтық координаталарындағы ұйытқымаған нақты қозғалыстарға қатысты өзгеруі (яғни, екі вектор бойынша, ҒА – ның  $r$  – радиус векторы және төмен орбиталы ғарыш аппаратының ұшу барысындағы орбита жазықтығындағы  $r$  векторына перпендикуляр болып келетін  $u$ ).

$$\frac{\Delta r}{r_0} = (2 - \cos \varphi) \frac{\Delta r_0}{r_0} + \sin \varphi \frac{\Delta V_{r0}}{V_{ай}} + 2(1 - \cos \varphi) \frac{\Delta V_{u0}}{V_{ай}}, \quad (3.12)$$

$$\frac{\Delta V_r}{V_{ай}} = \sin \varphi \frac{\Delta r}{r_0} + \cos \varphi \frac{\Delta V_{r0}}{V_{ай}} + 2 \sin \varphi \frac{\Delta V_{u0}}{V_{ай}}, \quad (3.13)$$

$$\Delta u = (2 \sin \varphi - 3\varphi) \frac{\Delta r_0}{r_0} - 2(1 - \cos \varphi) \frac{\Delta V_{r0}}{V_{ай}} - \left( (3\varphi - 4 \sin \varphi) \frac{\Delta V_{u0}}{V_{ай}} + \Delta u_0 \right),$$

$$\frac{\Delta V_u}{V_{ай}} = (\cos \varphi - 1) \frac{\Delta r_0}{r_0} - \sin \varphi \frac{\Delta V_{r0}}{V_{ай}} - (1 - 2 \cos \varphi) \frac{\Delta V_{u0}}{V_{ай}}.$$

мұндағы  $\varphi = \omega t$  ГА орбитадағы орнының  $t$  уақыт кезіндегі қозғалыстың бұрыштық жылдамдығы  $\omega$  арқылы өрнектелетін бұрыш өлшемі. Орбитадағы қозғалыс  $V_{ай}$  айналмалы жылдамдығымен қозғалады деп алынады. Орналасу және жылдамдық бойынша ағымдағы қателіктер ( $\Delta r, \Delta u, \Delta V_r, \Delta V_u$ ),  $t=0$  уақыт кезіндегі бастапқы қателіктер ( $\Delta r_0, \Delta u_0, \Delta V_{r0}, \Delta V_{u0}$ ) және бастапқы радиус вектор  $r_0$  арқылы өрнектеледі.

Соңғы навигациялық өлшеу уақытында алынған және алдын ала болжамданған  $t^*$  уақытындағы навигациялық өлшеуде кеткен қателіктер 3.3 бөлімінде аталып өткен қасиеттерге сәйкес келеді. Бұл қателіктер 2.3 бөліміндегі әдістемеге сәйкес белгіленген уақытқа болжамданған навигациялық кемшіліктерден туындаған қателіктер. Олардың өзгеру қағидаттары болжамданған дисперсия қателіктерінің өзгеру қағидаттарына ұқсас. Көрсетліп қойған өлшеу қателіктерінен басқа қозғалыс моделі арқылы болжамдану әдісін қолданған кезде параметрлері кемшіліктермен белгіленген навигациялық өлшеулердің үлгі қателіктері де пайда болады.

Осылайша, (3.13) негізінде қателіктерге арналған жалпы теңдеу формуласы келесідей:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta r}{r_0} &= \Delta r^M(\varphi) + \Delta r^M(\varphi), \\ \frac{\Delta V_r}{V_{ай}} &= \Delta V_r^M(\varphi) + \Delta V_r^M(\varphi), \\ \Delta u &= \Delta u^M(\varphi) + \Delta u^M(\varphi), \\ \frac{\Delta V_u}{V_{ай}} &= \Delta V_u^M(\varphi) + \Delta V_u^M(\varphi) \end{aligned}$$

Берілген уақыттағы реттелген навигациялық есепті шешіп талдау үшін арнайы іріктелген бастапқы ақпараттарды қолдана отырып тесттік нұсқаны қарастыру қажет.

Алгоритмнің қызмет етуін келесідей шарттар бойынша қарастыруға болады:

– Төмен орбиталды ғарыш аппаратының еш қателіксіз және белгіленген  $p, S_6$  параметрлерімен белгілі  $\mathcal{L}_p(t_j, q(t^*))$ ,  $S_6$  операторымен белгіленген Жердің гравитациялық жазығындағы қозғалысы;

–  $t_1, t_2, \dots, t_N$  уақыт аралығындағы қателіктері нөлге тең болып келетін төмен орбиталы ғарыш аппараттарының қозғалыс параметрлерінің навигациялық өлшеулері бар;

–  $[t_1, t_N]$  аралығындағы төмен орбиталы ғарыш аппараттарының қозғалысы тұрақталған баллистикалық шамасы  $S_6$  арқылы жүзеге асырылады;

Навигациялық есептерді шешу үшін нақтылығымен емес, кейбір қателіктермен белгілі  $\Delta S_6$  ( $S_6 = S_6 + \Delta S_6$ ) баллистикалық шамалардың анықтамалары қолданылады. Баллистикалық шаманың  $S_6$  қателігі тек оның деңгейіне  $|\Delta S_6| < \delta S$  ғана белгілі.

$S'_6$  баллистикалық коэффициенті бар болжамды пайдалана отырып,  $t^*$  ( $t^* \gg t_N$ ) уақыт сәтінде реттеу алгоритмінің көмегімен  $q_a$  навигациялық бағасын алу қажет.

Реттеу алгоритмін қолдану нәтижесінде  $\Delta S_6$  қатесіне байланысты навигациялық баға алынады.  $q_a$  навигациялық бағалауды есептеу кезінде  $\Delta S_6$  қатесінің әсер ету өтемақысын реттеу алгоритмі қандай түрде жүргізілетінін талдаймыз. Талдау мақсатында 3.1 бөлімнің I регуляцияланатын функционалдың  $I_1$  және  $I_2$  құрамдас қосындыларының әрқайсысы қандай мәндерді қабылдайтынын анықтаймыз.

3.2 бөлімінде сипатталған алгоритмді қолдану нәтижесінде I функционалы ең төменгі мәнді қабылдайтын  $q_a$  векторының мәні табылады.

### 3.5 Реттеуші параметрін таңдау бойынша ұсыныстар құру

3.3 бөлімде көрсетілгендей,  $\alpha$  параметрінің реттеуші алгоритм арқылы пайда болған  $q(t^*)$  навигациялық бағалауға әсер ету деңгейін  $\alpha_{opt}$  параметрінің мәні арқылы анықтауға болады. Егер  $\alpha_{opt}=0$  болса, I функционал негізінде  $q(t^*)$  тегістеуші қателіктері мен реттеуші функционалдың мәндері теңеседі. Статистикалық үлгілеуде расталғандай,  $\alpha_{opt} > 0$  болса, әсері ету деңгейі ұлғаяды, ал  $\alpha_{opt} < 0$  болса, керісінше азаяды.

$t^*$  - ға арналған  $\alpha_{opt}$  параметрінің мәнін 3.2 алгоритмдегі  $\alpha$  салмақтық көбейткішін таңдау үшін бастапқы жуықтау мәні ретінде қолданылады.

Бұрыс қойылмаған есептерді шешудің жалпы танылған теориясында  $\alpha$  реттегіш параметрін таңдау үшін әртүрлі тәсілдер ұсынылады. Олардың бірі ретінде [15] - ші тәсілде атап көрсетілген жалпыланған үйлеспеушілікті келтірсе болады. Ол оператордың және теңдеудің дұрыс жағындағы қателіктердің көлемімен, операторлық сараптаманың терминологиясын қолдана отырып, кірме ақпараттардағы  $\alpha$  мәнінің тәуелділігін анықтауға мүмкіндік береді.

