

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

На правах рукопису

Волкогон Вікторія Олексіївна

УДК 004.42:519.85:351.814.33 (043.5)

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ МАТЕМАТИЧНОГО
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВТОМАТИЗОВАНОГО СИНЕРГЕТИЧНОГО
УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМИ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ**

Спеціальність 01.05.03 – «Математичне та програмне забезпечення
обчислювальних машин і систем»

Дисертація на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Науковий керівник

Чепіженко Валерій Іванович, доктор
технічних наук, старший науковий
співробітник, професор кафедри
Комп'ютерних інформаційних систем та
технологій Міжрегіональної академії
управління персоналом

Київ – 2021

ЗМІСТ	
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	4
ВСТУП.....	6
РОЗДІЛ 1.....	15
АНАЛІЗ ТЕОРЕТИЧНИХ МЕТОДІВ, ЯКІ ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ РЕАЛІЗАЦІЮ	
КОНЦЕПЦІЇ АВТОНОМНОГО ПОЛЬОТУ.....	15
1.1. Аналіз концепції автономного польоту та можливості її реалізації у сучасному автономному просторі.....	15
1.2. Аналіз існуючих теоретичних методів розв’язання множинних конфліктів динамічних об’єктів, які рухаються по автономним траєкторіям...26	26
1.3 Концепція автоматизації синергетичного управління автономним рухом повітряних суден в умовах конфлікту.....	32
1.4. Постановка задачі дослідження.....	45
РОЗДІЛ 2.....	48
РОЗВИТОК ЕНЕРГЕТИКО-ПОТЕНЦІАЛЬНОГО МЕТОДУ ДЛЯ	
РОЗВ’ЯЗАННЯ ЗАДАЧ БЕЗКОНФЛІКТНОГО РУХУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В	
РЕЖИМІ ВІЛЬНОГО ПОЛЬОТУ.....	48
2.1. Формалізація математичної моделі автономного руху ПС в умовах конфлікту.....	48
2.2. Зв’язні лінійні осцилятори, як імітаційна модель поведінки динамічних об’єктів.....	59
2.3. Визначення області оптимальних значень параметрів віртуального силового поля для гарантованого розв’язання конфліктів ПС, які рухаються в режимі автономного польоту.....	64
2.4. Стохастичність.....	70
2.5. Шляхи до самоорганізації.....	72
2.5.1. Загальна теорія обчислювальних систем.....	75
ВИСНОВКИ.....	78
РОЗДІЛ 3.....	80
ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ОЦІНКИ ПАРАМЕТРІВ РУХУ	
ДИНАМІЧНИХ ОБ’ЄКТІВ АВТОМАТИЗОВАНОЮ СИСТЕМОЮ	
УПРАВЛІННЯ. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ.....	80
3.1. Обґрунтування застосування вейвлет-фільтрації.....	80
3.2 Вейвлет фільтрація цифрових даних.....	91
3.3. Вейвлет-аналіз сигналів.....	94
3.4. Моделювання руху системи двох лінійних осциляторів в стохастичній постановці.....	100

3.5. Вейвлет-фільтрація параметрів руху аналітично зв'язаних рухомих об'єктів.....	105
ВИСНОВОКИ.....	118
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	119
Додаток А.....	134

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

АС	Аварійна ситуація
АСУБП	Автоматизована система управління безпекою польотів
АС КПР	Автоматизована система керування повітряним рухом
АП	Авіаційна подія
БП	Безпека польотів
ЄС	Європейський союз
КС	Катастрофічна ситуація
ОС	Особлива ситуація
ПС	Повітряне судно
ПР	Прийняття рішення
ПВП	Правила візуальних польотів
ППП	Правила польотів за приладами
РБП	Рівень безпеки польотів
УБП	Управління безпекою польотів
УР	Управлінські рішення
УУП	Ускладнені умови польоту
ФР	Фактор ризику
АСАС	Aircraft Collision Avoidance System
ADAP	Automated Downlink of Airborne Parameters
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance – Broadcast
AFR	Autonomous Flight Rules
ASAS	Airborne Separation Assurance (Assistance) System
CNS	Communication, Navigation, Surveillance
DME	Distance Measuring Equipment
ESARR	Eurocontrol Safety Regulatory Requirement
FAA	Federal Aviation Administration
FFAS (FFA)	Free Flight Airspace
FMS (4D FMS)	Flight Management System (4-dimensional FMS)
FRAS (FRA)	Free Route Airspace
GNSS	Global Navigation Satellite System
ICAO	International Civil Aviation Organization
RNAV	Area Navigation
RNP	Required Navigation Performance
RTCA	Radio Technical Commission on Aeronautics
SA	Separation Assurance
SID	Standard Instrument Departure
STAR	Standard Arrival Route
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Radio Range

ВСТУП

Актуальність теми обумовлена рядом процесів, що спостерігаються сьогодні в аеронавігаційному середовищі.

Повітряний рух зростає в геометричній прогресії, приблизно 5-6 відсотків на рік. Зростання трафіку призведе до збільшення затримок. В основі безпеки повітряного руху лежать методи й алгоритми виявлення та розв'язання конфліктних ситуацій.

Для уникнення такої ситуації необхідно удосконалити існуючі системи керування повітряним рухом на маршруті та покращити алгоритми їх функціонування.

Євроконтролем сформульовано стратегію розвитку організації повітряного руху на найближчі десятиліття. Важливу роль приділяють розробленню нових принципів керування повітряним рухом та організації повітряного простору, що покликані забезпечити високу пропускну здатність мережі маршрутів та можливість виконувати польоти за найбільш ефективними траєкторіями за гарантованого рівня безпеки, якого вимагають нові регламентуючі вимоги Євроконтролю з безпеки польотів (ESARR –Eurocontrol Safety Regulatory Requirement).

Існуючі концепції спрямовані на підвищення безпечного виконання польотів, надання повітряним суднам можливості виконувати польоти в межах спеціально виділеного повітряного простору за довільними маршрутами, але не задовольняють сучасним вимогам безпеки повітряного руху, оскільки відсутня повна автономність руху повітряних кораблів та не забезпечується надійне розв'язання конфліктних ситуацій в повітряному просторі.

Проведений аналіз доступних джерел інформації показує, що існуючі концепції, пов'язані з автономністю польоту, такі як: Free Flight, A³, TCAS, S&A, ADS-B та ASAS є недосконалими. Це обумовлено тим, що системи такого рівня – це багатоаспектні комплексні системи з ієрархічною схемою організації, які містять технічні, організаційні, інформаційні, керуючі, соціотехнічні й ергатичні

компоненти. Дані концепції здатні вирішувати тільки часткові проблеми безпеки повітряного руху. Результати останніх досліджень виявили певні існуючі недоліки та обмеження даних концепцій при реалізації автономного польоту.

Тому виникає гостра проблема вдосконалення алгоритмічного забезпечення життєдіяльності майбутньої аеронавігаційної системи на безпечній і ефективній основі.

Саме тому нами запропоновано вдосконалити математичне та програмне забезпечення автоматизованої системи управління повітряним рухом, яке забезпечить автономність кожного повітряного судна (ПС) шляхом синтезу і видачі пілоту ефективних безконфліктних траєкторій руху повітряного корабля в умовах наявності множинних конфліктів з іншими ПС.

Аналізуючи праці вчених у галузі забезпечення БП визначено:

У [19]–запропоновано модернізацію методу моделювання рідких випадків шляхом визначення об'єму допоміжної вибірки, що дозволяє більш точно оцінити вірогідність зближення ПС по одній координаті;

у [72] – розглянуто ряд аспектів рішення проблем БП, оснований на аналізі льотної придатності ПС. Надано опис сучасних бортових систем експлуатаційного контролю, які знайшли широке використання в цивільній авіації як для рішення задач збереження льотної придатності ПС, так і для забезпечення основної функціональної направленості реєстраторів, як інформаційній підтримки при розслідування АП та інцидентів;

у [123-124] запропоновано розуміти галузь науки, яка займається вивченням ефектів самоорганізації в фізичних системах, а також споріднених їм явищ в більш широкому класі систем;

у [125] – розроблено алгоритми УБП, структуру блоків управління та прогнозування ФР. Представлено узагальнену модель АСУБП.

Фундаментальною системоутворюючою властивістю сучасної системи організації повітряного руху є солідарність всіх його учасників у досягненні максимальної безпеки. Виникають принципово нові можливості забезпечення повітряного руху, які створює Всесвітня транспортна система. Нові

організаційні та комп'ютерні технології глобального управління повітряним рухом декларують гнучке, скоординоване, а не регламентоване використання повітряного простору з урахуванням усіх користувачів у середовищі CNS/ATM. Введення в експлуатацію нових систем спостереження типу ADS-B і роботи зі створення нових бортових систем типу ASAS відкривають можливості для вирішення проблеми розв'язання конфліктів зіткнення автономно на борту ПС. За прогнозами Eurocontrol буде проводитися поетапний перерозподіл функцій виявлення та розв'язання конфліктів між диспетчером і екіпажем.

Аеронавігаційна система є джерелом підвищеної небезпеки для життя і здоров'я людей, незважаючи на суттєве збільшення надійності її технічних складових, тому має властивість небезпеки, а показники БП, фактично характеризують наскільки система небезпечна. Відповідний моніторинг реального стану системи, вдосконалення її ланок та забезпечення ефективності, у тому числі за показником безпеки, неможливо здійснити без виявлення та аналізу певних кількісних характеристик.

Отже, дисертаційна робота присвячена вирішенню науково-технічної задачі удосконалення математичного та програмного забезпечення автоматизованої системи управління повітряним рухом, яке забезпечить автономність кожного повітряного судна шляхом синтезу і видачі пілоту безконфліктних траєкторій руху.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дисертаційне дослідження відповідає основним науковим напрямам та найважливіші проблеми фундаментальних досліджень у галузі природничих, технічних, суспільних і гуманітарних наук Національної академії наук України на 2019-2023 роки, які затверджені постановою Президії національної академії наук України від 30.01.2019р. №. 30:

– напряму 1.2.3.3. «Удосконалення методів формалізації системних задач, приведення їх до форми вирішення в реальних умовах, що характеризуються

наявністю великої кількості суперечливих цілей, різних видів невизначеностей і ризиків»;

– напряму 1.2.5.4. «Розроблення методів керування динамічними процесами в умовах невизначеності, розв’язання ігрових задач динаміки, керування групами рухомих об’єктів».

Робота виконана у рамках:

– науково - дослідної роботи №47/09.01.02 «Програмно-апаратний комплекс моніторингу кібернетичного простору» (шифр «InfoLUX»);

– науково - дослідної роботи «Експертна система ситуаційного синтезу програми технічного обслуговування регіональних транспортних літаків типу АН-32 на базі оптимізаційних нейронних мереж» (шифр «CALS-авіоніка»).

Метою роботи є удосконалити математичне та програмне забезпечення автоматизованої системи управління рухом повітряних суден в частині запобігання конфліктів в умовах автономного польоту.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

1. Провести аналіз існуючих методів забезпечення автономного руху літаків в умовах конфліктів;

2. Удосконалити метод синтезу віртуальних вимірювачів штучних гравітаційних полів шляхом урахування стохастичних процесів та отримання моделі цих вимірювачів.

3. Розробити метод вейвлет-фільтрації даних з урахуванням аналітичних зв'язків між детермінованими основами руху об'єктів.

4. Провести верифікацію удосконаленого методу шляхом комп'ютерного моделювання.

Об'єктом дослідження є автоматизація математичної обробки даних руху повітряних суден у системі траєкторного управління рухомими об'єктами в умовах автономного польоту.

Предметом дослідження є математичні методи обробки даних автоматизованої системи прийняття рішень і розв’язання конфліктів літаків в повітряному просторі в умовах автономного польоту.

Методи дослідження дисертаційній роботі використані методи математичного та системного аналізу, теорії імовірності та математичної статистики, теорії управління динамічними системами, вейвлет-обробка сигналів, фільтрація аналітично зв'язаних часових послідовностей та методи комп'ютерного моделювання.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

- отримав подальший розвиток метод синтезу віртуальних вимірювачів штучних гравітаційних полів шляхом урахування стохастичних процесів та отримання моделі цих вимірювачів;

- вперше запропоновано вирішувати задачу синергетичного управління рухом з урахуванням стохастичності оцінюваних параметрів;

- вперше запропоновано метод вейвлет-фільтрації даних з урахуванням аналітичних зв'язків між їх детермінованими основами. Це дозволяє підвищити точність розрахунків математичного та програмного забезпечення автоматизованого синергетичного управління повітряними рухомими об'єктами в середньому на 50%.

Практичне значення полягає в тому, що робота має важливе практичне значення в сенсі підвищення ефективності математичного та програмного забезпечення автоматизованої системи управління повітряним рухом та розв'язання задачі забезпечення безпеки польотів.

Саме вдосконалення математичних методів, алгоритмів розрахунків та програм процесорної обробки сигналів і даних дозволяє вирішити задачу забезпечення необхідного рівня безпеки польотів у системі управління повітряним рухом в умовах автономного польоту.

Результати роботи впроваджені:

- у навчальний процес Національного авіаційного університету. Розроблене математичне та програмне забезпечення використано при проведенні практичних та лабораторних робіт з математичного аналізу програмного забезпечення та проєктування інтелектуальних систем;

- у діяльність науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж». Проведено тестування створеного програмного забезпечення на пробних польотах безпілотною літальною апарату.

Особистий внесок претендента. Основні результати досліджень, що увійшли до дисертаційної роботи, отримані автором особисто.

У роботах, написаних в співавторстві, претенденту належать аналіз і інтерпретація результатів. Так у роботах:

Апробація результатів дисертації. Результати досліджень доповідалися і обговорювалися на міжнародних науково-технічних конгресах, конференціях, семінарах, серед яких:

– Літня школа молодих учених та студентів «Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем» (Житомир, ЖВІ ім. С.П. Корольова, 2013);

– 15 міжнародна науково-практична конференція «Ринок послуг комплексних транспортних систем та прикладні проблеми логістики» (Київ, 2013);

– Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Проблеми навігації і управління рухом» (Київ, 2013);

– XI Міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2013» (Київ, НАУ, 2013);

– XIV міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів «Політ. Сучасні проблеми науки» (Київ, НАУ, 2014);

– Науково-методична конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (Київ, НАУ, 2014);

– Всеукраїнська науково-технічна конференція «Проблеми навігації і управління рухом» (Київ, НАУ, 2015);

– XV міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів «Політ. Сучасні проблеми науки» (Київ, НАУ, 2015);

– XII міжнародна науково-технічна конференція «АВІА-2015» (Київ, НАУ, 2015);

– Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих учених і студентів (Київ, НАУ, 2019);

Публікації. Основні результати дисертації опубліковано в 19 друкованих наукових працях: 4 наукових статтях у фахових виданнях, 4 статтях у виданнях, що індексуються у міжнародних наукометричних базах, а також 11 тезах наукових конференцій.

Структура й обсяг дисертації. Робота складається зі списку скорочень, вступу, трьох розділів, висновку, списку літератури і додатків. Загальний об'єм -134 с, включаючи 43 рисунка, 2 таблиць, список використаних джерел 134 одиниць.

У **вступі** обґрунтовано актуальність теми, визначені мета, задачі та методологічна основа досліджень. Визначено наукову новизну та практичне значення роботи. Показано, яким чином здійснювалась апробація та впровадження результатів.

У першому розділі проведено аналіз теоретичних методів, які забезпечують реалізацію концепції автономного польоту

Проведено аналіз методів повітряного руху, розглянута і проаналізована ефективність вибору того, або іншого рішення, розглянуті фактори, від яких залежить ефективність повітряного руху.

Результати проведеного аналізу методів розв'язання конфліктів повітряних суден в аеронавігаційному середовищі свідчать про необхідність проведення наукових досліджень спрямованих на удосконалення та розробку нових методів розв'язання конфліктних ситуацій, які повинні ефективно працювати в умовах висунутих концепціями «Freeflight», «Freeroute», A³ та іншими.

Розглянуто основні концепції синергетичного управління автономним рухом повітряних кораблів в умовах конфлікту.

У другому розділі отримав подальший розвиток метод синтезу віртуальних вимірювачів штучних гравітаційних полів з урахуванням стохастичної складової для розв'язання конфліктів зіткнення повітряних кораблів, який дозволяє гарантовано синтезувати та прогнозувати безконфліктні траєкторії вільного польоту повітряних кораблів за умов мінімізації енергетичних витрат на їхню реалізацію.

З метою аналізу було проведено моделювання віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування. Для цього побудовано імітаційну модель. У нашому випадку це: математичний маятник, його добротність і градієнт.

В дисертаційній роботі вирішено питання про налаштування параметрів системи (маятника). При імітаційному моделюванні ми знаємо положення кожного динамічного об'єкту в просторі. Це – детермінована система. Але в реальному житті неможливо точно визначити місце знаходження повітряного судна через похибки вимірювань параметрів. Тому для застосування даного методу у реальній ситуації було вирішено цю задачу з урахуванням стохастичності оцінюваних параметрів. Ця модель дає змогу прогнозувати безконфліктну траєкторію руху повітряного судна при переміщенні в просторі у кожний момент часу.

Проведено аналіз поведінки зв'язаних осциляторів з математичних позицій. За основу взято лінійний осцилятор з лінійним зв'язком.

У третьому розділі проведено вейвлет-фільтрацію параметрів математичних маятників з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами.

Для фільтрації параметрів математичних маятників класичним та запропонованим (з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами) методами використовуємо багатомасштабний аналіз із біортогональним сплайновим вейвлетом восьмого порядку в якості базисної функції.

Вейвлети традиційно застосовують в задачах, пов'язаних з обробкою інформації, таких як придушення різного роду шумів та завад, стиснення даних,

виявлення короткочасних і глобальних закономірностей.

З метою підвищення точності оцінки даних було проведено вейвлет-фільтрацію амплітуд стохастичних маятників з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами. Також було проведено статистичне моделювання та побудовано порівняльну таблицю фільтрації класичним та запропонованим методом

У висновках формулюються основні наукові результати виконаних досліджень.

Завдяки запропонованому математичному та програмному забезпеченню з'явилася можливість зменшити захисну просторову зону і цим самим скоротити мінімально допустимий інтервал між ПС та підвищити безпеку польоту.

Очікуване збільшення щільності повітряного руху, зміна динаміки відносного руху літаків і зменшення норм ешелонування збільшує ймовірність небезпечного зближення літаків. У цих умовах значно зростає роль систем виявлення і запобігання потенційно конфліктних ситуацій.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ТЕОРЕТИЧНИХ МЕТОДІВ, ЯКІ ЗАБЕЗПЕЧУЮТЬ РЕАЛІЗАЦІЮ КОНЦЕПЦІЇ АВТОНОМНОГО ПОЛЬОТУ

1.1. Аналіз концепції автономного польоту та можливості її реалізації у сучасному автономному просторі

У складі транспортної системи України важливе місце належить авіації.

Забезпечення безпеки польотів (БП) є пріоритетом діяльності авіаційного транспорту і невід'ємною складовою національної безпеки. Відповідно до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (Дос 7300/9), як члена Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) Україна повинна чітко дотримуватись встановлених цією організацією стандартів, згідно з якими кожна держава – член ІКАО зобов'язана розробити і виконати національну програму БП, а суб'єкти авіаційної діяльності - впровадити систему управління БП.

Важливо відзначити, що в 80-х роках минулого століття поняття «безпека польотів» розглядалася, як властивість авіаційної транспортної системи, що полягає в її здатності здійснювати повітряні перевезення без загрози для життя й здоров'я людей.

На сьогоднішній день безпека все більшою мірою розглядається як контроль факторів ризику. Таким чином можна сказати, що безпека являє собою стан, при якому ризик заподіяння шкоди особам або нанесення шкоди майну знижений до прийняттого рівня і підтримується на цьому або нижчому рівні за допомогою безперервного процесу виявлення джерел небезпеки та контролю факторів ризику.

І ось тут з'являється можливість на підставі зібраних статистичних, математично оброблених даних, при очікуваних тотожних причинах і умовах, спрогнозувати сценарій подій, щоб на певному рубежі часу запобігти розвитку

критичної ситуації. Запобігання критичній ситуації можливо методом виключення або компенсування вагомих несприятливих подій або умов, ніж, зрештою, уникнути катастрофи та спрямувати розвиток подальших подій польоту по більш безпечного шляху.

Логічно розглядати прогнозовані сценарії розвитку ситуації не тільки в цілях проведення профілактичних заходів в авіаційних підрозділах, а й у випадках прийняття рішення при вильоті, і навіть застереження пілота про можливе настання критичної ситуації під час польоту. Ми можемо тоді говорити про деяку «інтелектуальну» систему «Попередження про небезпеку» та автоматизованого «Прийняття рішень», що становиться реальним в умовах сучасного розвитку комп'ютерних та зв'язкових інформаційних систем на борту ПС.

Таким чином, Концепція Розслідування АП полягає в тому, щоб не шукати тільки підтвердження причин катастрофи, а знаходити науково обгрунтовані варіанти її уникнення. Ми не повинні працювати на «Загиблого», ми зобов'язані працювати на «Живого» - в цьому і полягає сенс КОНЦЕПЦІЇ.

Необхідною складовою авіаційного транспорту є аеронавігаційна система (АНС), призначена для ефективного та безпечного виконання польотів. Аеронавігаційна система являє собою складну людино-машинну систему (ЛМС).

У сучасних системах організації повітряного руху (АТМ), які базуються на принципі централізованого контролю за повітряним простором у районних диспетчерських пунктах, відповідальність за забезпечення мінімум ешелонування майже повністю покладена на наземних диспетчерів. Можливості диспетчера щодо розв'язання потенційно-конфліктних ситуацій суттєво обмежені, що є стримуючим фактором у розвитку всієї системи АТМ, особливо при постійному зростанні інтенсивності повітряного руху.

При цьому все обчислювальне навантаження, пов'язане з пошуком і вирішенням конфліктних ситуацій, лягає на наземні обчислювальні центри. Із

збільшенням кількості авіаперевезень і, отже - щільності повітряного руху стає очевидною необхідність введення нових принципів управління рухом.

Конфлікти завжди існували, існують і будуть існувати, вони невід'ємна частина людських взаємовідносин.

Велика частина використовуваних у них методів і алгоритмів розрахована на конфліктні ситуації з участю тільки 2 повітряних суден, і для більш складних випадків використовують попарний перебір. Такі методи є порівняно легкими у реалізації, проте не можуть використовуватися в якості основного інструменту майбутніх систем АТМ, оскільки не розраховані на навантаження, плановані в мережі повітряних маршрутів.[23]

Конфлікт визначається як ситуація, коли прогнозована відстань між літаками в момент часу їхнього найбільшого зближення, стає менше встановленого мінімального припустимого значення, а різниця висот менше визначеного інтервалу розділення. Оцінка ймовірності конфліктної ситуації виконується як при проектуванні системи управління повітряним рухом, так і в процесі її функціонування.

Під час оперативного управління повітряним рухом (УПР) надзвичайно важливим є завчасне виявлення розвитку конфліктних ситуацій при небезпечному зближенні літаків. Роль методів виявлення і запобігання конфліктних ситуацій істотно зростає при впровадженні нових концепцій організації повітряного руху, наприклад, при скороченні мінімуму вертикального ешелонування, організації “вільного польоту” та ін., спрямованих на збільшення пропускної здатності системи управління повітряним рухом при високій щільності повітряного руху.

Незважаючи на наявність великої кількості методів і алгоритмів виявлення конфліктів, у даний час гостро стоїть проблема вибору критерію безпеки, мір оцінки і класифікації конфліктних ситуацій, способів їхнього усунення, а також практичної реалізації методів як у бортових системах, так і в системах УПР.

Рішення цієї проблеми полягає в тому, щоб поглянути на конфлікт, як на задачу, що повинна бути вирішена: у першу чергу визначити причину конфлікту, а потім - застосувати відповідну техніку рішення конфліктних проблем.

На сьогоднішній момент вже існує досить велика кількість підходів до проблеми вирішення конфліктних ситуацій у повітряному просторі.

Можна провести класифікацію методів та алгоритмів розв'язання конфліктних ситуацій між повітряними кораблями та показати їх ознаки (рис.1.1):

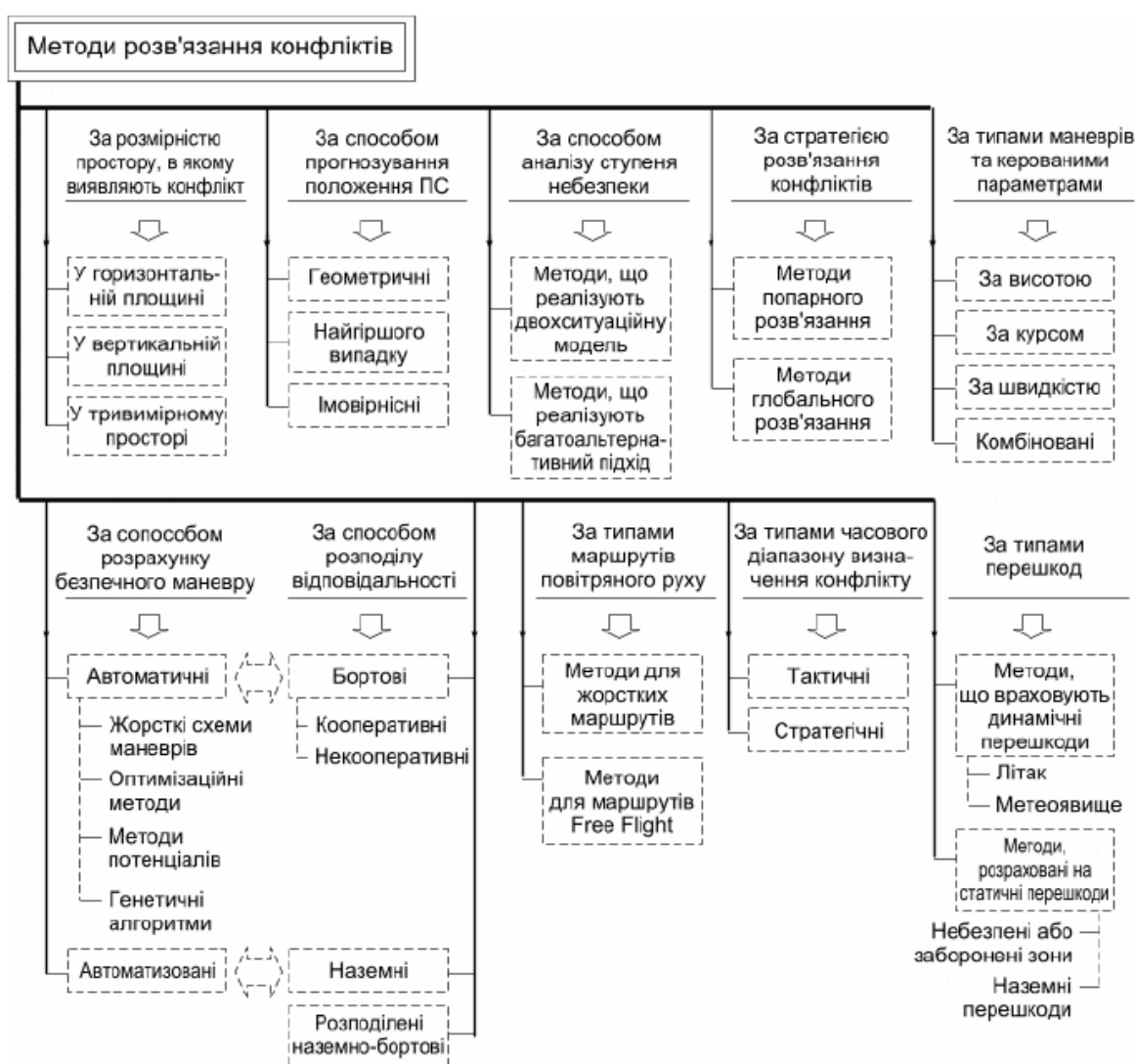


Рис.1.1. Класифікація методів розв'язання конфліктних ситуацій

Під час розробки методів виявлення і оцінки конфліктів природним є бажання одержати аналітичні вирази для оцінки характеристик алгоритмів. Аналітичні вирази дозволяють більш точно оцінювати ймовірність конфлікту.

В даний час активно обговорюється і досліджується перспектива впровадження нових концепцій АТМ і пов'язана з цим проблема безпеки повітряного руху. Причиною цьому є прогнозоване до 2025 року збільшення в два рази інтенсивності повітряного руху і пов'язана з цим необхідність збільшення продуктивності системи АТМ при забезпеченні необхідної безпеки польотів [33].

Збільшення щільності повітряного руху, а також зміна динаміки відносного руху літаків і зменшення норм ешелонування буде збільшувати ймовірність небезпечного зближення літаків. При таких умовах значно зростає роль систем виявлення і запобігання конфліктних ситуацій.

В даний час вважається, що найбільш ефективними є методи за способом розрахунку безпечного маневру виявлення та оцінки конфліктних ситуацій [70]. Всі відомі методи можна розділити на дві групи. Методи першої групи автоматичні [70]. Інша група методів автоматизовані.

До автоматичних методів, коли система виконує розрахунок одного або декількох маневрів і пропонує оператору затвердити один з маневрів, належать:

- метод жорстких схем маневрів;
- оптимізаційні методи;
- методи потенціалів;
- генетичні алгоритми.

Проведемо коротку характеристику методів розв'язання КС.

Метод жорстких схем маневрів

Методи жорстких схем маневрів застосовують при необхідності використання на бору заздалегідь визначених типів траєкторій (бортові системи GPWS/TAWS, TCAS, ACAS). У працях [30] розглянуто модель «кубу прийняття рішень», що містить можливі типи запобіжних маневрів відповідно до взаємного

розташування пари ПК у просторі. Такий підхід, як правило, дозволяє розв'язувати тільки закладені в модель типові конфліктні ситуації, що суттєво обмежує область його застосування.

Суттєвим недоліком розв'язання парних конфліктів є те, що їх послідовне розв'язання в умовах високої щільності повітряного руху може призвести до виникнення нових конфліктів з навколишніми повітряними кораблями. Розв'язання цих конфліктів у свою чергу може викликати виникнення нових конфліктів і т.ін. Таким чином, різко збільшується небезпека циклічного виникнення конфліктів (так званий «ефект доміно»), що може призвести до неконтрольованих катастрофічних ситуацій [24].

Оптимізаційні методи

Оптимізаційні методи засновані на використанні моделі об'єкта управління для оцінки функцій вартості (функціоналу якості) траєкторій руху, які включають параметри безпечного розв'язання конфлікту (безпечна дистанція між конфліктуєчими ПК, відхилення від початкової траєкторії, ступінь відхилення кінематичних параметрів руху від номінальних і ін.) та вибір з них оптимальної траєкторії[30].

Однак, введення в функцію вартості великої кількості параметрів породжує проблеми, пов'язані зі значним збільшенням розмірності моделі керованого процесу. Складність керованого процесу оцінюється за складністю адекватного йому керуючого процесу [24]:

$$N \geq n + \frac{n(n+1)}{2}, \quad (1.1.1)$$

де n – розмірність системи керованого процесу.

Аналіз формули (1.1.1) показує, що зростання складності математичної моделі системи призводить до поліноміального зростання складності керування системи, що породжує ефект так званого «прокляття розмірності».

Оптимізаційні методи розв'язання конфліктних задач при наявності обмежень, заданих у формі рівностей, не забезпечують вирішення завдань програмування. Ці методи не враховують обмежень у формі нерівностей, які характерні для подібних завдань. Розв'язання завдань програмування неможливо виразити в замкнутій аналітичній формі. Завдання маршрутизації як програмування навіть теоретично мають настільки високу розмірність, що час їхнього розв'язання є практично безглуздим. Мультиплікація складностей у конфліктуючих системах веде до колапсу обчислювального процесу управління рухом вільної сукупності по-різному цілеспрямованих систем.

Стандартні схеми диференціального числення, які зазвичай використовують для розв'язання завдань програмування, засновані на виділенні деякої кінцевої системи планів (мінімальної системи можливих варіантів), серед яких свідомо міститься шуканий оптимальний план (варіант) [34]. Далі ці плани піддаються додатковому аналізу, що зводиться до порівняння значень різних планів системи та завершується відшукуванням шуканого розв'язку. Однак уже при відносно невеликих кількостях змінних n і рівнянь m (випадки, до яких зводяться порівняно прості практичні завдання) кількість варіантів, що становлять мінімальну систему можливих варіантів, обчислюється багатьма мільярдами.

Як приклад, розглянемо одну із класичних моделей програмування – так зване завдання вибору. Суть проблеми вибору в наступному. Задано квадратну таблицю з n рядками і n стовпцями. Потрібно вибрати по одному елементу в кожному рядку та кожному стовпці так, щоб сума їх виявилася максимальною. Це завдання, що має найрізноманітніші додатки, виявляється завданням лінійного програмування. Мінімальна система можливих варіантів завдання нараховує $n!$ варіантів. Безпосереднє вирішення проблеми вибору зв'язано з порівнянням $n!$ величин. Для обчислення кожної із цих величин необхідно зробити n додавань. При $n > 15 \dots 20$ таку кількість операцій не можна провести за доступний для огляду строк на самих швидкодіючих сучасних машинах [34].

За формулою Стирлінга $n! \approx (n/e)^n \sqrt{2\pi n}$. При $n = 20$ маємо $n! > 2 \cdot 10^{18}$.
 Машині, що виконує 1 млрд. операцій у секунду, буде потрібно більше 500 років для того, щоб одержати розв'язок цього відносно простого завдання. При $n = 30$ кількість можливих варіантів перевищить 10^{31} [34].

Наведений вище прямий шлях розв'язання завдань програмування – практично нездійсненна робота навіть для самих швидкодіючих сучасних обчислювальних машин, якщо досліджуване завдання має навіть порівняно невеликий розмір. Це підтверджується досвідом розробки робототехнічних систем типу «Virtual Explorer» [34].

Метод потенціалів

Метод потенціалів був розроблений для мобільного робота (МР) і був запропонований А.К. Платоновим в 1970 році.

При цьому розглядається випадок, коли робот забезпечений достатньо точною навігаційною системою, щоб її помилками можна було знехтувати, і системі управління відомі, як координати робота і вимірювального пристрою, так і орієнтація сектора огляду і напрям вимірювань виробляються в деякій абсолютній системі координат (АСК). Робот у всіх випадках являє собою крапку з запропонованим вектором орієнтації.

Суть методу полягає в наступному. Припустимо, що мета має деякий позитивний заряд, перешкоди заряджені негативно; місця розташування цілі і перешкоди фіксовані. Нехай також є деяка негативно заряджена точка, здатна переміщатися. Помістимо її у вихідну точку. Під дією сил рухлива точка буде притягатися до мети і відштовхуватися від перешкод, причому закони руху можуть задаватися, в принципі, різними способами. Логічно припустити, що при деяких обмеженнях на структуру місцевості і закони руху рухомої точки ця точка досягне мети.

Залежно від способу завдання функцій, можна отримати траси з обходом перешкод з тим або іншим ступенем «ризик» (величини наближення до перешкод).

Метод може також використовуватися для випадку, коли перешкоди розбиваються на групи, опуклі оболонки яких не перетинаються.

