

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

Қолжазба нұсқасында

Ибраим Мерей Сатыпалдыұлы

Магистрі академиялық дәрежесін іздену үшін

МАГИСТРЛІК ДИССЕРТАЦИЯ

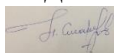
Диссертация
тақырыбы

ИНЖ/GPS жүйелерін кешендеу

Мамандық

6M074600 – «Ғарыштық техника және
технологиялар»

Ғылыми жетекші,
PhD докторы, сениор-лектор



Н.К.Смайлов

«24» 07 2020 ж.

Оппонент,
Физ-мат.ғыл.канд., АУЭС доценті



К.Х.Жунусов

«24» 07 2020 ж.

Нормобақылаушы:
Сениор-лектор, доктор PhD



А.Хабай

«28» 07 2020 ж.

ҚОРҒАУҒА ЖІБЕРІЛДІ

ЭТЖҒТ каф.меңгерушісі

_____И.Сырғабаев

«____» _____2020 ж.

Алматы 2020

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ

Қ.И. Сәтбаев атындағы Қазақ ұлттық техникалық зерттеу университеті

Бүркітбаев ат. Өнеркәсіптік автоматтандыру және цифрландыру институты

Электроника, телекоммуникация және ғарыштық технологиялар кафедрасы

6M074600 – «Ғарыштық техника және технологиялар»

БЕКІТЕМІН

ЭТЖҒТ каф. меңгерушісі

_____ И.Сыргабаев
«_____» _____ 2020 ж.

**магистерлік диссертация орындауға
ТАПСЫРМА**

Магистрант *Ибраим Мерей Сатыпалдыұлы*

Тақырыбы: *«ИНЖ/GPS жүйелерін кешендеу»*

Университет ректорының 22.11.2019 ж. № 391-М бұйрығымен
бекітілген.

Дайын диссертацияны тапсыру уақыты *«5» шілде 2020 ж.*

Магистерлік диссертацияға берілген алғашқы мәліметтер: 1) *Платформасыз навигациялық жүйе*; 2) *Навигациялық алгоритм*; 3) *GPS және ГЛОНАСС навигациялық жүйелері.*

Диссертациялық жұмыста қарастырылатын мәселелер тізімі:

- a) *ИНЖ/GPS жүйелерінің құрлымы және кемшіліктері. ИНЖ және GPS кешендеу әдістері.*
- b) *Кешендеу мәселелерін зерттеу. Бағалау алгоритмі.*
- c) *Бағдар бұрыштарының қателіктерін есептеу алгоритмі құрастыру.*

Сызбалық материалдар тізімі (міндетті сызбалар дәл көрсетілуі тиіс):

- a) *Навигациялық жүйе*;
- b) *Жартылай еркін координат жүйесі*;
- в) *Жол жылдамдығы.*

Ұсынылатын негізгі әдебиет:

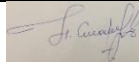
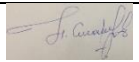
Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. -М.: Машиностроение, 1982. -215 с. Машиностроение, 1978. -221 с. Салычев О.С. Волновое описание возмущений в задачах оценки ошибок инерциальных систем навигации. -М.: Машиностроение, 1992. -216 с.

Магистерлік диссертацияны дайындау

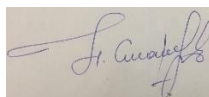
КЕСТЕСІ

Бөлімдер атауы, қарастырылатын мәселелер тізімі	Ғылыми жетекшіге және кеңесшілерге көрсету мерзімі	Ескерту
ИНЖ/GPS жүйелерінің құрлымы және кемшіліктері. ИНЖ және GPS кешендеу әдістері.	04.01.2020 -25.01.2020	орындалды
Кешендеу мәселелерін зерттеу. Бағалау алгоритмі.	20.01.2020 -25.02.2020	орындалды
Бағдар бұрыштарының қателіктерін есептеу алгоритмі құрастыру. Математикалық моделін құрастыру	25.02.2020 – 01.07.2020	орындалды

Диссертациялық жұмыс бөлімдерінің кеңесшілері мен
норма бақылаушының аяқталған бөлімдерге қойған
қолтаңбалары

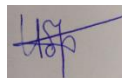
Бөлімдер атауы	Кеңесшілер (аты, әкесінің аты, тегі, ғылыми дәрежесі, атағы)	Қол қойылған күні	Қолы
Диссертация жұмысының тақырыбын талдау	Н.К.Смайлов , PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор-лекторы	10.01.2020 ж.	
Теориялық ақпарат	Н.К.Смайлов, PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор- лекторы	03.02.2020 ж.	
Норма бақылау	PhD докторы, ЭТЖҒТ каф.сениор-лекторы Хабай А.	20.06.2020 ж.	

Ғылыми жетекші



Н.К.Смайлов

Магистрант



М.С.Ибраим

Мерзімі

«24» 07 2020 ж.

АҢДАТПА

Диссертациялық зерттеу жұмысында GPS қабылдағыштың қолдану арқылы ақпаратты өңдеудің маңызды проблемасы спутниктік навигация жүйесінің қателіктерінде болжанбаған секірулердің пайда болуы, GPS қабылдағыштың сигналында көрсетілген секірулерді жою үшін арнайы бейімдеу алгоритмін зерттеу көзделінген.

Зерттеудің ғылыми жаңалығы: Бағдар бұрыштарын түзетудің бастапқы әдістемесі жасалды. Ұсынылған әдістеме бұл қателерді инерциальды жүйелердің түрлері үшін, әр түрлі режимдерде түзетуге мүмкіндік береді. Бұл әдістеменің артықшылығы біріншіден, оның шынайылығы болып табылады, өйткені көрсеткіштерді түзету тек жақсы байқалатын ИНЖ қателері үшін жүзеге асырылады. Ал екіншіден, оның әмбебаптығы, өйткені қателерді өтеу ИНЖ шығысында орын алады және әртүрлі режимдер үшін жүргізілуі мүмкін, бұл диссертацияға қойылатын талаптарды қанағаттандырады.

Жұмыс 2 бөлімнен тұрады және ИНЖ/GPS кешендеудің ерекшеліктерін зерттеуге арналған.

АННОТАЦИЯ

В работе диссертационного исследования предусмотрена серьезная проблема обработки информации с использованием GPS приемника, изучение специального алгоритма адаптации для возникновения непредвиденных прыжков в погрешностях системы спутниковой навигации, устранения прыжков, указанных в сигнале приемника GPS.

Научная новизна исследования: разработана первоначальная методика коррекции углов маршрутов. Предлагаемая методика позволяет исправить эти ошибки в различных режимах для типов инерциальных систем. Преимуществом данной методики является, во-первых, ее достоверность, так как корректировка показателей осуществляется только для хорошо наблюдаемых ошибок ИНС. Во-вторых, его универсальность, поскольку погашение ошибок происходит на выходе ИНС и может производиться для различных режимов, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к диссертации.

Работа состоит из 2-х частей и предназначена для изучения особенностей комплектования ИНС/GPS.

ABSTRACT

The dissertation research provides for a serious problem of information processing using a GPS receiver, the study of a special adaptation algorithm for the occurrence of unexpected jumps in the errors of the satellite navigation system, and the elimination of jumps indicated in the GPS receiver signal.

Scientific novelty of the research: the initial method of correcting route angles has been developed. The proposed method allows us to correct these errors in various modes for types of inertial systems. The advantage of this method is, first, its reliability, since the indicators are adjusted only for well-observed INS errors. Secondly, it is universal, since error cancellation occurs at the INS output and can be performed for different modes, which meets the requirements for the dissertation.

The work consists of 2 parts and is intended to study the features of completing INS/GPS.

МАЗМҰНЫ

	КІРІСПЕ	8
1	ИНЖ/GPS кешенінің мақсаты мен құрамы	9
1.1	И-42 платформасыз навигациялық жүйе	9
1.1.1	Координаттар жүйесі және ПИНЖ құру принциптері	9
1.1.2	ПИНЖ навигациясы алгоритмі	11
1.1.3	ПИНЖ көрмесі	16
1.2	ИНЖ қате теңдеулері	20
1.3	Спутниктік навигациялық жүйелерді құру принциптері	26
1.3.1	GPS позициялау әдістері	26
1.3.2	GPS және ГЛОНАСС	27
2	ИНЖ/GPS кешендеуі	30
2.1	Кешендеу мәселесін зерттеу	30
2.2	ИНЖ қателіктерінің байқалуын талдау	31
2.3	Бағалаудың адаптивті алгоритмі	34
2.4	Координаталарды анықтауда ИНЖ қателерін болжау	38
2.4.1	Скалярлық адаптивті бағалау алгоритмі	38
2.4.2	Координаталарды анықтауда ИНЖ қателерін болжау үшін адаптивті скалярлық алгоритмді қолдану	42
2.5	Бағдар бұрыштарының қателерін бағалау	46
2.5.1	Айнымалы модель қолданған Калман сүзгісі	46
2.5.2	Ұшудың стационарлық режимінде азимуттағы қатені бағалау	50
2.6	ИНЖ/GPS кешендеуді математикалық модельдеу	55
	ҚОРЫТЫНДЫ	58
	ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ	59

КІРІСПЕ

Инерциалды датчиктерді дайындаудың аспаптық (технологиялық) қателіктері нәтижесінде уақыт өте келе жылжымалы объектінің орналасқан жерін анықтауда қателіктер жинақталады. Бұл себептер басқа физикалық табиғат тәсілдерінің көмегімен ИНЖ түзетудің техникалық-экономикалық орындылығына әкеледі. Түзету үздіксіз емес, мерзімді болуы мүмкін.

GPS жүйесіндегі өлшеулерге жерсерік координаттарын анықтау қателері, жерсеріктен қабылдағышқа сигналдардың өтуіне байланысты қателер, атмосферада сигналдардың өтуін кідірту, қабылдағыштың электрондық шулары және көп сәулелік әсер етуі мүмкін. Бірақ өлшеудің негізгі қателігі селективті қолжетімдік қателері болып табылады. Көрсетілген қателер көлемі бойынша ондаған метрге жетеді. Қателіктердің селективті қол жетімділігінің өзгеру сипаты 8-10 мин. кезеңімен төмен жиілікті тербелістер болып табылады, бұл оларды тегістеу мүмкіндігін қиындатады.

ИНЖ және GPS кешендеу міндеттерін шешуге екі негізгі тәсіл бар:

- орталықтандырылған (тұйық) әдіс;
- каскадты (ашық) әдіс.

Орталықтандырылған сұлба іске асыру кезінде бағалау алгоритмінің кіруіне GPS-тен қабылдағыш және спутниктер арасындағы қашықтық, сондай-ақ оның өзгеру жылдамдығы туралы ақпарат түседі. Сонымен қатар, ИНЖ-ден ағымдағы навигациялық параметрлер туралы ақпарат келіп түседі.

Бағалау алгоритмі (Калман сүзгісі) ағымдағы навигациялық параметрлерді анықтау үшін ИНЖ және GPS қателерінің бірлескен моделін іске асырады. Орталықтандырылған тәсілдің негізгі артықшылығы өлшеу шуларын елеулі ұлғайтпай GPS қабылдағышының өткізу жолағын кеңейту мүмкіндігі болып табылады.

Сонымен қатар, түзету тек бір спутниктің өлшемі бойынша жүзеге асырылуы мүмкін

Каскадтық типті схема бойынша түзету кезінде өлшеу ретінде GPS-тен алынған параметрлер: объектінің координаттары мен қозғалыс жылдамдығы пайдаланылады.

Бұл тәсілде кешендеудің бірінші әдісіне қарағанда, навигациялық есепті тікелей GPS қабылдағышында шешу қажет, бұл кем дегенде 4 спутникті болуын қажет етеді.

Бұл тәсілдің келесідей артықшылықтары бар:

- жай-күй векторының өлшемі тек ИНЖ бақыланған қателерінің санымен анықталады;
- жоғары нақтылық, өйткені ИНЖ көрсеткіштерін түзету тек қана ИНЖ "жақсы бақыланатын" қателері үшін жүзеге асырылады.
- түрлі инерциялық жүйелер мен пайдалану шарттары үшін әдістің әмбебаптығы.

1. ИНЖ/GPS кешенінің мақсаты мен құрамы

Навигациялық кешеннің құрамына мыналар кіреді: и-42 платформасыз инерциалды навигациялық жүйе (ПИНЖ), спутниктік навигациялық жүйенің қабылдағышы және тасымалданатын дербес компьютер.

1.1 И-42 платформасыз навигациялық жүйе

1.1.1 Координаттар жүйесі және ПИНЖ құру принциптері

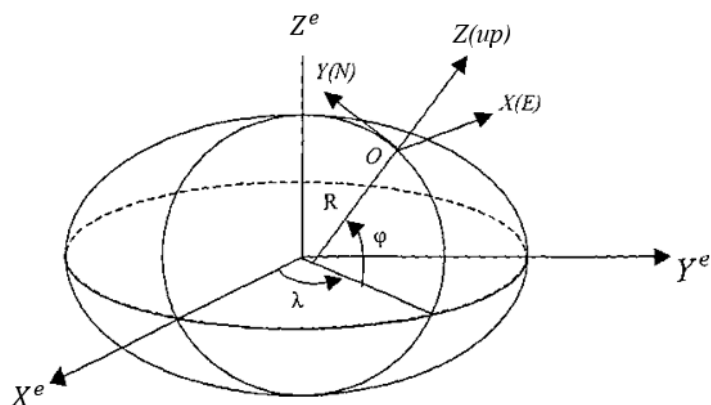
ПИНЖ алгоритмдерін жасау кезінде келесі координаттар жүйелері қолданылады:

- координаталардың инерциалды жүйесі.

Ньютон динамикасының заңдарына сәйкес, инерциалды-айналмайтын және жеделдетілмейтін координаттар жүйесі. Бұл жүйені теорияда анықтау оңай, бірақ іс жүзінде жүзеге асыру мүмкін емес. Инерциалды жүйеге ең жақсы жақындау деп осы жұлдыздарға қатысты қозғалмайтын координаттар жүйесін санауға болады. Жүйенің басы жердің ортасында орналасқан. Ось X^I - жер ортасынан жер экваторының қиылысу нүктесіне және күнді ауыстыру сызығына (vernal equinox) бағытталған. Ось Y^I - оң координат жүйесін толықтырады. Ось Z^I - аспан саласының Солтүстік полюсіне бағытын көрсетеді t_0 .

- жермен байланысты координаттар жүйесі $X^e Y^e Z^e$. Ось Z^e полярлық ось бойымен бағытталған. Осьтар X^e, Y^e - экватор жазықтығында орналасқан. Ось X^e Гринвич меридианының жазықтығында жатыр. Ось Y^e оң координат жүйесін толықтырады.

- координаттардың навигациялық жүйесі “N” (географиялық, ортодромдық, азимутта жартылай еркін және т.б.). Оны таңдау координаталардың қандай жүйесінде Шығыс ақпаратын алу қажеттігіне байланысты. Осылайша, ең көп таралған географиялық үш гранникті пайдалану объектінің географиялық ендігі мен ұзындығын анықтауға мүмкіндік береді (сурет. 1.1). Бұл жағдайда осьтар ox, oy Горизонт жазықтығында жатыр, ал ось oz эллипсоидтің айналу беті ортогоналды, ал ox осы шығысқа бағытталған, ал ось oy - солтүстікке.

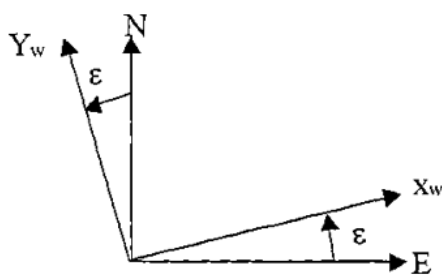


1.2 Сурет – Навигациялық жүйе: $X(N)$ $Y(E)$ $Z(up)$ және жер жүйесі: $X^e Y^e Z^e$

Координаттардың географиялық жүйесі Жер полюстерімен сәйкес келетін ерекше нүктелерге ие. Белгілі болғандай, полюстердің жанында жоғары ендік санау λ қиын. Азимутта жартылай еркін координаттар жүйесінде мұндай қиындықтардан құтылуға болады. Осыар x_c және y_c мұндай жүйе Горизонт жазықтығында орналасқан, ал ось z_c солтүстік бағытта бұрышқа қарай көлбеу (сурет. 1.2):

$$\dot{\varepsilon} = -\frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi.$$

Үш гранниктердің өзара орналасуы $x_c y_c z_c$ және x_{uz} бір бұрышпен сипатталады ε .



1.2 Сурет – Жартылай еркін координат жүйесі

- $x_b y_b z_b$ координаттар жүйесі, осі сезімтал элементтер блогының (СЭБ) Шығыс осьтеріне сәйкес келетін объектімен байланысты. Байланысқан координаталар жүйесі объектіге қатысты қатаң тіркелген және оның координаталардың навигациялық жүйесіне қатысты жағдайы объектінің бұрыштық жағдайын анықтайды. Ол Эйлердің бұрыштарымен (тангаж, крен және курс) сипатталады. Жүйенің бастаулары ИНЖ жүйесінің ортасында орналасқан. Ось y_b - СЭБ бойлық осімен сәйкес келеді. Ось x_b - оң координат жүйесін толықтырады. Ось z_b - СЭБ көлденең жазықтығының

ортогональдылығы.

- нақты сезімтал элементтердің деректері бойынша борттық есептегіште іске асырылатын координаттардың навигациялық жүйесі болып табылатын есептеу платформасының координаталар жүйесі (немесе қысқартылған-платформалық). Координаттардың басталуы инерциалды навигациялық жүйенің ортасында орналасқан. X осі навигациялық жүйенің x осінен бағдар қателіктерінің бұрышына тең шамаға ауытқыған. Ал y осі - навигациялық жүйенің y осінен ауытқыған және y және жоғарыда аталған x осіне ортогональды. z осі - ортогональды оң координат жүйесін толықтырады. Тегін инерциялық жүйелердің әрекет ету принципі объектіні жеделдету векторының ағымдағы мәнін және оның қос интегралдануын өлшеуге негізделген, нәтижесінде объект жылдамдығының векторы мен объектінің орналасқан жерінің координаттары есептеледі. Еркін формалық инерциалды жүйелерде үш акселерометрден тұратын сезімтал элементтер блогы (СЭБ) пайдаланылады, олардың өлшеуіш осьтері байланысқан үш гранниктің осьтеріне сәйкес келеді және үш гироскопиялық бұрыштық жылдамдық датчиктері, олардың өлшеуіш осьтері байланысқан үш гранниктің осьтеріне параллельді. Акселерометрлер осы үш гранниктің осіндегі проекцияларда көрінетін жеделдету векторын өлшейді. Бұл ақпаратты навигация міндеттерін шешу үшін пайдалану үшін әр уақытта объектінің бағдарын немесе навигацияға қатысты байланысқан координаттар жүйесін білу қажет. Байланысқан координат жүйесінің бағдары абсолюттік бұрыштық жылдамдықтың гироскопиялық датчиктерімен анықталады.

Осы проекцияларды навигациялық үш 9-гранниктің осінде қайта есептеуді жүзеге асыру үшін байланысқан және навигациялық координаттардың жүйелері арасындағы бағыттаушы косинустардың матрицасы пайдаланылады.

1.2.1 ПИНЖ навигациясы алгоритмі

Қолданба навигация алгоритмі екі бөлікке бөлінуі мүмкін. Біріншісі акселерометр көрсеткіштерін өңдеумен байланысты. Екіншісі - гироскоптардың шығу сигналдарын өңдеуге байланысты. Акселерометрдің Шығыс көрсеткіштерінде акселерометр нөлінің ығысуы, масштабты коэффициенттің тұрақсыздығы және орнату қателері өтеледі.

$$\Delta W_{x1,y1,z1} = \int_k^{k+h_{N1}} a_{x1,y1,z1} dt \quad (1.1)$$

Онда:

$x1, y1, z1$ – Объектімен байланысты ұшқырлық;

$a_{x1,y1,z1}$ – акселерометрлерден алынған ақпарат;

$h_{N1} = 1/f$;

және $f = 76.293 \text{ Hz}$.

Мұндай өтемақы гироскоптың шығу көрсеткіштерінде де жүргізіледі. Мұнда дрейф гироскоп, ауқымды коэффициенттің тұрақсыздығы және орнату

кателері өтеледі. Бұрыштық өсулер теңдеу бойынша есептелуі мүмкін:

$$a_{x1,y1,z1} = \int_k^{k+h_{N1}} \omega_{x1,y1,z1} dt \quad (1.2)$$

Мұнда:

$\omega_{x1,y1,z1}$ – гироскоптың шығу сигналы;

$$h_{N1} = 1/f;$$

және $f = 76.293 \text{ Hz}$.

Объектінің абсолютті үдеуі келесі түрде жазылуы мүмкін:

Мұнда:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{d\tilde{V}}{dt} + \bar{\omega} + \bar{V}$$

Мұндағы:

$\frac{d\bar{V}}{dt}$ – инерциялық кеңістіктегі навигациялық жүйенің айналуын ескере отырып абсолюттік жылдамдық векторының толық туындысы;

$\frac{d\tilde{V}}{dt}$ – жергілікті жылдамдық векторының туындысы;

$\bar{\omega}$ - үшгранниктің бұрыштық жылдамдық векторы.