Қарастырылып отырған реттеуші алгоритмде қолданған жалпыланған үйлеспеушілік қағидасындағы теңдеу шартына сәйкес  $\alpha$  параметрі мәнін анықтап, қағиданы сипаттаймыз:

- $t^*$  уақытында таңдалған  $\alpha$  және осы  $\alpha=0$  кездегі бастапқы деректе кездесетін қателіктер жағдайындағы екі вектордың нөлге тең үйлеспеушілігі;
- $t^*$  уақытындағы модель қателіктерінің шекті мәнге ие болған жағдайдағы нөлге тең екі вектордың үйлеспеушілігі;

$\alpha$  мәнін шешу үшін, 3.2 бөлімге сәйкес  $t^*$  уақытындағы алдын ала болжамдалып қойған навигациялық бағалау векторлары есептеледі. Бірінші вектор навигациялық өлшеулердің ұйытқымаған векторлары  $a=0$  жағдайында және үлгі параметрлерінде қателік кетпеген жағдайда есептеледі. Кіру ақпаратында қате болмаған жағдайда алынған номиналды векторды  $q^h(t^*) = (X^h, Y^h, Z^h, V_x^h, V_y^h, X_z^h)$  деп белгілейміз.

$\alpha=0$  жағдайда, ұйытқыған вектор үлгідегі барлық кетуі мүмкін қателіктерді ескере отырып келесідей белгіленеді:  $q^y(t^*) = (X^y, Y^y, Z^y, V_x^y, V_y^y, Xz^y)$ . Номиналды және ұйытқымаған векторлар арасындағы үйлеспеушілік есептелінеді. Үйлеспеушілік үш параметрге байланысты сфералық қателіктер түрінде есептелінеді:  $(X^h - X^y)^2 + (Y^h - Y^y)^2 + (Z^h - Z^y)^2$ .  $\alpha$  параметрін таңдау есебін шешу өте маңызды.  $\alpha$  параметрі номиналды және ұйытқыған векторлар арасындағы үйлеспеушіліктің тең болу шартына байланысты таңдалады.  $q^p(t^*, \alpha) = (X^p(\alpha), Y^p(\alpha), Z^p(\alpha), V_x^p(\alpha), V_y^p(\alpha), V_z^p(\alpha))$  өрнегі арқылы  $t^*$  уақыт сәтіндегі  $\tilde{q}(t^*)$  деңгейлестіруші векторды белгілейміз.

Жалпыланған үйлеспеушілік қағидасы бойынша таңдалған  $\alpha$  параметрі келесідей шартты қанағаттандыруы керек:

$$(X^h - X^y)^2 + (Y^h - Y^y)^2 + (Z^h - Z^y)^2 = (X^h - X^p(\alpha))^2 + (Y^h - Y^p(\alpha))^2 + (Z^h - Z^p(\alpha))^2 \quad (3.14)$$

Қарастырылып отырған навигациялық есепте кіру ақпараттарының қателіктері болып навигациялық өлшеудегі қателіктер мен  $[t_1, t_N]$  аралығындағы болжамдау қателіктері саналады.

Төмен орбиталы ғарыш аппаратының қалыпты ұшу жағдайдарындағы  $\alpha$  параметрлері көлемінің функционалды құрылымдағы тәуелділікті сипаттаймыз:

Функционалды тәуелділік мынадай:  $\alpha = f(\Delta T, \Delta S_{\text{бmax}}, p, \sigma, N)$ , мұндағы  $\Delta T = |t^* - t_N|$  болжамдау аралығының ұзақтығы,  $\Delta S_{\text{бmax}}$  - баллистикалық коэффициент қателігінің максималды шамасы;  $p$  - қозғалыс үлгісіндегі қолданылатын гармоникалардың жалпы саны;  $\sigma$  - навигациялық өлшеулердегі қателіктердің дисперсиялық векторы;  $N$  - навигациялық өлшеулердің жалпы саны

$t^*$  уақыты навигациялық соңғы өлшеу уақытынан  $t^*$  уақытына дейінгі болжам аралығының ұзақтығын сипаттайды.  $\Delta S_{\text{бmax}}$  қателігінің көлемі орбита параметрлерінің және күн мен геомагнитті ұйтқылықтың өлшеуге болатын ағымдағы деңгейімен анықталады.  $p$  көлемі навигациялық алгоритмді жүзеге асыруға болатын бағадарлама нұсқасына сәйкес келеді.  $\sigma$  көлемі ғарыш аппаратының сипаттамаларына сәйкес. Орбитаның белгілі параметрлері, жүйенің сипаттамалары және навигациялық қамсыздандырудың үлгісі бар төмен орбиталы ғарыш аппараты үшін  $\Delta S_{\text{бmax}}, p, \sigma, N$  параметрлері белгілі. Осылайша,  $\alpha$  параметрінің реттелген көлеміндегі функционалды тәуелділік келесідей сипатқа ие:  $\alpha = f(\Delta T)$ . Сондықтан, болжам аралығының ұзақтығымен  $\Delta T_i$ , реттелген,  $a_j$  деректер базасын құруға мүмкіндік бар.

$\tilde{q}(t^*)$  деңгейлестіруші векторды бағалауды есептеп шығаруға ұсынылатын алгоритм:

Алгоритм кіру деректері:

$q^{(j)}$  - навигациялық өлшемелер векторы ( $j=1..N$ );

$S_{60} - S_6$  мәнінің соңғы нақтыланған мәні (ұшудың алдыңғы тәуелігінде);

$t^*$  - навигациялық бағалауды есептеу уақыты;



1.  $\alpha_{opt}$  параметрлерінің мәні есептеліп, талданады.  $\alpha_{opt}$  нөлден үлкен болғанда реттеуші алгоритм қолданылады;
2.  $\alpha$  реттеуші параметрлерінің көлемі таңдалады;  $\alpha$  таңдаудың екі жолы бар:
  - a) жалпыланған үйлеспеушілік әдісі арқылы;
  - b) деректер базасындағы (деректер базасы  $\Delta T_i$  – дің негізгі мәндерін іріктеп алу арқылы статистикалық әдіс арқылы құрылады)  $\alpha_i$  мәндері бойынша сызықтық интерполяциялау әдісі, сондай-ақ, бұл жерде,  $\alpha$  мәні  $t^*$  уақытында :  $t_N + \Delta T_i < t^* < t_N + \Delta T_{i+1}$  шарты орындалған жағдайда, келесідей есептеледі:

$$\alpha = \alpha_i + ((\alpha_{i+1} - \alpha_i) / (\Delta T_{i+1} - \Delta T_i)) \times (t^* - \Delta T_i - t_N)$$

3. 3.2 бөліміндегі алгоритмге сай  $\tilde{q}(t^*)$  жүйеленген бағалау жүйесін есептеу;

Жүйеленген бағалау жүйесін орнату барысында, берілген есептің бейсызықтығын ескере отырып,  $\alpha$  параметрі мәнін табудың ең тиімді жолы болып  $t^*$  әртүрлі ілездік уақыт кезіндегі статистикалық үлгілеуге негізделетін іріктеу әдісі саналады.

Бұл тәсіл бойынша,  $\alpha$  мәні ең аз үйлеспеу жағдайына байланысты таңдалады:

$$|\tilde{q}(t^*, \alpha, S_{60}) - \mathcal{L}_{16}(t^*, q_0, S_6)| \rightarrow \min_{\alpha}, \quad (3.15)$$

мұндағы  $\mathcal{L}_{16}(t^*, q_0, S_6)$  – навигациялық ақпаратты қолдану уақытындағы ұйытқымаған тірек  $q_0$  векторының болжамы,  $S_6 = S_{60} + \Delta S_{6max}$ ;

$\tilde{q}(t^*, \alpha, S_{60})$  -  $t^*$  уақытында шешімін тапқан,  $S_6$ –дан осы түрге тән  $S_{6max}$  – тың ең үлкен көлемімен ерекшеленетін баллистикалық коэффициент  $S_{60}$  –ның және  $\alpha$  параметрі мәні таңдалған  $\tilde{q}(t)$  жүйеленген бағалауы;

Бұл әдіс-тәсіл  $t^*$  уақыт аралығындағы бекітіліп қарастырылған орбитаның жүйелендіру параметрінің мәліметтер базасын құруда қолданылады ( мысалға, төмен орбиталды ғарыш аппаратына қолданылатын мәліметтер базасын қараңыз ).