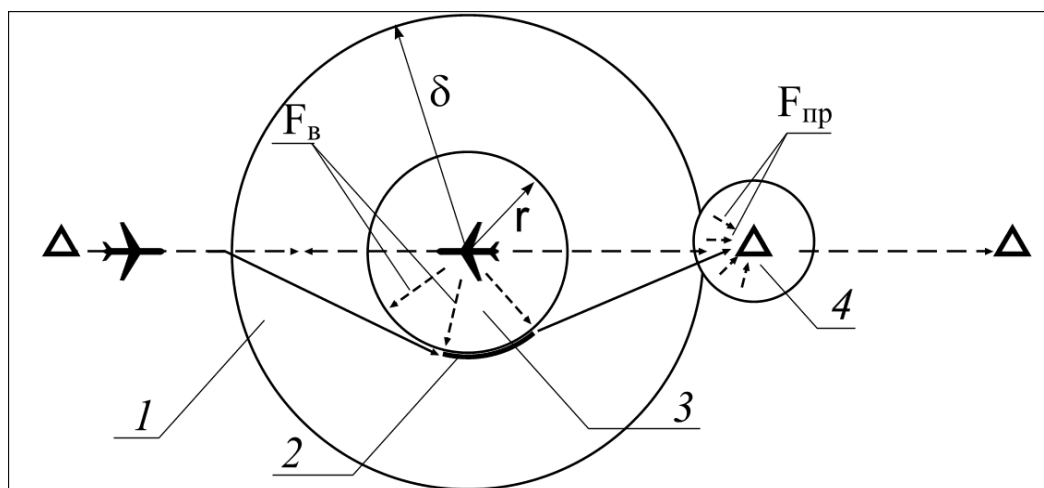


Рис. 1.2. Метод потенціалів:

1 – зона дії сил відштовхування другого ПС; 2 – результуюча траєкторія першого ПС; 3 – захисна зона другого ПС; 4 – точка маршруту першого ПС з силами притягання

Генетичні алгоритми.

Генетичні алгоритми відносять до методів штучного інтелекту. Штучний інтелект (англ. Artificial intelligence, AI) займається формалізацією проблем та завдань, які нагадують завдання, виконувані людиною. При цьому, у більшості випадків алгоритм розв'язання завдання невідомий наперед. Суть адаптованого для завдань АТМ генетичного алгоритму, такого, як GEARS, полягає у формуванні набору викривлених варіантів початкової траєкторії на ділянці маршруту, на якій є перетин з потенційно небезпечними зонами (порушення ешелонування з іншими ПС. вхід в зону небезпечних метеорологічних явищ).

Викривлення траєкторій виконується шляхом внесення шуму в положення контрольних точок маршруту як за повздовжнього, так і за поперечною координатою руху ПС (рис. 1.3).

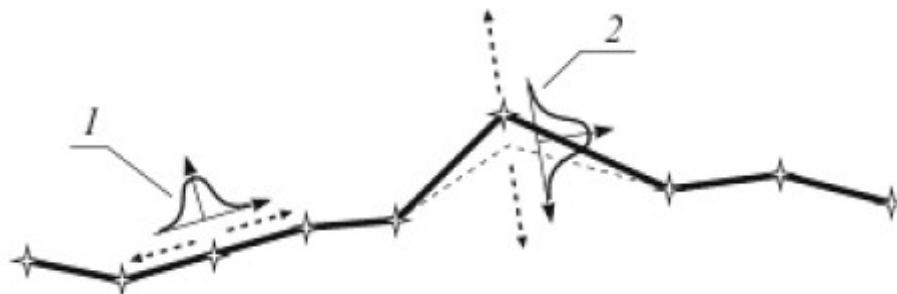


Рис.1.3. Генетичний алгоритм:

1 — викривлення траєкторії за позаддовжньою координатою; 2 — викривлення траєкторії за поперечною координатою

Виконується випадкове видалення або додавання додаткових контрольних точок. З отриманого набору траєкторій вибирається найбільш оптимальний маневр відповідно до критеріїв мінімальної довжини, який не перетинає жодної небезпечної зони.

Перевага методу полягає в швидкості знаходження вирішення порівняно з багатьма оптимальними методами.

Автоматичні методи значною мірою відносяться до бортових систем, а автоматизовані - до наземних, хоча це не є правилом. Це пояснюється тим, що пілот більш обмежений в можливостях розрахунку безпечних маневрів ніж диспетчер, який спостерігає сукупну обстановку повітряного руху і може розраховувати безпечні маневри з позиції глобальної оптимізації.[34]

При розв'язанні конфліктної ситуації автоматизованими методами система пропонує тільки інструменти, а побудову маневру виконує оператор. До автоматизованих можна віднести такі методи, що застосовуються в системах URET, CTAS, HIPS.

Все обчислювальне навантаження, пов'язане з пошуком і вирішенням конфліктних ситуацій, лягає на наземні обчислювальні центри, якими керують люди. Людина в свою чергу наділена не тільки професійними навичками, але й психологічними властивостями. Які невід'ємно впливають на взаємодію з навколишнім середовищем. Кожна людина проявляє себе по-різному в певних ситуаціях, а тим паче в конфліктних ситуаціях. Застосування в психологічній

концепції фізичного поля для опису поведінки і конфліктних ситуацій при взаємодії індивіда з навколишнім світом.

Курт Левін був першим психологом, що досліджував конфлікт як такий. Це відноситься і до його описів конфлікту в теорії поля. У теорії поля Левіна конфлікт «психологічно характеризується як ситуація, в якій на індивіда діють сили, які протилежно спрямовані та впливають одночасно, приблизно рівної величини».

На думку Левіна, закони розвитку конфлікту єдині для всіх його різновидів, однак випадок конфлікту між власними і зовні вимушеними силами має специфічну можливість руйнування цієї зовнішньої влади. З цих теоретичних побудов вирости експериментальні дослідження групової атмосфери в ситуації, яка інтерпретувалася як протиріччя між вимушеними і власними силами.[85]

Так як і повітряний простір так і психологічний простір складається з різних секторів, регіонів, які графічно зображуються розділеними межами. Отже можна зробити висновок, що на результативність уникнення КС дуже сильно впливає психологічний простір людини.

Аеронавігаційна система є джерелом підвищеної небезпеки для життя і здоров'я людей, незважаючи на суттєве збільшення надійності її технічних складових, тому має властивість небезпеки, а показники безпеки польотів, фактично характеризує наскільки система небезпечна. Відповідний моніторинг реального стану системи, вдосконалення її ланок та забезпечення ефективності, за показником безпеки, неможливо здійснити без виявлення та аналізу певних кількісних характеристик – критеріїв рівня.

У подальших дослідженнях, пов'язаних з методом розв'язання конфліктних ситуацій планується приділити увагу особливостям знаходження діапазону конфліктних курсів та вибору запобіжного маневру, а також психології, що сприяє вирішенню народжених практикою виконання польотів психологічних проблем в авіації.

Результати проведеного аналізу методів розв'язання конфліктів повітряних кораблів в аеронавігаційному середовищі свідчать про необхідність проведення наукових досліджень спрямованих на покращення та удосконалення методів розв'язання конфліктних ситуацій, які повинні ефективно працювати в умовах висунутих концепцій «Freeflight», «Freeroute», A³ та інших.

1.2. Аналіз існуючих теоретичних методів розв'язання множинних конфліктів динамічних об'єктів, які рухаються по автономним траєкторіям.

Безпека є однією з ключових завдань управління повітряним рухом . За прогнозами, до 2025 року навантаження повітряного простору подвоїться (від рівня 2005 року), для цього потрібно знизити ризики і підвищити надійність і безпеку повітряного руху. Крім того, нові вимоги Єдиного європейського неба (SES) і зростаюча складність системи організація повітряного руху (ОрПР) надає додаткові проблеми.

Європейська система безпеки розглядає всі ці питання і допомагає підготувати європейську систему ОрПР для змін, яка буде відбуватися в структурі адміністрації та європейського повітряного простору в цьому десятилітті і в наступному.

Тісний контакт буде підтримуватися з усіма відповідними міжнародними організаціями, постачальників аеронавігаційного обслуговування (ПАНО), аеропортів і користувачів повітряного простору для забезпечення їх безпеки і здійснення прогресу.

Значну частину роботи по розробці і впровадженню нових методів бере на себе Євроконтрольський експериментальний центр (ЄЕС) фінансується Європейською комісією. Налічується близько 45 проектів, які здійснюються в ЄЕС. З них 13 проектів розглядають методи виявлення конфліктів і тільки кілька проектів спрямовані на дослідження і розробку методів вирішення

конфліктів. До основних проектів, пов'язаними з вирішенням проблем АТМ, відносяться: ASSTAR, iFly, ERASMUSc, ASAS, CREDOS, DAG-TM і т.д.

Проведений аналіз проектів ЄЕС показав, що групові конфлікти не розглянуті належним чином. У зв'язку з тим, що навантаження на ВП буде збільшуватися відповідно з цим конфліктом буде більше, це призведе до того, що рішення парних конфліктів буде не дуже ефективним і часові витрати будуть більше, ніж при вирішенні багатьох конфліктів. Дозвіл численних конфліктів дозволить збільшити пропускну здатність, підвищити безпеку польотів і забезпечити ефективність польотів. Це забезпечить безпеку повітряного судна в будь-якому режимі польоту, і в рухомому потоці (in-route), і при злитті потоків (Point Merge), а також на етапах заходу на посадку (arrival).

Науково-дослідні проекти чудові тим, що вони спрямовані на саморозділення повітряного простору, а це потенційне рішення для високої щільності повітряного простору.

Нині фахівці впевнені в тому, що вже протягом найближчих 15-20 років, комп'ютери зможуть успішно замінити людину, причому, відноситься це не тільки до сфери, де потрібне проведення точних розрахунків, а й до сфери авіації, де від кваліфікованих дій пілота, залежить не тільки успішність перельоту, але й доля пасажирів, які знаходяться на борту. На жаль, авіакатастрофи часто відбуваються через помилки, що допускаються в ході пілотування, а це десятки й сотні людських жертв щорічно.

Для знаходження безконфліктної траєкторії руху літака, яка буде запропонована пілоту, необхідно обрати метод вирішення конфліктних ситуацій у повітряному просторі.

У науковому світі багато уваги приділяється розробці методів виявлення та вирішення конфліктів між повітряними суднами.[130] Існують чотири основні класи методів вирішення конфліктних ситуацій (рис. 1.4):

- методи жорстких схем;
- оптимізаційні методи;
- ймовірносно-статистичні методи;

- польові методи;[130]

Методи жорстких схем та оптимізаційні методи були описані в розд. 1.1.

Імовірно-статистичні методи

У роботах [2] в окрему групу виділені імовірно-статистичні методи моніторингу та розв'язання конфліктів. В основу цих методів покладена гіпотеза про випадкову природу неконтрольованих збурень і використання інтервальних оцінок параметрів конфліктів. Вважається, що ПК може рухатись за кожною з можливих траєкторій, починаючи з поточного моменту, з певною ймовірністю відповідно до прийнятого закону розподілу щільності ймовірності [30]. При цьому найбільш імовірною траєкторією ПК є лінія руху, що отримана геометричним методом, а найменш імовірними траєкторіями є границі коридору маневрів, розраховані за допомогою методу найгіршого випадку. Імовірнісні методи також можуть враховувати невизначеність поточного положення, а також швидкісних і кутових параметрів руху ПК. Однак, дані методи не можуть бути використані для розв'язання поліконфліктів ПК на режимі вільного польоту. Для розв'язання поліконфліктів неможливо прийняти гіпотезу про випадкову природу неконтрольованих процесів. Це обумовлено тим, що:

1. У теоретико-імовірнісній схемі прогнозується не поведінка системи, а частота тієї або іншої її поведінки, пов'язана з імовірністю. Також передбачається, що частота не змінюється при заданих умовах, що характеризує так звану стохастичну стійкість. В ситуаціях поліконфліктів самі умови міняються досить швидко та не підлягають оцінці. Значення ймовірностей у такій ситуації безглузді для прогнозування стану системи.

2. Поняття вибірки та статистичних спостережень для динамічного поліконфлікту не має змісту при відсутності частоти появи будь якого результату при багаторазовому повторенні однорідних умов (довірчий інтервал настільки великий, що не може бути використаний).

3. Будь-який реальний конфлікт має нескінченний набір стратегій його розв'язання.

Польові методи

У літературі зустрічається велика кількість назв методів, в основу яких покладені властивості потенціальних силових полів:

- метод «потенціальних полів» (Potential Field Approach);
- метод «штучних потенціальних полів» (Artificial Potential Fields);
- метод «полів віртуальних сил» (Virtual Force Field);
- метод «гістограм векторних сил» (Vector Field Histogram) та інші.

У роботах [11] була здійснена спроба класифікації потенційних польових методів за видом полів: однорідне (рис. 1.4, *a*); перпендикулярне (рис. 1.4, *б*); тангенціальне (рис. 1.4, *в*); випадкове (рис. 1.4, *г*); притягуюче (рис. 1.4, *д*); відштовхуюче (рис. 1.4, *е*); комбінація притягуючого та відштовхуючого (рис. 1.4, *ж*); каньонна коробка (рис. 1.4, *з*).

Однак такий підхід до систематизації методів є формальним, не враховує властивостей фізичної природи, закладеної в методах і не дозволяє системно підійти до їхнього аналізу.

Методи силових полів пропонується поділити за фізичним принципом, що вони використовують [21]:

- властивості електричних полів;
- властивості магнітних полів;
- закони гідродинаміки;
- геометричні методи;
- властивості вихрових (векторних) полів;
- штучні соціальні функції;
- штучні навігаційні функції;
- емпіричні математичні функції.

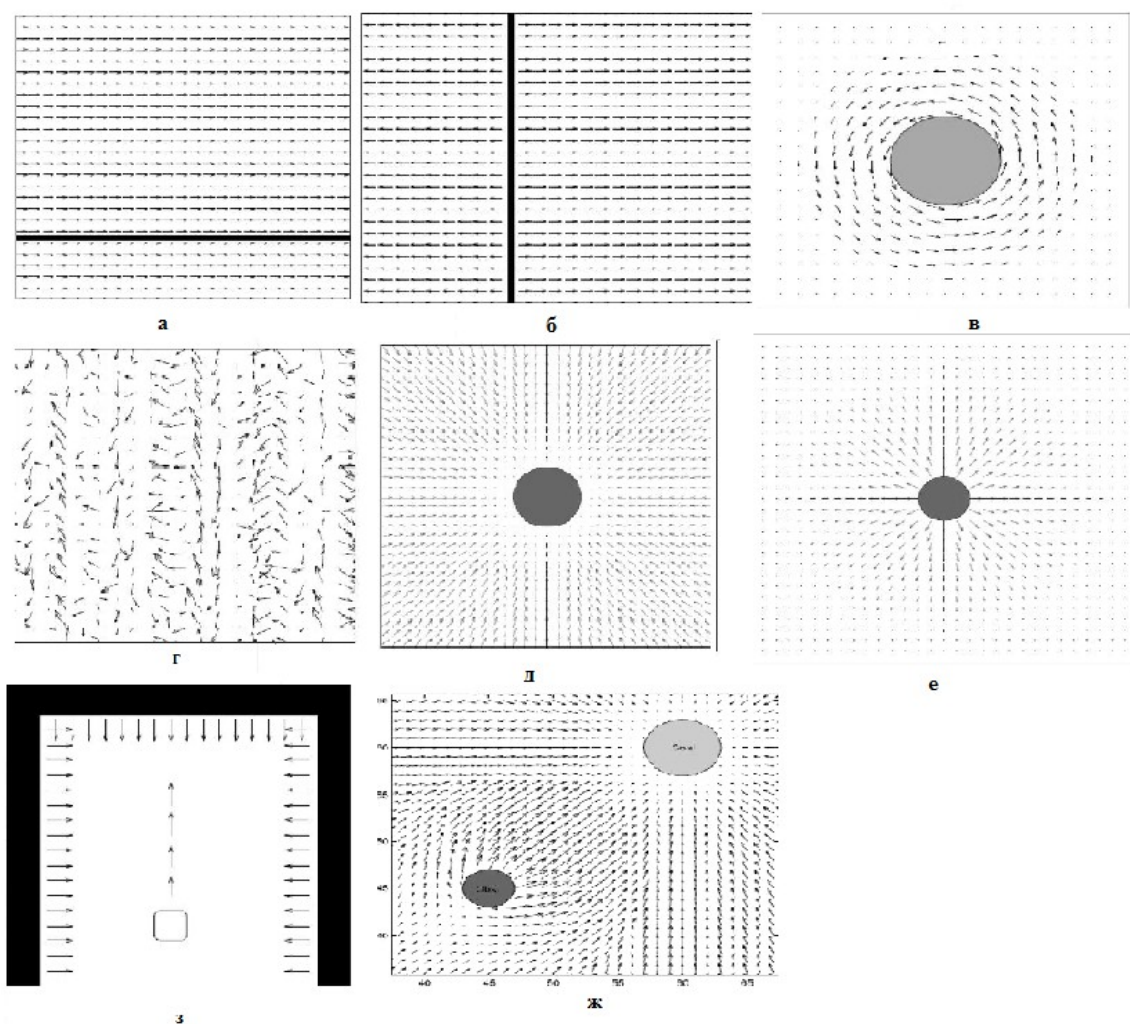


Рис.1.4. Класифікація потенціальних польових методів за видом полів:

a – однорідне; *б* – перпендикулярне; *в* – тангенціальне; *г* – випадкове;
д – притягуюче; *е* – відштовхуюче; *ж* – комбінація притягуючого та відштовхуючого; *з* – мир з каньйоною коробкою.

Як видно з рис.1.5 кожен метод має певні недоліки, тому виникає суперечність між потребою в універсальному системному методі рішення поліконфліктів між ЛА, який задовольнить вимоги існуючих концепцій, і недостатніми можливостями існуючого науково-методичного апарату.[130]

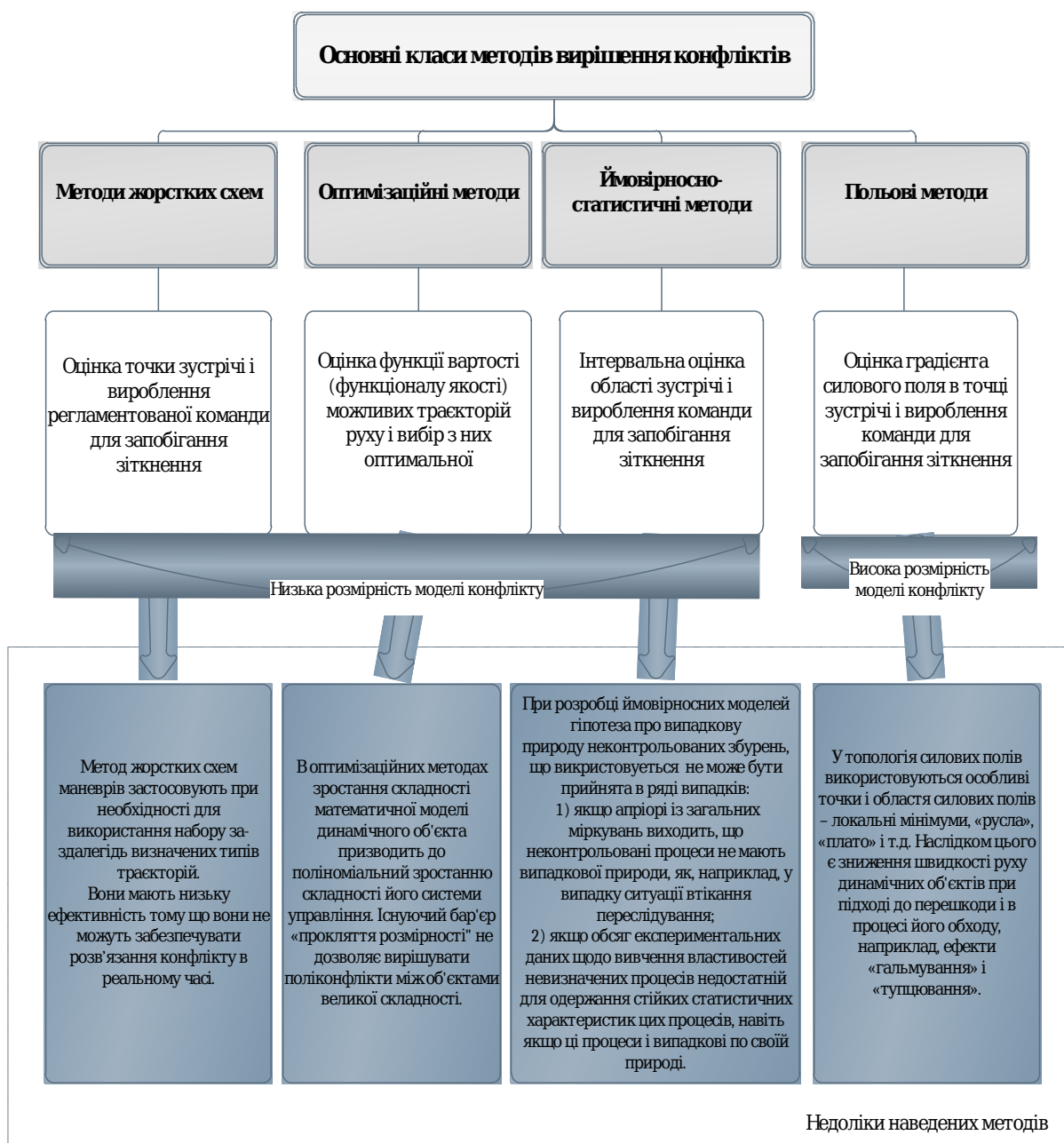


Рис. 1.5. – Характеристика методів розв'язання конфліктних ситуацій

Існуючі методи виявлення і вирішення множинних конфліктів ДО мають ряд серйозних недоліків, які значно обмежують можливості їх використання:

1. Методи попарного вирішення конфліктів, які характеризуються «ефектом доміно», не підходять для вирішення поліконфліктів.
2. Використовуючи оптимізаційні методи, ускладнюється математична модель ДО, що призводить до поліноміального зростання складності його системи управління. Конфлікти ДО великої складності не вирішуються через існуючий бар'єр «прокляття розмірності».

3. Обсяг експериментальних даних по вивченню властивостей невизначених процесів при вирішенні поліконфліктів недостатній для отримання стійких статистичних характеристик цих процесів, навіть якщо ці процеси і випадкові за своєю природою. З цієї причини відхиляють гіпотезу про випадкову природу процесів, що відбуваються у поліконфлікті .

4. Топологія силових полів характерна наявністю особливих точок. До особливих точок і областей силових полів відносяться локальні мінімуми, «русла», «плато» і т.д. Таким чином, швидкість динамічних об'єктів при підході до перешкоди і в процесі її обходу знижується, це так звані ефекти «гальмування» і «тупцювання».

Для знаходження рішення конфлікту, яке буде запропоноване пілоту, був обраний енергетико-потенціальний метод вирішення множинних конфліктів повітряного руху, який забезпечує гарантоване вирішення поліконфліктів будь-якої розмірності в 4-D просторі, та реалізацію вільного безпечного цілеспрямованого руху всіх ПС в реальному масштабі часу.[120]

1.3 Концепція автоматизації синергетичного управління автономним рухом повітряних суден в умовах конфлікту

Бурхливий розвиток авіації за останні десятиріччя призвів до різкого зростання кількості польотів повітряних кораблів, які одночасно знаходяться у повітряному просторі. При цьому політ повинен здійснюватися з більшою ефективністю, безпекою та економічністю, що може бути забезпечено підвищеним рівнем автономності бортових засобів розв'язання конфліктів між повітряними кораблями.

Проблеми безпеки польотів повітряних кораблів і трансформації глобальної аеронавігаційної системи є багатограними та складними. По-перше, на це впливає постійна зміна економічної ситуації в світі, по-друге, зростає конкуренція на ринку повітряних перевезень [130].

При збільшенні автономності повітряного судна частину функцій з організації та управління повітряним рухом і забезпечення безпечної траєкторії

руху повітряних кораблів переходить до бортових систем літака. У перспективі, при реалізації таких концепцій як Free Flight, A³, TCAS, S&A, ADS-B та ASAS, бортові системи будуть відігравати основну роль у плануванні польоту і забезпеченні безпечної траєкторії. Це потребує розробки нових методів та концепцій, які дозволять здійснювати політ з більшою ефективністю, безпекою та економічністю при збільшенні кількості повітряних кораблів в обмеженому повітряному просторі.

Існуючі концепції спрямовані на підвищення ефективності виконання польотів, надання повітряним кораблям можливість виконувати польоти в межах спеціально виділеного повітряного простору за довільними маршрутами, але не задовольняють сучасні вимоги безпеки повітряного руху оскільки відсутня повна автономність руху повітряних кораблів та не забезпечується надійне розв'язання конфліктних ситуацій в повітряному просторі.

Проведений аналіз доступних джерел інформації показує, що існуючі концепції, пов'язані з автономністю польоту, такі як: Free Flight, A³, TCAS, S&A, ADS-B та ASAS є недосконалими. Це обумовлено тим, що системи такого рівня – це багатоаспектні комплексні системи з ієрархічною схемою організації, які містять технічні, організаційні, інформаційні, керуючі, соціотехнічні й ергатичні компоненти. Дані концепції здатні вирішувати тільки часткові проблеми безпеки ПР. Результати останніх досліджень виявили певні існуючі недоліки та обмеження даних концепцій при реалізації автономного польоту [14,16,17,22].

Під автономним польотом надалі будемо розуміти політ, при якому функції та задачі вирішення конфліктів повітряних кораблів та їх забезпечення безпеки польоту покладено на бортову апаратуру та пілотів.

В якості основних концепцій розглянемо (рис.1.6):

- A³ (Autonomous Aircraft Advanced)
- Free Flight
- S&A(See&Avoid)
- TCAS(Traffic Collision Avoidance System)

- ASAS(Airborne Separation Assurance (Assistance) System)
- ADS-B (Automatic Dependent Surveillance - Broadcast)

Останнім часом світове авіаційне співтовариство значну увагу приділяє концепції УПР під назвою «Free Flight» (Free Flight - «вільний політ»). Ця концепція є першою практичною спробою систематизувати й об'єднати в єдиний комплекс засоби УПР, що з'явилися в останні роки, і має за основну мету надати екіпажам повітряних суден свободу оперативного вибору траєкторії руху по маршруту, швидкості і профілю. При цьому автономність, характерна для візуального польоту, повинна ефективно поєднуватися з надійністю безпечного розведення повітряних суден, що забезпечується технікою польоту за приладами. Основна ідея «Free Flight» полягає в абсолютно новому підході до управління повітряним рухом і вкладає новий зміст у поняття «політ за приладами» [14]. Детальне опрацювання концепції в даний час проводиться на рівні державних комітетів і робочих груп з представниками авіакомпаній.



Рис. 1.6. Концепції автономного польоту ПС

Переваги даної концепції в тому, що для авіакомпаній світу «Free Flight», в разі успішного впровадження, обіцяє економію до 5 млрд. доларів щорічно за рахунок зниження витрати палива і витрат часу. Для авіаційних органів концепція дає можливість з найменшими витратами модернізувати застарілі системи УПР. «Free Flight» надасть екіпажам повітряних суден можливість

вільно вибирати траєкторію польоту за маршрутом, швидкість і профіль, причому навіть більшою мірою, ніж це дозволяють правила візуальних польотів.

Виходячи з вищезазначеного можна сказати, що дана концепція дозволить звільнитися від обмежень, накладених системами УПР за умови виконання повітряних перевезень настільки, наскільки це дозволять вимоги безпеки та технічний прогрес. Дана концепція не розглядає використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА), що можна віднести до одного з недоліків. Однак за даною концепцією центр ваги щодо прийняття рішення про розв'язання конфліктів між ПС зміщено у бік диспетчера. З іншого боку, остаточне рішення щодо розв'язання конфліктів у повітрі згідно з існуючою нормативною базою покладається на пілота. Це може спричинити неузгодженість рішень між пілотом і диспетчером. Характерним прикладом цієї неузгодженості є катастрофи В-737 та Ту-154 у 1985 році.

Концепція А³ (Autonomous Aircraft Advanced) передбачає виділення зон повітряного простору, в якому повітряні судна (ПС) будуть застосовувати самоешелонування тобто автономні польоти. Екіпаж працюватиме без нагляду та підтримки диспетчера, та при обмеженому русі ПС у транспортних потоках. Користувачі повітряного простору повинні самостійно приймати або генерувати траєкторію свого руху, яка найкращим чином відповідає їх цілям. Обмеження в самостійному виборі траєкторії вводяться тільки для прогнозованих скупчень повітряних кораблів, або для безпеки навколишнього середовища.

Концепція операцій А³ ділить повітряний простір на наступні категорії: контрольований, неконтрольований та повітряний простір для автономних польотів, де за ешелонування відповідає користувач повітряного простору (рис.1.7).



Рис. 1.7. Зображення категорій повітряного простору за концепцією

A³

Одним з недоліків розглянутої концепції є її залежність від SWIM (System Wide Information Management) середовища. Ця залежність поширюється, як на польоти за маршрутом, які визначаються від точки виходу із зони підходу (ТМА) на вильоті ПС до точки входу в ТМА на прибутті, а також на роботу наземних засобів.

Дана концепція найбільш відповідає вимогам автономного польоту, але вона потребує великих часових та економічних затрат для вдосконалення та впровадження її в дію.

На сьогоднішній день для зменшення ризику зіткнень повітряних суден використовується система попередження небезпечних зближень літаків у повітрі – TCAS (Traffic Collision Avoidance System). Існують різні варіанти даної системи. ІКАО рекомендує застосовувати систему TCAS II від 01.01.2003 так, як вона наданий момент повністю відповідає стандартам ACAS та встановлена на більшості комерційних повітряних суден. TCAS II є обов'язковою системою для літаків – у Європі (TCAS II v.7.1) для літаків, з кількістю пасажирів більше за 11 або з максимальною злітною масою більше ніж 5700 кг та в США (TCAS II v.6.04) з загальною кількістю пасажирів більше ніж 30 [116].

Система TCAS II може виявляти повітряні судна на відстанях до 40 миль, видає інформацію про повітряну обстановку і прямі рекомендації щодо усунення виниклої конфліктної ситуації. Система одночасно може відстежувати до 30 повітряних суден і для трьох одночасно видавати команди з вирішення конфліктної ситуації.

У комплект обладнання TCAS входять:

- комп'ютерний блок, який прораховує варіанти розвитку подій і визначає видавані команди;
- дві приймально-передавальні антени, що встановлюються зверху і знизу фюзеляжу (одна з них спрямована (зверху), інша всенаправлена);
- окремі антени для S-транспондерів;
- дисплей-індикатор в кабіні.[116]



Рис.1.8. Зображення варіантів системи TCAS

Дисплей-індикатор видає інформацію про переміщення літаків що летять близько, а також візуальні команди для запобігання зіткнень. Дисплей системи TCAS II поєднує в собі три прилади:

- вказівник вертикальної швидкості;

- прилад огляду повітряної обстановки (мітки літаків що відслідковуються);
- командний прилад, що видає рекомендаційні команди до дії.

Обчислювальний блок, об'єднує відомості про всі літаки та обчислює ступінь небезпеки кожного контрольованого літака по відношенню до борту, на якому встановлена система TCAS.

Система TCAS II може виявляти повітряні судна на відстанях до 40 миль, видає інформацію про повітряну обстановку і прямі рекомендації щодо усунення виниклої конфліктної ситуації. Система одночасно може відстежувати до 30 повітряних суден і для трьох одночасно видавати команди з вирішення конфліктної ситуації. Інформація від системи TCAS II видається візуально на індикатор-дисплей у кабіні екіпажу, а також у звуковому варіанті через динамік і навушники ЛПП (літаковий переговорний пристрій).[6]

Команди, що видаються можна розділити на:

- TA (Traffic Advisory) – попереджувальний сигнал, який означає, що конфліктуючий літак увійшов у захисну зону і треба бути готовим до видачі команди RA;
- RA (Resolution Advisory) – команди для негайних дій щодо запобігання зіткнення.[116]

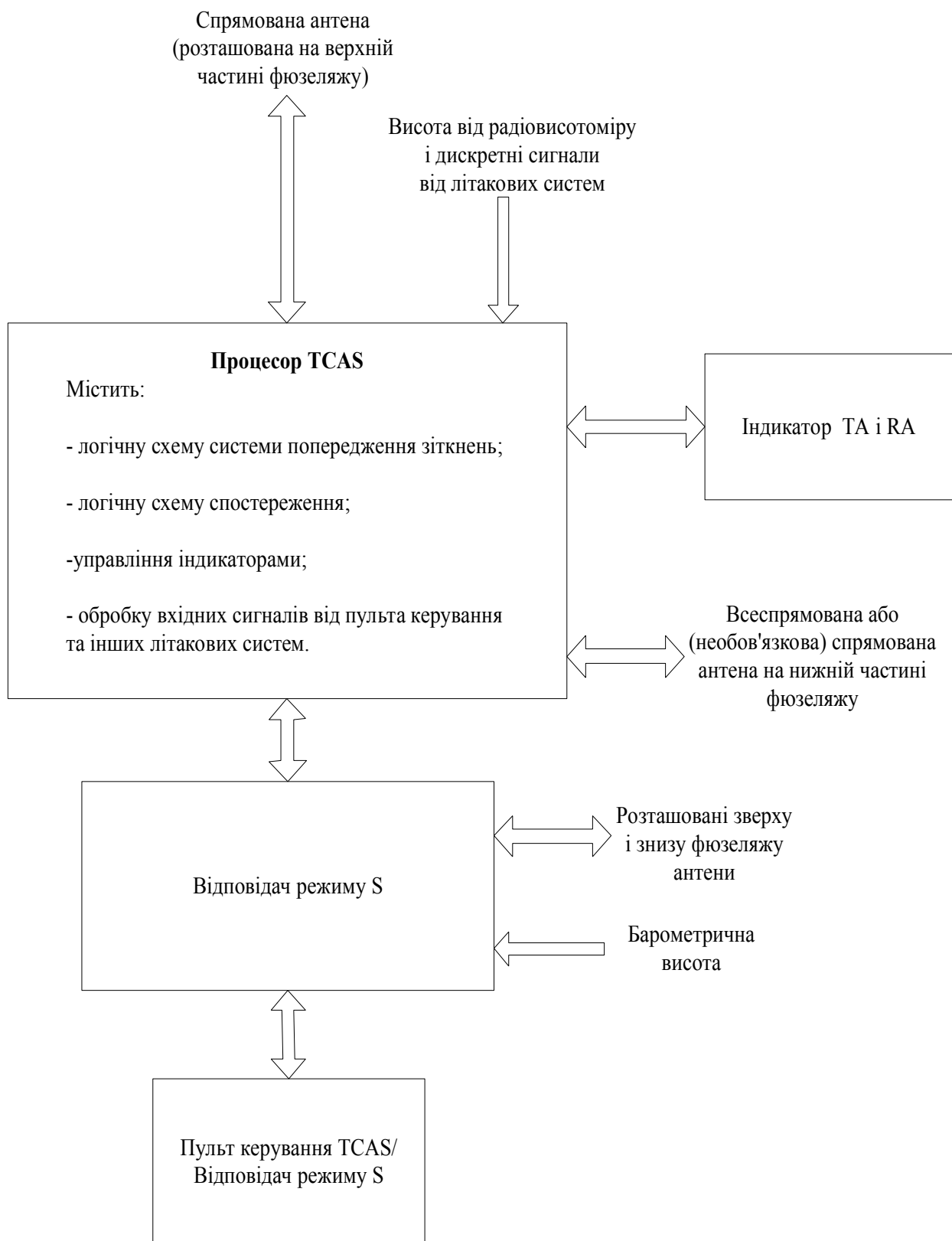


Рис. 1.9. Зображення складових елементів БСПЗ

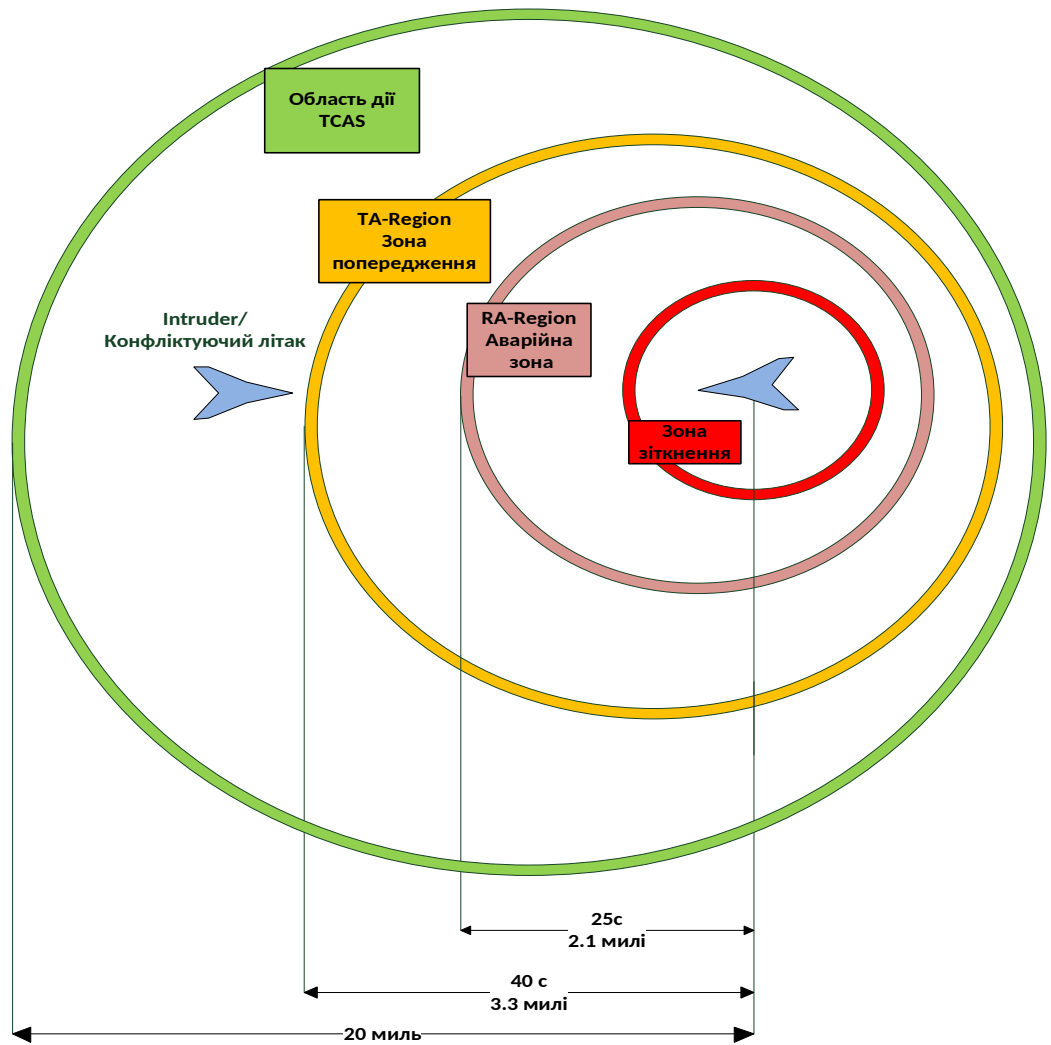


Рис. 1.10. Зображення захисних зон по відстані та часу.

