Әл-Фараби атындағы Қазақ Ұлттық Университеті

ӘОЖ: 688.2.088; 629:783 Қолжазба құқығында

ИБРАЕВ АЙДОС

Инерциалдық-спутниктік навигациялық жүйелердің дәлдігін арттыру тәсілдері мен алгоритмдерін жасау

6D074600 – Ғарыштық техника және технологиялар

Философия Докторы (PhD)
дәрежесін алу үшін дайындалған диссертация

Отандық ғылыми кеңесші
Ахмедов Даулет Шафигулович
Техника ғылымдарының докторы,

Шетелдік ғылыми кеңесші
Висенте Миланес,
PhD, INRIA Франция

Қазақстан Республикасы
Алматы, 2019

МАЗМҰНЫ

ҚЫСҚАРТУЛАР МЕН БЕЛГІЛЕУЛЕР 4
КІРІСПЕ 5
Есептің қойылымы және мақсаттары 5
Жұмыстың құрылымы мен сипаттамасы 8
1 ӘРТҮРЛІ ПОЗИЦИЯЛАУ ЖҮЙЕЛЕРІНЕ ШОЛУ 9
1.1 GPS позициялау 9
1.1.1 GPS-ке жалпы шолу 9
1.1.2 Негізгі түсініктер 12
1.1.3 СНЖ артықшылықтары мен кемшіліктері 15
1.2 Инерциалдық навигация 17
1.2.1 Инерциалдық сенсорлардың жұмыс істеу принциптері 17
1.2.2 Инерциалдық датчиктер қателіктерінің модельдері 24
1.2.3 Инерциалдық навигацияның кемшіліктері мен артықшылықтары 30
1.2.4 Инерциалдық навигацияның теңдеулері және «Механизациясы» 31
1.2.4.1 Бұрыштық орналасуды (Ориентацияны) бағалау 31
1.2.4.2 Сызықтық орналасуды (Позицияны) бағалау 32
1.2.4.3 Жылдамдықтың динамикалық теңдеуі 33
1.2.4.4 Механизация 34
1.3 Одометрияның көмегімен автомобиль позициясын анықтау 37
1.3.1 Қос дөңгелекті көлік моделі 37
1.3.2 Трицикл типті көлік моделі (рөлдік дөңгелек) 38
1.3.3 Артықшылықтары мен кемшіліктері 41
2 КЕШЕНДІ НАВИГАЦИЯЛЫҚ ЖҮЙЕЛЕР 42
2.1 Калман фильтрі туралы жалпы мәлімет 42
2.2 СНЖ/ИНЖ интеграциясының түрлеріне шолу 46
2.2.1 Тікелей интеграция 46
2.2.2 Әлсіз байланысқан интеграция 47
2.2 3 Тығыз байланысқан интеграция 49
2.3 СНЖ/ИНЖ/Одометрия интеграциясы 51
2.3.1 ИНЖ/Одометрия интеграциясы 51
2.3.2 Децентрленген фильтрация 53
2.3.3 Калман фильтрін практика жүзінде жүзеге асыру 54
2.4 Датчиктерді калибрациялау, инициализациялау және қолдану 55
2.4.1 Калибрация және Датчиктердің орналасуы 55
3.4.2 Сәйкестендіру және инициализация 56
2.4.3 Калибрация 57
3 ТӘЖІРИБЕЛІК СЫНАҚ НӘТИЖЕЛЕРІН ТАЛДАУ 62
3.1 Ұсынылған алгоритмдерді жүзеге асыруға арналған құрылғылар мен бағдарламалық кешеннің сипаттамасы 62
3.1.1 L3G4200D гироскобы мен LSM303DLM акселерометрінің сипаттамалары 62
3.1.2 INRIA (Париж-Рокенкур, Франция) зерттеу орталығының Cybus 64

интелектуалды көлігінің ИНЖ және СНЖ датчиктерінің сипаттамалары
3.1.3 KITTI Vision Benchmark Suite жобасының автономды басқару платформасының навигациялық датчиктерінің сипаттамалары 66
3.2 ИНЖ қателіктерін компенсациялау нәтижелері 69
3.3 INRIA (Париж-Рокенкур, Франция) зерттеу орталығының Cybus интелектуалды көлігінде жасалған ИНЖ/СНЖ алгоритмдерді сынақтан өткізу нәтижелері 70
3.4 KITTI Vision Benchmark Suite жобасының автономды басқару платформасының навигациялық датчиктерінің мәліметі бойынша жасалған гибридтік навигация алгоритмдерін сынақтан өткізу нәтижелері. 73
ҚОРЫТЫНДЫ 77
ҚОЛДАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ 79
ҚОСЫМШАЛАР 82

ҚЫСҚАРТУЛАР МЕН БЕЛГІЛЕУЛЕР

ABS: Анти блоктық тежеуіш жүйесі (anti-lock braking system)
C/A: GPS-тің жалпыға қолжетімді дөрекі коды (Coarse Acquisition code)
DCM: Бағыттауыш косинустар матрицасы (Direction Cosine Matrix)
DGPS: Дифференциалдық Ғаламдық Позициялау жүйесі (Differential Global Positioning System)
DOP: Дәлдікті сұйылту (Dilution of Precision)
ECEF: Геоцентрлік Жерге бекітілген санақ жүйесі (Earth Centered Earth Fixed Frame)
ECI: Геоцентрлік инерциалдық санақ жүйесі Earth Centered Inertial Frame
FOG: Талшықты-оптикалық гироскоп (Fiber Optic Gyro)
GDOP: Геометриялық дәлдікті нашарлату (Geometric DOP)
GPS: Жаһандық Позициялау Жүйесі (Global Positioning System)
HDOP: Горизонталь DOP (Horizontal DOP)
IMU: Инерциалдық өлшеу бірлігі (Inertial Measurement (Motion) Unit)
INRIA: Франция мемлекеттік информатика және автоматика зерттеу институты (Institut national de recherche en informatique et en automatique)
INS: Инерциалдық навигация жүйесі (Inertial Navigation System)
LLA: Бойлық, Ендік, Биіктік (Longitude, Latitude, Altitude)
KITTI: Карлсруе технологиялық институты мен Чикагодағы Тойота технологиялық институтының бірлескен жобасы (A project of Karlsruhe Institute of Technology and Toyota Technological Institute at Chicago)
MEMS: Микроэлектромеханикалық жүйе (Micro Electro Mechanical System)
NAVSTAR: Navigation System by Timing and Ranging
NED: Солтүстік-Шығыс-Төмен (North-East-Down)
P code: Дәл немесе қорғалған (Precise or Protected)
PDOP: Позиция DOP (Position DOP)
RLG: Лазерлік сақиналы гироскоп (Ring Laser Gyro)
RTK: Нақты уақыт кинематикасы (Real Time Kinematics)
SA: Талғамалы қолжетімділік (Selective Availability)
SBAS: Satellite Based Augmentation System
TDOP: Уақыт DOP (Time DOP)
USDoD: АҚШ Қорғаныс Департаменті (United States Department of Defense)
VDOP: Вертикаль DOP (Vertical DOP)
VG: Вертикаль Гиро (Vertical Gyro)
VSG: Вибрациялық құрылымды Гироскоптар (Vibratory Structure Gyroscopes)
WGS-84: World Geodetic System 1984.
ҒНСЖ: Ғаламдық навигациялық спутниктер жүйесі
ИНЖ: Инерциалдық навигация жүйесі
МЭМЖ: Микроэлектромеханикалық жүйе
СНЖ: Спутниктік навигация жүйесі

КІРІСПЕ

Есептің қойылымы мен мақсаттары

Қазіргі заманда Ғаламдық навигациялық жерсеріктік жүйелер (ҒНСЖ) азаматтық авиация, теңіз және жер үсті навигациясы немесе геоматика сияқты көптеген салаларда шешуші рөл атқарады. GPS-тен алынған ақпарат, қозғалып бара жатқан көліктің төңіректегі орналасуын нақты уақыт режимінде жеткілікті дәлдікпен анықтауға мүмкіндік беретіндіктен, және дәлдігі уақытқа тәуелді нашарламайтын болғандықтан, автономды көліктер үшін навигациялық ақпараттың негізгі көзі болып табылады. [1, б.41]

GPS – 24 серіктен тұратын серіктер шоғырына сүйеніп, нысанның Жер бетіндегі нақты орнын кез келген жерде, кез келген уақыт мезетінде, және кез келген ауа-райында анықтауға арналған жүйе [2]. (Әлбетте, GPS-тің қызмет көрсету аясы координат анықтау есебімен шектелмейді. Сөйте тұра, дүние жүзіндегі ең кең тараған және біздің есебімізге қажетті қызметі осы болғандықтан, [2, p.36]-мақалада келтірілген осы анықтаманы қолдануға хақымыз бар деп шештік.) GPS-қабылдағышқа нысанның үшөлшемді кеңістіктегі (3D) нақты орналасуын (x, y, z) 20 метрге дейінгі қателікпен анықтау үшін, кем дегенде 4 навигациялық серіктің ақпараты қажет. Сонымен қатар, дифференциалдық коррекция (DGPS – Differential GPS) деп аталатын тәртіпте жұмыс істеп, кем дегенде 5 серіктің ақпаратының көмегімен орналасуды анықтау дәлдігін 2 сантиметрден төмен қателікке дейін жақсартуға болады. Алайда, GPS-ке негізделген көлік навигациясының бір аса маңызды кемшілігі бар: Ағаштар, тоннель, биік ғимараттар, арнайы сигнал тұншықтырғыштары секілді әртүрлі кедергілер сигналдың белгісіз уақыт аралығында үзілуіне, яғни навигациялық ақпараттың жоғалуына әкеп соқтыруы мүмкін. Жүргізушінің басқаруынсыз өзі жүретін көліктер үшін (біздің тәжірибе осындай көліктің бірінде жүзеге асты), бұндай жағдай басқару жүйесінің уақытша істен шығуымен пара-пар. Бұл мәселенің оптималды шешімі – GPS ақпаратын инерциалдық навигация жүйесімен (ИНЖ) интегралдау болып табылады.

Инерциалдық навигация жүйелері (ИНЖ) Жерсеріктік навигация жүйелерінен (СНЖ) ерте пайда болып, теңіз және әуе кемелерінің навигациясында, геодезияда, ғарыштық және зымырандық техникада кең таралды. ИНЖ-де көліктің кеңістіктегі орналасуы инерциалдық өлшеу блоктары (IMU – Inertial measurement unit) арқылы жүйеге әсер ететін сызықтық үдеу мен бұрыштық жылдамдықты өлшеу арқылы есептеледі. IMU – бұрыштық жылдамдықтар датчиктері (гироскоптар) мен акселерометрлерден тұратын өлшеу жүйесі болып табылады [3]. IMU және одометрдің көмегімен автокөліктің бастапқы орнын білсек, оның кез келген уақыт мезетіндегі орнын сыртқы сигналдардың көмегінсіз анықтауға болады. ИНЖ қозғалып бара жатқан нысанның орнын қосымша басқа құрылғылардан алынған навигациялық мәліметтің көмегінсіз анықтай алғанымен, олар уақыт өткен сайын жинала беретін кездейсоқ жүйелік қателіктерге ұрымтал келеді. Бұндай қателіктер

координаттарды анықтау кезінде соңғы нәтиженің шынайы мәннен өте қатты ауытқып кетуіне әкеп соғады. Сол себепті, әлемдік практикада навигация нәтижелерін жақсарту мақсатында ИНЖ басқа навигация жүйелерімен интегралданады.

Интегралданған инерциалды-спутниктік навигация жүйелері (ИНЖ/СНЖ) қазіргі кездегі барлық навигация жүйелерінің ішіндегі ең перспективалы классы болып табылады. Олар ИНЖ және GPS-тің әрқайсысын жеке дара қолданғандағы артықшылықтарын біріктіріп, кемшіліктерінен құтылуға мүмкіндік береді. ИНЖ/СНЖ кешенді жүйесінің жәй СНЖ-нен артықшылықтары: сигналдың үзіліссіздігі (GPS сигнал жоқ кезде жұмыс істей береді), нысанның бұрыштық ориентациясын есептеу мүмкіндігі, навигациялық мәліметті қабылдау жиілігінің жоғары болуы болып табылады. Интегралданған жүйелерде микроэлектромеханикалық (МЭМЖ) датчиктер негізінде құрылған арзан, жеңіл және шағын ИНЖ қолдануға мүмкіндік туады. Мұндай ИНЖ-лерді автономды пайдалану, МЭМЖ гироскоптар мен акселерометрлердің жүйелік сипаттамаларының тұрақсыз болуына байланысты, навигациялық мәліметтерді анықтағанда қателіктің тез жиналуына әкеп соқтырып, көптеген қиындықтар туғызады [3, б.205].

Бұл жұмыста ИНЖ-лерін СНЖ арқылы екі Калман фильтрациясы деп аталатын арнайы математикалық аппараттың көмегімен интегралдаудың нұсқалары сипатталады.

Дәлдікке қойылатын талаптан басқа, қазіргі кезде навигациялық жүйелерге навигациялық қамтамасыздандырудың біртұтастығы, қолжетімділігі және үзіліссіздігі сияқты параметрлеріне талаптар қойылады. Біртұтастықтың көрсеткіші – қажетті шекара арасынан жүйенің жұмыс істеу сипаттамаларының (ең алдымен дәлдігінің) шығысын және берілген уақыт интервалы арасында ол туралы навигациялық хабарламаны анықтау мүмкіндігі болып табылады. Қолжетімділігі – тұтынушының берілген уақыт мезетінде талап етілген дәлдікпен рас ақпарат алу ықтималдығымен анықталады. Үзіліссіздігі – жүйенің берілген уақыт интервалында рас ақпаратпен қамтамасыз етуімен сипатталады. Растығы, өз кезегінде навигациялық жүйенің белгілі уақыт аралығында, қандай да бір аймақта өз сипаттамаларын берілген ықтималдықпен қажетті шекарада ұстап тұру қабілеті болып анықталады.

Берілген дәлдік деңгейін және жоғарыда көрсетілген сапалық көрсеткіштерді қамтамасыз ету үшін заманауи маневрлі техниканың навигация жүйелеріне ерекше талаптар қойылады. Қазіргі замандағы навигацияның борттық жүйелеріне ең алдымен инерциалды (ИНЖ) және Жерсеріктік навигация жүйелерін (СНЖ) жатқызу керек. Инерциалдық навигация жүйелері Ірі ұшақтарда баяғыдан бері қолданылып келеді. Жоғары дәлдікті ИНЖ-лердің азаматтық ұшақтар үшін авиациялық стандарт талап ететін дәлдігі – бір сағат ұшқанда (1,8 км/сағ) координат бойынша 1 теңіз милі болып табылады. Сонымен қатар, координат анықтау дәлдігі бір сағатта бірнеше жүз метрден аспайтын әлдеқайда дәлірек жүйелердің жасалуы белгілі. Жерсеріктік навигация жүйелері авиациялық қосымшаларда соңғы онжылдықта ғана

пайдаланыла бастады да, тез арада борттық құрылғылардың штаттық құрамынан орнын тапты. СНЖ қолдану тәжірибесі, оның көптеген жақсы қасиеттеріне қарамастан, қазіргі кездегі жоғарыда көрсетілген талаптарды толық қанағаттандыра алмайтындығын көрсетті. Келесі кестеде, СНЖ және ИНЖ негізгі қасиеттері мен кемшіліктері көрсетілді.

Кесте 1 – СНЖ және ИНЖ артықшылықтары мен кемшіліктері

Жүйе типі	Артықшылықтары	Кемшіліктері
СНЖ	Жоғары дәлдік Қателіктер өспейді	Ақпарат жаңару жылдамдығы төмен (1-10 Гц) Ориентация туралы ақпараттың жоқтығы Кедергілерге (тосқауылдарға) ұшырауы
ИНЖ	Жоғары ақпарат беру жылдамдығы (100 Гц-ке дейін) Басқару үшін ақпараттың толық болуы (соның ішінде, ориентация туралы ақпарат) Толықтай автономдылығы Сыртқы кедергілерге ұшырамайтындығы	Қателіктің уақыт бойынша шексіз өсуі Гравитациялық өріс туралы ақпаратты білу қажеттілігі

СНЖ және ИНЖ интеграциясының төрт негізгі деңгейі белгілі:

- Бөлек жүйелер (Separate Systems). Бұл тәсілде, нысан координатасының және жылдамдығының автономды спутниктік навигациялық шешімдері инерциалдық жүйенің сәйкес ақпаратының жай ғана алмастырады.
- Әлсіз байланысқан жүйелер (Loosely Coupled Systems). Бұл тәсілде, ИНЖ шешімдерін СНЖ позиция және жылдамдық бойынша автономдық шешімдері арқылы коррекциялау есебі шығарылады.
- Тығыз интегралданған жүйелер (Tightly Coupled Systems). Интеграциялаудың мұндай нұсқасында СНЖ сигналдарын қабылдағыштың әуелгі ақпараты (кодтық псевдоқашықтықтар, доплерлік псевдожылдамдықтар, фазалық өлшеулер) ИНЖ үшін коррекциялаушы (түзетуші) өлшеулер ретінде пайдаланылады.
- Терең интегралдау (Deep Integration), тығыз интеграция нұсқасына қосымша, СНЖ корреляторларына кері байланыс орнатылады. Сөйтіп, сезімтал элементтері инерциалдық датчиктер – акселерометрлер, гироскоптар, т. б. қоса СНЖ корреляторлары болатын жаңа аппараттық кешен құрады.

Интеграцияның бірінші түрі қазіргі кезде сирек пайдаланылады. Екінші түрі әжептәуір зерттелген, инерциалды және Жерсеріктік навигация интеграциясының стандартты түріне айналды.

Үшінші вариант – ИНЖ және СНЖ тығыз байланысқан интеграциясы қазіргі кезде ғылыми-зерттеу және тәжірибелік-конструкторлық жұмыстар деңгейінде енді-енді шұғыл зерттеліп, іске асырылып келе жатқан жаңа бағыт. Ең соңғы нұсқа – терең интеграция, тығыз интеграцияланған комплекстердің заңды түрде дамуы болып табылады, ең аз зерттелген өте жаңа бағыт.

Бұл жұмыста біз Калман фильтрі негізінде ИНЖ/СНЖ, ИНЖ/Одометрия, ИНЖ/СНЖ/Одометрия, интеграциясын жасау үшін әлсіз байланысқан интеграцияны пайдаланамыз.

Жұмыстың құрылымы мен сипаттамасы

Жұмыстың құрылымы мынадай:

1-тарауда әртүрлі позициялау жүйелері және басқару тұжырымдамаларына сипаттама беріліп, оларды гибридті жүйеде қолданудағы артықшылықтары мен кемшіліктеріне шолу жасалады. Инерциалдық навигация жүйесінің теңдеулері көрсетіледі және сол теңдеулер негізіндегі қателіктер теңдеулері алынады. Сонымен қатар, одометрия арқылы автомобильдің орнын анықтау модулін жүзеге асыруда қолданылатын кинематикалық модель және қозғалыс теңдеулері көрсетіледі.

Әрі қарай, 2- тарауда ИНЖ/СНЖ дәлдігін арттырудың әртүрлі әдістерін талқылаймыз. Әртүрлі кедергілердің әсерінен СНЖ мәліметі жоғалған жағдай үшін ИНЖ және одометрия арқылы интегралдау ұсынылады. Жүзеге асырылатын Калман фильтрінің моделі сипатталады. GPS мәліметі мен инерциалдық датчиктер мәліметтерінің арасындағы уақыт бойынша синхронизациялау әдістемесі түсіндіріледі. Сондай-ақ, қолданылатын фильтрлерді инициализациялау, олардың параметрлерін баптау деген сияқты кейбір аспектілерді қарастырамыз.

3-тарауда тәжірибе нәтижелері келтіріліп олардың талдауы жүргізіледі. Алдымен, біз әр датчик мәліметтері үшін талдау алдын ала өңдеу жүргізіп, GPS мәліметінің дәлдігін анықтап, ИНЖ мәліметіне статикалық каллибрация жүргізу арқылы ығысу және дрейфін анықтадық. Одан кейін, СНЖ/ИНЖ интегралдау нәтижелері көрсетіліп, тірек (эталондық) траекторияға қатысты қателіктеріне талдау жасалынады. Тәжірибелер INRIA (Париж-Рокенкур, Франция) ғылыми зерттеу орталығының Cybus интелектуалды автокөлігі арқылы жүзеге асырылды, сондай-ақ KITTI (Karlsruhe, Germany) институтының автоматтандырылған көліктерінің датчиктерінен алынған мәліметтер базасы қолданылды. Бағдарламалық кешен Matlab және Simulink пакеттері арқылы жүзеге асырылды.

Қорытынды бөлімде біз зерттеу нәтижелерін қорытындылап, бұл тақырыпта әрі қарай жасауға болатын жұмыстарға нұсқаулықтар береміз.

1 ӘРТҮРЛІ ПОЗИЦИЯЛАУ ЖҮЙЕЛЕРІНЕ ШОЛУ

Бұл тарауда біз әртүрлі позициялау жүйелерін және олардың басқару концепцияларын сипаттап, оларды гибрид жүйеде қолданудағы артықшылықтары мен кемшіліктерін көрсетеміз. Біз инерциалдық навигацияның теңдеулерін келтірместен бұрын, алдымен GPS позициялаудың негіздерін көрсетуден бастағанды жөн көрдік. Сондай-ақ, одометр арқылы көліктің орналасуын анықтау модулін жүзеге асыруда қолданылатын кинематикалық модель мен теңдеулерді көрсетеміз. Қосымша А осы тарауда көрсетілген теңдеулерді түсіндіруге арналған негізгі критерийлерді анықтауға арналады.

1.1 GPS позициялау

1.1.1 GPS-ке жалпы шолу

Тарихы

Алғашқы жасанды Жер серігі – Спутник-1, 1957 жылдың қазанында Кеңес Одағында ұшырылды. Бұл кезең кеңістікті игеру жарысының басталуына түрткі болды. Алпысыншы жылдардың басында, американдық флот алғаш рет (Transit деген атпен белгілі) Жерсеріктік навигация жүйесін қолданды.

Сонымен қатар, АҚШ қорғаныс министрлігі (DoD9) 1970 жылдардың басында GPS8 позициялау жүйесін жасады. Алғашқы төрт серіктің прототипі 1978 жылы ұшырылды. 24 серіктен тұратын шоғыр 1993 жылы тәмамдалды. Операцияның құны, сол кезде 10 млрд. АҚШ долларын құрады.

Оның қолданылуы, ең әуелі әскери мақсаттарға арналып жоспарланған болатын. Ал, азаматтық қосымшалары фондық тәртіпте дами алатын еді. Жүйенің ерекше қасиеттері, нысанның жаһандық санақ жүйесіндегі абсолюттік орналасуын 10 м дәлдікпен және уақытты бір микросекунд дәлдікпен анықтауға мүмкіндік береді.

2000 жылдың мамырына дейін азаматтық қабылдағыштар өнімділігі нашарлатуға ұшыратылған жоқ. Әскери қауіпсіздік үшін, серіктердің орбитадағы орналасуы азаматтық қолданушылар үшін 100 метрге дейінгі дәлдікпен жіберілді. Бұл қолдан жасалған деградацияға АҚШ әкімшілігі жаңа бәсекелес – Galilleo серіктер шоғырымен бәсекеге қабілетті болуы үшін қарсы шығып, GPS азаматтық базасының позициялау дәлдігі 100 метрден 10 метрге дейін жақсарды.

Жүйенің сипаттамасы

GPS жүйесі 3 негізгі компоненттен тұрады:

1)Ғарыштық компонент: Жерді айналатын 24 серіктен тұрады;

2)Басқару компоненті: Қадағалап отыратын Жерүсті станцияларынан құралады;

3)Тұтынушы компоненті: қабылдағыштар.

NAVSTAR-дың 24 серігі, Жер экваторына қатысты көлбеулігі - 55^0 болатын, алты орбита жазықтығында (әр жазықтықта төртеуден) орналасқан

(сурет-1). Олар Жер бетінен 20180 км биіктікте (Жер радиусынан 3 есе көп) айналып жүр, айналу периоды шамамен 12 сағат (бұл серіктер шамамен 11600 км/сағ жылдамдықпен қозғалады). Бұндай жоғары биіктік, бір-бірінен алыс арақашықтықта орналасқан (бірнеше жүздеген километр) қолданушыларға бір мезгілде бірдей серіктік сигналдарды қабылдауға мүмкіндік береді. Ауа райы жағдайларына байланыссыз, тәулігіне 24 сағат бойына Жер шарының кез келген нүктесінде кем дегенде 4 серік (кейде тіпті 12 серік) қолданысқа қолжетімді болады. Әрбір серіктің атомдық сағатпен калибрленген, 10,23 МГц негізгі жиілікті қамтамасыз ететін генераторы бар. Таратқыш 1575,42 МГц және 1227,60 МГц жиіліктеріне сәйкес келетін екі толқын (L1 және L2) генерациялап, үнемі уақыт сигналын, орбитадағы орнының сипаттамаларын (эфемеридаларды) және т.б. әртүрлі ақпаратты жіберіп отырады.

Бақылау станциялары – басқару компоненті болып табылады, негізгі функциясы – GPS серіктерінің траекториясын есептеу болып табылады. Бұл 5 станция Ascension аралында (Остров Вознесения) (Атлант мұхиты), Диего Гарсия (Үнді мұхиты), Кваджалейн және Гаваи (Тынық мұхиты) аралдарында және Колорадо-Спрингс қаласында (АҚШ, Колорадо шт.) (бас станция) орналасқан. Бақылау станциялары, координаталары дәл есептелінген геодезиялық нүктелерде орналасқан GPS қабылдағыштармен жабдықталған. Бұндай бақылаулар серіктердің орналасуларын эфемеридалар түрінде есептеуге мүмкіндік береді. Бұл ақпарат серіктерге жіберіліп, солардың борттық компьютерінің жадысында сақталады да. Тұтынушылар серіктерден қабылдайтын сигналдарда осы ақпарат таратылады.



Сурет 1 - NAVSTAR 24 жерсеріктер шоғыры

Тұтынушы компоненті орналасуды анықтауға арналған рецепторлардан тұрады. Бұл пассивті қабылдағыштар GPS сигналды тек қана қабылдай алады. Олардың қызметі – эфемеридалар туралы ақпараты бар (бақылау мезетіндегі серіктердің орны) радиосигналды декодтау және сол ақпаратты пайдаланып қабылдағыш антенна мен Жерсеріктің ара қашықтығын есептеп, тұтынушының орнын анықтау болып табылады. Координаталарды анықтауға арналған GPS ақпаратын пайдалану тегін.

24 серік, Жер шарының кез келген нүктесінде жүйенің толыққанды жұмыс істеуін қамтамасыз етеді, бірақ сенімді қабылдау мен позицияның жақсы

есептелуін әрдайым қамтамасыз ете алмайды. Сол себепті, позициялау дәлдігін арттыру және істен шыққан жағдайда резерв үшін, орбитадағы серіктер саны көбірек мөлшерде қамтамасыз етіледі (2010 жылдың наурызында 31 аппарат).

Қолданылу мүмкіндіктері (Қолданылу потенциялы)

GPS жүйесі тұтынушының үшөлшемді позициясын (географиялық ендігін, бойлығын және теңіз деңгейінен биіктігін) Жер бетіндегі кез келген жерде үзіліссіз, лезде есептейді. Егер GPS қабылдағыш мобильді (қозғалатын) болса, оның жылдамдығы мен қозғалыс бағытын да анықтай алады. Сонымен қатар, GPS жүйесі уақыт туралы ақпарат беріп отыратындықтан, тұтынушылар уақыт индикаторын бүкіл жиналатын ақпаратпен немесе далалық зерттеулер барысында болатын барлық оқиғалармен байланыстыра алады.

Бастапқыда GPS жүйесі әскери навигация мақсаттарына арналып жасалғанымен, бүгінде азаматтық мақсаттарда кеңінен қолданыла бастады. GPS қабылдағыштар көптеген электроника сататын дүкендерде сатылады; олар мобильді телефондарға, смартфондарға, электрондық қолсағаттарға онбордерлерге қондырылады. Сонымен қатар, тұтынушыларға өзінің тұрған жерін электронды картадан көруге мүмкіндік беретін; жол белгілерін, рұқсат етілген бұрылыстар мен, тіпті, көлік кептетілістеріне дейін ескеріп маршрут сызып беретін; картадан нақтылы үйлерді, көшелерді, кафе, аурухана, жанармай бекеттерін, банкоматтарды және басқа да инфрақұрылым нысандарын анықтауға мүмкіндік беретін әртүрлі құрылғылар мен бағдарламалық өнімдер ұсынылады. GPS жүйесі навигация, көлікті, әуелгі қозғалысты басқару, геодезия, гидрография, орман шаруашылығы және көптеген басқа да кеңістіктегі орналасу (географиялық координалар) талап етілетін кез келген қосымшалардың потенциялдық шешімі болып табылады. Қолданылу мысалдары:

–Геодезия: GPS-тің көмегімен нүктелер мен жер учаскелерінің шекараларының дәл координаталары анықталады.

– Картография: GPS азаматтық және әскери картографияда қолданылады.

–Навигация: GPS-тің көмегімен теңіз және жол навигациясы жүзеге асырылады.

– Көліктің Жерсеріктік мониторингісі: GPS-тің көмегімен автомобильдердің орнын және жылдамдықтарын мониторингілеу, олардың қозғалыстарына бақылау жүргізіледі.

–Ұялы байланыс: GPS-і бар алғашқы ұялы телефондар 90-жылдарда пайда болды. Кейбір мемлекеттерде (мысалы, АҚШ) бұл 911-ге звондаған адамның орнын тез арада анықтау үшін қолданылады. 2010 жылы Ресейде соған ұқсас «ЭРА-ГЛОНАСС» жобасын жүзеге асыру басталды.

–Тектоника, плиталар Тектоникасы: GPS-тің көмегімен плиталардың қозғалысы мен тербелістерін бақылау жүзеге асырылады.

– Белсенді демалыс: GPS пайдаланылатын көптеген ойындар бар, мысалы, геокэшинг және т.б.

– Геотегинг: ақпарат (мысалы фотографиялар) ішкі, немесе сыртқы GPS-қабылдағыштардың арқасында координаталарға байланады.

1.1.2 Негізгі түсініктер

GPS бақылаудың түрлері

NAVSTAR серіктері ақпаратты жиілігі 1575,42 МГц толқын ұзындығы 19 см L1 және 1227,60 МГц жиіліктегі толқын ұзындығы 24 см L2 деп аталатын екі тасымалдаушы толқындар арқылы жібереді. Сигналдар екі түрлі псевдокездейсоқ тізбектер арқылы модульденеді: C/A-код және P-код. C/A (clear access) – жалпыға қолжетімді код – қайталау периоды 1023 цикл және импульстерінің еру жиілігі 1,023 МГц болатын PRN болып табылады. Барлық азаматтық GPS-қабылдағыштар осы кодпен жұмыс істейді. P (Protected/precise) – код жалпылама қолдану жүйелері үшін жабық жүйелерде қолданылады, оның қайталану периоды $2*10^{14}$ цикл. P-код арқылы модульденетін сигналдар L1 және L2 жиіліктерінің екеуінде де таратылады. C/A-код тек L1 жиілігінде ғана таратылады. Тасымалдаушы, PRN-кодтардан басқа, навигациялық хабарлама арқылы модульденеді. GPS бақылаудың үш типі бар: псевдоқашықтықты өлшеу (немесе кодтық өлшеулер), тасымал толқынның фазалық өлшеулері және Доплер жиілігін өлшеу.

Псевдоқашықтықты кодтық анықтау тәсілі. Бұл жағдайда арнайы қашықтық өлшеуші кодтар пайдаланылады. Олар – белгілі тізбекте кезектесіп отыратын импульстар болып табылады. Әдетте оларды 0 және 1 символдары арқылы белгілейді. Сөйтіп, код дегеніміз – 0 мен 1-дің периодты қайталанып отыратын қандай да бір үйлесімі. Қашықтық өлшеуші код әжептеуір ұзақтыққа және 0 мен 1 дің кездейсоқ таралуына ие болуы керек. Бұл жағдайда, өзара бірдей екі код, тек олар бір бірімен біріктірілген жағдайда ғана корреляцияланады. Практикада, кодтар 0 мен 1-дің псевдокездейсоқ таратылуына ие, себебі олар белгілі қатаң заңдылық бойынша өндіріледі. Жерсерік және қабылдағышта бірдей кодтар синхронды түрде генерацияланады. Әсілінде, қабылдағыштағы код Жерсерік кодының көшірмесі болып табылады. Қабылдағышта қабылданған жерсерік коды жергіліктіге қатысты өткен жолына пропорционал уақытқа кешігеді. Сондықтан, келген код пен жергілікті код корреляцияланбайды. Сигналдың таралу уақыты және қабылдағыштан жерсерікке дейінгі ара қашықтық жергілікті кодтың жерсеріктен қабылданған кодымен мықты корреляциясын анықтағанға дейінгі кешігумен анықталады.

Практика жүзінде қашықтық емес, псевдоқашықтықтар өлшенеді. Псевдоқашықтық шынайы қашықтықтан жерсерік және қабылдағыш уақыт шкалаларының айырмашылығына пропорционал шамаға өзгеше болады. Егер қабылдағыштың әртүрлі жерсеріктерден сигнал қабылдайтын барлық каналдары бойынша санақ бірге жүретін болса, кез келген жерсерікке дейінгі арақашықтықтан псевдоқашықтықтардың айырмашылықтары бірдей болады. Бұл айырмашылықтан орналасуды анықтау теңдеулеріне қосымша айнымалы ретінде кіргізу арқылы құтылуға болады.