### **3.6 Реттеуші алгоритмнің нәтижелі қызмет жасауына қажет навигациялық талаптардың нақтылығына арналған талаптардың жетілдірілуі**

Алдыңғы бөлімде келтірілген навигациялық алгоритмдердің жұмысын сандық модельдеу нәтижелері жерсеріктік радионавигациялық жүйенің қалыпты жұмыс өнімділігіне (яғни, навигациялық есептеулердің нақтылығы) сай келеді.

Реттеуші алгоритмнің айтарлықтай қысқа уақыт аралығында үлгі параметрлерінің өзгеруіне деген сезімталдық қасиеті жерсеріктік

радионавигациялық жүйе арқылы алуға болатын нақты навигациялық өлшеулер кезінде пайда болатынын көрсету өте маңызды.

Бұл жағдайды 3.3 бөлімде көрсетілген ұқсас тесттік үлгіде көрсетуге болады. Баллистикалық шама,  $S_6=0.03\text{м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2$  - тең болса, оның қателігі  $S_6$ -ның 30% құрайды. Сонда, баллистикалық шама қателігінің көлемі,  $\Delta S_6 = 0.3*0.03(\text{м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2) \approx 0.01 (\text{м}^3/\text{кг}\cdot\text{с}^2)$ .

Үдеу қателігі ( $\Delta a$ ) қозғалысқа деген ауа қарсылығының әсерінің өрнегіне сай, ғарыш аппараты //27// - ден, баллистикалық шама,  $\Delta S_6$  арқылы өрнеткеледі:

$$\Delta a = \Delta S_6 \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (3.16)$$

мұндағы,  $\rho$  – атмосфера тығыздығы, ( 300 км биіктікте  $\rho \approx 10^{-11} \text{кг}/\text{м}^3$  );

$V$  – ғарыш аппаратының орбиталық жылдамдығы, ( 300 км биіктікте  $V \approx 7000 \text{м}/\text{с}$ );

Осылайша, 300 км биіктіктегі орбита үлгілерінің жылдамдыққа қатысты ақпарат бойынша қателіктері келесідей өрнектеледі:

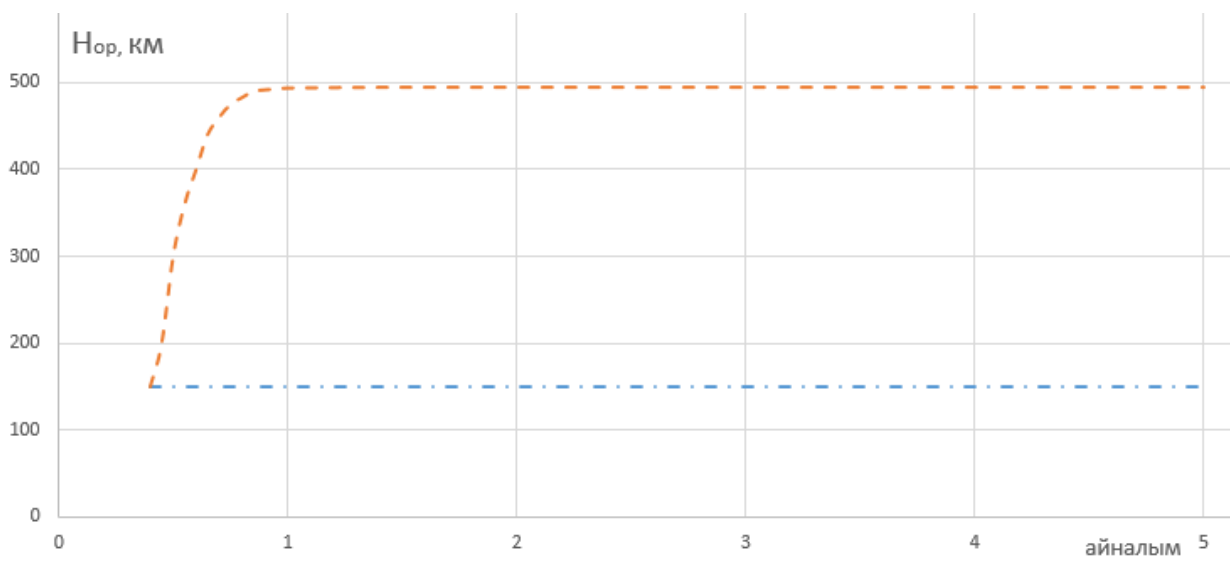
$$\Delta a = 0,01 \cdot \frac{10^{-11} \cdot (7000)^2}{2} \approx 2,5 \cdot 10^{-6} (\text{м}/\text{с}^2)$$

Орбита бойындағы  $\Delta t$  төмен орбиталды ғарыш аппаратының 18 минутқа тең навигациялық өлшеулердің  $[t_1, t_N]$  аралығындағы қателігі  $\Delta a$  көлемімен анықталып, келесідей өрнектеледі:

$$\Delta t = \frac{\Delta a \cdot (t_N - t_1)^2}{2} = \frac{2,5 \cdot 10^{-6} \cdot (1080)^2}{2} \approx 15 (\text{м}).$$

Бұл жерсеріктік радионавигациялық жүйенің қалыпты өнімділігінің нақтылы деңгейі.

Жоғарыда айтылғандардың негізінде жердің геопотенциалының ыдырауында төрт гармониканы есепке ала отырып, қозғалыстың пайдаланылатын моделі кезінде орамдар бойынша болжам аралығына, ұшудың орташа биіктігіне ( $H_{op}$ ) байланысты қозғалыс моделі параметрлерінің өзгеруіне алгоритмнің сезімталдық аймағын сипаттауға болады (3.2-сурет).



3.2 сурет – Алгоритмнің сезімталдық аумағы

### 3.7 Реттеу алгоритмінің тиімділігін сандық зерттеу

Алгоритмді сандық зерттеу және оның дәлдік сипаттамаларын орташа өлшенген ЕКӨ-н пайдалана отырып бағалауды есептейтін дәстүрлі алгоритммен салыстыру мақсатында арнайы таңдалған параметрлері бар модель пайдаланылды

Сандық зерттеу үшін модель параметрлерін таңдау ЖРНЖ пайдалану кезінде навигациялық өлшеулердің тән схемалары үшін навигациялық есептің шешімін имитациялау қажеттілігімен, ЖҚЗ ҒА орбитасына тән, қозғалыстың математикалық модельдері және ЖРНЖ аппаратурасының өлшеу қателіктерінің модельдері үшін негізделген.

ЖРНЖ жабдықтарының өлшеу қателіктерінен басқа, атмосфераның математикалық моделінің параметрлерін білудегі қателіктер навигациялық параметрлерді анықтау дәлдігіне айтарлықтай әсер етеді. Навигациялық бағаны анықтаудың дәлдігіне ғарыштық аппараттар моделін үлкен болжамдық интервалдарда пайдалану жағдайында атмосфераның математикалық моделін білу дәлдігі әсер етеді (1 бөлімін қараңыз).

Болжауды үлкен аралықтарда пайдалану қажеттілігі навигациялық ақпаратты  $t^*$  уақыты кезінде соңғы навигациялық өлшеуден кейін  $t^*$  уақыты кезінде пайдаланған жағдайда туындайды. Кейбір жағдайларда, мысалы, штаттан тыс жағдайларда,  $t^*$  және  $t_N$  сәттері арасындағы аралық елеулі шамаға (бірнеше орамға дейін) жетуі мүмкін.