Өлшеулер инерциалды түрде байланысты жүйеде жүзеге асырылады, ал навигация міндетін шешу үшін навигациялық жүйенің айналуын ескеру қажет. Демек, жергілікті туындыны пайдалану керек:

$$\frac{d\tilde{V}}{dt} = \frac{d\bar{V}}{dt} - \bar{\omega} + \bar{V}$$

Жоғарыда аталған теңдеуді интеграциялау:

$$\begin{aligned} \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\tilde{V}_{x1}}{dt} dt &= \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\bar{V}_{x1}}{dt} dt + \int_k^{k+h_{N3}} (\omega_{z1}V_{y1} - \omega_{y1}V_{z1}) dt; \\ \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\tilde{V}_{y1}}{dt} dt &= \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\bar{V}_{y1}}{dt} dt + \int_k^{k+h_{N3}} (\omega_{x1}V_{z1} - \omega_{z1}V_{x1}) dt; \\ \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\tilde{V}_{z1}}{dt} dt &= \int_k^{k+h_{N3}} \frac{d\bar{V}_{z1}}{dt} dt + \int_k^{k+h_{N3}} (\omega_{y1}V_{x1} - \omega_{x1}V_{y1}) dt. \end{aligned}$$

Мұнда: $h_{N3} = 8h_{N1}$ делік, бұл V_{x1}, V_{y1}, V_{z1} аз уақыт аралығында тұрақты болып табылады. Жоғарыда келтірілген теңдеу келесі тәуелділікті пайдалана отырып шешілуі мүмкін:

$$W_{x1,k} = W_{x1,k-1} + W_{y1,k-1}\alpha_{z1,k} - W_{z1,k-1}\alpha_{y1,k} + \Delta W_{x1,k}$$

$$\begin{aligned}
W_{y1,k} &= W_{y1,k-1} + W_{z1,k-1}\alpha_{x1,k} - W_{x1,k-1}\alpha_{z1,k} + \Delta W_{y1,k} \\
W_{z1,k} &= W_{z1,k-1} + W_{x1,k}\alpha_{y1,k} - W_{y1,k}\alpha_{x1,k} + \Delta W_{z1,k} \\
W_{x1,k} &= W_{x1,k-1} + W_{y1,k-1}\alpha_{z1,k} - W_{z1,k-1}\alpha_{y1,k} + \Delta W_{x1,k} \\
W_{y1,k} &= W_{y1,k-1} + W_{z1,k}\alpha_{x1,k} - W_{x1,k-1}\alpha_{z1,k} + \Delta W_{y1,k} \\
W_{x1,k} &= W_{x1,k-1} + W_{y1,k}\alpha_{z1,k} - W_{z1,k}\alpha_{y1,k} + \Delta W_{x1,k}
\end{aligned} \tag{1.3}$$

Мұндағы бастапқы жағдайлар $W_{x1}, W_{y1}, W_{z1} = 0$.

Жоғарыда көрсетілген рәсім сегіз қадамды қамтиды, яғни $k=1,2\ldots 8$. Осы рәсім аяқталғаннан кейін жылдамдықты арттыру байланысқан координаттар жүйесінен навигациялық жүйеге қайта есептелуі мүмкін:

$$\begin{bmatrix} \Delta W_x \\ \Delta W_y \\ \Delta W_z \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} W_{x1} \\ W_{y1} \\ W_{z1} \end{bmatrix}$$

Мұнда A - объектімен байланысты координаттар жүйесінің қайта есептеу матрицасы x_1, y_1, z_1 навигациялық x, y, z . Кеңістіктегі объектінің орналасуын анықтау матрицаны анықтауды білдіреді A . Объектіні бағдарлау алгоритмінде ең маңызды-кватернионды дұрыс жаңарту. Кватернионды жаңарту $q(T + h_{N3})$ инерциялық жүйеде келесі өрнектермен анықталуы мүмкін [23]:

$$q(T + h_{N3}) = q(t) * \Delta\Lambda \tag{1.4}$$

Мұнда $\Delta\Lambda$ - кватернионның өсуі, ол келесі өрнектермен сипатталуы мүмкін:

$$\Delta\Lambda = (\cos \frac{\Delta\phi}{2}, \frac{\Delta\phi_{x1}}{\Delta\phi} \sin \frac{\Delta\phi}{2}, \frac{\Delta\phi_{y1}}{\Delta\phi} \sin \frac{\Delta\phi}{2}, \frac{\Delta\phi_{z1}}{\Delta\phi} \sin \frac{\Delta\phi}{2}) \tag{1.5}$$

Мұнда $\Delta\phi$ - гироскоптың шығу көрсеткіштері бойынша қалыптасуы мүмкін соңғы бұрылу векторы.

Бұрылу векторы келесі формуламен сипатталуы мүмкін:

$$\Delta\dot{\bar{\phi}}(t) = \bar{\omega} + \frac{1}{2}\Delta\bar{\phi}(t) * \bar{\omega}(t) \tag{1.6}$$

Мұнда $\bar{\omega}$ - гироскоп көрсеткіші.

Уақыт аралығында (1.6) теңдеуді интегралдау h_{N3} келесі өрнекпен сипатталуы мүмкін:

$$\Delta\bar{\phi} = \int^{t+h_{N3}} \bar{\omega} dt + \frac{1}{2} \int^{t+h_{N3}} (\Delta\bar{\phi} * \bar{\omega}) dt \tag{1.7}$$

Конустық қозғалысты түзету деп аталатын екінші бөлім вектор екенін көрсетеді $\dot{\bar{\phi}}$ вектормен сәйкес келмейді $\bar{\omega}$.

Конустық қозғалыстың төрт жақты өтемақы рәсімі:

$$\Delta\bar{\phi} = \sum_{k=1}^4 \bar{\alpha}_k + \frac{2}{3}(p_1\bar{\alpha}(2) + p_3\bar{\alpha}(4)) + \frac{1}{2}(p_1 + p_2)(\bar{\alpha}(3) + \bar{\alpha}(4)) + \frac{1}{30}(p_1 - p_2)(\bar{\alpha}(3) - \bar{\alpha}(4)) \quad (1.8)$$

Мұнда:

$$p_j = \begin{bmatrix} 0 & -\alpha_{z1}(j) & -\alpha_{y1}(j) \\ -\alpha_{z1}(j) & 0 & -\alpha_{x1}(j) \\ -\alpha_{y1}(j) & -\alpha_{x1}(j) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\alpha(j) = \begin{bmatrix} \alpha_{x1}(j) \\ \alpha_{y1}(j) \\ \alpha_{z1}(j) \end{bmatrix} - \text{өсім бұрышы (1.2) өрнегімен анықталалады.}$$

Кватернион өрнегі соңғы бұрылыс векторының мәнін ескере отырып, төмендегідей жазуға болады:

$$\Delta\Lambda = \Delta\lambda_0 + \Delta\lambda_1 i + \Delta\lambda_2 j + \Delta\lambda_3 k$$

Мұнда:

$$\begin{aligned} \Delta\lambda_0 &= \cos\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right); \\ \Delta\lambda_1 &= \frac{\Delta\phi_{x1}}{\Delta\phi} \sin\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right); \\ \Delta\lambda_2 &= \frac{\Delta\phi_{y1}}{\Delta\phi} \sin\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right); \\ \Delta\lambda_3 &= \frac{\Delta\phi_{z1}}{\Delta\phi} \sin\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right); \end{aligned} \quad (1.9)$$

Қатарға ыдырау кватернион компоненттерін анықтау үшін келесі пішінді береді:

$$\begin{aligned} \Delta\lambda_0 &= 1 - \frac{\Delta\phi^2}{8} + \frac{\Delta\phi^4}{384}; \\ \Delta\lambda_1 &= r\Delta\phi_{x1}; \\ \Delta\lambda_2 &= r\Delta\phi_{y1}; \\ \Delta\lambda_3 &= r\Delta\phi_{z1}; \\ r &= \frac{1}{2} - \frac{\Delta\phi^2}{48} + \frac{\Delta\phi^4}{384} \end{aligned} \quad (1.10)$$

Кватернионды жаңартуды анықтаймыз q_{N+1} навигациялық жүйе соңғы такса ішінде өзінің жағдайын өзгертпеген жағдайда навигациялық жүйеде. Бұл жаңарту көрінісі:

$$q_{N+1} = q_N * \Delta\Lambda \quad (1.11)$$

Жоғарыда келтірілген өрнек Кватерниондық нысандағы Пуассон теңдеуінің аналогы ретінде қарастырылуы мүмкін.

Нәтиже беретін кватернион үшін навигациялық жүйе өз жағдайын нақты соңғы қадам шегінде өзгерткенін ескеру қажет. Бұл факт кватерниондардың алгебрасы арқылы көрсетілуі мүмкін [23]:

$$q_{N+1} = \Delta m * q_{N+1} \quad (1.12)$$

Мұндағы Δm – инерциалды кеңістікке қатысты соңғы қадам ішінде навигациялық жүйенің соңғы бұрылысының кватернионы.

Демек, Δm төмендегідей сипатталуы мүмкін:

$$\Delta m = \cos \frac{\omega h_{N3}}{2} - \frac{\omega_x}{\omega} \sin \frac{\omega h_{N3}}{2} i - \frac{\omega_y}{\omega} \sin \frac{\omega h_{N3}}{2} j - \frac{\omega_z}{\omega} \sin \frac{\omega h_{N3}}{2} k$$

Мұнда $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - өз осіне навигациялық үш гранниктің абсолюттік бұрыштық жылдамдығын проекциялау.

Кватернион нормасы:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1.$$

Бұл теңдік есептеу қателігінен бұзылуы мүмкін. Көрсетілген әсерді жою үшін келесі нормалау процедурасын қолдану керек. Егер келесі шарт болса

$$\Delta = 1 - (q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2) > \Delta_0$$

қанағаттанады, сонда

$$\hat{q}_{N+1} = \frac{q_{N+1}}{\sqrt{1-\Delta}} \cong q_{N+1} (1 + \frac{\Delta}{2}) \quad (1.13)$$

Басқаша

$$\hat{q}_{N+1} = q_{N+1}$$

A косинустарының бағыттаушы матрицасының элементтері кватернион параметрлерімен байланысты:

$$\begin{aligned}
a_{11} &= \hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2 - \hat{q}_3^2; \\
a_{12} &= 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 - \hat{q}_0\hat{q}_3); \\
a_{13} &= 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_2); \\
a_{21} &= 2(\hat{q}_1\hat{q}_2 + \hat{q}_0\hat{q}_3); \\
a_{22} &= \hat{q}_0^2 + \hat{q}_2^2 - \hat{q}_1^2 - \hat{q}_3^2; \\
a_{23} &= 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_1); \\
a_{31} &= 2(\hat{q}_1\hat{q}_3 - \hat{q}_0\hat{q}_2); \\
a_{32} &= 2(\hat{q}_2\hat{q}_3 + \hat{q}_0\hat{q}_1); \\
a_{33} &= \hat{q}_0^2 + \hat{q}_3^2 - \hat{q}_1^2 - \hat{q}_2^2;
\end{aligned} \tag{1.14}$$

Навигациялық жүйе азимутта жартылай еркін болсын. Жоғарыда аталған жүйенің x және y осьтері Горизонт жазықтығында орналасқан, ал z осінің солтүстік бағытқа қатысты азимут бұрышы бар:

$$\varepsilon = \frac{V_E}{R} tg(\phi)$$

Жерге байланысты геоцентрикалық экваторлық үш гранник арасындағы түрлендіру матрицасы x_E, y_E, z_E және x, y, z навигациялық жүйесімен сипатталуы мүмкін:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

Бұл матрицаның элементтері ұзындық, ендік және азимут бұрышы арқылы өрнектермен ұсынылуы мүмкін:

$$\begin{aligned}
b_{11} &= -\sin(\phi) \cos(\lambda) \sin(\varepsilon) - \sin(\lambda) \cos(\varepsilon); \\
b_{12} &= \sin(\phi) \sin(\lambda) \sin(\varepsilon) + \cos(\lambda) \cos(\varepsilon); \\
b_{13} &= \cos(\phi) \sin(\varepsilon); \\
b_{21} &= -\sin(\phi) \cos(\lambda) \cos(\varepsilon) + \sin(\lambda) \sin(\varepsilon); \\
b_{22} &= -\sin(\phi) \sin(\lambda) \sin(\varepsilon) - \cos(\lambda) \sin(\varepsilon); \\
b_{23} &= \cos(\phi) \cos(\varepsilon); \\
b_{31} &= \cos(\phi) \cos(\lambda); \\
b_{32} &= \cos(\phi) \sin(\lambda); \\
b_{33} &= \sin(\phi).
\end{aligned} \tag{1.15}$$

Навигациялық жүйеге жерге қатысты объектінің жылдамдығының проекциялары:

$$\begin{aligned}
V_x &= \Delta W_x^* + \int_0 V_y 2U_z - V_z(\Omega_y + 2U_y) dt \\
V_y &= \Delta W_y^* + \int_0 V_x 2U_z - V_z(\Omega_x + 2U_x) dt
\end{aligned} \tag{1.16}$$

Мұнда:

$\Delta W_x^*, \Delta W_y^*$ - навигациялық алгоритмде есептелетін жылдамдықтар;

U_x, U_y, U_z - навигациялық жүйедегі Жердің айналу жылдамдығының проекциялары;

Ω_x, Ω_y - объектінің жерге қатысты бұрыштық жылдамдығының проекциялары сипатталуы мүмкін навигациялық жүйеге:

$$\begin{aligned}\Omega_x &= -\frac{V_y}{R_y} - \frac{V_x}{a} e^2 b_{13} b_{23}; \\ \Omega_y &= -\frac{V_x}{R_x} - \frac{V_y}{a} e^2 b_{13} b_{23}; \\ \frac{1}{R_x} &= \frac{1}{a} \left(1 - e^2 \frac{b_{33}^2}{2} + e^2 b_{13}^2 - \frac{H}{a} \right); \\ \frac{1}{R_y} &= \frac{1}{a} \left(1 - e^2 \frac{b_{33}^2}{2} + e^2 b_{23}^2 - \frac{H}{a} \right); \end{aligned} \quad (1.17)$$

Мұнда:

e - референс-эллипсоид қысу;

a - үлкен жартылай бұлан-эллипсоида;

H - объектінің биіктігі,

Объектінің абсолюттік бұрыштық жылдамдығын навигациялық жүйеге проекциялау:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \Omega_x + U_x; \\ \omega_y &= \Omega_y + U_y; \\ \omega_z &= U_z. \end{aligned} \quad (1.18)$$

Мұнда:

$$U_x = U b_{13}; U_y = U b_{23}; U_z = U b_{33}.$$

U - жердің бұрыштық айналу жылдамдығы.

B матрицасы Пуассон теңдеуін пайдалану арқылы анықталуы мүмкін:

$$\dot{B}_N^E = B_N^E \Delta \omega_{N-E}$$

Мұндағы:

$$B = (B_N^E)^T$$

Және

$$\Delta \omega_{N-E} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Omega_y \\ 0 & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

Жазудың рекурентті формасындағы Пуассон теңдеуінің шешімі:

$$\begin{aligned}
 b_{12}(N) &= b_{12}(N-1) - \Omega_y b_{32}(N-1) h_{N3}; \\
 b_{22}(N) &= b_{22}(N-1) - \Omega_x b_{32}(N-1) h_{N3}; \\
 b_{32}(N) &= b_{32}(N-1) - \left(\Omega_y b_{12}(N-1) - \Omega_x b_{22}(N-1) \right) h_{N3}; \\
 b_{13}(N) &= b_{13}(N-1) - \Omega_y b_{33}(N-1) h_{N3}; \\
 b_{23}(N) &= b_{23}(N-1) - \Omega_x b_{33}(N-1) h_{N3}; \\
 b_{33}(N) &= b_{33}(N-1) - \left(\Omega_y b_{13}(N-1) - \Omega_x b_{23}(N-1) \right) h_{N3}; \\
 b_{31}(N) &= b_{12}(N) b_{23}(N) - b_{22}(N) b_{13}(N).
 \end{aligned} \tag{1.19}$$

B матрицасының элементтерін анықтағаннан кейін географиялық навигациялық параметрлерді келесідей есептеуге болады:

$$\begin{aligned}
 \phi &= \arctg \frac{b_{33}}{b_0} [0 \div \pm 90^\circ] \\
 \lambda &= \arctg \frac{b_{32}}{b_{31}} [0 \div \pm 180^\circ]
 \end{aligned} \tag{1.20}$$

Мұнда:

$$\begin{aligned}
 b_0 &= \sqrt{b_{13}^2 + b_{23}^2} \\
 \varepsilon &= \arctg \frac{b_{13}}{b_{23}} [0 \div \pm 360^\circ]
 \end{aligned}$$

Шығыс және Солтүстік жылдамдық компоненттері есептелуі мүмкін:

$$\begin{aligned}
 V_N &= V_y \cos(\varepsilon) + V_x \sin(\varepsilon) \\
 V_E &= -V_y \sin(\varepsilon) + V_x \cos(\varepsilon)
 \end{aligned} \tag{1.21}$$

Демек, ИНЖ шығыс деректері h_{N39} қадаммен жаңартылады.

1.1.3 ПИНЖ көрмесі

Дөрекі және дәл көрме рәсімдері. Сонымен қатар, бір-бірімен байланысқан координаттар жүйесі мен навигациялық үш гранник арасындағы бағыттаушы косинустардың матрицасының бастапқы параметрлері қажет. Көрсетілген матрицаның параметрлерін анықтау ИНЖ көрмесі деп аталады. ПИНЖ көрмесі географиялық навигациялық үш қырлы платформалық платформа жүйесінің көрмесіне ұқсас. Айырмашылық мынада, ПИНЖ платформалық координат жүйесі есептеледі, ал ИНЖ платформалық типті физикалық түрде жүзеге асырылады. Көрме режимінде келесі дәйекті рәсімдер іске асырылады [22]:

1. өрескел көлденең көрме;
2. ірі азимуттық көрме;
3. дәл көлденең көрме;
4. дәл азимуталдық көрме.

Аталған міндеттерді шешудің екі тәсілі бар. Бірінші тәсіл байланысқан координат жүйесі мен географиялық үш гранник арасындағы келісудің бастапқы бұрыштарын бағалауды болжайды. Нәтижесінде курстың, креннің және тангаждың бастапқы бұрыштары анықталады. Көрменің мұндай әдісі әдетте ашық деп аталады. Екінші тәсіл координаталардың платформалық жүйесін модельдеуге негізделген. Бұл ретте көрсетілген жүйені іске асыру үшін навигация алгоритмі пайдаланылады, сондықтан көрменің міндеті келісу бұрыштарының мәндерін бағалау немесе оларды нөлге жеткізу болып табылады. Көрсетілген келісу бұрыштарының моделін сипаттау үшін географиялық навигациялық үш гранник пен координаталардың платформалық жүйесі арасындағы бағыттаушы косинустардың матрицасын қарастырамыз - C_N^P . Φ_x , Φ_y , Φ_z - координаталардың платформалық жүйесі мен навигациялық үш гранниктің осьтері арасындағы келісу бұрыштары. Және бұрыштары Φ_x , Φ_y шағын деп санауға болады ($\Phi_x, \Phi_y \leq 3-5^\circ$), ал бұрыш Φ_z , еркін болуы мүмкін. Бұл жағдайда түрлендіру матрицасы C_N^P сипатталуы мүмкін:

$$C_N^P = \begin{bmatrix} \cos\Phi_z & \sin\Phi_z & -\Phi_y \\ -\sin\Phi_z & \cos\Phi_z & \Phi_x \\ \Phi_y \cos\Phi_z + \Phi_x \sin\Phi_z & \Phi_y \sin\Phi_z - \Phi_x \cos\Phi_z & 1 \end{bmatrix} \quad (1.22)$$

Платформалық жүйенің абсолютті бұрыштық жылдамдығы навигациялық жүйенің бұрыштық жылдамдығымен және бұрыштардың айырмашылығының туындыларымен навигациялық жүйе координаттары сәйкесінше олардың меншікті осіне проекциясында төмендегідей өрнектеледі:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{pl} = C_N^P \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_N + \begin{bmatrix} \dot{\Phi}_x \\ \dot{\Phi}_y \\ \dot{\Phi}_z \end{bmatrix} \quad (1.23)$$

Мұндағы $\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{pl}, \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_N$ - платформалық және навигациялық жүйе

координаттарының олардың меншікті осіне проекциясына сәйкес абсолютті бұрыштық жылдамдығы.

(1.23) теңдеуін алғашқы көрменің теңдеуі деп атайтын боламыз.

(1.22) теңдеуін ескере отырып, алғашқы көрменің теңдеуі скаляр түрде төмендегідей өрнектеледі:

$$\begin{aligned} \dot{\Phi}_x + \omega_x \cos \Phi_z + \omega_y \sin \Phi_z - \omega_z \Phi_y &= \omega_x^p \\ \dot{\Phi}_y - \omega_x \sin \Phi_z + \omega_y \cos \Phi_z + \omega_z \Phi_x &= \omega_y^p \\ \dot{\Phi}_z + \omega_x \Phi_y \cos \Phi_z + \omega_x \Phi_x \sin \Phi_z + \omega_y \Phi_y \sin \Phi_z - \omega_y \Phi_x \cos \Phi_z &= \omega_z^p - \omega_z. \end{aligned} \quad (1.24)$$

Мұнда $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ - өрнектермен анықталатын навигациялық жүйенің бұрыштық жылдамдығы:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \Omega_x + U_x \\ \omega_y &= \Omega_y + U_y \\ \omega_z &= U_z \end{aligned}$$

Мұндағы

$$U_x = 0; U_y = U \cos(\phi); U_z = U \sin(\phi); \Omega_x = \Omega_y = 0.$$

Көрме процесінің басталуы үшін алғашқы мәні:

$$q_0 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Бұл дегеніміз, бастапқы уақытта платформалық жүйе навигациялық жүйемен сәйкес келеді, өйткені оның шынайы жағдайы белгісіз. Өлшеу нәтижелері бойынша платформалық жүйе навигациялық жүйеден кейбір ауытқуларға ие. Көрменің мақсаты көрсетілген келісу бұрыштарын анықтау болып табылады (Φ_x, Φ_y, Φ_z) нөлге қарай. Осы мақсат үшін қосымша басқару жылдамдығы енгізіледі - ω_x^c, ω_y^c , кватернионға түсетін Δ_m .