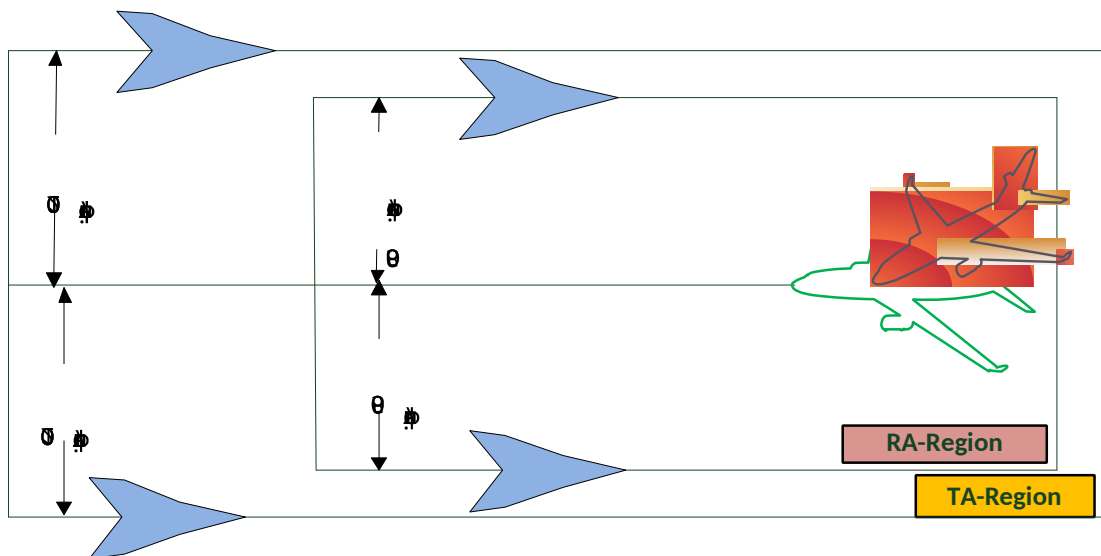


Рис. 1.11. Зображення захисних зон по висоті.

При виникненні ситуації небезпечного зближення, комп'ютер, у відповідності зі своєю програмою, визначає необхідний маневр для того, щоб забезпечити безпечне вертикальне ешелонування літаків (забезпечує їх розбіжність по висоті). При виборі маневру, можливий аналіз характеристик літака (наприклад, швидкопідйомності повітряних суден, наближеність їх до землі).[116]

БСПС видає RA щодо повітряних суден, обладнаних відповідачем режиму A/C або режиму S, передавальними дані про абсолютну висоті. Деякі повітряні судна оснащені відповідачем системи вторинної радіолокації (ВОРЛ), проте могли тимчасово втратити здатність передачі даних про абсолютну висоті. БСПС не може видавати RA в разі конфліктних ситуацій з такими повітряними судами, оскільки за відсутності інформації про абсолютну висоті розрахунок вертикального маневру щодо запобігання зіткнення стає неможливим. Відносно таких повітряних суден обладнання БСПС може видавати тільки TA, вказуючи їх видалення, швидкості зміни дальності і пеленги. БСПС не може відстежувати повітряні судна, не обладнані відповідачем режиму A/C або режиму S, або повітряні судна з непрацюючими відповідачем.

У той час як перевага використання TCAS незаперечна, ця система має ряд істотних обмежень такі як:

- TCAS може видавати вказівки тільки по вертикальному ешелонування;
- система УПР не отримує вказівок, виданих TCAS суднам, тому авіадиспетчери можуть не знати про такі вказівки, і, навіть, давати суперечні вказівки, що є причиною вагання екіпажів;
- для ефективної роботи системи TCAS необхідно, щоб цією системою були оснащені всі літаки, так як літаки виявляють один одного по відповідачам.
- система не може виявити літаки, не обладнані RBS – відповідачами (транспондерами, що використовують режим A + C). Якщо датчики

конфліктного літака з якоїсь причини не видають даних про свою висоту, то TCAS може не ідентифікувати їх на дисплеї.

- з метою виправлення конфліктної ситуації система видає команди для еволюцій тільки у вертикальній площині, маневри в горизонтальній площині поки залишаються для неї неможливими [10].

В рамках дослідженого проекту «iFly» [16] Eurocontrol здійснив спробу розробити нову бортову систему безпечного ешелонування ASAS (Airborne Separation Assurance (Assistance) System). ASAS – це бортова система, яка дозволяє екіпажу підтримувати безпечне ешелонування власного літака з одним та більше літаків і надає потрібну інформацію про повітряний рух в ПП. Однією з базових функцій ASAS є поліпшення ситуаційної поінформованості екіпажу (Situational Awareness), що полягає у наданні йому всієї необхідної інформації про повітряний рух навколо власного ПС для прийняття правильних та своєчасних рішень щодо забезпечення ешелонування з іншими літаками.

Концепцією передбачається, що відстань між літаками буде скорочена, а це в свою чергу потребує розробки системи запобігання потрапляння ПС в супутний слід. Алгоритми функціонування ASAS у загальному вигляді ще не стандартизовані. Це пояснюється складністю переходу до нових принципів розподілу відповідальності між диспетчером та пілотом щодо підтримки безпечного ешелонування ПС. Вище зазначене можна віднести до основних недоліків.

Розглянемо нову технологію радіомовного автоматичного залежного спостереження ADS-B (Automatic Dependent Surveillance - Broadcast), яке є вдосконаленим методом ADS (Automatic Dependent Surveillance). ADS-B-технологія, впроваджувана в даний час FAA на території США і в інших країнах, що дозволяє пілотам в кабіні літака і диспетчерам на наземному пункті, «бачити» трафік руху повітряних суден з більшою точністю ніж це було доступно раніше і отримувати аеронавігаційну інформацію [1].

ADS-B також передає в реальному часі погодну інформацію пілотам. Ця інформація значно розширює обізнаність пілота про ситуацію і підвищує

безпеку польотів. Найкраще те, що доступ до ADS-B інформації безкоштовний і вільний для всіх. Будь-який користувач, що знаходиться в повітрі або на землі в межах дальності радіомовної передачі, може обробляти і використовувати цю інформацію у своїх цілях. Ця інформація може бути використана не лише наземними службами управління повітряними суднами, але і бортовими системами попередження зіткнень ACAS (Airborne Collision Avoidance System).

Переваги ADS-B:

- низька вартість, висока точність і висока швидкість оновлення даних.
- система ADS-B складається з мережі відносно простих радіостанцій, дешевих, простих в установці і використанні в порівнянні з радарми, які потребують обслуговування механіки та обладнання обробки сигналів.
- ADS-B точніше визначає координати літака і його ідентифікатор. ADS-B система видає інформацію від літака приблизно кожну секунду. На відміну від радарної системи, де час оновлення інформації становить 12 сек, що визначається швидкістю повороту антени радара.
- ADS-B має більш високу точність визначення координат, що дозволяє ущільнити трафік і зробити його більш ефективним в районах високої завантаженості.
- також перевагою системи є повне покриття території. Обладнання ADS-B можна встановлювати в районах, де використання радарного обладнання не представляється можливим. Наприклад, таке обладнання встановлено на нафтових вишках в Мексиканській затоці, що істотно підвищує безпеку та ефективність повітряного руху над цим районом.

Недоліки ADS-B:

- Відсутність будь-яких засобів захисту при передачі даних, як, наприклад, шифрування і міцний криптопідпис;
- Можливість посилати в ефір підроблені дані або підмінювати інформацію в справжніх пакетах даних;

- Сторона, приймаюча дані пакети, не може бути впевнена ні в дійсності пакета, ні в ідентифікації відправника.

Незважаючи на існуючі недоліки, системи ADS-B вона спроможна вирішувати проблему забезпечення автономного польоту в частині надання інформації про координати просторового положення ПС та інші параметри польоту.

Розглянемо наступну концепцію «Побачити та уникнути» S&A (See & Avoid). Мета даної концепції полягає в забезпеченні безпеки польотів та в покращенні візуального виявлення, перегляду та уникнення конфліктів. Ця програма допомагає льотному екіпажу уникати зіткнення ПС, коли УПР не передбачено (наприклад по правилах візуальних польотів (ППП) / правилах польотів за приладами (ПВП) в класах D і E повітряного простору, та в класі G).

Ця концепція не передбачена для великої інтенсивності ПР. Встановлено, що існує високий ризик зіткнення ПС в завантаженому повітряному просторі, коли літак не отримує попередження про наявність інших повітряних суден і покладається виключно на концепцію S&A. Покладатися виключно на принципи концепції S&A, щоб уникнути зіткнень між ПС не варто. Дана концепція не може, сама по собі, забезпечити нашу безпеку. Якщо вона могла б, не було б ніякої необхідності в TCAS.

Шляхи забезпечення автономних польотів ПС в єдиному аеронавігаційному просторі ґрунтуються на таких етапах:

1. Розроблення технологій для забезпечення і контролю заданого рівня безпеки польотів.
2. Удосконалення структури повітряного простору.
3. Розроблення нового бортового та наземного обладнання.
4. Удосконалення системи обробки польотних даних бортового та наземного обладнання.

1.4. Постановка задачі дослідження

Дисертаційна робота присвячена вирішенню науково-технічної задачі удосконалення математичного та програмного забезпечення автоматизованої системи управління рухом повітряних кораблів в умовах автономного польоту в реальному масштабі часу, які цілеспрямовано вільно рухаються в сучасному обмеженому аеронавігаційному просторі, та забезпечення їх ціледосягнення.

Одним з методів підвищення ефективності управління безпекою польотів є автоматизація обробки та інтерпретації даних з використанням сучасних комп'ютерних технологій.

За результатом аналізу існуючих концепцій розвитку системи управління повітряним рухом можливо зробити такі висновки:

1) Концепції покликані одночасно підвищувати ефективність виконання польотів згідно потреб авіакомпаній та спрямовані на надання можливості літакам виконувати польоти в межах спеціально виділеного повітряного простору за довільними маршрутами.

Однак задоволення потреб авіакомпаній через надання їм певної свободи в плануванні траєкторії руху повітряних кораблів несе в собі також і труднощі при забезпеченні безпеки польотів та підвищує складності розв'язання конфліктних ситуацій між літаками.

2) Необхідно розробити універсальнебортове програмне забезпечення, яке забезпечить автономність кожного динамічного об'єкту шляхом оцінки параметрів руху ПС та синтезу і видачі пілоту ефективних безконфліктних траєкторій руху ПС в умовах наявності конфліктів з іншими ПС.

Однією з сучасних відповідей на такий виклик є значна активізація досліджень в області принципів, моделей і механізмів самоорганізації, а також програмних інструментів для розробки систем, що самоорганізуються.

Тому було впроваджено використання природно-наукових системних підходів як основи для структурної і функціональної організації самого конфліктного середовища, так і для регламентації поведінки в ній динамічних об'єктів.

Самоорганізаційний підхід використовується у вирішенні конфліктних завдань при управлінні повітряним рухом в аеронавігаційній системі. Самоорганізація здійснюється за рахунок індивідуальних дій кожного об'єкта задля досягнення поставленої мети при заданому рівні безпеки, а не через планування, накладене на елементи ззовні. Це є головним завданням програмного забезпечення системи управління рухом.

Засновники синергетичного підходу Герман Хакен та Ілля Пригожин пропонують виділяти з великої кількості параметрів складної системи параметри «порядку». Основними загальносистемними параметрами «порядку» виступають енергія і ентропія. Вони є системоутворюючою основою самоорганізації системи.

Для реального подолання відмічених системних і обчислювальних проблем в рішенні конфліктних завдань в середовищах типу CNS/ATM запропоновано використати природно-научний системний підхід, ґрунтований на описі реально існуючих закономірностей організації "Світу людини" Цей підхід нами розуміється як повна група законів організації складних природних систем, що гарантовано забезпечує їх існування у формі розширеного складного конфлікту.

Важливість такого розуміння організації складних систем обумовлена первинним конфліктним станом будь-якої реальної системи.

Можна сказати що процес самоорганізації системи підтверджує, що з посиленням організації ефективність раціональних і цілеспрямованих дій слабшає, організація сама "створює" себе, іноді протидіючи свідомому керівництву. Дослідження процесів самоорганізації дають можливість не лише виявляти механізм автономної циклічної самопідтримки, але і дозволяють знайти можливість запускати цей механізм.

Технологія самоорганізаційних систем, розглядається нині як єдина технологія, яка в змозі запропонувати адекватні методи, архітектуру і інструментальну підтримку програмній реалізації найбільш складних сучасних систем. Ця технологія має великі перспективи, передусім, по відношенню до

систем, для яких характерні відкритість, велика розмірність, автономність складових її підсистем і їх мережева організація, а також мобільність.

Вирішення даної проблеми в дисертаційному дослідженні спрямовано на розробку теоретичних основ управління рухом повітряних суден в умовах їх вільного польоту та конфліктів з іншими рухомими об'єктами. Дана проблема породжує принципово нові постановки завдань для автоматизованих систем управління рухом ПС. На основі проведеного аналізу сучасного стану аеронавігаційного середовища, наявності в ньому конфліктів повітряних суден, впливу функціонального стану повітряних кораблів на розв'язання конфліктів, а також на основі проведеного аналізу можливостей сучасних методів розв'язання конфліктів і методологічних проблем їх застосування для розв'язання конфліктів, у дисертації вирішується наступний комплекс завдань:

- проведено аналіз існуючих методів забезпечення автономного руху літаків в умовах конфліктів;

- удосконалено метод синтезу віртуальних вимірювачів штучних гравітаційних полів шляхом урахування стохастичних процесів та отримання моделі цих вимірювачів.

- розроблено метод вейвлет-фільтрації даних з урахуванням аналітичних зв'язків між детермінованими основами руху об'єктів.

- проведено верифікацію удосконаленого методу шляхом комп'ютерного моделювання.

РОЗДІЛ 2

РОЗВИТОК ЕНЕРГЕТИКО-ПОТЕНЦІАЛЬНОГО МЕТОДУ ДЛЯ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧ БЕЗКОНФЛІКТНОГО РУХУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В РЕЖИМІ ВІЛЬНОГО ПОЛЬОТУ

2.1. Формалізація математичної моделі автономного руху ПС в умовах конфлікту

Проблема безпеки в авіації буде присутній завжди, незважаючи на те, що вже зараз це найменш аварійний вид транспорту. Оцінка безпеки та заходи щодо її збільшення повинні проводитися регулярно і цілеспрямовано, незважаючи на показники інтенсивності.

Найбільш ефективним методом аналізу складної системи УПР, що дозволяє враховувати всі чинники, що впливають на систему при різних умовах, є математичне моделювання. Математичне моделювання являє собою метод дослідження об'єктів і процесів реального світу за допомогою їх наближених математичних описів математичних моделей. В основу методу покладемо адекватність між змінними складеного рівняння і досліджуваного процесу. Зрозуміло, що на практиці ці процеси не будуть абсолютно ідентичні. Але можна удосконалювати математичну модель, яка більш точно буде описувати цей процес. Треба пам'ятати, що в останньому випадку, як правило, математичні рівняння ускладнюються. А це означає, що їх моделювання на ЕОМ потребує більше часу, або ж більше не визначаючих обчислювальних комплексів.

У нашому випадку об'єктом є повітряний простір (ПП). Динамічні елементи, що вимагають обслуговування в моделі (транзакти) - повітряні суду (ПС), що входять в ПП.

Метою нашого моделювання імітаційної моделі став аналіз віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування. У нашому випадку це:

математичний маятник, добротність і градієнт.

На сьогоднішній день існує багато методів, в основу яких покладені властивості потенційних силових полів:

- Метод потенційних полів (Potential Field Approach);
- Метод "штучних потенційних полів" (Artificial Potential Fields);
- Метод "полів віртуальних сил" (Virtual Force Field);
- Метод "гістограм векторних сил" (Vector Field Histogram) та ін.

Ці методи розроблені для різних класів динамічних об'єктів, таких як:

- Пілотовані літальні апарати (Piloted Aircraft);
- Безпілотні літальні апарати (Unmanned Aerial Vehicles (UAVs));
- Колісні мобільні роботи (Wheeled Mobile Robots);
- Автономні підводні транспортні засоби (Autonomous Underwater Vehicles (AUVs)). [129]

У роботах [13, 28] було класифіковано потенційні польові методи по виду полів: однорідне (рис. 1 а); перпендикулярний (рис. 1 б); тангенціальне (рис. 1 в); випадкове (рис. 1 г); притягуюче (рис. 1 д); відразливе (рис. 1 ж); комбінація притягання і відштовхування (рис. 1 з); світ з каньйонною коробкою (рис. 1 і). Даний підхід не враховує властивостей фізичної природи, закладеної в методах і не дозволяє системно підійти до їх аналізу.

Підходи, які існують на даний час мають ряд недоліків. До таких недоліків можна віднести «лакуна» (коли робот попадає в силове поле і вийти не може) та «плато» (в кожній точці рівномірно розподілена сила і робот не знає куди рухатись далі) та інші.

Виходячи із того, що методи, які використовуються мають недоліки, виникає проблема, як подолати ці негаразди, щоб штучне силове поле працювало ефективніше для розв'язання конфліктів.

У всіх моделях руху роботів використовується чутливий елемент, який реагує на зміну градієнта, напрямлення чи амплітуду цього силового поля. Універсального методу на сьогоднішній день не існує.

В [129] був розроблений метод тільки для вирішення задач «Free Flight». Розроблення нових концепцій таких, як S&A, A³, а також розвиток та застосування безпілотних літальних апаратів (БПЛА), які за основу використовують автономний режим потребують більших вимог до безпеки польотів.

Два основних підходи, які існують для вимірювання градієнта або штучного силового поля – це градієнтний метод та математичній маятник. Проведемо аналіз параметрів цих методів для розв’язання задачі вирішення конфліктів.

Розглянемо математичній маятник в силовому полі. Під математичним маятником будемо розуміти механічну систему, що складається з матеріальної точки, підвішеній на нерозтяжній нитці або на стержні в полі тяжіння. Таким маятником можна вважати важку кулю з масою m , підвішену на нитці, довжина l якої набагато більше за розмір самої кулі. Якщо його відхилити на кут φ від вертикальної лінії, то під впливом сили тяжіння F_{mg} він буде здійснювати коливання.

На рис. 2.12. відображено математичній маятник в середовищі MatLab, де F_{np} - сила пружності нитки; m_l - маса маятника; m_u - маса цілі (регулюється динамічно залежно від (x_i, y_i)) інших об’єктів; m_{2-7} – інші об’єкти.

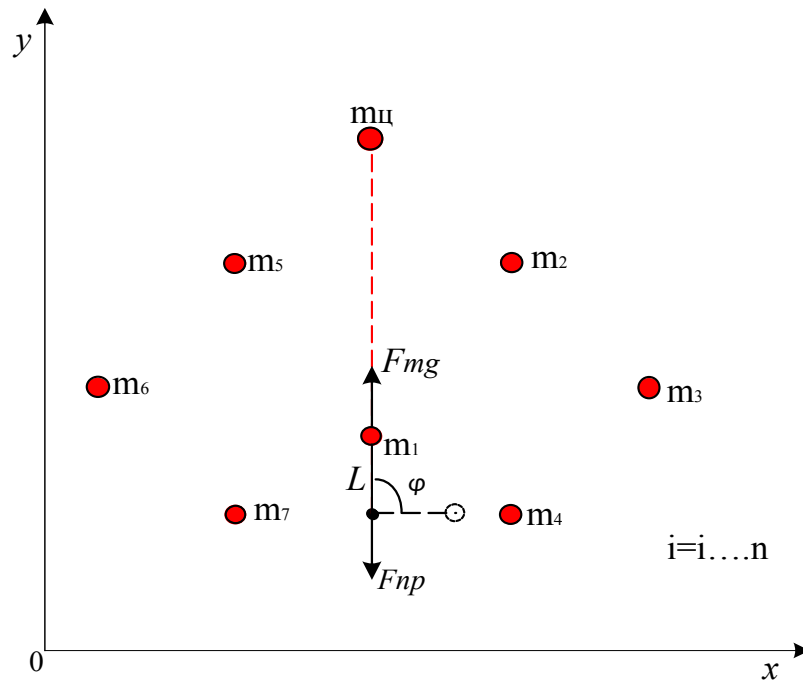


Рис. 2.12. Математичний маятник в середовищі MatLab.

На рис. 2.13. представлено математичний маятник, який знаходиться в штучному гравітаційному полі

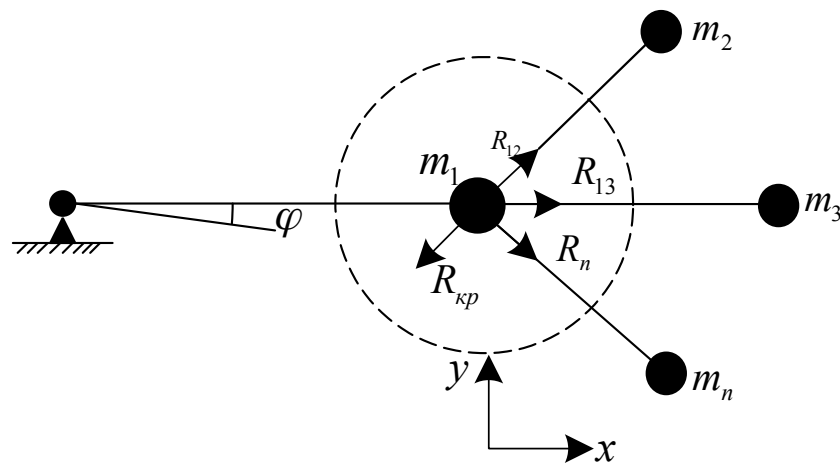


Рис. 2.13. Математичний маятник в штучному гравітаційному полі.

Рівняння затухаючого маятника має вигляд: (рух уздовж осі X):

$$\frac{d^2 x_1}{dt^2} + 2\gamma \frac{dx_1}{dt} + \omega_0^2 x_1 = 0 \quad , \quad (2.2.1)$$

де γ - постійна затухання; ω_0 - власна частота осцилятора;

Швидкість загасання коливань пов'язана з добротністю коливальної системи. Добротність характеризує якість коливальної системи, тому що чим більша добротність коливальної системи, тим менші втрати енергії в системі за одне коливання. Добротність коливальної системи Q пов'язана з логарифмічним декрементом загасання d .

Основним параметром демпфірування є добротність осцилятора:

$$Q = \frac{\omega_0}{2\gamma} \quad (2.2.2)$$

Для критичного демпфірування повинна виконуватися умова

$$Q = 0,5 \Rightarrow \omega_0 = \gamma \quad (2.2.3)$$

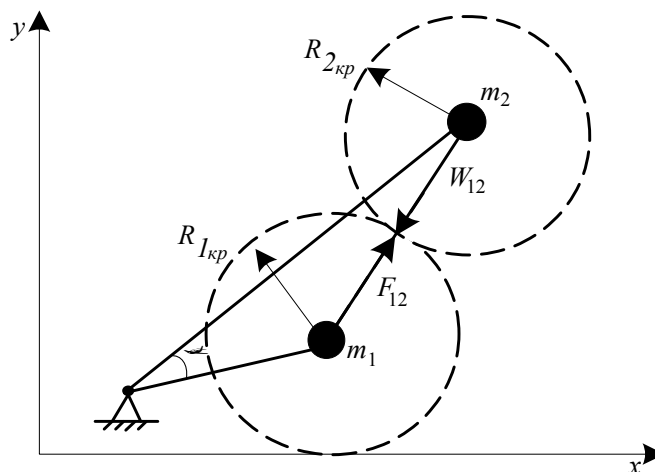


Рис2.14. Взаємодія маятника з одним гравітуючим тілом:

F - сила тяжіння, яка обумовлює цільовий рух об'єкта; W - сила відштовхування, яка обумовлює процес (схему) вирішення конфліктів з іншими об'єктами; m_1 — маса маятника; m_2 — маса цілі (регулюється динамічно залежно від (x_i, y_i) інших об'єктів; $R_{1кр}$ – критичний радіус маятника, μ - коефіцієнт демпфірування.

$$m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} = F_{12} - W_{12} + \mu \frac{dx_1}{dt} \quad (2.2.4)$$

де μ - коефіцієнт демпфірування.

Сили з якими тіла m_1 та m_2 взаємодіють між собою розраховуються за допомогою наступних формул:

$$\begin{aligned} F_{12}^x &= \frac{Gm_1 m_2}{R_{12}^\alpha} \cdot \frac{|x_1 - x_2|}{R_{12}} \\ W_{12}^x &= \frac{Gm_1 m_2}{R_{12}^\beta} - \frac{|x_1 - x_2|}{R_{12}} \cdot R_{кр}^{(\beta-\alpha)} \end{aligned} \quad (2.2.5)$$

де α і β – натуральні числа, $\alpha > \beta$

Підставивши формули (2.2.5) у рівняння (2.2.4) та скоротивши його, було отримано наступне рівняння:

$$\frac{d^2 x_1}{dt^2} - \mu \frac{dx_1}{dt} - Gm_2 \left[\frac{|x_1 - x_2|}{R_{12}^{\alpha+1}} - \frac{|x_1 - x_2| R_{кр}^{(\beta-\alpha)}}{R_{12}^{\beta+1}} \right] = 0$$

З отриманого рівняння (2.2.6) можна знайти власну частоту осцилятора:

$$\omega_0^2 x_1 = -Gm_2 \left[\frac{|x_1 - x_2|}{R_{12}^{\alpha+1}} - \frac{|x_1 - x_2| R_{кр}^{(\beta-\alpha)}}{R_{12}^{\beta+1}} \right] \quad (2.2.6)$$

Для ω_0 одного тіла

$$\omega_0 = \sqrt{-\frac{Gm_2}{x_1} \left[\frac{|x_1 - x_2|}{R_{12}^{\alpha+1}} - \frac{|x_1 - x_2| R_{кр}^{(\beta-\alpha)}}{R_{12}^{\beta+1}} \right]} = \sqrt{-\frac{Gm_2 |x_1 - x_2|}{x_1} \cdot \frac{R_{12}^{(\beta+1)} - R_{12}^{(\alpha+1)} \cdot R_{кр}^{(\beta-\alpha)}}{R_{12}^{(\alpha+1)} \cdot R_{12}^{(\beta+1)}}$$

Важливим параметром, який характеризує штучне силове поле, являється градієнт цього поля. Градієнт показує, наскільки швидко змінюється скалярна величина в тому чи іншому місці цього поля.

Градієнт вводиться як векторна характеристика скалярного поля - тобто області, кожній точці якої відповідає значення певного скаляра. Градієнт - це вектор, своїм напрямком вказує на напрямок швидкого зростання деякої величини ϕ , значення якої змінюється від однієї точки простору до іншої (скалярного поля), а по величині (модулю) дорівнює швидкості росту цієї величини в цьому напрямку. Іншими словами можна сказати, що градієнт - це швидкість зміни фізичної величини, але зміни не в часі, а в просторовому напрямку.

Для вимірювання градієнта штучного гравітаційного поля пропонується використовувати віртуальні вимірювачі (ВВ), які являють собою віртуальну динамічну систему, яка схожа на математичний маятник. Для розрахунку градієнта штучного гравітаційного поля використовувались формули :

$$F_{\Sigma} = (F_F^+ + F_F^-);$$

$$\frac{\Delta F_{\Sigma x}}{\Delta \phi} = Grad_x; \quad \frac{\Delta F_{\Sigma y}}{\Delta \phi} = Grad_y;$$

$$Grad_{\Sigma} = \sqrt{\Delta F_{\Sigma x}^2 + \Delta F_{\Sigma y}^2};$$

при $R_{12} > R_{kp_{goal}} + R_{kp_{pend}}$.

Стале положення осі ВВ в кожен момент часу визначає кут напрямку градієнта штучного гравітаційного поля.[129, 130]

$$\frac{d^2 \phi}{dt^2} = f\left(\frac{d\phi}{dt}, \phi, p\right) = grad U_{\Sigma};$$

де p - параметри віртуального вимірювача.

Лінії градієнта штучного гравітаційного поля можна розуміти як силові лінії, які характеризують розподіл енергії. Іншими словами, якщо задано поле гравітаційних потенціалів і в кожен момент часу відомі позиції точки підвісу, то лінії градієнта визначають безконфліктні траєкторії руху, які будуть реалізовані динамічними об'єктами в конфлікті.

При дослідженні ефективності підходів до формалізації динамічних моделей віртуальних вимірювачів штучних силових полів використовувалися такі критерії ефективності як:

- 1) Час обчислення;
- 2) Точність позиціонування;
- 3) Кількість операцій для обчислення.

Використовуючи математичний маятник без добротності, з добротністю та вимірювач градієнту силового поля було проведено три експерименти, під час яких змінювались значення радіуса цілі $R_{i\zeta}$, радіуса маятника R_m та маса цілі m_ζ при умовах $m_\zeta = 1$, $\phi_0 = 20^\circ$:

$$F, W = f(R_m, R_{i\zeta}, m_\zeta)$$

В першому дослідженні змінювався радіус цілі $R_{i\zeta}$ при умовах $R_m = \text{const}$, $m_\zeta = \text{const}$:

$$R_{i\zeta} = [R_{i\zeta \min} \dots R_{i\zeta \max}] ,$$

де $R_{i\zeta \min} \geq 2 R_{кр}$ при $R_{кр\zeta} = R_{кр_{изм}}$;

$$R_{i\zeta \min} \geq (R_{кр\zeta} + R_{кр_{изм}}) \text{ при } R_{кр\zeta} \neq R_{кр_{изм}} .$$

На рис. 2.15 представлені залежності часу обчислення та градієнту силового поля від радіуса цілі.

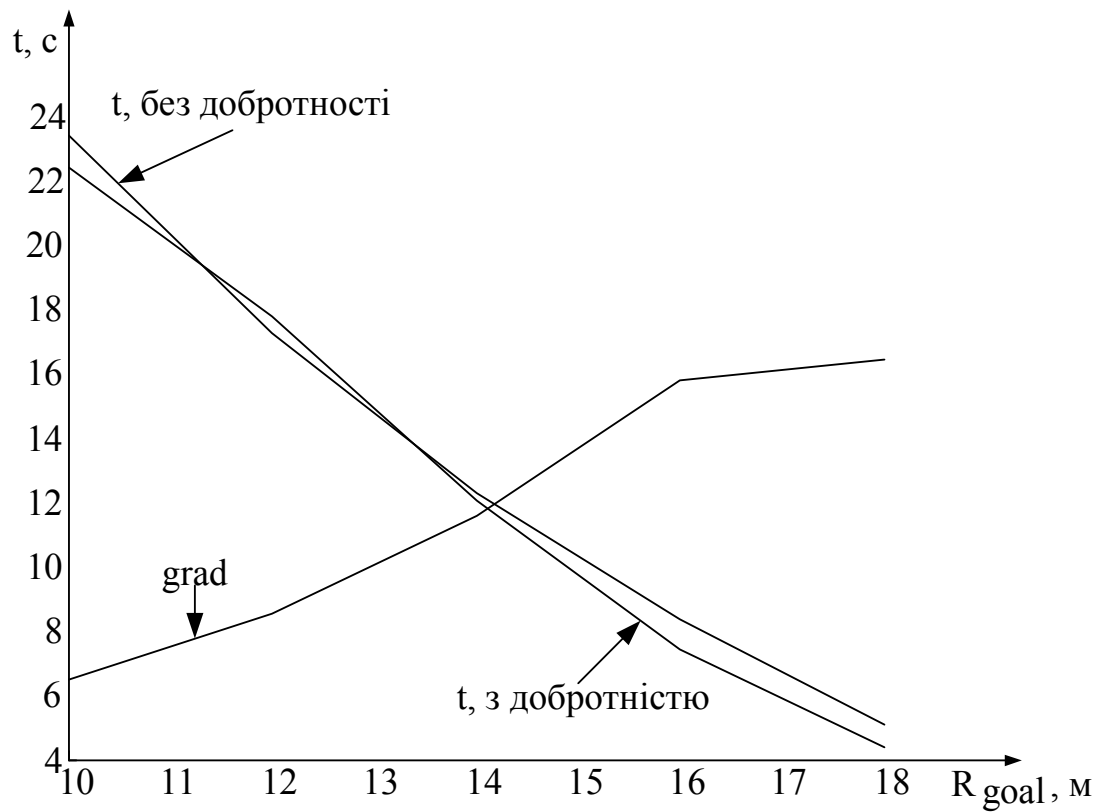


Рис. 2.15. Графіки залежності часу обчислення та градієнту силового поля від радіуса цілі.

За результатами аналізу першого дослідження було встановлено, що при збільшенні значення радіуса цілі час обчислення зменшується, а градієнт силового поля збільшується.

У другому дослідженні змінювалось значення радіуса маятника $R_m = \text{var}$, при умовах що $R_{iy} = \text{const}$, $m_y = \text{const}$.

На рис. 2.16 представленні графіки залежності часу обчислення та градієнта силового поля від радіуса маятника.