Автономды навигация жүйесі жұмысы бас тартқан кезде ББК навигациялық ақпаратпен жабдықтау ЖБК құралдарын тарта отырып жүзеге асырылады. Әдетте, ЖБК навигация міндетін шешу үшін навигациялық өлшеулердің жеткілікті қоры жоқ. Әдетте, ағымдағы уақытта ЖБК-да навигациялық бағалауды алу үшін кіріс ақпараты ретінде орбитаның бойында айтарлықтай қашықтықта орналасқан навигациялық өлшеулерді пайдалануға

тура келеді. Мұндай навигациялық қамтамасыз ету схемасында навигациялық бағалауды анықтау дәлдігіне орбитада нақты жағдайлар бойынша ҒА қозғалысының математикалық моделінің адекваттылық дәрежесі үлкен әсер етеді. Навигациялық қамтамасыз ету жүйесінің жұмыс істеуінің осындай жағдайларында ұсынылатын навигациялық бағалауды есептеу алгоритмі уақыттың берілген сәтіне болжауды пайдалана отырып, орташа өлшемді ең аз квадраттар әдісіне негізделген штаттық алгоритм алдында артықшылыққа ие.

Статистикалық салыстырмалы талдау үшін пайдаланылатын орбиталар параметрлерін таңдау кезінде ҒА жоғары және төмен орбиталары қарастырылды. Жоғары және төмен орбиталарға бөлу шартты түрде жеткілікті. "Төмен" орбиталарға ЖҚЗ ҒА әртүрлі кластары үшін пайдаланылатын орбиталар жатады. Орбиталардың шартты классификациясы кезінде оларға 300 ~ 400 километрге дейінгі биіктіктегі орбиталар жатады.

Жоғары орбиталар қозғалыстың математикалық моделін пайдалану кезінде болжаудың дәлдігіне атмосфера қателіктерінің аз әсерімен сипатталады.

Төмен орбиталарда атмосфера қателерінің болжам дәлдігіне әсері артады. Жер геопотенциалының пайдаланылатын моделіндегі қателер және атмосфераның қателіктері әртүрлі табиғатқа ие. Біріншісі жойылатын қателерге жатады, өйткені қазіргі кездегі жердің геопотенциалы туралы білім шын мәнінде жеткілікті, және пайдаланылатын модельдің толықтығы әдетте пайдаланылатын есептеу техникасының ресурстарымен және басқа қателердің әсер ету шамаларымен салыстырғанда есепке алудың мақсаттылығымен анықталады.

Сандық модельдеу ЖҚЗ ҒА әртүрлі орбиталарына тән болды. Жоғары орбитада келесідей перигей мен апогей биіктіктері бар орбиталар пайдаланылды:  $h=250$  км,  $H=520$  км және  $i=71^{\circ}$  бұрышты. Төменгі орбитада перигей мен апогей биіктігімен орбитаны пайдаланды:  $h=250$  км,  $H=350$  км және  $i=67^{\circ}$  көлбеу бұрышы.

Атмосфераның қателері жойылмайтын қателерге жатады, себебі ҒА ұшуының бүкіл уақыты бойы оның тығыздығының кездейсоқ пайда болатын вариациясының салдары болып табылады.

ҒА пайдалану кезінде қателерді өтеу үшін атмосфераны білу және оларды сипаттаудың қарапайымдылығы үшін ҒА аэродинамикалық қасиеттерін сипаттайтын параметр - баллистикалық коэффициент ( $S_6$ ) қолданылады.

Бақыланатын (навигациялық өлшемдердің деректері бойынша анықталған) және ҒА болжанатын қозғалысын келісу үшін қозғалыс моделін нақтылаудан басқа, төмен биіктіктегі ға үшін баллистикалық коэффициентті нақтылау әдісі қолданылады. Баллистикалық коэффициентті нақтылау оны орбитаның параметрлерінің өлшеулері бойынша анықталатын құрамға қосу жолымен жүргізілуі мүмкін.

Баллистикалық коэффициентті келісу коэффициенті ретінде қолдану арқылы ҒА модельделетін және нақты қозғалысын келісу атмосфераның

нақты тығыздығының жүйелі немесе баяу өзгертін ауытқулары немесе ГА тежелуі болған кезде тиімді. Мысалы, күндегі жарқылдармен, атмосфера тығыздығының немесе орбитаның параметрлерінің өзгерістерімен байланысты болатын жылдам (болжанбаған) ауытқулар кезінде бұл әдісті пайдалану қозғалыс болжамындағы үлкен қателіктерден бастап  $[t_1, t_N]$  аралығынан тыс  $t^*$  дейінгі аралықта кепілдік бермейді.

Баллистикалық коэффициентті келісу дәлдігі көптеген факторларға байланысты:

- ГА аэродинамикалық кедергі коэффициентін есептеу қателері,
- ГА орбитасының параметрлері (ұшу биіктігі),
- навигациялық өлшеулер бойынша орбиталардың параметрлерін анықтау қателері,
- баллистикалық коэффициентті келісу аралығы,
- қозғалыс моделінің қателері, оның ішінде:
  - a. атмосфера моделінің қателері,
  - b. гравитациялық өріс қозғалысы моделінде пайдаланылатын жердің нақты,
  - c. модельдеудің әдістемелік қателері.

Осылайша, ГА ұшуының барлық кезеңінде атмосфераның тығыздығын білу қателіктері баллистикалық коэффициентті білу қателігімен сипатталады.

### **3.8 Баллистикалық шамада кеткен қателіктер кезіндегі жүйелендіргіш алгоритмнің нәтижелілігін зерттеу**

Алдыңғы тарауда атап өтілгендей, төмен орбиталарда жағдайдың параметрін білудегі қателіктердің математикалық моделдегі болжамның нақтылығына әсері айтарлықтай деңгейде артады, сондай-ақ, бұл жағдайдағы қателіктер алдын ала болжап біле алмайтын, кездейсоқтық сынды қасиеттер тән жөнделмейтін қателіктер қатарында. Атмосфераның тығыздығына ( $\Delta\rho$ ) қатысты қателіктер төмен орбиталды ғарыш аппаратының ұшуы барысында баллистикалық шамаға ( $\Delta S_6$ ) қатысты ақпараттарда кететін қателіктермен сәйкес келеді. Сандық үлгілеу кезінде зерттеліп жатқан алгоритм бойынша статистикалық сипаттаманы алу үшін  $\Delta\rho$  қателіктері  $\Delta S_6$  шамасы арқылы үлгіленеді. Бұл тәсіл әдістемелік тұрғыдан дәлелденіп, бірнеше жылдар бойы төмен орбиталды ғарыш аппаратын қолдану және жобалау тәжірбиесінде сыналып көрген.

Үлгілеу үшін перигей мен апогея биіктігі ( $h=250$  км,  $h=250$  км) және қиғаштық градусы  $i=67$  болатын параметрлер тән орбита түрі қолданылады. Осындай сипаттамалар тән орбиталар баллистикалық шама ақпараттарына қатысты қателіктердің навигациялық анықтамалардың нақтылығына айтарлықтай деңгейде әсер етеді.

Нақты сипаттамаларды анықтау үшін параметр ретінде  $\delta R = \sqrt{\sigma X^2 + \delta Y^2 + \sigma Z^2}$  формуласымен шешілетін координаталық бөліктегі қателіктерінің көлеіі

қолданылады. Кестеде ең кіші квадраттар әдісі арқылы және белгіленген  $t^*$  уақыттағы болжам бойынша зерттеліп жатқан жүйелендіруші алгоритмді бағалауда кеткен қателіктерді ескере отырып, қателіктерді бағалауға арналған  $\delta R$  кестесі дайындалған. Бұл қателер баллистикалық шаманың  $S_b$  және оның қателіктерінің  $\Delta S_b$  әр түрлі мәні үшін келтіріледі.

3.1, 3.2 кестелерде және оларға сәйкес 3.3, 3.4 суреттерде келесі навигациялық қамтамасыздандыру үлгілері үшін жүргізілген статистикалық үлгілеудің нәтижелері көрсетілген:

1. Екі минуттан кейінгі бес рет өлшеу;
2. Жиырма минуттан кейінгі бес рет өлшеу

Гармониктің әр түрлі санымен өлшенетін жүйелендіруші алгоритмі аса нәтижелі емес және де тек  $p=2$  кезінде пайда болады.