Координаталардың платформалық жүйесінің абсолюттік бұрыштық жылдамдығы $\omega_x^p, \omega_y^p, \omega_z^p$, координаттардың навигациялық жүйесінің бұрыштық жылдамдығымен анықталады - $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, гироскоптардың өзіндік дрейфі - $\omega_x^{dr}, \omega_y^{dr}, \omega_z^{dr}$ - көрме уақытының аздығы мен көлденең көрмені басқару жылдамдығына байланысты ескерілмеуі мүмкін - ω_x^c, ω_y^c . Басқару сигналдары

келесідей қалыптасады:

$$\begin{aligned}\omega_x^c &= -k^b \delta V_y; \\ \omega_y^c &= k^b \delta V_x; \\ \delta V_x &= \Delta W_x^0 - k \int_0^t \delta V_y dt; \\ \delta V_y &= \Delta W_y^0 - k \int_0^t \delta V_x dt,\end{aligned}\tag{1.25}$$

Мұндағы $\Delta W_x^0, \Delta W_y^0$ - қозғалмайтын негіз үшін келесідей сипатталуы мүмкін көрме уақыты ішінде жылдамдықты арттыру:

$$\begin{aligned}\Delta W_x^0 &= \int_0^t -g \Phi_y dt, \\ \Delta W_y^0 &= \int_0^t g \Phi_x dt.\end{aligned}$$

Басқару сигналдарын ω_x^c, ω_y^c (1.24) теңдеуіне қойып, жоғарыдағы теңдеулердің Лаплас түрлендіруін жүзеге асыру арқылы аламыз:

$$\begin{aligned}\Phi_x(s)s^2 + \Phi_x(s)s \cdot k + k^b g \Phi_x(s) &= \alpha(s), \\ \Phi_y(s)s^2 + \Phi_y(s)s \cdot k + k^b g \Phi_y(s) &= \beta(s)\end{aligned}\tag{1.26}$$

Мұнда $\alpha(s), \beta(s)$ - Лаплас теңдеулерде қайта бағытталған байланыстан түрлендіру және бастапқы жағдайлар.

Уақытша аймақта (1.26) теңдеудің тербелмелі буын түрі бар екінші рет. Бұл бұрыштарды демпфирлеуді қамтамасыз етеді, Φ_x және Φ_y горизонт жазықтығында:

$$\begin{aligned}\ddot{\Phi}_x + 2\xi\omega_0\dot{\Phi}_x + \omega_0^2\Phi_x &= \alpha(s) \\ \ddot{\Phi}_y + 2\xi\omega_0\dot{\Phi}_y + \omega_0^2\Phi_y &= \alpha(s)\end{aligned}$$

Қарастырылған рәсім көрменің бірінші бөлігін өрескел көлденең көрме деп атайды. Осы рәсімнен кейін, азимутта келісу бұрышы Φ_z әрине, қалады және сіз деп санауға болады $\dot{\Phi}_x = \dot{\Phi}_y = 0$. Нәтижесінде, жоғарыда сипатталған (1.24) теңдеуді келесідей қайта жазуға болады:

$$\begin{aligned}\omega_x \cos \Phi_z + \omega_y \sin \Phi_z + \omega_x \Phi_y &= \omega_x^b; \\ -\omega_x \sin \Phi_z + \omega_y \cos \Phi_z + \omega_z \Phi_x &= \omega_y^b + U \cos(\phi).\end{aligned}\tag{1.27}$$

Мұнда

$$\omega_x = 0, \omega_y = U \cos(\phi).$$

Айқас байланыстарын елемей $\omega_z \Phi_y, \omega_z \Phi_z$, азимутта қойылмау бұрышын Φ_z келесідей бағалауға болады:

$$\hat{\Phi}_z = \arctg \frac{\omega_x^c}{\omega_y^c + U \cos(\phi)}$$

Немесе

$$\hat{\Phi}_z = \arctg \frac{\beta_x}{\beta_y + U \cos(\phi)} \quad (1.28)$$

Мұнда:

$$\begin{aligned} \beta_x &= \frac{1}{T} \int_0^T \omega_x^c dt; \\ \beta_y &= \frac{1}{T} \int_0^T \omega_y^c dt; \end{aligned}$$

T - көрме уақыты.

Баға алғаннан кейін - $\hat{\Phi}_z$, кватернионды бір рет түзетуді мынадай формула бойынша жүзеге асыру қажет:

$$\begin{aligned} q_0^c &= q_0 \cos \frac{\hat{\Phi}_z}{2} - q_3 \sin \frac{\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_1^c &= q_1 \cos \frac{\hat{\Phi}_z}{2} - q_2 \sin \frac{\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_2^c &= q_2 \cos \frac{\hat{\Phi}_z}{2} + q_1 \sin \frac{\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_3^c &= q_3 \cos \frac{\hat{\Phi}_z}{2} + q_0 \sin \frac{\hat{\Phi}_z}{2}; \end{aligned}$$

Дәл көлденең көрме қатаң азимуталды көрме аяқталғаннан кейін басталады. Дәл көлденең көрме өрескел жолмен жүзеге асырылады. Азимуттағы нақты көрме көкжиектегі көрмемен бір уақытта орындалады.

Φ_z шағын бұрышта жоғарыдағы өрнек (1.24) келесідей көрініс қабылдайды:

$$\omega_y \Phi_z = \omega_x^c$$

Осыдан:

$$\delta\hat{\Phi}_z = \frac{\hat{\beta}_x}{U \cos(\phi)}$$

Мұнда:

$$\hat{\beta}_x = \frac{1}{T} \int_0^T \omega_x^c dt;$$

T - көрме уақыты.

Бағалау анықталғаннан кейін $\delta\hat{\Phi}_z$, қорытынды түзету жүзеге асырылады кватернионның келесі теңдеулермен сипатталған:

$$\begin{aligned} q_0^f &= q_0 \cos \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2} - q_3 \sin \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_1^f &= q_1 \cos \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2} - q_2 \sin \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_2^f &= q_2 \cos \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2} + q_1 \sin \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2}; \\ q_3^f &= q_3 \cos \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2} + q_0 \sin \frac{\delta\hat{\Phi}_z}{2}. \end{aligned}$$

1.2 ИНЖ қате теңдеулері

Инерциалды навигация жүйесінің қателіктерін бағалау және алгоритмдік компенсациялау міндетін шешпес бұрын олардың сипаттамасын сипаттайтын модель қалыптастыру қажет. ИНЖ қателіктерін анықтау міндеті оған қатысты ақпараттың сыртқы ақпаратты пайдалану арқылы шешіледі, осылайша ИНЖ көрсеткіштері мен сыртқы өлшеуіштің айырмашылығы олардың қателіктерінің әртүрлілігіне пропорционалды болады. Бұл айырмашылықты өлшеу ретінде қабылдай отырып, навигациялық параметрлерді анықтауда ИНЖ қателіктерін бағалауға болады. Бұл ретте бағалау алгоритмін құру үшін қолданылатын объектінің теңдеулері ретінде ИНЖ қателерінің теңдеулері қолданылады.

Бұл бөлімде инерциалды навигация жүйесінің жалпы қате теңдеулері алынады және оларды талдау жүргізіледі [2,5,22,23]. ИНС қателерін зерттеуге көптеген жарияланымдар арналған. Қате теңдеулерін шығару үшін келесі координат жүйелерін қарастыру қажет:

- "N" координаттардың навигациялық жүйесі (географиялық, ортодромдық және т. б.). Оны таңдау қандай координат жүйесінде шығу ақпаратына байланысты. Осылайша, ең көп таралған географиялық үш гранникті пайдалану объектінің географиялық ендігі мен ұзындығын анықтауға мүмкіндік береді. Бұл ретте ox , oy осі Горизонт жазықтығында жатыр, ал oz осі жергілікті тігінен бағытталған, ал ox осі шығысқа, ал oy осі солтүстікке бағытталған. Болашақта навигациялық үш гранник деп географиялық үш гранник түсінеміз.

- "P" есептеу платформасының координаталар жүйесі (немесе қысқартылған - платформалық), ол нақты элементтердің деректері бойынша борттық есептегіште іске асырылатын координаталардың навигациялық жүйесі болып табылады. Қосамыз қарауға шағын бұрыштары арасындағы навигациялық және платформенной жүйелерімен координаттар. Көрсетілген бұрыштар бағдар қателерінің индикаторлары болып табылады. Бұл бұрыштарды тиісінше $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{up}$ арқылы белгілейміз. Содан кейін Кіші бұрыштар үшін түрлендіру матрицасы навигациялық жүйеден платформалық координаттар жүйесіне болады:

$$C_N^P = \begin{bmatrix} 1 & \Phi_{up} & -\Phi_N \\ -\Phi_{up} & 1 & \Phi_E \\ \Phi_N & -\Phi_E & 1 \end{bmatrix} \quad (1.29)$$

Платформдық координаттар жүйесі абсолюттік бұрыштық жылдамдық навигациялық жүйенің абсолюттік бұрыштық жылдамдығы арқылы және $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{up}$ бұрыштары арқылы келесідей көрінеді:

$$\begin{bmatrix} \omega_E \\ \omega_N \\ \omega_{up} \end{bmatrix}_P = C_N^P \begin{bmatrix} \omega_E \\ \omega_N \\ \omega_{up} \end{bmatrix}_N + \begin{bmatrix} \dot{\Phi}_E \\ \dot{\Phi}_N \\ \dot{\Phi}_{up} \end{bmatrix} \quad (1.30)$$

Координаталардың платформалық жүйесі осьтерінің навигациялық үш гранниктің тиісті осьтерінен кетуін $\omega_E^{dr}, \omega_N^{dr}, \omega_{up}^{dr}$, гироскоптарының өз жылдамдығымен, сондай-ақ $\Delta\omega_E, \Delta\omega_N, \Delta\omega_{up}$, объект қозғалысының абсолюттік бұрыштық жылдамдығын есептеудегі қателіктермен байланысты аламыз.

$$\begin{aligned} \omega_E^P - \omega_E &= \Delta\omega_E + \omega_E^{dr} \\ \omega_N^P - \omega_N &= \Delta\omega_N + \omega_N^{dr} \\ \omega_{up}^P - \omega_{up} &= \Delta\omega_{up} + \omega_{up}^{dr} \end{aligned} \quad (1.31)$$

Абсолюттік бұрыштық жылдамдықтарды анықтаудағы қателер осы жылдамдықтарға кіретін шамалардың идеалды мәндеріне қатысты өрнектерді өзгертумен алынады. Географиялық үш гранник осіндегі объектінің абсолюттік бұрыштық жылдамдығының проекциялары:

$$\omega_E = -\frac{V_N}{R}; \quad \omega_N = U \cos \varphi + \frac{V_E}{R}; \quad \omega_{up} = U \sin \varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi.$$

болатынын ескерсек:

$$\begin{aligned}
\Delta\omega_E &= -\frac{\delta V_N}{R}; \\
\Delta\omega_N &= -\frac{\delta V_E}{R} - \delta\varphi U \sin\varphi; \\
\Delta\omega_E &= -\frac{\delta V_N}{R} \operatorname{tg}\varphi + \delta\varphi \left(U \cos\varphi + \frac{V_E}{R} \sec^2\varphi \right).
\end{aligned} \tag{1.32}$$

Мұндағы $V_E, V_N, \delta V_E, \delta V_N$ - осьтегі жерге қатысты объектінің жылдамдық проекциялары навигациялық үшгранник және олардың қателіктері;

$\varphi, \delta\varphi$ - нысанның ені және оның қатесі;

U - жердің бұрыштық айналу жылдамдығы.

Жоғарыдағы (1.31) және (1.32) өрнектерді (1.30) теңдеуге қойсақ:

$$\begin{aligned}
\dot{\Phi}_E + \Phi_{up}\omega_N - \omega_{up}\Phi_N &= -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr}; \\
\dot{\Phi}_N + \Phi_E\omega_{up} - \omega_E\Phi_{up} &= -\frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} - \delta\varphi U \sin\varphi; \\
\dot{\Phi}_{up} + \Phi_N\omega_E - \omega_N\Phi_E &= -\frac{\delta V_E}{R} \operatorname{tg}\varphi + \omega_E^{dr} + \delta\varphi \left(U \cos\varphi + \frac{V_E}{R} \sec^2\varphi \right).
\end{aligned} \tag{1.33}$$

Платформада орналасқан акселерометрлермен өлшенетін жеделдету проекциялары навигациялық үш гранник осіндегі үдеу проекциялары арқылы мынадай түрде көрсетіледі:

$$\begin{bmatrix} a_E \\ a_N \\ a_{up} \end{bmatrix}_P = C_N^P \begin{bmatrix} a_E \\ a_N \\ a_{up} \end{bmatrix}_N + \begin{bmatrix} a_E\mu_E \\ a_N\mu_N \\ a_{up}\mu_{up} \end{bmatrix}_N + \begin{bmatrix} B_E \\ B_N \\ B_{up} \end{bmatrix}$$

Алынған теңдеуді келесі формада қайта жазамыз:

$$\begin{aligned}
\Delta a_E &= a_E^P - a_E = a_N\Phi_{up} - a_{up}\Phi_N + a_E\mu_E + B_E; \\
\Delta a_N &= a_N^P - a_N = a_{up}\Phi_E - a_E\Phi_{up} + a_N\mu_N + B_N; \\
\Delta a_{up} &= a_{up}^P - a_{up} = a_E\Phi_N - a_N\Phi_E + a_{up}\mu_{up} + B_{up}.
\end{aligned}$$

мұнда:

B_E, B_N, B_{up} — акселерометрдің нөлін ауыстыру;

μ_E, μ_N, μ_{up} — акселерометрлердің масштабты қателіктер анықтау коэффициенті.

Бірінші интегратордың қателері бірінші интегратордың меншікті дрейфінен, сондай-ақ кориолисовалық үдеудің түзетулерін анықтаудың қателіктерінен құралады, олар сонда кіретін шамалардың идеалды мәндеріне қатысты түзетулер үшін өрнектерді өзгерту арқылы анықталады [4,7,18]:

$$\delta\dot{V}_E = a_N\Phi_{up} - a_{up}\Phi_N + a_E\mu_E + B_E + \left(2U \sin\varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg}\varphi \right) \delta V_N +$$

$$+V_N\delta\varphi U\cos\varphi + \frac{\delta V_E}{R}V_N\operatorname{tg}\varphi + \left(U\cos\varphi + \frac{V_E}{R}\sec^2\varphi\right)V_N\delta\varphi + a_{up}\eta; \quad (1.34)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{V}_N = a_{up}\Phi_E - a_E\Phi_{up} + a_N\mu_N + B_N - \left(2U\sin\varphi + \frac{V_E}{R}\operatorname{tg}\varphi\right)\delta V_E - \\ -V_E\delta\varphi U\cos\varphi - \frac{\delta V_E}{R}V_E\operatorname{tg}\varphi - \left(U\cos\varphi + \frac{V_E}{R}\sec^2\varphi\right)V_E\delta\varphi + a_{up}\xi. \end{aligned} \quad (1.35)$$

Мұнда η, ξ – Солтүстік және шығыс тік ауытқулардың компоненттері.

Инерциалды навигациялық жүйенің жалпы қателіктері (1.33 – 1.35) теңдеулермен сипатталады.

Сезімтал элементтердің қателері қалыптастырушы сүзгілермен ұсынылуы мүмкін:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_E^{dr} &= -\beta_E\omega_E^{dr} + A_E\sqrt{2\beta_E}W; \dot{B}_E = 0; \dot{\mu}_E = 0; \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= -\beta_N\omega_N^{dr} + A_N\sqrt{2\beta_N}W; \dot{B}_N = 0; \dot{\mu}_N = 0; \\ \dot{\omega}_{up}^{dr} &= -\beta_{up}\omega_{up}^{dr} + A_{up}\sqrt{2\beta_{up}}W; \dot{B}_{up} = 0; \dot{\mu}_{up} = 0. \end{aligned}$$

Ағымдағы орналасқан жерін анықтау қателері үшін теңдеулердің түрі:

$$\begin{aligned} \delta\dot{\varphi} &= \frac{\delta V_N}{R}; \\ \delta\dot{\lambda} &= \frac{\delta V_N}{R\cos\varphi} + \frac{V_E}{R\cos\varphi}\operatorname{tg}\varphi\delta\varphi. \end{aligned} \quad (1.36)$$

мұнда:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{V_N}{R}; \\ \dot{\lambda} &= \frac{V_N}{R\cos\varphi}. \end{aligned}$$

Мұнда $\varphi, \lambda, \delta\varphi, \delta\lambda$ - сәйкесінше ендік, бойлық және объект орнының ендік және бойлық анықтаудағы қателер.

Автономды инерциалды жүйенің қате теңдеулерін талдау навигациясы. (1.33–1.36) теңдеулер айнымалы коэффициенттермен дифференциалдық теңдеулер жүйесі болып табылады, сондықтан оның шешімін жалпы түрде алу қиын.

Жалпы ұзақтығы 10 сағаттан аспайтын әртүрлі ұшу режимдері бар көптеген авиациялық ұшу аппараттары үшін ($\delta\varphi \leq 10$ угл. мин үшін ендік мерзімді түзетуін ескере отырып) қалыптастыруға болады моделі қате ИНЖ алынатын (1.33–1.36) жалпы теңдеулер құптауды қателіктерді, туындайтын дәл емес өтемақы кориолисовных үдеулердің, сондай-ақ, Жердің айналу жылдамдығын,

өйткені бұл шамалар болып саналады шағын салыстырғанда қателігі акселерометра және дрейф жылдамдығы гироскоптар. Бұл модель 1-1.5 сағ уақыт аралығында автономды режимде (түзетусіз) жұмыс істеу үшін де әділ болып табылады:

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_E = a_N \Phi_{up} - a_{up} \Phi_N + a_E \mu_E + B_E \\ \delta \dot{V}_N = a_{up} \Phi_E - a_E \Phi_{up} + a_N \mu_N + B_N \\ \begin{cases} \dot{\Phi}_E + \Phi_{up} \omega_N - \omega_{up} \Phi_N = -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr} \\ \dot{\Phi}_N + \Phi_E \omega_{up} - \omega_E \Phi_{up} = -\frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} \\ \dot{\Phi}_{up} + \Phi_N \omega_E - \omega_N \Phi_E = -\frac{\delta V_E}{R} tg\varphi + \omega_{up}^{dr} \end{cases} \end{cases}$$

Қате теңдеуін аналитикалық шешу мүмкіндігі үшін, айқас байланыстарды елемей, қателер моделін одан әрі оңайлатуды жүзеге асырамыз:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= a_N \Phi_{up} - a_{up} \Phi_N + a_E \mu_E + B_E; \\ \dot{\Phi}_N &= \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr}; \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= 0; \\ \dot{B}_E &= 0. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_N &= a_{up} \Phi_E - a_E \Phi_{up} + a_N \mu_N + B_N; \\ \dot{\Phi}_E &= -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr}; \\ \dot{\omega}_E^{dr} &= 0; \\ \dot{B}_N &= 0. \end{aligned}$$

Бұл модель екі компонентке бөлінуі мүмкін. Бірінші, объектінің қозғалыс параметрлеріне тәуелді емес Шулерлік құрамдас деп атауға болады. Стационар емес құрамдас деп аталатын басқа бөлігі нысанның жылдамдығына байланысты. Қателер теңдеуін көрсетілген құрамдастарды сипаттайтын екі кіші жүйеге бөлуді жүзеге асырамыз:

$$\begin{aligned} \delta V &= \delta V^{Sh} + V^{nst}; a_{up} \approx g. \\ \begin{cases} \delta \dot{V}_E^{Sh} = -g \Phi_N^{Sh} + B_E; \\ \dot{\Phi}_N^{Sh} = \frac{\delta V_E^{Sh}}{R} + \omega_N^{dr}; \\ \dot{\omega}_N^{dr} = 0; \\ \dot{B}_E = 0. \end{cases} & \begin{cases} \delta \dot{V}_N^{Sh} = g \Phi_E^{Sh} + B_N; \\ \dot{\Phi}_E^{Sh} = -\frac{\delta V_N^{Sh}}{R} + \omega_E^{dr}; \\ \dot{\omega}_E^{dr} = 0; \\ \dot{B}_N = 0. \end{cases} \end{aligned} \quad (1.37)$$

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_E^{nst} = -g\Phi_N^{nst} + a_N\Phi_{up} + a_E\mu_E; \\ \dot{\Phi}_N^{nst} = \frac{\delta V_E^{nst}}{R}. \\ \delta \dot{V}_N^{nst} = g\Phi_E^{nst} - a_E\Phi_{up} + a_N\mu_N; \\ \dot{\Phi}_E^{nst} = -\frac{\delta V_N^{nst}}{R}. \end{cases} \quad (1.38)$$

$$\begin{aligned} \delta V_E^{Sh} &= -\Phi_N(0)Rv\sin(vt) + \delta V_E(0)\cos(vt) - \\ &\quad -\omega_N^{dr}R(1-\cos(vt)) + \frac{B_E}{V}\sin(vt) \\ \delta V_N^{Sh} &= \Phi_E(0)Rv\sin(vt) + \delta V_N(0)\cos(vt) - \\ &\quad -\omega_E^{dr}R(1-\cos(vt)) + \frac{B_N}{V}\sin(vt) \end{aligned} \quad (1.39)$$

мұнда:

$$v = \sqrt{\frac{g}{R}} - \text{Шулер жиілігі.}$$

δV^{Sh} құрамдас бөлігі 84.4 минутқа Шулер кезеңімен төмен жиілікті тербелістер тең. δV^{nst} екінші компонентінің шешімі жеңілдетілген формуламен сипатталуы мүмкін:

$$\begin{aligned} \delta V_E^{nst} &\approx \Phi_{up}V_E + \mu_EV_E \\ \delta V_N^{nst} &\approx -\Phi_{up}V_E + \mu_NV_N \end{aligned}$$

(1.36) теңдеулерді интегралдау арқылы орналасу қателері үшін өтпелі процестер $\delta\varphi$, $\delta\lambda$ алынады:

$$\begin{aligned} \delta\varphi &= \int \frac{\delta V_y}{R} dt \\ \delta\lambda &= \int \frac{\delta V_x}{R\cos\varphi} dt \end{aligned} \quad (1.40)$$

Немесе

$$\begin{aligned} \delta\lambda &= \Phi_N(0)\frac{1}{\cos\varphi}\cos vt + \delta V_E(0)\frac{1}{vR\cos\varphi}\omega_N^{dr}\frac{1}{\cos\varphi}\left(t - \frac{1}{v}\sin vt\right) - \\ &\quad - B_E\frac{1}{v^2R\cos\varphi}\cos vt + \Phi_{up}\Delta N\frac{1}{R\cos\varphi} + \mu_E\Delta E\frac{1}{R\cos\varphi} \end{aligned} \quad (1.41)$$

$$\begin{aligned} \delta\varphi &= -\Phi_E(0)\cos vt + \delta V_N(0)\frac{1}{vR}\omega_E^{dr}\left(t - \frac{1}{v}\sin vt\right) - \\ &\quad - B_N\frac{1}{v^2R}\cos vt - \Phi_{up}\Delta E\frac{1}{R} + \mu_N\Delta N\frac{1}{R} \end{aligned} \quad (1.42)$$

мұнда:

$\Delta x, \Delta y$ – ағымдағы орын қашықтығының бастапқы нүктесіне қатысты өсуі

$$\begin{aligned}\Delta y &= \Delta \varphi R \\ \Delta x &= \Delta \lambda R \cos \varphi\end{aligned}\quad (1.43)$$

мұнда: $\Delta \varphi, \Delta \lambda$ – бастапқы нүктеге қатысты ендік пен бойлықтың өсуі.