Кодтардың екі түрі генерацияланады. Біріншісінің дәлдігі жоғарырақ, күрделірек және әскери мақсаттарда қолданылады. Екіншілері қарапайымдау

және азаматтық қолданушыларға арналған. Жоғары дәлдікті кодтың едәуір ұзақтыққа ие және рұқсатсыз қол сұғушылықтан жақсы қорғалған. Ол GPS-те Р-код деп белгіленеді. Дәл (Precision) немесе қорғалған (Protected) деп түсіндіріледі. Кодтың бір символының ұзақтығы – 0,1мкс. Осы уақытта радиосигнал 30 м-дей жүріп өтеді. Псевдоқашықтықты анықтаудың инструменталдық қателігі бірнеше дециметрді құрайды.Кодтың ұзақтығы – 7 тәулік. Әрбір GPS серіктің өз жеті тәуліктік фрагменті бар. Әр аптаның сенбіден жексенбіге қараған түнгі сағат 0:00-де барлық жерсеріктердің фрагменттері ауысады. Әскери Р код өте жақсы қорғалған. Сонымен қатар, АҚШ ұлттық қауіпсіздігіне қатер төнген жағдайда тағы екі қорғаныс режимі қосылады: 1) талғамалы қолжетімділік режимі (Selective Availability – SA), өлшеу дәлдіктерін төмендету мақсатында қашықтық өлшеу коды мен жерсеріктердің орналасуы туралы ақпарат әдейі бұрмалауға ұшыратылады; 2) Қосымша шифрлау режимі (Anti Spoofing - AS), Р-ко.д жаңа Y-кодқа аударылады.

ГЛОНАСС-та (GPS-тен бір айырмашылығы) нәтижелерді күштеп нашарлататын және жоғары дәлдікті кодты қосымша шифрлайтын режимдер жоқ.

Стандартты дәлдікті GPS-код С/А код деп белгіленеді. Еркін қолжетімді және оңай танылатын (Clear Application) немесе азаматтық (Civil Application) деп түсіндіріледі. Код символдарының қайталану жиілігі Р-кодпен салыстырғанда 10 есе аз. Сондықтан, оның бір сигналының ұзақтығы – 1 мкс. Бұл уақытта радиосигнал шамаме 300 метрдей жүріп өтеді. Кодтың ұзақтығы 1 мс. Яғни, 1 мс сайын, шамамен әрбір 300 км жол өткен сайын код қайталанып отырады. Соның нәтижесінде, код жерсеріктен қабылдағышқа жеткенге дейін неше рет қайталанғаны белгісіз болады да, өлшеулердің бірмәнді еместігі мәселесі туындайды. Псевдоқашықтықтың бірмәнді еместігін шешу үшін, қосымша телеметриялық ақпарат немесе қабылдағыш координаталарын 150 км дәлдікпен білу керек.

GPS-те барлық жерсеріктер бір жиілікте жұмыс істейді, бірақ әрқайсысының өз коды бар – сигнадар код бойынша ажыратылады. ГЛОНАСС-та әр жерсеріктің өз жиілігі бар, бірақ барлығының кодтары бірдей – сигналдар жиілік бойынша ажыратылады.

Қолданыстағы ҒПЖ жоғары дәлдікті кодтары L1 жиілігімен де, L2 жиілігімен де таратылады. Сондықтан, L1 және L2 жиіліктерін тасымалдаушы деп атайды. Азаматтық кодтар тек L1 тасымалдаушы жиілігінде ғана трансляцияланады. Бұл, азаматтық кодтар арқылы қашықтықты өлшеу ионосфералық қателіктерден қорғалмағандығын білдіреді [4].

Қашықтықты фазалық тәсілмен анықтау. Фазалық тәсілмен неғұрлым дәл өлшеулер орындалады. Ол үшін L1 және L2 тасымалдаушы толқындарын пайдаланады. Тәсілдің инструменталдық қателігі 1-2 мм аспайды. Тәсіл синусоидалды тербелістің фазасы уақытқа тәуелді өзгеретіндігіне негізделген. Әр период біткен сайын, тербеліс фазасы бір циклға өзгереді. Қабылдағышта жерсеріктен қабылданған толқынның фазасы жергілікті тербелістер фазасынан

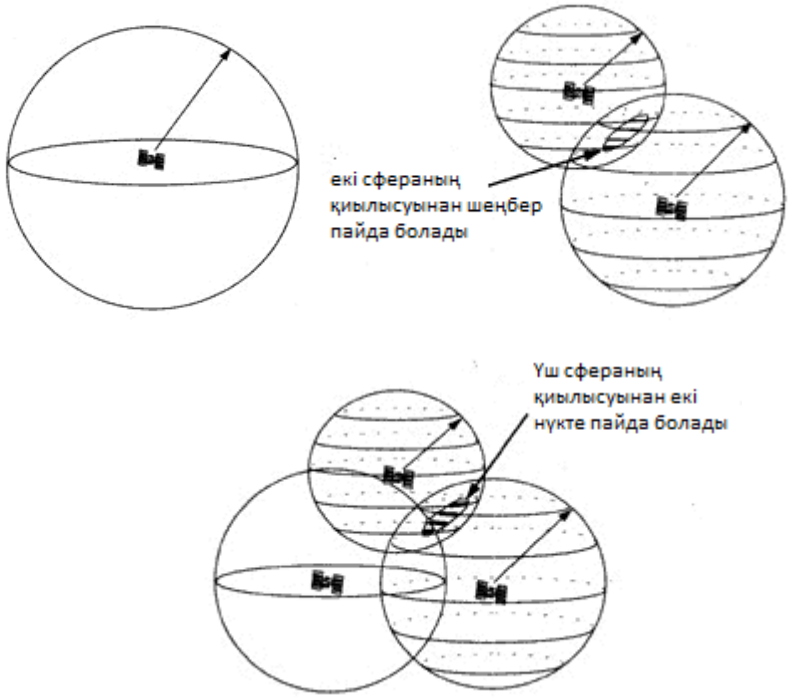
айырмашылығы жерсеріктен қабылдағышқа дейінгі қашықтыққа пропорционал болады. Фазалық өлшеу тәсілінде бірмәнді еместікті (көпмәнділікті) шешу проблемасы пайда болады. Жерсеріктен қабылдағышқа бара жатқан жолында, қашықтықтың бір толқын ұзындығына өзгеруіне толқын фазасының бір циклге (периодқа) өзгеруі сәйкес келеді. Сондықтан, фазалар айырымын өлшеудің нәтижесі бүтін циклдар саны мен оның бөлшек бөлігінен тұруы керек. Толқын ұзындығы мен жерсеріктердің ұшу биіктігін ескерсек, циклдар саны 100 000 000-ның айналасында болуы керек екенін есептеу қиын емес. Шындығында өлшемдерде тек қана бөлшек бөлігі ғана бекітіледі. Яғни, егер толқын ұзындығы 19 см болса, арақашықтық қандай үлкен болса да, осы кесіндінің шекарасында ғана бекітіледі (қабылданады). Фазалық өлшемдердің бірмәнді еместігі, өлшеніп отырған қашықтықтағы толқын ұзындықтарының бүтін санын (N) санауға мүмкіндік болмағандықтан туындайды. Қашықтықтың шамасын бірмәнді анықтау үшін қосымша күш салуға тура келеді. Фазалық өлшемдердің бірмәнді еместігін шешу – ҒПЖ шешетін ең қиын есептердің бірі.

Доплер жиілігін өлшеу – жерсерік пен қабылдағыштың бір-біріне қатысты салыстырмалы орын ауыстыруы нәтижесінде пайда болатын (дельта диапазон), қабылданған жиілік пен номиналды тарату иілігінің айырмашылығын өлшеу болып табылады. Бұл өлшеу ең әуелі мобильді қабылдағыштың лездік жылдамдығын анықтауға және фазалық өлшеулердегі мүмкін болатын циклдың сырғанауын анықтауға қолданылады [5].

GPS позициялаудың геометриясы

GPS позициялау кеңістіктік трилатерация тәсіліне негізделген [6]. Қабылдағыштың Жер бетіндегі координаттарын Жерсеріктер тобы мен қабылдағыштың арақашықтығын есептеу арқылы анықтауға болады (егер Жерсеріктердің ғарыштағы орналасуы белгілі болса). Бұл жағдайда, Жерсеріктер – координаттары белгілі пункттар болып табылады.

Бір Жерсерікке дейінгі арақашықтық белгілі деп қарастырайық. Біз анықтағымыз келіп отырған орналасу, осы Жерсерікті айналдыра сызылған, радиусы арақашықтыққа тең сфераның бетінде орналасады. Егер, бұған қоса, тағы бір жерсерікке дейінгі арақашықтық белгілі болатын болса, ізделініп отырған орналасу екі сфераның қиылысуынан пайда болған шеңбердің бойында орналасады. Ал, үшінші спутник осы шеңбердің бойындағы екі нүктені анықтайды (сурет 2).



Сурет 2 - Кеңістіктік трилатерация

Бұл екі нүктенің біреуі әрқашан Жердің бетінен тым алшақ жатады да, екіншісі біздің іздеп отырған орналасуымыз болып табылады.

Сонымен, кеңістіктік позициялауда, үшөлшемді кеңістіктегі нүктенің орнын анықтау үшін, координаттары белгілі үш нүктеге дейінгі арақашықтықты өлшеу қажет. Іздеп отырған нүктеміз үш сфераның қиылысқан жерінде орналасады. Әр сфераның центрі өлшеу мезетіндегі Жерсеріктің белгілі орнында (эфемеридалар арқылы есептелетін) орналасады, ал радиустары өлшенген арақашықтыққа сәйкес келеді. Іс жүзінде, біздің өлшеп отырған қашықтығымыздың дәлдігі синхронизация қателігіне тәуелді болғандықтан, төрт белгісізді (үш координата және қабылдағыш сағатының қателігі) анықтау үшін төрт жерсерікке дейінгі арақашықтықты өлшеу қажет. Жерсерік сағатының қателігі олардан келетін хабарламадағы арнайы түзетуші шарттарды қолданып түзетіледі. Егер бақыланып отырған жерсеріктер саны 4-тен көп болса, позициялау дәлдігі мен сенімділігі жоғары болады. Бұл позиция геоцентрлік координаттар жүйесінде көрсетіледі.

1.1.3 СНЖ артықшылықтары мен кемшіліктері

Тарауды қорытындылай келе, көліктердің борттық навигация жүйесі ретінде СНЖ пайдаланудың артықшылықтары мен кемшіліктеріне тоқтала кетелік.

Артықшылықтары:

Ұзақ мерзімді дәлдік: Позициялау дәлдігі уақытқа тәуелді емес, дрейфі жоқ.

Абсолютті орналасу: Әрқашан бастапқы мәндерге тәуелсіз, абсолютті позицияны аламыз.

Эксплуатация шарттары: Жүйе күндіз-түні жұмыс істейді, және арнайы қолдау, температура, ориентация сияқты шарттарды қажет етпейді.

Қол жетімділік: Қол жетімді арзан қарапайым қабылдағыштардың болуы.

Кемшіліктері:

GPS – американдық жүйе болғандықтан, басқа мемлекеттердің оның дұрыс жұмыс істеуіне ешқандай кепілдігі жоқ.

Көп сәулелік: Бұл құбылыс GPS сигнал биік ғимараттар немесе үлкен жартастар сияқты нысандардан шағылысқан кезде бақыланады. Ол сигналдың жерсеріктен қабылдағышқа жеткенге дейінгі аралықты жүріп өткен уақытының ұзаруына және соның салдарынан қателіктердің пайда болуына әкеп соқтырады.

Төмен қол жетімділік: Дәлдік Қабылдағышқа «көрініп тұрған» жерсеріктер санына тәуелді (Бұған қоса, GPS қабылдағыш жерсеріктерді әртүрлі дәлдікпен «көруі» мүмкін). Қолдану барысында әртүрлі кедергілердің әсерінен (мысалы, ғимараттар, туннелдер, электронды кедергілер, кейде тіпті қалың өскен жапырақтар) көріну жиі нашарлайды. Бұл сигнал қабылдауды бұғаттап, орналасу дәлдігінің нашарлауына немесе уақытша істен шығуына әкеп соқтырады. Әдетте, GPS блоктар ғимараттың ішінде, су астында және жер астында жұмыс істемейді.

Жерсеріктер геометриясы: Бұл – бақылау уақытына сәйкес жерсеріктердің орналасуына байланысты. Идеалды геометрия жерсеріктер өзара үлкен бұрышпен орналасқанда болады да, жерсеріктер бір жерде шоғырланған болса, геометриясы нашар болады.

Тұрақсыз дәлдік: Жоғарыда айтылған себептерге байланысты, орналасуды өлшеу дәлдігі едәуір өзгеріске ұшырайды. Далалы аймақтар мен ауылдарда 8 жерсерікке қолжетімділік метрлік дәлдікті қамтамасыз ете алса, биік ғимаратты қалалы жердегі дәлдік он метрдің айналасында болады.

Ориентация туралы ақпараттың жоқтығы: Әлбетте, жоғары дәлдікті GPS-тің көмегімен, орналасуды ғана анықтап қоймай, орын ауыстырған кездегі жылдамдығы пен вертикаль өсті айнала бұрылу бұрышын да есептеуге болады. Бірнеше антеннаның көмегімен тіпті крен және тангаж бұрыштарын да есептеуге болады, бірақ бұл жүйелер қымбат болып табылады.

Z өсі бойынша төмен дәлдік: Жерсеріктер көрінуі шектелген кезде, вертикаль өс бойынша дәлдік қатты нашарлайды.

Дискретизация жиілігінің төмендігі: Сигналды қабылдау шарттары жеткілікті болған жағдайда, дискретизация периоды 100 мс болады. Салыстыру үшін, ИНЖ мәліметі әр 10 мс сайын қабылданып отырады.

Ионосфералық және тропосфералық рефракция: Атмосферадан өткенде жерсеріктік сигнал баяулайды. GPS жүйесі орташа кешігуді ескеріп, бұл қателікті ішінара түзететін интегралданған модельді пайдаланады [5].

Жерсерік сигналын жасанды нашарлату: Selective Availability (SA) – АҚШ қорғаныс министрлігі (USDoD34 – United States Department of Defense)

әскери қарсыластардың жоғары дәлдікті GPS-ті қолдану мүмкіндігінен айыру үшін енгізген GPS сигналын арнайы нашарлатуы. АҚШ үкіметі 2000 жылдың мамырында бұны алып тастап, азаматтық қабылдағыштардың дәлдігі едәуір жақсарды. Дегенмен, критикалық жағдайда, оның қайта іске қосылуына ешқандай кепілдік жоқ.

1.2. Инерциалдық навигация

Бұл бөлімде инерциалдық навигацияның принциптері түсіндіріледі, гироскоптар мен акселерометрлер туралы мағлұмат беріледі, және өлшенген сызықтық үдеулер мен бұрыштық жылдамдықтарды пайдаланып, нысанның ориентациясын, орналасуы мен жылдамдығын анықтайтын математикалық кешен келтірілген.

Инерциалдық блок (IMU – Inertial Measurement Unit) акселерометрлер мен гироскоптары бар құрылғы болып табылады. Бұған нысанның кеңістіктегі орны мен жылдамдығын есептейтін калькуляторға қоссақ, микросхемамыз Инерциалдық навигация жүйесі (ИНЖ) болады.

Гироскоп – нысанның ориентациясының өзгеруін өлшейтін құрал. Акселерометр – сызықтық үдеуін өлшейді. Үш өлшемді кеңістіктегі орналасуды анықтау үшін, инерциалдық жүйеге, әр өс бойынша сызықтық үдеулерді өлшейтін үш акселерометр мен аппараттың кеңістіктегі ориентациясын анықтау үшін үш гироскоп қажет. Бұл үш акселерометр ауырлық күшінің үдеуі, нысанның үдеуі, центрден тепкіш үдеу, Кориолис үдеуі және кездейсоқ шуылдан құралған мәліметті өлшейді. Калькулятор гироскоптар мен акселерометрлер жіберген ақпарат бойынша нысанның кеңістіктегі орналасуы мен жылдамдығын есептейді. Нақтырақ айтқанда, ол, акселерометрден алынған үдеуді интеграциялау арқылы жылдамдықты, сосын сол жылдамдықты тағы бір рет интегралдау арқылы нысанның орнын анықтайды.

Инерциалдық навигация жүйелерінің СНЖ-мен салыстырғандағы бір артықшылығы – сыртқы факторлардан тәуелсіз «автономды» болуы болып табылады. Дегенмен, орналасуды есептеу үшін бастапқы мәліметті интегралдауға тура келетіндіктен, олар уақыт өткен сайын жинала беретін кездейсоқ жүйелік қателіктерге ұрымтал келеді. Кез келген болымсыз ғана тұрақты қателік, интегралданған кезде уақытқа пропорционал, ал екі рет интегралданған кезде тіпті уақыттың квадратына пропорционал өсе бастайды. Бұндай қателіктер координаттарды анықтау кезінде соңғы нәтиженің шынайы мәннен өте қатты ауытқып кетуіне әкеп соқтырады. Сол себепті, инерциалдық датчиктер ұзақ уақыт периоды аралығында жақсы дәлдікпен позициялау үшін жарамсыз. Бірақ, қысқа уақыт аралығындағы дәлдігі өте жоғары және мәлімет қабылдау жиілігі өте жоғары болады.

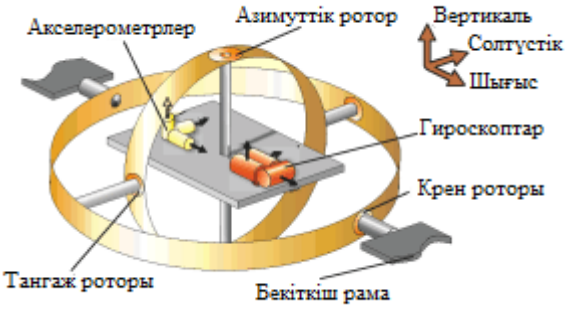
1.2.1 Инерциалдық сенсорлардың жұмыс істеу принциптері

Инерциалдық навигация жүйелері (ИНЖ) траекторияны материяның немесе жарықтың инерциалық қасиеттерін қолданып есептейді. Исаак Ньютон

қалыптастырған классикалық механиканың заңдары үдеуді интегралдау арқылы жылдамдықты анықтау тәсілінің негізгі сүйеніші болып табылады. Санақ жүйесінде позициялау үдеу мен жылдамдықтың бағытын білуді талап етеді. Сол себепті, ИНЖ гироскоптардың көмегімен бағдары анықталатын акселерометрлерден құралады [7].

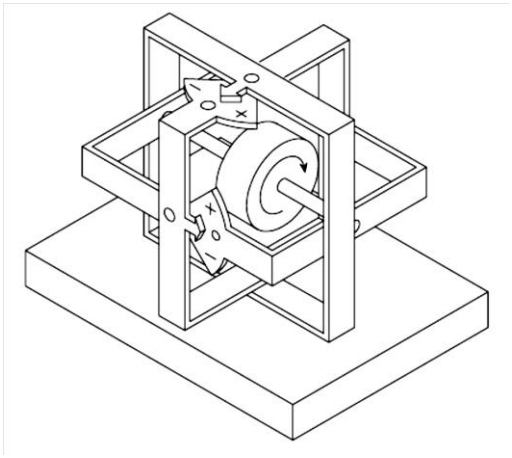
Алғашқы ИНЖ жүйелері инерциалдық платформалар деп аталды (сурет 6); оларда механикалық гироскоптар қолданылды (сурет 7). Олардың бағдарлануы уақыт бойынша тұрақты болады да, позициялау үдеуді екі рет интегралдау арқылы ғана жүзеге асырылады. Бұлай нысанның бағдарын уақыт бойынша тұрақты ұстап тұрудың екі шешімі бар. Біріншісі – қозғалып бара жатқан дененің гироскоптық эффектісіне негізделген: кардандық аспа механикалық жүйесі ИНЖ-ге қоғалыс еркіндігін қамтамасыз етеді. Екінші шешім – гироскоптардың көмегімен анықталған айналмалы қозғалысты роторлардың көмегімен компенсациялау. Бұндай механикалық жүйелер, өкінішке орай тым күрделі, қымбат, әрі көлемді болып келеді.

Технологиялық прогресс пен компьютерлердің арқасында ИНЖ жаңа түрі – «платфромасыз» жүйелер пайда болды. ИНЖ бұл түрінде акселерометрлер мен гироскоптар қозғалмалы нысанға қатаң бекітіледі. Ориентация мен позиция гироскоп пен акселерометрдің ақпаратынан есептеледі. Кардандық аспаның орнына локалдық координат жүйесінде (солтүстік, шығыс, төмен) үдеу компоненттерін есептеу және координаталарды түрлендіру амалдарын орындайтын компьютер қолданылады. Бұндай платформасыз жүйелердің құрылымы анағұрлым қарапайм, соққыға әлде қайда төзімді болады және шығыны мен көлемі жағынан үлкен артықшылыққа ие болады.



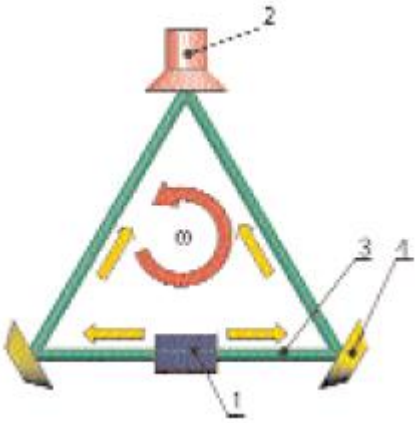
Сурет 3 – Инерциалдық платформа (карданды аспаға орнатылған ИНЖ)

Өз кезегінде мұндай жүйелердің дәлдігі платформалы ИНЖ беретін дәлдікке жете алмайды, бағдарлау көбінесе қиындық туғызып, төмен сапалы гироскоптарға қосымша СНЖ сияқты басқа навигация жүйелерінің көмегін талап етеді. Қазіргі кезде оптикалық вибрация анализі принциптеріне сүйенетін жоғары дәлдікті гироскоптар кеңінен қолданылады [8, 9].



Сурет 4 – Механикалық гироскоп

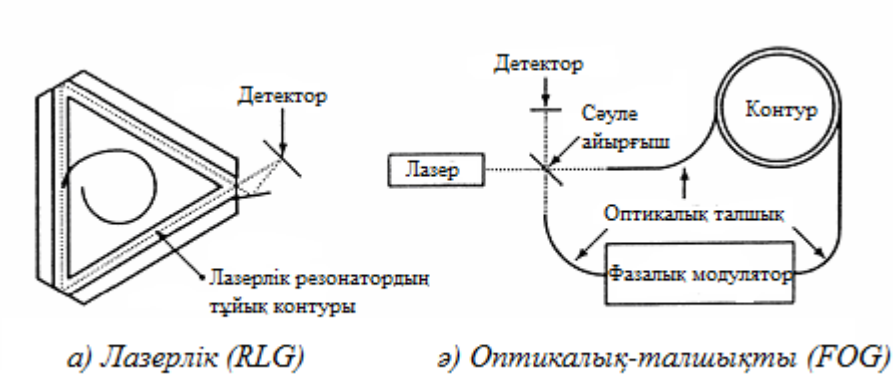
Вибрациялық гироскоптардың негізгі жұмыс істеу принципін 19 ғ. ортасында Ж.Б.Л. Фуко айтып өткен болатын. Вибрациялық гироскоп – нысанның айналуынан әсер алатын тербелмелі детальдары бар құрылғы. Өзекті және роторлы вибрациялық гироскоптар болып екі типке бөлінеді. Өзекті вибрациялық гироскоптың сезімтал элементі – қандайда бір тербелмелі массалар (стерженьдер) болады. Нысан белгілі бір бұрыштық жылдамдықпен осьті айнала қозғалған кезде, инерция күштерінің кориолис моменті пайда болады. Сонда пластина катушкалардың арасында тербеледі; тербеліс амплитудасы бұрыштық жылдамдыққа пропорционал болады. Бұрыштық жылдамдықтың мәні катушкалардан радиотехникалық тәсілдер арқылы алынады. Роторлық вибрациялық гироскоптарда стержень мен пластинаның орнына роторлар қолданылады.



1-екі жаққа бағытталған лазерлік жарық көзі (катод); 2-детектор;
3-қарама қарсы екі жаққа бағытталған лазер сәулесі; 4-айналар
Сурет 5 - Лазерлік гироскоптардың жұмыс жасау принципінің сызбасы

Оптикалық гироскоптар лазерлі (активті оптикалық RLG – Ring Laser Gyro) және пассивті (талшықты-оптикалық FOG – Fiber Optic Gyro) гироскоптар болып бөлінеді. 8 және 9-суреттерде гироскоптың осы екі түрі

көрсетілген. Оптикалық гироскоптардың жұмыс жасау принципі 1913 жылы ашылған Саньяк эффектісіне негізделген [6, p.40]: лазер жарығының көзі өзара қарама қарсы бағытта екі лазер сәулесін жібереді. Егер датчик тыныштықта тұрса, екі сәуленің толқын жиілігі бірдей болады. Ал датчик өз жазықтығына перпендикуляр өсті айнала қозғалатын болса, бір сәуленің детекторға дейін жүріп өтетін жолы ұзарады, ал екінші сәуленікі қысқарады да, толқын жиілігі бұрыштық жылдамдыққа пропорционал шамаға ауытқиды. Талшықты-оптикалық гироскопта лазердің жолы опто-талшықтың көмегімен жүзеге асырылады. Талшықты-оптикалық гироскоп та механикалық бұрылуды есептеу үшін жарық интерференциясын пайдаланады. RLG мен салыстырғанда FOG-тың дәлдігі жоғары, бірақ дрейфі үлкен, әрі соққыларға, үдеулерге және көлденең вибрацияға сезімтал болады.

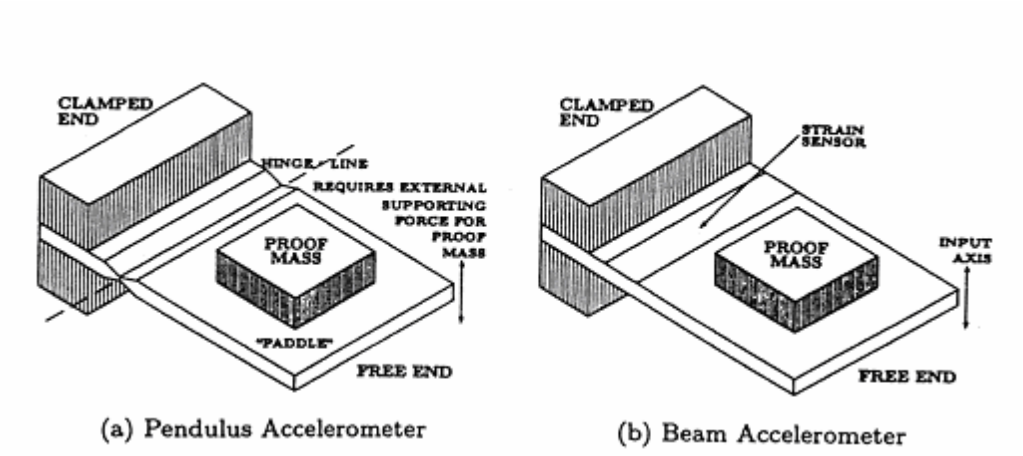


Сурет 6 – Оптикалық гироскоп. Саньяк эффектісі

Кесте 2 – Әртүрлі гироскоп типтерінің кейбір негізгі қателіктерін өзара салыстыру.

Сипаттамасы	RLG	FOG	VSG (Керамика)	VSG (Силикон)
g-тәуелсіз ығысу °/сағ	0,001 - 10	0,5 - 50	360 - 1800	>2000
g-тәуелсіз ығысу °/сағ/g	0	<1	36 - 180	36-180
Сызықсыздық масштабтық коэффициенті %	0,2 – 0,3	0,05 – 0,5	5 - 100	5 – 100

Саньяк эффектісі тек қана айналмалы қозғалысқа қолданылатын болғандықтан, акселерометрлер үшін (сурет 7) үдеуді оптикалық гироскоптар сияқты жарық сәулесін қолданып өлшеу мүмкін емес. Сол себепті, акселерометрлер үшін электро-механикалық жүйелер немесе соңғы 20 жылдан бері соның кішірейтілген түрі – МЭМЖ (микроэлектромеханикалық жүйе) қолданылады.



Сурет 7 – МЭМЖ тензометриялық акселерометр

Принцип әрқашан да бірдей: масса тірекке пружина арқылы серіппе арқылы бекітілген; әдетте бұл массаның бір-ақ еркіндік дәрежесі бар: не сызықты, не айналмалы. Массаға әсер ететін күш әртүрлі эффектілердің көмегімен өлшенеді. Мысал ретінде, МЭМЖ түріндегі тензосезімтал акселерометрді қарастыруға болады. Пьезорезисторлар жиынтығы пластинаның массасының әсерінен деформациясының сандық өлшемін анықтайды.

Жұмыс істеу принципі:

8-суретте көрсетілгендей, өсі вертикаль бағытталған акселерометрді қарастырайық. Мысалы, аппарат үстелге бекітілген болса, үдемелі қозғалыс жасамайды, тыныштықта болады және серіппенің күшін Ғ анықтайды (Ғ – жүйеге әсер ететін күштерді сипаттайды).

$$F = - W. \tag{1.1}$$

Мұндағы W – гравитация күші.

Шындығында да, акселерометр $\mathrm{f} = \frac{\mathrm{F}}{\mathrm{m}}$ көрсетеді, мұндағы m – масса.

Енді, блок жоғарыға қарай үдемелі қозғалатын болса, Ньютонның 2-заңы бойынша қорытқы күш:

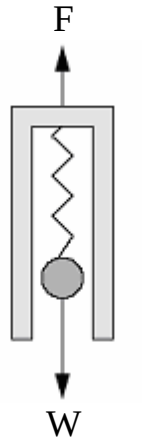
$$ma = F + W. \tag{1.2}$$

Яғни, акселерометр көрсететін арнайы үдеу – шынайы үдеу мен гравитациялық үдеудің айырымына тең болады,

$$f = a - w; \tag{1.3}$$

Мұндағы $w = \frac{W}{m}$.

Ерекше жағдайларды қарастыруды тәмамдай келе, еркін құлап бара жатқан кезде ($a=w$), акселерометрдің көрсеткіші нөлге тең екенін айта кетелік.



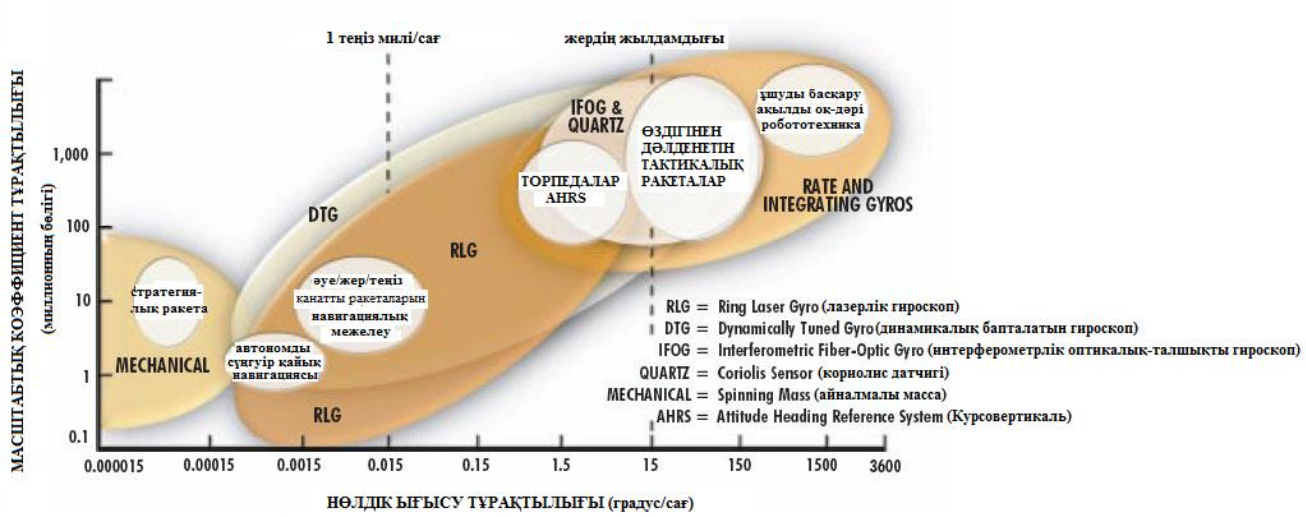
Сурет 8 – Акселерометрдің жұмыс жасау принципі

Қорытындылай келе, *a*-ны анықтау үшін, *w*-дың шамасын білуіміз қажет. Ал ол өлшеу орнына тәуелді әртүрлі мәнге ие болуы мүмкін (әсіресе әуе-ғарыш саласының қосымшалары үшін). Сол себепті, сәйкес арнайы гравитация моделі алдын ала жасалуы керек.