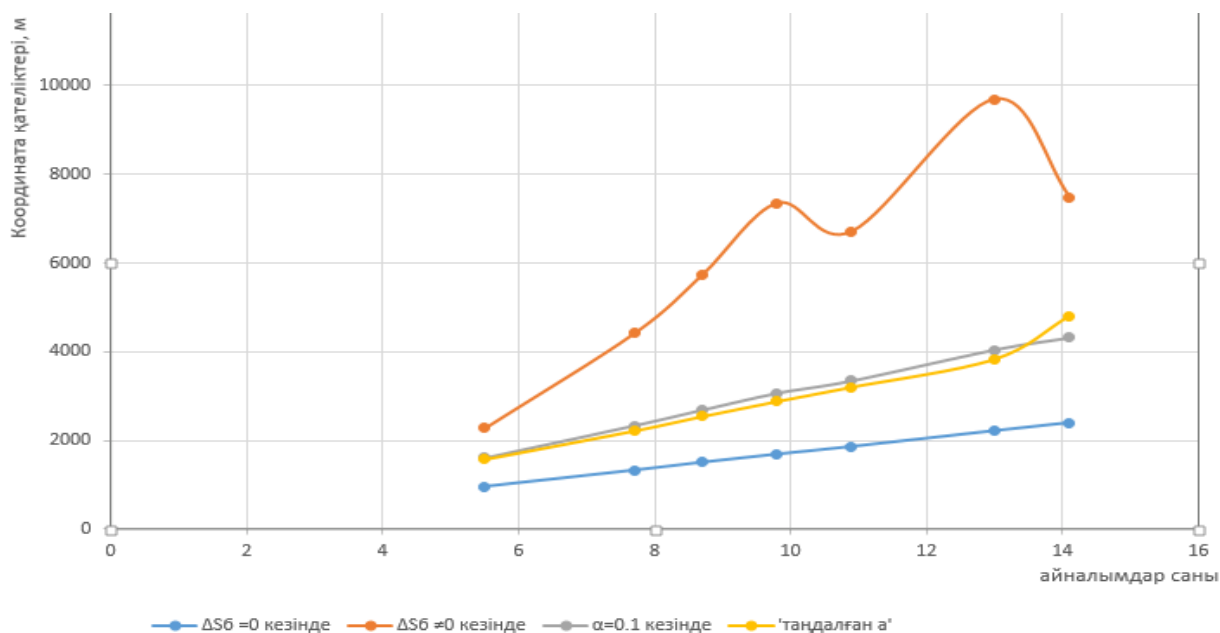
3.1-кесте. Екі минут сайын бес рет өлшеу кезінде статистикалық модельдеу нәтижелері

$t^*, c,$ (айналы м), саны	$S_b,$ $m^3/kg$ $*c^2$ ( $\Delta S_b$ ), %	$\Delta S_b = 0$ кезінде ЕКӨ қателігі $i, m$	$\Delta S_b \neq 0$ кезінде ЕКӨ қателігі $, m$	$\alpha=0.1$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	ЕКӨ-мен салыстырм алы ұтыс, %	Таңдаулы $\alpha$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	Таңдаулы $\alpha$ кезінде ЕКӨ-мен салыстырм алы ұтыс, %
29970 (5.55)	0.03, 40	953.0	2270.1	1602.7	29.3	1582.2 $\alpha=0.01$	32.1
29970 (5.55)	0.03, 30	953.0	1770.6	1664.6	5.9	1513.0 $\alpha=0.001$	14.4
41580 (7.7)	0.03, 40	1324.2	4411.2	2332.5	47.1	2221.0 $\alpha=0.01$	49.6
41580 (7.7))	0.04, 40	1326.1	5936.9	2403.8	59.5	2305.0 $\alpha=0.01$	61.1
47250 (8.75)	0.03, 40	1502.2	5731.4	2684.2	53.1	2544.0 $\alpha=0.01$	55.6
47250 (8.75)	0.04, 40	1504.1	7700.3	2757.9	64.1	2601.3 $\alpha=0.01$	66.2
53190 (9.85)	0.03, 40	1686.0	7345.9	3063.0	58.3	2881.1 $\alpha=0.008$	61.0
53190 (9.85)	0.03, 30	1686.0	5461.5	2998.0	45.1	2890.1 $\alpha=0.007$	47.1
58860 (10.9)	0.03, 30	1861.5	6711.1	3343.1	50.1	3203.2 $\alpha=0.006$	52.0
58860 (10.9)	0.03, 40	1861.0	8999.0	3274.6	63.6	3081.2 $\alpha=0.006$	52.0
70470 (13.05)	0.03, 40	2218.5	9689.7	4040.1	58.2	3831.2 $\alpha=0.0008$	60.3
70470 (13.05)	0.03, 20	2218.5	6377.3	4348.3	66.4	4138.5 $\alpha=0.007$	44.5
76410 (14.15)	0.03, 20	2401.2	7485.7	4312.7	42.2	4103.6 $\alpha=0.001$	45.6

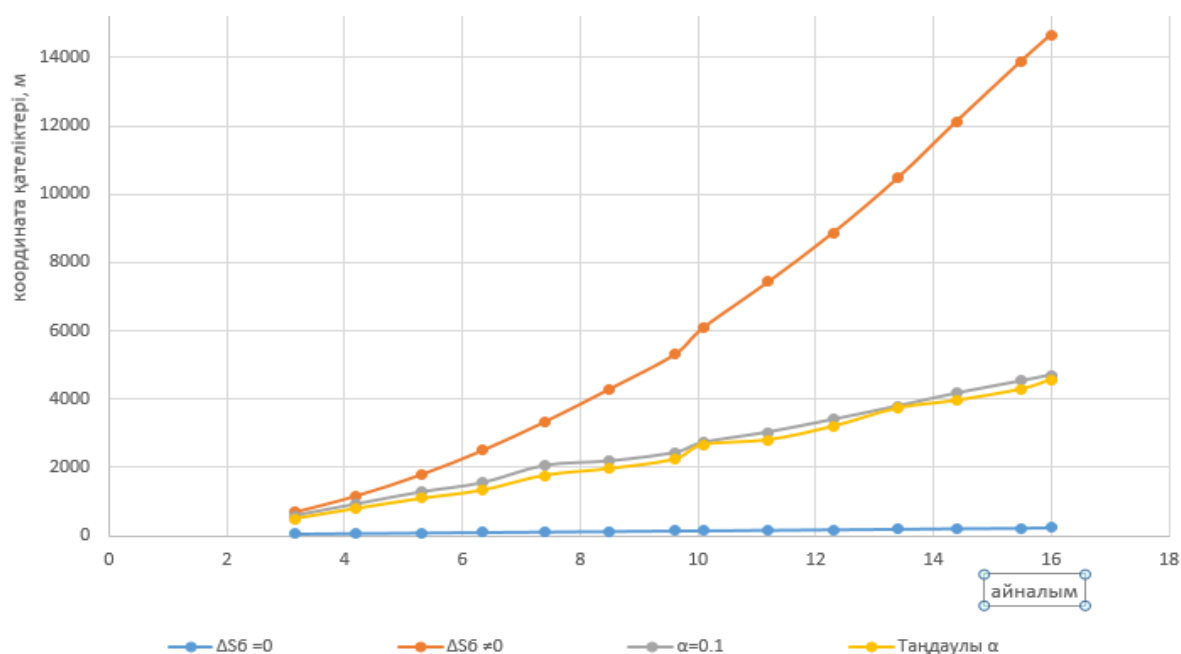
76410 (14.15)	0.03, 30	2401.2	11323.5	4256.5	62.3	4806.5 $\alpha = 0.001$	62.8
------------------	-------------	--------	---------	--------	------	----------------------------	------

3.2-кесте. Жиырма минуттан бес рет өлшеу кезінде статистикалық модельдеу нәтижелері