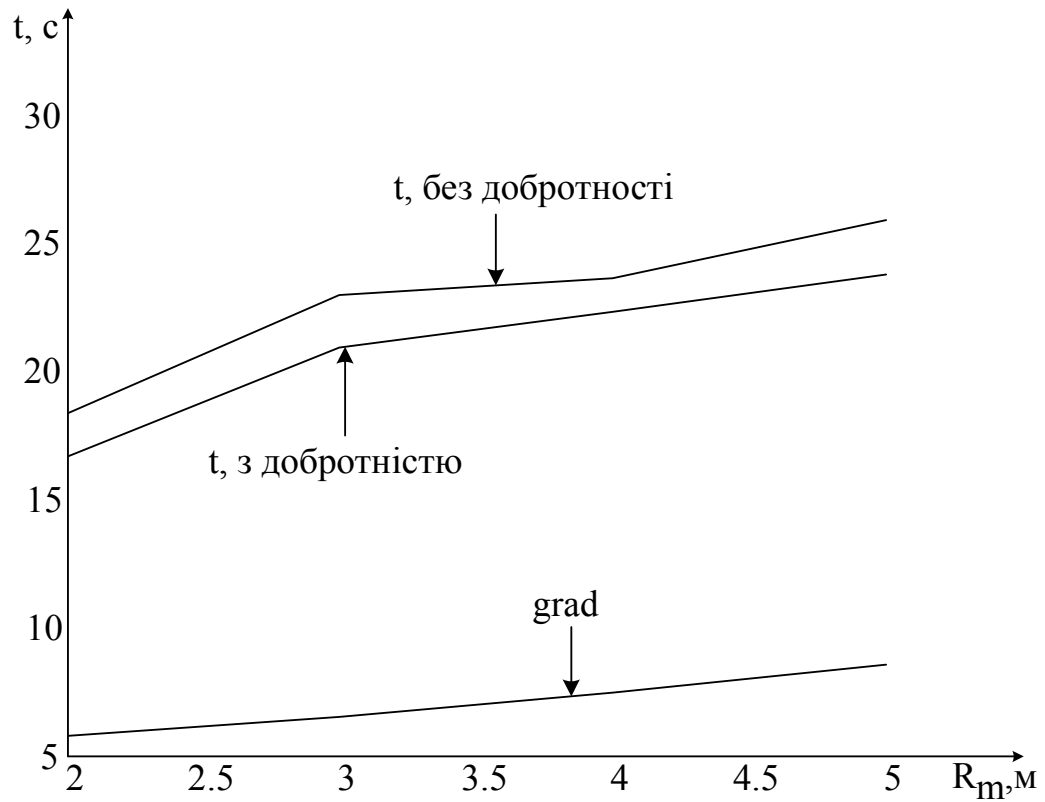


Рис. 2.16. Графіки залежності часу обчислення та градієнту силового поля від радіуса маятника.

При збільшенні значення радіуса маятника збільшуються час обчислення та значення градієнта силового поля. У випадку з добротністю час обчислення являється меншим ніж без добротності.

У третьому дослідженні змінювалось значення маси цілі $m_c = \text{var}$ при умовах що $R_{ic}, R_m = \text{const}$.

На рис. 2.17 представленні графіки залежності часу обчислення та градієнту силового поля від значення маси цілі.

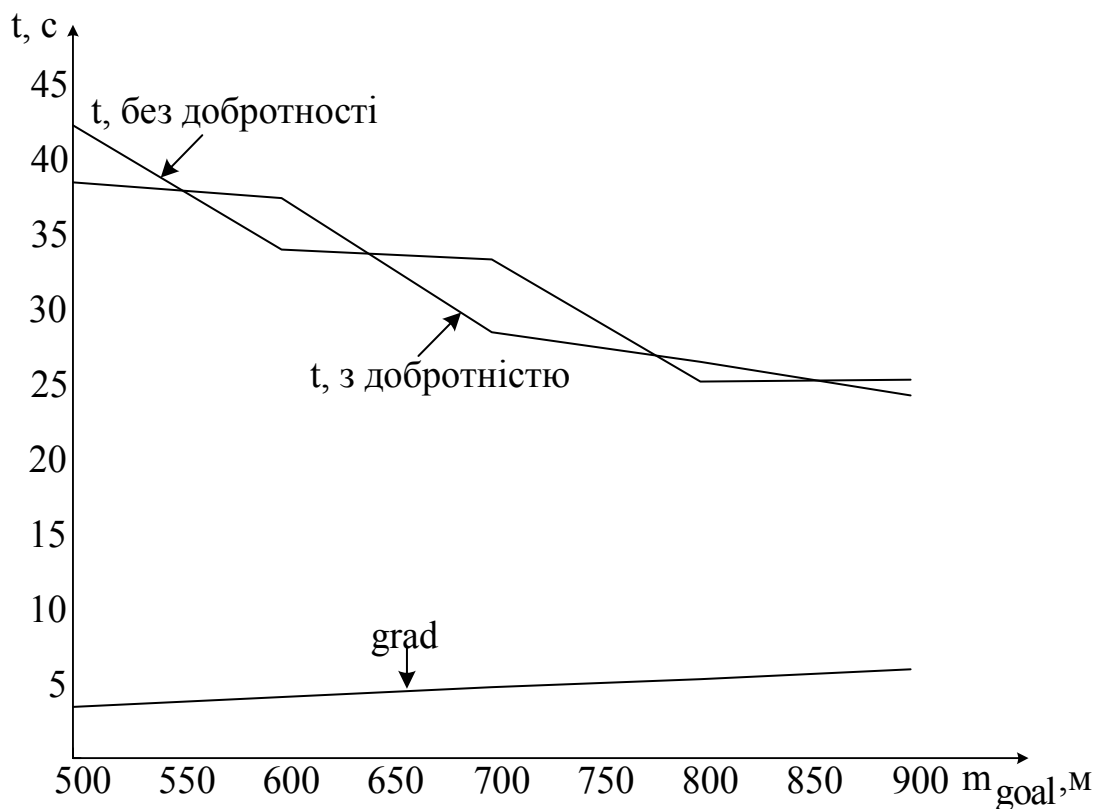


Рис. 2.17. Графіки залежності часу обчислення та градієнту силового поля від значення маси цілі.

При збільшенні маси цілі зменшується час обчислення та збільшується значення градієнта силового поля.

Отже, проведений аналіз особливостей формалізації віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування (математичний маятник та вимірювач градієнту силового поля) показує, що:

- використання математичного маятника с добротністю є найбільш ефективнішим ніж без добротності.
- загальним недоліком методів є великі часові та обчислювальні витрати на визначення градієнта поблизу особливих точок (мінімумів і розривів функцій);

2.2. Зв'язні лінійні осцилятори, як імітаційна модель поведінки динамічних об'єктів

Коли мова заходить про осцилятори, більшість з нас, мабуть, перш за все уявляє собі механічні осцилятори, такі, як пружини. Ще один не менш відомий приклад механічного осцилятора - маятник. Якщо амплітуда коливань досить мала, то маятник можна розглядати як лінійний осцилятор, але при великих амплітудах це - нелінійний осцилятор. У багатьох випадках, що представляють значний інтерес для практичних застосувань, нам доводиться мати справу з пов'язаними осциляторами. Досить взяти якесь пружне тіло: математичною моделлю його служить система пов'язаних між собою кінцевих елементів, кожен з яких може бути представлений осцилятором. Такого роду математичні моделі грають важливу роль в механіці, наприклад при розрахунку вібрації двигунів або висотних споруд або флатера крила літака. Зрозуміло, іноді ми розглядаємо граничні випадки, в яких кінцеві елементи апроксимують безперервне розподіл, відповідне нашому вихідному поданням про суцільному середовищі. Коливання зустрічаються не тільки в механіці, але і в електро- і радіотехніці. Тут нам доводиться мати справу не тільки з коливальними контурами на старих електронних лампах, а й з новими пристроями з коливальними контурами на транзисторах і інших електронних приладах. [123]

В оптиці лазер можна вважати що складається з великого числа пов'язаних квантово-механічних осциляторів - електронів робочого тіла лазера. Узгоджена дія цих осциляторів призводить до генерації лазерного випромінювання в вигляді когерентних коливань електромагнітного поля. У багатьох експериментах, виконаних на рідинах, що спостерігаються явища можна інтерпретувати як обумовлені взаємодією специфічних осциляторів, що описують складні рухи рідини. Хімічні коливання, про які ми згадували у вступі, також можна розглядати як приклади поведінки зв'язаних осциляторів. Навіть у фізиці елементарних частинок ми зустрічаємося з полями, які так чи

інакше можна розглядати як сукупність рівномірно розподілених зв'язаних осциляторів.

Як добре відомо, що спостерігаються макроскопічні електричні коливання в корі великих півкуль обумовлені когерентним збудженням і гальмуванням нейронів. З цих та багатьох інших причин поведінку зв'язаних осциляторів представляє першорядний інтерес і має фундаментальне значення.

Розглянемо тепер поведінку зв'язаних осциляторів з більш математичних позицій: нас будуть цікавити в першу чергу математичні властивості рішень відповідних рівнянь безвідносно до фізичну природу осциляторів. Для подальшого важливо розрізняти лінійний і нелінійний осцилятори, так як вони поводяться по-різному.

2.3.1. Лінійні осцилятори з лінійним зв'язком

Лінійний осцилятор можна описати рівнянням виду

$$\dot{x}_1 + \omega_1^2 x_1 = 0, \quad (2.3.7)$$

де x_1 - змінна, що залежить від часу, ω_1 - власна частота. Такий осцилятор може бути лінійно пов'язаний з іншим осцилятором тобто в рівняння лінійних осциляторів можуть входити адитивні члени, лінійні відповідно по x_1 і x_2 ,

$$\dot{x}_1 + \omega_1^2 x_1 = \alpha x_2 \quad (2.3.8)$$

$$\dot{x}_2 + \omega_2^2 x_2 = \beta x_1 \quad (2.3.9)$$

Вводячи додаткові змінні, звані в Гамільтонові механіці імпульсами,

$$p_1 = \dot{x}_1 / \omega_1 \quad (2.3.10)$$

і

$$p_2 = \dot{x}_2 / \omega_2 \quad (2.3.11)$$

ми можемо записати рівняння (2.3.9) у вигляді диференціальних рівнянь першого порядку

$$\dot{p}_1 = -\omega_1 x_1 + (\alpha / \omega_1) x_2 \quad (2.3.12)$$

$$\dot{x}_1 = \omega_1 p_1 \quad (2.3.13)$$

і аналогічну операцію проробити з рівнянням (2.3.9). Утворюючи з змінних x_1, p_1, x_2, p_2 вектор

$$\begin{vmatrix} p_1 \\ x_1 \\ p_2 \\ x_2 \end{vmatrix} = q \quad (2.3.14)$$

представимо рівняння (2.3.12), (2.3.13) і відповідні рівняння з індексом 2 в матричному вигляді

$$\dot{q} = Lq \quad (2.3.15)$$

де L - матриця з елементами, що не залежать від часу. Ясно, що до виду (2.3.15) наводяться рівняння для будь-якого числа лінійно пов'язаних лінійних осциляторів. Рішення рівняння цього типу було отримано Г. Хакеном у роботі [123].

2.3.2. Лінійні осцилятори з нелінійним зв'язком. Зрушення частот.

Як приклад лінійних осциляторів з нелінійним зв'язком розглянемо рівняння

$$\dot{x}_1 + \omega_1^2 x_1 = a x_1 x_2 \quad (2.3.16)$$

$$\dot{x}_2 + \omega_2^2 x_2 = \beta x_1 x_2 \quad (2.3.17)$$

де квадратичні члени в правих частинах описують зв'язок.

Дослідити математичні особливості рішень рівнянь такого типу зручніше в нових змінних.

Нехай

$$p_i = \dot{x}_i / \omega_i \quad (2.3.18)$$

Тоді рівняння (2.3.16) запишеться у вигляді системи рівнянь

$$\dot{p}_1 = \dot{x}_1 / \omega_1 = -\omega_1 x_1 + (a / \omega_1) x_1 x_2 \quad (2.3.19)$$

$$\dot{x}_1 = \omega_1 p_1 \quad (2.3.20)$$

і аналогічну систему рівнянь ми отримаємо для другого осцилятора. Комплексні змінні:

$$b_i = x_i + i p_i, \quad b_j = x_j + i p_j \quad (2.3.21)$$

дозволяють уявити систему рівнянь (2.3.19), (2.3.20) у вигляді одного рівняння. Для цього ми помножимо рівняння (2.3.19) на i та додамо до нього рівняння (2.3.20). У змінних (2.3.21) сумарне рівняння запишеться у вигляді

$$\dot{b}_1 = -i \omega_1 b_1 + i \gamma (b_1 + \dot{b}_1)(b_2 + \dot{b}_2), \quad \gamma = a / 4 \omega_1 \quad (2.3.22)$$

Підставляючи

$$b_i = r_i \exp(-i\varphi_j) \quad , \quad (2.3.23)$$

де r_i - дійсні числа, в (2.3.22), ділячи праву і лівучастини на $\exp(i\varphi_j)$ і розділяючи дійсну частину і уявну, отримуємо два рівняння:

$$\dot{r}_1 = -2\gamma r_1 r_2 \sin(2\varphi_1) \cos(\varphi_2) \quad (2.3.24)$$

$$\dot{\varphi}_1 = \omega_1 - 4\gamma r_2 \cos(2\varphi_1) \cos(\varphi_2) \quad (2.3.25)$$

Аналогічні рівняння можливо вивести і для r_2, φ_2 . Ці рівняння являють собою рівняння руху для радіусів r_j і фаз φ_j . Об'єднуючи змінні в вектори

$$\begin{pmatrix} \varphi_1 \\ \varphi_2 \end{pmatrix} = \varphi, \quad (2.3.26)$$

$$\begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \end{pmatrix} = \omega, \quad (2.3.27)$$

$$\begin{pmatrix} r_1 \\ r_2 \end{pmatrix} = r, \quad (2.3.28)$$

і записуючи перші частини рівняння для φ у вигляді

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi}_1 \\ \dot{\varphi}_2 \end{pmatrix} = f, \quad (2.3.29)$$

а рівнянь для r у вигляді

$$\begin{pmatrix} \dot{r}_1 \\ \dot{r}_2 \end{pmatrix} = g, \quad (2.3.30)$$

ми приходимо до рівняння загального виду

$$\dot{\varphi} = \omega + f(r, \varphi), \quad (2.3.31)$$

$$\dot{r} = g(r, \varphi). \quad (2.3.32)$$

Ясно також, яким чином ми могли б вивести аналогічні рівняння для будь-якого числа n лінійних осциляторів з нелінійними зв'язками. Характер рішень рівнянь лінійних осциляторів з нелінійними зв'язками може істотно відрізнятися від характеру рішень рівнянь лінійних осциляторів з лінійними зв'язками. Як видно з (2.3.25), в разі нелінійного зв'язку $\varphi_1 = \omega_1 t$ задовольняє рівнянням. Виникає проблема: чи можна говорити про періодичні коливаннях (і якщо можна, то як), якщо на лінійні осцилятори накладено нелінійний зв'язок?

Ще більш простий, але дуже важливий ефект спостерігається при зміні характеру зв'язку, наприклад при переході від квадратичного зв'язку до кубічного:

$$\dot{x}_1 + \omega_1^2 x_1 = a x_1 x_2^2. \quad (2.3.33)$$

Рівняння для фази φ_1 має вигляд

$$\dot{\varphi}_1 = \omega_1 - 4\gamma r_2^2 \cos^2 \varphi_1 \cos^2 \varphi_2. \quad (2.3.34)$$

Припустимо, що в даній моделі r_2 - постійна, яка не залежить від часу. Щоб врахувати вплив члена в правій частині рівняння (2.3.34), що містить φ_1 і φ_2 , ми можемо в першому наближенні усереднити його по досить великим інтервалам часу. Так як при такому усередненні

$$\langle \cos^2 \varphi_1 \cos^2 \varphi_2 \rangle = 1/4, \quad (2.3.35)$$

ми замість рівняння (2.3.34) отримуємо нове рівняння для φ_1 в нульовому наближенні

$$\dot{\varphi}_1^0 = \omega_1 - \gamma r_2^2. \quad (2.3.36)$$

З нього випливає, що в нижньому наближенні дія нелінійних членів в правій частині рівняння (2.3.34) зводиться до зсуву частот. Отже, всякий раз, коли нам зустрічається нелінійний зв'язок між осциляторами, ми вправі очікувати зрушення частот (і, можливо, інші ефекти). Надалі ми розглянемо осцилятори з нелійними зв'язками різних типів. В одному з типів ми досліджуємо умови, при яких поведінку зв'язаних осциляторів вдається відтворити за допомогою набору непов'язаних осциляторів (можливо, різних). Цей клас осциляторів грає важливу роль у багатьох практичних застосуваннях. З іншого боку, були виявлені великі класи осциляторів, що володіють поведінкою зовсім іншого типу. Рішення, що описують хаотичну поведінку, служать одним з важливих прикладів якісно нового типу поведінки осциляторів. [123]

2.3. Визначення області оптимальних значень параметрів віртуального силового поля для гарантованого розв'язання конфліктів ПС, які рухаються в режимі автономного польоту

Розглянемо структуру системи гарантованого розв'язання конфліктів ПС.

Кількість польотів останнім часом сильно зростає, та інтенсивність повітряного руху продовжує збільшуватися. Існуючі наземні й бортові інформаційні засоби просто не в змозі забезпечити необхідний рівень безпеки польотів. Додатково ускладнює ситуацію система правил польотів, жорстко розділяє повітряний простір на зони, або ешелони. Ешелон - це якийсь тунель з незримими стінками, і екіпаж у польоті не має права виходити за них. Ешелонування повітряного простору зараз здійснюють виключно наземні диспетчерські служби, передаючи один одному повітряне судно впродовж польоту, як естафетну паличку.

Дослідження по створенню нової глобальної системи аеронавігації та організації повітряного руху протягом ряду років проводила Міжнародна організація цивільної авіації. У середині 90-х років комітет ICAO по розробці майбутніх аеронавігаційних систем FANS (Future Air Navigation System) визначив основні вимоги до нової комплексної системи. В Нині розроблений варіант даної системи, що отримала назву CNS / ATM (Зв'язок, Навігація і Спостереження за повітряним простором / Організація повітряного руху). Зазначена система включає в себе комплекс бортового устаткування повітряних кораблів і глобальну систему організації повітряного руху ATM, структура представлена на рис. 2.18.

Створення такої системи на думку експертів повинно забезпечити:

- гнучкість планування маршрутів,
- підвищену економічну ефективність польоту, при цьому час польоту середньої дальності скорочується на 6-20 хвилин,
- задоволення зростаючих потреб повітряного руху, • забезпечення впорядкованого розвитку світової цивільної авіації,

- підвищення безпеки, регулярності та ефективності польотів,
- підвищення економічності комерційних повітряних перевезень,
- отримання прибутку за рахунок використання глобальної навігації.

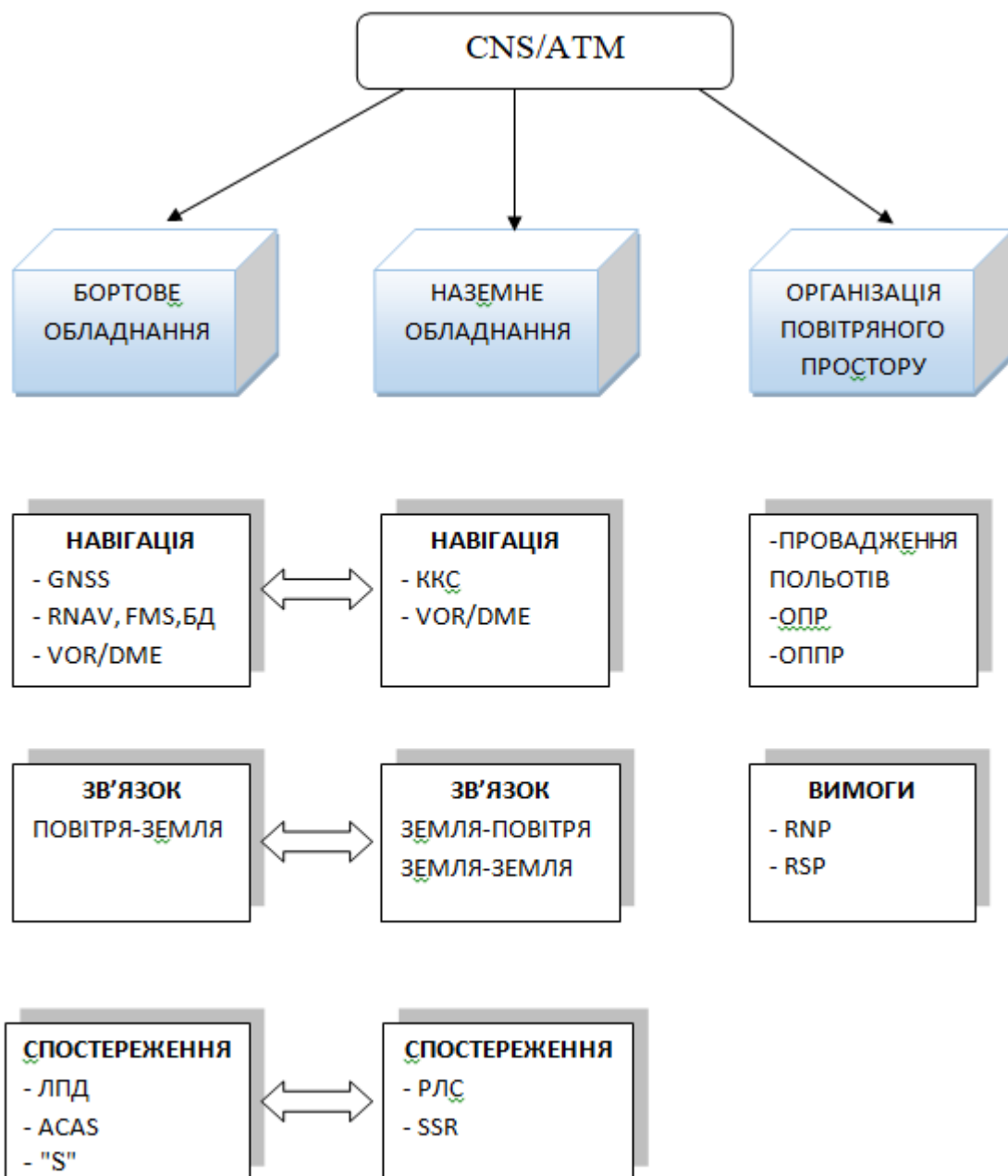


Рис. 2.18. Структура системи CNS / ATM

Концепція «Вільний політ» полягає в наданні екіпажу повітряного корабля можливості самому спланувати і здійснити власний маршрут польоту. При цьому керівництво повітряним рухом (ATM) полягає в виділенні кожному

з літаків, що знаходиться під контролем, визначеної частини повітряного простору для виконання запланованого завдання на політ, тобто АТМ фактично виробляє розподіл ресурсу повітряного простору.

В разі впровадження концепції «Free Flight» виникає питання в тому, як будуть забезпечуватися рішення конфліктних ситуацій, адже пілоти повітряних кораблів будуть самі вибирати маршрути для здійснення польоту. У такому випадку ймовірність виникнення конфлікту зростає в рази, в порівнянні з сьогоdnішнім показником конфліктних ситуацій.

На сьогоднішній день реалізація запобігання довгострокових і середньострокових конфліктів між повітряними кораблями вирішує диспетчер повітряного руху. При пілотуванні по заданих маршрутах завдання диспетчера спрогнозувати подальший розвиток конфлікту і розвести літаки. А при пілотуванні за вільними маршрутами, збільшується навантаження на диспетчера, який може не передбачати всі можливі варіанти розвитку конфліктної ситуації, що може спричинити за собою незворотні наслідки.

Рішення короткострокових конфліктів між повітряними кораблями покладено на бортову систему TCAS, яка попереджає і видає рекомендації щодо запобігання конфлікту. Але останнє слово все одно залишається за диспетчером повітряного руху.

Розробляється система гарантованого розв'язання конфліктів ПС буде відповідати за вирішення довгострокових і середньострокових конфліктів. Суть системи полягає:

- збір інформації про місцезнаходження ПС,
- розрахунок траєкторій руху ПС,
- визначення можливих конфліктних ситуацій,
- рішення виниклих конфліктних ситуацій,
- передача інформації щодо запобігання конфліктних ситуацій.

Збір інформації про місцезнаходження повітряних кораблів буде здійснюватися через автоматизовані системи управління повітряним рухом, а

також можливе пряме отримання інформації безпосередньо від учасників повітряного руху, обладнані бортовими системами ADS-B.

Після розрахунку траєкторій руху повітряних кораблів і подальшої екстраполяції цих траєкторій буде проводитися визначення конфліктних ситуацій.

У вирішенні конфліктних ситуацій буде використовуватися енергетико-потенційний метод. Цей метод дозволяє зменшити траєкторії руху ВС щодо запобігання конфліктних ситуацій, а виходячи з цього і матеріальні витрати.

Інформація щодо запобігання конфліктних ситуацій буде передаватися і візуально відображатися на робочому місці диспетчера повітряного руху.

У тому випадку, коли всі учасники повітряного руху, у відповідності з концепцією подальшого розвитку системи CNS / ATM і концепції «Free Flight», будуть обладнані бортовими системами ADS-B, можлива розробка бортової системи - аналога наземної системи гарантованого розв'язання конфліктів ПС. Тоді рішення конфліктів буде проводитися безпосередньо на борту повітряного корабля, після отримання інформації про повітряну обстановку по каналах обміну даними між ПС по каналах передачі даних ADS-B. Інформація по запобігання конфліктів буде відображатися не тільки на робочому місці диспетчера, але і вже на самому повітряному судні, що дозволить пілоту наочно побачити шляхи вирішення конфліктних ситуацій. [1]

Можливо впровадження системи гарантованого вирішення конфліктів між повітряними кораблями в АС КПП, таким чином можна виключити функцію збору інформації про повітряну обстановку, а також розрахунку траєкторій рухів повітряних кораблів. Це дозволить зосередитися на головній функції системи, а саме на визначенні та вирішенні виниклих конфліктних ситуацій.

Літаки, обладнані системою ADS-B, за допомогою супутників системи GPS визначають точні координати місця розташування в просторі. Ця інформація по широкомовному каналу передається приблизно кожену секунду. Інші повітряні кораблі та наземні станції, обладнані ADS-B, в радіусі

приблизно 150 миль приймають цю інформацію. Наземні станції комбінують отриману з різних точок інформацію з додатковою інформацією, отриманою від наземних радарів для не-ADS-B пристроїв і ретранслюють дані в обчислювальний центр системи гарантованого рішення конфліктів ПС, а також і другим учасникам повітряного руху (рис.16).

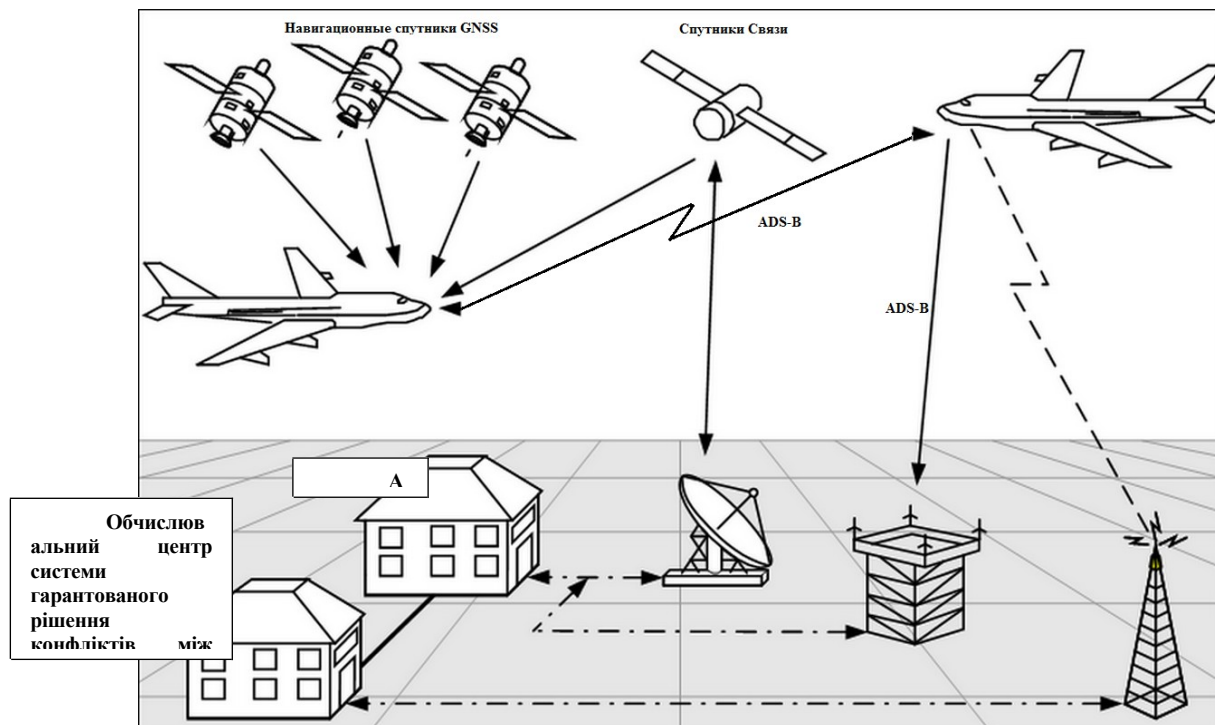


Рис. 2.19. Структура системи гарантованого рішення конфліктів між ПС

Обчислювальний центр системи гарантованого розв'язання конфліктів ПС представляє із себе потужну обчислювальну машину для вирішення необхідних задач по обробці отриманої інформації та рішення можливих конфліктних ситуацій.

Як тільки ми отримали інформацію про місце розтушування повітряних кораблів, обчислювальний центр аналізує цю інформацію, проводить екстраполяцію положень повітряних кораблів. За допомогою встановленого програмного забезпечення проводиться розрахунок можливих конфліктних ситуацій, а потім переходить к вирішенню задач по попередженню конфліктів між ПС.

Коли будуть прораховані всі можливі конфлікти та вирішені задачі по попередженню конфліктів, починається розрахунок траєкторій уникнення можливих конфліктів. Інформація о траєкторіях передається по наземним лініям зв'язку в АС КПП, де вже після необхідних операцій ця інформація буде надана безпосередньо диспетчеру повітряного руху. Також можлива передача інформації о траєкторіях усунення конфліктів між ПС, з використанням ліній зв'язку «земля-воздух», на борт літака. Інформацію о траєкторіях пілот може побачити на пристрої відображення повітряної обстановки ADS-B (рис. 2.20).

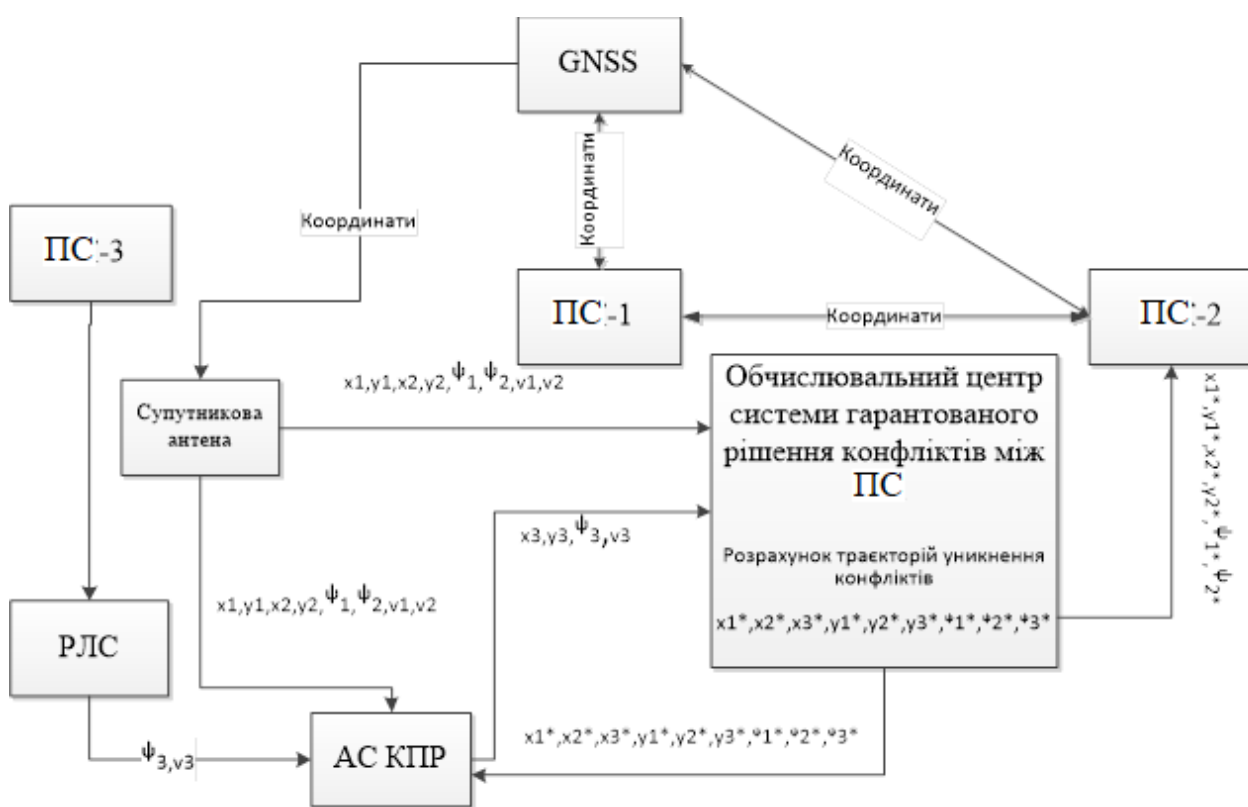


Рис. 2.20. Принцип роботи системи гарантованого розв'язання конфліктів ПС

При впровадженні удосконаленої автоматизованої системи оцінки параметрів руху ПС та побудови безконфліктної траєкторії руху об'єктів в АС КПП можна забезпечити високий рівень безпеки польотів. Завдяки енергетико-потенційному методу вирішення конфліктних ситуацій, імовірність зіткнень літаків буде зменшена до мінімуму. У реалізації системи немає потреби у

виділенні спеціальних каналів передачі даних, а також встановлення додаткового обладнання на ПС. Всі дані про місце розташування ПС надходять від АС КТР і таким чином скорочується час на надання необхідної інформації як диспетчеру повітряного руху так і пілоту ПС.

Тому виникає потреба підвищення ефективності математичного та програмного забезпечення бортового обладнання для життєдіяльності майбутньої аеронавігаційної системи та її функціонування на безпечній і ефективній основі в сучасному обмеженому аеронавігаційному просторі. Комплексне вирішення даної задачі не тільки принципово важливе, але у теоретичному плані відноситься до класу завдань підвищеної складності.

2.4. Стохастичність

До числа відмінних властивостей синергетичних систем відноситься стохастичність. Еволюція синергетичних систем залежить від причин, які неможливо передбачити з абсолютною точністю. Ці причини можна врахувати, якщо ввести «флюктуючі» сили $f(t)$, які в найпростішому випадку перетворюють рівняння $\dot{q} = \alpha q$ до виду

$$\dot{q} = \alpha q + f(t) \quad (2.5.37)$$

Іноді введення флюктуючих сил породжує глибокі філософські проблеми: будемо вважати, що в кожній розглянутій нами системі флюктуючі сили задані. До появи квантової механіки в мисленні не тільки фізиків, але і представницьких інших наук домінували чисто механістичні уявлення. Вважалось, що якщо початковий стан системи задано, її подальша еволюція в часі точно передбачувана. Суть детермінізму найбільш повно висловив Лаплас у відомому уривку з «Аналітичної теорії ймовірностей»: «Розумна істота, яка в кожен даний момент знала б всі рушійні сили природи і мала б повну картину стану, в якому природа знаходиться, могла б (якби тільки її розум був в стані проаналізувати ці дані) висловити одним рівнянням як рух найбільших тіл світу, так і рух найдрібніших атомів. Ніщо не залишилося б для неї невідомим, і вона могла б оглянути одним поглядом як майбутнє, так і минуле». Інакше

кажучи, якби така істота знала початкові стани всіх індивідуальних частин системи (зокрема, положення і швидкості всіх утворюючих систему частинок) і взаємодії між ними, то вона могла б передбачити стан системи в будь-який момент часу в майбутньому. З часів Лапласа з'явилися три нові важливі ідеї.