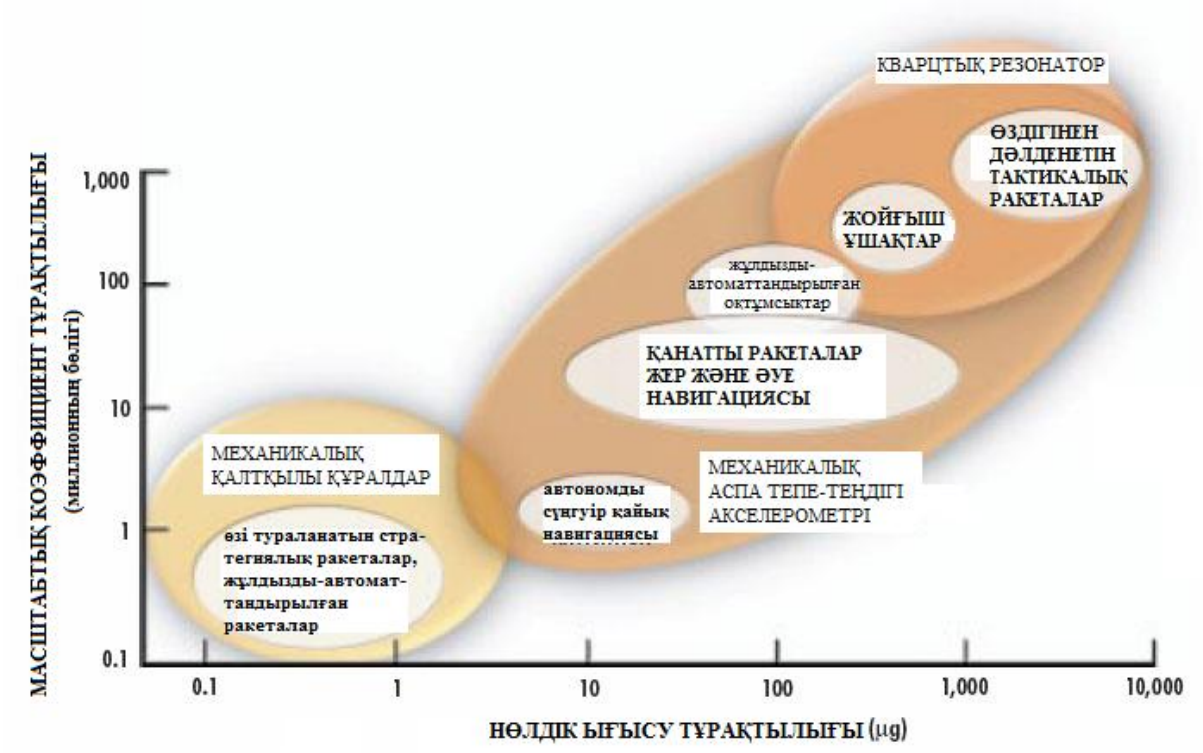
[10-12] Жұмыстарда әртүрлі типтегі акселерометрлер мен гироскоптардың және олардың байланысуынан пайда болған инерциалдық жүйелердің әлдеқайда егжей-тегжейлі сипаттамасы мен олар туралы жан-жақты ақпарат алуға болады. [13] жұмыста келесі екі кескін (сурет 9 және 10) келтірілген:

9-суреттен, электромеханикалық гироскоптардың RLG, IFOG және резонансты кварцтық гироскоптар сияқты оптикалық гироскоптармен бірлескен қолданылуын көруге болады. DTG гироскопы – 60 жылдары бір датчикте екі ақпарат тізбегін қамтамасыз ететін, бар механикалық гироскоптардың арзанырақ альтернативасы ретінде ойлап табылған электромеханикалық гироскоп. Солай бола тұра, бұндай гироскоп та көп жағдайларда RLG серпілісінің құрбаны болды. RLG – 70 жылдары жоғары жылдамдықты есептеу мүмкіндігі пайда болуымен шыға бастаған платформасыз типтегі қосымшалар үшін таптырмайтын датчик болып табылады. Платформасыз жүйелер, салыстырмалы түрде қымбат карданды қажет етпейтіндіктен, тактикалық және навигациялық қосымшалар үшін жоғары таңдауға ие болды.

Заманауи акселерометрлердің ішінде (10-сурет) электромеханикалық датчиктердің әлі күнге дейін алдыңғы қатарлы қолданысқа ие болуы олардың құнының тиімді болуында (баға мен сапа қатынасының тиімді болуы) ғана емес; төменгі классты тактикалық және коммерциялық қосымшаларда қолданылатын кварцтық резонаторларды есептемегенде, одан басқа ешбір күрделі альтернативті технологияның бұрын-соңды табысқа жетпегендігіне байланысты.



Сурет 9 - Гироскоптық технологияның жалпы қолданылуы



Сурет 10 - Аксалорометрлік технологияның жалпы қолданылуы

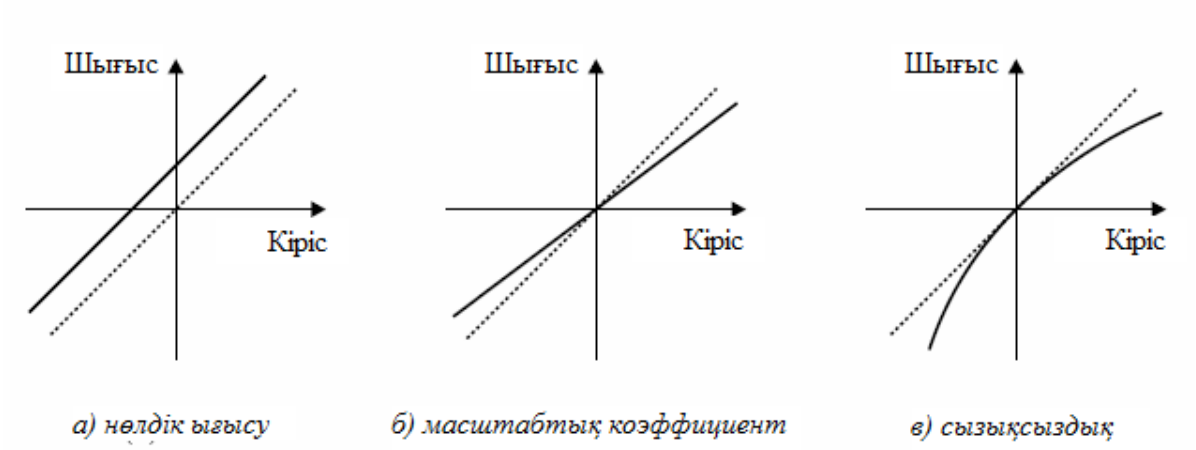
3-кестеде датчиктер дәлдігінің мүмкін болатын 3 классқа классификациялануы берілген [14]. Сонымен қатар, әртүрлі жүйелердің дәлдіктеріне сәйкес бағалары көрсетілген. Ориентация дәлдігіне сәйкес мәлімет тек қана тангаж және крен бұрыштарына тиесілі; өздік айналу бұрышына қатысты мәлімет одан 3-5 есе жоғары. Көп жағдайда, орналасу немесе жылдамдыққа түзету енгізу үшін сәйкес сыртқы шараларды қолданып (мысалы, GPS бақылаулар) қателіктер эффектілерінің көп бөлігінен арылып, ақпаратты жақсартуға болады.

Кесте 3 – ИНЖ дәлдіктері бойынша классияикациясы

Уақыт интервалы	Жоғары (> $750 000)	Орташа (~ $100 000)	Төмен (~ $10 000)
Орналасу			
1 сағ	0.3 - 0.5 км	1 - 3 км	200 - 300 км
1 мин	0.3 - 0.5 м	0.5 - 3 м	30 - 50 м
1 с	0.01 - 0.02 м	0.03 - 0.1 м	0.3 - 0.5 м
Ориентация			
1 сағ	3 – 8 x 10^{-3}град	0.01 - 0.05 град	1 - 3 град
1 мин	0.3 - 0.5 x 10^{-3}град	4 - 5 x 10^{-3}град	0.2 - 0.3 град
1 с	< 0.3 x 10^{-3}град	0.3 - 0.5 x 10^{-3}град	0.01 - 0.03 град

1.2.2 Инерциалдық датчиктер қателіктерінің модельдері

Бұл жұмыста біз зауыттан толықтай калибрацияланып шыққан датчиктерді қолданамыз. Дегенмен, кез-келген датчикте өлшеу қателіктері болады. Теория жүзінде белгілі өлшеу қателіктерінің негізгі түрлеріне тоқтала кетелік [15]. Өлшеу қателігі деп, датчиктің шығысынан алынған мәннің, кірісіндегі ақиқат мәннің шамасынан айырмашылығын қарастырамыз. Сурет 11-де негізгі үш түрлі қателік типі көрсетілген.



Сурет 11 – Әдеттегі өлшеу қателіктерінің түрлері

Нөлдік ығысу

Нөлдік ығысу – ең көзге көрінеу тұрған қателік болып табылады. Ол жай ғана қосымша мән ретінде анықталады:

$$a_ш = a_к + \delta a_{bias} \quad (1.4)$$

$$w_ш = w_к + \delta w_{bias} \quad (1.5)$$

Кіріс нөлге тең болған жағдайда, нөлдік ығысудың мәні оңай анықталады. Дегенмен, басқару блогы әр қосылғанда ол әр түрлі мәнге ие болуы мүмкін. Тоқ көзіне әр қосқан кездегі мүмкін болатын мәндерді ИС техникалық сипаттамаларында «ығысудың тұрақтылығы» деп атайды. Бұған қоса, ығысу

көп жағдайда ұзақ уақыт аралығында да аздаған өзгеріске ұшырауы мүмкін. Дрейф деп аталатын бұл құбылыс, әсіресе, температураның құбылуына байланысты туындайды. Сөйтіп, дрейфтің әсері, ток көзін жаңа қосқан кезде, электроника қызып жатқан кезде ерекше орын алады.

Кейбір авторлар бұл ығысу дрейфінің моделі ретінде жылжымалы модельді қарастыруды жақтайды:

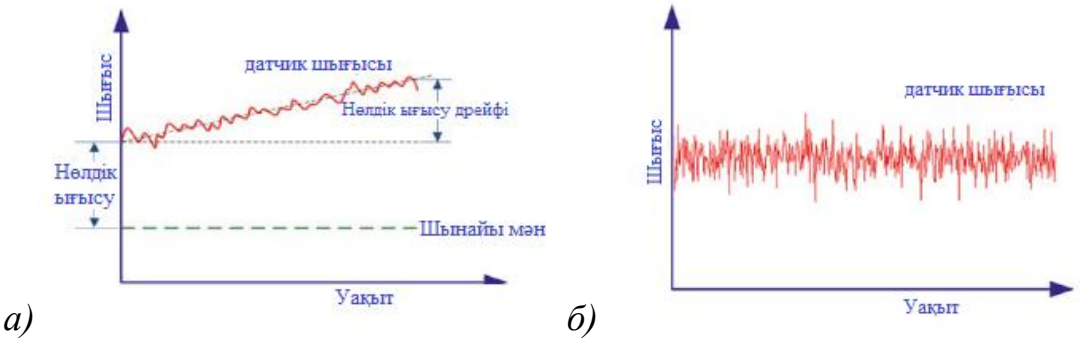
$$\delta a_{bias}(t) = \delta a_0(t) + d_a t \quad (1.6)$$

$$\delta w_{bias}(t) = \delta w_0(t) + d_w t \quad (1.7)$$

Жоғарыда айтылғандай, дрейф – тұрақты шама емес. Дегенмен, бұл модель бастапқы қызу кезеңінен кейінгі шектелген уақыт аралығындағы дрейфтің шамасын шамалауға мүмкіндік береді.

Кейде нөлдік ығысу дрифтінің себебінен болатын қателіктер бірінші ретті Марков процессі түрінде модельденеді [16]. Біз бұл жұмыс үшін 1.8-теңдеу арқылы сипатталған модельді қолданғанды жөн көрдік, мұндағы $1/\beta_a$ – a_b және w_b кездейсоқ шамаларының корреляция уақыты – гаусстық ақ шуыл болып табылады.

$$\delta \dot{a}_{bias}(t) = -\beta_a \delta a_{bias}(t) + w_a \quad (1.8)$$



а) *б)*

а) Нөлдік ығысу дрейфіне қатысты датчик шығысының өзгеруі
б) Шуыл қателігінің бейнеленуі

Сурет 12 – Нөлдік ығысу және шуыл

Масштабтық коэффициент

Масштабтық коэффициент келесі модель түрінде сипатталады:

$$\begin{aligned} a_{ш} &= K_a a_{к} \\ w_{ш} &= K_w w_{к} \end{aligned} \quad (1.9)$$

Бұл көбінесе даярлану қателіктеріне байланысты болады да, көп өзгеріске әкеп соқтырмайды. Яғни, көп жағдайда біржолата каллибрациялап алуға болады.

Сызықсыздық

Сызықсыздық кез келген датчикте болады. Олар көбінесе тізбек түрінде модельденеді (алғашқы екі мүшесі – нөлдік ығысу мен масштабтық коэффициент):

$$\begin{aligned} a_{ш} &= K_0 + K_1 a_{к} + K_2 a_{к}^2 + ... \\ w_{ш} &= K_0 + K_1 w_{к} + K_2 w_{k}^2 + ... \end{aligned} \qquad (1.10)$$

Дегенмен, коэффициенттерді анықтау үшін қажетті шарттарын қанағаттандыру біздің зертханада мүмкін емес болатын динамикалық өлшеулерді қажет етеді.

Шуыл

Барлық өлшеулер, әлбетте шуылды болып келеді. Бұл – электрондық компоненттердің шуылы, дискретизация шуылы және т.б. (сурет 12). Ол аддитивті шуыл болып модельденеді:

$$\begin{aligned} a_{ш} &= a_{к} + v_a \\ w_{ш} &= w_{к} + v_w \end{aligned} \qquad (1.11)$$

Енді шуылды ақ шуыл ретінде қарастыруға болама, жоқ па? Соны анықтау қалады. Сонымен қатар, біз оның қарқындылығына да мән беруіміз керек.

Өстік сәйкессіздік

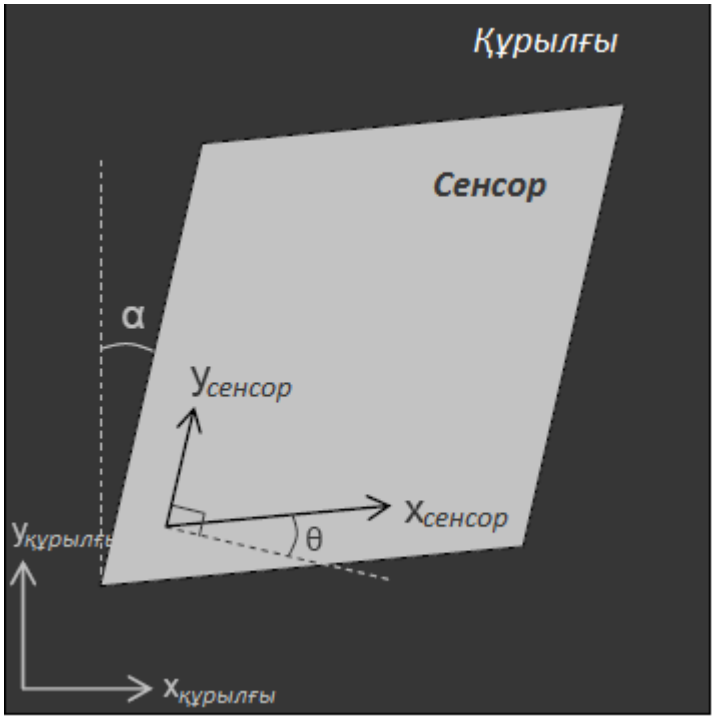
Датчиктің құрылымына байланысты өстік сәйкесіздік қателігі туындайды. Қателіктің бұл түрін екі құраушыға жіктеуге болады: құрылғының бұрыштық ығысуы α және сенсордың сенсорға қатысты бұрыштық ығысуы θ (сурет 13). Құрылғының ығысуы α деп сенсордың шынайы сезімтал өсі мен құрылғы өсінің сәйкес еместігін сипаттайтын бұрыштық шаманы аламыз. Сенсордың сенсорға қатысты ығысуы θ ретінде сенсордың сезімтал өстерінің арасындағы бұрыштардың 90 градустан айырмашылығын аламыз.

Құрылғының ығысуын үш бұрыш арқылы сипаттауға болады. Бірінші, z өсін айнала θ_z бұрышқа бұру матрицасын келесі түрде сипаттауға болады:

$$C_1 = \begin{pmatrix} \cos\theta_z & \sin\theta_z & 0 \\ -\sin\theta_z & \cos\theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \qquad (1.12)$$

Екінші, *y* өсін айнала θ_y бұрышқа бұру матрицасын келесі түрде сипаттауға болады:

$$C_2 = \begin{pmatrix} \cos\theta_y & 0 & -\sin\theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta_y & 0 & \cos\theta_y \end{pmatrix}. \tag{1.13}$$



Сурет 13 – Өстік сәйкессіздік: α – құрылғының бұрыштық ығысуы, θ – сенсордың сенсорға қатысты ығысуы (сенсор өстерінің ортогональ еместігі)

Үшінші, *x* өсін айнала θ_x бұрышқа бұру матрицасын келесі түрде сипаттауға болады:

$$C_3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_x & -\sin\theta_x \\ 0 & \sin\theta_x & \cos\theta_x \end{pmatrix}. \tag{1.14}$$

Бұл үш бұрышты кішкентай бұрыштар деп қарастыруға болатын болғандықтан, құрылғының ығысуын келесі теңдеу түрінде сипаттауға болады:

$$M_P = C_1 C_2 C_3 = \begin{pmatrix} 1 & -\theta_z & \theta_y \\ \theta_z & 1 & -\theta_x \\ -\theta_y & \theta_x & 1 \end{pmatrix}. \tag{1.15}$$

Сенсордың сенсорға қатысты ығысуы немесе ортогональдық емес коэффициенттерін де дәл жоғарыдағыдай сезімтал өстердің идеал ортогональ үштіктен айырмашылығын сипаттайтын бұру матрицаларының көбейтіндісі түрінде өрнектеп және *y* және *z* өстерінің *x* өсіне қатысты перпендикулярдан ауытқу бұрыштарының өте кішкентай бұрыштарын ескерсек, мына түрде өрнектеуге болады:

$$M_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \beta_{yz} & 1 & 0 \\ -\beta_{zy} & \beta_{zx} & 1 \end{pmatrix}. \tag{1.16}$$

Мұндағы:
β_{yz} – *y* өсінің ортогональ еместік бұрышы;
β_{zy}, β_{zx} – *z* өсінің ортогональ еместік бұрыштары.

Сонымен, қорытқы өстік сәйкессіздік келесі түрде өрнектеледі:

$$\begin{aligned} M &= M_0 M_P = \\ &= \begin{bmatrix} 1 & -\theta_z & \theta_y \\ \beta_{yz} + \theta_z & 1 - \beta_{yz}\theta_z & \beta_{yz}\theta_y - \theta_x \\ -\beta_{zy} + \beta_{zx}\theta_z - \theta_y & \beta_{yz}\theta_z + \beta_{zx} + \theta_x & -\beta_{zy}\theta_y - \beta_{zx}\theta_x + 1 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} 1 & -\theta_z & \theta_y \\ \beta_{yz} + \theta_z & 1 & -\theta_x \\ -\beta_{zy} - \theta_y & \beta_{zx} + \theta_x & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{1.17}$$

Айта кетерлік жайт – заманауи өндіріс тәсілдерінің арқасында, бұл эффектілер салыстырмалы түрде өте аз болады да, біздің құралдармен анықталмайды.

Қателіктер (Акселерометрлер және гироскоптар үшін)

Дәлдігі төмен инерциалдық датчиктердің негізгі қателік көзі нөлдік ығысу болып табылады. Ол гравитация мен датчик сигналына тәуелді емес. Ендеше, ең негізгі шарттарды ғана қарастыру арқылы акселерометрлер мен гироскоптар арқылы өлшенген сызықтық үдеулер мен бұрыштық жылдамдықтардың өрнегін ықшамдауға болады [17].

$$f_i = f_{iT} + \delta f_i = f_{iT} + b_{f_i} + \eta \tag{1.18}$$

$$w_i = w_{iT} + \delta w_i = w_{iT} + b_{w_i} + \eta \tag{1.19}$$

Мұндағы η – датчик сигналындағы кездейсоқ шуыл. b – қалдық ығысу, f_i - - өлшенген үдеу, f_{iT} – акселерометрмен өлшеуге тиісті шынайы үдеу.

Гироскоптар үшін де дәл осындай белгілеулер қолданылды.

Жылдамдық, орналасу және ориентация инкременттері 1.18 және 1.19 теңдеулерді интегралдау арқылы алынады:

$$V_i = V_{iT} + b_{f_i} t + \int \eta dt \tag{1.20}$$

$$P_i = P_{iT} + \frac{b_{f_i} t^2}{2} + \int\int \eta dt \tag{1.21}$$

және

$$\theta_i = \theta_{iT} + b_{w_i} t + \int \eta dt \tag{1.22}$$

Бұл теңдеулерден көретініміз – датчиктердің нөлдік ығысуы инерциалдық блок анықтайтын жылдамдық, орналасу және ориентацияларда дрейфтің пайда болуына алып келеді. Нөлдік ығысу жылдамдық пен ориентацияның уақыт өткен сайын сызықты түрде өсетін қателігін туындатады, ал орналасу қателіктері квадратты түрде өседі. Ақ гаусстық шуылды интегралдау(1.20, 1.21 теңдеулер) «кездейсоқ кезу» деп аталатын эффектіге әкеп соқтырады.

1.2.4 бөлімде (және А қосымшасында) көретініміздей, гироскоп мәліметтері айналу матрицасын R_b^n есептеу үшін қолданылады. Нәтижесінде, гироскоп шығысынан алынған мәліметті интегралдау нәтижесінде пайда болған ориентация мәліметінің кез-келген ауытқуы айналу матрицасын бұзып, үдеулерді есептеу қателіктеріне әкеп соқтырады.

Мысал ретінде, CI-модуль бойынша акселерометрдің үш өсі бойынша да нөлдік ығысу мен шуыл жоқ болсын, гироскоптар да ешқандай шуыл болмасын және ешқандай өлшенген бұрыштық айналу болмасын деп болжайық. Сонымен қатар, гироскоптың z -өсінің тұрақты нөлдік ығысуы бар деп есептейік. Ендеше, акселерометрдің x-өсі бойынша осы нөлдік ығысуға байланысты туындайтын қателігі келесі түрде жазылады:

$$f_x = f_{xT} \sin(b_{w_z} t) \tag{1.23}$$

Ал, бұрыштың кішкентай өсімшесі үшін, бұл өрнекті былай ықшамдауға болады:

$$f_x = f_{xT} b_{w_z} t \tag{1.24}$$

Сөйтіп, жылдамдықтың қателігін мына түрде жазуға болады:

$$V_x = \frac{1}{2} f_{xT} b_{w_x} t^2 \tag{1.25}$$

Ендеше, орналасудың қателігі:

$$P_x = \frac{1}{6} f_{xT} b_{w_x} t^3 \tag{1.26}$$

Сөйтіп, гироскоптың нөлдік ығысуы орналасуды есептегенде уақыттың кубы бойынша өсетін қателік туындатады. Солайша, гироскоптың нөлдік ығысуы орналасу мен жылдамдықтың дрейфінің пайда болуында маңызды рөл атқарады. Тағы да айта кетерлік жайт, инерциалдық блоктағы гироскоптардың сапасы навигациялық сипаттамалардың жалпы дәлдігін бағалаудағы басты фактор болып табылады.

1.2.3 Инерциалдық навигацияның кемшіліктері мен артықшылықтары

Алдыңғы тараулардағы мәліметке сүйене отырып, инерциалдық навигация жүйелерін гибридті жүйеде қолдану үшін келесі қасиеттерін атап көрсетуге болады:

Артықшылықтары:

Толық шешім: шығысында орналасу, жылдамдық, ориентация, үдеу және айналуды береді.

Қысқа уақыт аралығындаға жоғары дәлдік дрейфтің әсерлері тым күшті болып кетпей тұрған қысқа уақыт аралығында жүйенің дәлдігі өте жақсы болады. Әлбетте, егер жүйеміздің бастапқы шарттары жақсы дәлдікпен берілетін болса.

Жоғары қолжетімділік: Жүйе толықтай автономды, яғни сыртқы құрылғылардан тәуелсіз. Сонымен қатар, инерциалдық блоктар техникалық тұрғыда өте сенімді болады.

Мәліметтерді жіберу жылдамдығының жоғарылығы: Әдетте инерциалдық блоктардың дискретизация жылдамдығы 100 – 150 Гц. 70 км/сағ жылдамдықпен қозғалатын автокөлік секундына 20 м жүріп өтетінін ескерсек, мұндай жиілік автоматтандырылған басқару жүйелері үшін ерекше қызығушылық туғызады.

Көлемінің кішілігі: Инерциалдық блоктар кез-келген құрылғыда пайдалануға жеткілікті түрде кішкентай. Олардың көлемі барған сайын кішірейіп келеді және орналастыру үшін арнайы орналастыру талаптарын қажет етпейді.

Кемшіліктері:

Күшті дрейф: акселерометрлер мен гироскоптардың нөлдік ығысу және кездейсоқ кезу эффектілері салыстырмалы түрде кішкентай шамалар болғанымен, алдағы тарауларда көретініміздей, екі рет интегралдау нәтижесінде өте жоғары дрейфке әкеп соқтырады.

Абсолютті ақпараттың болмауы: бағалаушы навигациялық жүйе ретінде, орналасу мен жылдамдық әрқашан басқа құрылғыдан алынуы қажет болатын бастапқы шарттардан есептеледі. ИНЖ өзін-өзі инициализациялай алмайды. Тек гироскоптардың дәлдігі Жердің айналуы бойынша сөлтүстікті анықтай алатындай болған жағдайда ғана ИНЖ өзін абсолюттік өздік айналу бұрышы бойынша инициализациялай алады.

Гравитацияға сезімталдық: Гравитациялық әсерді компенсациялайтын шаралар қолданатынымызға қарамастан, ориентация қателіктерінің нәтижесінде, ол бәрібір қателіктерге әкеп соқтырады.

1.2.4 Инерциалдық навигацияның теңдеулері және «Механизациясы»

Бұл бөлім инерциалдық навигация теңдеулерін жасап шығаруға арналады. Мұнда инерциалдық мәліметтердің эволюциясы мен интеграциясының алгоритмі ұсынылады. Бұл бөлімді дұрыс түсіну үшін, байланыс және координат жүйелерін сипаттайтын А Қосымшасына жүгініңіздер.

Дегенмен, локальды навигация жүйесінің санақ жүйесі ретінде таңдап алынған *n* санақ жүйесі негізінен инерциалдық теңдеулерді қорытып шығару үшін таңдалған екендігін ескеру қажет. Алынған қателік теңдеулері осы навигация теңдеулеріне негізделеді. Бөлімнің соңында дискреттік механизациясы көрсетіледі.

1.2.4.1 Бұрыштық орналасуды (Ориентацияны) бағалау

Инерциалдық теңдеулерді қорытқан кезде («Механизация» деп аталады), ол ориентацияны, немесе b көлікке бекітілген санақ жүйесінен n локальді навигация жазықтығына көшіретін DCM (Direction Cosine Matrix – бағыттаушы косинустар матрицасы) $\Re_b^n$ матрицасын анықтаудан басталады (А Қосымшасын қараңыз). Шындығында ол ρ векторына біріктірілген үш ориентация бұрыштары – Эйлер бұрыштары: крен φ, тангаж θ және рыскание ψ бұрыштарының функциясы болып табылады.

Енді біз гироскоптардан алынған өлшеулерді біріктіріп, әр t уақыт мезетіндегі ориентацияны алудың есептеу заңдылықтарын іздейміз. Алғашқы қадам – көліктің айналу векторын, ол айналуды гироскоптар арқылы берілген инерциалдық жүйеге қатысты емес, жолға қатысты (дәлірек айтқанда n жүйесіне қатысты) өрнектелетіндей қылып түрлендіру болып табылады.

Гироскоптар b жүйесінде өрнектелген b (көлік) жүйесі және i (инерциалдық) жүйе арасындағы ω_{ib}^b бұрыштық жылдамдығын өлшейді. Ол ω_{nb}^b және n локальді жазықтықтың инерциалдық кеңістікке қатысты айналуы - ω_{in}^b қосындысынан тұрады. Мұндағы соңғы қосылғыш локальді жазықтықтың жерге қатысты айналу бұрышы ω_{en}^b мен Жердің инерциалдық кеңістікке қатысты айналу жылдамдығы ω_{ie}^b қосындысына тең

$$\omega_{ib}^b = \omega_{ie}^b + \omega_{en}^b + \omega_{nb}^b \qquad (1.27)$$

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - \left(\omega_{ie}^b + \omega_{en}^b\right) = \omega_{ib}^b - \Re_n^b\left(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n\right) \qquad (1.28)$$

Гироскоптың дәлдігі Жердің айналу жылдамдығын ескермеуге болатындай деңгейде дөрекі болатын болса, ω_{in}^n-ді ω_{en}^n деп жуықтауға болады.

Эйлер бұрыштарын есептеу үшін $\omega_{nb}^b = [p \quad q \quad r]^T$ мен $[\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T$ арасындағы қатынасты есептеу керек.

$$\omega_{nb}^{b} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \Re(\phi, x)\begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + \Re(\phi, x)\Re(\theta, y)\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = C_{pqr/\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}}\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (1.29)$$

Мұндағы p, q, r – ω_{en}^{b} және ω_{ie}^{b} алып тастағаннан кейінгі ІС x, y, z өстері бойынша бұрыштық жылдамдықтар, солайша:

$$\dot{\rho} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr}\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \frac{1}{\cos\theta}\begin{pmatrix} \cos\theta & \sin\phi\sin\theta & \cos\phi\sin\theta \\ 0 & \cos\phi\cos\theta & -\sin\phi\cos\theta \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1.30)$$

Бұл теңдеуден, көліктің тангаж бұрышы $\pi / 2$ тең болған кезде, крен және рыскание бұрыштары ерекше болатынын көреміз. Дегенмен, бұл жағдай жерүстілік көліктің орналасуын анықтауда ешқандай қиындық туғызбайды[1, б.46].

Сөйтіп, (2.27) теңдеуді жай ғана интегралдай салсақ, ρ ориентацияны оңай алуға болады:

$$\rho = \int_0^1 C_{\dot{\phi}\dot{\theta}\dot{\psi}/pqr}\left(\omega_{ib}^{b} - \Re_{n}^{b}\left(\omega_{ie}^{n} + \omega_{en}^{n}\right)\right)dt \quad (1.31)$$

1.2.4.2 Сызықтық орналасуды (Позицияны) бағалау

Орналасу географиялық координаттар (ендік, бойлық, биіктік) арқылы берілуі мүмкін:

$$r^{LLa} = \begin{bmatrix} \varphi & \lambda & h \end{bmatrix}^{T} \quad (1.32)$$

Ал, n локальді жазықтықтағы жылдамдық мына формула түрінде жазылады:

$$v^{n} = \begin{pmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_M + h & 0 & 0 \\ 0 & (r_T + h)\cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{pmatrix} \quad (1.33)$$

Сөйтіп, геодезиялық координаттар жүйесінің уақыт бойынша туындысы:

$$\dot{r}^{m} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/(r_M + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/(r_T + h)\cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{pmatrix} = Dv^{n} \quad (1.34)$$

Мұндағы D – n локальді координаттар жүйесінен LLA географиялық координаттар жүйесіне көшу матрицасы болып табылады.

1.2.4.3 Жылдамдықтың динамикалық теңдеуі

Жердің салыстырмалы жылдамдығының туындысы инерциалдық координаттарды мына формула бойынша анықталады:

$$\frac{d}{dt}v_e^i = f^i - g^i - \omega_{ie}^i v_e^i \tag{1.35}$$

Бұл теңдеуде үлестік күштің (инерциалдық үдеу) локальді гравитациялық вектор және Кориолис үдеуімен компенсациялануын көрсетеді.

ω_{ie}^i - :Жердің айналу жылдамдығы.

Ал,

$$v_e^n = \Re_i^n v_e^i \tag{1.36}$$

Кориолис теоремасын қолдансақ:

$$\dot{v}_e^n = \Re_i^n\left(\omega_{ni}^i v_e^i + \dot{v}_e^i\right) \tag{1.37}$$
$$= \Re_i^n\left(\omega_{ni}^i v_e^i + f^i - g^i - \omega_{ie}^e v_e^i\right) \tag{1.38}$$
$$= f^n - g^n + \left(\omega_{ni}^n - \omega_{ie}^n\right)v_e^n \tag{1.39}$$
$$= f^n - g^n + \left(\omega_{ne}^n - 2\omega_{ie}^n\right)v_e^n \tag{1.40}$$

Ендеше, жылдамдықтың динамикалық теңдеулері былай жазылады [18]:

$$\dot{v}_e^n = a_{en}^n = \Re_b^n f_{ib}^b - \left(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n\right)\times v_e^n - g^n \tag{1.41}$$

(1.41) теңдеу жай ғана көліктің жер бетіндегі үдеуі акселерометрдің өлшеген үдеуінен (арнайы күш f_{ib}^b) көлік жылдамдығы мен Жердің айналуының әсерінен туындайтын Кориолис үдеуін $\left(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n\right)\times v_e^n$ алып тастап, бұған қоса, Жердің гравитациясы G және Жердің айналуынан туындайтын центрден тепкіш күштен құралатын жергілікті гравитация үдеуін g^n компенсациялағанға тең болатынын көрсетеді.

Центрден тепкіш үдеу $= \omega_{ie}^n \times \omega_{ie}^n \times R$ (ескермеуге болатындай өте аз шама). Мұндағы R – Жердің радиусы.