Жоғарыдағы (1.41), (1.42) теңдеулерде көрсетілгендей уақыт бойынша өсіп келе жатқан қателердің бөліктері гироскоптардың дрейфімен анықталады және олар $\omega_E^{dt} R t$ и $-\omega_N^{dr} R t$ түрін қабылдайды. Қашықтықтың ұлғаюымен өсіп келе жатқан орын қателері стационарлық емес бөлікпен анықталады - Φ_{up}, μ_N, μ_E . Алайда, ИНЖ шығыс қателіктерінің негізгі үлесі гироскоптардың дрейфінің жылдамдығына байланысты.

Жоғарыда аталған қате моделі навигациялық үш гранниктің осіндегі проекцияларда алынғанын және еркін формалық инерциалды навигациялық жүйе үшін әділ екенін атап өткен жөн. Бірақ бұл жағдайда кіру ауытқулары гироскоптар дрейфінің жылдамдығы, акселерометрлердің масштабты коэффициенттері және т.б. датчиктердің өздерінің қателіктері болып табылмайды, ал бұл қателіктердің навигациялық үшгранник осіндегі проекциялары. Сезімтал элементтердің өз қателіктері мен навигациялық үшгранник осіндегі олардың проекциялары арасындағы байланысты сипаттайтын теңдеудің түрі болады:

$$\begin{bmatrix} \omega^{dr} \\ \mu \\ B \end{bmatrix}_N = \begin{bmatrix} C_b^N & 0 & 0 \\ 0 & C_b^N & 0 \\ 0 & 0 & C_b^N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega^{dr} \\ \mu \\ B \end{bmatrix}_B$$

мұнда:

C_b^N - байланысқан "B" жүйесі мен навигациялық үшгранниктің координаталар жүйесі арасындағы бағыттаушы косинустардың матрицасы.

ω_N, μ_N, B_N - гироскоптар дрейфінің проекциялары, масштабты коэффициенттің қателіктері және навигациялық үшгранник осінде акселерометр нөлінің ығысуы.

ω_B, μ_B, B_B - гироскоптар дрейфінің проекциялары, масштабты коэффициенттің қателіктері және "B" жүйесінің байланысқан осьтеріне акселерометр нөлінің ығысуы.

1.3 Спутниктік навигациялық жүйелерді құру принциптері

Өте жоғары дәлдік, жаһандану және барлық тұтынушылардың навигациялық параметрлерін нақты уақыт ауқымында анықтау мүмкіндігі GPS жүйесін кез келген басқа навигациялық жүйемен салыстыруға болмайды. Бұл

сипаттамалар аппаратура жұмысының пассивті режимінде қамтамасыз етіледі және оны азаматтық, сондай-ақ әскери мақсаттарда кеңінен пайдалануға мүмкіндік береді. Сонымен қатар қабылдағыш табиғи және жасанды бөгеуілдерге, әсіресе арнайы ұйымдастырылған.

1.3.1 GPS позициялау әдістері

GPS арқылы екі негізгі позициялау әдісі бар:

- Жалған қашықтық өлшеу;
- тасымалдаушы фазасын өлшеу.

Жалған қашықтық өлшеу. Бұл әдіс тиісті спутниктен электромагниттік сигналдың сәулелену сәті мен оны жылжымалы объектіде қабылдау сәті арасындағы уақыт аралығын өлшеуге негізделген. Бұл жағдайда жүргізілетін өлшемдер мынадай түрде ұсынылуы мүмкін [15,23,24]:

$$R_i^j(t) = \rho_i^j(t) + c\Delta\delta_i^j(t) \quad (1.44)$$

және

$$\Delta\delta_i^j(t) = \delta^j(t) - \delta_i(t)$$

мұнда:

j - спутник нөмірі;

i - қабылдау орнының индексі;

R_i^j - i қабылдағышы мен j спутнигі арасындағы өлшенген жалған тұрақ;

ρ_i^j - спутник пен қабылдағыштың арасындағы нақты қашықтық;

c - жарық жылдамдығы;

$\delta^j(t), \delta_i(t)$ - спутникте және қабылдағыштағы сағаттарының қателігі тиісінше спутниктің уақыт шкаласына қатысты.

$\delta_i^j(t)$ нақты қашықтығы келесі түрде ұсынылуы мүмкін:

$$\rho_i^j(t) = \sqrt{(x^j(t) - x_i)^2 + (y^j(t) - y_i)^2 + (z^j(t) - z_i)^2} \quad (1.45)$$

мұнда:

$x^j(t), y^j(t), z^j(t)$, -спутниктің үш белгілі геоцентрикалық координаттары;

x_i, y_i, z_i - тиісті белгісіз геоцентрикалық координаттар қабылдағыштың.

$\delta^j(t)$ спутникте сағат қателігі анықталуы мүмкін.

Жоғарыдағы теңдеу (1.44) келесідей түрде қайта жазылуы мүмкін [15]:

$$R_i^j(t) - c\delta^j(t) = \rho_i^j(t) - c\delta_i(t) \quad (1.46)$$

теңдеуден $x_i, y_i, z_i, \delta_i(t)$ төрт белгісіз шамаларды есептеу үшін төрт спутниктен жалған қашықтықты өлшеу қажет.

Тасымалдаушы фазасын өлшеу. Оның ішкі осцилляторымен өндірілген тасығыштың сигналы мен спутниктен түсетін тасығыштың сигналы арасындағы айырмашылық тасығыштың фазасын өлшеу деп аталады және мынадай өрнектермен сипатталуы мүмкін [15,23]:

$$\Phi_i^j(t) = \frac{1}{\lambda} \rho_i^j(t) + N_i^j + f^j \Delta \delta_i^j(t)$$

немесе

$$\Phi_i^j(t) = \frac{1}{\lambda} \rho_i^j(t) + \frac{c}{\lambda} \Delta \delta_i^j(t) + N_i^j \quad (1.47)$$

мұнда:

$\Phi_i^j(t)$ - тасымалдаушы фазасының өзгерісі;

λ - толқын ұзындығы;

$\rho_i^j(t)$ - спутник пен қабылдағыштың арасындағы нақты қашықтық;

N - циклдің белгісіздігі;

f^j - спутниктік сигнал жиілігі;

$\Delta \delta_i^j(t)$ - спутникте және қабылдағышта сағат қателіктерінің айырымы.

Теңдеу (1.47) түрінде ұсынылуы мүмкін:

$$\Phi_i^j(t) - \frac{c}{\lambda} \delta^j(t) = \frac{1}{\lambda} \rho_i^j(t) + N_i^j - \frac{c}{\lambda} \Delta \delta_i^j(t) \quad (1.48)$$

Бұл теңдеу циклдің белгісіздігін қоспағанда, жалған қашықтық теңдеуімен тікелей байланысты. қадамдастыру кезіндегі белгісіз бастапқы бүтін фазалық N мәні қадамдастыру сәтіне сәйкес келетін цикл туралы ақпараттың жоқтығынан туындайды.

Деректер келіп түскен кезде үзіліс пайда болса қабылдағыш-спутник байланыстарының әрқайсысында циклдың белгісіздігінің бастапқы мәні немесе циклдің сырғу мәні жоғалуы мүмкін.

Тегінде, N шамасы осы әдіспен тікелей анықтауға жатпайды, мысалы, жалған қашықтықты өлшеу көмегімен қандай да бір басқа тәсілмен анықталады.

Бұл жағдайда, бір фазалы өлшеуіштің бір фазалы өлшеу әдісін қолданғанда, шу деңгейі жалған қашықтықты өлшеуден жүздеген есе аз.

1.3.2 GPS және ГЛОНАСС

Дамыту спутниктік навигация жүйелерін құру жөніндегі GPS (Global Positioning System) АҚШ-та және ГЛОНАСС (Глобальная Навигационная Система) Жерсеріктік Жүйе) және КСРО (Ресей) революциялық өзгеріс технология

позициялау және навигациясын білдіреді.

GPS және ГЛОНАСС жүйелерінің алғашқы іске қосылуы тиісінше 1978 және 1982 жылы болды.

GPS және ГЛОНАСС жүйелерінде бірдей жұмыс принципі бар - диапазондарды өлшеудің пассивті (сұраныссыз) әдісі. Олардың арасындағы айырмашылық - GPS жүйесі алты орбитада орналасқан, 24° спутникке негізделген және 55° орбиталық иілу бұрышында орналасқан және кодты бөлуді пайдаланады. ГЛОНАСС жүйесі үш орбитада 24 спутниктен тұрады, әр орбитада 8 спутниктен тұрады, көлбеуі $64,8^\circ$ және уақыт сигналдары мен сағат жиілігін бөледі.

Орбита бұрыштарының көлбеуін GPS және ГЛОНАСС жүйелерінде салыстыру кезінде, ГЛОНАСС жүйесі үздік қамту өңірлерде полюстерін қамтамасыз етеді. 1-кестеде GPS және ГЛОНАСС жүйелерінің негізгі сипаттамалары келтірілген [23].

GPS және ГЛОНАСС жүйелері екі класс қызметтерінің қажеттілігін қамтамасыз етеді: әскери және басқа пайдаланушылар үшін дәлме-дәл орналасқан жерді анықтау қызметтері (PPS), сондай-ақ барлық басқа пайдаланушылар үшін стандартты орналасқан жерді анықтау қызметтері (SPS).

Бұл қызметтердің екі түрі арасындағы негізгі айырмашылық өлшеу дәлдігі болып табылады. Дәл орналасқан жерді анықтау қызметінің пайдаланушылары спутниктермен берілетін екі жиіліктегі P кодын пайдаланып қашықтықты өлшейді.

Дәл орналасқан жерді анықтау қызметінің пайдаланушылары SA кодтарына қол жеткізе алады және жерсеріктік эфемерид пен жерсеріктік синхросигнал генераторларының енгізілген қателіктерін болдырмауы мүмкін.

Стандартты орналасқан жерді анықтау қызметінің пайдаланушылары C/A кодын пайдаланып, тек бір сигналдық жиілікте қашықтықты өлшейді және олар SA - кодына қол жеткізе алмайды. Олар SA-процедурасы бойынша әдейі енгізілген қателерді жоққа шығара алмайды. Бұл қателіктер SA болмаған кезде 7м дәлдігінің алдында орналасқан жерді стандартты анықтау қызметтері үшін қашықтықты өлшеу дәлдігін шектейді.

ГЛОНАСС жүйесін пайдаланған кезде SA процедурасы жоқ. Алайда, бақыланған спутниктердің "шоқжұлдызы" жылдам өзгергенде, GPS-ГЛОНАСС өлшеу шуының күтпеген секірулері орын алады, олардың шамасы жүздеген метрге жетуі мүмкін. Аталған секірістерді жою үшін арнайы адаптивті алгоритм әзірленді.

1 Кесте – GPS және ГЛОНАСС жүйелерінің негізгі сипаттамалары

Сипаттамалары	GPS	ГЛОНАСС
Орналасуы:	24	24

Спутниктердің саны	6	3
Орбиталар саны	55	64,8
Орбиталық көлбеу (град)	26,560	25,510
Орбиталық радиус (км)	11:58	11:16
Кезең (сағ: мин)	1 күн	8 күн
Сипаттамалары сигналдар: Салмақ түсетін жиілік (МГц)	L_1 : 1575,42 L_2 : 1227,60 CDMA C/A код: L_1 P-код: L_1 и L_2 C/A код: 1,023 P код: 10,23	L_1 : (1602+0,5625п), L_2 : (1246+0,43 75п), $n = 1,2, ..., 24$ FDMA C/A код: L_i P-код: L_1 и L_2 C/A код: 0,511 P код: 5,11
Код жиілігі (МГц) (сағат жиілігі)		
Эталондық стандарттар:		
Координаттар жүйесі	WGS84 UTC (USNO)	SGS85 UTC (SU)
Уақыты	100	100
Дәлдік (95%):	140	150

WGS 84 - World Geodetic System 1984.

SGS 85 - Soviet Geodetic System 1985.

UTC (SU) - Universal Time Coordinated.

UTC (USNO) - U.S. Naval observatory.

Сонымен қатар, бірнеше фирмалар қазірдің өзінде 48-ге тең орбитадағы спутниктердің жалпы саны GPS-ГЛОНАСС бірлескен қабылдағыштарын әзірлеп, шығарады. GPS бойынша жұмыс істейтін тұтынушының аппаратурасын құру координатаны анықтаудың сенімділігі мен дұрыстығын арттыруға және дәлдігін жақсартуға мүмкіндік береді.

2. GPS-ГЛОНАСС кешендеуі

2.1 Кешендеу мәселесін зерттеу

Түзету бұрыштарының міндетінің бағдары мен түзету координаттар объектінің міндетімен ИНЖ және GPS-ГЛОНАСС – тан алынған тұрғысынан жанарға ақпаратты өңдеу әдістері сәйкес келеді.

ПИНЖ шыққан кейін түзету координаттарының міндеті, оны анықтап және өтемақы қателерді $\delta\hat{\varphi}, \delta\hat{\lambda}$ координаттар орналасқанның анықтаған кейін шешілді деп айтуға болады.

Түзету бұрыштарының бағдарлау міндетінде, ИНЖ бағаланатын қателер $\hat{\Phi}_E, \hat{\Phi}_N$, және $\hat{\Phi}_{up}$ енгізілуіне қарау, навигациялық алгоритмі процесінде есептеу матрица түрлендіру арасындағы байланысты объектісі және навигациялық жүйелер.

Дегенмен нақты гироплатформа ПИНЖ-де жоқ, "талдамалық платформа" мүмкін қабылдау үшін навигациялық жүйе ұсынуға болады. Үздік режимде платформалық жүйе навигациялық жүйесіннің координаттарын ойнатады.

ПИНЖ алгоритмінің негізінде "b" объектісінің байланысқан жүйесінде өлшенген деректерді қайта есептеу жатыр - жүйе объектімен байланысты, "N" навигациялық жүйеге байланысты. Бұл қайта есептеу өту матрицасы белгілі болған кезде мүмкін болады. Шын мәнінде, ОӨМ b -дан p -ға талап етілетін матрицадан ерекшеленетін C_b^N платформасы жүйесіне өту матрицасын есептейді.

Баяндалғандарды ескере отырып, байланысқан және навигациялық координаттар жүйелері арасындағы бағыттаушы косинустардың матрицасы.

$$C_b^N = C_b^N C_b^p \quad (2.1)$$

Қате мәндері аз болған кезде N жүйесін p жүйесіне жақын деп санауға болады.

$$C_b^N = \begin{bmatrix} 1 & \Phi_{up} & -\Phi_N \\ -\Phi_{up} & 1 & \Phi_E \\ \Phi_N & -\Phi_E & 1 \end{bmatrix}^T \quad (2.2)$$

мұнда $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{up}$ - Эйлер бұрыштары - N жүйесінің p жүйесінен ауытқуы.

C_b^N матрицасының элементтері объектінің бағдар бұрыштарын анықтайды. Бұл матрицаның түрі төмендегідей бар:

$$C_b^N = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Бұрыштар бағдар тангаж - ϑ , крен- γ және курс- ψ келесідей өрнектермен анықталады:

$$\begin{aligned}\tilde{C}_0 &= \sqrt{C_{31}^2 + C_{33}^2} \\ \vartheta &= \arctg(C_{32}/\tilde{C}_0), \vartheta \in \left[\frac{\pi}{2}; -\frac{\pi}{2}\right] \\ \gamma &= \arctg(C_{31}/C_{33}), \gamma \in [\pi; -\pi] \\ \psi &= \arctg(C_{12}/C_{22}), \psi \in [\pi; -\pi]\end{aligned}\quad (2.4)$$

мұнда C_{ij} -матрицаның элементтері C_b^P .

Осылайша, бағдар бұрыштарын түзету міндеті Φ_E, Φ_N көкжиегінде және Φ_{up} азимутында ПИНЖ және GPS жүйелерінен деректерді пайдалану бойынша үйлесу бұрыштарын анықтауға саяды. $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{up}$ және ПИНЖ жүйелерінің қателіктерін алгоритмдік компенсациялау бұрыштарын бағалау тапсырмасын шешпес бұрын, Φ_E, Φ_N , және Φ_{up} қателіктерін бағалау мүмкіндігін анықтау қажет.

2.2 ИНЖ қателіктерінің байқалуын талдау

ИНЖ қате теңдеулері келесі түрге ие:

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_E = -g\Phi_N + a_N\Phi_{up} + B_E; \\ \delta \dot{V}_N = g\Phi_E - a_E\Phi_{up} + B_N. \end{cases}\quad (2.5)$$

$$\begin{cases} \dot{\Phi}_E = -\omega_N\Phi_{up} + \omega_{up}\Phi_N - \frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr}; \\ \dot{\Phi}_N = -\omega_{up}\Phi_E + \omega_E\Phi_{up} + \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr}; \\ \dot{\Phi}_{up} = -\omega_E\Phi_N + \omega_N\Phi_E + \frac{\delta V_E}{R}tg\varphi + \omega_{up}^{dr}. \end{cases}\quad (2.6)$$

Мұнда $\delta V_E, \delta V_N$ - географиялық үшгранник осіндегі жылдамдық бойынша ИНЖ қателіктерінің проекциялары; a_E, a_N - географиялық үшгранник осіндегі үдеу проекциялары; $\omega_E, \omega_N, \omega_{up}$ - географиялық үшгранник осіндегі объектінің абсолюттік бұрыштық жылдамдығының проекциялары; $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{up}$ - географиялық үшгранник және координаталардың платформалық жүйесі арасындағы бұрыштары; B_E, B_N - акселерометр қателіктері; $\omega_E^{dr}, \omega_N^{dr}, \omega_{up}^{dr}$ - гироскоптардың дрейфінің жылдамдығы; G - ауырлық күшінің үдеуі; φ - жердің ендігі.

ИНЖ қателіктерінің бақылануын талдаймыз. Осы мақсат үшін бір қатенің оңайлатылған бір арнаның (N арнасы) теңдеулерін қолданамыз [22,23]:

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_N = g\Phi_E + B_N \\ \dot{\Phi}_E = -\frac{\delta V_N}{R} + \omega_E^{dr} \\ \dot{\omega}_E^{dr} = 0 \\ \dot{B}_N = 0 \end{cases} \quad (2.7)$$

Дискретті түрде бұл теңдеулер төмендегідей өрнектеледі:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G\omega_{k-1} \quad (2.8)$$

Мұнда

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \Phi_E \\ \omega_E^{dr} \\ B_N \end{bmatrix}$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & gT & 0 & T \\ -\frac{T}{R} & 1 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Мұнда: T - дискреттеу кезеңі.

Өлшеу ретінде ИНЖ және GPS-ГЛОНАСС жылдамдық көрсеткіштерінің айырмашылығы пайдаланылады:

$$z_k = V_{\text{ИНЖ}} - V_{\text{GPS}} = \delta V_k - \delta V_k^{\text{GPS}} = Hx_k + V_k \quad (2.9)$$

Мұнда:

$H = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ - өлшеу матрицасы,

$V_k = -\delta V_k^{\text{GPS}}$ - шу өлшеуі.

x_k жай-күйінің векторын бағалау үшін ол өлшеулер бойынша байқалуы қажет, жай-күй векторы өлшеулер бойынша бақылануы үшін бақылау толық рангі бар матрицасы қажет:

$$A = \begin{bmatrix} H \\ \Phi H \\ \vdots \\ H\Phi^{n-1} \end{bmatrix}$$

Мұндағы n - x_k жағдайы векторының өлшемі.