$t^*$ , с, (айналы м), саны	$S_6$ , $m^3/kg$ $*c^2$ ( $\Delta S_6$ ), %	$\Delta S_6$ $=0$ кезінд е ЕКӨ қателі гі, м	$\Delta S_6 \neq 0$ кезінд е ЕКӨ қателі гі, м	$\alpha=0.1$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	ЕКӨ-мен салыстырм алы ұтыс, %	Таңдаулы $\alpha$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	Таңдаулы $\alpha$ кезінде ЕКӨ-мен салыстырм алы ұтыс, %
17010 (3.15)	0.03, 30	51.5	703.4	581.5	17.3	503.1 $\alpha = 0.1$	28.4
22680 (4.2)	0.03, 30	66.5	1181.0	921.9	21.9	800.3 $\alpha = 0.2$	32.2
28620 (5.3)	0.03, 30	82.4	1799.8	1273.9	29.2	1093.1 $\alpha = 0.2$	39.2
34290 (6.35)	0.03, 30	97.4	2513.0	1548.8	38.3	1337.3 $\alpha = 0.3$	46.7
39960 (7.4)	0.03, 30	111.9	3341.6	2053.1	38.5	1768.1 $\alpha = 0.3$	47.0
45900 (8.5)	0.03, 30	126.8	4302.4	2184.2	49.2	1963.3 $\alpha = 0.3$	54.3
51570 (9.55)	0.03, 30	143.0	5306.7	2429.6	54.2	2238.2 $\alpha = 0.4$	57.8
54540 (10.1)	0.03, 30	147.3	6098.8	2728.5	55.2	2663.7 $\alpha = 0.4$	56.3
60480 (11.2)	0.03, 30	165.4	7438.8	3034.4	59.2	2804.2 $\alpha = 0.5$	62.3
66150 (12.25)	0.03, 30	180.8	8867.8	3403.6	61.6	3196.2 $\alpha = 0.4$	63.9
72090 (13.35)	0.03, 30	196.8	10475	3799	63.5	3731.0 $\alpha = 0.4$	64.7
77760 (14.4)	0.03, 30	211.8	12131	4176.3	65.6	3955.7 $\alpha = 0.4$	67.5
83430 (15.45)	0.03, 30	228.5	13895	4538.3	67.5	4288.2 $\alpha = 0.3$	68.9
86400 (16.0)	0.03, 30	239.1	14664	4708.9	68.1	4560.5 $\alpha = 0.3$	69.2



3.3 сурет – Екі минут сайын бес рет өлшеу кезінде қателіктерді салыстыру



3.4 сурет – Жиырма минуттан бес рет өлшеу кезінде қателіктерді салыстыру

Кестелер мен суретте көрсетілген үлгілеу нәтижелері деңгейлестіруші алгоритм навигациялық бағалауды анықтау дәлдігін өлшем саны мен жобалау интервалының ұзақтығына қарай екі есеге дейін арттыруға мүмкіндік береді деп қорытындылауға болады. 3.3, 3.4-суреттерде баллистикалық коэффициент қателігі 0-ге тең болғандағы әдістемелік қателіктердің өсуі ерекшеленеді. Сонымен қатар, қысқа өлшем интервалында (3.1-кесте) деңгейлестіруші алгоритмнің ең үлкен тиімділігі байқалады.



Сонымен қатар, модельдеу жолымен реттеуіш параметрін таңдау барлық болжау аралығы үшін  $\alpha=0.1$  белгіленген мәнмен салыстырғанда дәлдік бойынша елеулі ұтыс бермейді. Бұл тұрақтандырушы функционалда өлшеу қателіктерінің өсуіне сәйкес келетін нормалаушы  $\Phi_1^{(j)} D_{nj} \Phi_1^{(j)T}$  көбейткіштерінің реттегіш алгоритмінің болуымен түсіндіріледі.

### 3.9 Геопотенциал моделінің қателері кезіндегі реттеуші алгоритмді зерттеу

ЖҚЗ ГА жоғары орбиталары үшін статистикалық өңдеу алгоритмінде пайдаланылатын жердің геопотенциалының математикалық моделінің қателерінің әсері атмосфера параметрлерін (баллистикалық коэффициент) білу қателіктерінің әсерімен салыстырғанда негізгі болып табылады. Сандық модельдеу кезінде атмосфера параметрлерінің қателері зерттелетін алгоритмнің статистикалық сипаттамаларын алу үшін баллистикалық коэффициенттің вариацияларымен берілген, ал геопотенциалдың қателіктері тірек орбитасын есептеу және навигациялық өңдеу алгоритмінде навигациялық бағалауды есептеу кезінде гармоникалардың әртүрлі санының тапсырмалары арқылы модельдеді.

Модельдеу үшін перигей  $h=250$  км және апогей биіктігі  $H=520$  км және бұрышы  $i=67^\circ$  орбита пайдаланылды. Модельдеудің нәтижелері әр түрлі навигациялық қамтамасыз ету схемалары үшін кестелерге енгізілген. Дәлдік сипаттамаларын бағалау үшін параметр ретінде  $\delta R = \sqrt{(\delta X^2 + \delta Y^2 + \delta Z^2)}$  формуласы бойынша есептелетін координат бөлігінің қателігінің шамасы пайдаланылады. Кестеде орташа өлшенген МНК бойынша есептелген және  $t^*$  берілген уақытқа болжанған бағалау үшін  $\delta R$  қателерінің шамалары және зерттелетін регуляризацияланған алгоритмді бағалау қателіктері берілген. Бұл қателіктер номиналды орбитамен салыстырғанда бағалауды есептеу алгоритмдерінде қолданылатын гармоникалардың әртүрлі саны үшін келтіріледі. Жер өрісіндегі нақты ұшуға сәйкес келетін ГА тірек (номиналды) траекториясы ретінде геопотенциалдың ыдырауында 16 гармониканы пайдаланумен есептелген траектория қабылданды.

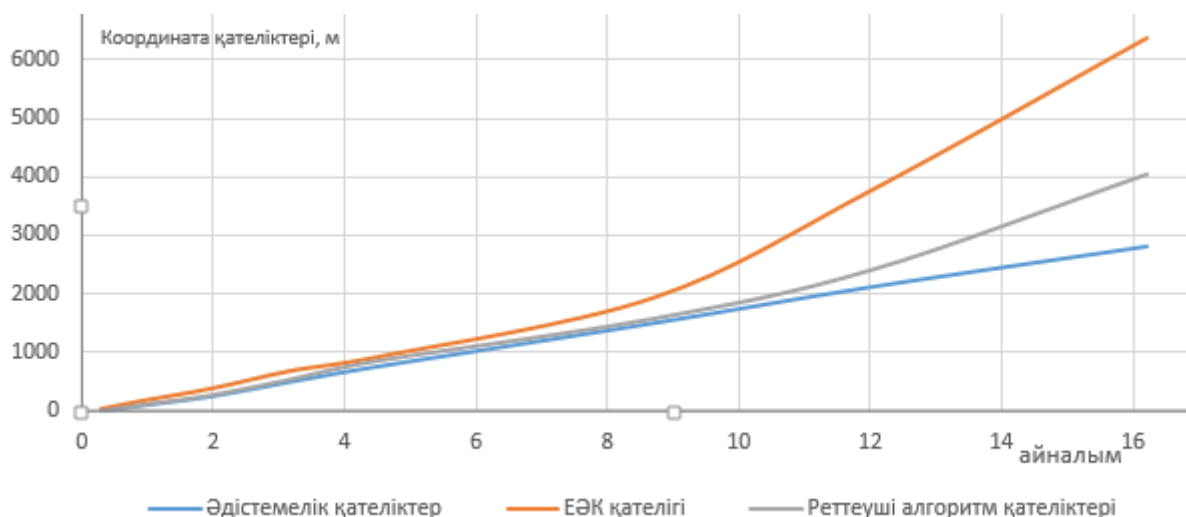
3.3, 3.4 кестелерде және оларға сәйкес 3.5, 3.6 суреттерде келесі навигациялық қамтамасыздандыру үлгілері үшін жүргізілген статистикалық модельдеудің нәтижелері көрсетілген:

- Екі минуттан кейінгі бес рет өлшеу;
- Жиырма минуттан кейінгі бес рет өлшеу

Гармониктің әр түрлі санымен ( $p=2, 4, 8$ ) өлшенетін реттеуші алгоритмі аса тиімді емес және де тек  $p=2$  кезінде пайда болады.