Гравитациялық үдеу $=G$: ол Жердің центріне қарай бағытталған.

Сөйтіп, гравитация = ауырлық күші + центрден тепкіш күш:

$$g^n = \begin{bmatrix}0 & 0 & g_D\end{bmatrix}^T = G - \omega_{ie}^n \times \omega_{ie}^n \times R \tag{1.42}$$

g_D - локальді координат жүйесіндегі ауырлық күшінің D (down – төменге бағытталған) компоненті болып табылады. Ол, Жердің центріне бағытталмаған, аздап экваторға қарай қисайған. 17-суреттен гравитация Жердегі орналасудың функциясы $\left(g^n\left(r^n\right)\right)$ екенін көрсетеді, Гравитация моделі туралы толығырақ мәлімет алу үшін [18, б.223] қараңыз.

ІС гравитация үдеуін өлшейді де, бұл үдеу мен көліктің шынайы үдеуінің айырмашылығын сезе алмайды. Көліктің үдеуін табу үшін, біз өлшенген үдеудің гравитациялық компоненттерін алып тастауымыз (құтылуымыз) керек. Басқару блогы беретін үдеу оның жергілікті b координат жүйесінде өрнектелетін болғандықтан, біз алдымен гравитация үдеуін сол санақ жүйесінде өрнектеуіміз керек. Сөйтіп, (1.43) теңдеуді аламыз. Ондағы $\begin{bmatrix} g_x & g_y & g_z \end{bmatrix}^T$ - b көлікпен байланысқан санақ жүйесінде өрнектелген гравитация үдеуінің компоненттері болып табылады. Көлікпен байланысқан координат жүйесінде өрнектелген гравитация векторы көліктің вертикаль өсінің маңайындағы бұрылу бұрышына тәуелді емес екенін айта кету қажет [1, б.48].

$$\begin{pmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{pmatrix} = \Re_n^b \begin{bmatrix} 0 & 0 & g_D \end{bmatrix}^T = \begin{pmatrix} -g_D \sin\theta \\ g_D \sin\theta \cos\phi \\ g_D \cos\theta \sin\phi \end{pmatrix} \tag{1.43}$$

1.2.4.4 Механизация

«Платформасыз» типті инерциалдық блоктар дискретті режимде жұмыс жасайды да, әдетте «нысан» санақ жүйесінде бұрыш пен жылдамдықтың өсімшелерін береді. Яғни, $\Delta\tilde{\theta}_{ib}^b$ және $\Delta\tilde{v}_{ib}^b$. Сөйтіп, дискреттік интегралдау алгоритмдері әдетте осы өлшеулерді навигациялық шамаларға түрлендіру үшін қолданылады.

1. Қателіктерден құтылу:

Гироскоптан шыққан мәлімет нөлдік ығысу моделін қолданып, ал акселерометр мәліметі нөлдік ығысу және масштабтық коэффициент қателіктерінің моделі арқылы түзетілді.Нөлдік ығысу және масштабтық коэффициенттер эксперименталдық тәжірибелер жүзінде анықталды (алты позициялық (SPM) және тоғыз позициялық (MPM) калибрация тәсілдері бойынша).

$$\Delta\theta_{ib}^b = \Delta\tilde{\theta}_{ib}^b + b_\omega \Delta t \tag{1.44}$$

$$\Delta v_{ib}^b = \begin{pmatrix} 1/(1+s_{gx}) & 0 & 0 \\ 0 & 1/(1+s_{gy}) & 0 \\ 0 & 0 & 1/(1+s_{gz}) \end{pmatrix} \left(\Delta\tilde{v}_{ib}^b - b_g \Delta t\right) \tag{1.45}$$

Мұндағы $\Delta\theta_{ib}^b$ және Δv_{ib}^b сәйкесінше гироскоптар мен акселерометрлердің түзетілген шығыстары. b_ω және b_g сәйкесінше гироскоптар мен акселерометрлердің нөлдік ығысу векторлары болып табылады. s_{gx}, s_{gy} және s_{gz} акселерометрдің масштабтық коэффициенттері.

$\Delta t = t_{k+1} - t_k$ - (t_k, t_{k+1}) уақыт интервалындағы уақыттың өсімшесі. Іріктеме периодының өлшем бірлігі әдетте Гц = 1/Δt белгіленеді.

2. Ориентацияның интеграциясы:

Ориентация үшін интегралдау теңдеулері b санақ жүйесінде орындалады. Себебі, ориентация бұрыштары дәл осы санақ жүйесінде қолданылады. (2.28) теңдеуге сәйкес бұрыштық жылдамдықты интегралдау мынаған әкеп соғады:

$$\rho_{k+1} = \rho_k + C_{\phi\theta\psi pqr}\left(\omega_{ib,k}^b - \Re_n^b\left(\omega_{ie,k}^n + \omega_{en,k}^n\right)\right)\Delta t \qquad (1.46)$$

ρ-ның инициализациясы келесі тарауда түсіндіріледі.

3. Жылдамдық пен орналасудың интеграциясы

Денемен байланысқан санақ жүйесіндегі *b* жылдамдықтың арнайы күшке (акселерометрден өлшенген үдеу) тәуелді өсімшесі *n* навигациялық санақ жүйесінде (нәтижелер келтірілетін координат жүйесі) былай өрнектеуге болады:

$$\Delta v_f^n = \Re_b^n \Delta v_f^b \qquad (1.47)$$

Бұған қоса, жылдамдықтың өсімшесі Кориолис үдеуі мен ауырлық күшінің әсерін ескеріп коррекциялау арқылы алынады:

$$\Delta v^n = \Delta v_f^n - \left(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n\right) \times v^n \Delta t - g^n \Delta t \qquad (1.48)$$

Жылдамдықтың интеграциясын мына түрде жасауға болады:

$$v_{k+1}^n = v_k^n + \Delta v_{k+1}^n \qquad (1.49)$$

Немесе, үдеуді жылдамдыққа интегралдау (2.38) келесі түрде болады:

$$v_{en,k+1}^n = v_{en,k}^n + a_{en,k}^n \Delta t \qquad (1.50)$$

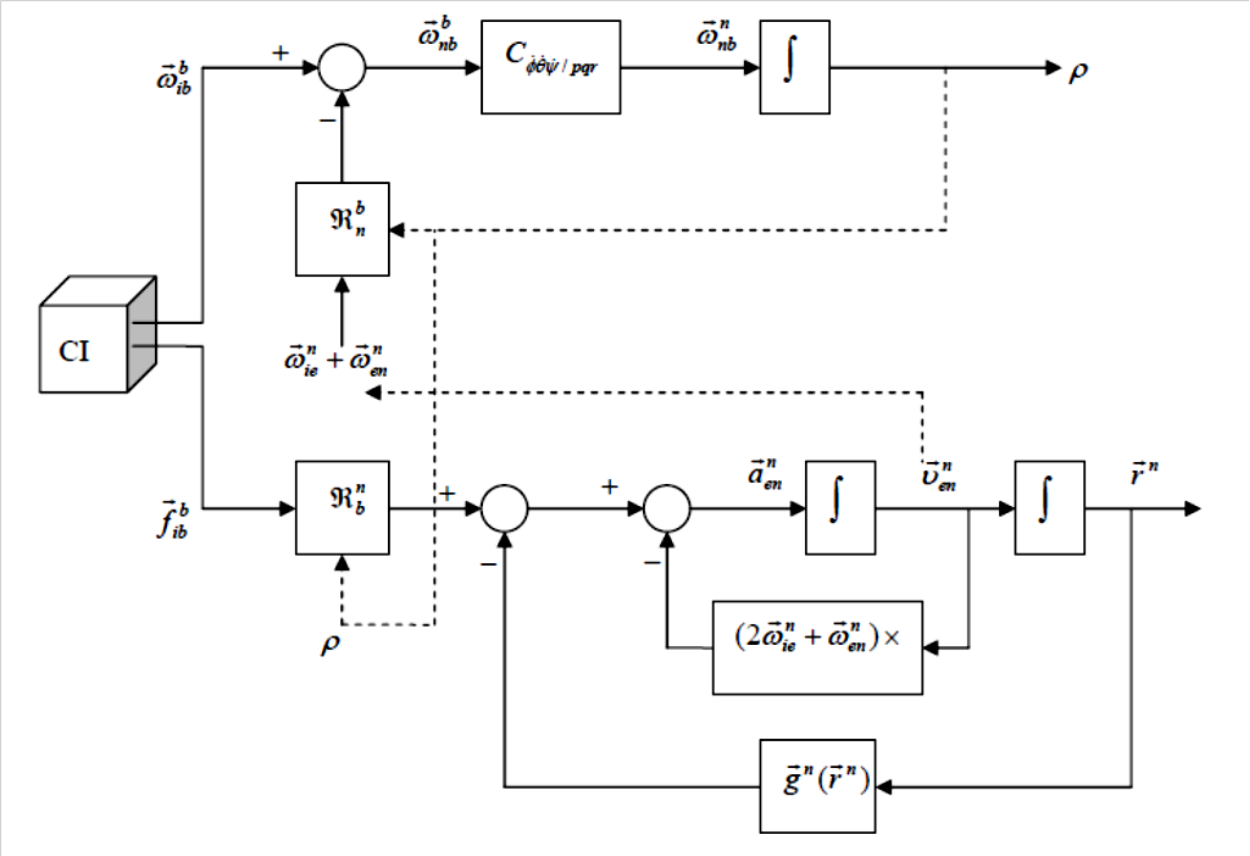
Ал, екінші ретті Рунге -Кутта тәсілімен интегралданған орналасулар:

$$r_{k+1}^{LLa} = r_k^{LLa} + \begin{pmatrix} 1/\left(r_M + h\right) & 0 & 0 \\ 0 & 1/\left(r_T + h\right)\cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \frac{\left(v_k^n + v_{k+1}^n\right)}{2} \Delta t \qquad (1.51)$$

Бұдан шығатыны, инерциалдық навигация жүйесінің мәселесі – Жер бетіндегі көліктің қозғалысын сипаттайтын орналасу айнымалыларын анықтауға арналған жоғарыда көрсетілген теңдеулерді шешу болып табылады. Оны жүзеге асыру үшін, алдымен теңдеулердегі барлық айнымалылар бір ортақ координат жүйесіне көшірілуі керек (А Қосымшасын қараңыз).

Теңдеулерді компьютерлік есептеу, орналасу, жылдамдық және ориентация айнымалыларын бастапқы шарттарға сәйкес инициялизациялау, гироскоп мәліметін оқып, ағымдағы ориентацияны есептеуден тұрады. Одан кейін, акселерометрлердің мәліметін оқып, соңғы циклдағы орналасу мен жылдамдықты пайдаланып, ауырлық күші, Кориолис үдеуі және центрден тепкіш күштің әсерін есептеп шығарып, сосын арнайы күшті n координат жүйесіне түрлендіру қажет. Ең соңында, ориентацияны ескере отырып, орналасу мен жылдамдықты есептеу үшін интеграция жүргізілуі керек.Осы

тарауда сипатталған теңдеулердің шешімін төменде келтірілген функционалдық схема түрінде көрсетуге болады. 14-сызба *n* локальді координат жүйесіндегі ИНЖ жалпы механизациясын жинақтайды [1, б.49].



Сурет 14 – Инерциалдық мәліметті бағалау (ИНЖ кешенді механизациясы)

Біз инерциалдық навигация механизациясының теңдеулерін (1.52) формула түрінде біріктіре аламыз:

$$\begin{aligned} \dot{\rho} &= v^n \quad \textit{немесе} \quad \dot{L}^a = Dv^n \\ \dot{v}^n &= a^n_{en} = \Re^n_b f^b_{ib} - \left(2\omega^n_{ie} + \omega^n_{en}\right)\times v^n_{tn} - g^n \\ \dot{\Re}^n_b &= \Re^n_b\left(S\left(\omega^b_{nb}\right)\right) \end{aligned} \qquad (1.52)$$

Теңдеулерді механизациялауды қорытындылайық:

1. Жердің айналу жылдамдығын ескеріп, ориентацияны есептеу.
2. Ориентацияны ескеріп, үлестік күшті n тірек санақ жүйесіне көшіру.
3. Өлшенген үлестік күштен ауырлық күшінің әсерін алып тастау (компенсациялау).
4. Көліктің Жер центріне қатысты эксцентрлі орналасуының нәтижесінде пайда болатын центрден тепкіш күшті компенсациялау (3 және 4 пункттер $\rho^n g^n(\rho^n)$ құрамында)
5. Көліктің Жер бетіндегі қозғалуына байланысты туындайтын Кориолис үдеуін компенсациялау (ескермеуге болады).

6. Орналасу мен жылдамдықты анықтау үшін, бастапқы шарттарды ескере отырып, екі рет интегралдау.

1.3 Одометрияның көмегімен автомобиль позициясын анықтау

Бұл бөлімде одометриялық мәліметті бағалауға арналған теңдеулер сипатталады. Кейінірек бұл одометриялық модель бізге берілген инерциалдық жүйе мен одометрияны біріктіретін алгоритм арқылы локализацияны жақсартуға көмектесетін болады.

Одометрия жай ғана дөңгелектердің айналуларын пайдаланып, жылдамдық векторын $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{\theta})$ қамтамасыз етеді және оны (x, y, θ) конфигурациясына интегралдайды. Автокөліктің дөңгелегіне орнатылған одометрлер берілген уақыт аралығында жасалған дөңгелектердің айналым санын өлшейді. [19, б. 45]

Төменде келтірілген модельде біз көлденең және бойлық сырғанауды қарастырмаймыз.

1.3.1 Қос дөңгелекті көлік моделі

15-суретте көрсетілгендей қос дөңгелекті көлікті қарастырайық. Бұндай көлік үшін кинематикалық теңдеулер:

$$\begin{aligned} u &= r(\omega_o + \omega_c)/2 \\ v &= 0 \\ \dot{\theta} &= r(\omega_o - \omega_c)/2d \end{aligned} \qquad (1.53)$$

Мұндағы:

ω_o, ω_c - сәйкесінше оң және сол жақ дөңгелектердің айналуының бұрыштық жылдамдықтары;

$\dot{\theta}$ – көліктің *x-y* жазықтығындағы вертикаль өсті айнала қозғалу жылдамдығы (бұрыштық жылдамдық);

θ – көліктің өсі мен *x* өсінің арасындағы бұрыш;

r – дөңгелектердің радиусы (екеуі бірдей деп есептейміз);

2d – екі дөңгелектің ара қашықтығы.

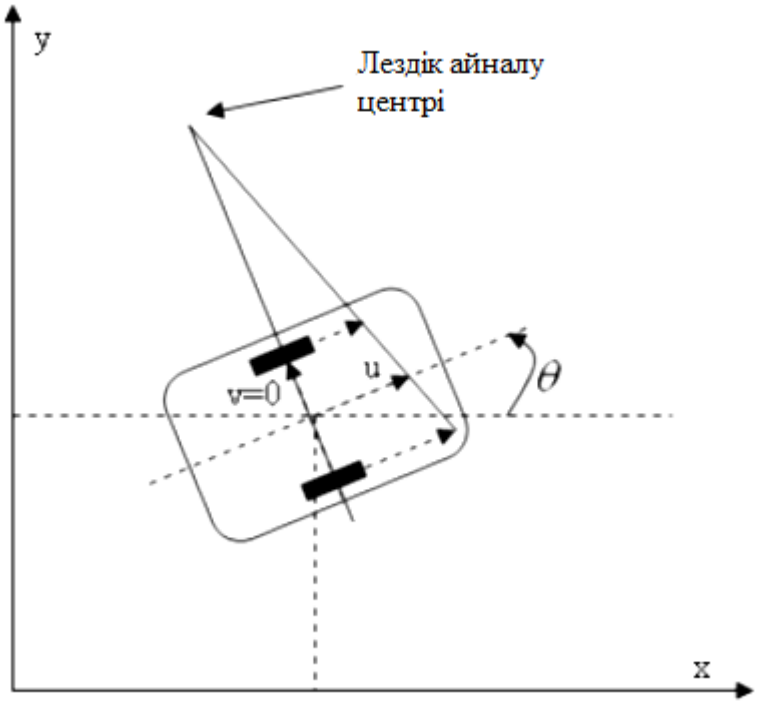
Тайғанамайтын дөңгелеуді қарастырғандықтан туындайтын голономды емес шектеулер көлденең жылдамдықтың 0-ге тең болуына әкеп соқтырады ($v = 0$). [3, б.205-206]

Бұл жылдамдықтың компоненттерін *x* және *y* өстеріне жіктейтін болсақ, мынаны аламыз:

$$-\dot{x}\sin\theta + \dot{y}\cos\theta = 0 \qquad (1.54)$$

Ал, бойлық жылдамдық үшін:

$$\dot{x}\cos\theta + \dot{y}\sin\theta = u \qquad (1.55)$$



Сурет 15 – Қос дөңгелекті көлік моделі

Жоғарыда көрсетілген теңдеулердің дискреттік формасы:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= x_k + u\cos\theta_{k+1}dt \\ y_{k+1} &= y_k + u\sin\theta_{k+1}dt \\ \theta_{k+1} &= \theta_k + \dot{\theta}dt \end{aligned} \qquad (1.56)$$

Мұндағы:

x_k және y_k - өстің центрінің орналасуын көрсетеді (екі дөңгелектің айналу өсінің ортасы);

Δt - дискретизация периоды. [19, б.45-47]

1.3.2 Трицикл типті көлік моделі (рөлдік дөңгелек)

Көліктің күйін 16-суретте көрсетілгендей (x, y, θ, ϕ, v) түрінде көрсетуге болады.

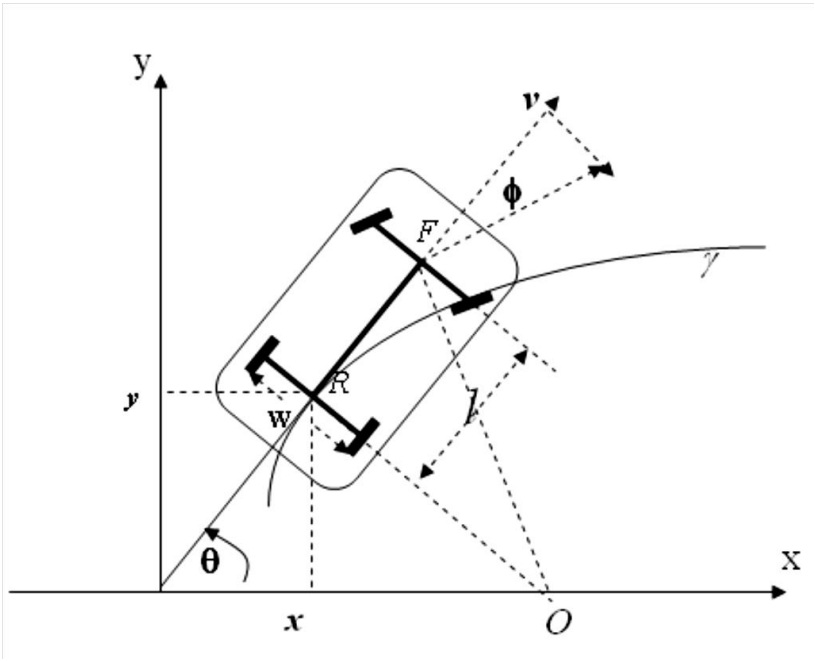
Мұндағы:

x және y – артқы дөңгелектер өсінің орналасуы;

θ – көлік денесінің x өсімен жасайтын бұрышы;

ϕ - көлік кузовына қатысты бұрылу бұрышы (көліктің O лездік айналу центрін анықтайтын дөңгелегінің бұрылу бұрышы);

L – көлік өстерінің арақашықтығы (суреттегі R мен F-тің ара қашықтығы).



Сурет 16 – Трицикл типті көліктің моделі

γ қисығының (R осы қисықтың бойымен ілесіп отырады) лездік қисықтық радиусы $l/\tan\phi$-ге тең және бұл қисықтықтың жоғарғы шегі былай өрнектеледі [20]:

$$\frac{1}{\rho_{\min}} = \frac{1}{l}\tan\phi_{\max} \tag{1.57}$$

$\rho_{\min}$ - айналудың минималды радиусы;

Бұл типтегі көліктер $|\phi| \le \phi_{\max} \le \frac{\pi}{2}$ шектеуіне ұшырайды, яғни бұл факті бұрылу бұрышы шектелген болуы және максимал мәннен аспауы керек екенін көрсетеді

$|\phi| \le \phi_{\max} \le \frac{\pi}{2}$ шектеуін $|\dot{\theta}| \le \frac{|v|}{\rho_{\min}}$ түрінде жазуға болады [21, 22].

Мұндағы, $v = u_R$ - R нүктесінің көліктің бас өсі бойымен өлшенген жылдамдығы.

Бұл модельдің кинематикалық моделі:

Егер одометр датчиктері көліктің артқы дөңгелектеріне орнатылған болса, кинематикалық модель былай сипатталады:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta \\ \sin\theta \\ \tan\phi / l \\ 0 \end{pmatrix} v_1 + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} v_2 \tag{1.58}$$

Мұндағы:

$v_1 = v_R$ - көліктің артқы дөңгелектерінің бойлық жылдамдығы;

v_2 - рөлдік дөңгелектің бойлық жылдамдығы.

Егер одометр датчиктері көліктің алдыңғы дөңгелектеріне орнатылған болса, кинематикалық модель былай сипатталады:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\phi \\ \sin\theta\sin\phi \\ \sin\phi / l \\ 0 \end{pmatrix} v_1 + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} v_2 \qquad (1.59)$$

Мұндағы, $v_1 = v_F$ - көліктің алдыңғы дөңгелектерінің бойлық жылдамдығы.

$\dot{\theta}$ бұрыштық жылдамдығы инерциалдық блоктың z өсі бойынша бұрыштық жылдамдығы - ω_z-ке тең болады.

Компьютер бізге оң жақ және сол жақ артқы дөңгелектердің айналу санын шамамен 10 Гц жиілікпен беріп отырады. Әр өлшеген кездегі k уақыт мезетіндегі сол және оң жақ дөңгелектің жылдамдығын былай бағалауға болады:

$$\begin{aligned} v_o &= \dot{\alpha}_o \times METERS_PER_TOP \\ v_c &= \dot{\alpha}_c \times METERS_PER_TOP \end{aligned} \qquad (1.60)$$

v_1 ретінде оң және сол жақ екі дөңгелектің орташа мәнін алуға болады (егер екі энкодеріңіз болса).

$$\begin{pmatrix} v \\ \omega \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/2 & 1/2 \\ 1/W & -1/W \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_o \\ v_1 \end{pmatrix} \qquad (1.61)$$

Мұндағы W – артқы дөңгелектердің арақашықтығы, ал $\omega = \dot{\theta}$.

α деп дөңгелектің төбелеріндегі одометрдің өлшеген шамасын атайық, $\dot{\alpha}$ -ны ақпараттың жаңару периодына бөлгенге тең, өлшем бірлігі – *айналым/с*. METERS_PER_TOP – бір төбенің жүріп өткен арақашықтығын анықтайтын түрлендіру коэффициенті. METERS_PER_TOP төбелер санының дөңгелек айналымына қатынасына және дөңгелектің периметріне (қозғалған кезде өзгеру мүмкін, бірақ біз тұрақты деп қарастырамыз) тәуелді.[19, б.47-50]

Біз бұл теңдеулерді алгоритмде жүзеге асыру үшін, олардың дискретті формасын қолдануымыз қажет. Көрсетілген теңдеулердің дискретті формасы (артқы дөңгелектермен қозғалыс үшін):

$$\begin{aligned} x(k+1) &= x(k) + Tv(k)\cos(\theta(k)) \\ y(k+1) &= y(k) + Tv(k)\sin(\theta(k)) \\ v(k+1) &= \frac{[\alpha(k) - \alpha(k-1)]}{T} \times METER_PER_TOP \end{aligned} \qquad (1.62)$$

Және

$$\theta(k+1) = \theta(k) + T\frac{1}{l}v(k)\tan(\phi(k)) \qquad (1.63)$$

Немесе,

$$\theta(k+1)=\theta(k)+T\omega_z \qquad (1.64)$$

Мұндағы T – ақпарат жаңару периоды (біздің жағдайымызда 0,1 с) [3, б. 206-207].

1.3.3 Артықшылықтары мен кемшіліктері

Сөйтіп, одометриялық жүйені гибридтік навигация жүйесінде қолданудың төмендегідей артықшылықтары мен кемшіліктерін байқаймыз:

Артықшылықтары:

Құны: Қымбат емес, оның үстіне, қазіргі кездегі жаңа автомобиль модельдерінде одометрия ABS датчиктер арқылы автоматты түрде интегралданады. Навигацияға пайдалану артық орынды қажет етпейді, салмағы ауыр емес және қосымша шығындарға ұшыратпайды. Дегенмен, неғұрлым жоғары дәлдікті болғаны жақсы.

Жақсы қысқа мерзімді дәлдік: жүйенің дәлдігі қысқа уақыт периоды аралығында жақсы болады.

Дискретизация жиілігі: Дискретизация жиілігі өте жоғары бола алады.

Қарапайым: одометрия қарапайым теңдеулерге негізделеді, сондықтан есептеу процессі әрі оңай әрі арзан болады.

Қол жетімділік: Одометрлер автономды және өте сенімді.

Кемшіліктері:

Дәл еместік: дрейфтің, дөңгелектердің тайғанауының, сырғанауының, ығысудың және т.с.с. бұрыш пен қашықтықты өлшеудің қателіктері уақыт бойынша жинала береді. Жылдамдықтың дәлдігі өзгермейді.

2D ақпарат: одометрия жер бетінде жүріп өткен қашықтықты өлшейді, егер жол көлбеу болатын болса, өлшенген қашықтық та көлбеу болады.

Абсолютті ақпараттың жоқтығы: абсолютті позициялау үшін бізге сыртқы қосымша датчик (мысалы, GPS) қажет.

Барлық қателік көздері екі категорияға бөлінеді: *жүйелік қателіктер және жүйелік емес қателіктер:*

Жүйелік қателіктер:

– дөңгелектер диаметрлерінің бірдей болмауы;

– дөңгелектердің орташа шынайы диаметрлері көрсетілген диаметрден өзгеше болады;

– «автокөліктің өсаралық арақашықтығы» дөңгелектік базасы носиналды дөңгелектік базадан ерекшеленеді;

– дөңгелектердің үйлесімсіздігі;

– энкодердің өлшеу мүмкіндігінің шектелгендігі;

– энкодер дискретизация жиілігінің шектелгендігі.

Жүйелік емес қателіктер:

–тайғанау;

–ойлы-қырлы өлкедегі навигация;

–ескерілмеген нысандардың үстімен жүріп өту.

2 КЕШЕНДІ НАВИГАЦИЯЛЫҚ ЖҮЙЕЛЕР

Алдыңғы тарауда біз әр навигация жүйесінің артықшылықтары мен кемшіліктерін атап көрсеттік. Практика жүзінде датчиктердің мінсіз болмауы қолданыста үлкен шектеуші фактор болып табылады. Бұл фактор, әсіресе жүйенің шығындары маңызды және принципиалды мәселе болып табылатын автокөлік өнеркәсібі үшін айрықша өзекті болады.

Бұл тарауда біз қозғалып бара жатқан көліктің «орналасуын дәл және тұрақты анықтау» аспектісіне тоқталамыз. Ол үшін, әр түрлі навигация жүйелерінің ақпаратын интеграциялау және өңдеу мәселесін қарастыру қажет: GPS және инерциалдық навигация жүйесі (ИНЖ) және кейіннен қосылатын одометрия мәліметтері. Бұндай интеграция жасаудың себебі – әр жүйенің артықшылықтарын қолдану болып табылады. Олар бір-бірінің кемшіліктерін өзара жояды. Бұл – гибридті жүйе деп аталады. Интеграция әр датчиктің орналасу, жылдамдық және ориентацияны анықтаудағы қателіктерін компенсациялау үшін сандық фильтрацияны қолданады.

Солайша, бұл тарауда линеаризацияға негізделген дискретизация жолымен инерциалдық навигация жүйесі қателіктерінің динамикалық теңдеулері алынатын болады. Интеграциялық фильтр (Калман фильтрі) қателіктердің динамикалық теңдеулері мен GPS-тен алынатын сыртқы бақылауларды қолданып жүзеге асырылатын болады. Содан кейін, ИНЖ/Одометрия және ИНЖ/СНЖ/Одометрия интеграциялары түсіндірілетін болады.

Әр түрлі гибридизация тәсілдері (басқару тәсілдері) көрсетіледі. Калман фильтрін жүзеге асыруға қажетті әр түрлі есептер жан-жақты сипатталады: GPS және ИНЖ уақыттарының айырмашылығы мәселесін синхронизация жүргізу арқылы шешу, фильтр параметрлерін баптау, бірнеше жолды анықтау, инерциалдық блок пен GPS антеннаның арасындағы ауытқуды түзету және бірінші бөлімде Калман фильтрін сызықты және сызықсыз жүйелерге қолдануды еске түсіруді ұсынамыз.

2.1 Калман фильтрі туралы жалпы мәлімет

Калман фильтрінің негізгі идеясы [23-25] зерттеліп отырған жүйені шуылға ұшыраған сызықты динамикалық жүйе түрінде модельдеу болып табылады; біздің жүйеміздің датчиктері де шуылға ұшырайды. Шуылдың сипаты туралы статистикалық ақпарат бере отырып, тіпті датчиктер дәл емес болған күннің өзінде жүйе күйінің оптималды бағасын құрастыруға болады. Бұл – бағалау теориясының фундаментальді идеясы. Қателіктердің өзін білмесек те, оның статистикасын біліп, тек сол ақпаратқа ғана сүйенетін пайдалы бағалаулар жасауға мүмкіндік береді. Калман фильтрі уақыттың функциясы болатын динамикалық параметрлерді бағалау процедурасы болып табылады. t_n - біз параметрлерді бағалағымыз келетін уақыт, ал t_m - өлшеулер жүргізілген уақыт болсын, Калман әдісі мынаған мүмкіндік береді:

Болжау, егер $t_m < t_n$;

Фильтрация, егер $t_m = t_n$;

Тегістеу, егер $t_m > t_n$ болса.

Калман фильтрінде қолданылатын теңдеулер жүйесі процесс және өлшеу (динамикалық жүйенің күйін сипаттайтын модельдер) деген екі модельді анықтауға негізделген. Ол бақыланатын динамикалық жүйенің күйін $\left(x \in \left(\Re^n\right)\right)$ бағалауға қолданылады. Бұл динамикалық жүйенің эволюциясын сипаттайтын процесс моделі төмендегідей рекурентті сызықты күй теңдеуімен анықталады:

$$\dot{x} = Fx + Gu \tag{2.1}$$

Дискреттік формада:

$$x_{k+1} = \Phi_k x_k + G_k u_k + w_k \tag{2.2}$$

Мұндағы:

$x_k, x_{k+1} \in \Re$ k және k+1 уақыт мезетіндегі жүйенің параметрлері (күй векторы)

$\Phi_k \in M_{(n \times n)}$ жүйенің динамикалық матрицасы (*k* қадамынан *k+1* қадамына көшу матрицасы); бұл матрица жүйенің кезекті екі қадамдағы параметрлерінің арасында байланыс орнатады.