Өлшеулер (2.9) бойынша x_k жағдайы векторының бақылануын бағалаймыз (күй векторының өлшемі 4-ке тең). Бақыланушы матрица бұл жағдайда келесідей көріністе болады:

$$A = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ H\Phi^2 \\ H\Phi^3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & gT & 0 & T \\ 1 - \frac{gT^2}{R} & 2gT & gT^2 & 2T \\ 1 - \frac{3gT^2}{R} & 3gT - \frac{g^2T^3}{R} & 3gT^2 & 3T - \frac{gT^3}{R} \end{bmatrix}$$

Бақылау матрицасында екінші және төртінші бағандар сызықтық тәуелді, $\det A = 0$, демек, $\text{rank } A \neq 4$. Бұл жүйенің бақыланбауын (2.7) өлшеулер бойынша көрсетеді (2.9), яғни z_k өлшеулері бойынша x_k векторының компонентін анықтаудың мүмкін еместігін көрсетеді.

Күй векторының B_N компонентін алып тасталынады. Бұл дегеніміз, z_k өлшемдері бойынша B_N анықтамасы болжанбайды. Бұл ретте:

$$A = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ H\Phi^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & gT & 0 \\ 1 - \frac{gT^2}{R} & 2gT & gT^2 \end{bmatrix}$$

$\det A = g^2T^3$, демек, $\text{rank } A = 3$ және $x_k = [\delta V_N \quad \Phi_E \quad \omega_E^{dr}]^T$ күй векторының өлшеміне тең. Осылайша, үшінші ретті алынған жүйені бақылауға болады. Осыдан, B_N және Φ_E (B_N және Φ_E арнасы үшін) компоненттерін бөлуге болмайды. Сонымен, $x_k = [\delta V_N \quad \Phi_E \quad \omega_E^{dr}]^T$ z_k өлшеулері бойынша B_N акселерометр нөлінің араласуы Φ_E көлбеу бұрышын бағалауға кедергі түрінде кіреді.

Егер дрейф жылдамдығының құрамына $U \cos \varphi \Phi_{up}$ шамасын қоссаңыз, сол сияқты дрейфтің жылдамдық Шығыс құраушысының бақылау мүмкіндігін анықтауға болады ω_E^{dr} .

Бұл ретте, ИНЖ қателерінің оңайлатылған теңдеулерін қайта жазуға болады:

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_N = g\Phi_E \\ \dot{\Phi}_E = -\frac{\delta V_N}{R} + (\omega_E^{dr} - U \cos \varphi \Phi_{up}) \\ \dot{\omega}_E^{dr} = 0 \end{cases} \quad (2.10)$$

Біз өлшеулер (2.9) бойынша $\omega_E^{dr} U \cos \varphi \Phi_{up}$ -тен бөлуге мүмкін емес екенін көрсетеміз. Азимутта Φ_{up} қателікті анықтау есебінің шешімі $\omega_E^{dr} / U \cos \varphi$ дәлдікпен немесе дәл сол анықтау ω_E^{dr} , дәл осы өлшемдер бойынша $U \cos \varphi \Phi_{up}$ дейін дәлдікпен келтіріледі [10]. Айта кету керек, мұндай қате N арнасы үшін ғана байқалуы мүмкін.

z_k жүйесінің өлшеулері бойынша ω_E^{dr} қатесінің бақылануын бағалаймыз. Бұл мақсат үшін Φ жүйесінің матрицасы көрінеді:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & gT & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{T}{R} & 1 & T & -U(\cos\varphi)T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

және күй векторы:

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \Phi_E \\ \omega_E^{dr} \\ \Phi_{up} \\ \omega_{up}^{dr} \end{bmatrix}$$

Мұнда, ω_{up}^{dr} - тік гироскоп дрейфінің жылдамдығы;
 $\dot{\Phi}_{up} = \omega_{up}^{dr}$ және $\dot{\omega}_{up}^{dr} = 0$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & gT & 0 & 0 \\ -\frac{T}{R} & 1 & -U(\cos\varphi)T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Және

$$A = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ H\Phi^2 \\ H\Phi^3 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & gT & 0 & 0 \\ 1 - \frac{gT^2}{R} & 2gT & -gT^2U\cos\varphi & 0 \\ 1 - \frac{3gT^2}{R} & \left(1 - g\frac{T^2}{R}\right)gT + 2gT & -3gT^2U\cos\varphi & -gT^3U\cos\varphi \end{bmatrix}$$

Det A = $g^3 T^6 U^2 (\cos\varphi^2)$, демек rank A = 4 және күй векторының өлшеміне
 тең

$$x_k = [\delta V_N \quad \Phi_E \quad \Phi_{up} \quad \omega_{up}^{dr}]^T$$

Осылайша, төртінші ретті алынған жүйе байқалады. Бұл дегеніміз, дрейф

гироскоп жылдамдығының Шығыс компоненті $U \cos \varphi \Phi_{up}$ бірге байқалады. Бұл жағдайда Φ_{up} анықтау қателігі $\frac{\omega_E^{dr}}{U \cos \varphi}$ –не тең болады.

Азимутта қатенің байқалуының келтірілген талдауы жерге қатысты тұрақты жылдамдықпен объектінің қозғалысы жағдайы үшін ИНЖ қателерінің оңайлатылған жүйесін (Шулерлік құрамдауыш) пайдалануға негізделген. Алайда, ИНЖ орнатылған объектінің жедел қозғалу жағдайлары үшін бұл теңдеулер қате теңдеулерінің оң бөліктеріндегі $a_N \Phi_{up}$ және $a_E \Phi_{up}$ қиылысу байланыстарын да ескеруі керек (2.7). Басқаша айтқанда, ұшудың стационарлық режимінде Φ_{up} азимутын анықтау қатесі осы өлшемдер бойынша бақыланбайды. Азимутта қойылмау қатесі объектіні жеделдетумен модуляцияланады. $\Phi_{up} U \cos \varphi$ сигналын ω_E^{dr} -дан бөлу үшін, олардың бірін қандай да бір жолмен промодульдеу қажет. Осылайша, Φ_{up} ұшу аппаратының маневр жасауының арнайы жағдайларында ғана қалпына келтірілуі мүмкін.

Бұдан әрі қаралатын болады анықтау әдісі Φ_{up} пайдалана отырып, жылдамдықтарын от GPS қабылдау. Бұл әдіс ұшудың стационарлық режимінде, бірақ бұзу бұрышын өлшеу шартымен Φ_{up} азимутында қатені анықтай алады.

2.3 Бағалаудың адаптивті алгоритмі

Жүзеге асыру үшін кешендеу ИНЖ/ GPS қажет тегістеуі болжауға бәйге өлшеу шудың пайда болатын жедел ауысқан кезде "топ" байқалатын серіктес. Аталған секірістерді жою үшін арнайы адаптивті алгоритм әзірленді.

Координаттар бойынша ИНЖ қателерінің моделі төмендегідей сипатталуы мүмкін [22]:

$$\delta x_k = \delta x_{k-1} + \delta V_{k-1} T \quad (2.11)$$

δx - координаттар бойынша ИНЖ қателігі;

δV - жылдамдығы бойынша ИНЖ қателігі.

Өлшеу ретінде ИНЖ және GPS - ГЛОНАСС координаттарының айырмашылығы қолданылады, ол:

$$z = x^{\text{ИНЖ}} - x^{\text{GPS}}$$

Немесе

$$z_k = \delta x_k + V_k \quad (2.12)$$

Мұндағы

δx_k - ИНЖ орналасу қателігі

$V_k = -\delta x^{GPS} - GPS$ орналасу қателігі (шу өлшеуі).
Калман сүзгісіне сәйкес күй векторының бағалау теңдеуі:

$$\delta \hat{x}_k = \delta \hat{x}_{k-1} + K_k(z_k - \delta \hat{x}_{k-1}) \quad (2.13)$$

Мұндағы

$\delta \hat{x}_k$ - координаттар бойынша ИНЖ қатесін бағалау;

K_k - оңтайлы сүзгі матрицасы.

Бағалаудың қателіктері аз болатындай K_k шамасын анықтау қажет.
 $\delta \tilde{x}_k$ бағалау қателері үшін теңдеу:

$$\begin{aligned} \delta \tilde{x}_k &= \delta x_k - \delta \hat{x}_k = \\ &= \delta x_{k-1} + \delta V_{k-1}T - \delta \hat{x}_{k-1} - K_k(Z_k - \delta \hat{x}_{k-1}) \end{aligned} \quad (2.14)$$

Бұл теңдеуді Z_k өрнегінің орнына (2.11) және (2.12) қойсақ, онда:

$$\begin{aligned} \delta \tilde{x}_k &= \delta x_{k-1} + \delta V_{k-1}T - \delta \hat{x}_{k-1} - K_k(-\delta x_{k-1} + \delta V_{k-1}T + V_k - \delta \hat{x}_{k-1}) = \\ &= (1 - K_k)(\delta \tilde{x}_{k-1} + \delta V_{k-1}T) = K_k V_k \end{aligned} \quad (2.15)$$

Бағалау қателерінің дисперсиясын анықтаймыз.

$$\begin{aligned} P_k &= M[\delta \tilde{x}_k^2] = M\{[(1 - K_k)(\delta \tilde{x}_{k-1} + \delta V_{k-1}T) - K_k V_k]^2\} = \\ &= (1 - K_k)^2 P_{\frac{k}{k-1}} + K_k^2 R_k \end{aligned} \quad (2.16)$$

Мұндағы,

$$\begin{aligned} P_{\frac{k}{k-1}} &= M(\delta \tilde{x}_{k-1} + \delta V_{k-1}T)^2 = \\ &= P_{k-1} + 2M(\delta \tilde{x}_{k-1}\delta V_{k-1}T) + M(\delta V_{k-1}^2)T^2 \\ R_k &= M[V_k^2] \end{aligned} \quad (2.17)$$

Сүзу есебін қалыптастырамыз. Кем дегенде функционалға қол жеткізетіндей жағдай векторын бағалау қажет

$$tr M[(\delta x_k - \delta \hat{x}_k)(\delta x_k - \delta \hat{x}_k)^T] = tr M[\delta \tilde{x}_k \delta \tilde{x}_k^T] = \min \quad (2.18)$$

мұндағы: tr - матрицаның ізі.

K_k күшейту коэффициентін анықтау функционалды (2.18) теңдеуден тікелей жасалуы мүмкін

$$\frac{dP_k}{dK_k} = 0$$

Немесе

$$-2(1 - K_k)P_{\frac{k}{k-1}} + 2K_k R_k = 0$$

Нәтижесінде біз

$$K_k = \frac{P_{\frac{k}{k-1}}}{P_{\frac{k}{k-1}} + R_k} \quad (2.19)$$

$$\begin{aligned} P_k &= (1 - K_k)^2 P_{\frac{k}{k-1}} + K_k^2 R_k = \\ &= P_{\frac{k}{k-1}} - 2K_k P_{\frac{k}{k-1}} + K_k^2 P_{\frac{k}{k-1}} + K_k^2 R_k = \\ &= (1 - K_k) P_{\frac{k}{k-1}} \end{aligned} \quad (2.20)$$

(2.17) теңдеудегі $\delta\tilde{x}_{k-1}$ және δV_{k-1} арасындағы корреляцияны анықтаймыз. Анықталған жағдайда ($K_k = K_{st}, P_k = P_{st}$) бағалау қателіктері үшін теңдеуді $\tilde{x}_k$ түрінде қайта жазуға болады:

$$\tilde{x}_k = (1 - K_{st})^k \tilde{x}_0 + \sum_{i=1}^{k-1} (1 - K_{st})^i \delta V_{k-i} T + \sum_{i=0}^{k-1} (1 - K_{st})^i K_{st} V_{k-1}$$

$\tilde{x}_k$ және δV_k арасындағы корреляция келесі түрде анықталуы мүмкін:

$$M[\tilde{x}_k \delta V_k T] = M\left[\left(\sum_{i=1}^{k-1} (1 - K_{st})^i \delta V_{k-i} T\right) \delta V_k T\right]$$

Аз уақыт аралығы үшін ($\approx 8-10$ мин) δV_k өзгеру моделі ретінде сипатталады

$$\delta V_k = \delta V_{k-1}$$

Аламыз

$$\begin{aligned} M[\tilde{x}_k \delta V_k T] &= \sum_{i=1}^{k-1} (1 - K_{st})^i q = \\ &= (1 - K_{st})q + (1 - K_{st})^2 q + (1 - K_{st})^3 q + \dots + (1 - K_{st})^{k-1} q \end{aligned} \quad (2.21)$$

мұндағы $q = M[\delta V_k^2] T^2$.

Бұл тізбектің шешімін келесі түрінде ұсынуға болады

$$M[\tilde{x}_k \delta V_k T] = \frac{(1-K_{st})q}{K_{st}} \quad (2.22)$$

Кешені үшін ИНЖ/GPS коэффициентінің мәні күшейту, белгіленген режимде орынды таңдау шегінде $K_{st} \approx 0,5 \div 0,6$. Теңдеу (2.22) мәні K_{st} , үйренеміз

$$M[\tilde{x}_k \delta V_k T] \approx q$$

Содан кейін теңдеу түрінде қайта жазылуы мүмкін:

$$P_{\frac{k}{k-1}} = P_{k-1} + 3q \quad (2.23)$$

q мәні белгісіз және ИНЖ сапасы мен жұмыс уақытына байланысты. Әмбебап алгоритм алу үшін q шамасы бағалау процесі кезінде есептеледі. Бұл ретте соңғы 200 сек ішінде координаталарды бағалауды шамамен сызықтық функциямен сипаттауға болады. Сызықтық функция параметрлерін бағалау бойынша q анықтайды.

Болжанбаған секірулер пайда болған жағдайда P_k өлшеу шуының дисперсиясы белгісіз. Сонымен қатар, өлшеу шуы стационарлық кездейсоқ процесс емес. Бұл ретте P_k бағалау үшін жаңартылып отыратын бірізділік пайдаланылады. Адаптивті алгоритмді құру үшін қолдануға болатын қасиеттер.

Жаңартылған тізбек түрі бар:

$$v_k = z_k - \delta \hat{x}_{k-1} + V_k - \delta \hat{x}_{k-1} = \delta \hat{x}_{\frac{k}{k-1}} + V_k \quad (2.24)$$

Жаңартылған тізбектің дисперсиясы келесідей анықталады

$$\begin{aligned} M[v_k^2] &= M\left[\delta \tilde{x}_{\frac{k}{k-1}}^2\right] + M[V_k^2] = \\ &= P_{\frac{k}{k-1}} + R_k \end{aligned} \quad (2.25)$$

Өлшеу шуының дисперсиясын бағалау үшін $M[\hat{v}_k^2]$ бағалау қажет. Өлшеу шуы стационарлық емес, сондықтан v_k стационарлық емес. $M[\hat{v}_k^2]$ бағасын жаңартылатын процестің ықтималдығының тығыздығын арттыру шарттарынан алуға болады, яғни

$$P_{M(v_k^2)}(v_k) = \max$$

Басқа сөздермен айтқанда, анықтау қажет мұндай мәні $M[\hat{v}_k^2]$, ол қамтамасыз етеді максимум тығыздығы пайда болу ықтималдығын жаңартылатын реттілігі v_k . Гаусс кіріс және өлшеу шуылдары кезінде сызықты

жүйелерде v_k процесі де сондай болып табылады. Сондықтан v_k процесінің ықтималдылық тығыздығын келесідей түрінде ұсынуға болады:

$$P(v_k) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} M(v_k^2)^{-\frac{1}{2}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} v_k^2 M(v_k^2)^{-1} \right\}$$

$M(v_k^2)$ шарттан $\frac{dP(v_k)}{dM(v_k^2)} = 0$ анықтаймыз:

$$M[\hat{v}_k^2] = v_k^2 \quad (2.26)$$

Жоғарыдағы теңдеуде $M[\hat{v}_k^2]$ үшін алынған өрнек орнату, өлшеу шуының дисперсиясын аламыз

$$\hat{R}_k = v_k^2 - P_{\frac{k}{k-1}} \quad (2.27)$$

Алайда тәжірибеде $M[\widehat{v_k v_k}]$ статистикалық үлгісі жеткіліксіз болғандықтан, R_k теріс шамада болған жағдай туындауы мүмкін. Бұл жағдайда $\hat{R}_k = 0$. деп есептеу қажет.

Жоғарыдағы (2.19), (2.20), (2.23), (2.27) теңдеулер бағалаудың адаптивті алгоритмін сипаттайды. Адаптивті алгоритм теңдеулерін түпкілікті түрде жазсақ:

$$\begin{aligned} \delta \hat{x}_k &= \delta \hat{x}_{k-1} + K_k (z_k - \delta \hat{x}_{k-1}) \\ P_{\frac{k}{k-1}} &= P_{k-1} + 3q \\ v_k &= z_k - \delta \hat{x}_{k-1} \\ \hat{R}_k &= v_k^2 - P_{\frac{k}{k-1}} \\ K_k &= \frac{P_{\frac{k}{k-1}}}{P_{\frac{k}{k-1}} + \hat{R}_k} \\ P_k &= (1 - K_k) P_{\frac{k}{k-1}} \end{aligned} \quad (2.28)$$

Мұндағы $q = M[\delta V^2] T^2$ - координаталарды бағалаудың соңғы 200 сек пайдалануымен бағалау рәсімі барысында есептеледі.

Егер өлшеулерде секірулер жоқ болса, онда жаңартылған v_k тізбегінің Шамасы аз болады және алгоритм ағымдағы өлшеулерге сенеді.

GPS өлшемдерінде секірулер болған жағдайда v_k шамасы артады, ал K_k күшейту коэффициенті азаяды. Нәтижесінде, ағымдағы өлшемдер салмағы аз $\delta \hat{x}$ бағасына кіреді. Осылайша, күшейту коэффициентінің мінез-құлқы ағымдағы өлшеу қателіктеріне байланысты. Сонымен қатар, жаңартылатын тізбектің мәні қабылдағыштың GPS секірулерінің ағымдағы көрсеткіші болып табылады.

Бұл жағдайда, бұл алгоритм секірудің пайда болуына сезімтал, бірақ байқалатын спутниктердің тұрақты шоқжұлдызы жағдайында өлшеу қателерін нашар тегістейді. Бұл кемшілікті Каскад режимінде дәстүрлі бағалауды пайдалану кезінде еңсеруге болады.

2.4 Координаталарды анықтауда ИНЖ қателерін болжау

Бұл бөлімде объект координаттарын анықтаудағы ИНЖ қателерін болжаудың скалярлық алгоритмін құру мәселесі шешіледі. GPS жүйесін өлшеуден бас тартқаннан кейін ИНЖ қателерін өзгертудің бұрын алынған моделі олардың сыртқы ақпараттың жоқтығында мінез-құлқын болжау үшін пайдаланылады. Қойылған тапсырманы шешу үшін скалярлық бағалау алгоритмі қолданылады.

2.4.1 Скалярлық адаптивті бағалау алгоритмі

Скалярлық алгоритм басқалардан тәуелсіз күй векторының әрбір компонентін бағалауға мүмкіндік береді.

Скалярлы алгоритм ағымдағы бағалау қателері бойынша күшейту коэффициентінің адаптивті тәуелділігінің арқасында математикалық модельді және кіріс шудың статистикалық сипаттамаларын сипаттаудың дәлдігіне қатысты аз сезімтал.

Объектінің теңдеуі төмендегі теңдеумен сипатталсын:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G \omega_{k-1} \quad (2.29)$$

Өлшеу векторының теңдеуі:

$$z_k = H x_k + v_k \quad (2.30)$$

Мұнда:

x_k - (n * 1) - жүйе күйінің векторы;

Φ - (n * n) - жүйе матрицасы;

G - (n * 1) - кіру матрицасы;

ω_{k-1} - (r * 1) - нөлдік математикалық күтумен ақ Гаусс болатын кіріс шудың векторы;

z_k - (m * 1) - өлшеу векторы;

H - (m * n) - өлшеу матрицасы;

v_k - (m * 1) - нөлдік математикалық күтумен және ковариациялық матрицамен ақ Гаусспен болжанатын өлшеу шуының векторы: $R = M[v_k v_k^T]$

Тапсырма қойылады: жай-күй векторының барлық бақыланатын компоненттерін жеке және бір-бірінен тәуелсіз бағалау x_k .

Одан әрі есептеулерді оңайлату үшін H өлшеу матрицасы матрица - жол болып табылады, бұл есептің шешімін баяндаудың ортақтығына әсер етпейді.

Ұсынылған тәсіл жаңа өлшеу векторын енгізуге негізделген [10,22]:

$$z_k = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ \vdots \\ H\Phi^{n-1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} z_k \\ z_{k+1} \\ \vdots \\ z_{k+n-1} \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Жаңа өлшеулердің теңдеуін ескере отырып алуға болады:

$$z_k = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ \vdots \\ H\Phi^{n-1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} z_k \\ z_{k+1} \\ \vdots \\ z_{k+n-1} \end{bmatrix} = x_k + v_k \quad (2.32)$$

Мұнда:

v_k - келтірілген өлшеу шуының векторы:

$$v_k = \begin{bmatrix} H \\ H\Phi \\ \vdots \\ H\Phi^{n-1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} v_k \\ v_{k+1} + HG\omega_k \\ \vdots \\ v_{k+n-1} + H\Phi^{n-2}G\omega_k + \dots + HG\omega_{k+n-2} \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Жаңа өлшеулердің жаңа қалыптасқан теңдеуі (2.32) дәстүрлі түрдегі өлшеу теңдеуінен (2.30) ерекшеленеді, себебі өрнекте өлшеу матрицасы бірлік матрицаға тең. Басқа сөзбен айтқанда, күй векторының барлық компоненттері теңдеуде тікелей өлшенеді. Алайда, оларды өлшеу үшін z_k өлшеу векторы емес, белгіленген уақыт уақыты үшін пайдаланылады, ал болашақ өлшеулердің сызықтық комбинациясы [22] $z_k, z_{k+1}, z_{k+2}, \dots, z_{k+n-1}$; яғни

$$z_k^i = q_{i1}z_k + q_{i2}z_{k+1} + \dots + q_{in}z_{k+n-1} = x_k^i + v_k^i \quad (2.34)$$

Мұнда:

$q_{i1}, q_{i2} \dots q_{in}$ — i -я матрица жолы $([H, H\Phi, \dots, H\Phi^{n-1}]^T)^{-1}$;

x_k^i — i -я күй векторының компоненті;

v_k^i — i -ші компонентке келтірілген өлшеу шуы.