а) Статистична механіка. Хоча в принципі положення і швидкості частинок газу цілком передбачувані, обчислення їх або небажано, або практично нездійсненно. Для будь-яких цілей досить описувати газ статистично, тобто робити імовірнісні передбачення того чи іншого стану газу, наприклад передбачити, яка ймовірність знаходження частинок зі швидкістю v в інтервалі від v до $v+dv$. Приймаючи таку імовірнісну точку зору, ми тим самим включимо в опис флуктуації. Найбільш відомий приклад - броунівський рух, в якому $f(t)$ в (2.5.37) вплив всіх частинок рідини на більшу частку. Такі флуктуації зустрічаються щоразу, коли ми переходимо від мікроскопічного опису до опису, який використовують більш-менш макроскопічні змінні, наприклад коли ми описуємо рідину не положеннями окремих молекул, а локальної щільністю і швидкістю молекул.

б) Квантові флуктуації. З виникненням в 20-х роках квантової теорії стало ясно, що прогнозувати з абсолютною точністю положення і швидкості частинок неможливо навіть в принципі. Це з усією виразністю показав принцип невизначеності Гейзенберга, який говорить: швидкість і положення частинки неможливо одночасно виміряти з абсолютною точністю. Тим самим було в корені підірвано основне припущення щодо «розумної істоти» Лапласа. Найбільш точну форму співвідношення невизначеності Гейзенберга знайшло в запропонованій Борном ймовірнісної інтерпретації хвильової функції в квантовій механіці. Оскільки квантова теорія лежить в основі всіх явищ матеріального світу, невизначеності, обумовлені квантовими флуктуаціями, неминучі. Це має особливо важливе значення в тих випадках, коли мікроскопічні явища посилюються настільки, що знаходять макроскопічні розміри. (Наприклад, в біології квантові флуктуації можуть викликати мутації.)

в) Хаос. Існує і третя, що з'явилася порівняно недавно, ідея, що показує, що і без квантових флуктуацій поведінку системи в майбутньому не передбачувано. Хоча рівняння, що описує еволюцію системи в часі, цілком детерміністичного, система може еволюціонувати по абсолютно різних маршрутах. Пов'язано це з тим, що еволюція деяких систем вельми чутлива до початкових умов, в чому неважко переконатися на простому прикладі з механіки. Коли сталева кулька падає на вістрі вертикально стоїть леза бритви, подальша траєкторія кульки дуже сильно залежить від його положення відносно вістря перед тим, як він вдариться об лезо. Вся індустрія гральних автоматів залежить від подібних явищ. [122]

Якщо вплив флуктуацій на систему враховується флуктує силою такого типу, як в (2.5.37), то ми говоримо про адитивні шуми. Випадково флуктує навколишнє середовище може породжувати також шуми інших типів. Наприклад, швидкість росту в $\dot{q}=aq$ може флуктувати. В цьому випадку ми отримуємо рівняння і говоримо про мультиплікативний шум.

$$\dot{q}=\alpha(t)q \quad (2.5.38)$$

Дискретні відображення дозволяють легко моделювати вплив флуктуації на динаміку системи: кожне нове значення x_{n+1} визначається не тільки значенням $f(x_n)$, але і деякими додатковими флуктуаціями η_n так, що

$$x_{n+1}=f(x_n)+\eta_n \quad (2.5.39)$$

Можуть бути також побудовані і розглянуті більш складні відображення, наприклад відображення для векторів x_n і флуктуацій, що залежать від x .

2.5. Шляхи до самоорганізації

У всіх випадках, що розглядаються, часові, просторові і просторово-часові структури виникають, а не накладаються на систему ззовні. Процеси, що призводять до такого виникнення структур, ми будемо називати «самоорганізацією». Зрозуміло, в ході еволюції або функціонування складних систем може відбуватися ціла ієрархія процесів самоорганізації. Ми прагнемо

з'ясувати, з яких блоків складається самоорганізація. Але на відміну від інших підходів (наприклад, на відміну від молекулярної біології, що займається вивченням окремих молекул і їх взаємодії) основний інтерес для нас представляє взаємодія багатьох молекул або багатьох підсистем. Самоорганізацію такого типу, яку ми розглядаємо, можна викликати різними способами. Ми можемо змінити глобальний вплив на систему навколишнього середовища (що описується керуючими параметрами). Самоорганізацію може викликати і одне лише збільшення числа компонент системи. Абсолютно новий тип поведінки на макроскопічному рівні може виникнути, навіть якщо ми змішаємо ті ж компоненти. Нарешті, причиною самоорганізації може стати раптова зміна керуючих параметрів, що сталося в той час, коли система релаксує в новий стан при нових умовах (зв'язках). Цей аспект відкриває перед нами можливість дуже широкого підходу до еволюції структур, в тому числі і до життя у Всесвіті. Всесвіт знаходиться в перехідному стані, що виникло з «файрболів», і розширюється, в ній можуть утворюватися впорядковані структури. [123]

Самоорганізація через зміну керуючих параметрів.

При повільній зміні впливу навколишнього середовища система в деяких критичних точках може переходити в нові стани, різнитися вищим порядком або структурою. Зокрема, можуть виникнути просторові структури, хоча дія навколишнього середовища на систему абсолютно однорідна.

Самоорганізація через зміну числа компонент.

Почнемо з двох незв'язаних систем, що описуються векторами стану $q^{(1)}$ і $q^{(2)}$, які задовольняють рівняння

$$q^{(1)} = N^{(1)}(q^{(1)}) \quad (2.6.40)$$

$$q^{(2)} = N^{(2)}(q^{(2)}) \quad (2.6.41)$$

Припустимо, що ці рівняння допускають стійкі неактивні стани

$$q_0^{(i)} = 0, \quad j=1,2. \quad (2.6.42)$$

Введемо зв'язок між системами. Нехай її описують функції $K^{(i)}$. Рівняння (2.6.40) і (2.6.42) при цьому замінюються рівняннями

$$q^{(1)} = N^{(1)}(q^{(1)}) + K^{(1)}(q^{(1)}, q^{(2)}) \quad (2.6.43)$$

$$q^{(2)} = N^{(2)}(q^{(2)}) + K^{(2)}(q^{(1)}, q^{(2)}) \quad (2.6.44)$$

Розглянемо тепер повну систему 1+2, що описується рівнянням

$$\dot{q} = N(q, \alpha) \quad (2.6.45)$$

де

$$q = \begin{pmatrix} q^{(1)} \\ q^{(2)} \end{pmatrix} \quad (2.6.46)$$

$$N(q, a) = \begin{pmatrix} N^{(1)} + \alpha K^{(1)} \\ N^{(2)} + \alpha K^{(2)} \end{pmatrix} \quad (2.6.47)$$

Ми ввели параметр a , що змінюється від 0 до 1 і грає роль керуючого параметра. При відповідних, але реалістичних умовах зміни параметра a викликає нестійкість нашого початкового рішення (2.6.42), і вектор $q_0 = 0$ замінюється вектором

$$q \neq 0 \quad (2.6.48)$$

що вказує на якісь нові структури або активні стану. Як показує цей приклад, самоорганізація такого типу допускає розгляд за допомогою тих же методів, які ми використовували, коли параметр a був звичайним керуючим параметром.

Ясно, що якщо навіть зміна керуючих параметрів a , обраних з якихось інших, не пов'язаних з утворенням структур міркувань, може призводити до виникнення структур, то спеціально підібрані керуючі параметри тим більше мають цю здатність. Наприклад, під впливом їх в ланцюги можуть різко змінитися зв'язку між різними компонентами. Ясно, що це відкриває нові перспективи у вивченні функцій мозку за допомогою нерівноважних фазових переходів.

Самоорганізація через переходи

Структури можуть виникнути в результаті самоорганізації, коли система з деякого початкового (непорядкованого або однорідного) стану переходить в інше, кінцевий стан, яке не обов'язково вказувати (воно може навіть не існувати). Це особливо наочно видно на прикладі вектора стану виду

$$q(x, t) = u(t)v(x) \quad (2.6.49)$$

де $V(x)$ описує деякий просторовий порядок, а

$$\dot{u} = \lambda u \quad (2.6.50)$$

- рівняння для параметра порядку. При швидкій зміні управляючого параметра a , коли нерівність $\lambda < 0$ швидко переходить в нерівність $\lambda > 0$, з'являється перехідний вектор стану виду

$$q(x, t) = e^{\lambda t} v(x) \quad (2.6.51)$$

Ясно, що він описує деяку структуру, але не прагне до нового стійкого стану.

За описаним нами підходом криється глибока філософська проблема (притаманна всім випадкам самоорганізації), оскільки для того, щоб виникло рішення (2.6.51), в системі повинні існувати якісь флуктуації. В іншому випадку рішення $u \equiv 0$ і, отже, $q \equiv 0$ залишилося б непорушним назавжди.

2.5.1. Загальна теорія обчислювальних систем

Самоорганізація обчислювальних машин (зокрема, паралельні обчислення).

Проблема полягає в тому, щоб побудувати мережу обчислювальних машин, в якій розподіл обчислень між окремими компонентами здійснювався б на основі самоорганізації (рис. 2.21), а не керуючої машиною (рис. 2.22). Розподіл завдань відповідає певним структурам потоку інформації.

У той час як синергетичні методи дозволяють розглядати безперервні зміни загальної задачі, з'ясування можливостей мережі обчислювальних машин (і зокрема, відповідь на питання, чи може така мережа впоратися з якісно новими завданнями) вимагає серйозних додаткових досліджень. [123]



Рис. 2.21. Схема комп'ютерної системи, в якій окремі - ЕОМ пов'язані між собою і самі розподіляють завдання

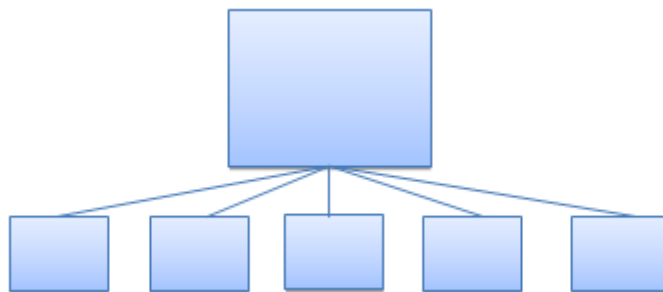


Рис. 2.22. Окремі ЕОМ підпорядковані керуючому комп'ютеру

Надійні системи з ненадійних елементів

Зазвичай окремі елементи системи, особливо на молекулярному рівні, можуть бути ненадійними через дефекти, теплових флуктуацій і з інших причин. Існує припущення, що до подібного типу відносяться такі елементи нашого мозку, як нейрони. Природа впоралася з проблемою побудови надійних систем з настільки ненадійних елементів. Що ж стосується елементів наших обчислювальних машин, то вони, стаючи все менше, стають все менш надійними. Як можна було б скомпонувати елементи обчислювальної машини, щоб система в цілому функціонувала надійно? Методи синергетики, з якими ми познайомилися надалі, дозволяють запропонувати системи, здатні впоратися з цим завданням. Ось, наприклад, як можна побудувати надійну пам'ять з ненадійних елементів. Для того щоб описати поведінку окремого елемента, скористаємося поняттям параметра порядку. Інтерпретуємо параметр порядку за допомогою частинки, що рухається в потенціалі (і здійснює сильно затухаючі коливання) (рис. 2.23). Два робочих стану 1 і 2 елемента пам'яті ототожнив з двома мінімумами потенціалу. Ясно, що якщо «ущелини» мають плоске дно, то шум змусить «частку» рухатися туди і назад, і робочий стан стає неможливе можна. Але якщо зв'язати між собою кілька елементів, то вийде потенціал з більш глибокими ямами, і утримання стане більш можливим. Пов'язуючи елементи в різній послідовності, можна отримати кілька надійних робочих станів. Звернемося тепер до явищ, що вивчаються науками, які не відносяться до числа наук про природу. [123]

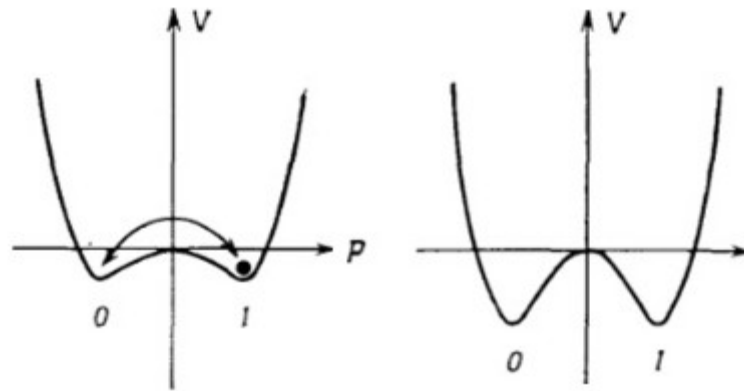


Рис.2. 23. Наочна схема побудови надійної системи з ненадійних елементів.

Зліва: плоске дно потенційної ями V окремого елемента дозволяє системі легко перескакувати з стану 0 в стан 1, і навпаки; справа: при зв'язуванні окремих елементів дно ефективної потенційної ями може значно заглибитися, і переходи системи з одного стану в інший стають малоймовірними.

ВИСНОВКИ

1. Для знаходження безконфліктної траєкторії руху літака, яка буде запропонована пілоту, був обраний енергетико-потенціальний метод вирішення множинних конфліктів повітряного руху, який забезпечує гарантоване вирішення поліконфліктів будь-якої розмірності та реалізацію вільного безпечного цілеспрямованого руху всіх ПС в реальному масштабі часу.

На основі енергетико-потенційного методу синергетичного управління складними динамічними системами, було проведено аналізу системи УПР, що дозволяє враховувати всі чинники, що впливають на систему при різних умовах, використовуючи математичне моделювання.

Метою нашого моделювання став аналіз віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування. Для цього побудовано імітаційну модель. У нашому випадку це: математичний маятник, його добротність і градієнт.

Для моделювання будуються маятники, задаються вісі та маси матеріальних точок. Підвіс маятника імітує рух літака у повітряному просторі у напрямку матеріальної точки - цілі призначення. Якщо траєкторії двох таких маятників перетинаються, то маятники починають відштовхуватися – це імітація маневру повітряного судна для запобігання зіткненню. Тобто маятники, по суті, показують безконфліктний курс динамічного об'єкту.

Таким чином, ця модель дає змогу прогнозувати траєкторію руху повітряного судна при переміщенні в просторі у кожний момент часу. Проведене комп'ютерне дослідження динамічних властивостей віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування (математичний маятник та вимірювач градієнту силового поля) показує, що:

- використання математичного маятника з добротністю є більш ефективним ніж без добротності;
- загальним недоліком методів є великі часові та обчислювальні витрати на визначення градієнта поблизу особливих точок (мінімумів і розривів функцій).

Тепер, постає питання про налаштування параметрів системи (маятника). При імітаційному моделюванні ми знаємо положення кожного динамічного

об'єкту в просторі. Це – детермінована система. Але в реальному житті неможливо точно визначити місце знаходження повітряного судна через похибки вимірювань параметрів. Тому для застосування даного методу у реальній ситуації ми повинні вирішити цю задачу в стохастичній постановці. Розглянемо вказану задачу детальніше у наступному розділі.

РОЗДІЛ 3

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ОЦІНКИ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ДИНАМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ АВТОМАТИЗОВАНОЮ СИСТЕМОЮ УПРАВЛІННЯ. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ

3.1. Обґрунтування застосування вейвлет-фільтрації

Будь-яке обладнання сучасного літака цивільної авіації керується та контролюється за допомогою електронних пристроїв. Зліт, політ за маршрутом та посадка виконуються за допомогою великої кількості різних електричних систем. Електронне обладнання забезпечує функціонування всієї авіатранспортної системи.

В нашій роботі ми розглянули декілька прикладів роботи системи в умовах дії шуму. Ми знаємо, що шум впливає на точність показників датчиків як в кабіні пілота так і на землі, що в свою чергу впливає на прийняття рішення пілотом чи диспетчером. Нашою задачею є покращення показників точності, які знімаються з приборів з урахуванням дії шуму.

Будівництво сучасного обладнання та системи авіоніки невіддільне від використання цифрових сигналів (рис. 3.25). Широке застосування цифрової техніки у побудові ПС зумовлено численними перевагами порівняно з аналоговою, основними з яких є: – можливість використання цифрової обчислювальної техніки; – підвищення завадостійкості; – збільшення інформаційної пропускної здатності каналів передавання даних; – зменшення габаритних розмірів систем авіоніки та кількості дротових з'єднань. [128]

Відповідно кожен аналоговий сигнал, що надходить до комп'ютеризованого блока оброблення інформації, має бути перетворений у двійкову систему числення. Цю функцію виконує аналого-цифровий перетворювач (АЦП). Він трансформує напругу сигналу, що змінюється у часі, у послідовність імпульсів типу «ввімкнено – вимкнено».

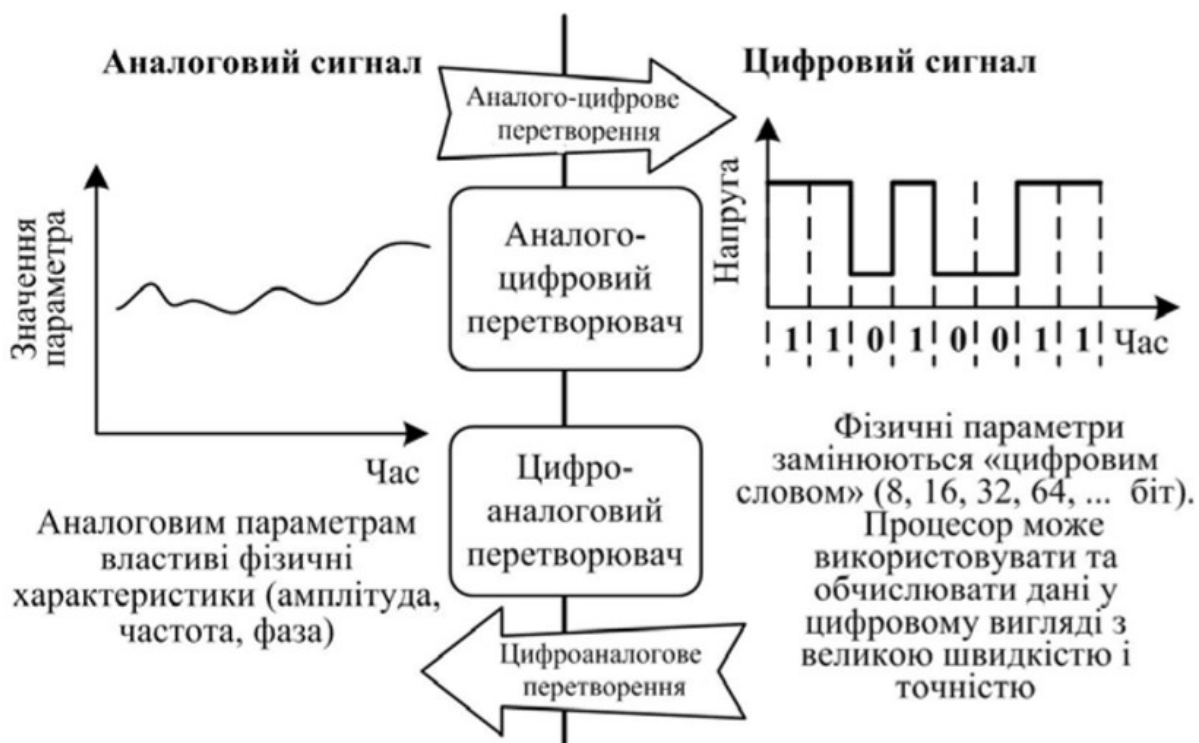


Рис. 3.25. Загальний принцип побудови пристроїв авіоніки

Отримані імпульси відповідають як комп'ютерній логіці з її значеннями «так – ні», так і двійковій системі числення, що дозволяє виразити будь-яке число незалежно від того, наскільки воно велике у вигляді комбінації нулів та одиниць. У цифровій техніці нулі та одиниці виражають два стани мікросхем, на яких побудовано центральний процесор, пам'ять та інші блоки. Для того щоб подати аналоговий сигнал у цифровому вигляді, АЦП періодично вимірює значення амплітуди у вибрані моменти часу, перетворюючи виміряне значення в кожний момент у двійкове число. Значення різних величин вимірюються за допомогою датчиків, що трансформують ці значення в потрібний сигнал. Відповідно до вихідного сигналу розрізняють цифрові та аналогові датчики. У сучасних цифрових системах після вимірювання фізичної величини виконується аналіз похибок вимірювань з використанням математичних моделей та певних коефіцієнтів (рис. 3.26). [128]

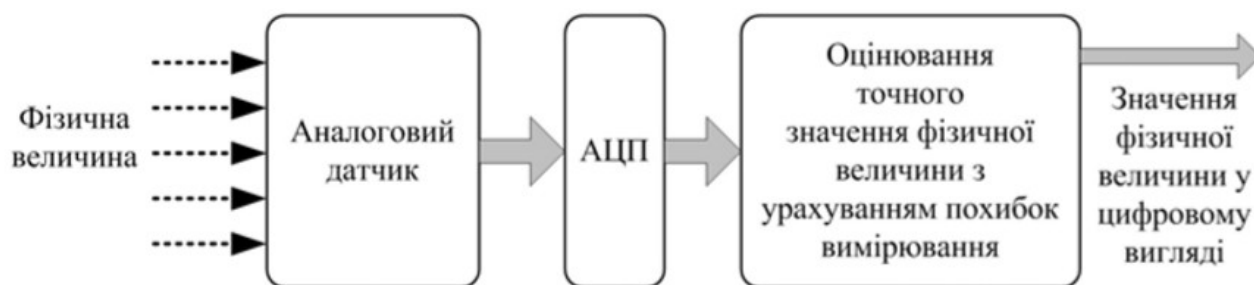


Рис. 3.26. Вимірювання фізичних величин у пристроях авіоніки

Безпека повітряних перевезень може бути гарантована лише в тому випадку, якщо гарантована надійність діючого літака. Виконання польоту ґрунтується на використанні великої кількості різних систем, наявних на борту ПС, і їх справність є необхідною вимогою.

Одним з важливих підходів до забезпечення безпеки польотів є дотримання міжнародних норм сертифікації та експлуатації авіаційної техніки.

Основна інформація, потрібна для пілотування ПС, відображається в кабіні пілота завдяки великій кількості різних приладів, сигналізаторів та електронних індикаторів. Із часу виникнення авіації і відносно тривалий час індикація польотної інформації здійснювалась за допомогою електромеханічних приладів. Проте натепер найбільшого поширення набули системи електронної індикації.

Основним завданням переважної більшості обладнання, розміщеного у кабіні ПС, є забезпечення обізнаності пілота про місцезположення ПС відносно земної поверхні. Крім того, особливий вплив на безпеку авіаційних перевезень справляють фактори, пов'язані з погіршенням візуальної видимості в умовах виконання польотів у темний час доби та за несприятливих метеорологічних умов. Обмеження візуальної видимості це критичний фактор, що впливає на виконання польотів та безпеку. Статистика свідчить, що близько 30% авіаційних катастроф трапляються на засобах приватної авіації унаслідок зіткнення із земною поверхнею або штучними перешкодами у результаті зниження візуальної видимості. Зниження візуальної видимості є одним з найбільших факторів, що спричиняють затримку або відміну рейсу і як

результат призводять до втрат авіакомпаній. Одними з перших вирішити проблеми, зумовлені обмеженням видимості, спробували співробітники NASA, запропонувавши систему синтетичного бачення [25].

Система синтетичного бачення (Synthetic Vision System – SVS) – це система відображення інформації, що забезпечує віртуальне відтворення реального зовнішнього середовища, поєднаної з інформацією, необхідною для пілотування та навігації ПС. Система SVS ґрунтуються на точній тривимірній мапі рельєфу місцевості у глобальному масштабі, поєднаній з тривимірними штучними перешкодами, що зберігаються у цифровому вигляді у бортовій базі даних. Подібні системи створюють або «синтезують» зображення навколишнього рельєфу місцевості і штучних перешкод без метеорологічного та часового (зумовленого настанням сутінок) впливу і відображають його пілоту через EFIS або HUD. Таким чином, SVS надають пілоту «ідеальне» відображення навколишнього середовища, указуючи об'єкти, що є перешкодами для пілотування [3, 9, 32]. Системи SVS ґрунтуються на визначенні точного місцеположення ПС за допомогою навігаційних засобів з подальшим відображенням підстильного рельєфу місцевості, що відповідає видимій зоні з точки положення ПС. Місцеположення ПС визначається за допомогою сумісного оцінювання даних від GNSS з функціональними доповненнями WAAS або EGNOS, радіовисотоміра, VOR/DME та інерціальної навігаційної системи. Таке поєднання джерел координатної інформації забезпечує визначення місцеположення ПС з найбільшою точністю. Відповідно до цього для правильного функціонування SVS потребує дієздатної мережі наземних станцій диференціальних поправок WAAS або EGNOS. Окрім того, SVS є дієвим середовищем для відображення всієї необхідної навігаційної інформації для пілота ПС. Спеціальними позначками відображаються дані від ADS-B і TCAS про повітряний рух, указується запланований маршрут польоту та інша корисна інформація (рис. 11.5).

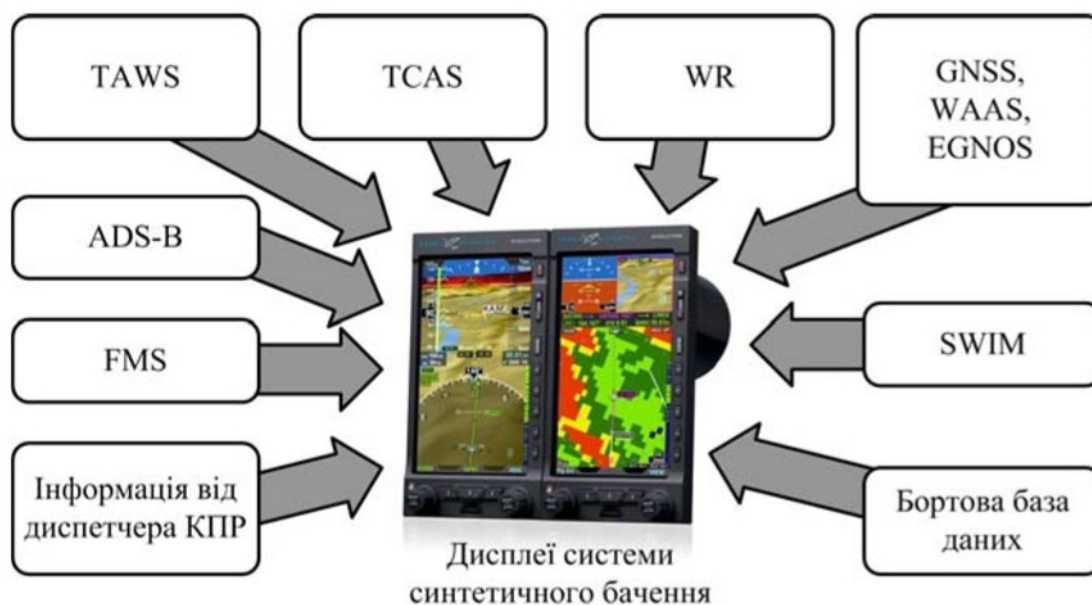


Рис. 3.27. Загальна структура побудови SVS

Незалежно від типу літального апарата SVS є дієвим засобом підвищення безпеки авіаційних перевезень. Відповідно до класу ПС, на якому встановлено SVS, є багато різних концепцій її побудови. За концепцією, розробленою NASA, основними елементами SVS мають бути такі [26].

Узагальнений принцип побудови SVS за концепцією NASA показано на рис. 3.27.

Систем синтетичного бачення відображає зображення навколишнього середовища, у якому перебуває ПС. Це інтуїтивне відображення, оскільки відображається середовище, яке пілот може бачити за відсутності метеорологічних елементів у світлий час доби. SVS відображає усе, що пілот мав би побачити через вікно в ідеальних погодних умовах. Зазвичай SVS комбінується з відображенням основних пілотажних параметрів, необхідних для пілотування, і відображаються разом на PFD. Таке об'єднання дозволяє пілоту точно уявляти місцеположення ПС у просторі та швидко оцінювати повітряну навколишню ситуацію. Система SVS забезпечує безпечний політ незалежно від візуальної видимості.

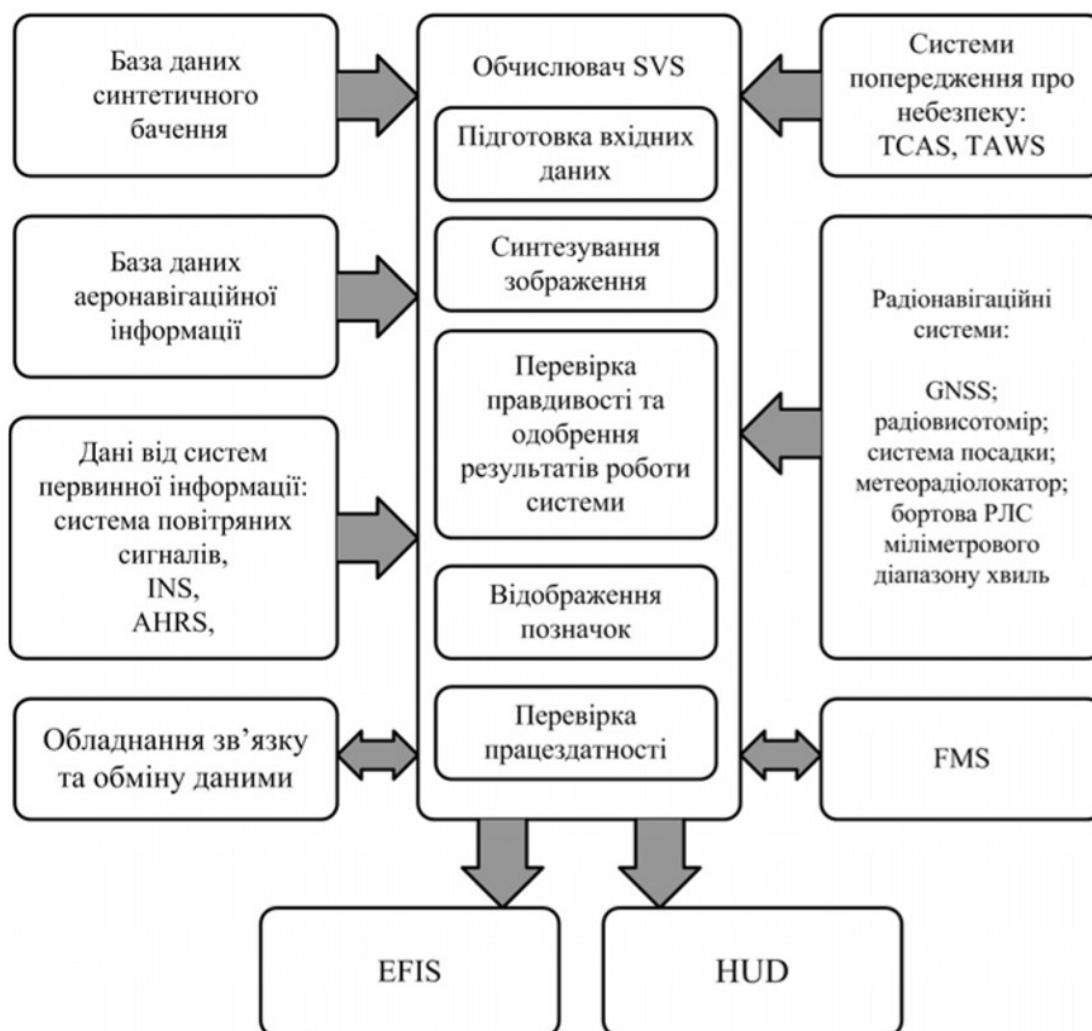


Рис. 3.28. Принцип побудови SVS

SVS може суміщатися з TAWS чи навіть повністю виконувати її функції. При цьому SVS безперервно аналізує траєкторію руху ПС, порівнюючи її із запланованою і тривимірним положенням її у середовищі на випадок виявлення можливого зіткнення з елементами рельєфу місцевості або зі штучними спорудами. Сигналізація SVS забезпечує комплексне попередження пілота ПС про будь-яку небезпеку, що може зашкодити виконанню польоту.

Посадка є однією з найбільш складних фаз польоту. Переважна більшість авіаційних катастроф трапляється саме на цьому етапі. Видимість земної поверхні відіграє ключову роль, а погіршення видимості спричинює зниження безпеки авіаперевезень і може стати причиною авіакатастрофи. SVS дозволяє

пілоту чітко уявляти місцеположення ПС відносно земної поверхні, ЗПС та лінії глісади незалежно від погодних умов і часу доби (рис. 3.6).

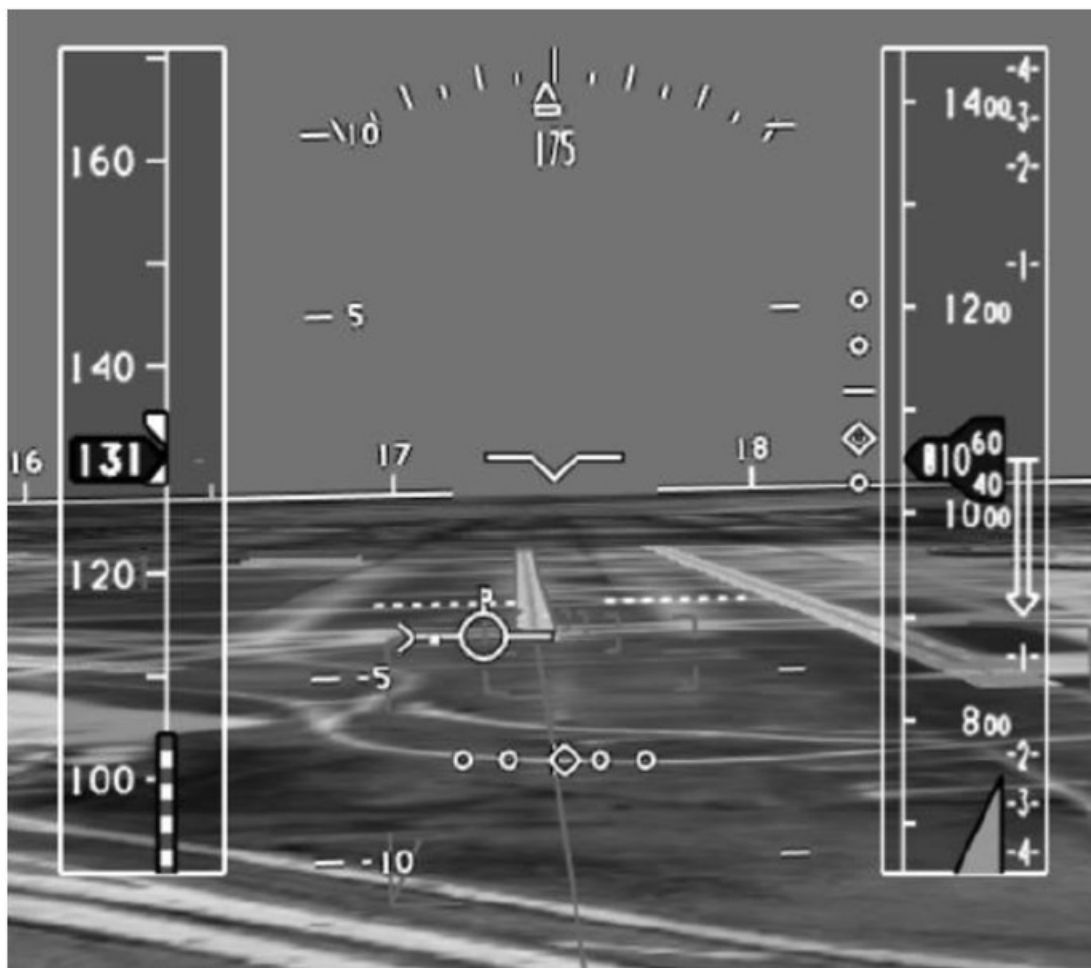


Рис. 3.29. Відображення SVS на етапі посадки

Сучасне навігаційне обладнання більшості рухомих об'єктів, в тому числі повітряних суден, базується на використанні різних фізичних принципів дії датчиків навігаційної інформації, таких як магнітний компас, гірокомпас, інерційні, радіотехнічні та супутникові навігаційні системи.