$u_k \in \Re^m$ басқару векторы (кіріс векторы)

$G_k \in M_{(m \times m}$ кірістің (басқару векторының) күй векторындағы таралуын сипаттайтын басқару матрицасы (кіріс матрицасы) болып табылады

$w_k \in \Re^n$ күй шуылы

Өлшеу моделі датчиктен (датчиктерден) алынатын ақпаратты шама мен шуыл күйлерінің параметрлерін байланыстыратын теңдеу арқылы сипаттайды. Өлшеу немесе бақылау теңдеуі келесі формула түрінде беріледі:

$$z_k = H_k \cdot x_k + v_k \tag{2.3}$$

Мұндағы:

$z_k \in \Re^p$ k уақыт мезетіндегі өлшеу мәні

$H_k \in M_{(p \times n)}(\Re)$ бақылау матрицасы – жүйенің параметрлерін өлшеулермен байланыстыратын матрица

$v_k \in \Re^n$ өлшеу шуылы

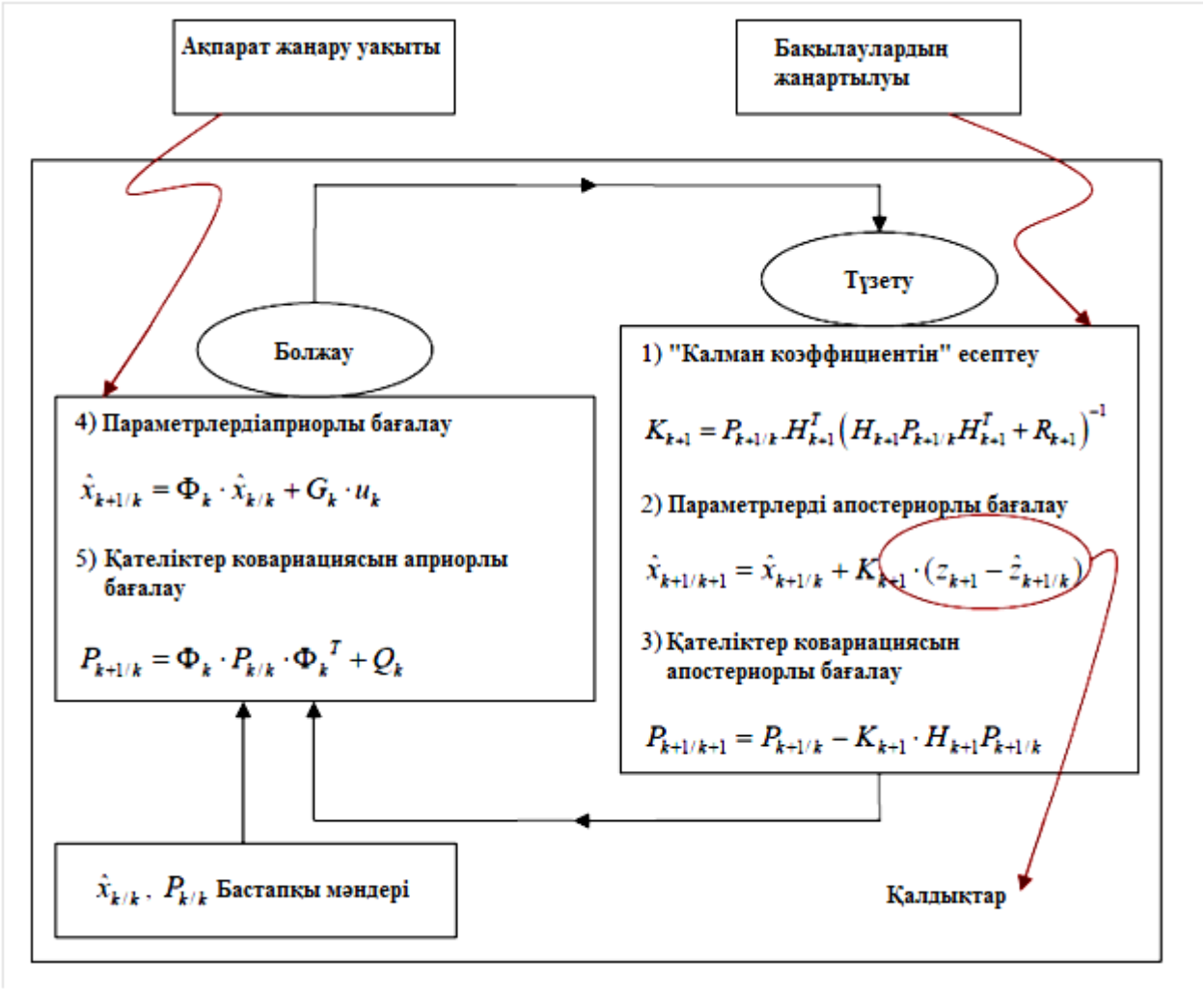
Бұл фильтрді қолданған кезде, күй шуылы w_k және өлшеу шуылы v_k ақ шуыл деп аталатын гаусстық таралуы алдын-ала белгілі және жүйенің бастапқы күйінен тәуелсіз кездейсоқ шамалар деп болжаймыз. Шуылдың мұндай тәуелсіздігі эволюция және бақылау теңдеулерінің құрылымын ықшамдауға мүмкіндік береді. Сөйтіп:

$$\begin{aligned} &P(w_k) \sim N(0, Q_k) \\ &P(v_k) \sim N(0, R_k) \\ &E\left[w_j v_i^T\right] = 0, \quad \forall j, i \end{aligned} \tag{2.4}$$

Мұндағы Q_k және R_k сәйкесінше процесс және өлшеудің ковариациялық матрицалары болып табылады. Жүйенің күйін тікелей бақылау мүмкін емес болғандықтан, әдетте жүйе шуылының ковариациясын анықтау өлшеуді анықтаудың қиынырақ болады. Фильтрдің бапталуы осы тарауды кейінірек түсіндірілетін болады.

17 суретте жүйе параметрлерін бағалаудың әр түрлі кезеңдері көрсетілген. Бұл параметрлерді бағалаудың екі негізгі кезеңі бар: априорлы бағалау (болжау) және апостериорлы бағалау (түзету). Жүйе параметрлері әуелі алдыңғы кезеңнің мәндері бойынша бағаланады да, сосын түзету кезеңіндегі өлшеулерінің көмегімен түзетіледі.

.



Сурет 17 - Калман фильтрі

Калман фильтрінің сызықты құрылымы мына кезеңдерден құралады:

Инициализация:

Бастапқы күй – жүйенің шуылына, орташа мәніне және белгілі ковариациялық матрицаға тәуелсіз Гаусстық айнымалы.

$$\hat{x}_{0/0} = E(x_0)$$
$$P_{0/0} = E\left((x_0 - \hat{x}_{0/0})(x_0 - \hat{x}_{0/0})^T\right) = \mathrm{var}[x_0] \qquad (2.5)$$

Уақыт бойынша болжау:

Бұл кезең жүйенің эволюциясы моделі бойынша оның *k* уақыт мезетіндегі күйінен *k+1* мезетіндегі күйі мен дәлдігін болжауға мүмкіндік береді. Солайша, $\hat{x}_{k+1/k}$ күйі және оған сәйкес $P_{k+1/k}$ ковариациялық матрицасы алынады:

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1/k} &= \Phi_k \cdot \hat{x}_{k/k} + G_k \cdot u_k \\ P_{k+1/k} &= \Phi_k \cdot P_{k/k} \cdot {\Phi_k}^T + Q_k \\ \hat{z}_{k+1/k} &= H_{k+1} \cdot \hat{x}_{k+1/k} \end{aligned} \qquad (2.6)$$

Шамаларды түзету және жаңарту:

z_{k+1} өлшемін алғаннан кейін, болжанған күй фильтр коэффициентімен K_{k+1} шамаланған $\hat{s}_{k+1/k}$ жаңартылуының (және онымен байланысты ковариацияның, (3.7)-теңдеу) көмегімен түзетіледі. Содан кейін, $\hat{x}_{k+1/k+1}$ күйін және оған сәйкес ковариоциондық матрицасын $P_{k+1/k+1}$ бағалауды шығарамыз.

$$\begin{aligned} \hat{s}_{k+1/k} &= z_{k+1} - \hat{z}_{k+1/k} \\ S_{k+1/k} &= H_{k+1} \cdot P_{k+1/k} \cdot {H_{k+1}}^T + R_{k+1} \\ K_{k+1} &= P_{k+1/k} \cdot {H_{k+1}}^T \cdot \left(S_{k+1/k}\right)^{-1} \end{aligned} \qquad (2.7)$$

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1/k+1} &= \hat{x}_{k+1/k} + K_{k+1} \cdot \hat{s}_{k+1/k} \\ P_{k+1/k+1} &= \left(I - K_{k+1} \cdot H_{k+1}\right) \cdot P_{k+1/k} \end{aligned} \qquad (2.8)$$

Мұндағы:

K_{k+1} Калман коэффициенті, 0-ден 1-ге дейін

$\hat{x}_{k/k}$ күй векторы, және $P_{k/k}$ - оның ковариациондық матрицасы

Φ_k k-1 және k мезеттерінің арасындағы көшу матрицасы

Q_k процесстің ковариациялық матрицасы (жүйенің шуылы)

z_{k+1} өлшеу векторы

H_{k+1} бақылау матрицасы

R_k өлшеудің ковариациялық матрицасы

Шындықта, Калман коэффициенті қателіктің ковариация матрицасын $P_{k+1/k+1}$ минимумға келтіретіндей етіп есептелінеді. Ол $P_{k+1/k} \cdot {H_{k+1}}^T$ күйдің болжау ковариациясын $S_{k+1/k}$ жаңарту ковариациясына бөлгенге тең болады.

Егер өлшеудің дәлдігі біздің жүйеміздің қателігінен үлкенірек болатын болса, онда $R_{k+1} << P_{k+1}$ және $K_{k+1} \cong 1$. Бұндай жағдайда, $\hat{x}_{k+1/k+1} = \hat{x}_{k+1/k} + K_{k+1} \cdot \hat{s}_{k+1/k}$ теңдеуі шамамен $\hat{x}_{k+1/k+1} = \hat{x}_{k+1/k} + \hat{s}_{k+1/k}$ бірдей; яғни күйді бағалауда өлшеудің салмағына басымдық беріледі. Дегенмен, егер жүйенің қателігі өлшеумен салыстырғанда дәлірек екенін білетін болсақ, онда біз өлшемге өте аз коррекция жасаймыз. Бұндай болғанда, $R_{k+1} >> P_{k+1}$ және $K_{k+1} = P_{k+1} / R_{k+1}$ болады да, коррекция аз ғана мөлшерде болады.

Қалдық (жаңарту) болжанған өлшем мен шынайы өлшемнің айырмашылығын сипаттайды. Егер қалдық 0-ге тең болса, онда екі өлшем тең деген сөз [26].

2.2 СНЖ/ИНЖ интеграциясының түрлеріне шолу

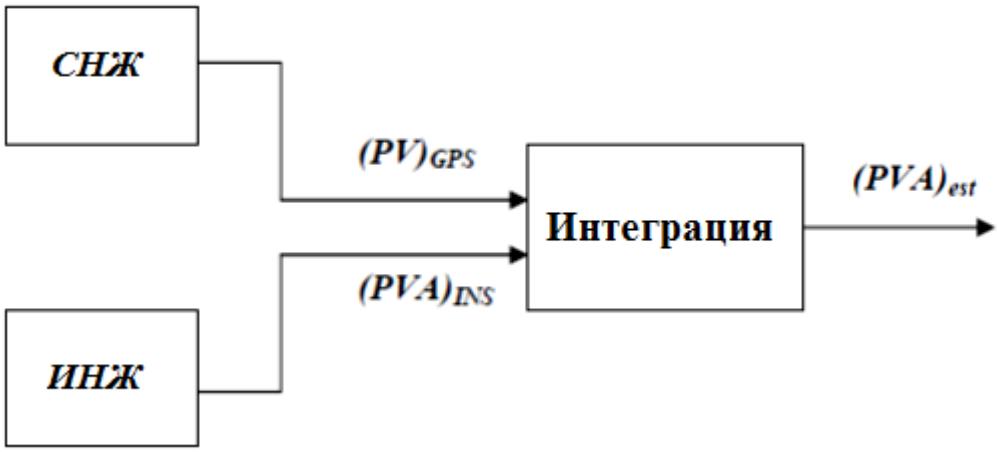
Навигациялық жүйеде фильтрдың құрылу тәсілі қолданылған датчиктер мен модельдерге байланысты болады. Сыртқы датчиктің көмегіне сүйенетін инерциалдық навигация жүйелері үшін инерциалдық компонент тек өңделмеген мәліметпен (тек үдеу мен бұрыштық жылдамдық) қамтамасыз ететін инерциалдық блок немес орналасу, жылдамдық және ориентация туралы ақпарат беретін инерциалдық навигация жүйесі (ИНЖ) болуы мүмкін. Көмекші датчик ретінде (GPS және т.б.) өңделмеген ақпарат беретін (мысалы, псевдоқашықтық) беретін датчикті де, орналасу, жылдамдық және ориентация туралы ақпарат беретін навигация жүйені де қолдануға болады. Фильтр бағалайтын негізгі қызығушылық туындататын шамалар, яғни қолданылатын модельдің типін анықтайтын шамалар – көліктің орналасуы, жылдамдығы және ориентациясы немесе орналасу, жылдамдық және ориентацияның қателіктері болып табылады.

Интеграцияның екі принципін атап көрсетуге болады. Біріншісі СНЖ және ИНЖ өңделмеген ақпаратын қарастырып, әр жүйеге тән әртүрлі қателіктерді бір Калман фильтрінде модельдейді. Бұл тәсілдің «қара жәшік» феномені түріндегі кемшілігі бар. Екіншісі – «әлсіз байланысқан» деп аталатын конфигурация. Біз әлсіз байланысқан конфигурацияны пайдаландық: әр жүйенің өлшемдері тәуелсіз өңделеді де, одан кейін ИНЖ және СНЖ өлшеулерінен алынған мәлімет бойынша орналасу, жылдамық және ориентация бұрыштары үшін интеграция жүргізіледі.

2.2.1 Тікелей интеграция

Жоғарыда айтылғанмен қатар, тікелей байланысқан режим бар, 18-сурет GPS және ИНЖ бір-бірінің қатысуынсыз тәуелсіз навигациялық шешімдер алатын конфигурацияны бейнелейді. $(PV)_{GPS}$ – GPS бойынша орналасу мен жылдамдық, ал $(PVA)_{INS}$ – ИНЖ бойынша орналасу, жылдамдық және ориентация, $(PVA)_{est}$ – орналасулар, жылдамдықтар және ориентациялардың бағаланған параметрлері. Интеграцияланған навигациялық шешім сыртқы интегралдау процессінің көмегімен механизацияланған. Ол «ауыстырып-қосқыш» сияқты қарапайым да, Калман фильтрі секілді күрделі де болуы мүмкін [27, 28]. Селектор - бұл екі жүйені біріктірудің ең қарапайым тәсілі және оның навигациялық шешімінің дәлдігі ИНЖ дәлдігінен нашар болмайды. Орта және төмен дәлдікті инерциалдық блоктарды қолданған кезде дәлдігі төмен болуы мүмкін. Ондай жағдайда Калман фильтрін қолдану – жақсы шешім болып табылады.

Тікелей байланысқан интеграцияның артықшылығы – оның ИНЖ және СНЖ интеграциясының ең қарапайым, жылдам және ең арзан жолы екендігінде.



Сурет 18 - Тікелей байланыс режимі

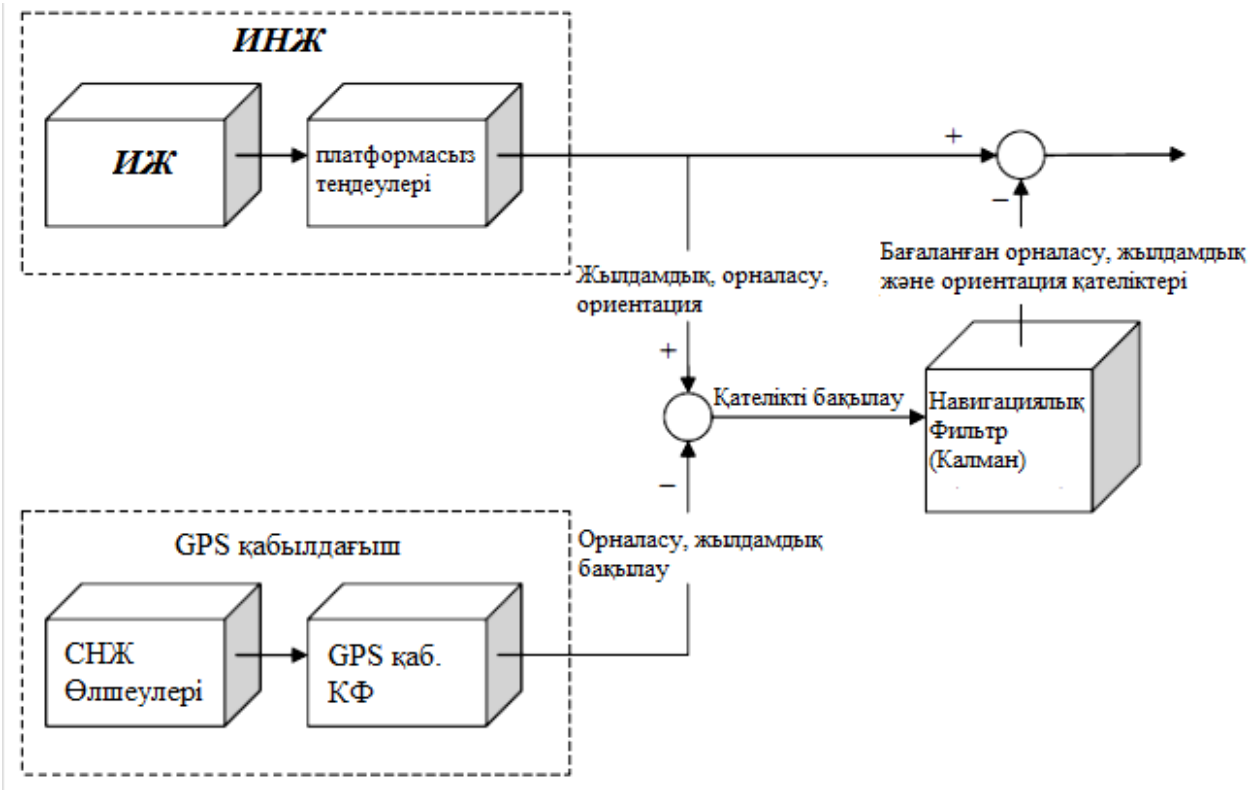
2.2.2 Әлсіз байланысқан интеграция

Әлсіз байланысқан жүйеде СНЖ жүйесінің орналасу мен жылдамдықты есептеуге арналған псевдоқашықтықты немесе доплерлік өлшеулерді өңдейтін жеке Калман фильтрі бар. Сонан соң, СНЖ орналасулары мен жылдамдықтары ИНЖ орналасулары және жылдамдықтарымен бірігіп, қалдық қателіктерді түзеді де, олар навигациялық Калман фильтріне жіберіледі. Бұл фильтр ИНЖ-не кері байланыс арқылы түзету енгізеді. Сөйтіп, нөлдік ығысу, дрейф және ортогональ еместік қателіктерінің әсерлері біршама азаяды.

Фильтрде қамтамасыз етілетін бақылау – инерциалдық навигация шешімінің бақыланатын қателігі, яғни инерциалдық навигация және көмекші навигация (СНЖ) шешімдерінің айырымы болып табылады. Фильтр инерциалдық навигация шешімдерінің қателіктерін бақылайтын болғандықтан, процесстер моделі стандартты инерциалдық навигация теңдеулерінің қателіктері формасында болуы керек. Сөйтіп, навигациялық теңдеулер қателік теңдеулерін құру үшін сызықтандырылады.

Теңдеулер сызықтандырылатын болғандықтан, фильтрдің жүзеге асырылуы сызықты түрде болады. Бұл жағдайда фильтр комплементарлық фильтр деп аталады.

Қолданылуына қарай әлсіз байланысқан интеграция тәсілі әр түрлі конфигурацияда жүзеге асырылуы мүмкін. Ашық контур (Feedforward – жанама кері байланыс) және тұйық контур (Feedback = тікелей кері байланыс) конфигурациялары табылған. Калман навигациялық фильтріндегі ашық контур жағдайында GPS-тің (алдын ала фильтрацияланған орналасу мен жылдамдық) және ИНЖ-нің (орналасу мен жылдамдық) барлық өлшеулері өңделеді. Нақтылы кері байланыс жоқ болғандықтан, барлық шамалар алдын-ала түзетусіз қолданылады. Қателік шығыс сигналдан алынып тасталады. Ашық циклді жүзеге асыру тікелей және қарапайым болады. Дегенмен, ИЖ мәліметі ауытқып кету мәселесі туындайды. Сөйтіп, бұл конфигурация жоғары дәлдікті инерциалдық датчикті қолданған жағдайда және қысқа уақыт аралығында ғана жарамды.



Сурет 19 - Әлсіз байланысқан интеграция (ашық контур)

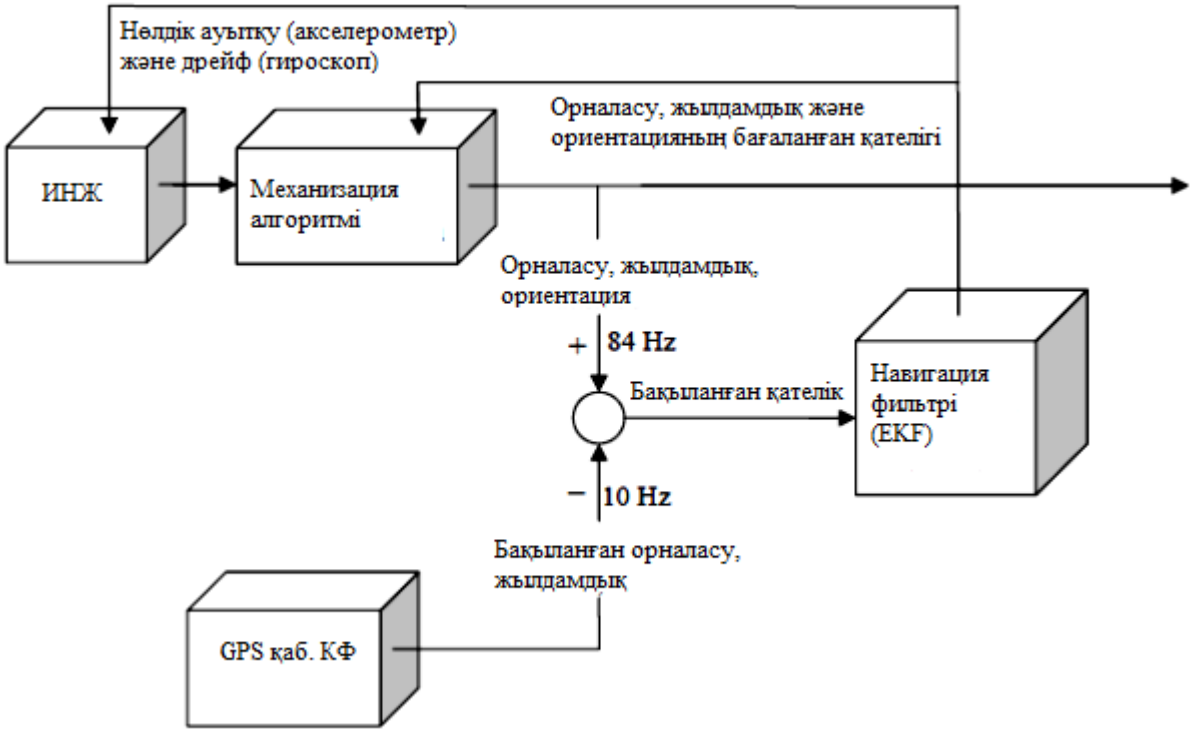
Орта және төменгі дәлдікті инерциалдық бірліктер бекітілген уақыт интервалында жоғары дәлдікті жүйемен салыстырғанда үлкен навигациялық қателіктерге ұшырайды. Егер инерциалдық датчиктерде компенсацияларды алуға арналған кері байланыс және механизация теңдеулері жоқ болса, өлшемдер жоғарырақ мәнге ие болады да, жүйенің сызықты болжамын бұзады. Сол себепті бұл нұсқаны жүзеге асырған жоқпыз. 19-суретте интеграцияның тұйық контурлы конфигурациясын бейнелейді.

Тұйық контурлы конфигурация үшін басқару интеграциялаушы фильтрден инерциалдық датчиктерге және/немесе механизацияланған теңдеулерге қарай қолданылады. Алдыңғы қадамның нәтижелері қателікті минимизациялау үшін пайдаланылады. Тұйық контурлы конфигурация датчиктердің дәлдігі төмен болғанда ерекше пайдалы. Әдетте орта және төменгі дәлдікті инерциалдық датчиктерінің қателіктері тез өзгергіш қасиетке ие болатындықтан, нақты уақытта немесе нақтыға жуық уақытта бұл қателіктерді бағалау және компенсациялау ИНЖ навигациялық шешімінің дәлдігін арттыру үшін өте маңызды. 20-суреттегі сызба тұйық контурлы конфигурациялы әлсіз байланысқан интеграцияны бейнелейді.

Төменгі дәлдікті құрылымдар дәлдік және баға бойынша жоғарды дәлдікті модульділікпен артықшылыққа ие. Жүйені әзірлеуші модельді өз қалауынша қажетті ИНЖ-сен және дұрысырақ навигациялық құрылыммен (ашық, тұйық) жасай алады. Кез-келген көмекші датчик навигациялық жүйеге қосыла алады. Инерциалдық навигация жүйесіне күйді қайтару (қателіктерден) ИНЖ қателіктерін қысқартуға алып келеді. Бұл орта және төменгі дәлдікті

инерциалдық бірліктер үшін ерекше маңызды, себебі басқару контуры датчиктердің қателіктерін тиімді түзетеді.

Әлсіз байланысқан интеграция икемділігі мен жоғары өнімділігінің нәтижесінде соңғы онжылдықта кең қолданысқа ие. Мысалы, [29] авторлары әлсіз байланысқан ашық интеграцияланған жүйені дециметрлік дәлдікті борттық позициялау жүйесіне қолданған. ИНЖ шешімі GPS секірістерін анықтап түзету және GPS мәліметі жоғалған жағдайда алмастыру үшін қолданылған. [30] жұмыста әлсіз байланысқан жабық контурды қолданып, орналасуды анықтайтын арзан және жақсы дәлдікті GPS/ИНЖ интеграциясының жүзеге асырылуы көрсетілген. [26, б.34-36]



Сурет 20 - Әлсіз байланысқан интеграция тәсілі (тұйық контур)

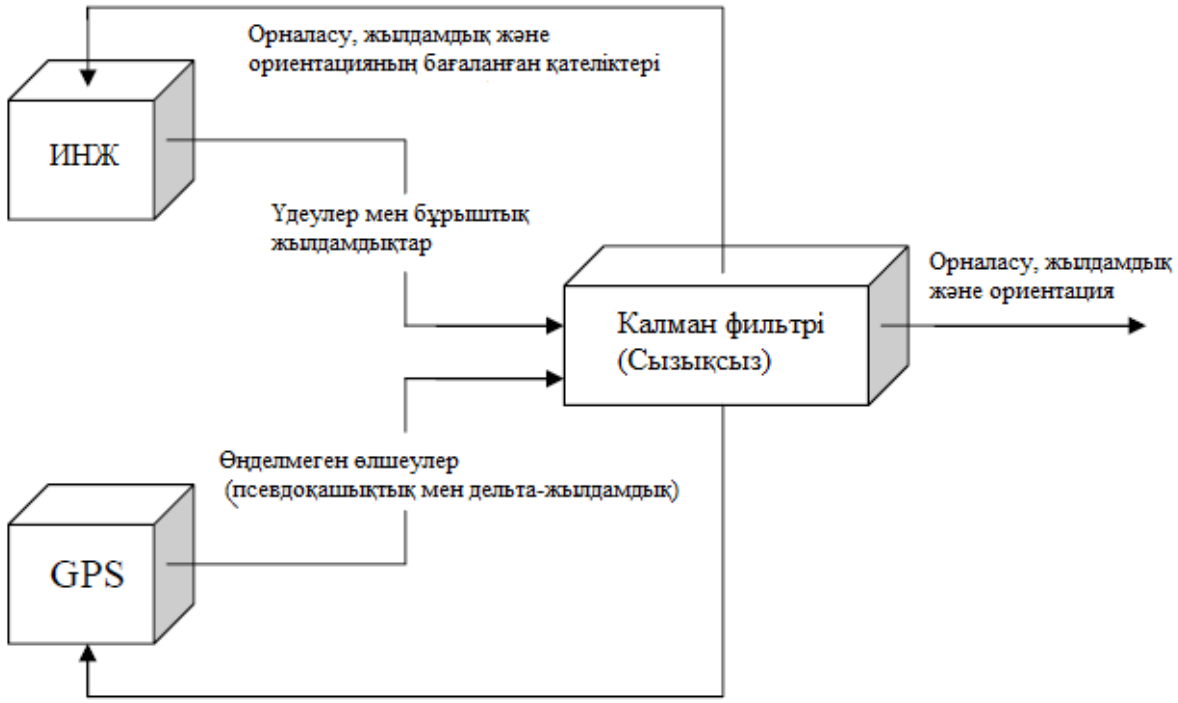
2.2.3 Тығыз байланысқан интеграция

Бұл жүйеде ИНЖ навигация фильтріне көмекші ретінде Жерсеріктердің «псевдоқашықтық» және «псевдожылдамдық» мәліметтері, сонымен қатар ИНЖ үдеу және бұрыштық жылдамдықтары қолданылды. Біріктіру тікелей өңделмеген мәліметтер деңгейінде жасалады. Көмекші сыртқы жүйе (GPS) қамтамасыз ететін кері байланыстың бар болуы жүйенің біртұтастығын қамтамасыз ететін неғұрлым тығызырақ конфигурация береді.

Тығыз байланысқан жүйелер құрылымында GPS пен навигация процессінің жеке Калман фильтрлері бір интеграциялаушы фильтрге біріктірілген. 21-суретте көрсетілгендей, бұл фильтр GPS қалдықтары (псевдоқашықтық) пен доплер өлшеулерін (дельта диапазон) сол күйінде қабылдайды. Енді фильтр қателігінің шартының құрамына ИНЖ қателіктеріне

(орналасу, жылдамдық, ориентация, гироскоп дрейфі, акселерометрдің нөлдік ығысуы) қосымша жаңа шамалар – GPS қабылдағыш сағатының ығысуы мен дрейфі кіреді. Фильтрдің күй векторының ИНЖ қателіктері бойынша компоненттері ИНЖ калибрациялап, өз бағалауларын көліктің орналасу жылдамдық және ориентациясына түзету енгізуге қолданады. Сағаттың ығысуы мен дрейфінің бағалануы фильтрде GPS өлшеулерін түзетуге қолданылады. Сол сияқты, оның ақпараты өзімізге қызықты Жерсеріктер шоғырын (DOP-ы неғұрлым төмен болатын) бақылауға (трекинг) мүмкіндік бере алады.

Процесс моделі күй векторы физикалық айнымалылардың өздері (орналасу, жылдамдық, оиентация, және т.б.) түрінде болатындай формада бола алады. Ондай жағдайда, теңдеулер сызықсыз болғандықтан, фильтрдің жүзеге асырылуы сызықсыз түрде болады.



Сурет 21 - Тығыз байланысқан жүйе

Тығыз байланысқан құрылым бар шамалар мен алдын-ала болжанған ақпаратты жүйелік қателіктерді жоғары-интеграция режимінде анықтау және түзету үшін тиімді қолданады. Сөйтіп, ол әлсіз байланысқан жүйелермен салыстырғанда, көліктің жоғары динамикалы периодтары мен кедергілер (GPS-сигналға) периодтарында дәл навигациялық бағалаулармен, Жерсеріктердің нашар геометриясы, мәліметтің жоғалуы, сондай-ақ ИНЖ қателіктері жағдайларында жоғары иімділікпен қамтамасыз етіп, жоғары өнімділік пен сенімділікті қамтамасыз етеді. Бірақ оны жүзеге асыру әлдеқайда қымбат және жасап шығару әлдеқайда қиын. Оның үстіне, басқа датчик қолданылған жағдайда модельдер мен алгоритмдер едәуір өзгеріске ұшырайды.

Бұл тәсілдің негізгі кемшілігі – оны жүзеге асыру, жүйені жасап шығарушының GPS қабылдағышта қолданылатын құрылғылар мен

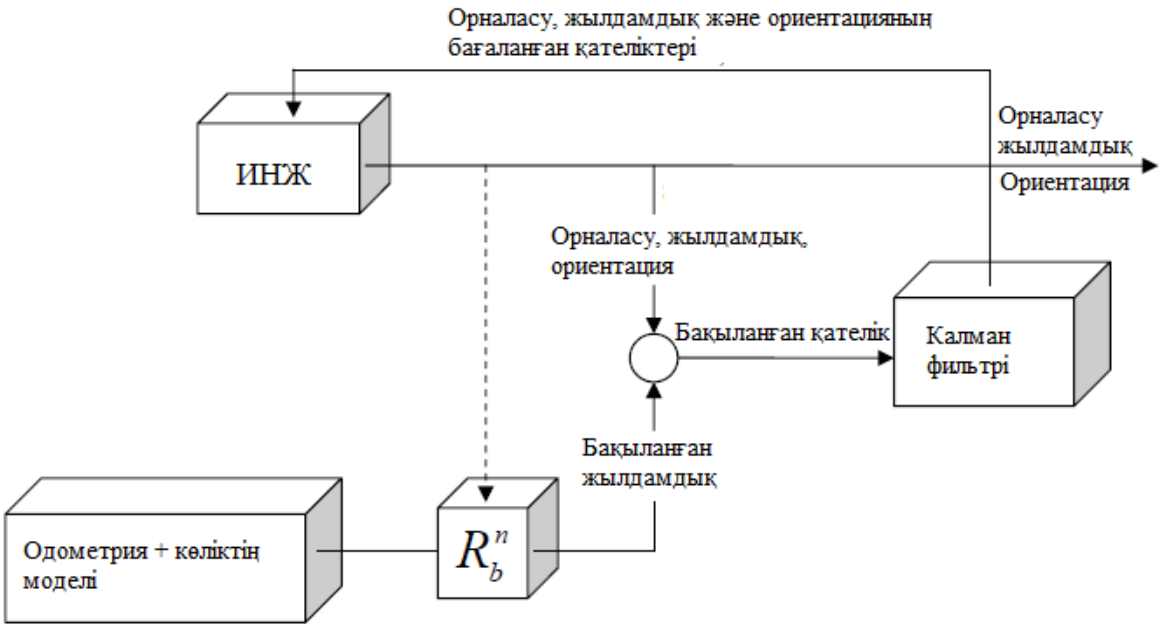
айнымалыларға қол жетімділігін талап ететінінде. Сол себепті, мұндай тәсіл көпшілікке қол жетімді емес. [31] еңбекте, ракета басқару (көздеу) жүйесімен тығыз байланысқан ИНЖ/СНЖ конфигурациясы қолданылған.

2.3 СНЖ/ИНЖ/Одометрия интеграциясы

2.3.1 ИНЖ/Одометрия интеграциясы

Инерциалдық навигацияға көмекші ақпарат тек қана сыртқы датчиктерден алынуы міндетті емес (мысалы, GPS). Егер көліктің қозғалысына қандай да бір шектеулер бар болатын болса, инерциалдық теңдеулерге шектеуші шарттар қою – альтернативті тәсіл болып табылады.