Өлшеулерді жүргізудің бірінші n тактілерінде жаңа өлшеу z_k^i қалыптасады және сәйкесінше $\hat{x}_k^i$ бірінші бағалау. Осылайша, $\hat{x}_k^i$ бірінші баға n -ші соңында, $\hat{x}_2^i$ екінші баға - соңында ($n+1$), $\hat{x}_3^i$ үшінші баға-соңында ($n+2$) және т. б. пайда болады.

Объект теңдеуі күй векторының i -ші компоненті үшін:

$$x_k^i = x_{k-1}^i + \omega_{k-1}^i \quad (2.35)$$

Осы жерде $\omega_{k-1}^i = a_{i1}x_{k-1}^1 + \dots + (a_{ii} - 1)x_{k-1}^i + \dots + a_{in}x_{k-1}^n + b_{i1}\omega_{k-1}^1 + \dots + b_{ir}\omega_{k-1}^r$ - i -ші компонентке келтірілген кіріс ауытқу, где $a_{i1}, a_{i2}, \dots, a_{in}$ - i -я матрица жолы Φ ; $b_{i1}, b_{i2}, \dots, b_{in}$ - i -я матрица жолы G .

Күй векторының i -ші компоненті үшін (2.35) теңдеуді және оның тәуелсіз өлшемін (2.34) пайдалана отырып, x_k^i күй векторының i компонентін бағалауға болады. x_k^i үшін бағалау теңдеуі:

$$\hat{x}_k^i = \hat{x}_{k-1}^i + k_k v_k \quad (2.36)$$

мұндағы $v_k = z_k^i - \hat{x}_{k-1}^i$ - жаңартылған тізбек.

Динамика теңдеуі (2.35) оған кіретін айнымалыларды бағалауға қатысты жазылуы мүмкін:

$$\hat{x}_k^i - \hat{x}_{k-1}^i = \hat{\omega}_{k-1}^i \quad (2.37)$$

Бағалау теңдеуі (2.36) келесідей түрде қайта жазылуы мүмкін:

$$\hat{x}_k^i - \hat{x}_{k-1}^i = k_k v_k \quad (2.38)$$

Теңдеулердің оң жақ бөліктерін теңестірсек:

$$k_k v_k = \hat{\omega}_{k-1}^i \quad (2.39)$$

Алынған теңдеуді оған кіретін айнымалыларға қатысты қайта жазамыз

$$M(\hat{\omega}_{k-1}^i)^2 = k_k^2 M(v_k^2) \quad (2.40)$$

Белгіленген режимде ($k_k = k_{k-1} = k_{k+1}$), бұл теңдеуге әкеледі

$$M(\hat{\omega}_{k-1}^i)^2 = k_{k-1}^2 M(v_k^2) \quad (2.41)$$

$M(v_k^2)$ жаңартылған процессінің ковариациялық матрицасының бағасын жаңарту процесінің ықтималдығының тығыздығын барынша арттыру шарттарынан табуға болады, яғни.

$$J = \max P(v_k)$$

Гаусс кіріс және өлшеу шуылдары кезінде сызықтық жүйелерде v_k процесі де Гаусс болып табылатындықтан, v_k процесінің ықтималдылығының тығыздығын v_k түрінде ұсынуға болады:

$$P(v_k) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} M(v_k^2)^{-\frac{1}{2}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} v_k^2 M(v_k^2)^{-1} \right\}$$

$\frac{dP(v_k)}{dM(v_k^2)} = 0$ шартын ескерсек, $M(v_k^2)$ анықтай аламыз:

$$M(\hat{v}_k^2) = v_k^2 \quad (2.42)$$

k_k күшейту коэффициенті үшін теңдеу бағалау қатесі дисперсиясының минимумынан анықталуы мүмкін:

$$\begin{aligned} M(x_k^i - \hat{x}_k^i)^2 &= M(\tilde{x}_k^i)^2 = \min \\ x_k^i - \hat{x}_k^i &= \tilde{x}_k^i = x_{k-1}^i + \omega_{k-1}^i - \hat{x}_{k-1}^i - k_k v_k = \\ &= (1 - k_k)(\tilde{x}_{k-1}^i + \omega_{k-1}^i) + k_k \dot{v}_k^i \end{aligned} \quad (2.43)$$

Бағалау қатесінің дисперсиясы:

$$M(\tilde{x}_k^i)^2 = P_k^i = (1 - k_k)^2 P_{k-1}^i + k_k^2 \dot{r}^i \quad (2.44)$$

Мұнда $P_{k/k-1}^i = M(\tilde{x}_{k-1}^i + \omega_{k-1}^i)^2 = P_{k-1}^i + 2M(\tilde{x}_{k-1}^i \omega_{k-1}^i) + M(\omega_{k-1}^i)^2$ - бағалау қатесінің априорлы дисперсиясы;

$\dot{r}^i = M(\dot{v}_k^i)^2$ - өлшеу шуының i компонентіне келтірілген дисперсия. Бағалау қателерінің априорлы дисперсиясы үшін бірінші және үшіншісімен салыстырғанда екінші қатені елемей, аламыз [22]:

$$P_{k/k-1}^i = P_{k-1}^i + M(\omega_{k-1}^i)^2$$

Соңғы теңдеуге (2.40) өрнегін қойсақ:

$$P_{k/k-1}^i = P_{k-1}^i + k_{k-1}^2 v_k^2 \quad (2.45)$$

Барынша азайта отырып, дисперсия $M(\tilde{x}_k^i)^2$ оңтайлы k_k таңдау арқылы аламыз:

$$\frac{\partial M(\tilde{x}_k^i)^2}{\partial k_k} = -2P_{k/k-1}^i + 2k_k P_{k/k-1}^i + 2k_k \dot{r}^i = 0.$$

Осыдан

$$k_k = \frac{P_{k/k-1}^i}{P_{k/k-1}^i + r^i} \quad (2.46)$$

Оңтайлы k_k үшін (2.44) теңдеуге (2.46) өрнек мәндерін қолдансақ, онда

$$M(\tilde{x}_k^i)^2 = P_k^i = (1 - k_k)P_{k/k-1}^i \quad (2.47)$$

Осылайша, күй векторының i - ші компоненттерін бағалау үшін нәтиже теңдеуі

$$\hat{x}_k^i = \hat{x}_{k-1}^i + k_k v_k \quad (2.48)$$

Мұнда:

$$v_k = z_k^i - \hat{x}_{k-1}^i; \quad k_k = \frac{P_{k/k-1}^i}{P_{k/k-1}^i + r^i}; \quad P_{k/k-1}^i = P_{k-1}^i + k_{k-1}^2 v_k^2;$$

$$P_k^i = (1 - k_k)P_{k/k-1}^i$$

Осы жерден кез-келген күй векторының бақыланатын компоненттері үшін бейімделген k_k күшейту коэффициенті бар тәуелсіз скалярлық бағалау теңдеуін алуға болады. Осылайша, егер жаңа өлшеулер үшін теңдеулерді алдын ала қалыптастырса, алгоритмді іске асыру күй векторының компоненттері кез келген мүдделі әзірлеуші үшін скалярлық теңдеуді қолдануға негізделеді.

Талдау жүргізілді, тар өткізу жолағы бар төмен жиілікті жүйелер үшін ұсынылған алгоритмді пайдаланылды.

Инерциялық навигация жүйесінің қателіктерін төмен жиілікті деп қарастыруға болады, олар Шулер кезеңімен өзгереді ($T=84,4$ мин), сондықтан ИНЖ төмен жиіліктер аймағында тар өткізу жолағы бар.

Ұсынылған процедураны практикалық іске асыру үшін өлшемнің түсу кезеңін таңдау маңызды рөл атқарады. Дискреттеудің кіші кезеңін таңдау өлшеуіш шулардың деңгейін арттырады, ал T үлкен мәнін таңдау жүйенің өтпелі матрицасының элементтерін аналитикалық анықтауды талап етеді.

T -ны басқаларға қарамастан әрбір компонент үшін жеке таңдауға болады. Скалярлық бағалау алгоритмдерінде гироскоп дрейфінің жылдамдығын бағалау үшін шегінде T таңдаған жөн 1...2 мин және Φ_N , бұрышын бағалау үшін шегінде T таңдау ұсынылады 0.5...1 мин, бұл өлшеуіш шудың деңгейіне байланысты. Инерциалды жүйелердегі қателіктерді бағалау үшін дискреттеудің кіші кезеңін таңдау бағаланатын вектор туралы ешқандай пайдалы ақпарат әкелмей, өлшеу шуларының әсерін арттырады. Бұл ИНС қателіктері төмен жиілікті "Шулерлік" сипатына ие, ал өлшеу қателіктері, әдетте, жоғары жиілікті.

2.4.2 Координаталарды анықтауда ИНЖ қателерін болжау үшін адаптивті скалярлық алгоритмді қолдану

Бір арнаның (E арнасы) біреуі бойынша инерциялық навигациялық жүйенің қателерін бағалау үшін скалярлық алгоритмді қолдануды қарастырайық.

E арнасы үшін ИНЖ қателерінің оңайлатылған теңдеулері:

$$\begin{cases} \delta\dot{x} = \delta V_E \\ \delta\dot{V}_E = -g\Phi_N + B_E \\ \dot{\Phi}_N = \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} \\ \dot{\omega}_N^{dr} = 0 \\ \dot{B}_E = 0 \end{cases} \quad (2.49)$$

Мұнда $\delta x, \delta V_E$ - орналасқан жері мен жылдамдығы бойынша ИНЖ қателері;

Φ_N - горизонттағы келісу бұрышы;

ω_N^{dr} - дрейф гироскоп жылдамдығының жүйелі құрамдас бөлігі;

B_E - акселерометрдің нөлінің ығысуы.

Өлшеу ретінде ИНЖ және GPS координаттарының айырмашылығы қолданылады, ол:

$$z = x^{\text{ИНЖ}} - x^{\text{GPS}} = \delta x + V \quad (2.50)$$

Мұнда:

δx - ИНЖ координаттарын анықтаудағы қате;

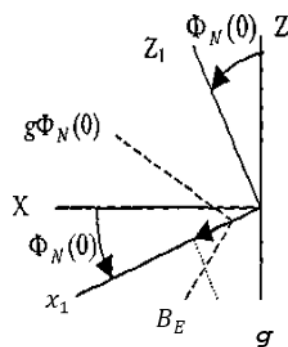
$V = -\delta x^{\text{GPS}}$ - GPS координаттарын анықтаудағы қате (өлшеу шуы).

Δx координаттарын анықтауда ИНС қатесінің өсуі тікелей өлшенеді және оның түрі болады:

$$\begin{aligned} \Delta x &= \int_0^t \delta V_E dt = \\ &= \frac{1}{v} \sin(vt) \delta V_E(0) + R \left(\Phi_N(0) - \frac{B_E}{g} \right) (\cos(vt) - 1) - R \left(t - \frac{1}{v} \sin(vt) \right) \omega_N^{dr} \end{aligned} \quad (2.51)$$

Мұнда ω_N^{dr} - дрейф гироскоп жылдамдығының жүйелі құрамдас бөлігі; $\Phi_N(0)$ - тік қатенің бастапқы мәні; $\delta V_E(0)$ - жылдамдық қателігінің бастапқы мәні; B_E - акселерометрдің қателігі; $v = \sqrt{g/R}$ - Шулер жиілігі.

Бұл теңдеуден Шығыс акселерометрінің қателігін ажырату мүмкін емес B_E ($B_N - N$ каналы бойынша) платформаның көлбеу бұрышынан $\Phi_N(0)$ $\Phi_E(0)$ Солтүстік оське қатысты.



2.1 Сурет – Навигациялық хуз және платформалық $x_1 y_1 z_1$ қайта келісу көміріндегі жүйелер $\Phi_N(0)$

Бұл ретте анықтау қателіктері $\Phi_N(0)$ $\Phi_E(0)$ көрме процедурасында тең болады:

$$\Phi_N(0) = \frac{B_E}{g}$$

$$\Phi_E(0) = -\frac{B_N}{g}$$

Көрсетілген (2.49) өрнектерді қателіктер үлгісіне қойсақ, ПИНЖ-ң бастапқы көрмесіз және акселерометрдің нөлге ығысуының өзара өт емақысына апарады. Дегенмен, бұл ПИНЖ жұмыс процесінде акселерометрдің нөлінің ығысуын өзгерту дәлдігімен әділ. Көрсетілген өрнектерді елемей, ИНЖ қателер теңдеуінің шешімін аламыз:

$$\Delta x(t_k + \Delta t) = \frac{1}{v} \sin(v\Delta t) \delta V_E(t_k) - R(1 - \cos(v\Delta t))\Phi_N(t_k) - R(\Delta t - \frac{1}{v} \sin(v\Delta t))\omega_N^{dr}(t_k) \quad (2.52)$$

Мұнда $\Delta x(t_k + \Delta t)$ - қатенің өсуі уақыт аралығында орналасқан жерді анықтау $t_k + \Delta t$ до t_k .

Осылайша, теңдеуге сәйкес, орналасу қателігінің өзгеру моделі ретінде таңдалуы мүмкін:

$$\Delta x(t_k + \Delta t) = a_0 \Delta t + a_1 \sin v \Delta t + a_2 (\cos v \Delta t - 1) \quad (2.53)$$

Мұнда:

$$a_0 = -R \omega_N^{dr}(t_k); a_1 = \frac{1}{v} \left(R \omega_N^{dr}(t_k) + \delta V_E(t_k) \right); a_2 = R \Phi_N(t_k)$$

ИНЖ қателер теңдеулерін шешу негізінде өлшеу теңдеуі түрінде берілуі мүмкін.

$$z = a_0 \Delta t + a_1 \sin v \Delta t + a_2 (\cos v \Delta t - 1) + V \quad (2.54)$$

Мұндағы V — өлшеу шуы.

Бір-бірінен тең тұрған уақыт сәттері үшін теңдеуді жазамыз:

$$\begin{aligned} z(t_k + \Delta t_1) &= a_0(t_k + \Delta t_1) + a_1 \sin(vt_k + v\Delta t_1) + a_2(\cos(vt_k + v\Delta t_1) - 1) \\ &\quad + V(t_k + \Delta t_1) \\ z(t_k + \Delta t_2) &= a_0(t_k + \Delta t_2) + a_1 \sin(vt_k + v\Delta t_2) + a_2(\cos(vt_k + v\Delta t_2) - 1) \\ &\quad + V(t_k + \Delta t_2) \\ z(t_k + \Delta t_3) &= a_0(t_k + \Delta t_3) + a_1 \sin(vt_k + v\Delta t_3) + a_2(\cos(vt_k + v\Delta t_3) - 1) \\ &\quad + V(t_k + \Delta t_3) \end{aligned}$$

Бағалау алгоритмінде есептеулерді жеңілдету үшін $t_k=0$ қоюға және уақыт өлшемін пайдалануға $\Delta t_1 = T, \Delta t_2 = 2T, \Delta t_3 = 3T$ болады. Осыдан

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T & \sin vT & (\cos vT - 1) \\ 2T & \sin 2vT & (\cos 2vT - 1) \\ 3T & \sin 3vT & (\cos 3vT - 1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

Мұнда: $z_k = z(kT)$ и $V_k = V(kT)$.

Бұл теңдеуді шешсек, аламыз

$$\begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix} = A^{-1} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{bmatrix} + A^{-1} \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} \quad (2.56)$$

Мұндағы

$$A = \begin{bmatrix} T & \sin vT & (\cos vT - 1) \\ 2T & \sin 2vT & (\cos 2vT - 1) \\ 3T & \sin 3vT & (\cos 3vT - 1) \end{bmatrix}$$

A матрицасының айналымын жүргіземіз, ол үшін бірінші кезекте оның детерминантын анықтаймыз

$$\begin{aligned} \det A &= T\{\sin 2vT(\cos 3vT - 1) - \sin 3vT(\cos 2vT - 1)\} - \\ &\quad - 2T\{\sin vT(\cos 3vT - 1) - \sin 3vT(\cos vT - 1)\} + \\ &\quad + 3T\{\sin vT(\cos 2vT - 1) - \sin 2vT(\cos vT - 1)\} = \\ &= (-5\sin vT + 4\sin 2vT + \sin 3vT)T \end{aligned}$$

A матрицасын және тригонометриялық оның элементтерін түрлендірсек, онда

$$A^{-1} = \frac{1}{\det A} A^{\Pi} = \frac{1}{\det A} \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix}$$

Бұл жерде A^{Π} - қосылған матрица.
Мұнда:

$$\begin{aligned} B_{11} &= (-\sin vT - \sin 2vT + \sin 3vT); \\ B_{12} &= (\sin 2vT + \sin vT - \sin 3vT); \\ B_{13} &= (-2\sin vT + \sin 2vT); \\ B_{21} &= (-2\cos 3vT + 3\cos 2vT - 1)T; \\ B_{22} &= (\cos 3vT - 3\cos vT + 2)T; \\ B_{23} &= (2\cos vT - \cos 2vT - 1)T; \\ B_{31} &= (2\sin 3vT - 3\sin 2vT)T; \\ B_{32} &= (3\sin vT - \sin 3vT)T; \\ B_{33} &= (\sin 2vT - 2\sin vT)T. \end{aligned}$$

Теңдеу a_0, a_1, a_2 параметрлерді өлшеуіш шуға дейінгі дәлдікпен анықтауға мүмкіндік береді. Осылайша, (2.56) теңдеу скалярлық бағалау теориясындағы жаңа өлшеулер теңдеулерінің аналогы болып табылады. Жаңа өлшеулер үшін теңдеуді қолдана отырып және матрицаға арналған өрнек A^{-1} , әр параметр үшін скалярлық бағалау алгоритмін құруға болады a_0, a_1, a_2 . Бұл тәсіл оңтайлы түрде көрінетін өлшеу шуларын тегістеуге мүмкіндік береді

$$V^* = A^{-1} \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V^{1*} \\ V^{2*} \\ V^{3*} \end{bmatrix}$$

Кез келген уақыт кезеңі үшін келесі бағалау теңдеулерін аламыз:

$$\begin{cases} \hat{a}_k^0 = \hat{a}_{k-1}^0 + k_k^0 v_k^0; \\ v_k^0 = \frac{1}{\det A} (B_{11}z_k + B_{12}z_{k+1} + B_{13}z_{k+2}) - \hat{a}_{k-1}^0; \\ k_k^0 = \frac{P_{k/k-1}^0}{P_{k/k-1}^0 + r^0}. \end{cases} \quad (2.57)$$

$$\begin{cases} \hat{a}_k^1 = \hat{a}_{k-1}^1 + k_k^1 v_k^1; \\ v_k^1 = \frac{1}{\det A} (B_{21}z_k + B_{22}z_{k+1} + B_{23}z_{k+2}) - \hat{a}_{k-1}^1; \\ k_k^1 = \frac{P_{k/k-1}^1}{P_{k/k-1}^1 + r^1}. \end{cases} \quad (2.58)$$

$$\begin{cases} \hat{a}_k^2 = \hat{a}_{k-1}^2 + k_k^2 v_k^2; \\ v_k^2 = \frac{1}{\det A} (B_{31} z_k + B_{32} z_{k+1} + B_{33} z_{k+2}) - \hat{a}_{k-1}^2; \\ k_k^2 = \frac{P_{k/k-1}^2}{P_{k/k-1}^2 + r^2}. \end{cases} \quad (2.59)$$

Мұнда:

$P_{k/k-1}^0, P_{k/k-1}^1, P_{k/k-1}^2$ - бағаланатын a_0, a_1, a_2 параметрлердің тиісінше дисперсиялары;

$r^0 = M[(v^{1*})^2]$ - келтірілген өлшеу шуының a_0 параметрі бойынша дисперсиясы;

$r^1 = M[(v^{2*})^2]$ - келтірілген өлшеу шуының a_1 параметрі бойынша дисперсиясы;

$r^2 = M[(v^{3*})^2]$ - келтірілген өлшеу шуының a_2 параметрі бойынша дисперсиясы.

Алынған $\hat{a}_k^0, \hat{a}_k^1, \hat{a}_k^2$ параметрлерді бағалауды пайдалана отырып, t_3 уақыт аралығында орналасқан жері бойынша ИНЖ қатесінің әрекетін болжауға болады:

$$\begin{aligned} \Delta x(t_k + \Delta t_3 + t_3) = \\ = \hat{a}_0(\Delta t_3 + t_3) + \hat{a}_1 \sin[v(\Delta t_3 + t_3)] + \hat{a}_2(\cos[v(\Delta t_3 + t_3)] - 1) \end{aligned}$$

Мұнда:

$\Delta x(t_k + \Delta t_3 + t_3)$ - координаттар бойынша ИНЖ қатесінің өсу болжамы;
 t_3 - болжам уақыты.

Сонымен қатар, N арнасына арналған теңдеу жүйесін шешу N арнасы үшін орналасу координаталарын анықтаудағы ИНЖ қатесінің болжамын анықтауға болады:

$$\begin{aligned} \Delta y(t_k + \Delta t) = \frac{1}{v} \sin(v\Delta t) \delta V_N(t_k) + R(1 - \cos(v\Delta t)) \Phi_E(t_k) + \\ + R(\Delta t - \frac{1}{v} \sin(v\Delta t)) \omega_E^{dr}(t_k) \end{aligned}$$

Мұнда:

$\Delta y(t_k + \Delta t)$ - уақыт аралығында орналасқан жерді анықтау қатесінің өсуі $t_k + \Delta t$ t_k -ға дейін.