3.3 кесте – Екі минуттан кейінгі бес рет өлшеу кезінде статистикалық модельдеудің нәтижелері

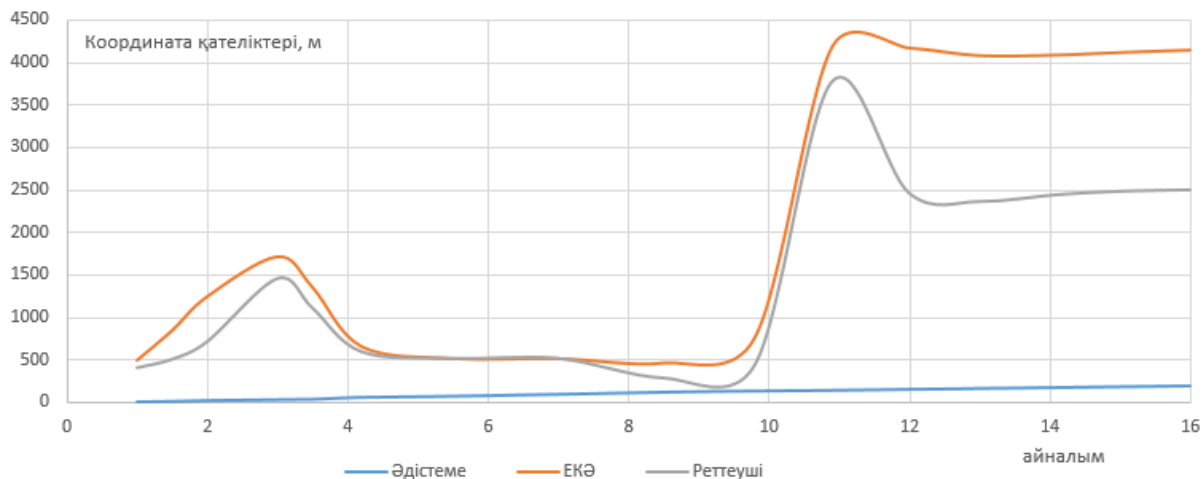
$t^*$ , с, (айналым), саны	Гармоника (p) саны	p=16 кезінде ЕКӨ қателігі, м	ЕКӨ қателігі, м	$\alpha=0.0005$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	ЕКӨ-мен салыстырмалы ұтыс, %	Таңдаулы $\alpha$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	Таңдаулы $\alpha$ кезінде ЕКӨ-мен салыстырмалы ұтыс, %, %
24300 (4.5)	2	756.3	932.1	863.4	7.3	863.4 $\alpha=0.0005$	7.3
47250 (8.75)	2	1502.2	1942.5	1583.6	18.5	1583.0 $\alpha=0.0005$	18.5
64800 (12.0)	2	2120.2	3767.5	2921.1	22.5	2411.0 $\alpha=0.0002$	35.9
87750 (16.25)	2	2817.9	6369.3	4069.2	36.1	4053.2 $\alpha=0.0003$	36.4



3.5 сурет - Екі минуттан кейінгі бес рет өлшеу нәтижелерін салыстыру

3.4 кесте – Жиырма минуттан кейінгі бес рет өлшеу кезінде статистикалық модельдеудің нәтижелері

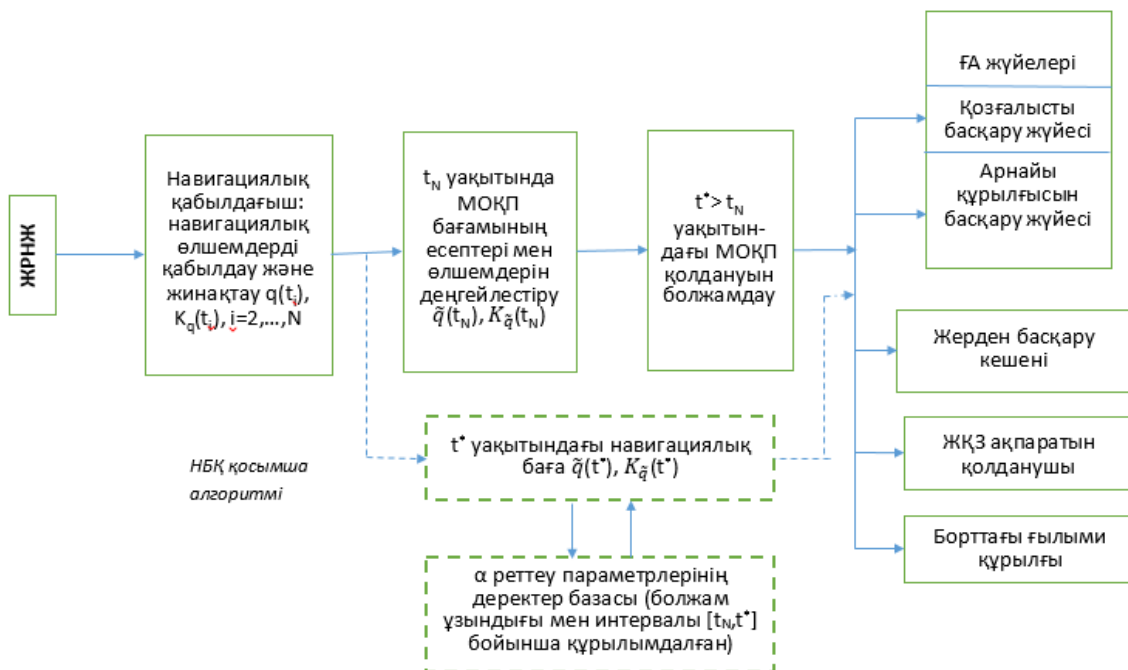
$t^*$ , с, (айналым), саны	Гармоника (p) саны	p=16 кезінде ЕКӨ қателігі, м	ЕКӨ қателігі, м	Таңдаулы $\alpha$ кезінде реттеуші бағалау қателігі, м	Таңдаулы $\alpha$ кезінде ЕКӨ-мен салыстырмалы ұтыс, %, %
24300 (4.5)	2	66.2	661.5	587.7 $\alpha=0.0005$	11.1
45900 (8.5)	2	126	468.4	280.4 $\alpha=0.0005$	40.1
53190 (9.85)	2	141.1	766.03	433.1 $\alpha=0.0005$	10.1
58860 (10.9)	2	147.9	4186.00	3769.4 $\alpha=0.0005$	9.9
70470 (14.1)	2	180.5	4093.5	2437.2 $\alpha=0.0005$	30.2



3.6 сурет – Жиырма минуттан кейінгі бес рет өлшеу нәтижелерін салыстыру

3.5, 3.6 суреттерді талдау негізінде реттеу параметрі өлшеу интервалындағы номиналды қозғалыс пен Жердің гравитациялық өрісінің геопотенциалының дәл емес моделі бар есептік қозғалыс арасындағы келісуші коэффициенттің рөлін атқарады қорытынды жасауға болады.