Бұл диссертациялық жұмыста инерциалдық бірліктер қателіктерінің өсуін шектеу үшін жерүстілік көлік қозғалысының сипаттамалары пайдаланылады. Біз жүзеге асырған фильтрдің құрылымы 22-суретте көрсетілген.



Сурет 22 - ИНЖ/Одометрия интеграциясы(голономды емес шектеулерді жүзеге асыру)

Голономды емес шектеулер, көлікті секірмейді және тайғанамайды деп есептеуімізге байланысты болады. Автомобильдің тура бағытқа (X - өсі) перпендикуляр жылдамдықтары 0-ге жуық. Бұл фактіні бағыттардың біреуі бойынша (көлденең және вертикаль) қателіктің жиналуын шектейтін виртуалды бақылау ретінде қарастыруға болады. [3, б.208]

Егер көлік тым көп тайғанайтын немесе вертикаль бағытта көп қозғалыс жасайтын болса, жан-жақты модель қажет болады. Дегенмен, виртуалды бақылаулар ретінде шектеулерді қолдану өз күшін жоғалтпайды.

Идеал жағдайда, көлденең өс бағытымен қырына қарай сырғанау орын алмайды. Бұған қоса, жол бетіне нормаль қозғалыс жоқ деп жоримыз.

$$
\begin{aligned}
v_y^b &\approx 0 \\
v_z^b &\approx 0 \\
v_x^b &\approx v_{Odo}
\end{aligned}
\tag{2.9}
$$

v_{Odo} - одометр қамтамасыз ететін жылдамдық

$$
v_{Odo}^n(k) = \Re_b^n \begin{pmatrix} v_x^b \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_x^b \cos\theta \cos\psi \\ v_x^b \cos\theta \sin\psi \\ -v_x^b \sin\theta \end{pmatrix} \tag{2.10}
$$

Сөйтіп, екі голономды емес шектеулерді Калман фильтрі матрицасын жаңарту үшін қосымша бақылаулар ретінде қарастыруға болады.

$$
\delta z_{k+1} = (z_{k+1})_{Odo} - h\left(x_{k+1/k}^{nom}\right) = v_{INS}^n - v_{Odo}^n \tag{2.11}
$$

Бақылау матрицасы:

$$
H_{Odo} = \begin{pmatrix} 0_{3\times3} & I_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{pmatrix} \tag{2.12}
$$

Ал, өлшеулердің ковариация матрицасы:

$$
R = \begin{pmatrix} R_{Speed_Odo} & 0 & 0 \\ 0 & R_y & 0 \\ 0 & 0 & R_z \end{pmatrix} \tag{2.13}
$$

Жылдамдық векторы (b) денемен байланысқан координат жүйесінен (n) навигациялық санақ жүйесіне көшетін болғандықтан, бақылау шуылының ковариациясы да көшірілуі тиіс:

$$
R_{Speed} = \Re_b^n \cdot R \cdot \Re_b^{nT} \tag{2.14}
$$

Калман фильтрі рекурсивті түрде екі кезең бойынша жүргізіледі:

–Болжау (бағалау): Әуелі алгортм *k* уақыт мезетіндегі күйдің және оның ковариациясының бағалауын береді (инерциалдық жүйеде).

–Түзету : болжаудан кейін, одометриялық мәліметті алғаннан кейін көліктің *X* өсі бойынша жылдамдығын аламыз. Бұл көлікпен байланысқан жергілікті координат жүйесінде өрнектелген бақылауды (2.10) теңдеуді қолданып, *n* навигациялық координаттар жүйесіне түрлендіруге болады. Одан кейін, (2.11) теңдеуді қолданып, өлшеу (бақылау) векторы және *R* өлшеудің (бақылаудың) ковариациялық матрицасы есептеледі. Одан кейін, бағаланған

күйдің және оған сәйкес ковариацияның жаңартылу жүзеге асырылады. [19, б.50-52]

2.3.2 Децентрленген фильтрация

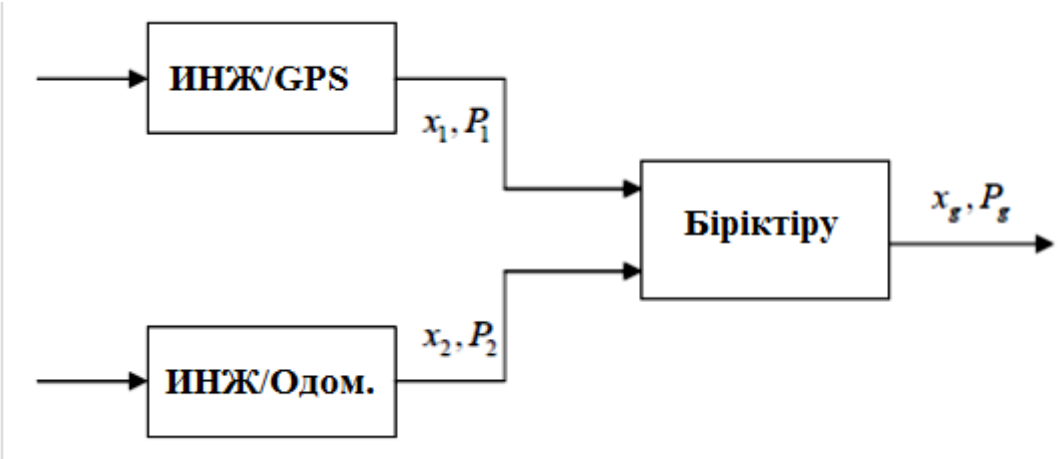
Біз GPS/ИНЖ/Одометрия мәліметтерін бір алгоритмде интегралдағымыз келеді. Бізде жылдамдықтың екі әртүрлі позициялау жүйесінен (GPS және одометрия) екі қосымша өлшемі бар. Біздің үйлестіруші алгоритміміз осы екі өлшеулердің әрқайсысын жеке-жеке ИНЖ мәліметімен біріктіру үшін екі бірдей Калман фильтрін қолданады.

Артынан, бұл екі фильтрдің шығыстары максимум ақпаратты біріктіретін оптималды глобальді бағалауды алу үшін біріктіріледі. Тәсіл [25, 373-бет] кітапта сипатталған Калман фильтрациясының децентрленген процессіне (сурет 26) негізделеді. Әр фильтрдің өз P қателіктердің ковариациялық матрицасы бар және фильтр бағалауының қателіктерінің бағалауын береді. Бұл қателіктердің ковариациялық матрицалары екі фильтрді біріктіру үшін қолданылады. Әр фильтр жалпы бағалауда өз қателіктерінің ковариацилық матрицасына кері пропорционал түрде үлес алады.

x_1 – 1-фильтрдің, ал x_2 – 2-фильтрдің бағалауы және P_1 мен P_2 сәйкесінше олардың қателіктерінің ковариациялық матрицалары болсын, онда біріктірудің жалпы бағалауы x_g (2.15) теңдеуімен беріледі. Қателік ковариациясының бағалауы неғұрлым кіші болған сайын, оның жалпы бағалаудағы үлесі соғұрлым үлкен болады (2.16). [3, б. 208-209]

$$x_g = \frac{x_1 / P_1 + x_2 / P_2}{1/P_1 + 1/P_2} \tag{2.15}$$

$$P = \left(1/P_1 + 1/P_2\right)^{-1} \tag{2.16}$$



Сурет 23 - Децентрленген фильтрация шеңберіндегі СНЖ/ИНЖ/Одометрия интеграциясы

Біздің жағдайымызда x_1 мен x_2 - екі фильтрдің көмегімен үш өс бойынша есептелген орналасу мен жылдамдықтар болып табылады. Бұл децентрленген

фильтр бағаланған қателікті зерттеусіз және оригинал екі фильтрлармен салыстырусыз орындалды.[26, б.37-38]

2.3.3 Калман фильтрін практика жүзінде жүзеге асыру

Гибридизацияның әр түрлі тәсілдерін сипаттап және өз таңдауымызды дәлелдегеннен кейін, бұл бөлімде Калман фильтрінің жасалған алгоритмі мен жасаудың әр түрлі кезеңдеріне сипаттама береміз. Теориялық аспектілерден кейін, бұндай практикалық мәліметтер осындай фильтрді жасаушыларға өте пайдалы сөзсіз.

1. Түзетуші цикл (бақылаулар бойынша жаңарту):

Жаңарту (түзету) теңдеулерін баптағаннан кейін, бағаланған қателіктерді ИНЖ-не қайтарсақ, бізге кері байланыс қолданылған күйді жаңартуымыз керек. Мысалы, егер тек қана позициялау мен жылдамдыққа кері байланыс орнатылған болса, онда тек қана орналасу мен жылдамдықтың қателіктері жаңартылуы керек.

Орналасу мен жылдамдық векторларының кері байланысы:

$$r^n = \hat{r}^n - \delta r^n$$
$$v^n = \hat{v}^n - \delta v^n$$
$$R_b^n = \left(I + E^n\right)\hat{R}_b^n$$

Кері байланыстың жиілігі ең әуелі есептеу машинасының өнімділігіне байланысты. Мысалы, кері байланысты әрбір 10 секундта орнатуға болады.

Кері байланыс – бағаланған векторды (орналасу мен жылдамдықтың қателігі) механизация теңдеулерінде (болжау теңдеулерімен бір циклда тұратын) алып тастау.Бұл жаңару және түзету циклы GPS жиілігінде жұмыс жасайды.

2. Болжау циклі:

Әуелгі, күй векторы нөлге тең емес (онда соңғы жаңарту циклының ақпараты бар). Біз бұл күй векторын (кері байланыс) механизация теңдеулерінен есептелген орналасу, жылдамдық және ориентациядан алып тастаймыз.

Одан кейін, біз циклдағы бірінші айналымнан кейін, күй векторын инициализациялаймыз (нөлге дейін). Егер біз кері байланысты барлық күйлерге қолданатын болсақ, кері байланыстан кейін күй векторы нөлге тең болады. Одан кейін, болжау циклында келесі теңдеу орындалады:

$$x_{k+1} = \Phi \cdot x_k \qquad (3.17)$$

x_k нөлге тең болғандықтан, жаңарту ақпараты келгенге дейін, x_{k+1}-де нөлге тең болады. Дегенмен, егер кері байланыс күй векторының бір бөлігіне ғана (мысалы, орналасу мен жылдамдыққа ғана) бұлай болмайды (x_{k+1} өзін жоймайды). Күй векторы жаңарту циклінің нөлдік емес мәндері бар болғандықтан, бұл мәндер алынып тасталмайды немесе лақтырылып

тасталмайды. (Яғни тек сіз алып тастайтын мәндер ғана лақтырылып тасталады дегенді білдіреді).

Күй векторының белгілі бір бөлігін нөлдік емес мәндермен инициализациялауға болады. Мысалы, бізде нөлдік ығысудың бағалануы бар болса, ол мәндерді күй векторына тікелей апарып қойсақ болады. Сосын, кері байланыс орындалып болған соң, күй веуторын циклдың бірінші айналымында лақтырып тастаймыз (нөлдік және нөлдік емес мәндеріне). Болжау теңдеулерінің арқасында қателіктің күй векторы уақыттың өтуімен үлкейе береді. Өлшеу қол жетімді болған кезде, циклдың жаңартылуы жүзеге асырылады.

Әдетте біз бастапқы күйді жаңарту мәліметі ретінде қарастырамыз. Сол себепті, біз болжау циклінен бастаймыз. Болжау циклі ИНЖ жиілігімен айналады. Яғни, Калман фильтрінің болжау циклі бағалау циклінен он еседей жылдам айналады деген сөз.

Ескерту: Біз координаттарды түрлендіруге назар аударуымыз керек. Егер қателіктің күй векторы NED координат жүйесінде берілетін болса, бақылаулар да NED санақ жүйесінде өрнектелуі тиіс. LLA координат жүйесі үшін де дәл солай екені түсінікті. Өлшем бірліктерге де сақ болған жөн, әсіресе, R, Q және P өрнектері үшін.

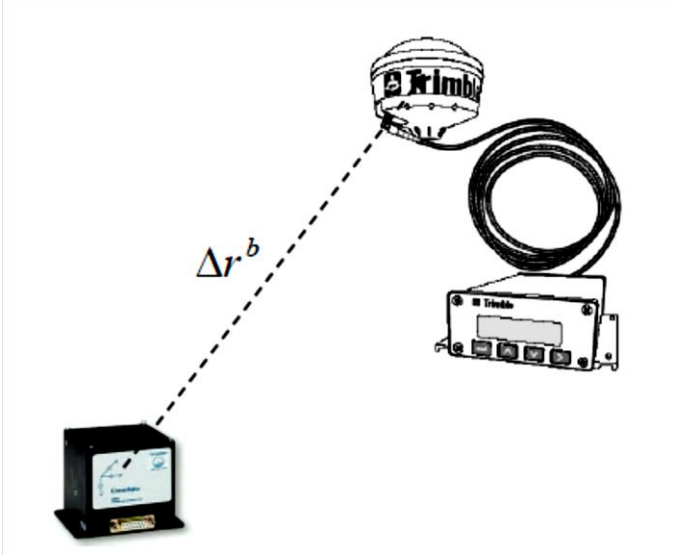
3.4 Датчиктерді каллибрациялау, инициализациялау және қолдану

3.4.1 Калибрация және Датчиктердің орналасуы

Көлікте екі датчик (GPS және ИНЖ) дәл бір жерде орналасуы мүмкін болмағандықтан (24-суретте көрсетілгендей), ИНЖ орналасуы мен жылдамдығы GPS мәліметінен өзгешеленеді. Орналасу мен жылдамдық коррекциясын мына түрде жазуға болады:

$$r_{IMU}^{LLa} = r_{GPS}^{LLa} - DR_b^n \Delta r^b \tag{2.18}$$

$$v_{IMU}^n = v_{GPS}^n - R_b^n \omega_{nb}^b \Delta r^b \tag{2.19}$$



Сурет 24 - Иінтірек эффектісі

Мұндағы, Δr^b - *b* көліктің локальді санақ жүйесіндегі GPS антенна мен ИНЖ центрінің ығысуы (ара қашықтығы). *D – n* санақ жүйесінен *LLA* –ға көшу матрицасы.

2.4.2 Сәйкестендіру және инициализация

Сәйкестендіру – инерциалдық бірліктің (b) локальді жазықтық координат жүйесіне (n) қатысты салыстырмалы ориентациясын анықтау процессі, яғни R_b^n бұрылу матрицасын анықтау. Бізге тоғыз бастапқы параметрді (орналасу, жылдамдық және ориентация) қажет.

Инерциалдық блоктың өнімділігі нөлдік ығысу мен шуылдың (вибрацияның) деңгейі Жердің айналу жылдамдығынан әлдеқайда үлкен болатындай дәрежеде төмен болған кезде (біздің жағдайымыз сондай), ИНЖ бастапқы орналасуын бағалауға [32]-де сипатталған дөрекіден-тиянақтыға сәйкестендіру тәсілін (coarse-to-fine alignment) қолдануға келмейді. Бұл тәсіл нөлік ығысуы мен шуыл деңгейі Жердің айналу жылдамдығынан кіші болатын дәлдігі жоғары ИНЖ үшін жарамды.

Крен және тангаж бұрыштарын ИНЖ тікелей қамтамасыз етеді (стационарлы өлшеулердің көмегімен акселерометрдің шығыс сигналдарын қолданып), дегенмен көліктің корпусы мен ИНЖ арасындағы бұрыштарды есептеу проблемасы туындайды (ИНЖ және көліктің санақ жүйесі бір болғандықтан, ол бұрыш нөлдік деп болжаған болатынбыз).

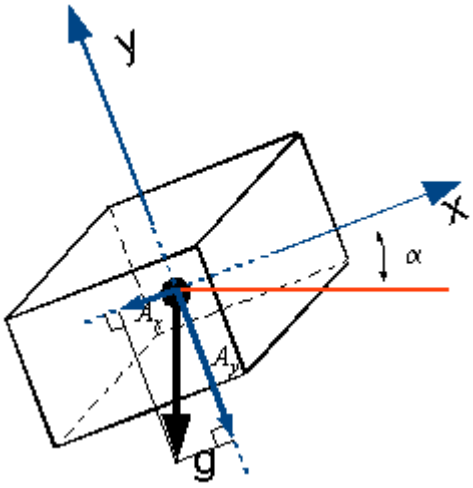
Тыныштық жағдайында акселерометр тангаж және крен ориентация бұрыштарын анықтауға қолданыла алады. Акселерометрдің көмегімен еңкіштік бұрыштарын анықтау үшін, оның көрсеткішеріне қарапайым геометриялық түрлендірулерді қолдансақ, жеткілікті. Сыртқы күштердің әсері жоқ болғанда, біз құрылғының шығысынан еркін түсу үдеуінің бақыланатын өске проекциясын аламыз. 25-суретте *x* өсі үшін акселерометрдің көрсеткіші A_x деп белгіленген. *g* мен A_x-ті білсек, акселерометрдің горизонталь орналасудан ауытқу бұрышы – *α* анықтауға болады:

$$\begin{aligned} sin(\alpha) &= A_x / g, \\ \alpha &= arcsin(A_x / g). \end{aligned} \qquad (2.20)$$

Бұндай есептеулерді жүргізгенде, *X* пен *G* бірдей өлшем бірлікте өлшенуі керектігін ескеру маңызды. Мысалы, акселерометрдің көрсеткіштерін гравитациялық бірлікке келтірсек, басқа сөзбен айтқанда *g=1 жердің гравитациясы,* онда *α* бұрышының өрнегі мына түрде болады:

$$\alpha = arcsin(A_x). \qquad (2.21)$$

Солайша, тек қана акселерометрді қолданып, инклинометр жасауға болады. Бірақ, өкінішке орай, кез келген сыртқы күштің әсері бұндай есептеулерге қателік енгізеді.



Сурет 25 - Еркін түсу үдеуінің x және y өстеріне проекциялары

Ал, рыскание бұрышын анықтай алмаймыз. Бастапқы бұрылу бұрышын анықтау үшін магниттік датчиктерді (яғни электронды компасты) қолдануға болғанымен, біздің жағдайымызда олар біздің қолымызда болған жоқ. Оның үстіне, ондай типтегі датчиктердің қателіктерін модельдеу қиынға соғады. Мұндай жағдайда, GPS-тің жылдамдық туралы мәліметін ИНЖ-ні қозғалыс уақытында сәйкестендіру үшін қолдануға болады. Сөйткенде, жылдамдықты пайдаланып, рыскание бұрышын шамамен есептеуге болады:

$$\psi = \tan^{-1}\left(v_E / v_N\right) \tag{2.22}$$

Алдыңғы пункттегі түзетулер орындалғаннан кейін, орналасу мен жылдамдық GPS мәліметінің көмегімен инициализацияланады.

$$\begin{aligned} \vec{r}_{IMU}(0) &= \vec{r}_{GPS} \\ \vec{v}_{IMU}(0) &= \vec{v}_{GPS} \end{aligned} \tag{2.23}$$

Орналасу мен ориентацияның нашар дәлдікпен инициализациялануы ауырлық күші мен Жердің айналу жылдамдығы әсерлерінің компенсациялануына өз әсерін тигізіп, дәлдігі нашар навигацияға әкеп соқтырады. Сәйкестендіру процедурасының дәл болуы, навигация кезеңіне керемет алғышарттарды қамтамасыз етеді. [33]

2.4.3 Калибрация

Акселерометрден және гироскоптан алынған сигналдарды мынадай көпмүшелік түрінде модельдеуге болады:

$$a_{ш} = a_{к} + \delta a_{bias} + K_{a1}a + K_{a2}a^2 + Na + \delta g + v_a, \tag{2.24}$$

$$\omega_{ш} = \omega_{к} + \delta\omega_{bias} + K_{\omega}\omega + N\omega + v_{\omega}. \tag{2.25}$$

Мұндағы $a_ш$, $\omega_ш$ – өлшенген сызықтық үдеу мен бұрыштық жылдамдық; $a_к$, $\omega_к$ – шынайы үдеу мен бұрыштық жылдамдық; δa_{bias}, $\delta\omega_{bias}$ – акселерометр мен гироскоп нөлінің инструменталдық ығысуы; K_ω – гироскоптың сызықты масштабтық коэффициенттер матрицасы; K_{a1}, K_{a2} – акселерометрдің сызықты және бейсызықты масштабтық коэффициенттер матрицалары; N – ортогональ еместік матрицасы; δg – теориялық гравитациядан ауытқу; v_a, v_ω – акселерометр мен гироскоптың шуылдары.

Жалпы жағдайда, орын ауыстыруды анықтау қателігінің акселерометр мен гироскоптың ішкі қателіктеріне тәуелділігін келесі жуықталған теңдеу түрінде сипаттауға болады:

$$\delta p(t) \approx \delta p_0 + \delta v_0 \Delta t + \delta b_{0a} \frac{\Delta t^2}{2} + \delta b_{0g} g \frac{\Delta t^3}{6} + \delta \alpha_0 g \frac{\Delta t^2}{2} + \delta H_{0z} + SF_{0a} \frac{\Delta t^2}{2} + SF_{0g} (\Delta H_z)(V\Delta t). \quad (2.26)$$

Мұндағы:

δp_0 – бастапқы t_0 уақыт мезетіндегі орын анықтау қателігі;

δv_0 – бастапқы t_0 уақыт мезетіндегі жылдамдық қателігі;

$\Delta t = t - t_0$ – жалпы жұмсалған уақыт;

δb_{0a} – t_0 уақыт мезетіндегі акселерометр нөлінің ауытқуы;

δb_{0g} – t_0 уақыт мезетіндегі гироскоп нөлінің ауытқуы;

$\delta \alpha_0$ – t_0 уақыт мезетіндегі горизонталь ауытқу;

$\delta H_{0z} - V\Delta t$ жуықталған арақашықтыққа көбейтілген Азимут ауытқуы;

SF_{0a} және SF_{0g} – акселерометр мен гироскоптың қалдық масштабтық коэффициенттері;

F – өлшенген үдеу;

g – гравитациялық үдеу (≈ 9,81 м/с^2);

Жоғарыда көрсетілген теңдеулер нөлдік ауытқу, масштабтық коэффициент және ортоганаль еместік қателіктерінің маңыздылығын көрсетеді.

КНЖ мәліметтерін өңдеу алгоритмін синтездеу үшін (3) математикалық моделдің параметрлерін білу қажет. Осы мақсатта калибрация процессі жүргізіледі.

ИНЖ статикалық калибрациялау тәсілдері

IMU-ды калибрациялау дегеніміз – құрылғылардан алынған мәліметтерді белгілі бастапқы ақпаратпен салыстыру және бастапқы ақпаратқа сәйкес шығыс теңдеудің коэффициенттерін анықтау процессі. [34]

Қазіргі кезде лабораториялық калибрациялаудың келесі түрлері таралған: алты позициялық тәсіл – six-position method (SPM), модификацияланған алты позициялық тәсіл (MSPM), көп позициялық – multi-position method (MPM) және модификацияланған көп позициялық тәсіл (MMPM).

Алты позициялық тәсіл (SPM)

Сенсорларды статикалық калибрациялаудың бұл тәсілінде инерциалдық жүйе жоғары дәлдікті арнайы калибрациялауға арналған бұрылғыш үстелге

(жазықтыққа) бекітіліп, әр сезімтал өсін кезек-кезегімен вертикаль жоғары және төмен бағытталатындай етіп орналастырылады (үш өс үшін алты позиция).

Әр өс үшін алынған нәтижелердің мәнін келесі құраушыларға жіктеуге болады:

$$f_{up} = \delta a_{bias} + (1 + K_a)g$$
$$f_{down} = \delta a_{bias} - (1 + K_a)g \qquad (2.27)$$

f_{up} және f_{down} - акселерометрдің сезімтал өсін сәйкесінше жоғары және төмен бағыттаған кездегі өлшенген мәндер;

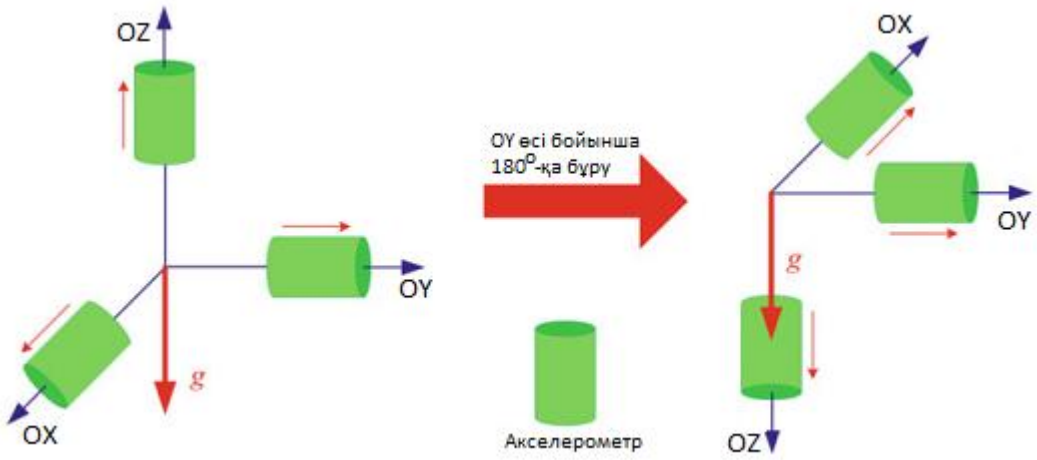
δa_{bias} – нөлдік ығысу;

g – Жердің тартылыс күшінің акселерометрге әсері (гравитациялық тұрақты);

K_a – масштабтық коэффициент.

Акселерометрдің әр сезімтал өсі үшін (3.27)-жүйенің теңдеулерін бір-біріне қосу және алу арқылы δa_{bias} нөлдік ығысу және K_a масштабтық коэффициенттерді анықтауға болады:

$$\delta a_{bias} = \frac{f_{up} + f_{down}}{2};$$
$$K_a = 1 - \frac{f_{up} - f_{down}}{2g}. \qquad (2.28)$$



Сурет 26 - Акселерометрдің вертикаль жоғары және төмен бағытталған OZ сезімтал өсі бойынша калибрациялау

Гироскопқа гравитацияның әсері жоқ болғанымен, Жердің өз өсін айнала қозғалуы әсер етеді. Гравитациялық әсердің орнына Жердің өз өсін айналу әсерін пайдалансақ, гироскоптық датчиктерге де дәл осындай тәсіл арқылы калибрация жүргізуге болады. Дегенмен, Жердің айналуы өте әлсіз сигнал болғандықтан, тек бұрыштық жылдамдықтар датчигінің шуылдар деңгейі тірек

сигналының шамасынан төмен болатын жоғары дәлдікті қымбат ИНЖ гироскоптарын калибрациялауға ғана қолдануға болады. МЭМЖ негізіндегі ИНЖ жататын орта және төменгі кластағы дәлдікті ИНЖ гироскоптарын калибрациялау үшін, тұрақты тірек жылдамдығын қамтамасыз ететін қосымша айналғыш құрылғы қажет. [33, p.3]

Көп позициялық тәсіл (МРМ)

Алты позициялық тәсілмен калибрациялаудың кемшілігі – ИНЖ өстерін локальдық координаталар жүйесі өстеріне қатысты жоғары дәлдікті белгілі бұрыштық ориентациямен орналастыру қажеттілігі болып табылады. Көп позициялық МРМ (multi position method) және модификацияланған көп позициялық ММРМ тәсілдер арқылы калибрациялау кезінде мұндай кемшілік туындамайды, әрі нөлдік ауытқу мен масштабтық коэффициентке қоса өстік сәйкессіздік бұрыштары да анықталады.

МРМ тәсілі, ИНЖ және локальдық жүйе өстерінің ориентациясына байланыссыз, сыртқы әсер болмаған жағдайда датчиктің сезімтал өстерінің көрсеткіштерінің квадраттарының қосындысы тірек әсердің (акселерометр үшін – еркін түсу үдеуі; гироскоп үшін – жердің айналу жылдамдығы) квадратына тең болуы керектігіне негізделген.

Жердің айналу жылдамдығы едәуір әлсіз сигнал болып табылады да, тек бұрыштық жылдамдықтар датчиктерінің шуыл деңгейі тірек сигналдың деңгейінен төмен болатын жоғары дәлдікті қымбат ИНЖ-ін ғана калибрациялауға қолданылуы мүмкін. Орта және төменгі дәлдікті ИНЖ гироскоптарын (МЭМЖ осыған жатады) калибрациялау үшін тұрақты тірек айналу жылдамдығын қамтамасыз ете алатын арнайы бұрылғыш құрылғы қажет. Каллибрацияның мұндай түрі модификацияланған МРМ немесе ММРМ деп аталады. Біз акселерометрлерді калибрациялау жағдайын қарастырамыз. Гироскоптарды калибрациялау процедурасы дәл сондай (басқарылатын айналу қажет болатындығын ескермегенде). Жоғарыда айтылған арнайы бұрушы механизм қолымызда болмағандықтан, біз гироскоптарды көп позициялық тәсілмен калибрациялау тәжірибесін жүзеге асыра алмадық.

Егер (3.26) модельдегі қателіктердің ең әсері күшті түрлерін ғана қарастырып, шуылдарды ескермесек, X өсін тірек және идеалды орнатылған, ал Y және Z өстерінің X өсіне қатысты ортогональ еместіктері өте кішкентай деп қарастырсақ, (3.26) өрнекті мына түрде жазуға болады:

$$\begin{bmatrix} a_{шx} \\ a_{шy} \\ a_{шz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+SF_{ax} & 0 & 0 \\ -\theta_{ayz} & 1+SF_{ay} & 0 \\ -\theta_{azy} & -\theta_{azx} & 1+SF_{az} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{кx} \\ a_{кy} \\ a_{кz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_{biasx} \\ \delta a_{biasy} \\ \delta a_{biasz} \end{bmatrix} \qquad (2.29)$$

Мұндағы, $a_{шx}$, $a_{шy}$, $a_{шz}$ - акселерометрдің сәйкес өстері бойынша көрсеткіштерінің векторлық формасы; θ_{ayz} - Y өсінің ортогональ еместік бұрышы, $\theta_{azy}, \theta_{azx}$ - Z өсінің ортогональ еместік бұрыштары.

(2.29) теңдеуден, өстер бойынша үдеулердің шын (кіріс) мәндерін $a_{кx}$, $a_{кy}$, $a_{кz}$ өрнектеп, идентификация процедурасын орындағанда шектеу қоятын квадраттық функцияны енгіземіз (барлық өстер бойынша шын үдеулердің квадраттарының қосындысы еркін түсу үдеуіне тең болуы керек).

Біз жоғарыда айтылғандарға сүйеніп, акселерометрге тоғыз позиция бойынша калибрация жүргізу тәжірибесін өткіздік. Біз қолданған математикалық модель:

$$A=M(V-B)$$

Мұндағы M мен B – сәйкесінше масштабтық коэффициент және нөлдік ығысу матрицалары:

$$M = \begin{bmatrix} SF_{ax} & \theta_{ayz} & \theta_{azy} \\ \theta_{ayz} & SF_{ay} & \theta_{azx} \\ \theta_{azy} & \theta_{azx} & SF_{az} \end{bmatrix}$$
$$B = \begin{bmatrix} \delta a_{biasx} \\ \delta a_{biasy} \\ \delta a_{biasz} \end{bmatrix} \qquad (2.30)$$

M-нің диагональ элементтері үш өс бойынша масштабтық коэффициенттер, ал қалған элементтері – өстік сәйкессіздік факторлары. Идеал ИНЖ үшін: *M=1; B=0.*

3 ТӘЖІРИБЕЛІК СЫНАҚ НӘТИЖЕЛЕРІН ТАЛДАУ

3.1 Ұсынылған алгоритмдерді жүзеге асыруға арналған құрылғылар мен бағдарламалық кешеннің сипаттамасы

Бұл жұмыс барысында жасалған әртүрлі алгоритмедр мен тәсілдерді тексеру үшін, әр түрлі датчиктерден алынған мәліметтер қолданылды. Инерциалдық датчиктерді алты және тоғыз позициялық тәсілдермен калибрациялау алгоритмдері L3G4200D үш өстік бұрыштық жылдамдықтар датчигі және LSM303DLM үш өстік акселерометрінен тұратын инерциалдық жүйенің көмегімен сынақтан өткізілді. Диссертацияда келтірілген ИНЖ/Одометрия, ИНЖ/СНЖ, ИНЖ/СНЖ/Одометрия, гибридтік жүйелерінің қалған алгоритмдер мен әдістердің барлығы INRIA (Париж, Франция) ғылыми зерттеу орталығының CyBus автоматтандырылған көлігінің бортында орналасқан датчиктердің көмегімен және Германияның автоматтандырылған көліктермен айналысатын KITTI компаниясының сайтында ашық қолданысқа қолжетімді датчиктерден алынған мәліметтер базасының көмегімен жүзеге асырылды.

3.1.1 L3G4200D гироскобы мен LSM303DLM акселерометрінің сипаттамалары

Бұл екі датчиктен құралған инерциалдық жүйенің дәлдігі навигация үшін тым нашар болады. Дегенмен, калибрация тәсілдерін сынақтан өткізуге және акселерометр мен гироскоп сигналдарының жүйелік қателіктерін зерттеуге таптырмайтын құрылғы болып табылады.