Осылайша, орын қатесін өзгерту үлгісі ретінде таңдалуы мүмкін $\Delta y(t_k + \Delta t) = a_0 \Delta t + a_1 \sin v \Delta t + a_2 (\cos v \Delta t - 1)$

Мұнда:

$$a_0 = R \omega_E^{dr}(t_k);$$

$$a_1 = \frac{1}{v} \left(-R\omega_E^{dr}(t_k) + \delta V_N(t_k) \right);$$

$$a_2 = -R\Phi_E(t_k).$$

N арнасы үшін көрсетілген модельді пайдалана отырып, бағалау процесін қайталау бағалауды қамтамасыз етеді $\hat{a}_0, \hat{a}_1, \hat{a}_2$.

2.5 Бағдар бұрыштарының қателерін бағалау

2.5.1 Айнымалы модель қолданған Калман сүзгісі

ИНЖ бағдар бұрыштарының қателерін бағалау алгоритмін құру әдісін қарастырайық.

Бір канал үшін ИНЖ қателерінің оңайлатылған теңдеулер:

$$\delta \dot{V}_E = -g\Phi_N + a_N\Phi_{up} + a_E\mu_E + B_E \quad (2.60)$$

$$\dot{\Phi}_N = \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} \quad (2.61)$$

$$\dot{\omega}_N^{dr} = -\beta\omega_N^{dr} + A\sqrt{2}\beta W(t) \quad (2.62)$$

$$\dot{B}_E = 0 \quad (2.63)$$

Мұнда:

δV_E - жылдамдығы бойынша ИНЖ қатесі;

Φ_N, Φ_{up} - горизонтта және азимутта ИНЖ бағдар бұрыштарының қателері;

a_E, a_N - навигациялық үш қырлық осінде объектіні жеделдету проекциялары;

B_E - акселерометрдің қателігі;

μ_E - акселерометрдің масштабты коэффициентінің қателігі;

ω_N^{dr} - дрейф гироскоп жылдамдығы, ол қалыптастырушы сүзгінің келесі теңдеуімен сипатталады:

$$\dot{\omega}_N^{dr} = -\beta\omega_N^{dr} + A\sqrt{2}\beta W(t)$$

Мұнда:

β - дрейф жылдамдығының тұрақты корреляциясының кері пропорционалды шамасы;

A - дрейф жылдамдығы дисперсиясы;

$W(t)$ – бір қарқындылығы бар ақ Гаусс Шуы.

Осы теңдеулерге кіретін әртүрлі қосылыстардың әсерін қарастырайық. B_E акселерометрінің нөлінің ығысуы $\Phi_N(0)$ көлбеу бұрышын бағалауға B_E/g қатесі түрінде кіреді, ИНЖ қателіктерінің байқалуын зерттеу кезінде

көрсетілген. Бұл ретте көрме рәсімінде $\Phi_N(0)$ анықтау қателігі тең болады:

$$\Phi_N(0) = \frac{B_E}{g} \quad (2.64)$$

Бұл ПИНЖ жұмыс процесінде акселерометрдің нөлінің ығысуын өзгерту дәлдігімен әділ. Сонымен қатар, азимуталды канал әсері объектінің қозғалыс режимімен байланысты, сондықтан тұрақты ұшу режимінде ($a_N = 0$) азимуталды каналдың Φ_{up} әсері әлсіз бақылау салдарынан ПИНЖ қателері моделіне енгізілмейді. Φ_{up} азимутындағы қате ұшу аппаратының маневр жасауының арнайы жағдайларында ғана қалпына келтірілуі мүмкін.

Осылайша, бағдар бұрыштарын бағалау міндеттерін шешудің екі режимін бөлуге болады:

1. $a_N \approx 0$ тұрақты жылдамдықпен Ұшу режимі.
2. $a_N \neq 0$ жылдамдығымен Ұшу режимі.

Бағалау қателер бұрыштарының бағдарлау ИНЖ режимінде тұрақты жылдамдық міндетін қарастырайық, сондықтан екінші және үшінші теңдеулер бірінші теңдеумен салыстырғанда мүлдем аз. Бұл жағдайда ИНЖ қателерінің теңдеу:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= -g \Phi_N \\ \dot{\Phi}_N &= \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= -\beta \omega_N^{dr} + A\sqrt{2}\beta W(t) \end{aligned} \quad (2.65)$$

Күй векторының компонентін бағалау алгоритмі ретінде Калман сүзгісі қолданылады.

Бұл теңдеулердің дискретті түрі:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + G \omega_{k-1} \quad (2.66)$$

Мұнда:

$x_k - (n * 1)$ — жүйе күйінің векторы;

$\Phi - (n * n)$ — өту матрицасы;

$G - (n * r)$ — кіру матрицасы;

$\omega_{k-1} - (r * 1)$ — Ақ Гаусспен болжанатын кіріс шуының векторы нөлдік математикалық күту және белгілі корреляциялық функция

$$M[\omega_{k-1} \omega_{k-1}^T] = Q$$

немесе элемент бойынша:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}_k}_{x_k} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ T & 1 & T \\ 0 & 0 & (1 - \beta T) \end{bmatrix}}_{\Phi} \underbrace{\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}_{k-1}}_{x_{k-1}} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \cdot A \sqrt{2\beta} \end{bmatrix}}_G W_{k-1}$$

Мұнда: $x_1 = \delta V_E$; $x_2 = \Phi_N$; $x_3 = \omega_N^{dr}$.

Өлшеу ретінде ИНЖ және GPS-ГЛОНАСС жылдамдық көрсеткіштерінің айырмашылығы пайдаланылады:

$$z_k = V_{\text{ИНЖ}} - V_{\text{GPS}} = \delta V_k - \delta V_k^{\text{GPS}} = Hx_k + V_k = x_k^1 + V_k \quad (2.67)$$

Мұнда:

$H = [1 \ 0 \ 0]$ – өлшеу матрицасы;

$V_k = -\delta V_k^{\text{GPS}}$ – өлшеу шуы.

Калман сүзгісі үшін x_k күй векторының бағалау теңдеуі:

$$\hat{x}_k = \Phi \hat{x}_{k-1} + k_k(z_k - H\Phi \hat{x}_{k-1}) \quad (2.68)$$

Мұнда:

$\hat{x}_k$ - ИНЖ қатесін бағалау;

k_k - сүзгіні күшейту матрицасы.

K_k сүзгісін күшейту матрицасы төмендегі теңдеулермен анықталады:

$$P_{k/k-1} = \Phi P_{k-1} \Phi^T + GQG^T \quad (2.69)$$

$$k_k = P_{k/k-1} H^T [H P_{k/k-1} H^T + R]^{-1} \quad (2.70)$$

$$P_k = (1 - k_k H) P_{k/k-1} \quad (2.71)$$

Мұнда:

$P_{k/k-1} = M[(x_k - \Phi \hat{x}_{k-1})(x_k - \Phi \hat{x}_{k-1})^T] = M[\tilde{x}_{k-1} \tilde{x}_{k-1}^T]$ - бағалаудың априорлық корреляциялық матрицасы;

$P_k = M[(x_k - \hat{x}_k)(x_k - \hat{x}_k)^T] = M[\tilde{x}_k \tilde{x}_k^T]$ - апостериорлық корреляциялық бағалау қателерінің матрицасы;

R - өлшеу шуының корреляциялық матрицасы.

Дрейф жылдамдығының жүйелі ғана емес, кездейсоқ құрамдас бөлігі де бағалауға жатады. Сонымен қатар, кіріс шуын ковариациялық матрицамен стационарлық кездейсоқ процесі деп санауға болады $Q = M[W_{k-1} W_{k-1}^T] \approx 10^{-4} \text{ град}^2 / \text{час}^2$. Дисперсия өлшеу шу R үшін GPS Ashtech GG24 қабылдағыштың қолдану жағдайда пайдалану жылдамдығы ретінде өлшеу болып табылатыны белгілі; $R \approx 1 \text{ м}^2 / \text{с}^2$.

Бағалаудың априорлық корреляциялық матрицасын есептеуден кейін өрнекке сәйкес k_k күшейту матрицасы анықталады. Келесі есептеу тактісінде

P_k бағалау қателерінің апостериорлық корреляциялық матрицасының мәні өрнек бойынша қажет болады.

Осы алгоритмді іске асыру үшін бастапқы мәндер:

$$\hat{x}(0) = M(x_0), P_0 = M[x_0 x_0^T]$$

Мұнда:

$$\begin{aligned} P_0(\delta V) &= 5^{m^2/c^2} & \delta \hat{V}(0) &= 0; \\ P_0(\Phi) &= 10^{-7} \text{ рад}^2 & \hat{\Phi}(0) &= 0; \\ P_0(\omega^{dr}) &= 10^{-13} \text{ рад}^2/c^2 & \hat{\omega}^{dr}(0) &= 0. \end{aligned}$$

Нәтижесінде күй векторының компонентін бағалауды аламыз $\delta \hat{V}_E, \hat{\Phi}_N$ и $\hat{\omega}_N^{dr}$.

Енді, объектінің қозғалыс режимін жылдамдығымен қарастырайық - $a_N \neq 0$. Бұл жағдайда азимуталды арнаның әсері ИНЖ қателер моделінде ескерілетін болады. μ_E акселерометрінің масштабты коэффициентінің қателігін акселерометрді алдын ала калибрлеуді жүзеге асырған кезде жинақтауға болады, сондықтан $a_E \mu_E$ қоспасын түсіре аламыз. Осылайша, ИНЖ қателерінің үлгісін қайта жазуға болады:

$$\begin{aligned} \delta \dot{V}_E &= -g \Phi_N + a_N \Phi_{up} \\ \dot{\Phi}_N &= \frac{\delta V_E}{R} + \omega_N^{dr} \\ \dot{\omega}_N^{dr} &= -\beta \omega_N^{dr} + A\sqrt{2}\beta W(t) \end{aligned} \quad (2.72)$$

Жаңа өлшеулердің теңдеуі тұрақты жылдамдық режимінде бағалау процесінің аяқталуы бойынша алынған $\hat{\Phi}_N$ горизонтта бұрышты бағалауды қолдануға негізделеді. Сонымен, жаңа $\tilde{Z}_k$ өлшеу теңдеуі келесідей анықталады:

$$\begin{aligned} \tilde{Z}_k &= Z_k \int_0^t g \hat{\Phi}_N, & \Phi_{up} &= 0 \text{ болғанда} \\ \tilde{Z}_k &= V_N \Phi_{up} + \delta V_k^{GPS} \end{aligned}$$

Немесе

$$\tilde{Z}_k = V_N \Phi_k^{up} - V_k; H = V_N \quad (2.73)$$

Мұнда:

H - өлшеу матрицасы;

$Z_k = V_{\text{ИНЖ}} - V_{\text{GPS}} = \delta V_k - \delta V_k^{GPS}$ ИНЖ және GPS жылдамдық көрсеткіштерінің айырмашылығы;

$V_k = -\delta V_k^{GPS}$ өлшеу шуы.

Өлшеулердің осындай қалыптасуы Φ_{up} азимутында қатені өлшеуге мүмкіндік береді. Аз уақыт ішінде өзгермейтін $\Phi_{up} = 0$ болжанатын Φ_{up} компонентін бағалау міндеті қойылады. Φ_{up} компоненті тұрақты болғандықтан, осылай шағарамыз

$$\Phi_k^{up} = \Phi_{k-1}^{up} \quad (2.74)$$

Тұрақты компонентті бағалау міндеті V_k өлшеуіш шуды тегістеуге ұрылады. Φ_{up} түрді өлшеу бойынша тұрақты компонентті бағалау үшін Калман сүзгісі қолданылады. Бұл жағдайда Калман сүзгісі теңдеулері бар:

$$\hat{\Phi}_k^{up} = \hat{\Phi}_{k-1}^{up} + k_k(\tilde{Z}_k - H\hat{\Phi}_{k-1}^{up}) \quad (2.75)$$

Осы жерде

$$P_{k/k-1} = P_{k-1} \quad (2.76)$$

$$k_k = \frac{HP_{k/k-1}}{H^2P_{k/k-1} + R} \quad (2.77)$$

$$P_k = (1 - k_k H)P_{k/k-1} \quad (2.78)$$

Мұнда: $R = M[V_k^2]$ өлшеу шуының дисперсиясы.

Бұл жағдайда k_k сүзгісін күшейту коэффициенті түрінде ұсынылуы мүмкін:

$$K_k = \frac{V_N P_0}{k V_N^2 P_0 + R} \quad (2.79)$$

Мұнда:

k - такттың реттік нөмірі, н.е. $k = 0, 1, 2, \dots$;

$P_0 = M[(x_0)^2]$ - бағалау қателері дисперсиясының бастапқы мәні.

Бағалау қателерінің дисперсиясы:

$$P_k = \frac{P_0 R}{k V_N^2 P_0 + R} \quad (2.80)$$

Осы алгоритмді іске асыру үшін бастапқы мәндер:

$$\hat{\Phi}_{up}(0) = 0; P_0 = M[(\Phi_{up}(0))^2] \approx 10^{-4} \text{ рад}^2$$

Осылайша, Калман сүзгісінің теңдеуін пайдалана отырып, объектінің стационарлық емес қозғалыс режимінде Φ_{up} азимутында қатенің бағасын аламыз.

Бұл режим азимуттың қателігін бағалау процесінде маңызды рөлін атқарады. Осы режимде алынған азимутта қатені бағалауды қолдану негізгі

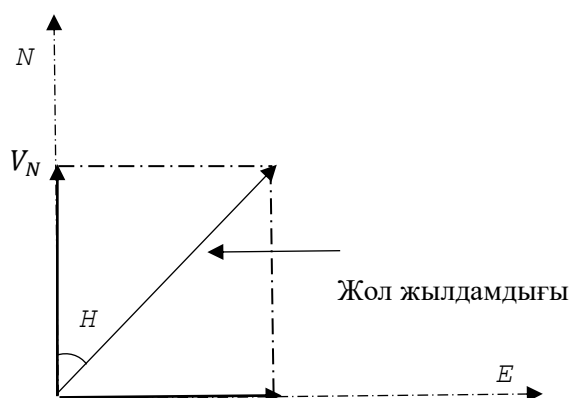
кемшіліктен құтылуға мүмкіндік береді, одан әрі азимутта қатені анықтаудың GPS жүйесінен жылдамдықтың Солтүстік және шығыс құрамдастары бойынша қарастырылған әдісі бойынша құлау бұрышы нөлге тең. Бұл шарт ұшу аппараты қозғалысының стационарлық емес режимдерінде әділ болып табылмайды.

Бұл ұшу режимінде горизонтта бағдар бұрыштарының қателерін бағалау болжау алгоритмі арқылы жүзеге асырылатынын атап өту маңызды.

2.5.2 Ұшудың стационарлық режимінде азимуттағы қатені бағалау

Жоғарыда көрсетілгендей, азимуталды каналдың әсері объектінің қозғалыс режиміне байланысты. Демек, ұшудың стационарлық режимінде Азимуттағы Φ_{up} қате өзінің әлсіз бақылауының салдарынан ИНЖ қателер моделіне енгізілмейді. Айнымалы құрылымы бар Калман сүзгісінің ұсынылған алгоритмін пайдалану ұшудың стационарлық емес режимінде Φ_{up} бағалауға мүмкіндік береді.

GPS қабылдағышын пайдалану бойынша Φ_{up} анықтау нұсқасын қарастырайық. Φ_{up} азимут бұрышының анықтау ықтимал жолдарының бірі - GPS қабылдағыш өлшейтін шығыс V_E және солтүстік V_N жылдамдықтарды қолдану.



2.2 Сурет – Жол жылдамдығы

H жол бұрышын келесідей анықтауға болады:

$$H_{GPS} = \arctg \frac{V_E}{V_N} \quad (2.81)$$

Бұл әдісті нысан қозғалғанда ғана пайдалануға болады. Φ_{up} азимуттағы қателерді бағалау мен кешендеуден бұрын, GPS көрсеткіштері бойынша H бұрышын анықтау мүмкіндігін зерттеу қажет.

Басқаша айтқанда, H анықтаудағы қажетті дәлдікті қамтамасыз ету үшін (2.81) өрнектің шекарасын немесе қолдану шартын анықтау қажет.

ИНЖ/GPS кешені үшін, $H_{GPS} = \arctg \frac{V_E}{V_N}$ өрнектің қолдану келесідей болады:

$$\delta H_{GPS} \leq \delta H_{\text{ИНС}} \quad (2.82)$$

мұндағы:

δH_{GPS} - курс бойынша GPS қатесі;

$\delta H_{\text{ИНЖ}}$ - курс бойынша ИНЖ қатесі.

Н курсының бұрышы - бұл "ҰА" ұшу аппаратының бойлық осінің көлденең жазықтыққа және солтүстікке бағыт арасындағы бұрыш. ҰА жылдамдық векторы әрқашан алға бағытталған және ҰА бойлық осінен β бұрышына ауытқу бұрышы деп аталады. Бұл жағдайда, (2.81) өрнек ҰА курсы тек ҰА бойлық осі мен жолдық жылдамдық векторы сәйкес келген жағдайда ғана анықтауға мүмкіндік береді, яғни бұзу бұрышы β нөлге тең болады. Есепке алу мақсатында бұзу бұрышының β , Доплер өлшеуішмен жылдамдығы мен бұзу бұрыш пайдалануға болады (ДӨЖБ). ИНС/GPS навигациялық кешенінде қосымша навигациялық датчикті (ДӨЖБ) пайдалану ұшудың стационарлық емес режимінде азимуттағы қатені бағалаудың жоғары дәлдігін қамтамасыз ете алады. Алайда, оны қолдану навигация жүйесін қиындатады және қымбатқа түседі. Осы жұмыста айнымалы моделі бар Калман сүзгісінің әзірленген алгоритмі пайдаланылады, ол ұшудың стационарлық емес режимінде Φ_{up} -ті бағалауға мүмкіндік береді.

Оларға кіретін номиналды мәндерге қатысты (2.81) теңдеуді түрлендіріміз

$$\begin{aligned} \delta H_{GPS} &= \frac{1}{1 + \frac{V_E^2}{V_N^2}} \left(\frac{\delta V_E V_N}{V_N^2} - \frac{\delta V_N V_E}{V_N^2} \right) = \\ &= \frac{1}{1 + \frac{V_E^2}{V_N^2}} \left(\frac{\delta V_E}{V_N} - \frac{V_E}{V_N^2} \delta V_N \right) \end{aligned}$$

Немесе

$$\delta H_{GPS} = \left(\frac{V_N \delta V_E}{V_N^2 + V_E^2} - \frac{V_E \delta V_N}{V_N^2 + V_E^2} \right) \quad (2.83)$$

δH_{GPS} қателік дисперсиясын анықтаймыз

$$M[\delta H_{GPS}^2] = M\left[\left(\frac{V_N \delta V_E - V_E \delta V_N}{V_N^2 + V_E^2}\right)^2\right]$$

Бұл $V_N, \delta V_E$ және $V_E, \delta V_N$ өзара ажыратылмағанын ескерсек, аламыз:

$$M[\delta H_{GPS}^2] = \frac{V_N^2 M[\delta V_E^2] + V_E^2 M[\delta V_N^2]}{(V_N^2 + V_E^2)^2}$$

$M[\delta V_E^2] = M[\delta V_N^2] = M[\delta V^2]$ болады деп болжанады.

Бұл ретте, жоғарыдағы (2.83) өрнекті келесідей түрде жазуға болады:

$$M[\delta H_{GPS}^2] = \frac{M[\delta V^2]}{(V_N^2 + V_E^2)}$$

Орташа квадраттық ауытқу $\sigma(\delta H)$ төмендегі теңдеуден анықталуы

$$\sigma(\delta H) = \sqrt{M[\delta H^2]}$$

Шығарамыз

$$\sigma(\delta H) = \frac{\sigma(\delta V)}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2}}$$

Немесе

$$\sigma(\delta H) = \frac{\sigma(\delta V)}{|V|} \quad (2.84)$$

Мұнда: $|V| = \sqrt{V_N^2 + V_E^2}$ - жол жылдамдығы.

(2.84) түріндегі теңдеуден стандартты $\sigma(\delta H)$ ауытқу V_E және V_N жылдамдығына және олардың арасындағы қарым-қатынасқа тәуелді екендігі көрінеді.

Төмендегідей болған жағдайда

$$\sigma_{GPS}(\delta V) = 1 \text{ М/сек}$$

Және $\sigma_{DGPS}(\delta V) = 0,1 \text{ М/сек}$.

Шығарамыз

$$\sigma_{GPS}(\delta H) = \frac{1}{\sqrt{V_N^2 + V_E^2}} \quad (2.85)$$

Және

$$\sigma_{DGPS}(\delta H) = \frac{0,1}{\sqrt{V_N^2 + V_E^2}} \quad (2.86)$$

Мұнда:

$\sigma_{GPS}(\delta V)$ – жылдамдық бойынша GPS қатесінің стандартты ауытқуы;

$\sigma_{DGPS}(\delta V)$ – жылдамдық бойынша DGPS қатесінің стандартты ауытқуы;

$\sigma_{GPS}(\delta H)$ – курс бойынша GPS қатесінің стандартты ауытқуы;

$\sigma_{DGPS}(\delta H)$ – курс бойынша DGPS қатесінің стандартты ауытқуы.

$\delta H_{\text{ИНС}} = 0,01$ рад. болып таңдаған кезде, GPS жүйесі үшін шарттың түрі:

$$\frac{1}{\sqrt{V_N^2 + V_E^2}} \leq 0,01 \quad (2.87)$$

Немесе

$$|V| = \sqrt{V_N^2 + V_E^2} \geq 100 \text{ М/сек}$$

DGPS жүйесі үшін, аламыз

$$\frac{1}{\sqrt{V_N^2 + V_E^2}} \leq 0,01$$

Сонда

$$|V| = \sqrt{V_N^2 + V_E^2} \geq 10 \text{ М/сек} \quad (2.88)$$

Бұл жағдайда номиналды жылдамдықтардың мәндері V_E, V_N қажетті дәлдіктің деңгейіне, сондай-ақ V_E, V_N арасындағы қатынастарға байланысты болады.