Қарапайым матрицалық теңдеулер бойынша жүргізілген талдау нысаналы функционалдардың  $\alpha$  параметр навигациялық бағалаудың үлгісіне және  $t^*$  уақыт аралығындағы болжам уақытына байланысты әртүрлі дәрежеде болып келеді;



3.7 сурет – Ұсынылған толықтыру мен  $\alpha$  реттеу параметрлерінің деректер базасымен ЖҚБ ҒА қолданыстағы сұлбасы

Навигациялық өлшеулердегі үлгі таңдауы болжам аралығындағы (навигациялық өлшеулердің саны мен аралығы) айтарлықтай деңгейде қисық графикалық тәуелді  $\alpha_{opt}$ ,  $\sigma_x$  болжам аралығындағы параметрлерінің тегістігіне әсер етеді және  $t^*$  уақытқа дейінгі болжамда кей көлемдердің сәйкес шамалары көрсетілген;

Үлкен аралықтағы  $\sigma_x$ ,  $\sigma_{xдең}$  дисперсиялардың мәні арасындағы айырмашылық түзу емес тәуелділіктердің күшеюі әсерінен түзу сызықты жағдайдың болуымен ерекшеленеді;

Нысаналы функционалдың құрылымдық талдауы және оған сәйкес қарапайым теңдеулер жүйесінің навигациялық бағалау есептерін шешудегі мұндай тәсіл әдістемелік тұрғыдан бұрыс қойылған есептерді шешуге арналған шешімдер теориясы ретінде қарастырылады;

Реттеуші навигациялық алгоритм бастапқы навигациялық ақпараттардың, қозғалыс моделі параметрлерінің (әсіресе,  $S_6$  шамасы) және тұрақтандырушы қосылғаш түріндегі нысаналы функционал кезіндегі  $\alpha$  көбейткішінің жалпы шамасының өзгеруіне әсерленгіш болып келеді;

Реттеуші алгоритмге  $t^*$  уақыттағы болжам аралығының ұзындығына сай реттелген және төмен орбиталды ғарыш аппаратының орбита параметрлеріне сай келетін алдын ала жинақталған  $\alpha$  параметрі жайлы ақпараттар базасының болуын қажет етеді;

Жүргізілген талдау жұмыстарына сүйене отырып, реттеуші алгоритмді (навигациялық қамтамасыздандыру құрылымында қосымша навигациялық алгоритм ретінде) борттық басқару немесе жерден басқару кешеніндегі төмен орбиталды ғарыш аппаратына навигациялық бағалау есептерін жүргізу барысында алынған навигациялық бағалау аралығынан (төмен орбиталды ғарыш аппаратында 1 айналымнан 1 тәулікке дейін созыла алады) айтарлықтай арақашықтықта орналасқан және навигациялық бағалаудың нақтылығының дәстүрлі алгоритмге қарағанда 1.3 – 1.8 есеге ұлғаятындығын ескере отырып, навигациялық ақпараттарға жүгіну жөн саналады;

Реттеуші алгоритм қазіргі уақытта қолданылып жатқан борттық басқару кешеніндегі іске асуы оңай алгоритмдерге қарағанда айтарлықтай көп есептеуіш құралдардың болуын талап етеді (талаптарға сай жады бойынша 1.5 –ға, ал тез әрекеттілігі бойынша 3.5-ке өседі).

## ҚОРЫТЫНДЫ

Өлшеулер кезінде мүмкін болатын үзілістерді ескерумен қатар жерсеріктік радионавигациялық жүйелерден алынған ақпараттарды қолдана отырып төмен орбиталды ғарыш аппаратының навигациялы баллистикалық тұрғыда қамтамасызданжыру жұмыстарын жүргізу бойынша қолданымда жүрген құрылымға талдау жұмыстарын жүргізу талап етілген уақыт аралығында қозғалыс параметрлеріне жүргізілген бағалау есебінен навигациялық қамсыздандыру шараларының сапасы арттыруға бағытталған жалпы өзгерістерді құрылымға енгізуге мүмкіндік берді.

Төмен орбиталды ғарыш аппаратының баллистикалық ерекшеліктерін және жерсеріктік радионавигациялық жүйенің белгілері бойынша шешілген навигациялық есептеулерді ескере отырып, дәстүрлі қолданыстағы деңгейлестіруші функционалдан навигациялық бағалаулардың тұрақтылығы мен нақты сипаттылығын қамтамасыз ететін реттеуші қосылғыштың бар болуымен ерекшеленетін функционал таңдалды.

Жерсеріктік радионавигациялық жүйеден келіп түскен жалпы ұзақтығы бір тәулікке дейін созылатын өлшеулер кезінде пайда болатын үзілістерді ескере отырып талап етілген уақытта төмен орбиталы ғарыш аппаратарының қозғалыс салмағының параметрлеріне бағалау жүргізуге мүмкін беретін жүйеленген алгоритм жүйесі жетілдірілді. Навигациялық бағалаулардың нақтылығын арттыру мақсатында, салмақтық шамасы  $\alpha$  реттеуші алгоритмнің негізгі параметрлерін таңдауға мүмкіндік беретін әдістеме жетілдірілді.

Дәстүрлі алгоритммен салыстырғанда навигациялық бағалаудың нақтылығы 1.3–1.8 -ге артатын, ал навигациялық қамсыздандырудың талап етілетін сапасын сақтап тұру мақсатында аппараттың автономды қызмет жасауы кезіндегі аралықтың екіден төрт ұшу айналымына дейін өсуге болатын төмен орбиталды ғарыш аппаратарының типтес орбиталарына арналған жетілдірілген алгоритмнің тиімділігіне параметрлік талдау жүргізілді.

Навигациялық дәлдікті 30% - ға дейін ұлғайтатын навигациялық қабылдағыштағы өлшеулердегі ковариациялық матрица қателіктерін нақтылау есебінен өлшеулер кезіндегі шағын үзілістер кезінде (3 айналымға дейін) қолданғанда реттеуші алгоритмнің мүмкіндіктерін арттыратын әдістеме жетілдірілді.

Жетілдірілген алгоритмді төмен орбиталы ғарыш аппаратының борттық басқару кешеніне қосу үшін типтік орбиталарға арналған  $\alpha$  салмақтық шама және өлшеулер кезінде болған үзілістің бір тәулікке дейінгі ұзақтығы жайлы мәліметтер базасы жетілдіріліп, борттық сандық есеп мәшинесінің құралдарына қойылатын талаптар анықталды.

## ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1. Брандин В.Н., Васильев А.А., Куницкий А.А. Ғарыш аппараттарының эксперименталды баллистикасы. -М.: Машиностроение, 1984,-310 б
2. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.: Баллистика и навигация космических аппаратов. –М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2016, -528с.
3. Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т. Ғарыштық эксперименталды баллистика негіздері. -М.: Машиностроение, 1974, -340 б.
4. Жданюк Б.Ф. Траекториялық өлшемдерді статистикалық өңдеу негіздері. -М.: Советское радио, 1978, -384 б.
5. Белоконов И.В., Боровков В.А. Соңғы тұтынушылар мүддесінде спутниктік радионавигациялық қабылдағыштан ақпаратты пайдалануды оңтайландыру // Ұшу аппараттарының қозғалысын басқару және навигациясы: Ұшу аппараттарының қозғалысын басқару және навигациясы бойынша X бүкілресейлік ғылыми-техникалық семинардың еңбектер жинағы / Самар. гос.аэрокосм. ун-т. Самара,-2002,56-64 б.
6. Белоконов И.В., Боровков В.А Реттеу арқылы болжау есептерінде өлшеу ақпаратын өңдеу алгоритмі // Ұшу аппараттарының қозғалысын басқару және навигациясы бойынша X бүкілресейлік ғылыми-техникалық семинардың еңбектер жинағы / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара,-2003.-с. 168-174
7. Мальппев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов, -М.: Машиностроение, 1989
8. Степанов О.А. Применение нелинейной теории в задачах обработки навигационной информации, -СПб.: ШЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 1998 . -370 с
9. ГОСТ 4401-81. Стандартты атмосфера. Параметрлері.
10. ГОСТ 25645.115-84. Жердің жасанды спутниктерінің ұшуын баллистикалық қамтамасыз етуге арналған тығыздық моделі.
11. ҚР СТ ИСО 9001-2009. Сапа менеджменті жүйесі.Талаптар.
12. Лоусон Ч., Хенсон Р. Ең кіші квадраттар әдісі есептерінің сандық шешімі. -М.: Наука, 1986,-250б
13. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И. Ұшу аппараттарын бақылау мен басқаруды оңтайландыру, -М.: Машиностроение, 1989.
14. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. -М.: Наука, 1976,416с
15. В.С. Шибшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич. Желілік жерсеріктік радионавигациялық жүйелер -М.: Радио и связь, 1982, -272 с
16. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС, интерфейсный контрольный документ (редакция пятая), КНИЦ ВКС. -М. 2002г., 55с.

17. Global Position System Standard poisoning service signal specification.  
2<sup>nd</sup> Edition. June 2 1995. 46с

18. И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, В.Д. Ястребов и др.. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6»-«Союз»-«Прогресс», М.: Наука, 1985.376.С.