Кесте 4 - L3G4200D үш өсті гироскобының механикалық сипаттамалары

Белгіленуі	Параметр	Шарттары	Шамасы (кепілдік жоқ)	Өлшем бірлігі
1	2	3	4	5
FS	Өлшеу диапазоны	Қолданушы таңдайды	±250	Dps
			±500	
			±2000	
So	Сезімталдығы	FS=250	8.75	mdps/digit
		FS=500	17.50	
		FS=2000	70	
SoDr	Температураға қатысты сезімталдықтың өзгеруі	-40°C .. +85°C	±2	%
DVoff	Нөлдің цифрлық деңгейі	FS=250	±10	Dps
		FS=500	±15	
		FS=2000	±75	

4 кестенің жалғасы:

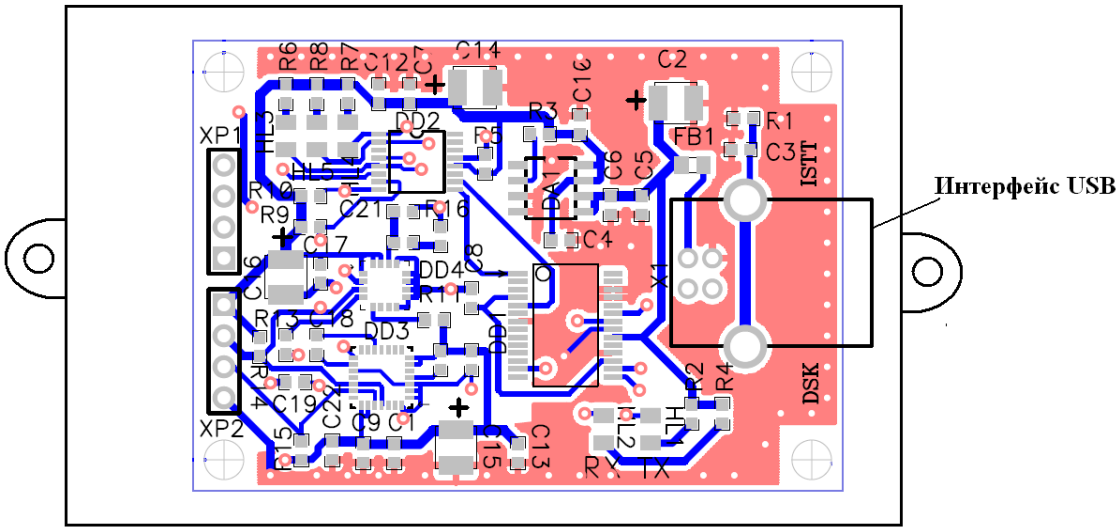
1	2	3	4	5
OffDr	Нөлдік деңгейдің температураға қатысты өзгеруі	FS=250	±0,03	dps/^{o}C
		FS=2000	±0,04	
NL	Сызықсыздық	Түзу сызыққа аппроксимация	0,2	% Fs
DST	Өзін-өзі тестілеу кезінде шығыстың өзгеруі	FS=250	130	Dps
		FS=500	200	
		FS=2000	530	
Rn	Шуыл деңгейі	BW=50 Гц	0,03	dps/sqrt(Гц)
ODR	Жиілігі		100/200/400/800	Гц

Бұл кестеде белгілеулер датчиктің сипаттама құжаты бойынша алынды, және өзіндік сипаттамаларының (параметрдің шамасының) дәл екендігіне кепілдік жоқ.

Кесте 5 - LSM303DLM үш өсті акселерометрінің механикалық сипаттамалары

Белгіленуі	Параметр	Шарттары	Шамасы (кепілдік жоқ)	Өлшем бірлігі
FS	Өлшеу диапазоны	FS битін 00 баптасақ	±2.0	G
		FS битін 01 баптасақ	±4.0	
		FS битін 11 баптасақ	±8.0	
So	Сезімталдығы	FS битін 00 баптасақ	1	mg/digit
		FS битін 01 баптасақ	2	
		FS битін 11 баптасақ	3.9	
TCSo	Температураға қатысты сезімталдықтың өзгеруі	FS битін 00 баптасақ	±0.01	%/^{o}C
TyOff	Нөлдік ығысудың дәлдігі	FS битін 00 баптасақ	±60	Mg
TCOff	температураға қатысты нөлдік ығысудың өзгеруі	25^{o}C бастап max.	±0,5	mg/^{o}C

Бұл екі датчик және олармен жұмыс істеу туралы толығырақ ақпаратты олардың сипаттама құжаттарынан (datasheet) алуға болады. Осы екі датчиктің көмегімен ДТОО «Ғарыштық техника және технологиялар институты» ЕЖШС даярланған эксперименталды ИНЖ сызбасы мен суреті 27-суретте бейнеленген.



Сурет 27 - L3G4200D үш өстік бұрыштық жылдамдықтар датчигі және LSM303DLM үш өстік акселерометрінен тұратын инерциалдық жүйе сызбасы

3.1.2 INRIA (Париж-Рокенкур, Франция) зерттеу орталығының Cybus интелектуалды көлігінің ИНЖ және СНЖ датчиктерінің сипаттамалары

Шетелдік стажировка барысында жасалған әдістер мен алгоритмдер INRIA (Париж-Рокенкур, Фанция) компаниясының Cybus автоматтандырылған машинасында орналасқан Garmin GPS18 GPS-қабылдағышы мен Crossbow IMU440CA инерциалдық модулінде сынақтан өткізілді (сурет 28).



Сурет 28 - Cybus автоматтандырылған көлігінде тәжірибе жүргізу барысы

Cybus көлігінің позициялау жүйесі келесі датчиктерден құралады:
1) Alasca XT және LUX лазерлік датчиктері;
2) IMU440CA инерциалдық датчиктер блогы;

3) Арпзан Garmin GPS18 GPS-қабылдағышы;
4) Жоғары дәлдікті Ashtech Z-xtreme RTK GPS қабылдағышы;
5) Axis 215 PTZ камерасы

1. Ashtech Z-xtreme GPS-қабылдағышының сипаттамасы:

Z-xtreme – диффиренциалдық және RTK тәртіптерінде қолдануға болатын екі жиілікті жоғарғы дәлдікті GPS қабылдағыш.



Сурет 29 - Ashtech Z-xtreme GPS-қабылдағышы

Кесте 6 - Ashtech Z-xtreme GPS-қабылдағышының сипаттамасы

Параметр	**Сипаттамасы**
1	2
Сигналдарды өңдеу	
Өңдеу каналдары	36
Өңделетін сигналдар	L1/L2 C/A код және фаза
Негізгі сипаттамалары	
Постөңдеуден кейінгі дәлдігі	5mm + 1ppm
RTK тәртібіндегі дәлдігі	10mm + 2.5ppm
Салмақ-габарит сипаттамалары	
Өлшемдері	5mm + 1ppm
Салмағы	10mm + 2.5ppm
Тоқпен қуаттандыру	
Қуат алу батареясы	12В, 5400мАч
Сыртқы шарттар	
Шаңға және суға төтеп бергіштігі	MIL-STD 810E сәйкес
Жұмыс жасау температурасы	-30°C .. 55°C
Енгізу/шығару интерфейсі	
Мәліметті жіберу порттары	RS-232

6 кестенің жалғасы

1	2
Жады және мәлімет беру	
Жады	16 Mb PCMCIA алмастырмалы карта
Мәлімет жіберу жиілігі	Секундына 10 ретке дейін
Шынайы уақытта мәлімет шығару	NMEA 0183 v. 2.3

2. Garmin GPS 18 GPS-қабылдағышының сипаттамасы



Сурет 30 - Garmin GPS 18 GPS-қабылдағышы

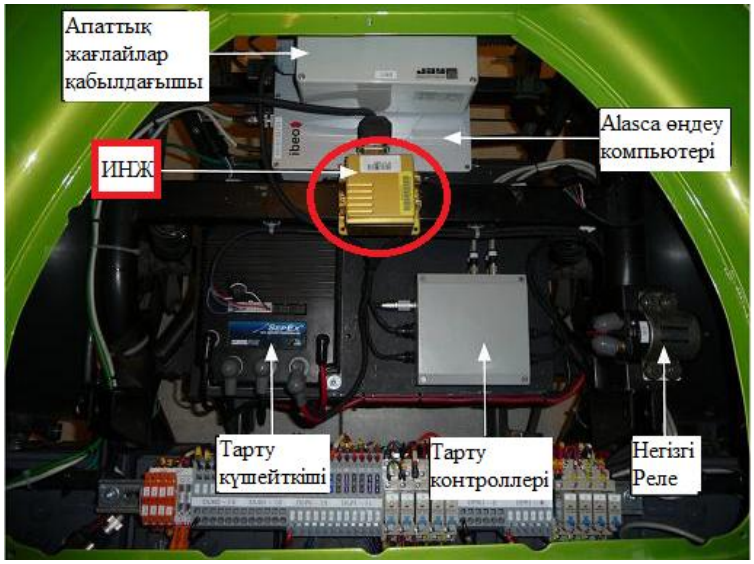
Кесте 7 - Garmin GPS 18 GPS-қабылдағышының сипаттамасы

Параметрі	**Сипаттамасы**
Дәлдігі	15 м, WAAS қолданылғанда 3 м
Каналдар саны	12
Энергия шығыны	55 Ма
Ыстық старт	15 сек
Суық старт	45 сек
Интерфейс	USB 2.0 (USB 1.1 мен толықтай үйлесімді)
Формат	Garmin USB format
Тоқ көзі	USB порттан
Өлшемдері	61 х 19.5 х 61 мм
Салмағы	100.4 грамм

3. Crossbow IMU440CA жүйесінің сипаттамалары

IMU440 – энергия шығыны аз, бұрыштық жылдамдық пен сызықтық үдеуді жоғары дәлдікпен өлшейтін өте сенімді инерциалдық жүйе. Ол өте сапалы МЭМЖ гироскоптар мен акселерометрлерді жоғары жылдамдықты DSP электроникамен біріктіріп, сыртқы ортадан қорғалған берік корпустағы толықтай калибрацияланған динамикалық өлшеу жүйесін қамтамасыз етеді.

IMU440 күрделі операциялық жүйелерде үйлесімді жұмыс істейді, және қолданушының кең ауқымды қосымшалар үшін баптау мүмкіндігі бар.



Сурет 31 - IMU440CA инерциалдық блогы және оның сипаттамасы

Кесте 8 - IMU440CA инерциалдық блогы және оның сипаттамасы

Бұрыштық жылдамдықтар	
Өлшеу диапазоны (^{o}/с)	±200 (±400 қолжетімді)
Нөлдік ығысу тұрақтылығы (^{o}/сағ)	<10
Нөлдік ығысудың температураға қатысты тұрақтылығы (^{o}/с)	<0.2
Масштабтық коэффициент дәлдігі (%)	<1
Өстік сәйкессіздік (% FS)	<0.5
Бұрыштық кездейсоқ кезу ($^o/\sqrt{\text{hr}}$)	<4.5
Жиілігі (Гц)	25
Сызықтық үдеулер	
Өлшеу диапазоны (g)	±4 (±10 қолжетімді)
Нөлдік ығысу тұрақтылығы (mg)	<1
Нөлдік ығысудың температураға қатысты тұрақтылығы (mg)	<4
Масштабтық коэффициент дәлдігі (%)	<1
Өстік сәйкессіздік (% FS)	<1
Бұрыштық кездейсоқ кезу ($m/s/\sqrt{\text{hr}}$)	<1.0
Жиілігі(Гц)	25
Сыртқы шарттар	
Жұмыс жасау температурасы (^{o}C)	-40.. +71
Корпусы	IP66 сәйкес
Физикалық	
Көлемі, салмағы (см×см×см, кг)	7.62 x 9.53 x 6.43, <0.56

3.1.3 KITTI Vision Benchmark Suite жобасының автономды басқару платформасының навигациялық датчиктерінің сипаттамалары

KITTI Vision Benchmark Suite – KIT (Karlsruhe Institute of Technology, Германия) және TTI (Toyota Technological Institute at Chicago) технологиялық институттарының біріккен жобасы. Олар өздерінің С мүмкіндіктерін «шынайы компьютерлік көру (real-world computer vision)» жаңа күрделі сынақтарын жасауға қолданады. Айналысатын есептері: стерео, оптикалық ағын, визуалды одометрия, үш өлшемді нысандарды анықтау және үш өлшемді позициялау. http://www.cvlibs.net/datasets/kitti/raw_data.php сілтемесінде осы жоба платформасының датчиктерінен әртүрлі шарттарда (қала, тұрғын үйлер арасы, трасса, кампус және т.б.) жиналған өңделмеген мәліметтер базасы берілген. Сонымен қатар, бұл сайтта осы мәліметтерді өңдеген әр түрлі зерттеушілердің (жоба мүшелері ғана емес) тәсілдері мен алгоритмдерінің математикалық сипаттамалары келтіріліп, дәлдіктері кему ретімен орналастырылған.



Сурет 32 - AnnieWAY автономды басқарылатын көлігі

Annieway-де OXTS RT 3003 ИНЖ/СНЖ позициялау жүйесі орнатылған. RT3003 – жоғары дәлдікті инерциалдық-жерсеріктік навигациялық жүйе болып табылады. Аспан ашық кездегі сипаттамалары мынадай:



Сурет 33 - OXTS RT 3003 ИНЖ/СНЖ позициялау жүйесі

Кесте 9 - OXTS RT 3003 ИНЖ/СНЖ позициялау жүйесінің сипаттамалары

Параметрі		**Сипаттамасы**
GPS жиіліктері		L1, L2
Орналасу дәлдіктері: SPS SBAS DGPS RTK		 1.5 m 0.6 m 0.4 m 0.01 m
Жылдамдық дәлдігі		0.05 km/h
Крен/тангаж дәлдігі		0.03º
Рыскание дәлдігі		0.1º
Көлбеулік бұрышының дәлдігі		0.07º
Тайғанау бұрышының дәлдігі		0.15º
Өлшемдері		234 x 120 x 80 mm
Массасы		2.4 kg
Жұмыс жасау температурасы		-10° .. 50° C
Корпусы		IP65
Инерциалдық датчиктер		
Типі	Акселерометр	Гироскоп
Технологиясы	Servo	MEMS
Диапазоны Қол жетімділігі	10g 30g	100°/s 300°/s
Нөлдік ығысу тұрақтылығы	2 μg	2°/hr
Сызықсыздық	0.01%	0.05%
Масштабтық коэффициент	0.1%	0.1%
Кездейсоқ кезу	0.005 m/s/√hr	0.2°/√hr
Өстік сәйкессіздік	<0.05°	<0.05°

3.2 ИНЖ қателіктерін компенсациялау нәтижелері

ИНЖ қамтамасыз ететін мәліметті тестілеу және инерциалдық навигациялық шешім алу статикалық және динамикалық сынақтар арқылы жүзеге асырылады. Статикалық сынақ кезінде инерциалдық бірлік жылдамдық ориентация және орналасуды өлшеп, белгілі бастапқы орын және ориентациямен салыстырылады. Динамикалық сынақ кезінде ИЖ берілген траектория бойынша қысқа уақыт периоды аралығында орын ауыстырады. Біз L3G4200D гироскобы мен LSM303DLM акселерометрі үшін 3.4.3-бөлімде сипатталған SPM және MPM тәсілдері бойынша калибрация жүргізіп, нөлдік ығысу, масштабтық коэффициент және өстік сәйкессіздік қателіктерін анықтадық. Акселеромтер үшін:

$$M_a = \begin{bmatrix} m_{xx} & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & m_{yy} & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & m_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,980635972376002 & 0,009043660285663336 & -0,007190246328801290 \\ 0,009043660285663336 & 0,971279161855 & 0,004356666371531090 \\ -0,007190246328801290 & 0,004356666371531090 & 0,995053885228204 \end{bmatrix};$$

$$B_a = \begin{bmatrix} b_{ax} \\ b_{ay} \\ b_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,007177675005087130 \\ 0,097884531413233200 \\ -0,091424220247226700 \end{bmatrix} \cdot g(м/с^2);$$

m_{xx}, m_{yy}, m_{zz} - масштаб коэффициенттері;

$m_{xy} = m_{yx}, m_{xz} = m_{zx}, m_{yz} = m_{zy}$ - акселерометр өстерінің ортогональ еместік факторлары;

b_{ax}, b_{ay}, b_{az} - нөлдік ығысулар.

Гироскопты осы әдіспен калибрациялау үшін, белгілі тұрақты бұрыштық жылдамдықпен айналуды қамтамасыз ететін арнайы (өте қымбат) қосымша құрылғы қажет. Сол себепті, гироскопты тек қана алты позициялық тәсілмен калибрацияладық

Гироскоп үшін:

Нөлдік ығысулар:

$$B_\omega = \begin{bmatrix} b_{\omega x} \\ b_{\omega y} \\ b_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,352 \\ -1,20873 \\ 0,429655 \end{bmatrix} (^0/с);$$

Масштабтық коэффициенттер:

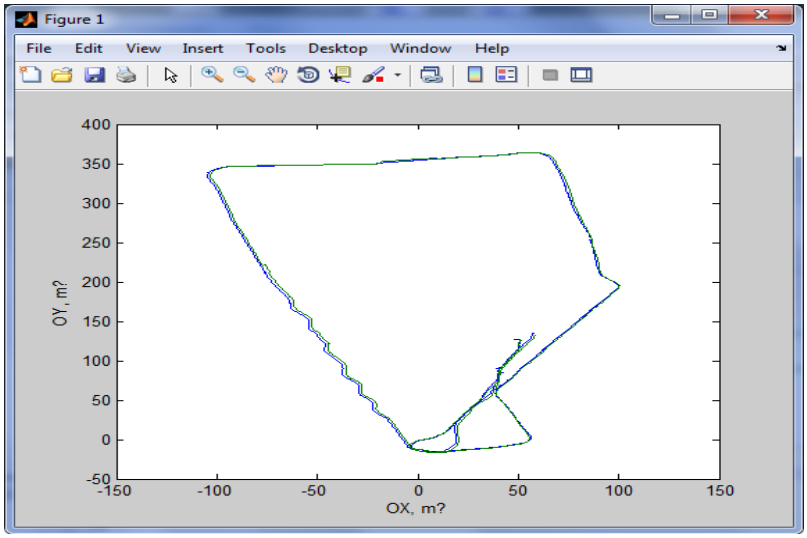
$$M_\omega = \begin{bmatrix} m_{\omega x} \\ m_{\omega y} \\ m_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,017023 \\ 0,1931 \\ 0,011668 \end{bmatrix};$$

3.3 INRIA (Париж-Рокенкур, Франция) зерттеу орталығының Cybus интелектуалды көлігінде жасалған ИНЖ/СНЖ алгоритмдерді сынақтан өткізу нәтижелері

Ashtech Z-xtreme GPS-қабылдағышынан RTK DGPS тәртібінде есептелген координаталар жоғарғы дәлдікке ие (1-2 см) болғандықтан, оларды қабылдағыштың шынайы координаталары ретінде қарастыруға болады. Алдымен, GPS позициялаудың дәлдігін есептейік. Ол үшін, Garmin GPS 18 қабылдағышынан алынған мәлімет бойынша машинаның орнын есептеу дәлдігін Ashtech Z-xtreme қабылдағышының RTK DGPS тәртібінде есептелген координаталарға (шынайы координалар) қатысты бағалауымыз керек болып табылады.

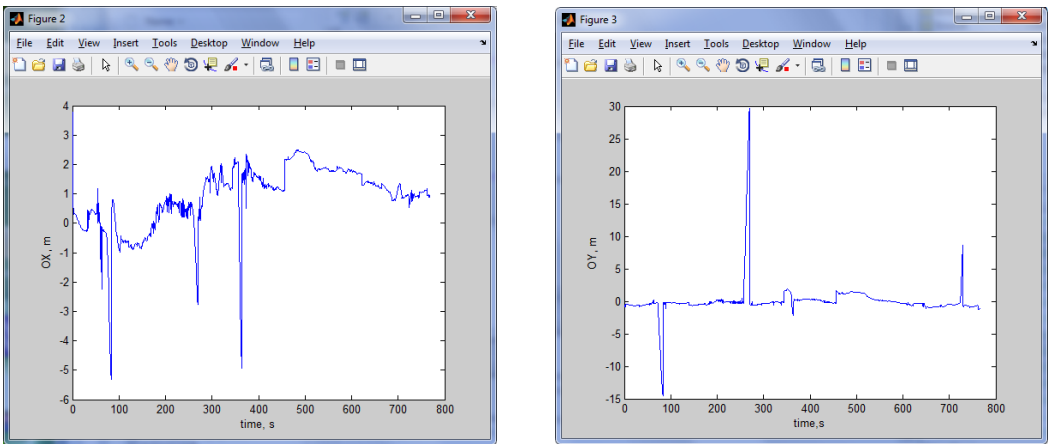
Координат бас нүктесі ретінде INRIA компаниясының негізгі қақпасын алдық. OX өсін батыстан шығысқа қарай, OY өсін солтүстікке бағыттаймыз.

Жоғарыда көрсетілген екі тәртіпте алынған қозғалыс траекториясының Матлаб бағдарламасында салынған графигі мынандай:



Сурет 34 - GPS (жасыл) және RTK DGPS (көк) тәртіптерінде анықталған координаттар.

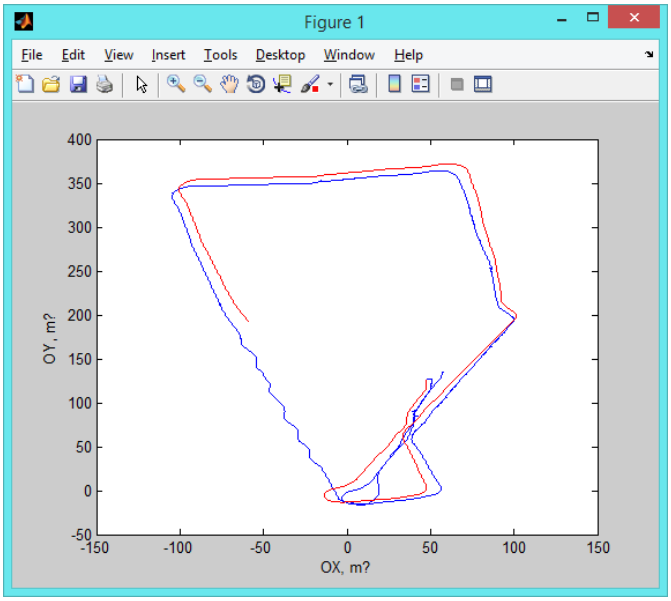
Бұл екі тәртіптегі мәліметтерді қабылдау жиілігі сәйкес келмейтіндіктен (GPS жиілігі – 2Гц, RTK DGPS жиілігі – 10Гц), сонымен қатар, әртүрлі кедергілердің әсерінен бұл жиіліктер әрқашан тұрақты болмайтындықтан, алынған мәліметтерді синхронизациялау бағдарламасы құрылды. Ол үшін, алдымен GPS тәртібінде қабылданған әрбір уақыт мезеті үшін RTK DGPS тәртібінде қабылданған ең жақын уақыт мезеттері анықтаймыз да, тек осы уақыт мезеттерінде қабылданған мәліметтермен жұмыс істейміз. Синхронизацияланған мәлімет бойынша GPS тәртібінда анықталған координаталардың RTK режимде анықталған координаталардан айырмашылығын есептейміз:



Сурет 35- OX және OY өстері бойынша GPS тәртібінде есептелген координаталардың шынайы мәннен ауытқуы (ауытқу өлшемі – метр, уақыт шкаласы - секунд)

Жоғарыда көрсетілген мәлімет бойынша GPS тәртібінде есептелген координаталардың орташа квадраттық ауытқуы **8,8775 м^2** құрады.

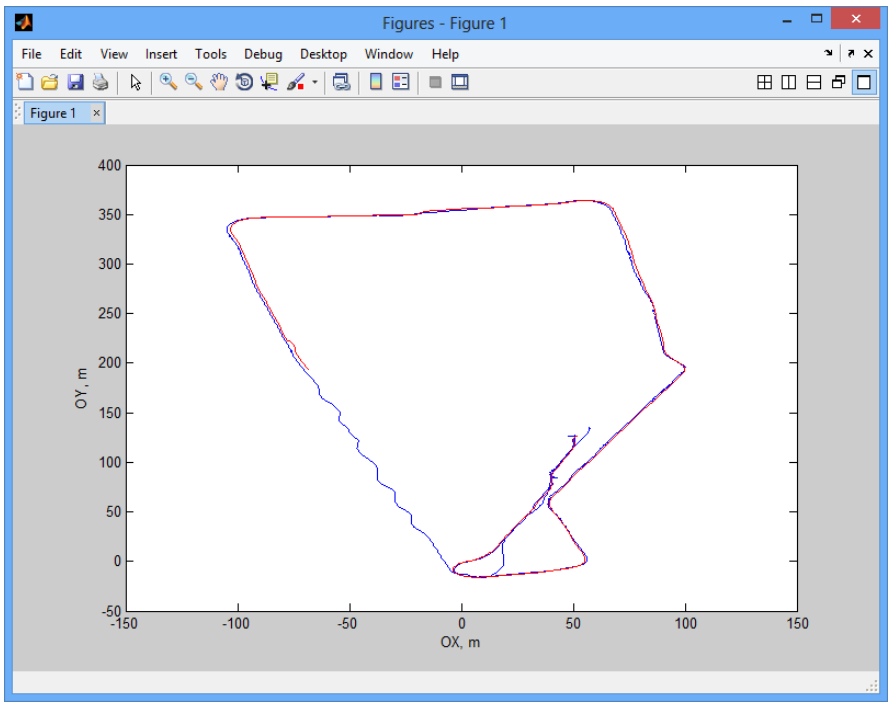
Гироскоптар мен акселерометрдің нөлдік ауытқулары және сезімталдығы алдын-ала калибрацияланған. Дәлдікті арттыру мақсатында автомобиль дөңгелегінде орналасқан одометрдің көрсеткіштерін пайдаланамыз.



Сурет 36 - Инерциалдық блок және одометриялық датчиктерден алынған мәлімет бойынша есептелген координаталарды (қызыл) RTK DGPS мәліметімен (шынайы координаталар, көк) салыстыру. (координаталар шкаласы - метр).

Одометр және ИНЖ арқылы алынған координаталардың дәлдігі шамамен **екі сағатта 15 метрді** құрады. Бұл арзан МЭМС датчиктер үшін өте жақсы нәтиже болып табылады. Бұндай нәтижені алу, біріншіден – одометрді қолданудың, екіншіден – гироскоптың жүйелік қателіктерін калибрациялаудың арқасында мүмкін болды.

Енді, ИНЖ/СНЖ гибридті навигация жүйесіне келейік. Бірақ, әртүрлі датчиктерден келетін сигналдардың жиілігі әр түрлі болғандықтан, алдымен синхронизация есебін шешу керек. GPS жиілігі – 5 Гц, дөңгелек датчиктері (одометр) мәліметті әрбір 25 мс сайын береді, ал IMU жиілігі – 100 Гц. GPS жиілігінің жоғары дәлдігі оны хронометриялық контроль жүйесі ретінде қолдануға мүмкіндік береді.



Сурет 37 - көк жолақ - RTK DGPS бойынша координаталар, қызыл жолақ - INS/GPS бойынша координаталар (Калман фильтрациясының нәтижесі)

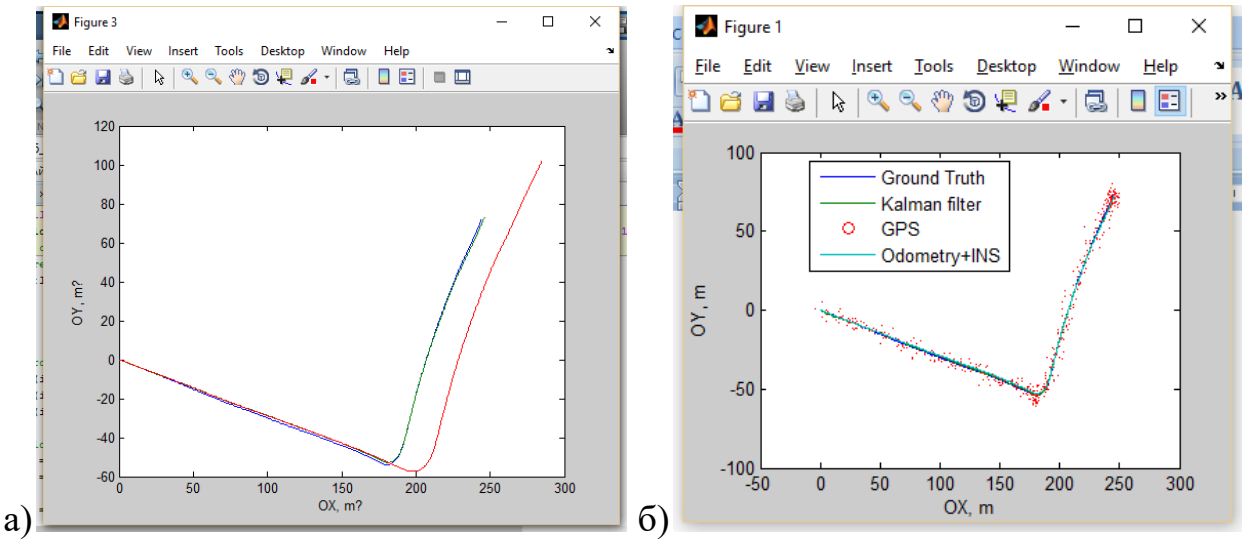
Есептеу нәтижесінде, ИНЖ/СНЖ гибридті жүйесінің көмегімен координаталарды орташа квадраттық ауытқуы шамамен **3,3654 м^2** дәлдікпен есептедік. Яғни, СНЖ және ИНЖ әрқайсысының жеке-жеке анықтаған координаталардан дәлдігінен әлдеқайда жоғары дәлдікке ие болдық. Алынған траектория СНЖ арқылы алынған траекториядан әлдеқайда тегіс. Бір айта кететін жайт – RTK DGPS тәртібінде шынайы координаталарды анықтау барысында, кедергілердің әсерінен базалық станциямыз арқылы жасалған дифференциалдық коррекция үзіліссіз болған жоқ. Сол себепті, өкінішке орай, шынайы координаталарды анықтау дәлдігі төмендеу болды. Сондықтан, ИНЖ/СНЖ жүйесінің көмегімен анықталған координаталар дәлдігі бұдан да жоғары екендігіне сенімдіміз. [34, p7-9]

3.4 KITTI Vision Benchmark Suite жобасының автономды басқару платформасының навигациялық датчиктерінің мәліметі бойынша жасалған гибридтік навигация алгоритмдерін сынақтан өткізу нәтижелері.

Координат басы ретінде, қозғалыстың басталу нүктесін алдық. OX өсі батыстан шығысқа қарай, OY өсі оңтүстіктен солтүстікке қарай бағытталған. Көліктің қалада және тарассаның бойындағы қозғалысы бойынша екі түрлі мәлімет базасын жүктеп алдық (Кампус, тұрғын үйлі аймақ және басқа мәлімет базасына әсер ететін сыртқы орта факторлары қаладағы қозғалысқа ұқсас болады).

1) Қала көшелеріндегі қозғалыс:

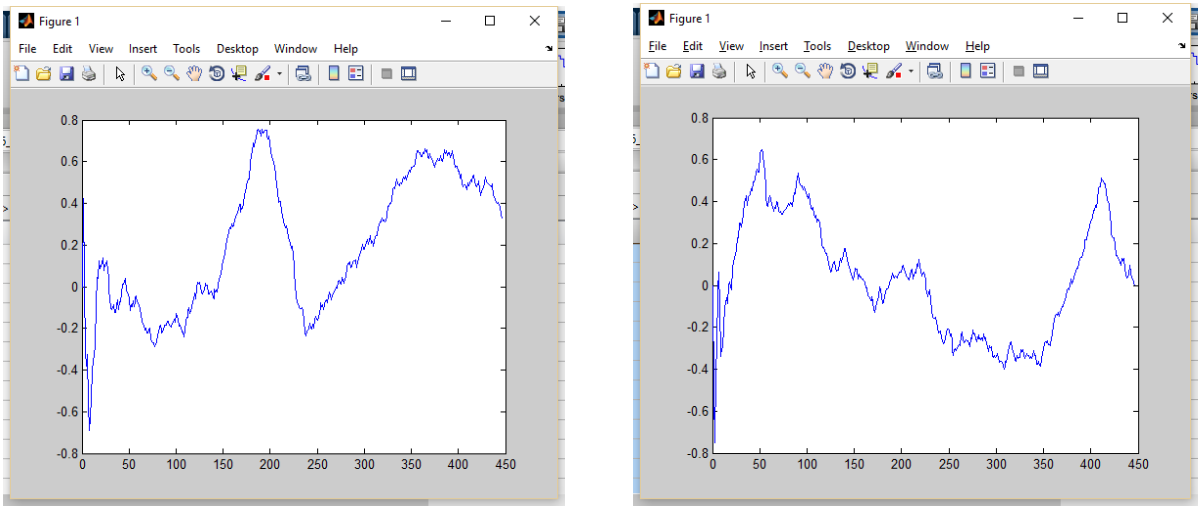
Қала ішіндегі тегіс әрі түзу көшелердің бойымен қозғалыс кезіне инерциалдық навигация мен одометрия дәлдігі жоғары, бірақ биік ғимараттардың кедергісінің әсерінен GPS дәлдігі біршама төмен болады. 44-суретте шынайы координаталармен салыстырғандағы ИНЖ, одометрия, ИНЖ/одометрия, GPS, ИНЖ/Одометрия/GPS алгоритмдері бойынша есептелген координаталар бейнеленген [34, p.9-10]:



а) Одометрия (жасыл), ИНЖ(қызыл) және шынайы координаталар (шкала - метр).

б) Шынайы (көк), одометрия/ИНЖ(көгілдір), GPS қабылдағыш (қызыл маркер) және ИНЖ/СНЖ/Одометрия көрсеткіштері бойынша есептелген координаталар (шкала - метр).