Наведемо порівняльний аналіз характеристик навігаційних інерційних систем, а також СНС, які будуть використані для створення комплексної системи.

В даний час найбільш широке застосування на рухомих об'єктах особистого призначення знайшли гіроскопічні системи орієнтації, як найбільш стійкі до зовнішніх впливів і володіють високим ступенем автономності [95].

Такі системи використовуються як для визначення повної просторової орієнтації об'єкта (курсовертикали і гірогоризонтокомпаси), так і для визначення орієнтації щодо одного - двох базових правлінь (курсові прилади, гіровертикалі, авіагоризонти).

Серйозна увага приділяється гіроскопічним приладам для визначення кута курсу об'єкта і перш за все - гірокомпас. Це пояснюється тим, що для надійної і точної навігації і рішення інших спеціальних завдань необхідна безперервна і досить точна інформація про поточний курс. Найбільш поширені дворежимні гірокурсоуказателі з непрямым управлінням, що працюють як в режимі ГК, так і гіроазімута (зберігача напрямки). Такі прилади мають високу точність і стабільність курсоуказання. До того ж, недоліками гірокурсоуказателів і гірокомпасів є складність інструкції, великі розміри, висока вартість і великий час готовності.

З аналізу сучасних гіроскопічних приладів можна робити висновок, що вони відповідають вимогам щодо забезпечення точності курсовказування, але (мають високу вартість і габарити, складні по конструкції, мають тривалий час готовності і складності в обслуговуванні. Ці недоліки роблять неефективним їх застосування на літаках.

Класифікація типів і джерел шумів

Існує велика кількість типів і джерел шуму. Це:

- Електронні шуми, такі як тепловий шум і «стріляючий» шум.
- Акустичний шум, що виникає при русі, вібраційний або зіткнення джерел, таких як обертальні машини, рухомі транспортні засоби, натискання клавіатури, вітер та дощ.
- Електромагнітний шум, який може перешкоджати передачі та прийому аудіо сигналу.

Викривлення сигналу - термін, який використовується для опису систематичної небажаної зміни сигналу та посиляється на зміни сигналу від неідеальних характеристик каналу зв'язку, реверберації затухання сигналу, еха

та відсутніх семплів [39]. Залежно від частоти, спектру або часових характеристик, шум класифікується у декількох категорій:

- Білий шум: чисто випадковий шум має імпульсну автокореляційну функцію та плоский спектр потужності. Білий шум теоретично містить всі частоти в рівній потужності.
- Вузькосмуговий шум: це шумовий процес із вузькою смугою пропускання, наприклад, 50/60 Гц від джерела живлення.
- Кольоровий шум: це не білий шум або будь-який широкосмуговий шум, спектр якого має не плоску форму. Прикладами є рожевий шум, коричневий шум та авторегресійний шум.
- Імпульсний шум: складається з короткочасних імпульсів випадкової амплітуди, часу виникнення та тривалості.
- Тривалі шумові імпульси: складаються з відносно довготривалих шумових імпульсів, такі як клацання.

Фільтрація використовується для того, щоб максимально очистити вихідний сигнал від шумів, вносячи при цьому мінімальні спотворення у значення «точного» сигналу. Отже, фільтрація полягає в побудові алгоритму (обчислювальної процедури) фільтрації, яка дозволила б досягти найкращих з точки зору прийнятого критерію результатів у видаленні завад з зашумленого сигналу.

Побудова алгоритму фільтрації базується на моделі ймовірності сигналу та шуму вимірювання та залежить від критерію оптимальності, обраного для певного алгоритму. Все це викликало розробку різних методів та алгоритмів обробки сигналів. За методом обробки вихідних значень \tilde{f}_i (або $\tilde{f}_{i,j}$) можна виділити:

- Алгоритми фільтрації в просторовій області (просторова фільтрація);
- Алгоритми фільтрації в частотній області (частотна фільтрація).

Фільтруючи сигнали, ми спочатку стикаємося з проблемою вибору алгоритму фільтрації, а потім із проблемою вибору параметрів алгоритму, що забезпечить успішну роботу алгоритму.

Для отримання інформації про сигнал, недоступної в початковому вигляді, повинно бути виконано її попереднє перетворення. Інтегральне перетворення Лапласа і Фур'є найчастіше використовується в інженерних задачах для аналізу сигналів. У сучасних електронних та телекомунікаційних системах перехід до більш складних сигналів, особливо перехід до сигналів, що містять сплески або стрибки параметрів, призвів до подальшого розвитку інтегральної теорії перетворень. В цьому випадку класичні перетворення не достатньо ефективні.

Цифрова фільтрація зашумлених сигналів та зображень важлива для вирішення широкого кола науково-технічних задач. Такі завдання з'являються як в комунікаційних технологіях, так і у системах управління рухом ПС для поліпшення якості отриманих даних у навігаційних системах. [27, 31].

Зростає інтерес до супутникових навігаційних систем (СНС) через їх універсальність. Основне призначення СНС другого покоління - глобальна оперативна навігація приземних рухомих об'єктів: наземних (сухопутних, морських, повітряних) і низькоорбітальних космічних [80]. До складу СНС входять: підсистема контролю та управління (наземний комплекс); підсистема космічних апаратів і підсистема навігаційної апаратури споживачів.

В даний час працюють російська (ГЛОНАСС) та американська (GPS) супутникові навігаційні системи. Пошук координат у супутникових навігаційних системах базується на вимірюванні часу розповсюдження радіохвиль від штучного супутника Землі (ШСЗ) до споживача.

В останні десятиліття теорія і методи цифрової фільтрації сигналів і зображень отримали новий розвиток. Це пов'язано з появою нових математичних методів, таких як дискретне вейвлет-перетворення, що дозволяє створювати ефективні алгоритми фільтрації, а вимоги до точності фільтрації продовжують зростати, особливо при обробці навігаційних даних. У цьому випадку, фільтрація - це не завершальний етап обробки, а деяка передобробка.

Вихідними даними для цифрової фільтрації є відліки (значення) «точного» сигналу або зображення, які спотворені випадковим шумом (похибкою) різної природи. Фільтрування полягає у встановленні алгоритму фільтрації, який дозволить досягти найкращого ефекту при усуненні шуму на вихідному сигналі.

Побудова алгоритмів фільтрації базується на використанні імовірнісних моделей сигналу або зображення та шуму, а також на застосуванні різних статистичних критеріїв. Усі вони створюють різноманітні методи та алгоритми фільтрації. Об'єктами цифрової фільтрації, є одномірні і двовимірні дискретні послідовності. Припустимо, що спостерігається значення \tilde{f}_i одновимірного дискретного сигналу описується адитивною моделлю

$$\tilde{f}_i = f(x_i) + \eta_i, \quad 0 \leq i \leq N_x - 1,$$

або мультиплікативною моделлю

$$\tilde{f}_i = f(x_i) * \eta_i, \quad 0 \leq i \leq N_x - 1,$$

де $f(x)$ – деяка функція, вимірювана в точках (вузлах) x_i з випадковим шумом η_i .

Аналогічно для двовимірного дискретного сигналу маємо адитивну

$$\tilde{f}_{i,j} = f(x_i, y_j) + \eta_{i,j}, \quad 0 \leq i \leq N_x - 1, \quad 0 \leq j \leq N_y - 1,$$

або мультиплікативну модель

$$\tilde{f}_{i,j} = f(x_i, y_j) * \eta_{i,j}, \quad 0 \leq i \leq N_x - 1, \quad 0 \leq j \leq N_y - 1,$$

де $f(x,y)$ – функція двох змінних (зображення), яка вимірюється у вузлах (x_i, y_j) з випадковим шумом $\eta_{i,j}$.

Надалі для спрощення, одновимірний і двовимірний дискретний сигнал будемо називати просто сигналом.

Фізична природа шуму вимірювань може бути різною:

- шуми вимірювальної апаратури;
- перешкоди при передачі по каналах зв'язку (особливо аналоговим);
- погані умови зйомки зображення і т.д.

3.2 Вейвлет фільтрація цифрових даних

Третій розділ дисертаційної роботи присвячено вейвлет-фільтрації параметрів математичних маятників з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами.

Система автоматизованого управління рухом повітряних суден являє собою складну взаємопов'язану систему, вибір параметрів і аналіз характеристик якої є досить складним завданням [76]. Для вирішення цих завдань доцільно використовувати аналітичні методи досліджень, що дозволяють перш за все забезпечити стійкість системи, а також запобігти появі конфліктних ситуацій. Відомо, що отримані реальні дані з бортових датчиків, зазвичай зашумлені. Виникає питання про методи обробки даних, виділення корисного сигналу.

Традиційно використовується метод Фур'є-аналізу.

Інтегральне перетворення Фур'є і ряди Фур'є є основою гармонійного аналізу безперервних сигналів. Пара інтегральних перетворень:

$$\text{Пряме перетворення} \quad F(v) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x) e^{-2\pi i v x} dx;$$

$$\text{Зворотне перетворення} \quad F(x) = \int_{-\infty}^{\infty} F(v) e^{-2\pi i v x} dv;$$

де $i = \sqrt{-1}$; v – частота, Гц.

Щоб здійснити швидке перетворення Фур'є необхідна приналежність $f(x)$ простору абсолютно інтегрованих функцій $L_1[R]$,

$$\int_{-\infty}^{\infty} |f(x)| dx < \infty$$

або належність простору $L_2[R]$ – виконується умова $\int_{-\infty}^{\infty} |f(x)|^2 dx < \infty$.

З позиції аналізу довільних функцій в частотній області і точного відновлення цих функцій слід зазначити недоліки перетворення Фур'є, які привели до появи віконного перетворення Фур'є і стимулювали розвиток вейвлет-перетворень. Перевага вейвлет - перетворення перед перетворенням Фур'є полягає в тому, що воно дозволяє простежити за зміною спектральних

властивостей сигналу з часом і вказати, які частоти (масштаби) домінують в сигналі.

З огляду на те, що відомі методи обробки вимірювальної інформації постійно наштовхувалися на принципові теоретичні обмеження, що не дозволяють говорити про рішення проблеми точного представлення функції і сигналів методами, створеними на основі засобів перетворення Фур'є, математиками в 90-х рр. ХХ ст. було введено поняття вейвлетів.

Вейвлети - узагальнена назва особливих функцій, які мають вигляд коротких хвильових пакетів з нульовим інтегральним значенням. Вейвлети по суті є новим математичним апаратом, застосування якого може теоретично строго наблизити будь-яку функцію і будь-який сигнал. Тому вони перспективні в рішенні математичних задач наближення (інтерполяція, апроксимація і т.д.) довільних нелінійних залежностей. Вейвлет-перетворення широко застосовують для аналізу сигналів і стиснення інформації. Вейвлети необхідні в багатьох дослідженнях. Їх використовують в тих випадках, коли результат аналізу деякого сигналу повинен містити не тільки простий перелік його характерних частот (масштабів), але і відомості про певні локальні координати, при яких ці частоти себе проявляють. Отже, аналіз і обробка нестационарних (в часі) або неоднорідних (в просторі) сигналів різних типів є основним полем застосування вейвлет-аналізу. Область застосування вейвлетів не обмежується аналізом властивостей сигналів і полів різної природи, отриманих чисельно, в експерименті або при спостереженні. Вейвлети починають застосовуватися і для прямого чисельного моделювання як ієрархічний базис [88], який добре пристосований для опису динаміки складних нелінійних процесів, що характеризуються взаємодією збурень в широких діапазонах просторових і часових частот.

Алгоритм вейвлет-аналізу сигналів має такий вигляд (рис.3.24).

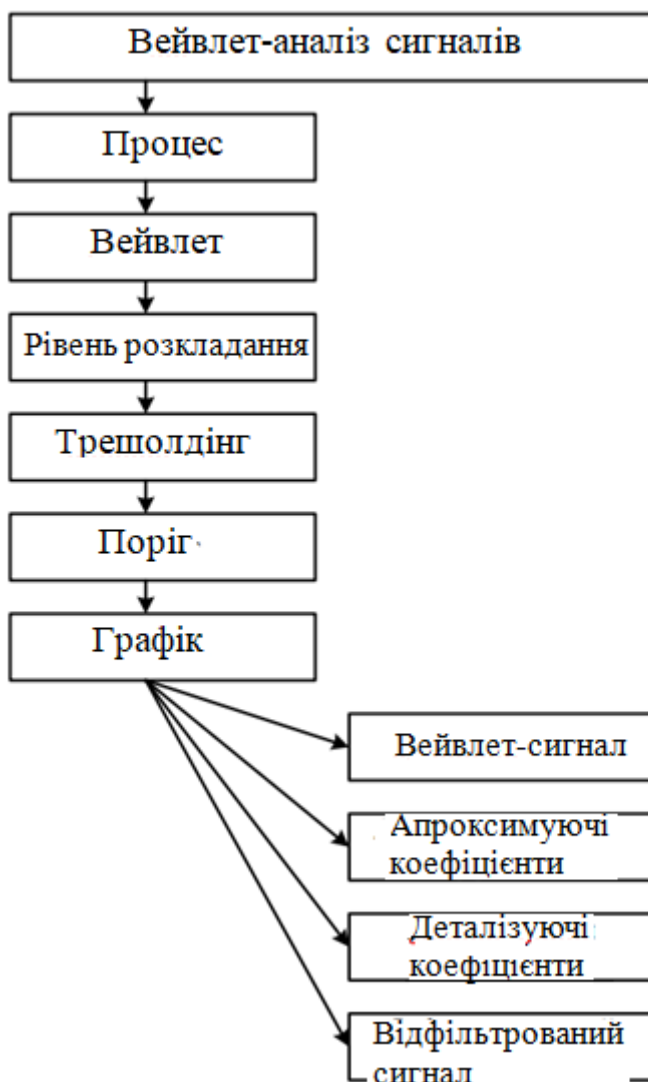


Рис. 3.24. Структура вейвлет-аналізу сигналів

Використання вейвлетів на сьогоднішній день набуває широкого поширення для фільтрації і попередньої обробки даних при аналізі й синтезі різних сигналів, стисканні і обробці зображень, вирішенні задач аналізу стану, прогнозування, розпізнавання образів [76].

Вейвлет-аналіз дозволяє використовувати великі часові інтервали, якщо нам потрібна більш точна інформація про низьку частоту, і більш короткі області, коли нам потрібна інформація про високу частоту.

Вейвлети можна застосовувати в задачах, пов'язаних з обробкою інформації, таких як очищення сигналу, від перешкод, стиснення даних, виявлення короткочасних і глобальних закономірностей. В нашій роботі цей інструмент застосовується для виділення детермінованої основи узашумленому

потоці даних.

Застосування вейвлет-перетворення дозволяє детально розглядати сигнал, досліджувати ті області сигналу, які можуть містити корисну інформацію.

3.3. Вейвлет-аналіз сигналів

Слово «вейвлет» (wavelet - маленька хвиля) введено А.Гроссманом і Ж.Морле в 1982 році в роботі, присвяченій проблемі аналізу сейсмічних сигналів, в яких потрібно виділити і час (положення) сплеску в сигналі і його спектральний склад (масштаб). До початку 90 - х років вейвлет - аналіз знайшов широке застосування в задачах аналізу часових сигналів, розпізнавання образів і синтезу зображень, шифровки і дешифрування інформації та багатьох інших областей.

Вейвлети - це узагальнена назва сімейств математичних функцій певної форми, які локальні в часі і по частоті, і в яких всі функції виходять з однієї базової (породжуючої) за допомогою її зрушень і розтягувань по осі часу. Вейвлет перетворення розглядають аналізовані часові функції в термінах коливань, локалізованих за часом і в частоті. Як правило, вейвлет-перетворення поділяють на безперервне (CWT) і дискретне (DWT).

Пряме безперервне вейвлет-перетворення.

Вейвлети об'єднують в собі дві важливі властивості подібність та виражену локалізацію в просторі і часі. Щоб бути вейвлетами сімейство функцій має відповідати таким вимогам:

- 1) ***Подібність.*** Аналізує вейвлет $\psi(t)$, званий також материнським вейвлетом, який повинен мати нульове середнє значення:

$$\int_{-\infty}^{\infty} \psi(t) dt = 0$$

- 2) ***Подоба.*** Всі функції сімейства виходять з аналізуючого вейвлета шляхом масштабного перетворення і зсуву:

$$\psi_{a,b}(t) = \psi\left(\frac{t-b}{a}\right)$$

Ми бачимо, що виходить двох параметричне сімейство функцій: параметр a - масштаб (розтягнення) функції, параметр b - становище (зрушення) функції.

3) **Зворотність.** Існування зворотного перетворення, однозначно відновлює вихідну функцію по її вейвлет - перетворенні.

4) **Регулярність.** Функція $\psi(t)$ повинна бути добре локалізована і в фізичному просторі і в просторі Фур'є.

Вибір конкретного виду вейвлета залежить від цілей проведеного аналізу.

Розглянемо більш детально вейвлет-перетворення безперервне (CWT) і дискретне (DWT).

Припустимо, що функція $f(x)$ визначена на всій дійсній осі $R (-\infty, \infty)$ і належить простору $L_2(R)$

$$\int_{-\infty}^{\infty} |f(x)|^2 dx < \infty$$

Безперервним вейвлет-перетворенням (CWT) функції $f(x) \in L_2(R)$ називають функцію двох змінних [52, 53]:

$$C(a,b) = \langle f(x)\psi(a,b,x) \rangle = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)\psi(a,b,x) dx,$$

$$a, b \in R, \quad a \neq 0,$$

де вейвлети $\psi(a,b,x) \equiv \psi_{ab}(x)$ - масштабовані і здвигнуті копії породжуваного вейвлета $\psi(x) \in L_2(R)$, сукупність яких створює новий базис простору $L_2(R)$.

Вейвлет функція $\psi(x)$ має нульове значення інтеграла, тобто $\int_{-\infty}^{\infty} \psi(x) dx = 0$ і Фур'є-образ, що позначається як $\Psi(\omega)$.

Породжуючими функціями можуть бути найрізноманітніші функції з компактним носієм - обмежені за часом і розташуванням на часовій осі, які мають спектральний образ, в певній мірі локалізований на частотній осі. Як і для перетворення Фур'є, базис простору $L_2(R)$ доцільно конструювати з однією породжуючою функцією, норма якої повинна бути дорівнювати 1. Для перекриття локальної функції вейвлета всієї часової осі простору використовується операція зсуву (зміщення з часової осі):

$\psi(b, x) \equiv \psi(x-b)$, де значення b для вейвлет перетворення також є величиною безперервною. Для перекриття всього частотного діапазону простору $L_2(R)$ використовується операція часового масштабування вейвлета з безперервною зміною незалежної змінної: $\psi(a, x) = \sqrt{a} \psi\left(\frac{x}{a}\right)$.

Якщо часовий образ вейвлета буде розширюватися (збільшенням значення параметра « a »), то його «середня частота» буде знижуватися, а частотний образ (частотна локалізація) переміщуватися на більш низькі частоти. Таким чином, шляхом зсуву по незалежній змінній $(x-b)$ вейвлет має можливість переміщатися по всій числової осі довільного сигналу, а шляхом зміни масштабної змінної « a » (у фіксованій точці $(x-b)$ часової осі) «переглядати» частотний спектр сигналу по заданому інтервалі цієї точки.

З використанням цих операцій вейвлетний базис функціонального простору утворюється шляхом масштабних перетворень і зрушень породжує вейвлета $L_2(R)$:

$$\psi(a, b, x) = \sqrt{a} \psi\left(\frac{x-b}{a}\right); \quad a, b, x \in R; \quad a \neq 0$$

Неважко переконатися, що норми вейвлетів $\psi(a, b, x)$ рівні нормі $\psi(x)$, що забезпечує нормований множник \sqrt{a} . При нормуванні до 1 породження вейвлета $\psi(x)$ все сімейство вейвлетів також буде нормованим. Якщо при цьому виконується вимога ортогональності функцій, то функції $\psi(a, b, x)$ будуть представляти собою ортонормований базис простору $L_2(R)$.

Зворотне безперервне вейвлет-перетворення

Так як форма базисних функцій $\psi(a, b, x)$ зафіксована, вся інформація про сигнал переноситься на значення функції $C(a, b)$. Точність зворотного інтегрального вейвлет-перетворення залежить від вибору базисного вейвлета. Теоретично вейвлет може вважатися базисною функцією $L_2(R)$ тільки в разі його ортонормованості. Для ортонормованих вейвлетів зворотне вейвлет-перетворення записується за допомогою того ж базису, що і пряме:

$$f(x) = (z/C_\psi) \iint_{-\infty}^{\infty} (1/a^2 i) C(a,b) \psi(a,b,x) da db i \quad (3.3.1)$$

де C_ψ – нормалізує коефіцієнт, який визначається виразом

$$C_\psi = 2\pi \int_{-\infty}^{\infty} (|\Psi(\omega)|^2 / \omega) d\omega < \infty \quad (3.3.2)$$

де $\Psi(\omega) = i$ Фур'є-образ $\psi(t)$.

Умова кінцівки C_ψ обмежує клас функцій, які можна використовувати в якості вейвлетів. Зокрема, при $\omega=0$ для забезпечення збіжності інтеграла (3.3.1) значення $\Psi(\omega)$ має дорівнювати нулю. Це забезпечує умову компактності Фур'є-образу вейвлета в спектральній області з локалізацією навколо деякої частоти ω_0 (середній частоті вейвлетної функції). Отже, функція $\psi(x)$ повинна мати нульове середнє значення по області його визначення (інтеграл функції по аргументу повинен бути нульовим):

$$\int_{-\infty}^{\infty} \psi(x) dx = 0$$

Однак це означає, що не для всіх сигналів можлива їх точна реконструкція вейвлетом $\psi(x)$, так як при нульовому першому моменті вейвлета коефіцієнт передачі постійної складової сигналу в перетворенні (3.3.1) дорівнює нулю. Умови точної реконструкції сигналів будуть розглянуті при описі кратного масштабного аналізу.

Шум вимірювання має широкий спектр і визначає значення $C(a,b)$ при малих величинах параметра a . Тому, перемножуючи $C(a,b)$ на деякий фільтруючий множник $W(a)$, який при малих a менше 1, а потім, взявши зворотне вейвлет-перетворення, можна зменшити рівень шуму. Однак виникають труднощі:

- визначення оптимального фільтруючого множника, який би мінімізував помилку фільтрації;
- побудова ефективної обчислювальної процедури для перетворень (3.3.1), (3.3.2), так як обчислення інтегралів вимагає істотних витрат машинного часу.

Тому в даний час безперервне перетворення (3.3.2) використовується для аналізу сигналів, а фільтрацію зашумлених сигналів здійснюють на основі дискретного вейвлет-перетворення, яке розглядається далі.

Вейвлет-уявлення сигналів

Візьмемо деяке значення параметра масштабу j_0 і розглянемо відповідне підпростір V_{j_0} . Оператор проектування $P_{j_0}(f)$ на цей простір має вигляд:

$$P_{j_0}(f) = \sum_{n \in \mathbb{Z}} \langle f, \varphi_{j_0, n} \rangle \varphi_{j_0, n}(x) = \sum_{n \in \mathbb{Z}} a_{j_0, n} \varphi_{j_0, n}(x), \quad (3.3.3)$$

де $a_{j_0, n}$ - коефіцієнти розкладання функції $f(x)$ по ортонормированному базису простору V_{j_0} . Позначимо набір цих коефіцієнтів через $A_0 = \{a_{j_0, n}\}$. Раніше було показано, що підпростір V_{j_0} можна розкласти на суму ортогональних підпросторів $V_{j_0} = V_{j_0+1} \oplus W_{j_0+1}$ замість приближення $P_{j_0}(f)$ можна взяти суму

$$P_{j_0}(f) = P_{j_0+1}(f) + P_{j_0+1}^W(f)$$

Перший доданок є більш грубе наближення $f(x)$ в підпросторі V_{j_0+1} , а друге - відображає деталі, якими $P_{j_0+1}(f)$ відрізняється від $P_{j_0}(f)$. У базисах підпросторів V_{j_0+1}, W_{j_0+1} має таке уявлення:

$$P_{j_0}(f) = \sum_{k \in \mathbb{Z}} a_{j_0+1, k} \varphi_{j_0+1, k}(x) + \sum_{k \in \mathbb{Z}} d_{j_0+1, k} \psi_{j_0+1, k}(x)$$

де $a_{j_0+1, k}$ - апроксимуючі коефіцієнти (j_0+1) -го рівня:

$$a_{j_0+1, k} = \int f(x) \varphi_{j_0+1, k}(x) dx$$

$d_{j_0+1, k}$ - деталізуючі коефіцієнти (j_0+1) -го рівня:

$$d_{j_0+1, k} = \int f(x) \psi_{j_0+1, k}(x) dx$$

Позначимо отриманий набір коефіцієнтів $A_1 = \{a_{j_0+1, k}\}$,

$D_1 = \{d_{j_0+1, k}\}$. Таким чином, отримані два набори коефіцієнтів розкладання.

За способом обчислення коефіцієнти A_1, D_1 в сукупності дають ту ж інформацію, що і первональний набір A_0 уявлення (1.3.1). Однак особливість нового набору коефіцієнтів полягає в тому, що коефіцієнти A_1 , що визначають розкладання в підпросторі V_{j_0+1} , можна ще раз розкласти на ще більш згладжену (апроксимуючу) частину $P_{j_0+2}(f)$ і деталізуючу частину $P_{j_0+2}^W(f)$, а саме:

$$P_{j_0}(f) = P_{j_0+2}(f) + P_{j_0+2}^W(f) + P_{j_0+1}^W(f)$$

$$P_{j_0}(f) = \sum_{k \in N} a_{j_0+2,k} \varphi_{j_0+2,k}(x) + \sum_{k \in N} d_{j_0+2,k} \psi_{j_0+2,k}(x) + \sum_{k \in N} d_{j_0+1,k} \psi_{j_0+1,k}(x)$$

Таким чином, отримані наступні набори коефіцієнтів:

$A_2 = \{a_{j_0+2,k}\}$ = - апроксимуючі коефіцієнти глибини розкладання 2;

$D_2 = \{d_{j_0+2,k}\}$ = - деталізують коефіцієнти глибинирозкладання 2;

$D_1 = \{d_{j_0+1,k}\}$ = - деталізують коефіцієнти глибини розкладання 1.

Повторюючи процедуру J раз, отримуємо коефіцієнти для J -го рівня розкладання

$$\{A_J, D_J, D_{J-1}, D_{J-2}, \dots, D_1\}.$$

Надалі вейвлет-перетворенням будемо називати процедуру обчислення коефіцієнтів (1.3.6).

Вейвлет-розкладанням функції $f(x)$ з глибиною розкладання J будемо називати запис:

$$\hat{f}(x) = \sum_{k \in N} a_{j_0+J,k} \varphi_{j_0+J,k}(x) + \sum_{j=j_0+1}^J \sum_{k \in N} d_{j,k} \psi_{j,k}(x)$$

Позначення $\hat{f}(x)$ вказує, що функція $\hat{f}(x)$ обчислена по коефіцієнтам розкладання вихідної функції $f(x)$ в ортонормованому базисі вейвлетів і є своєрідною оцінкою $f(x)$ в підпросторі V_{j_0} . Тому $\hat{f}(x)$ можна ще інтерпретувати як проекцію $f(x)$ на підпростір V_{j_0} , тобто $\hat{f}(x) = P_{j_0}(f)$,

Залишається питання про вибір початкового значення j_0 параметра масштабу або більш конкретно про завдання апроксимуючих коефіцієнтів $a_{j_0,k}$.

Як правило, при фільтрації сигналів і зображень об'єкти, які розглядаються задаються чисельними одновимірними або двовимірними масивами значень функції в вузлах рівномірної сітки (тобто відстань між вузлами постійна). В цьому випадку доцільно використовувати наступне:

$$a_{j_0,k} = f_k(x_k), \quad k=0, \quad N-1.$$

3.4. Моделювання руху системи двох лінійних осциляторів в стохастичній постановці

Для моделювання роботи навігаційної системи у частині оцінки параметрів руху ПС та розрахунку безконфліктної траєкторії руху використовувався математичний пакет MATLAB.

MATLAB – це пакет прикладних програм для вирішення завдань технічних обчислень. Мова MATLAB є високорівнева інтерпретована мова програмування, що включає засновані на матрицях структури даних, широкий спектр функцій, інтегроване середовище розробки, об'єктно-орієнтовані можливості та інтерфейси до програм, написаних на інших мовах програмування.

Розглянемо систему двох пов'язаних маятників.

Загальний рух цієї системи можна розглядати як суперпозицію двох типів гармонійних рухів із різними частотами, тобто таку систему можна розглядати з точки зору власних гармонік. В простому механічному пристрої, що має тільки два ступені свободи і що вимагає для свого опису лише двох змінних, збуджуються всього дві гармоніки.

Спробуємо знайти математично ці дві гармоніки для випадку, коли довжини маятників однакові.

Нехай відхилення одного маятника буде x , а іншого - y , як це показано на рис. 3.30. За відсутності пружини сила тяжіння, що діє на перший маятник, пропорційна його відхиленню. Якби тут не було пружини, то для одного маятника з'явилася б деяка власна частота ω_0 , а рівняння руху в цьому випадку набуло б вигляду

$$m \frac{d^2}{dt^2} = -m \omega_0^2 x$$

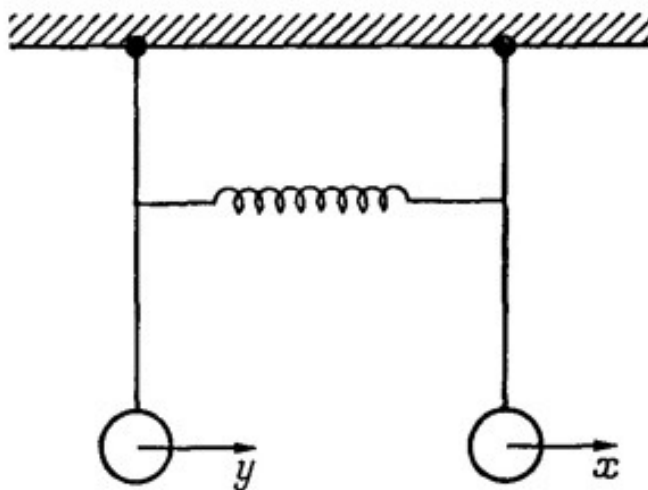


Рис. 3.30. Модель зв'язаних маятників.

Другий маятник за відсутності пружини гойдався б точно так, як і перший. Проте за наявності пружини на додаток до поновлюючої сили, що виникає в результаті гравітації, з'являється ще додаткова сила від пружини, яка прагне "стягнути" маятники. Ця сила залежить від перевищення відхилення x над відхиленням y і пропорційна їх різниці, тобто вона рівна деякій постійній, залежній тільки від геометрії, помноженій на $(x-y)$. Та ж сила, але у зворотному напрямі діє на другий маятник. Тому рівняння руху, які ми повинні вирішити, будуть наступними:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = -m \omega_0^2 x - k(x - y), \quad (3.4.4),$$

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = -m \omega_0^2 y - k(x - y), \quad (3.4.5),$$

Щоб знайти рух, при якому обидва маятники коливаються з однаковою частотою, ми повинні визначити, наскільки відхиляється кожен з них. Іншими словами, маятник А і маятник В коливатимуться з однаковою частотою і з

якимись амплітудами A і B , відношення яких фіксоване. Давайте перевіримо, наскільки підходить таке рішення:

$$x = Ae^{i\omega t}, \quad y = Be^{i\omega t}.$$

Якщо підставити його в рівняння (3.4.4) і привести подібні члени, то отримаємо

$$\left(\omega^2 - \omega_0^2 - \frac{k}{m}\right)A = \frac{-k}{m}B, \quad (3.4.6),$$

$$\left(\omega^2 - \omega_0^2 - \frac{k}{m}\right)B = \frac{-k}{m}A.$$

При виведенні цих рівнянь ми скоротили загальний множник $e^{i\omega t}$ і розділили все на m . Тепер ми бачимо, що вийшли два рівняння для, здавалося б, двох невідомих. Проте насправді тут не два невідомих, бо загальні масштаби руху не можна знайти з цих рівнянь. Вони можуть дати нам тільки відношення A до B , причому обидва рівняння повинні дати однакову величину. Вимога узгодженості рівнянь один з одним накладає вимогу на частоту: вона має бути якоюсь дуже спеціальною.

Але знайти частоту в цьому окремому випадку досить легко. Якщо перемножити обидва рівняння, то ми отримаємо

$$\left(\omega^2 - \omega_0^2 - \frac{k}{m}\right)^2 AB = \left(\frac{k}{m}\right)^2 AB$$

В обох сторонах можна скоротити добуток AB , за винятком тих випадків, коли або A , або B дорівнює нулю, що означає відсутність руху взагалі. Але якщо рух є, то мають бути рівні між собою й інші співмножники, що

призводить до квадратного рівняння. В результаті виходять дві можливі частоти:

$$\omega_1^2 = \omega_0^2 \quad \text{і} \quad \omega_2^2 = \omega_0^2 + \frac{2k}{m}.$$

Більше того, якщо підставити ці значення частот знову в рівняння (3.4.6), то для першої частоти ми отримаємо $A=B$, тобто пружина взагалі не розтягуватиметься і обидва маятники коливаються з частотою ω_0 , начебто пружини взагалі не було. У іншому рішенні, коли $A=-B$, пружина збільшує поновлюючу силу і частота зростає.

Дану задачу вирішували в стохастичності посилаючись на Г. Хакена (він являється основоположником синергетичного підходу у детермінованій постановці задачі) [122], ми ж вирішили врахувати стохастичність процесу. Ми проводимо вейвлет-фільтрацію амплітуд стохастичних маятників з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами з метою підвищення точності оцінки даних.

У результаті моделювання руху маятників в ідеальному випадку за відсутності шумів, завад та інших спотворень маємо такі криві (рис.3.31 а). Але в реальному житті система зв'язаних рухомих об'єктів піддається дії різного роду збурювачів. До того ж завжди виникають похибки вимірювань параметрів руху цих об'єктів. Це відображається на кривих (рис. 3.31 б).