Келтірілген талдаудан өрнек салыстырмалы жоғары жылдамдықпен объектілер үшін әділ болып табылады деген қорытынды бар. Бұл жылдамдықтың мәні:

- GPS қатесі деңгейі;
- қажетті дәлдік деңгейі;
- V_E, V_N жылдамдықтар арасындағы қатынастарға байланысты.

H бұрышын табу үшін келесі өрнекті қолданамыз:

$$\hat{H} = \arctg \frac{V_E^{\text{ИНС}} - \delta \hat{V}_E}{V_N^{\text{ИНС}} - \delta \hat{V}_N} \quad (2.89)$$

мұндағы:

$\hat{H}$ – H бұрышын бағалау;

$V_E^{\text{ИНЖ}}, V_N^{\text{ИНЖ}}$ - Шығыс және Солтүстік ИНЖ жылдамдығы;

$\delta \hat{V}_E, \delta \hat{V}_N$ - бағалау процедурадан алынған жылдамдықтар бойынша кателіктерді бағалау.

Осылайша, жоғарыдағы өрнектерді пайдалана отырып, іздеген H параметрінің бағасын алуға болады. H бұрышын анықтаудағы қажетті дәлдікті жүзеге асыру үшін объект жылдамдығының номиналды мәні.

Н бұрышын тапқаннан кейін, оның қатесін арақатынасынан анықтауға болады:

$$\delta H = H_{\text{ИНС}} - H_{\text{GPS}}$$

Шу деңгейін төмендету үшін ИНЖ және GPS арасындағы Н бағамы бойынша айырмашылық тегістеледі - Т кезеңінде орташаланған алынады.

Н бұрышы теңдеумен сипатталатынын назарға ала отырып:

$$H = \psi - \varepsilon \quad (2.90)$$

Мұнда:

ε - азимуталды бұрыш;

ψ - курс бұрышы.

Шығарамыз

$$\delta H = \delta \psi - \delta \varepsilon \quad (2.91)$$

Немесе

$$\delta \psi = \delta H + \delta \varepsilon$$

қателіктерінің негізгі үлесі - уақыт өте келе өсетін гироскоп дрейфі $\delta \psi$. Гироскоптарды калибрлеуді жүзеге асыру кезінде әдетте гироскоп дрейфінің жылдамдығы тұрақты шама болып табылады деп болжанады. Алайда іс жүзінде бұл шарт орындалмайды. Сондықтан калибрлеу қатенің тұрақты құрамдас бөлігін ғана жинақтауға мүмкіндік береді. Теңдеудің екінші бөлімі өрнектің көмегімен орындалады:

$$\delta \varepsilon = -\frac{\delta \hat{V}_E}{R} t g \varphi \quad (2.92)$$

GPS өлшеу істен шыққан жағдайда жылдамдық пен бағдар бұрыштары бойынша қателердің жүріс-тұрысын теңдеуге сәйкес болжау жүзеге асырылады.:

$$\hat{X}_k = \Phi \hat{X}_{k-1} \quad (2.93)$$

Мұнда скалярлық алгоритмдерді қолдану нәтижесінде алынған $\delta \hat{V}$, $\hat{\Phi}$, ω^{dr} соңғы бағалары бастапқы шарттардың рөлін атқарады.

Скалярлық нысандағы теңдеуі:

$$\hat{\Phi}_k^E = \hat{\Phi}_{k-1}^E - \frac{\delta \hat{V}_{k-1}^N}{R} T + \hat{\omega}_E^{dr} T$$

$$\begin{aligned}\hat{\Phi}_k^N &= \hat{\Phi}_{k-1}^N - \frac{\delta \hat{V}_{k-1}^E}{R} T + \hat{\omega}_N^{dr} T \\ \delta \hat{V}_k^E &= \delta \hat{V}_{k-1}^E - g T \hat{\Phi}_{k-1}^N \\ \delta \hat{V}_k^N &= \delta \hat{V}_{k-1}^N - g T \hat{\Phi}_{k-1}^E\end{aligned}$$

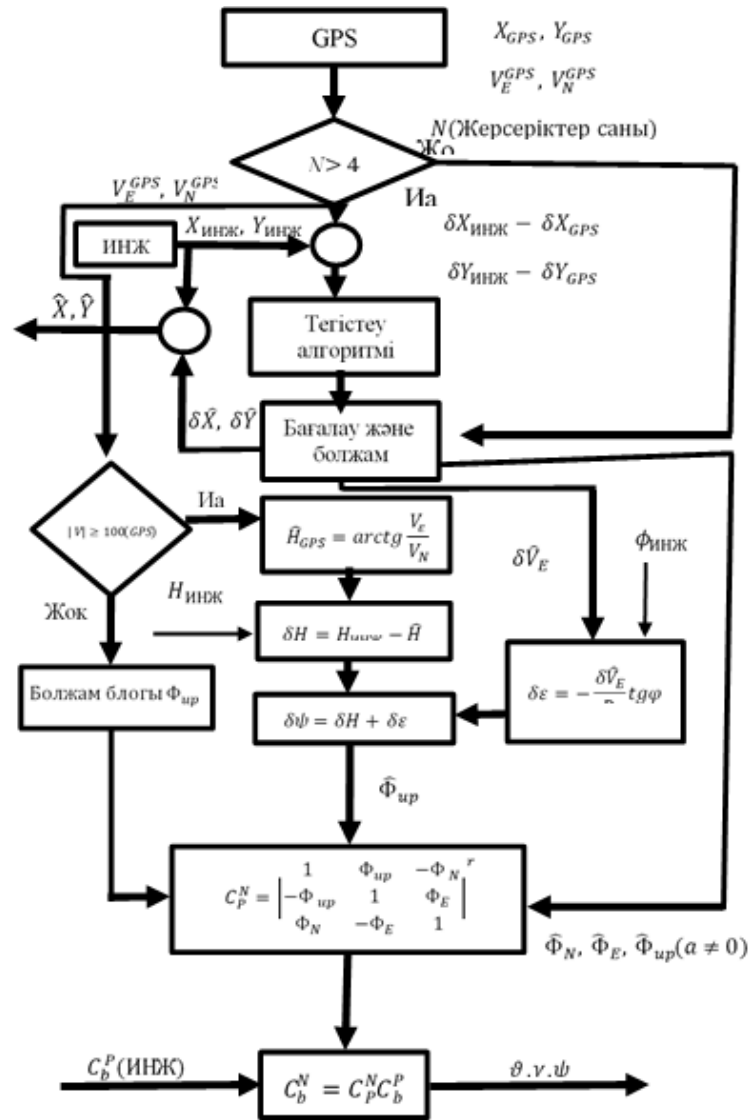
Ықтимал қателерді есептеу 1 сек кезеңімен жүзеге асырылады.

Азимутта қате үшін скалярлық нысандағы теңдеуі $\hat{\Phi}_{up}$ келесі түрге ие:

$$\delta \hat{\Phi}_k^{up} = \delta \hat{\Phi}_{k-1}^{up} + \hat{\omega}_{up}^{dr} T$$

Мұндағы: $\omega_{up}^{dr} = \delta \dot{\psi} = \delta \dot{H}$.

Жоғарыдағы формуланы қолданған жағдайда курсты анықтау үшін $\hat{\Phi}_{up}$ орнына $\hat{V}_E$ және $\delta \hat{V}_N$ болжамын қолдануға болады.



2.1 Сызба – Бағдар бұрыштарының қателіктерін есептеу алгоритмі

Бағдар бұрыштарын анықтауда қателер алынғаннан кейін, олар платформалық және навигациялық жүйелер арасындағы түрлендіру матрицасына түседі C_P^N .

ИНЖ және СНЖ жүйелерін кешендеу үшін өлшеу қателіктерін, ақпараттың ақаулығын қарастырамыз, және болжау үшін Калман сүзгісін қолданамыз. Бағыт бұрышының қателіктерін есептеу схемасы 2.1 сызбада көрсетілген.

2.6 ИНЖ/GPS кешендеуді математикалық модельдеу

Алдына қойылған мақсаттар бойынша жаңа координаттар есептейміз. Сонымен қатар, әр нүктеде уақыт шамасы бойынша циклдар арқылы Эйлер орбитасының алынған мәнін пайдалана отырып, координат деректерін тегістейді және қателікті азайтады.

Математикалық моделі JAVA тілінде құрастырылды.

```
import static java.lang.Math.exp;
import static java.lang.Math.log;
import static java.lang.Math.pow;

public class Diplom {
    /**
     * @param args the command line arguments
     */
    static double Tz, Wz, deltaT, deltaW;
    static double T(double t){
        return (t - Tz)/deltaT;
    }
    static double W(double w){
        return (Wz - w)/deltaW;
    }
    public static void main(String[] args) {

        double Vge = 280, Vgn = 150, Vle=250, Vln=200;
        double Xg=43.19694825, Yg=76.8844931245384, Xl=43.2546709, Yl=76.9286180;
        double h1=920;
        double I=70

        double Do = pow(10, -5);
        double Dw = pow(10, -5);

        int n = 50, m=50;

        double v[] = new double [n+1][m+1];
        double u[] = new double [n+1][m+1];
        double V[] = new double [n+1][m+1];
        double W[] = new double [n+1][m+1];
    }
}
```

2.3 Сурет – Бастапқы ақпараттар

```

    }

    boolean checky=true, checkx=true;
    double eps=0.01;

    if(3<eps && J1<eps){checky = false;}
    if(3<eps && J1<eps){checkx = false;}

    if(3<eps && J1<eps){
        System.out.println( V2);
        System.out.println( X2);
        break;
    }

    else{
        for(int j=0; j=m-1; j++){
            for(int i=1; i<n; i++) {
                sumy = sumy + exp(2*x[i])*v[i][0];
                sumu = sumu + exp(2*x[i])*(Ko*v[i][0] + u[i][0]);
                if(checky == false){sumy = 0;}
                if(checkx == false){sumu = 0;}
            }
        }

        double bettay = 0.125;
        double bettau = 0.1;
        V2 = V2 - bettay*dx*sumy;
        X2 = X2 - bettau*dx*sumu;
        System.out.println("V2="+V2+" ||Wz="+Wz+" ||X2="+X2);
        System.out.println();
    }
}
```

2.4 Сурет – Φ_{up} табу әдісі

```

for (int j = n-1; j >= 0; j--) {
    alpha[n-1] = a1fau/(Biu*dx+a1fau + a1fau);
    beta[n-1] = (2*dx*(u[j][n] - Wqu[n][j]))/(Biu*dx+a1fau + a1fau);
    for (int i = n-2; i >= 0; i--) {
        A[i] = a1fau*df/(exp(2*x[i])*dx+dx);
        C[i] = A[i];
        B[i] = 2*A[i] + 2;
        f1[i][j] = U[i][j+1] - Ko*exp(2*x[i])*(V[i][j+1] - V[i][j]);
        alpha[i-1] = C[i]/(B[i]-A[i]*alpha[i]);
        beta[i-1] = (A[i]*beta[i] + f1[i][j])/(B[i] - A[i]*alpha[i]);
    }

    for (int i = 0; i < n; i++) {
        U[i+1][j] = alpha[i]*U[i][j] + beta[i];
    }

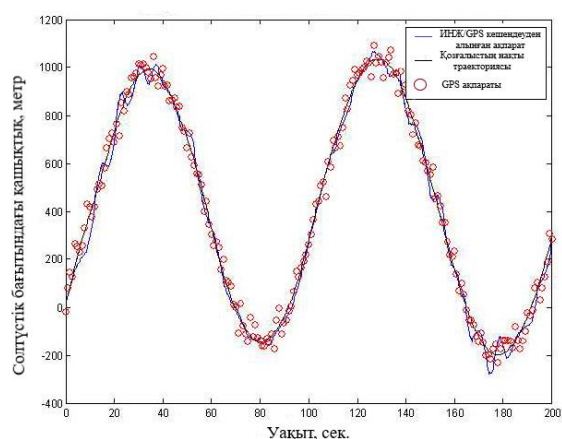
    alpha[n-1] = 1/(dx*Biu+1);
    beta[n-1] = (2*dx*(y[n][j] - Tqu[n][j+1]) - a1fau*Pn*(U[n][j+1] - U[n-1][j+1]))/(dx*Biu + 1);
    for (int i = n-2; i >= 0; i--) {
        A[i] = df/(exp(2*x[i])*dx+dx);
        C[i] = A[i];
        B[i] = 2*A[i] + 2;
        f1[i][j] = df*a1fau*Pn*(U[i+1][j+1] - 2*U[i][j+1] + U[i-1][j+1])/(dx+dx) + V[i][j+1];
        alpha[i-1] = C[i]/(B[i] - A[i]*alpha[i]);
        beta[i-1] = (A[i]*beta[i] + f1[i][j])/(B[i] - A[i]*alpha[i]);
    }

    for (int i = 0; i < n; i++) {
        V[j][i+1] = alpha[i]*V[j][i] + beta[i];
    }
}

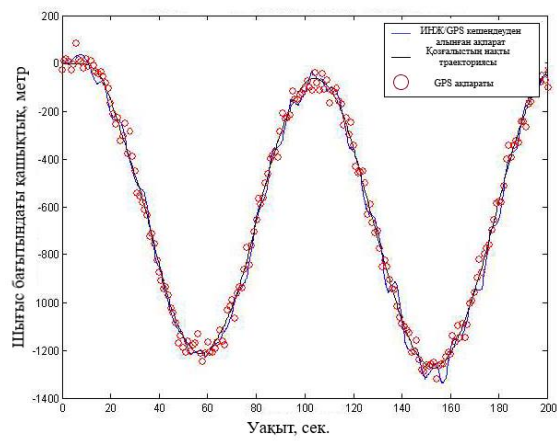
```

2.5 Сурет – C_p^N матрицасы

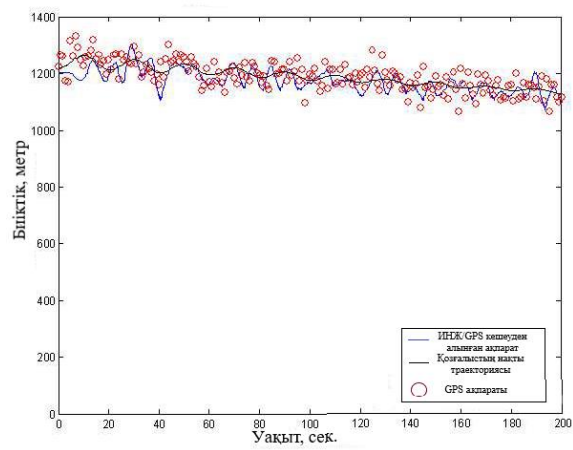
GPS-тен алынған ақпараттар осы кешендеуден өткеннен кейін неғұрлым оңтайлы болатыны келесідей графиктерде көрсетілген.



2.6 Сурет – ИНЖ/GPS кешенінен өткізілген Солтүстік бағытындағы қашықтық



2.6 Сурет – ИНЖ/GPS кешенінен өткізілген Шығыс бағытындағы қашықтық



2.7 Сурет – ИНЖ/GPS кешенінен өткізілген Биіктік

ҚОРЫТЫНДЫ

1. Эксперименттің деректерін талдау дәстүрлі Калман сүзгісімен салыстырғанда GPS жүйесінің көрсеткіштерінде секірістерді тегістеудің бейімделген алгоритмінің артықшылығын растайды.

2. Жүргізілген математикалық модельдеуден алынған ақпараттарды талдау бағдар бұрыштарын анықтаудың алынған дәлдігі 1 бұрыштық минут құрайтынын көрсетті. Тангаж және крен үшін мин, ал курс үшін -10 бұрыштық минут. Құрастырылған бұл бағдар бұрыштарының қателерін бағалаудың әзірленген алгоритмдерінің тиімділігін, атап айтқанда азимуттағы қателерді анықтау әдісін растайды. Сонымен қатар, тәжірибе жинақтылық уақытын қысқартуда айнымалы моделі бар Калман сүзгісінің жоғары қабілетін көрсетеді.

ПАЙДАЛАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1. Алешечкин, А. М. Аналитический метод расчета погрешностей определения угловой ориентации объектов по сигналам спутниковых радионавигационных систем / А. М. Алешечкин // Цифровая обработка сигналов. -2009.-№ 2. - С. 17-21.
2. Алешечкин, А. М. Алгоритм определения угловой ориентации объектов по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем / А. М. Алешечкин // Гироскопия и навигация. - 2012. - №2(77). - С. 13-27.
3. Болтянский В.Г. Математические методы оптимального управления – М.: Физматгиз, 1966г.
4. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. -М.: Наука, 1979. -249 с.
5. Ибраим М.С., Смайлов Н.К. Спутниктік навигация жүйесінің ерекшеліктері / Сб.: Труды сатпаевских чтений «Инновационные технологии – ключ к успешному решению фундаментальных и прикладных задач в рудном и нефтегазовом секторах экономики РК», том II, – Алматы: КазННТУ имени Сатпаева, 2019. – 1116 с.
6. Ибраим М.С. ИНЖ және GPS жүйелерін кешендеу міндеттерін шешу жолдарын талдау, Алматы, 2020. – в производстве журнала «Промышленный транспорт Казахстана»
7. Кузовков Н.Т., Салычев О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. -М.: Машиностроение, 1982. -215 с.
8. Кузовков Н.Т., Карабанов СВ., Салычев О.С. Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации. -М.: Машиностроение, 1978. -221 с.
9. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. – Киев, – 2006г.
10. Перов, А. И. Методы и алгоритмы оптимального приема сигналов в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем : учеб, пособие для вузов. - М. : Радиотехника, 2012. - 240 с.: ил.
11. Перов, А. И. Основы построения спутниковых радионавигационных систем : учеб, пособие для вузов. - М. : Радиотехника, 2012. 240 с.: ил.
12. Соловьев, Ю. А. Системы спутниковой навигации / Ю. А. Соловьев. - М. : Эко-трендз, 2000.
13. Соловьев, Ю. А. Спутниковая навигация и ее приложения / Ю. А. Соловьев. - М. : Эко-трендз, 2003. - 326 с.: ил.
14. Поваляев, А. А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. - М. : Радиотехника, 2008. - 328 с.: ил.
15. Рассел, Джесси ГЛОНАСС / Джесси Рассел. - М.: Книга по Требованию, 2012. - 106 с.

16. Рассел, Джесси Глонасс (космический аппарат) / Джесси Рассел. - М.: Книга по Требованию, 2012. - 101 с.
17. Раушенбах Б.В. Лекции по динамике космического полета– М.: МФТИ, 1997г.
- 18.
19. Салычев О.С. Волновое описание возмущений в задачах оценки ошибок инерциальных систем навигации. -М.: Машиностроение, 1992. -216 с.
20. Салычев О.С. Скалярное оценивание многомерных динамических систем. -М.: Машиностроение, 1987. -215 с.
21. Шебшаевич В.С и др. Бортовые устройства спутниковой радионавигации. -М.: Транспорт, 1988. -201 с.
22. Шебшаевич, В. С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. ; под ред. П. П. Дмитриева и В. С. Шебшаевича. - М. : Радио и связь, 1982. - 272 с.
23. Шебшаевич, В. С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. ; под ред. В. С. Шебшаевича. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : Радио и связь, 1993. - 408 с.: ил.
24. Шкирятов В.В. Радионавигационные системы и устройства. -М.: Радио и связь, 1984. -160 с.
25. Фирма Прософт. Электронная версия каталога. -М.: Прософт.-1998. -Каталог № 2. -150с.
26. Hashemipour H.R., Roy S. and Laub A.J. Decentralized structures for parallel Kalman filtering // IEEE Trans, on Autom. Control. -1988. - AC-33. -P.88-94.
27. Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Collins J. Global Positioning System, Theory and Practice. -NewYork: Springer, fourth edition, 1997. -387 p.
28. Karatsinids S.P. Enhancing Filter Robustness in Cascaded GPS-INS Integration // IEEE Transaction on Aerospace and Electronic systems. -1994. -October. -AES-30,4.-P.1001-1008.
29. KleusbergA., LanglayR.B. The Limitation of GPS // GPS World. -1990. - March -April. -P. 50-52.
30. Lachapell E.G., Cannon M.E., Lu G. Attitude Determination using Dedicated and Nondedicated Multiantenna GPS Sensors // IEEE Transaction on Aerospace and Electronic systems correspondence. -1991. - October. - AES-30,4. - P.1053-1085.
31. Octagon System Corporation. Micro PC: 5066 User's manual. - Westminister: Octagon, 1996.-188 p.
32. Octagon System Coфoration. Micro PC: Innovation within a world standard. -Westminister: Octagon, 1995. -152 p.
33. Parkinson B.W. History and Operation of NAVSTAR, the Global Positioning System // IEEE Transaction on Aerospace and Electronic systems. -1994. -October. -AES-30,4.-P. 1145-1161.
34. Salychev O.S. Inertial surveying: ITC Ltd. Experience. -Moscow: Bauman MSTU Press, 1995.-168 p.

35. Salychev O.S. Inertial Systems in Navigation and Geophysics. -Moscow: Bauman MSTU Press, 1998. -352 p.
36. Siouris G.M. Aerospace Avionics System. -New York: Academic press, INC, 1993.-461 p.
37. Smith M.S., Ladde G.S. Processing of Prefiltered GPS Data // IEEE Transaction on Aerospace and Electronic systems. -1989. - September. -AES-25,5. - P.711-728.
38. Шебшаевич, В. С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. ; под ред. П. П. Дмитриева и В. С. Шебшаевича. - М. : Радио и связь, 1982. - 272 с.
39. Шебшаевич, В. С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. ; под ред. В. С. Шебшаевича. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : Радио и связь, 1993. - 408 с.: ил.