Сурет 38 – Қала көшелеріндегі қозғалыс траекториясын есептеу нәтижелері

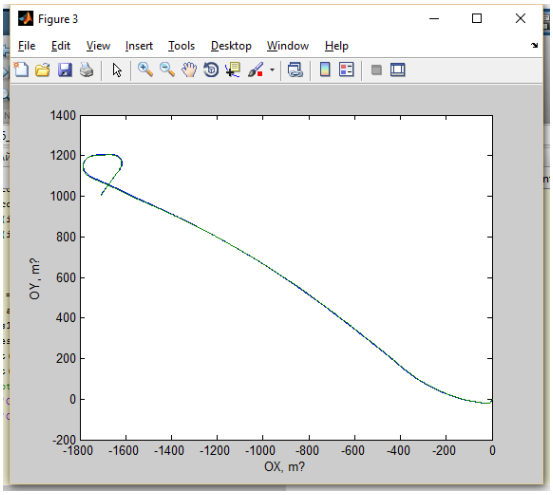


Сурет 39 - ИНЖ/СНЖ/Одометрия OX және OY өстері бойынша координаттары қателіктерінің (см) уақытқа (с) тәуелді графигі

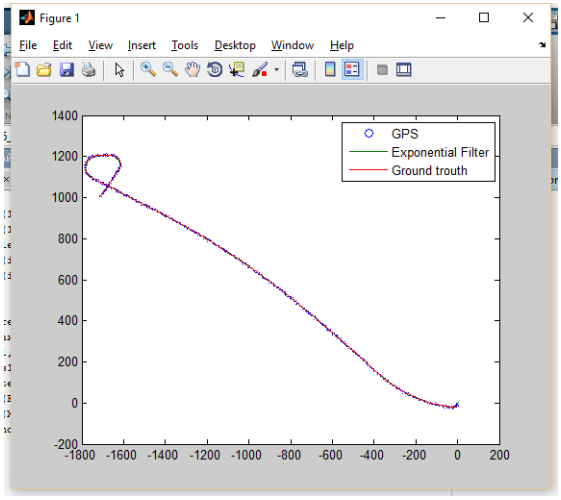
2) Трасса бойындағы қозғалыс

Көлік трасса бойымен қозғалғанда қала ішіндегі қозғалыспен салыстырғанда ИНЖ және одометрия қателігі көбірек (біріншіден, жолдардың түзулігі мен тегістігі, екіншіден жолдың ұзақтығы және қозғалыс жылдамдығының жоғарылығына байланысты), ал GPS дәлдігі артығырақ болатыны анық.

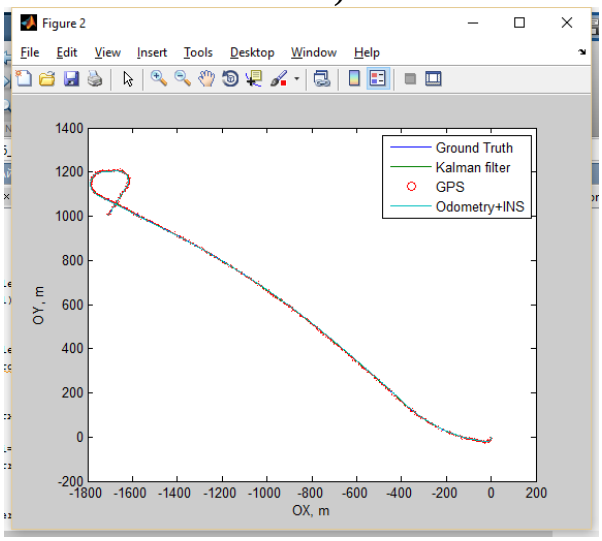
а)



б)



в)

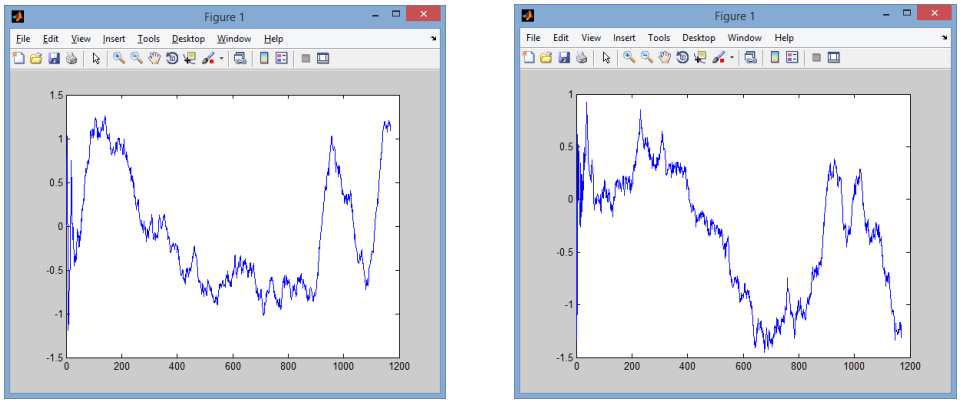


а)Одометрия+ИНЖ бойынша координаттар (жасыл) және шынайы координаттар (көк);

б) Шынайы координаттар (қызыл), GPS қабылдағыштың көрсеткіштері және оны экспоненциалдық фильтрациялау нәтижелері (көк пен жасыл);

в) Шынайы координаттар (көк), GPS қабылдағыштың көрсеткіштері (қызыл), Одометрия+ИНЖ бойынша координаттар (көк), және ИНЖ/СНЖ/Одометрия гибридтік жүйесі бойынша координаттар (жасыл).

Сурет 40 - трасса бойындағы қозғалыс траекториясын есептеу нәтижелері



Сурет 41 - ИНЖ/СНЖ/Одометрия OX және OY өстері бойынша координаттары қателіктерінің (см) уақытқа (с) тәуелді графигі

ИНЖ/СНЖ дисперсиясы **0.640738 м^2** дәлдік алынды.

ҚОРЫТЫНДЫ

Бұл еңбекте біз мультисенсорлық үйлестіруге негізделген жерүстілік көліктердің орнын анықтау жүйесін ұсындық. Жасалған СНЖ/ИНЖ, ИНЖ/одометрия, СНЖ/ИНЖ/Одометрия гибридті жүйелерінен алынған орналасу дәлдігі жеке-жеке датчиктерден алынған орналасудан дәлдігінен асып түсті. Бұл гибридтік жүйелер әр датчиктің артықшылықтарын қолданып, кемшіліктерін компенсацилауға мүмкіндік береді.

Бұл зерттеудің мақсаты – нысанның орналасуы мен ориентациясын жақсы дәлдікпен анықтау болатын. Бірінші интеграцияланған гибридтік жүйе - GPS Жерсеріктік позициялау жүйесі мен инерциалдық навигация жүйесінің (ИНЖ) интеграциясы болып табылады. Шын мәнінде, DGPS әрі кетсе 1 метр дәлдікті қамтамасыз етсе, біз субметрлік дәлдікті қамтамасыз ете алатынымызды көрсеттік.

Біз үш навигациялық жүйенің жұмыс жасау, ақпарат өңдеу және интеграциясының принциптерін түсіндірдік. Мұндай интеграцияның себебі – қолданылып отырған жүйелердің әрқайсысының ерекшеліктерін қарастырып, оны басқа датчиктердің кемшіліктерін компенсациялауға пайдалану болып табылады. Біз ИНЖ жүйесі өлшеулерінде қандай да бір қателіктердің түрлері болатынын және GPS жүйесіның көмегімен оларды түзезеуге болатынын анықтадық. Тағы бір ескерерлік жайт – ИНЖ-нің толықтай автономды болатындығы (GPS-тен айырмашылығы). Осы жайттарды ескере отырып, бұл екі жүйені интеграциялау идеясына келіп тоқтаймыз.

Дәл сол сияқты, бұл жүйе кез келген уақытта және кез келген ортада, GPS сигналдың жоғалуы мен ИНЖ дрейфтерін жұмсарта отырып жұмыс жасауы керек. GPS қызметінің қол жетімсіздігін компенсациялау үшін, біз инерциалдық навигация жүйесі мен одометрияның интеграциясын ұсындық. Мұндай ИНЖ/Одометрия жүйесі СНЖ/ИНЖ жүйесін толықтыратын қосымша позициялау жүйесі ретінде қарастырылады.

СНЖ/ИНЖ/Одометрия интеграцияланған жүйесі бір модульде кешенді шешім береді. Орналасу, жылдамдық, үдеу, ориентация және бұрыштық жылдамдық жақыс дәлдікпен және сенімді түрде есептелінеді. ИНЖ/Одометрия жүйесіне қойылған голономды емес шектеулер Cybus автокөлігінде 10 минут ішінде 5 метрден аз, ал AnnieWay көлігіндегі датчиктер бойынша 1 метрден аз дәлдікті қамтамасыз етті. Сол себепті, арзан ИНЖ одометриямен бірігіп, GPS қызмет көрсетуден тыс болған жағдайда 10 минуттан артық автономды жүйе ретінде қолданыла алады.

ИНЖ/СНЖ гибридті жүйесінің тағы бір артықшылығы – оның ориентация туралы жоғары дәлдікті мәлімет бере алатындығында. Мұндай ақпаратты, әдетте төменгі дәлдікті СНЖ және төменгі және орта дәлдікті ИНЖ жеке қолданған жағдайда бере алмайды. Калман фильтріндегі СНЖ-коррекцияның көмегімен рыскание бұрышының дәлдігін 10 минут ішінде өте жоғары деңгейге жеткізуге болады.

СНЖ/ИНЖ/Одометрия интеграциясының алгоритмдер жиынтығы жасалды. Әр түрлі мәліметтерді тестілеу, талдау және координаттарды түрлендіру алгоритмдері Matlab-тың көмегімен сынақтан өткізілді. Инерциалдық мәліметті бағалауға арналған «механизация» алгоритмі жергілікті навигация санақ жүйесі үшін жасалды.

СНЖ және ИНЖ мәліметі Калман фильтрінің көмегімен әлсіз байланысқан интеграция тәсілімен үйлестірілді. СНЖ/ИНЖ/Одометрия жүйесін интегралдау үшін кеңейтілген Калман фильтрі навигациялық модельге галономды емес шектеулер қою арқылы жүзеге асырылды. Интеграциямен қатар, нәтижелердің дәлдігіне де баса назар аударылды.

Сонымен қатар, ИНЖ аппаратының техникалық ақауларының әсерінен туындайтын кейбір қателік түрлерін анықтап, оларды түзету арқылы ИНЖ/СНЖ дәлдігін арттыру мақсатында статикалық SPM және MPM тәсілдерімен калибрациялау тәсілдерін қарастырып, сынақтан өткіздік.

Жасалған жүйелердің нәтижелерін практикалық жүзеге асыру мен сынақтардан өткізуге баса назар аударылды.

ҚОЛДАНЫЛҒАН ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

1 Ибраев А.С., Смайлов Н.К. Разработка пмо инерциальной навигации для транспортных средств // Вестник ПГУ. Серия «Энергетическая». – Павлодар, 2018. – № 3. – С. 40-53.

2 Milanes V., Naranjo J.E., Gonzalez C., Alonso J., Garcia R., Pedro de T. Sistema de Posicionamiento para Vehiculos Autonomos // Revista Iberoamericana de Automatica e Informatica Industrial. – 2008. – Vol.5, №4. – P.36–41.

3 Ибраев А.С. Көліктерге арналған интеграцияланған ИНЖ/СНЖ/Одометрия позициялау жүйесінің математикалық-бағдарламалық кешенін жасау // ҚазККА Хабаршысы. – Алматы, 2017. - № 4 (103). – Б. 203-210.

4 Ахмедов Д.Ш., Шабельников Е.А., Раскалиев А.С., Ибраев А. С., Султанбекова Л.Е. Помехоустойчивость приемников спутниковой навигации // Вестник КазНТУ имени К.И. Сатпаева. – Алматы, 2015. – №4. – С. 151-158.

5 Онгарбаева М., Шабельников Е., Богуспаев Н., Раскалиев А., Ибраев А. Разработка и исследование локальной системы дифференциальной коррекции спутниковых навигационных сигналов // Материалы международной конференции "Сатпаевские чтения - 2014: «Роль и место молодых ученых в реализации стратегии Казахстан-2050», посвященные 80-летию КазНТУ имени К.И. Сатпаева. – Алматы: КазНТУ, 2014. С. –Т. 3. – С. 613-620.

6 Kelly A. Modern Inertial and Satellite Navigation Systems, CMU-RI-TR-94-15 // Robotics Institute Carnegie Mellon University. – Pittsburgh,1994. – May 2, 1994. – P. 104.

7 Stovall S.H. Basic Inertial Navigation // California: Naval Air Warfare Center Weapon Division, 1997. – P. 34.

8 Quick W.H. Theory of the vibrating string as an angular motion sensor // Trans. ASME, J. Appl. Mech. – New York, 1964. – P. 523–534.

9 Fox C. H. J., Hardie D. J. W. Vibratory gyroscopic sensors // in Symp. Gyro Technology. - Stuttgart, 1984. – P. 13-14.

10 Hulsing R. MEMS inertial rate and acceleration sensor // Proceedings of the 1998 National Technical Meeting of The Institute of Navigation. – Long Beach, CA, January 1998. - P. 161-168.

11 Salaberry B. A low cost vibrating gyro for guidance applications and automotive application // in Symposium Gyro Technology. - Stuttgart, 1998. – P. 3-4.

12 Fetzer G., Golderer W., and Gerstenmeier J. Yaw rate sensor in silicon micromachining technology for automotive applications // in Symposium Gyro Technology. – Stuttgart,1998. – P. 8-9.

13 Barbour N., Schmidt G. Inertial Sensor Technology Trends // IEEE Proceedings of the 1998 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles. – Cambridge, 1998. – P. 55-62.

14Shum H., Ikeuchi K., Reddy R. Virtual reality modeling from a sequence of range images // IEEE / RJS International Conference on Intelligent Robots and Systems. – Sept 1994. – P. 703-710.

15 Grewal M. S., Weill L., Andrews A. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. – Manhattan: Wiley-Interscience, 2001. – P. 392.

16Maybeck P.S. Stochastic models, estimation and control. – Vol. 1, Ch. 1. – New York: Academic Press, 1979. – P. 16.

17 Sukkarieh S. Low Cost, High Integrity, Aided Inertial Navigation Systems for Autonomous Land Vehicles: Ph.D. Thesis / The University of Sydney. – Sydney, 2000. – P. 192.

18 Farrell J. A., and Barth M. The Global Positioning System & Inertial Navigation. – New York: McGraw-Hill Professional, 1999. – P. 370.

19 Ибраев А. С., Ахмедов Д.Ш. Использование одометрии для повышения точности инерциальной навигационной системы транспортного средства // Технические науки - от теории к практике: сб. ст. по матер. LXX междунар. науч.-практ. конф.– Новосибирск: СибАК, 2017. - № 5(65). – С. 44-56.

20 Samson C. Feedback Control of a Nonholonomic Car-Like robot. “LAAS report 97438” https://homepages.laas.fr/jpl/promotion/chap4.pdf

21 Latombe J.-C., Robot Motion Planning. – Kluwer Academic Publishers, SPRINGER SCIENCE+BUSINESS MEDIA, LLC, 1990. – P. 651.

22 Kelly A. Some Useful Results for Closed-Form Propagation of Error in Vehicle Odometry, report CMU-RI-TR-00-20 // Robotics Institute, Carnegie Mellon University. – Pittsburgh, 2000. – P. 136.

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

24Welch G., Bishop G., An introduction to the Kalman filter. – Los Angeles: SIGGRAPH. – P. 47.

25Brown R. G., Hwang P.Y.C. Introduction to Random Signals & Applied Kalman Filtering with MATLAB Exercises and Solutions. – 3rd edition. – Manhattan: John Wiley & Sons, 1997. – P. 400.

26 Ибраев А.С. Система навигации транспортного средства на основе интегрированной ИНС/СНС/Одометрии // Технические науки - от теории к практике: сб. ст. по матер. LXX междунар. науч.-практ. конф. – Новосибирск: СибАК, 2017. – № 5(65). –С. 31-43.

27 Spilker Jr. Global Positioning System: Theory and Applications. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. – Volume I. – P. 632

28 Zhang X. Integration of GPS with A Medium Accuracy IMU for Metre-Level Positioning: Msc. Thesis UCGE Reports Number 20178 / University of Calgary. – Calgary, 2003. – P. 109.

29 Cannon M.E., Lachapelle G., Sun H. Development and Testing of an Integrated INS/GPS Cross-Linked System for Sub-Meter Positioning of A CF-188 Jet

Fighter. // Proceedings of the 55th Annual Meeting of The Institute of Navigation. – Cambridge, 1999. – P. 463-474.

30 Salychev O. S., Voronov V. V., Cannon M. E., Nayak R., Lachapelle G. Low cost INS/GPS integration: Concepts and testing // Proceedings of the 2000 National Technical Meeting of The Institute of Navigation. – Anaheim, 2000. – P. 98-105.

31Ohlmeyer E. J., Pepitone T.R., Miller B. L. GPS-Aided Navigation System Requirements for Smart Munitions and Guided Missiles // 37th Annual Gun and Ammunition Symposium. – Panama City, 2002. – P. 1- 16.

32 Shin E.-H. Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land vehicle application: Msc. Thesis UCGE Reports N°20156 / University of Calgary. – Calgary, 2001. – P. 119.

33Noureldin A., Karamat T. B., Georgy J. Fundamentals of INS, GPS and their Integration // Springer Science & Business Media, 2012. – P.313.

34 Ibrayev A., Ibrayeva A., Akhmedov D. Development of Methods and Algorithms for Improving Accuracy of Integrated INS/GPS Systems for Vehicles // Indian Journal of Science and Technology. – India, 2016. – Vol 9(44), P. 1-11.

ҚОСЫМША А

Санақ және координат жүйелері

Инерциалдық навигацияның теңдеулерін жақсырақ түсіну үшін, бұл қосымшада біз қолданылатын санақ және координат жүйелерін және олардың араларындағы түрлендірулерді келтіреміз. Инерциалдық теңдеулерді өрнектеу үшін, локальды навигация жүйесі таңдалынып алынды. Қателіктер теңдеулерін шығару осы жүйедегі навигациялық теңдеулерге негізделген.

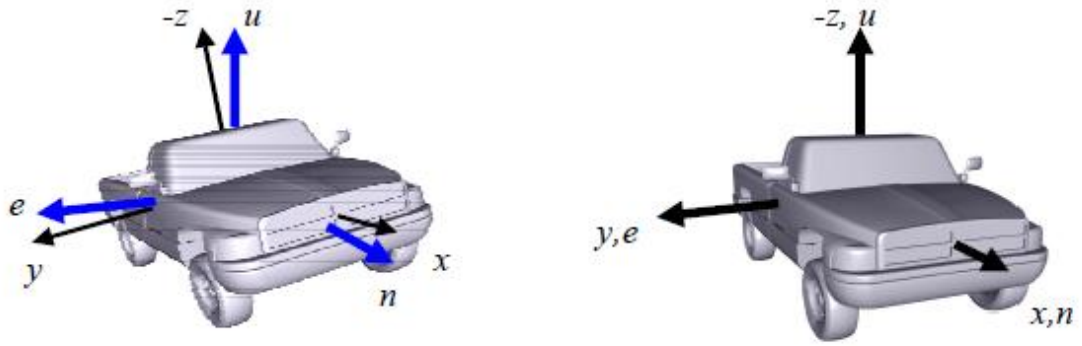
Факті жүзінде, координат жүйелері физикалық вектордың ориентациясын, модулін және орналауын өрнектеуге арналған математикалық құрал болып табылады. Координат жүйесін таңдау, яғни оның типін (декарттық, сфералық және т.б.), координат басын және т.б. таңдау еркін түрде болады да, арнайы қосымшаға сәйкес жазу критерийлеріне ғана тәуелді болады. Координат жүйесін ауыстыру векторды өзгертпейді, тек оның математикалық өрнектелуін ғана өзгертеді.

Екінші жағынан, санақ жүйелері механика теориясының бөлімі болып табылады. Олар салыстырмалы қозғалыс күйі бойынша (ілгерілемелі немесе айналмалы) бойынша ажыратылатын шын мәнінде физикалық нысандар болып табылады. Кез-келген физикалық шама екі санақ жүйесінің арасындағы салыстырмалы шаманы білдіретін мән болып табылады.

Санақ жүйелері

Көлікпен байланысқан санақ жүйесі «b» (body)

Бұл жүйе инерциалдық модульдің санақ жүйесімен бірдей деп есептейміз. Практика жүзінде бұл мүмкін емес, және бұл жүйенің басы ИНЖ центрінде емес, артқы дөңгелектер өсінің ортасында орналасатын болғандықтан, қатаң түрлендірулер (жылжыту, бұру) жүргізуге тура келер еді. *X* өсі (крен) алдыға қарай, *Y* өсі (тангаж) оңға, *Z* өсі (рыскание) төменге бағытталған.



Сурет А.1 – Навигациялық (n) және көлікпен байланысқан (b) санақ жүйелері

Навигациялық санақ жүйесі (n)

Локальды жанама жазықтықта (LTP: « Local Tangent Plane ») анықталғанда, оның басы әрқашан көліктің орналасқан орнында болады, ал *xy*

жазықтығы (ne) Жер бетіне (эллипсоидына) жанасады. Кеме қатынасында LTP жүйесінің екі түрлі бағдарлануы бар:

NED: Солтүстік, Шығыс, Төмен (ауырлық күші векторы бойымен вертикал төмен)

ENU: Шығыс, Солтүстік, Жоғары.

Бұл жұмыста NED бағдары таңдалды.

Инерциалдық санақ жүйесі «i» ECI (Earth Centred Inertial)

Бұл – Ньютон заңдары қолданылатын жүйе. Ол Жердің айналуына ілеспейді де, сол себепті жұлдыздарға қатысты айналмайды. Бұл жүйенің басы – Жердің центрінде орналасқан. Бұған сәйкес координат жүйесі декарттық жүйе болады. Оның өстері былай белгіленген:

X өсі: «көктемгі күн мен түннің теңелуі» (алыстағы жұлдыз);

Y өсі: солтүстік полюске;

Z өсі: оң үштікті аяқтайтындай.

Назар аударыңыз: ИНЖ өз өлшеулерін (үдеу мен бұрыштық жылдамдық)осы санақ жүйесіне қатысты береді!

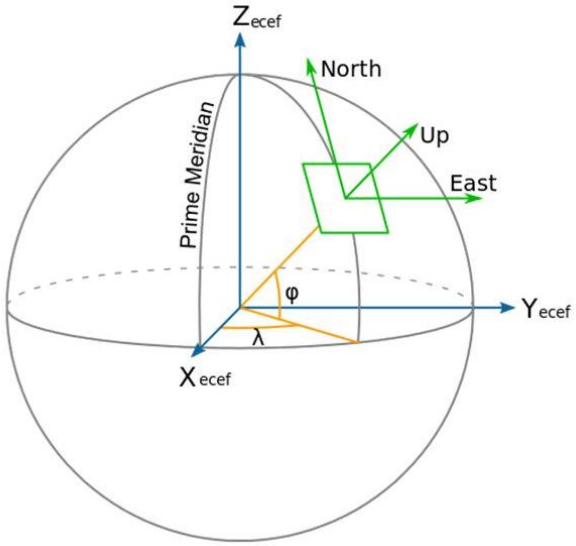
Жермен байланысқан санақ жүйесі «e» (ECEF-Earth Centered Earth Fixed)

Ол Жердің айналуына ілесіп қозғалады және бас нүктесі Жердің центріне сәйкес келеді. Сөйтіп, Жердің өз өсі бойынша бір айналым жасағанда инерциалдық санақ жүйесімен бір рет сәйкес келіп отырады.

X өсі: Гринвичке (бойлық = 0);

Y өсі: солтүстік полюске;

Z өсі: оң үштікті аяқтайтындай қылып бағытталған.



Сурет А.2 – ECEF және NED

Геодезиялық координаттар (стандарт WGS-84), және картографиялық проекциялар)

Нысанды Жер шарына абсолютті орналастыру керек болған жағдайда бірнеше мәселе туындайды:

•Шын мәнінде Жер дұрыс пішінді емес. Ол көбінесе геоидқа немесе эллипсоидқа теңестіріледі. Геоид – «теңіздің орташа деңгейімен» сәйкес келетін және әрбір нүктесінде «жергілікті вертикальға» (ауырлық күшінің бағыты) перпендикуляр эквипотенциалды бет. Эллипсоид – «геоидқа» мүмкін болғанынша жақсырақ сәйкес келетін және әдетте «жарты өсімен» және «қисықтығымен» сипатталатын математикалық бет. Жер шарының орналасуына байланысты, элипсоидтың кейбір модельдері басқаларына қарағанда локальді жақынырақ болады.

•Көп қосымшаларда Жер жазық карта түрінде бейнеленген. Енді, иілген беттің жазықтыққа проекциясы әр түрлі жолмен орындалуы мүмкін. Сол себепті, абсолютті геодезиялық координаттар мен жазық координаттар арасында түрлендіру заңы қажет болады.

Әлемдік геодезиялық жүйе (WGS 84)

Атында айтылып тұрғандай, «WGS 84» - АҚШ әскері 1984 жылы жасап шығарылған жерүсілік эталонды жүйе және бұрын қолданылған WGS72 жүйесінің жетілген түрі болып табылады. Бұл модель планета бетін IAG-GRS80 деп белгіленген эллипсоид формасында модельдейді.

WGS – орналасуды ендік, бойлық және биіктік мәндері арқылы өрнектейтін үшөлшемді географиялық координаттар жүйесі болып табылады.Олар Жер формасының жуықтауы болып табылатын айналу элипсоидына негізделген.

Ендік φ – экваторлық жазықтық пен қарастырылып отырған нүктедегі Жер беті (эллипсоид) нормалінің арасындағы бұрыш; экваторда нөлге тең және солтүстік жарты шар үшін оң, ал оңтүстік жарты шар үшін теріс болып есептеледі.

Бойлық λ – Гринвич меридианы мен қарастырылып отырған гүкте меридианының арасындағы бұрыш; Шығыс бағытында оң деп есептеледі.

Биіктік h – «элипсоидтық биіктік – *a (altitude)* биіктігімен шатастыруға болмайды» - қарастырылып отырған нүкте мен эталондық элипсоидтың арасындағы метрлік қашықтық. Эллипсоидқа нормальға сәйкес өлшенеді. Бұл мән геодезиялық координаттар жүйесінде анықталған және a биіктігінен ондаған метрге өзгешеленуі мүмкін. Айта кетерлік жайт, барлық Жерсеріктік позициялау жүйелері осы элипсоидтық биіктікті қамтамасыз етеді.

Ескерту : GPS өлшеулерін ECEF және WGS 84-ке қатысты қамтамаыз етеді.

Координат жүйелері арасындағы түрлендірулер

Көлікпен байланысқан жүйе (b) – жанама жазықтық (n) трансформациясы:

Платформасыз инерциалдық навигация жүйелері ориентация туралы ақпаратқа ие. Ендеше олар әрқашан инерциалдық (көліктің) және навигациялық жүйе өстерінің арасындағы қатынасты біледі деген сөз. Математикалық тұрғыда бұл көлікпен байланысқан b координат векторларын n санақ жүйесіне және керісінше түрлендірумен сипатталады. Бұндай түрлендіруді жүзеге асырудың әр түрлі тәсілдері бар: Эйлер бұрыштары, көшу матрицасы және кватерниондар арқылы, [15, P.346]. Қарапаймдылық үшін бұл жұмыста біз Эйлер бұрыштарын таңдап алдық.

n санақ жүйесінен b санақ жүйесіне түрлендіру матрицасы мына түрде анықталады:

$$R_n^b = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) \tag{A.1}$$

Айналу реті мынадай: алдымен z өсін, одан кейін y, содан кейін барып x өсін айналады.

$\rho = [\phi, \theta, \psi]^T$ - эйлер бұрыштары (крен (x), тангаж (y) және рыскание (я)) (радиан өлшем бірлігінде). Олар гироскоптардан алынатын бұрыштық жылдамдықтардан (1.28)-теңдеу бойынша есептелінеді. R_b^n «Бағытаушы косинустар матрицасы» - керісінше, b санақ жүйесінен n санақ жүйесіне көшу матрицасы. Яғни:

$$R_b^n = \left(R_n^b\right)^{-1} = R_z(-\psi)R_y(-\theta)R_x(-\phi) = \left(R_n^b\right)^T \tag{A.2}$$

$$R_b^n = \begin{pmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{pmatrix}\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{pmatrix} \tag{A.3}$$

$$R_n^b = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{pmatrix} \tag{A.4}$$

Мұнда s және c деп синус пен косинусты белгілеуге қолдандық.

Эйлер бұрыштары келесі теңдеу бойынша есептеледі [15, P.348]:

$$\begin{aligned} \psi &= arctg2(c_{21}, c_{11}) \\ \theta &= -tg^{-1}\left(\frac{c_{31}}{\sqrt{1-c_{31}^2}}\right) = -\sin^{-1}(c_{31}) \\ \phi &= arctg2(c_{32}, c_{33}). \end{aligned} \tag{A.5}$$

Мұндағы c_{ij} (1≤i, j≤3) - R_n^b-ның (I,j) элементтері, ал *arctg2* – төрт квадранттың көмегімен тангенстің кері функциясын (арктангенс) есептейтін С функциясы болып табылады.

ECEF (e), навигациялық (n) және инерциалдық (i) координаттар трансформациясы:

е санақ жүйесі мен n санақ жүйесінің арасындағы түрлендіру матрицасы (немесе DCM) мына түрде өрнектеледі:

$$R_e^n = R_y(-\varphi - \pi/2)R_z(\lambda) = \begin{pmatrix} -s\varphi c\lambda & -s\varphi s\lambda & c\varphi \\ -s\lambda & c\lambda & 0 \\ -c\varphi c\lambda & -c\varphi s\lambda & -s\varphi \end{pmatrix} \quad \text{(A.6)}$$

және

$$R_n^e = \left(R_e^n\right)^T \quad \text{(A.7)}$$

φ – радианмен берілген WGS-84 координат жүйесіндегі геодезиялық ендік.

λ – радианмен берілген WGS-84 координат жүйесіндегі геодезиялық бойлық.

е жүйесінде өрнектелген е жүйесінің і жүйесіне қатысты айналу жылдамдығының векторы Жердің айналу жылдамдығымен анықталады.

$$\omega_{ie}^e = [0, \quad 0, \quad \omega_e]^T \quad \text{(A.8)}$$

Мұндағы ω_e - Жердің айналу жылдамдығы үшін WGS-84 мәні.

$\omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}\ рад/с \approx 15.04106 градус/сағ$

Және оның *n* жүйесіндегі проекциясы:

$$\omega_{ie}^n = R_e^n \omega_{ie}^e = [\omega_e \cos\varphi \quad 0, \quad -\omega_e \sin\phi]^T \quad \text{(A.9)}$$

ω_{en}^n - n жүйесінің е жүйесіне қатысты айналу жылдамдығын білдіретін көліктің жылдамдығы, ендік пен бойлықтың өзгеру жылдамдығы арқылы мына түрде өрнектеуге болады:

$$\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \dot{\lambda}\cos\varphi \\ -\dot{\varphi} \\ -\dot{\lambda}\sin\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_E/(r_T + h) \\ -v_N/(r_M + h) \\ -v_E tg\varphi/(r_T + h) \end{bmatrix} \quad \text{(A.10)}$$

Бойлық бойынша жылдамдық:

$$\dot{\lambda} = \frac{d\lambda}{dt} = \frac{v_E}{(r_T + h)\cos\varphi} \quad \text{(A.11)}$$

Ендік бойынша жылдамдық:

$$\dot{\varphi} = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{v_N}{r_M + h} \tag{A.12}$$

Биіктік бойынша жылдамдық:

$$\dot{\varphi} = \frac{dh}{dt} = v_U = -v_D \tag{A.13}$$

Мұндағы v_N, v_E, v_U - Солтүстік, Шығыс, Жоғары бағытындағы жылдамдықтар;

h – эллипсоидқа қатысты биіктік;

r_M, r_T - меридиандық (солтүстік-оңтүстік) және трансверсалдық (шығыс-батыс) қисықтық радиустары [15, P. 336].

$$r_T = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}, \tag{A.14}$$

$$r_M = \frac{a\left(1 - e^2\right)}{\left(1 - e^2 \sin^2 \varphi\right)^{3/2}}, \tag{A.15}$$

$$e^2 = \left(a^2 - b^2\right) / a^2 \tag{A.16}$$

$$a = 6378137.0m$$
$$b = 6356752.3142m$$

Мұндағы a мен e – эллипсоидтың сәйкесінше үлкен өсінің жартысы мен эксцентриситеті, b – кіші өсінің жартысы.

ω_{in}^n мына түрде есептелінеді:

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n = \begin{pmatrix} \omega_N \\ \omega_E \\ \omega_D \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_e \cos\varphi + v_E / \left(r_T + h\right) \\ v_N / \left(r_M + h\right) \\ -\omega_e \sin\varphi - v_E tg\varphi / \left(r_T + h\right) \end{bmatrix} \tag{A.17}$$

Егер гироскоптың дәлдігі нашар болып (шуылы көп), Жердің жылдамдығын өлшеу мүмкін болмаса, ω_{in}^n-ді ω_{en}^n-ге жуық деп қарастыруға болады, себебі ω_{ie}^n ω_{en}^n-ге қарағанда ескермеуге боларлықтай аз.