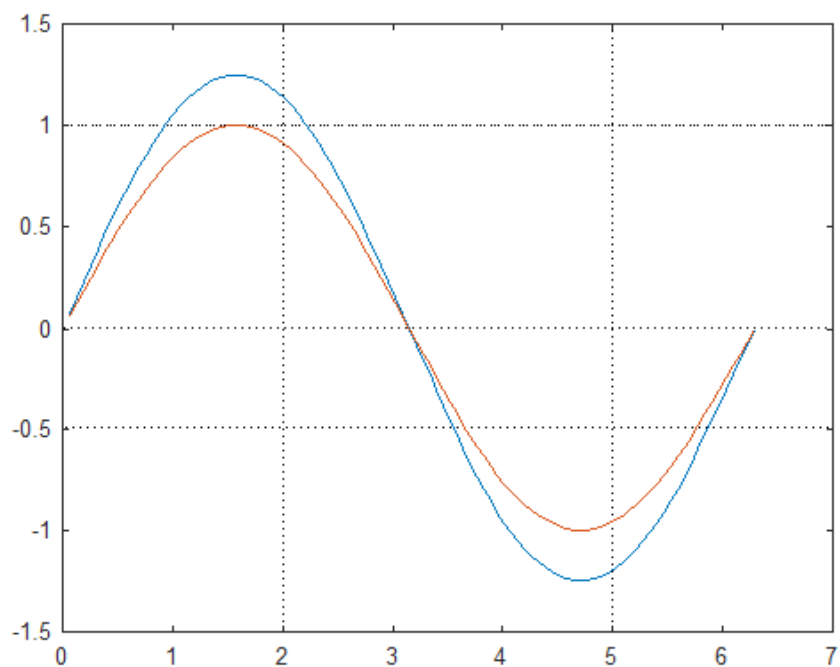
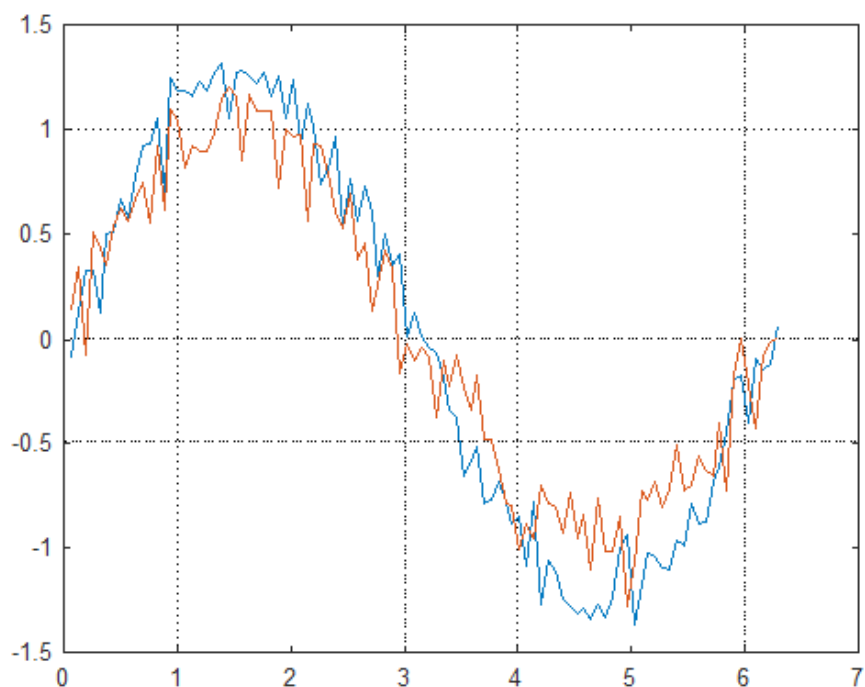
*a**b*

Рис. 3.31. Приклад стохастичних коливань маятників із різними СКВ шумів: а) детерміновані основи; б) реальний сигнал, до якого входять детермінована основа та шуми.

3.5. Вейвлет-фільтрація параметрів руху аналітично зв'язаних рухомих об'єктів.

Для фільтрації параметрів математичних маятників класичним та запропонованим (з урахуванням аналітичних зв'язків між їхніми детермінованими основами) методами використовуємо багатомасштабний аналіз із біортогональним сплайновим вейвлетом восьмого порядку в якості базисної функції.

На основі В-сплайнів побудовані декілька біортогональних базисів із сплесків. Наприклад, масштабуюча функція і сплеск Малла-Зонга визначаються через свої перетворення Фур'є таким чином:

$$\hat{\varphi}(\omega) = \left(\frac{\sin \omega/2}{\omega/2} \right)^{2n+1}$$

$$\hat{\psi}(\omega) = \left(\frac{\sin \omega/4}{\omega/4} \right)^{2n+2}$$

Функція згладжування $\varphi(t)$ і вейвлет-функція $\psi(t)$ показані на рисунку 3.32.

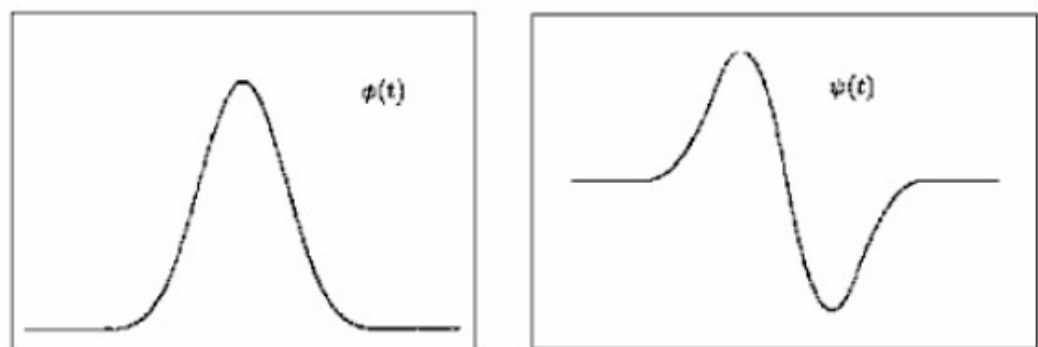


Рис. 3.32. Масштабуюча функція $\varphi(t)$ - кубічний сплайн, вейвлет функція $\psi(t)$ - квадратичний сплайн

Відмітимо, що у разі біортогональних сплесків для прямого і зворотного перетворення треба використати різні фільтри. Тут будуть представлені деякі результати роботи програми, розробленої автором.

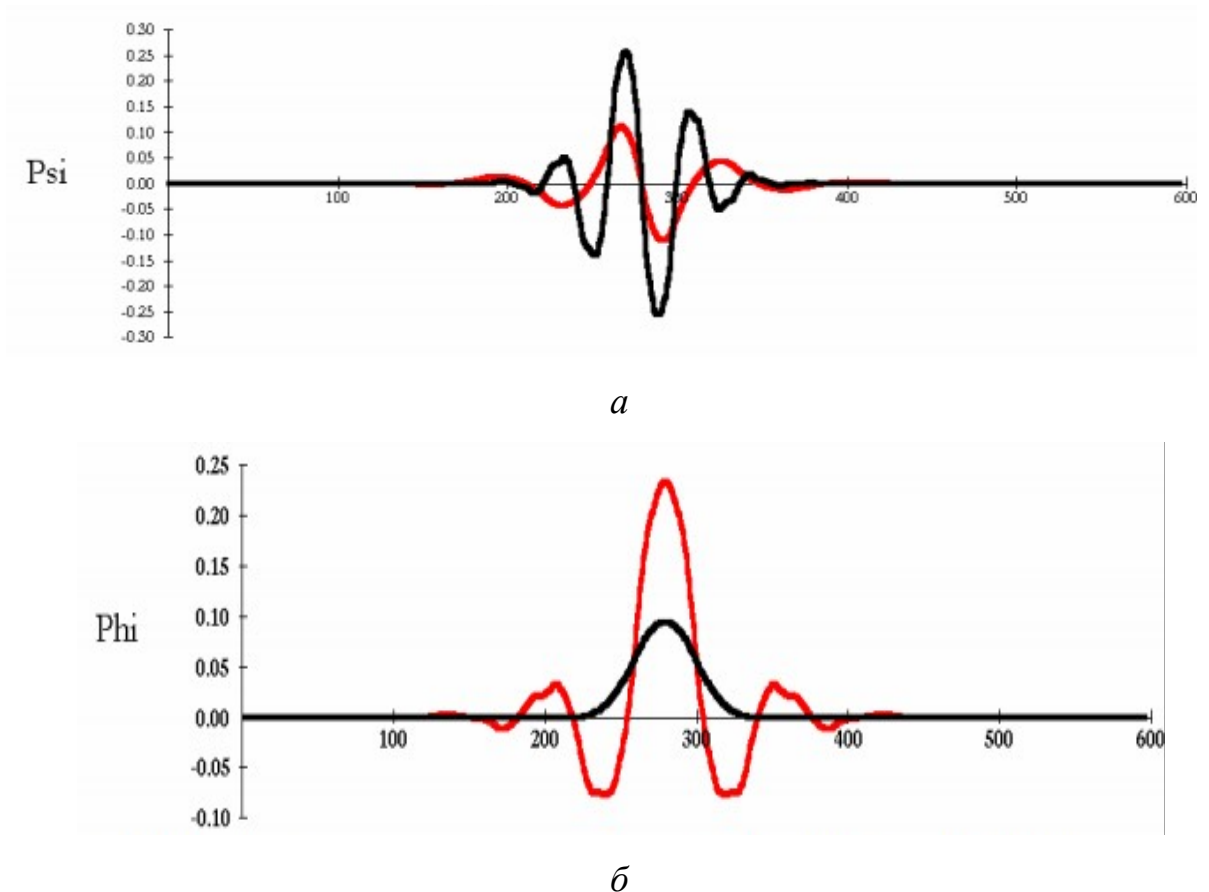


Рис. 3.33. Графіки біортогональних функцій (MatLab). На верхньому рисункуа -всплески. На нижньому рисункуб- масштабуючі функції.

Функціонал для розрахунку коефіцієнтів вейвлет-фільтрів для стохастичних маятників з урахуванням лінійного зв'язку між ними має вид:

$$\begin{aligned}
 \Phi = & \sum_{k=1}^N \left[a_{1,-\frac{R}{2}} \times y_{1,k-\frac{R}{2}} + a_{1,-\frac{R}{2}+1} \times y_{1,k-\frac{R}{2}+1} + \dots + a_{1,0} \times y_{1,k} + a_{1,1} \times y_{1,k+1} + \dots + a_{1,\frac{R}{2}} \times y_{1,k+\frac{R}{2}} - y_{1,k} \right]^2 + \\
 & + \sum_{k=1}^N \left[a_{2,-\frac{R}{2}} \times y_{2,k-\frac{R}{2}} + a_{2,-\frac{R}{2}+1} \times y_{2,k-\frac{R}{2}+1} + \dots + a_{2,0} \times y_{2,k} + a_{2,1} \times y_{2,k+1} + \dots + a_{2,\frac{R}{2}} \times y_{2,k+\frac{R}{2}} - y_{2,k} \right]^2 + \\
 & + \lambda \sum_{k=1}^N \left[\left(a_{1,-\frac{R}{2}} \times y_{1,k-\frac{R}{2}} + a_{1,-\frac{R}{2}+1} \times y_{1,k-\frac{R}{2}+1} + \dots + a_{1,0} \times y_{1,k} + a_{1,1} \times y_{1,k+1} + \dots + a_{1,\frac{R}{2}} \times y_{1,k+\frac{R}{2}} \right)^2 + \right. \\
 & \left. + \omega_1^2 \left(a_{1,-\frac{R}{2}} \times y_{1,k-\frac{R}{2}} + a_{1,-\frac{R}{2}+1} \times y_{1,k-\frac{R}{2}+1} + \dots + a_{1,0} \times y_{1,k} + a_{1,1} \times y_{1,k+1} + \dots + a_{1,\frac{R}{2}} \times y_{1,k+\frac{R}{2}} \right) - \right.
 \end{aligned}$$

$$- \alpha \left(a_{2, -\frac{R}{2}} \times y_{2, k - \frac{R}{2}} + a_{2, -\frac{R}{2}+1} \times y_{2, k - \frac{R}{2}+1} + \dots + a_{2,0} \times y_{2,k} + a_{2,1} \times y_{2,k+1} + \dots + a_{2, \frac{R}{2}} \times y_{2, k + \frac{R}{2}} \right)^2 = \min$$

де a_{1i}, a_{2i} , - коефіцієнт низькочастотного вейвлет-фільтра (Low); λ – ваговий коефіцієнт, що характеризує жорсткість аналітичного зв'язку; y – вхідні відліки сигналу; ω_1^2 – частота коливань першого маятника; α – ваговий коефіцієнт рівняння руху першого маятника (2.3.16).

Для знаходження оптимальних коефіцієнтів $a_{1i}, a_{2i}, (i = -\frac{R}{2}, -\frac{R}{2}+1, \dots, \frac{R}{2})$ складемо наступну систему рівнянь:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial a_{1, -\frac{R}{2}}} &= 0; \\ \frac{\partial \phi}{\partial a_{1, -\frac{R}{2}+1}} &= 0; \\ &\vdots \\ \frac{\partial \phi}{\partial a_{1, \frac{R}{2}}} &= 0; \\ \frac{\partial \phi}{\partial a_{2, -\frac{R}{2}}} &= 0; \\ \frac{\partial \phi}{\partial a_{2, -\frac{R}{2}+1}} &= 0; \\ &\vdots \\ \frac{\partial \phi}{\partial a_{2, \frac{R}{2}}} &= 0. \end{aligned}$$

Після чисельного розв'язання системи будемо вейвлет-фільтрацію з урахуванням аналітичних зв'язків між детермінованими основами стохастичних маятників. Порівнюємо нашу фільтрацію з класичною вейвлет-фільтрацію.

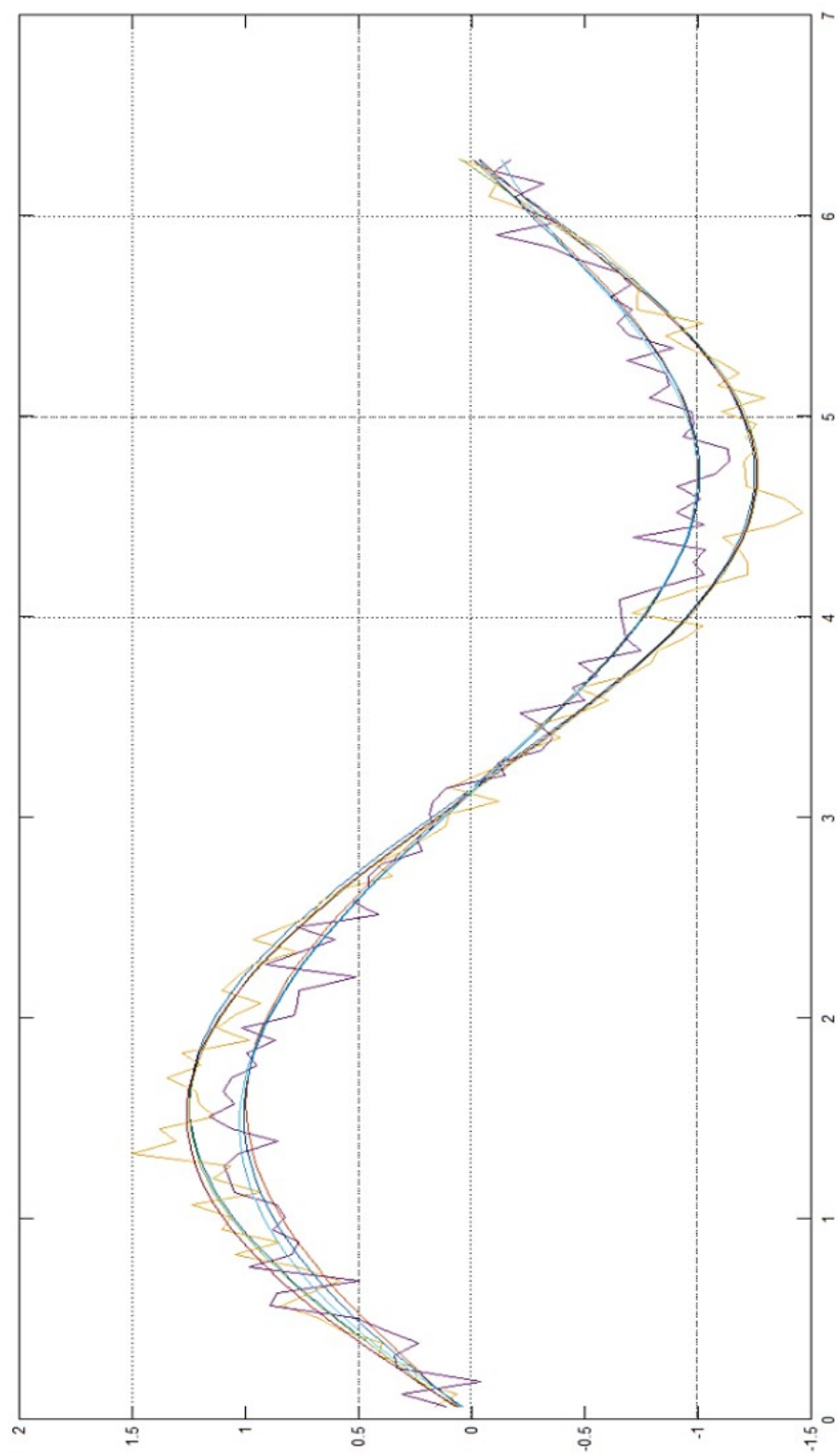


Рис.3.34. Фільтрація аналітично зв'язаних маятників класичним та запропонованим методами.

Розглянемо більш детально вигляд фільтрації аналітично зв'язаних маятників на рисунку 3.35.

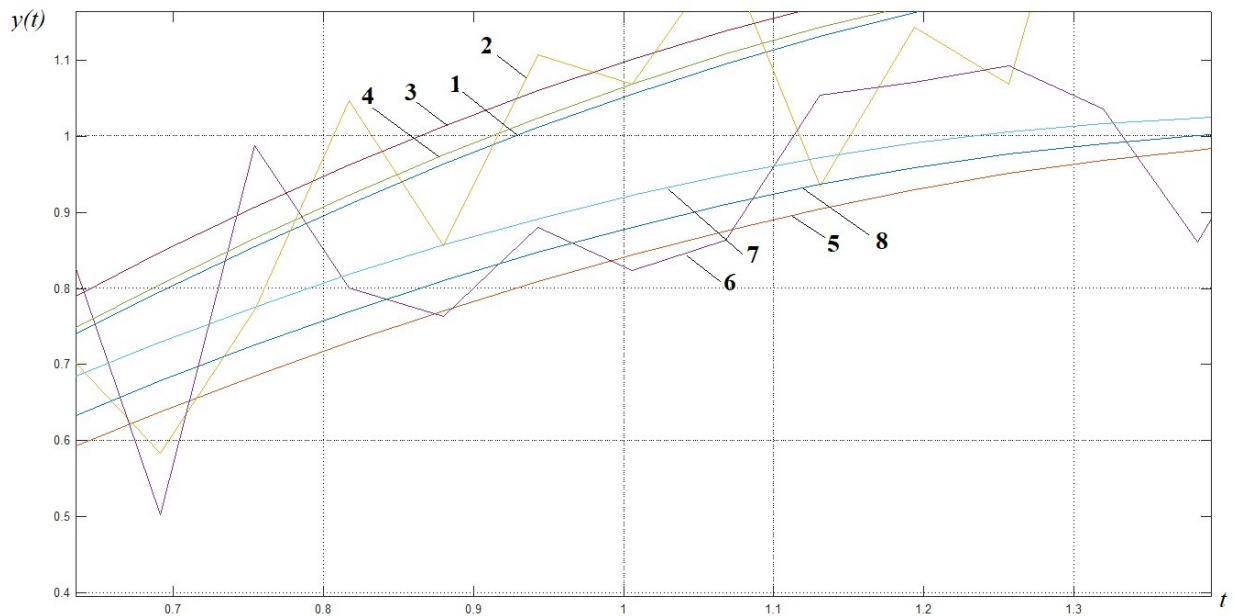


Рис. 3.35. Фрагмент графіку фільтрації аналітично зв'язаних маятників:

1 – детермінована основа коливання першого маятника; **2** – суміш корисного сигналу перешкоди, яка спостерігається на вході автоматизованої системи обробки даних; **3** – результат фільтрації класичним методом; **4** – результат фільтрації запропонованим методом. **5** – детермінована основа коливання другого маятника; **6** – суміш корисного сигналу перешкоди, яка спостерігається на вході автоматизованої системи обробки даних; **7** – результат фільтрації класичним методом; **8** – результат фільтрації запропонованим методом.

Проведемо статистичне моделювання та побудуємо порівняльну таблицю фільтрації класичним та запропонованим методом (таб.1). Можемо простежити, що перевага у точності нового методу в рази вища від класичного методу. Показники точності вимірювання польотних даних не погіршують, а навпаки покращуються.

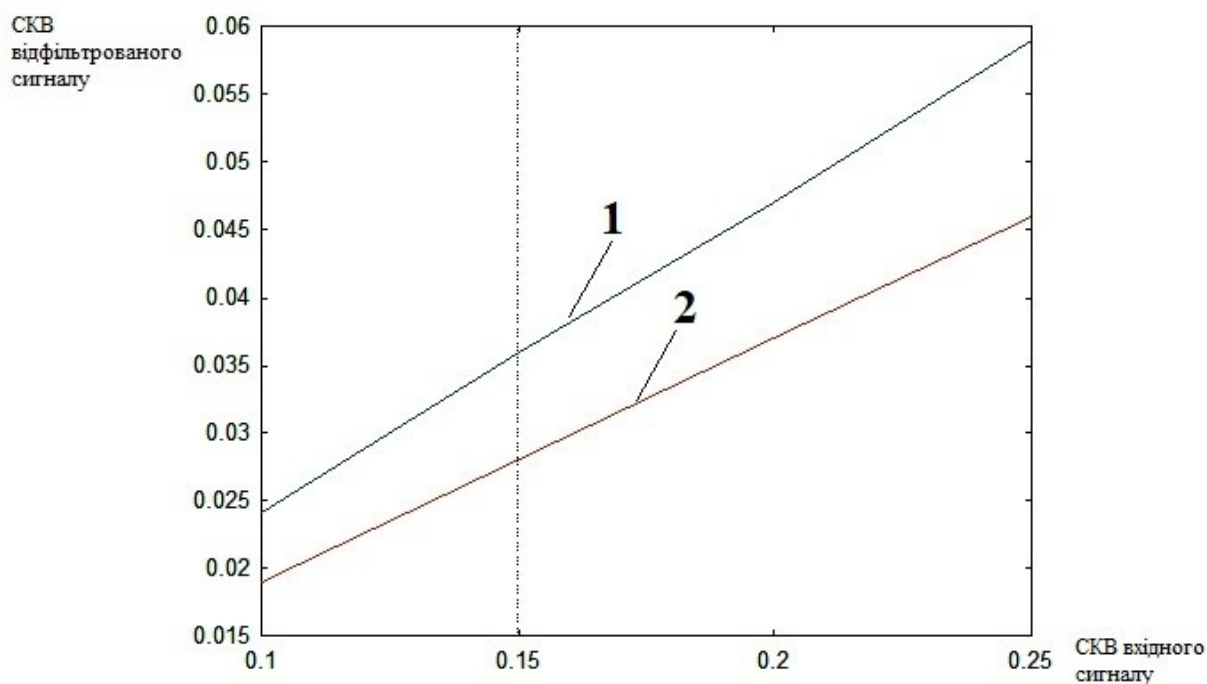
Таблиця 1. Статистичне моделювання для порівняння фільтрації стохастичних маятників

Середньоквадратичне відхилення суміші корисного сигналу від детермінованої основи коливання першого маятника
Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої суміші від детермінованої основи коливання першого маятника
Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої суміші від детермінованої основи коливання першого маятника
Перевага в точності фільтрації першого маятника
маятника
Середньоквадратичне відхилення суміші корисного сигналу від детермінованої основи коливання другого маятника
Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої суміші від детермінованої основи коливання другого маятника
Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої суміші від детермінованої основи коливання другого маятника
Перевага в точності фільтрації другого маятника

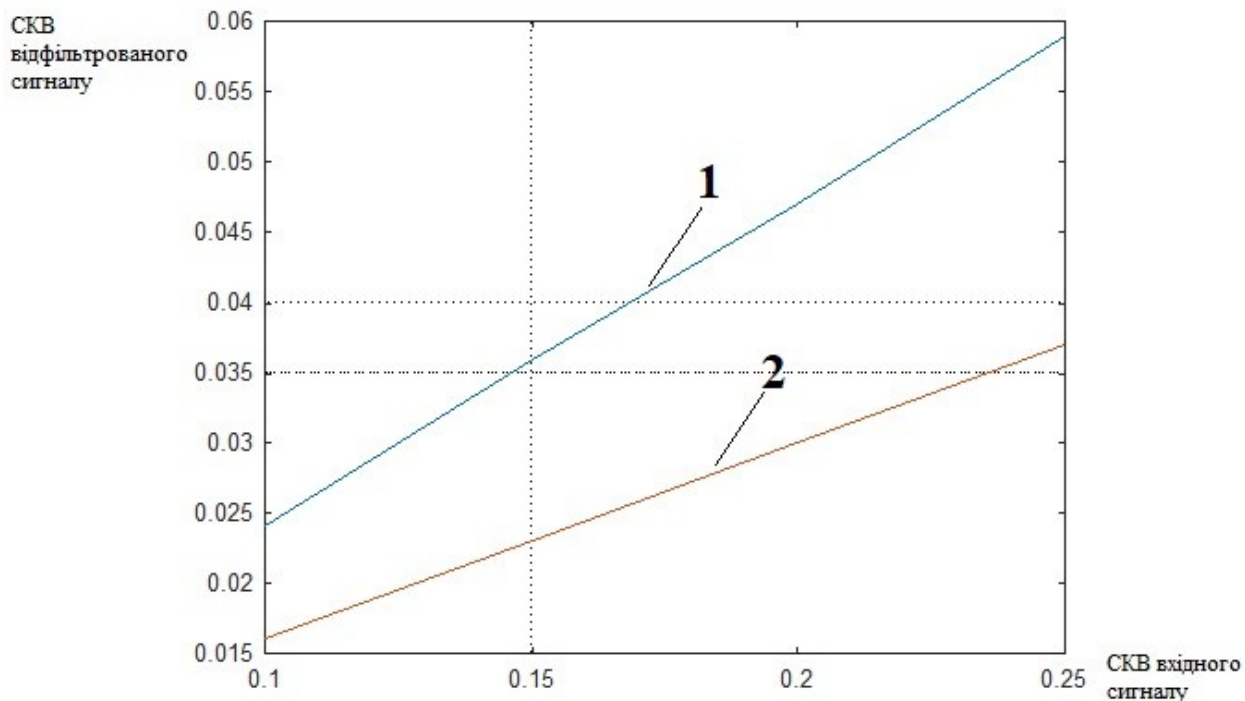
1	2	3	4	5	6	7	8
0,1	0,024	0,019	+26%	0,1	0,024	0,016	+50%
0,15	0,036	0,028	+28%	0,15	0,036	0,023	+56%
0,2	0,047	0,037	+27%	0,2	0,047	0,030	+56%
0,25	0,059	0,046	+28%	0,25	0,059	0,037	+59%

Як свідчать дані, наведені в таблиці 1, перевага в точності фільтрації першого маятника створеним методом складає 26-28 відсотків у порівнянні з класичним методом фільтрації. При цьому, точність фільтрації другого маятника розробленим методом на 50-59 відсотків вище від точності класичного методу фільтрації.

Графічно відобразимо результати моделювання залежності середньоквадратичного відхилення (СКВ) відфільтрованого сигналу відносно його детермінованої основи від середньоквадратичного відхилення вхідного шуму (в діапазоні від 0,1 до 0,25) для обох маятників (рис. 3.36).



Результати моделювання наведені при середньоквадратичному відхиленні (СКВ) шуму від 0,1 до 0,25 для першого маятника



Результати моделювання наведені при середньоквадратичному відхиленні (СКВ) шуму від 0,1 до 0,25 для першого маятника

Рис. 3.36. Результати моделювання в графічному виді, де: **1** – СКВ відфільтрованого сигналу від детермінованої основи коливання маятника, отримана класичним методом фільтрації; **2** – СКВ відфільтрованого сигналу від детермінованої основи коливання маятника, отримана запропонованим методом фільтрації.

Аналіз графіків функцій на рис. 3.36 показує, що запропоноване математичне та програмне забезпечення дозволяє суттєво виграти у зменшенні СКВ сигналу, що фільтрується. На першому графічному вікні відображено результати оцінки точності фільтрації даних першого маятника, на другому графічному вікні – другого маятника.

Проведемо комп'ютерне моделювання для СКВ шуму другого маятника у 1,5 разів більше ніж у першого та побудуємо порівняльну таблицю фільтрації класичним та запропонованим методом.

Таблиця 2. Статистичне моделювання для порівняння фільтрації стохастичних маятників для другого варіанту моделювання.

Середньоквадратичне відхилення суміші корисного	Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої	Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої	Перевага в точності фільтрації першого маятника	Середньоквадратичне відхилення суміші корисного	Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої	Середньоквадратичне відхилення відфільтрованої	Перевага в точності фільтрації другого маятника
1	2	3	4	5	6	7	8
0,1	0,024	0,023	+4 %	0,15	0,036	0,019	+89 %
0,15	0,036	0,034	+6 %	0,225	0,052	0,027	+93 %
0,2	0,047	0,044	+7 %	0,3	0,071	0,036	+97 %
0,25	0,059	0,055	+7 %	0,375	0,089	0,045	+97 %

Дані, наведені в таблиці 2, показують, що перевага в точності фільтрації першого маятника створеним методом складає 4-7 відсотків у порівнянні з класичним методом фільтрації, а точність фільтрації другого маятника розробленим методом на 89-97 відсотків вище від точності класичного методу фільтрації.

Відобразимо на графіку результати моделювання (рис.3.37).

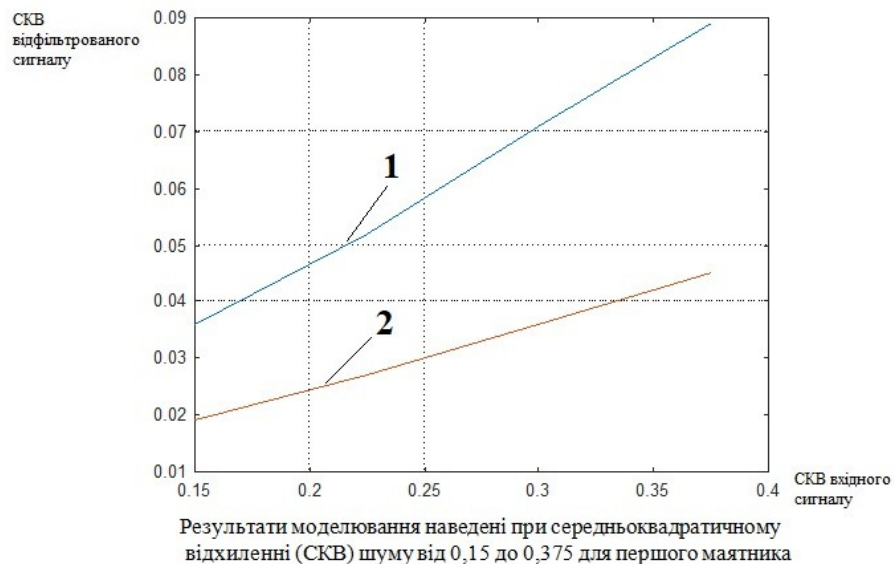
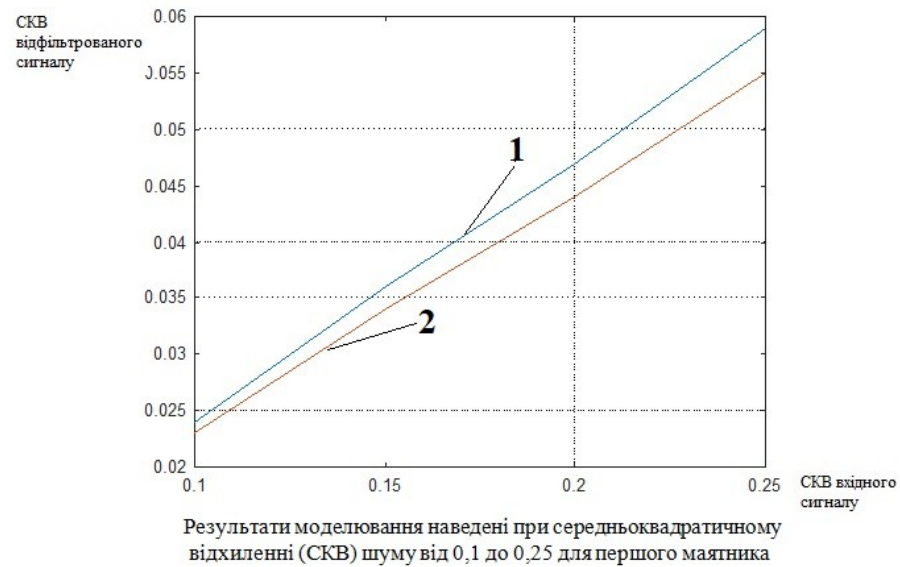


Рис. 3.37. Результати моделювання в графічному виді, де: 1 – СКВ відфільтрованого сигналу від детермінованої основи коливання маятника, отримана класичним методом фільтрації; 2 – СКВ відфільтрованого сигналу від детермінованої основи коливання маятника, отримана запропонованим методом фільтрації.

Помітимо, що запропоноване математичне та програмне забезпечення дозволяє суттєво виграти у зменшенні СКВ сигналу, що фільтрується.

Захищені зони

Однією з варіацій дизайну алгоритмів виявлення конфліктів є форма та розмір "захищеної зони". Захищена зона фактично визначається пороговими значеннями, які використовуються в логіці виявлення конфліктів. Тобто

математичні моделі тривимірних об'ємів, як правило, не підтримуються в реалізаціях режиму реального часу. Швидше, об'єми повітряного простору служать концептуально корисними концепціями для розуміння логіки виявлення конфліктів.

«Сплюснений сфероїд» є математично зручною формою для захищеної зони. Цей об'єм зазвичай отримують, розглядаючи деякий вертикальний поділ як еквівалентний якомусь горизонтальному поділу [20].

Наприклад, під час круїзного польоту вертикальне відокремлення на 1000 футів може вважатися еквівалентом п'яти миль горизонтального поділу. Вертикальні одиниці просто масштабуються відповідно до еквівалентного горизонтального поділу.

Це математично зручно, оскільки для характеристики поділу між двома літаками можна розрахувати одне значення. Рисунок 3.38 ілюструє "сплюснений сфероїд".

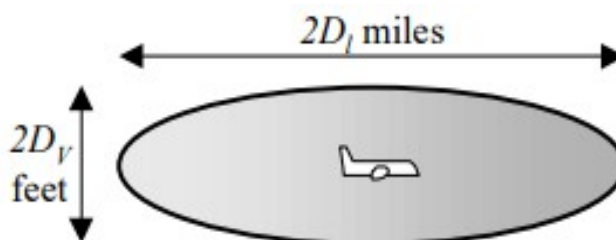


Рис. 3.38. Захищена сфероїдна зона

“Циліндрична” захищена зона - це інша поширена форма, яка використовується в алгоритмах виявлення конфліктів. Для цієї захищеної зони критерії поділу в обох осях перевіряються окремо. Рисунок 3.39. ілюструє концептуальний обсяг, який є результатом цієї схеми. П'ять миль горизонтального поділу та 1000 футів вертикального розділення все ще є відповідними прикладами параметрів розділення. Хоча сплюснений сфероїд математично простіший, циліндрична захищена зона має ту перевагу, що узгоджується з існуючими критеріями розділення, що використовуються

сьогодні. Крім того, це, швидше за все, поділ повітряного простору, який більше відповідає сприйняттю пілотами.

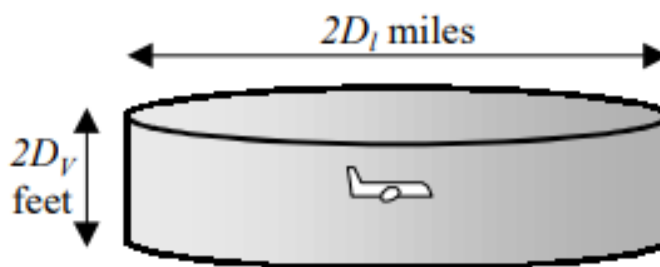


Рис. 3.39. Циліндрична захищена зона

Робоча група RTCA CD&R має за метуодночасне використання двох захищених зон для кожного літака - захищеної зони повітряного простору (Protected Airspace Zone (PAZ)) та зони ближнього повітряного зіткнення (Near Mid-air Collision (NMAC)). PAZ визначав би бажані стандарти поділу повітряного простору. Наприклад, критерій п'яти миль на 1000 футів визначав би PAZ. Зона NMAC призначена для більш щільного закриття літака. Меншу захищену зону можна використовувати для формування сповіщень високого рівня.

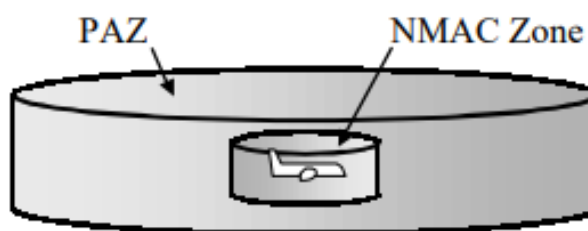


Рис. 3.40. Захищена зона(PAZ) та зона ближнього повітряного зіткнення (NMAC)

Завдяки розробленому математичному та програмному забезпеченню з'явилася можливість зменшити захисну просторову зону (рис. 3.40) і цим самим скоротити мінімально допустимий інтервал між ПС та підвищити безпеку польоту.

Очікуване збільшення щільності повітряного руху, зміна динаміки відносного руху літаків і зменшення норм ешелонування збільшує ймовірність небезпечного зближення літаків. У цих умовах значно зростає роль систем виявлення і запобігання потенційно конфліктних ситуацій.

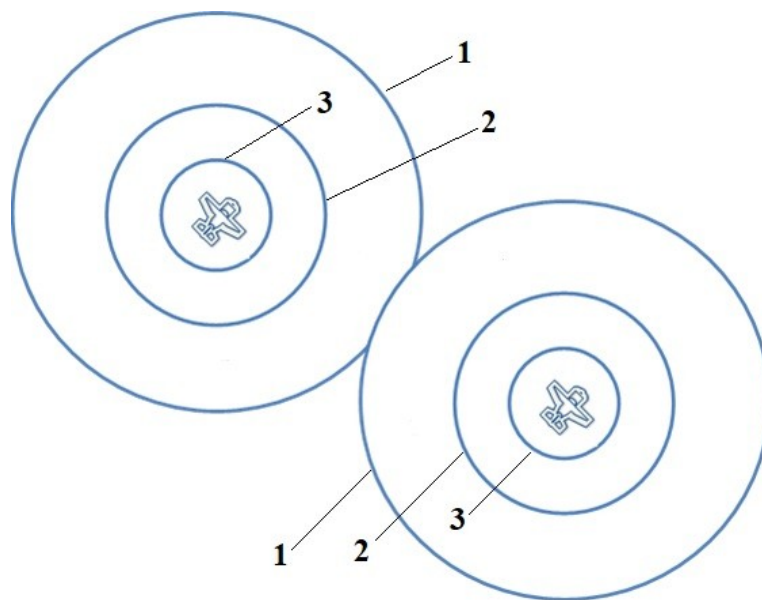


Рис.3.41. Захисна просторова зона (PAZ – Protected Airspace Zone):
1 - для стохастичної постановки задачі; **2** - після класичної фільтрації;
3 – після запропонованої фільтрації.

Управління конфліктами

Обстежуваний літак контролює поточну траєкторію польоту повітряного судна з точки зору можливих конфліктів. (На практиці автоматична функція ASAS буде контролювати весь відповідний рух і попереджати льотний екіпаж про будь-які конфлікти. Суть полягає в тому, що льотний екіпаж відповідає за відокремлення від усіх літальних апаратів, тому літак, а не наземні системи або контролер, повинен виявити конфлікти.) Суб'єкт літака коригує свою траєкторію руху за необхідності для вирішення будь-якого конфлікту, уникаючи втрат при розділенні з будь-яким іншим літаком в результаті зміни траєкторії.

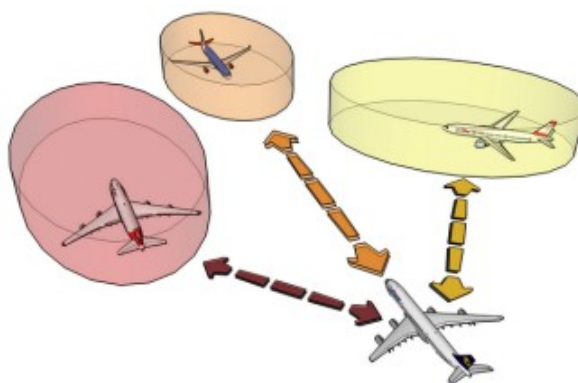


Рис. 3.42. Управління конфліктами

Маневр без конфлікту

Суб'єкт літака коригує свою траєкторію за необхідності або за бажанням, визначивши, що нова траєкторія безконфліктна протягом якогось прийнятного часового горизонту.

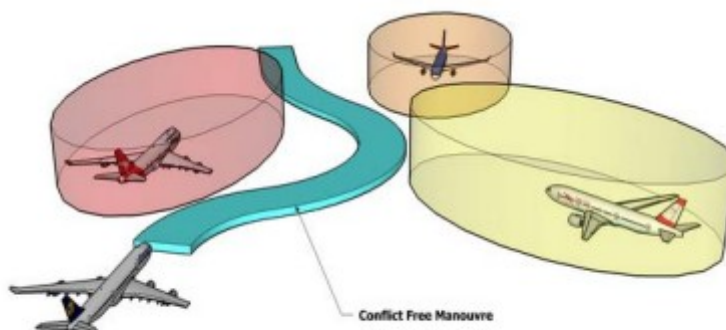


Рис. 3.43. Маневр без конфлікту

ВИСНОВОКИ

Зростання інтенсивності польотів неминуче веде до збільшення конфліктів між повітряними кораблями. Під конфліктом повітряних кораблів розуміється таке їх зближення у просторі та часі, при якому має місце порушення заданих мінімумів дистанції розділення (ешелонування). Мінімальна дистанція розділення ПС визначається їхньою захисною просторовою зоною (PAZ – Protected Airspace Zone) з регламентованою геометрією.

Можливість застосування вже існуючих методів обробки результатів, а також характерні риси поводження вейвлет-перетворення в частотно-часовій області дозволяють істотно розширити й доповнити можливості подібних систем. Можна зробити висновок, що вейвлет-перетворення з урахуванням аналітичних зв'язків надає більш точну та інформативну картину результатів моделювання та експерименту. Дозволяє більш якісно очистити вхідні дані руху літака від шумів і випадкових спотворень.

Завдяки запропонованому математичному та програмному забезпеченню з'явилася можливість зменшити захисну просторову зону і цим самим скоротити мінімально допустимий інтервал між ПС та підвищити безпеку польоту, а також оптимізувати структуру повітряного простору з метою покращення пропускної здатності і цим самим підвищує безпеку польотів.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Основні результати дисертаційного дослідження викладені у висновках, які зводяться до наступних положень.

В дисертаційній роботі вирішена наукова задача, яка полягає в підвищенні ефективності математичного та програмного забезпечення автоматизованих систем синергетичного управління повітряними рухомими об'єктами. З цією метою:

- проведено аналіз особливостей формалізації віртуальних вимірювачів з різними принципами функціонування (математичний маятник та вимірювач градієнту силового поля), що дозволяє враховувати всі чинники, що впливають на систему управління повітряним рухом в різних умовах;

- отримав подальший розвиток метод синтезу віртуальних вимірювачів штучних гравітаційних полів шляхом урахування стохастичних процесів та побудова моделі цих вимірювачів;

- розроблено програмний застосунок в середовищі MatLab, що дозволяє провести розрахунки для побудови імітаційної моделі повітряного судна у просторі в зоні конфлікту та спрощує математичне моделювання для оцінки параметрів і виявлення похибок розробленого методу, а також порівняння його з класичними методами;

- запропоновано вирішувати задачу синергетичного управління рухом повітряних суден з урахуванням стохастичності оцінюваних параметрів;

- створено програмне забезпечення для автоматизованої системи керування повітряним рухом, що підвищить точність оцінки параметрів та дозволить проектувати безконфліктні траєкторії.

Для розв'язання задачі у новій постановці вперше використано вейвлет-фільтрацію даних з урахуванням аналітичних зв'язків між детермінованими основами руху об'єктів, що дозволяє підвищити точність оцінки характеристик руху об'єктів в повітряному просторі. Це дає можливість скоротити мінімальний допустимий інтервал між повітряними суднами і оптимізувати структуру

повітряного простору з метою покращення пропускної здатності та забезпечення безпеки польотів.

Удосконалений метод надає змогу підвищити точність і надійність систем.

Комплексне вирішення даної задачі не тільки принципово важливе, але у теоретичному плані належить до класу завдань підвищеної складності.

Результати дисертації впроваджено у навчальний процес Національного авіаційного університету та у науково-виробничий центр безпілотної авіації «Віраж».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. "FAA Announces Automatic Dependent Surveillance-Broadcast Architecture" (Press release). // FAA Office of Public Affairs. July 1 - 2002. APA 27-02. Retrieved 2011-02-21.
2. Airworthiness Approval of Traffic Alert And Collision Avoidance Systems Versions 7.0 and Associated Mode S Transponders - Режим доступу: \ http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC%2020-151A.pdf
3. Alaskan flight trials of a synthetic vision system for instrument landings of a piston twin aircraft /Andrew K. Barrows, Keith W. Alter, Chad W. Jennings, J. David Powell. – Stanford University, Stanford, 2009. – 9 p.
4. Arkin R.C. Motor schema-based mobile robot navigation / R.C.Arkin // The International Journal of Robotics Research. – 1989. – vol 8. – P.92–112.
5. Artificial Neural Networks: Concept & Theory, IEEE Computer Society Press. 1992 –249 p.
6. Automatic Dependent Surveillance–Broadcast (ADS–B) Out Performance Requirements to Support air traffic control (ATC) Service" (PDF). Federal Aviation Administration. 2010-05-27.
7. Berger J. O. Statistical Decision Theory and Bayesian Analysis / J. O. Berger. – New York : Springer, 1993. – 569 p.
8. Carlin B.P. Bayes and Empirical Bayes Methods for Data Analysis/ Bradley P. Carlin, Thomas A. Louis. – CRC Press, 2000. – 419 p.
9. Concept of Operations for Commercial and Business Aircraft Synthetic Vision Systems. TM-2001-211058. – NASA, 2001. – 89 p.
10. Doc. ICAO 9863-AN/468. Руководство по бортовой системе предупреждения столкновений (БСПС) [Текст]: – 1-е изд. – Монреаль, ICAO, 2006. – 245 с.
11. Duong V. N. Conflict resolution advisory for autonomous airborne separation in low-density airspace / V.N.Duong, K.Zeghal // 36th IEEE Conference on Decision and Control, Dec 10–12, 1997. – San Diego Ca USA, 1997.
12. Eurocontrol. CARE/ASAS Action Plan 1. Principles of Operation for the Use of

- Airborne Separation Assurance Systems. Ver.7.1. – 2001. – 52p.
13. Goodrich M.A. Potential Fields Tutorial. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://borg.cc.gatech.edu/ipr/files/goodrich_potential_fields.pdf.
 14. Hoekstra J.M. Conceptual design of Free Flight with airborne separation assurance [Текст] / Hoekstra J.M. , R.N.H.W. van Gent, R.C.J. Ruigrok// AIAA “Guidance, Navigation and Control Conference” . – Boston. – 7-13 August 1998. – P. 35-42
 15. Howard A., Mataric M.J., Sukhatme G.S. Mobile sensor network deployment using potential fields:
 16. iFly: ASAS Self Separation – Airborne Perspective [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.asas-tn.org/towards-asas-gn/session-3/3_ifly_2.pptx
 17. iFly: Deliverable D1.3 Autonomous Aircraft Advanced (A³) ConOps [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://ifly.nlr.nl/documents/D1.3_Final_3.0_29_Jan_2010.pdf
 18. Jardin M.R. Air Traffic Conflict Models / M.R. Jardin // AIAA 4th Aviation Technology Integration and Operations (ATIO) Forum, 20-22 September 2004, Chicago, Illinois. P. 1–13.
 19. J. McCarthy. Моделирование рисков помощью системы оценки полетного эксплуатационного риска (FORAS)/ Обзор итогов работы 52-го совместного семинара по безопасности полетов всемирного фонда безопасности (FSF), Международной федерации летной годности (IFA), Международной ассоциации воздушного транспорта (IATA).(Бразилия, Рио де Жанейро, 8-11 ноября, 1999г.).- М.: Некоммерческое партнерство «Безопасность полетов», 2000. – 152p.
 20. M. Eby and W. Kelly, “Free Flight Separation Assurance Using Distributed Algorithms,” IEEE Aerospace Conference, Snowmass, CO, March 1999.
 21. Koren Y. Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation / Y.Koren, J.Borenstein // IEEE Conference on Robotics and Automation, April 1991. – Sacramento, CA, 1991. – P.1398–1404.
 22. Kuchar J. K., Yang L. C. Prototype conflict alerting logic for free flight [Текст]// Proc. 35th AIAA Airspace Science Meeting & Exhibit. – 1997. – Vol. 20. – 4. – P. 768–773.

23. Kuchar J.K., Yang L.C. A review of conflict detection and resolution modeling methods // IEEE Transactions on intelligent Transportation Systems. – 2000. – Vol.1.- 4.- P.179-189.
24. Louste C. Near optimal robust path planning for mobile robots: the viscous fluid method with friction / C.Louste, A.Liegeois // Journal of Intelligent and Robotic Systems. – 2000. – № 27. – P.99–112.
25. NASA's Aviation Safety Program, Synthetic Vision Project. – Режим доступа: <http://avsp.larc.nasa.gov>
26. Prinzel L. J. Synthetic vision systems / L. J. Prinzel, L. J. Kramer. – NASA Langley Research Center, Hampton, 2009. – 14 p.
27. Proteus [3 мережі] // <http://www.gaw.ru>. - ООО Рынок Микроэлектроники, 1998 p.. - 3 12 2018 p.. - <http://www.gaw.ru/html.cgi/txt/soft/avr/Proteus.htm>. 2.
28. Safadi H. Local Path Planning Using Virtual Potential Field / McGill University School of Computer Science, 2007. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.cs.mcgill.ca/~hsafad/robotics/index.html>.. Павлов В.В. Инвариантность и автономность нелинейных систем управления / В.В. Павлов. – К.: Наукова думка, 1971. – 272 с.
29. Safety Management Manual (SMM), ICAO Doc/9859-AN460, First Edition-2006. – 345p.;
30. Sigurd K. UAV trajectory design using total field collision avoidance [Электронный ресурс] / K.Sigurd, J.How. – Режим доступа: \ <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.57.9509&rep=rep1&type=pdf>.
31. Simulink [3 мережі] // matlab.ru. - ЦИТМ Экспонента , 1993 p.. - <https://matlab.ru/products/simulink>.
32. Synthetic vision system for improving unmanned aerial vehicle operator situation awareness // Gloria L. Calhoun, Mark H. Draper, Mike F. Abernathy, Frank Delgado, Michael Patzeka / Proc. SPIE. – Vol. 5802., Enhanced and Synthetic Vision 2005, Jacques G. Verly, Ed. – 2005. – 219–230 pp.

33. Towards Cooperative ATS: The COOPATS Concept // European air traffic management programme, Eurocontrol. –2001. – 54 p.
34. Zeghal K. A review of different approaches based on force fields for airborne conflict resolution// Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. -1998.-P. 818-827.
35. А.Мілошевич Активна шумоізоляція // Активна шумоізоляція. - Рапперсвіль : СТО G–Innovation "Geneva", 2005 р..
36. Автоматизированная система документирования технического состояния ВС. М.: МАК. 2005.- 150с.
37. Алексеев О.Н. Рассмотрение причин авиационных происшествий связанных с человеческим фактором в системе ОВД./ О.Н. Алексеев // – Наукові праці академії, Кіровоград, 2003, вип. 7, ч. 1. – С. 203-207.
38. Алексеев О.М. Визначення прихованих причин походження помилок виникаючих в професійній діяльності авіаційних операторів /А.Е. Луппо, О.Н. Алексеев. // Вісн. НАУ. №3(25). 2005 - С. 54-56.
39. Анерт, В.; Райхардт, В. Основы техники звукоусиления [Книга]. - Москва : Радио и связь, 1984.
40. Атанов Г.А. Обучение и искусственный интеллект, или Основы современной дидактики высшей школы /Г.А.Атанов, И.Н.Пустынникова //Изд-во ДООУ. – Донецьк. 2002. – 504 с.
41. Багрин И.И. Высшая математика / И.И. Багрин. Учеб. Пособие для высших педагогических ВУЗов. Издательский центр „Академія”. М.: 2004. – 616с.
42. Безопасность полетов летательных аппаратов. / Под ред. В.С. Иванова. ВВИА им. Жуковського. М.: 2003. 250с.
43. Бесекерский В.А. Теория систем автоматического управления / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – М. : Наука, 2003. – 752 с.
44. Бешелев С.Д. Математико-статистические методы экспертных оценок. 2-е изд / С.Д.Бешелев, Ф.Г.Гурвич. – М.: Статистика. 1980.263 с.
45. Блумберг В.А. Какое решение лучше? Метод расстановки приоритетов. /В.А. Блумберг В.Ф.Глуценко.Л.: Лениздат. 1982.162с.

46. Борисов А.Н. Принятие решений на основе нечетких моделей: примеры использования / А.Н. Борисов, О.А. Крумберг, И.П. Федоров. – Рига: Знание, 1990. – 184с.
47. Борисов А.Н. Обработка нечеткой информации в системах принятия решений / А.Н. Борисов, А.В. Алексеев Г.В. Меркурьев. – М.: Радио и связь. 1989. 304с.
48. Боровиков В.П. Нейронные сети. Statistica Neural Networks: Методология и технологии современного анализа данных / В.П. Боровиков, А.Н. Борисов. Киев. 2008. – 392с.
49. Буч Г. Объектно-ориентированное программирование с примерами применения / Г. Буч. - М.: Конкорд, 1992.- 36 с.
50. Вентцель Е. С. Теория вероятностей: Учебник для студ. Вузов/Е.С. Вентцель. 10-е изд., стер. – М.: Изд. Центр «Академия», 2005. 576с.
51. Вентцель Е.С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения: Учеб. Пособие для студ. Вузов / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательский центр „Академія”, 2003. – 464с.
52. Витязев В.В. Вейвлет-анализ временных рядов. СПб.: 2001.
53. Воробьев В.И., Грибунин В.Г. Теория и практика вейвлет преобразования // ВУС, 1999. С.1–204.
54. Востров Г.Н. Моделирование временных рядов с использованием вейвлет-сетей. / Г.Н. Востров, В.В. Любченко, МВ. Полякова. Искусственный интеллект. Донецк, 2000. – С. 207-214.
55. Герасимов Б.М. Нечеткие множества в задачах проектирования, управления и обработки информации / Б.М. Герасимов, Г.Г. Грабовский, Н.А. Рюмшин. – К.: Техніка, 2002. – 140 с.
56. Герасимов Б.М. Человеко-машинные системы принятия решений с элементами искусственного интеллекта / В.А. Тарасов, И.В. Токарев. - К.: Наукова думка, 1993. - 184 с.

57. Горбань А.Н. Обобщенная аппроксимационная теорема и вычислительные возможности нейронных сетей / А.Н.Горбань. РАН. Сибирское отделение. Новосибирск, 1998. – С.11-24.
58. ГОСТ 8.508-84. ГСИ. Метрологические характеристики средств измерений и точностные характеристики средств автоматизации ГСП. Общие методы оценки и контроля.
59. Грищенко В. И. Системная эффективность программированной эксплуатации объектов новой техники. Теоретические основы и методы повышения
60. Гузий А. Г. Концепция предотвращения авиационных происшествий и управление уровнем безопасности полетов / А.Г.Гузий, В.В.Онуфриенко // Труды общества исследователей авиационных происшествий (Вып.16).– М.: Полиграф, 2004. – С. 160-168.
61. Гузий А. Г. Методология предотвращения авиационных происшествий через активное управление уровнем безопасности предстоящих полетов/А.Г.Гузий, В.В.Онуфриенко //Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций. Информационный сборник – М.:ВИНИТИ. № 3, 2006. – 50с.
62. Гузий А.Г. Апостериорная оценка точности и надежности индивидуального и группового экспертного прогнозирования количества авиационных событий в авиакомпании / А.Г. Гузий, А.А. Симак // Информационный сборник №7. – М.:ВИНИТИ. 2007. – 50с.
63. Гузий А.Г. Корпоративная информационно-аналитическая система управления уровнем безопасности полетов и предотвращения авиационных происшествий / А.Г.Гузий, Ю.А.Малевинский // Материалы Научных чтений по авиации, посвященных памяти Н.Е. Жуковского. –М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2004. –8-9с.
64. Гузий А.Г. Методика промежуточной коррекции прогнозных оценок вероятностных показателей уровня безопасности полетов./ А.Г. Гузий

- //Проблемы безопасности полетов. Информационный сб.№2. – М.:ВИНИТИ, 2004. –45с.
- 65.**Гузий А.Г. Методологический подход к экспертному прогнозированию уровня безопасности полетов / А.Г. Гузий, А.А. Чуйко // Проблемы безопасности полетов. Информационный сб. ВИНТИ №10. – М.: 2006. – 43с.
- 66.** Давыдов А.В. Вейвлетные преобразования сигналов. [Электронный ресурс] : [курс лекций для вузов] // Вейвлеты. – 2009.
- 67.**Дородов А.Ю. Структурные модели быстрых нейронных сетей. В сб. «Интеллектуальные системы» / Дородов А.Ю., Алексеев А.А. // Труды 2-го Международного симпозиума под редакцией Путкова К.А. Том. 2, М.: Издательство ПАИМС 1996. –С. 138-143.
- 68.**Давиденко М.Ф. Концепція Державної цільової програми безпеки польотів на період до 2015 року. / О.М. Алексєєв, М.О. Яцков, М.М. Лисов, О.М. Алексєєв, О.В. Печенюк, М.М. Балинець. – К.: Державіаадміністрації, 2009. – 7 с.
- 69.** Журавлева Л.А. Концепція системної безпеки як основа дослідження відмовобезпеки системи "повітряне судно-екіпаж-середовище"/ Л.А.Журавлева // Проблеми аеронавігації (тематичний збірник наукових праць). Вип. III частина II. –Кіровоград, 1997.– С. 91-100.
- 70.**Закора С.Л. Аналіз методів розв'язання конфліктних ситуацій в умовах вільного польоту // Вісн. НАУ. — 2005. -№1.- С. 42-47.
- 71.**Змитрович А.И. Базы данных: / Змитрович А.И. Учеб. пособие для вузов Мн.: Университетское. – 1991. –271с.
- 72.**Зубков Б.В. Безопасность полетов /Б.В.Зубков. Учебное пособие. –К.: КИИГА, 1983. - 84с.
- 73.** Зубков Б.В. Безопасность полетов. Часть II. Обеспечение и поддержание ЛГ ВС /Б.В. Зубков, Р.В. Сакач, В.А. Костиков. Учебное пособие,М.: МГТУ ГА. – 2007. – 76с.
- 74.**Зубков Б.В. Основы безопасности полетов: Учеб. пособие для сред. спец. учеб. Заведений / Б.В. Зубков Е.Р. Минаев, М.: Транспорт. 1987. – 143 с.

- 75.Исаков В.Н. Элементы численных методов – 192с., Учеб. пособие для студ. Высших педагогических Вузов / Исаков В.Н. – М.: Изд центр «Академия», 2004. – 192с.
- 76.Климентовский Ю.А. Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов: учеб. пособие / под ред. М.М. Митраховича. - Киев: КВЦ, 2001.
- 77.Козлов В.В. Классификация причин авиационных происшествий и инцидентов – эффективное средство повышения безопасности полетов / В.В.Козлов //Труды общества независимых расследователей авиационных происшествий. (Выпуск 12а) – М.: Полиграф. 2001. - 170с.
- 78.Кокорева Л.В. Діалогові системи та представлення знань / Л.В.Кокорева О.Л.Перевозчикова, К.Л.Ющенко – К.: Наукова думка, 1992. – 448 с.
- 79.Колмогоров А.Н., Введение в математическую логику / А.Н.Колмогоров, А.Г.Драгалин, М.: – 1982.– 320с.
80. Конин В. В. Спутниковые навигационные системы в неустойчивом радионавигационном поле Конин В. В. Спутниковые навигационные системы в неустойчивом радионавигационном поле/ Вісник Інженерної академії України: зб. наук. праць. – К.: Національний університет кораблебудування ім. адм. Макарова, 2014.– вип. 2.– С. 14-19. (Доступна <http://er.nau.edu.ua:8080/handle/NAU/25237>)..
81. Контроль факторов угрозы и ошибок (КУО) при управлении воздушным движением (Cir 314 AN/178). ИКАО, 2008. – 26с.
- 82.Кориков А.М. Основы теории управления / А.М. Кориков. – Томск: Изд-во НТЛ, 2002. – 392 с.
- 83.Королев В.Ю. Математические основы теории риска: учебное пособие/ В.Ю.Королев, В.Е.Бенинг, С.Я.Шорин. – М.:Фундамент, 2007. – 240с.
- 84.Лалетина В.Ф. Стратегия метеорологического обеспечения аэронавигации в концепции CNS/АТМ для европейского района /В.Ф.Лалетина, А.В.Поляков //Проблемы безопасности полетов. Информационный сб. №12, ВИНТИ, 2006 – 45с.

85. Левин К. Теория поля в социальных науках. С-Пб.: Речь, 2000. – 368с.
86. Львовский Е.Н. Статистические методы построения эмпирических формул/ Е.Н.Львовский – М.: Высш. шк. 1982.– 224с.
87. Майн Х. Марковские процессы принятия решения / Х.Майн, С. М.Осаки: Наука, 1977.–176с.
88. Малла С. Вэйвлеты в обработке сигналов / пер. с англ. - М.: Мир, 2005
89. Международный стандарт МЭК 300-3-9. Управление общей надежностью. Часть 3 Руководство по применению. Раздел 9. Анализ степени риска. Изд1, Швейцария, 1995 – 250с.
90. Миллер Т. Использование Delphi 3 / Т.Миллер, Д.Пауэл - Киев: Диалектика. 1997 – 768 с.
91. Михалик Н.Ф. Проблема эксплуатации воздушных судов в экстремальных условиях. Постановка задачи. Труды общества исследователей авиационных происшествий (Вып. 16) / Н.Ф.Михалик, Р.М.Джафарзаде, А.В.Малишевский –М.: Полиграф, 2004. – 416с.
92. Мінаєв Ю.М. Розв'язання прикладних інженерних задач в нейронних мережах. Частина 1. Теоретичні основи штучних нейронних мереж та головні передумови для розв'язування прикладних задач: - Навчально методичний посібник / Ю.М. Мінаєв, О.Ю. Філімонова К.: НАУ, 2003. – 76с.
93. Мінаєв Ю.М. Розв'язання прикладних інженерних задач в нейронних мережах. Частина 2. Програма математичного моделювання MatLab та застосування її до розв'язання та моделювання інженерних задач: - Навчально методичний посібник / Ю.М. Мінаєв, О.Ю. Філімонова К.: НАУ, 2004. – 128с.
94. Обследование состояния безопасности полетов при работе в нормальных условиях (NOSS) (Doc 9910 AN/473). ИКАО, 2008. - 88 с.
95. Оптнер С.А. Системный анализ для решения деловых и промышленных проблем / С.А.Оптнер Сов радио, 1976. – 145с.
96. Организация взаимодействия человека с техническими средствами АСУ. Кн. 7. Системное проектирование взаимодействия человека с

- техническими средствами: Практик. Пособие /В.М. Гасов, А.В. Меньков, Л.А. Соломонов; - М.: Высш. Шк., 1991. – 142с.
- 97.** Осташкевич В.А. Общий подход к количественной оценке безопасности полетов. / В.А.Осташкевич //Проблемы безопасности полетов. Информационный сб. №9-2006-М.: ВИНТИ, 2006 – 45с.
- 98.** Положення про систему управління безпекою польотів з цивільними повітряними суднами України / Міністерство транспорту України. К.:– 2006. –80с.
- 99.** Попов С.В. Экспертные системы. Решение неформализованных задач в диалоге с ЭВМ / С.В.Попов – М.: Наука, 1987. – 288 с.
- 100.** Попович П.Р. Системный анализ комплексов «космонавт - техника» / П.Р.Попович, А.И.Губинский, Г.М.Колесников, В.П. Савиных - М.: Машиностроение, 1994.-180с.
- 101.** Поспелов Г.С. Искусственный интеллект – основа новой информационной технологии / Г.С.Поспелов М.: Наука, 1998. – 280с.
- 102.** Правила розслідування авіаційних подій з цивільними повітряними суднами України / Міністерство транспорту України. – К.:2008. – 176с.
- 103.** Правила розслідування надзвичайних подій та пошкоджень повітряних суден на землі з цивільними повітряними суднами України / Міністерство транспорту України, Київ– 2005. – 80с.
- 104.** Прозоров С.Е. Безопасность полетов. Часть I. Система обеспечения безопасности полетов гражданских воздушных судов Российской Федерации / С.Е.Прозоров М.: МГТУ ГА, 2008. – 96с.
- 105.** Прозоров С.Е. Безопасность полетов. Часть III. Оценка риска и управление безопасностью полетов / С.Е.Прозоров М.: МГТУ ГА, 2008. – 88с.
- 106.** Рабочая книга по прогнозированию /Под ред. И.В. Бесстужева-Лады. – М.: Мысль. 1982. – 430 с.

107. Рева О.М. Проактивне управління ризиками за людським фактором у цивільній авіації /О.М. Рева, С.І. Осадчий, О.М. Медведенко, Ю.М. Фоменко // Залізничний транспорт України: Наук.-практ. Ж., 2008 №6. - 54-59с.
108. Рекомендации по эксплуатации автоматизированных систем управления воздушным движением. – М.: Воздушный транспорт. 1986. – 88 с.
109. Романов В.П. Интеллектуальные информационные системы в экономике: Учебное пособие/ Под ред. Н.П. Тихомирова– М.: «Экзамен», 2003, 260с.
110. Руководство по информационному обеспечению автоматизированной системы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации (АСОБП). – М.: Аэронавигационное консалтинговое агентство. 2002. –320с.
111. Руководство по предотвращению авиационных происшествий Doc 9422-AN/923. – ИКАО. 1984. – 539с.
112. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) (Doc 9859 AN/460). ИКАО. 2006. –355 с.
113. Сарымсаков Т. А. Основы теории процессов Маркова. / Т. А.Сарымсаков. – Ташкент: Фан. 1988. –248с.
114. Сваровский С.Т. Аппроксимация функций принадлежности значений лингвистической переменной / С.Т.Сваровский // Математические вопросы анализа данных.– Новосибирск: СЦСО АН СССР. 1980. – 127-131с.
115. Сваровский С.Т. Аппроксимация функций принадлежности значений лингвистической переменной / С.Т. Сваровский // Математические вопросы анализа данных. – Новосибирск: СЦСО АН СССР. 1980. – 127-131с.
116. Система TCAS. Предупреждение столкновений самолетов в воздухе. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://avia-simply.ru/sistema-tcas/> системной эффективности функционирования авиационного оборудования / В. И.Грищенко, В.М.Воробьев, А.А.Тимченко. – К.: 1996. – 30с.
117. Современная прикладная теория управления: Новые классы регуляторов технических систем. Ч.Ш./ Под ред. А.А. Колесникова. – Таганрог: Изд-во ТРТУ. 2000. – 250с.

118. Тарасенко Р.А. Метод анализа и повышения качества обучающих выборок нейронных сетей для прогнозирования временных рядов. / Р.А. Тарасенко // Дисс. на соискание уч. ст. канд. тех. Наук. – ОНПУ. 2002. – 148с.
119. Туник А.А. Алгоритмы и программы анализа и оптимизации систем управления полетом / А.А.Туник, Л.Н.Блохин, А.П.Кривоносенко – К.: КИИГА. 1988.-80с.
120. Ф. Уоссермен. Нейрокомпьютерная техника / Ф. Уоссермен. – М.: Мир. 1992. – 165с.
121. Федоров С.М., Михайлив О.И., Сухих Н.Н. Бортовые информационно-управляющие системы / С.М.Федоров, О.И.Михайлив, Н.Н.Сухих // Учеб. Для вузов. Под ред.. С.М. Федорова. – М.: Транспорт, 1994. – 262с.
122. Хакен Г. Информация и самоорганизация. Макроскопический подход к сложным явлениям. — М.: Мир, 1991. — 240 с.
123. Хакен Г. Синергетика. — М.: Мир, 1980. — 406 с.
124. Харченко В.П. Інтеграція засобів діагностики, прогнозування і управління рівнем безпеки польотів /В.П. Харченко, А.Е. Луппо, О.Н. Алексеев // Вісн. НАУ. № 2 (32), 2007. – С. 43-49.
125. Харченко В.П. Некоторые аспекты установления системы менеджмента безопасности в гражданской авиации Украины / В.П. Харченко, А.Е. Луппо, О.Н. Алексеев. Проблеми інформатизації та управління // Зб. наук. праць. 2007, вип. 1(19). – С. 148-154.
126. Харченко В.П. Функціональна «віртуальність» – концепція майбутніх CNS/ATM систем / В.П. Харченко, В.В. Павлов, С.В. Павлова // Вісник КМУЦА. – 2004. – № 2. – С. 1923.
127. Харченко В.П., Класифікація конфліктних ситуацій між літальними апаратами та вибір зон безпеки / Харченко В.П., Кукуш О.Г., Бабак Є.А., Загора С.А.// Вісн. НАУ. – 2002. – №3.– С. 79–88.
128. Харченко В.П., Остроумов І.В. Авіоніка. Київ: НАУ, 2013. 281с. ISBN: 978-966-598-573-0.

129. Чепиженко В.И. Анализ использования потенциальных полевых методов для решения навигационных и конфликтных задач / В.И.Чепиженко // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – № 167 – С. 15–24.
130. Чепиженко В.И. Энергетико-потенциальный метод гарантированного разрешения поликонфликтов столкновения динамических объектов / В.И. Чепиженко // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – № 168. – С. 54–61.
131. Чепіженко В.І. Енергетико–потенціальне управління повітряним рухом в середовищі CNS/АТМ / В.В. Павлов, В.П. Харченко, В.І. Чепіженко // Вісник НАУ. – 2011. – № 4. – С. 10–19.
132. Шапиро Д.И. Принятие решений в системах организационного управления: Использование расплывчатых категорий / Д.И.Шапиро. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 184 с.
133. Эксплуатационные последствия автоматизации в оборудованных передовой техникой кабинах экипажа // Человеческий фактор: Сборник материалов №5.- Циркуляр ICAO 234 - AM/142. – Монреаль, Канада. 1992. – 53 с.
134. Энциклопедия безопасности авиации /Н.С. Кулик, В.П.Харченко, М. Г Луцкий. и др.: под ред. Н. С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.

Додаток А.
Акти та довідки впровадження результатів дисертаційної роботи

ПОГОДЖЕНО
 Проректор з навчальної роботи
 Національного авіаційного університету

ЗАТВЕРДЖУЮ
 Проректор з наукової роботи
 Національного авіаційного університету

 А.В. Полухін
 «__» _____ 2020 р.

 В.П. Харченко
 «__» _____ 2020 р.



АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів дисертаційної роботи

Ми, що нижче підписалися, Головний конструктор науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж», к.т.н., доцент Матійчик М.П. та в.о. завідувача кафедри інженерії програмного забезпечення НАУ д.т.н., доцент Зибін С.В., склали цей акт про те, що результати наукових досліджень дисертаційної роботи здобувача Волгогон Вікторії Олексіївни впроваджені у навчальний процес Національного авіаційного університету на кафедрі інженерії програмного забезпечення та використовуються у виробничому процесі науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж», а саме:

Найменування впровадженого результату	Форма впровадження і досягнутий фактичний ефект
1. Удосконалення системи обробки польотних даних бортового та наземного обладнання	Проведено верифікацію удосконаленого методу шляхом комп'ютерного моделювання.
2. Розроблення технологій для забезпечення і контролю заданого рівня безпеки польотів.	Впроваджено в навчальний процес в дисципліну «Основи штучного інтелекту».

Даний акт не є підставою для фінансових розрахунків

Завідувач кафедри ІПЗ НАУ


 _____ С.В. Зибін

Головний конструктор науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж»


 _____ М.П. Матійчик