

УДК 621.396.06

В.І. Антюфєєв, В.М. Биков, О.М. Гричанюк

## ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ВИСОКОТОЧНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВИСОКОШВИДКІСНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*Запропонована узагальнена структурна схема високоточної системи управління на основі комплексування інерціальної навігаційної системи і кореляційно-екстремальної системи навігації високошвидкісних літальних апаратів за наземними орієнтирами.*

### Постановка проблеми

Наявність на літальному апараті (ЛА) у складі бортових систем управління (СУ) як основної інерціальної навігаційної системи (ІНС) дозволяє вивести ЛА в задану область простору, тобто вирішити навігаційне завдання [1]. Однією з основних характеристик систем навігації є точність вимірювання поточних координат ЛА в процесі польоту за заданою траєкторією, що визначає кінцеву точність виведення ЛА. Оцінкою точності ІНС служить величина середньоквадратичного відхилення (СКВ) дійсної траєкторії польоту ЛА від заданої.

Основний внесок у СКВ бортових СУ вносять так звані інструментальні і методичні складові похибки. До інструментальних похибок СУ відносяться похибки комплексів вимірювальних приладів ІНС. Методичні похибки обумовлені особливостями методів і алгоритмів управління, реалізованих СУ. Так, на дальності декілька сотень кілометрів величина СКВ системи управління на основі командних приладів (гіроскопів, акселерометрів) ІНС складає сотні метрів [1]. Водночас необхідна точність виведення ЛА залежно від виконуваних завдань лежить у межах десятків і навіть одиниць метрів [1].

Одним зі шляхів підвищення точності місцевизначення ЛА є використання поряд з ІНС здобуття систем витягу інформації про інформативні ознаки безпосередньо наземних об'єктів – орієнтирів навігації. Такі системи оснащуються датчиками зовнішнього поля: магнітного поля Землі, характеристик радіолокаційного відображення або природного випромінювання об'єктів навігації у видимому, інфрачервоному і радіо-діапазонах.

### Аналіз літератури

Можливе комплексування ІНС із прийнятною апаратурою глобальної супутникової навігаційної системи (Navstar, США; ГЛОНАСС, Росія) з використанням каналу загального користування. Однак, як показує аналіз, при цьому також не забезпечується необхідна точність виведення ЛА в задану область [2]. До того ж, використання сигналів системи

Navstar порушує принцип автономності застосування даного ЛА. Виконання даного принципу особливо важливе для високошвидкісних ЛА військового призначення (літаків, ракет), що виконують бойову задачу в умовах реального масштабу часу.

У зв'язку з цим, доцільним є застосування як додаткової системи навігації на високошвидкісних ЛА кореляційно-екстремальних систем навігації (КЕСН), що використовують зовнішні поля: поле рельєфу, а також інфрачервоне та радіолокаційне просторові поля, поле радіояркісних температур [3 – 7]. Вибір того або іншого класу додаткової навігаційної системи залежить від покладених на систему завдань і, як наслідок, від можливості забезпечення системою складних, найчастіше суперечливих, тактико-технічних вимог (ТТВ).

До КЕСН ЛА за наземними орієнтирами ставляться вимоги: за точністю визначення координат наземних об'єктів, розташованих на складних неоднорідних фонах підстилаючої поверхні, за всепогодністю функціонування, швидкодією систем [3 – 9]. У відомій літературі відсутня сформована думка про можливість створення КЕСН, що задовольняють перелічені вимоги.

Комплексне використання для навігації літальних апаратів ІНС і КЕСН дозволяє знизити СКВ інерціальної СУ до величини помилки, властивій КЕСН. Як показав аналіз, величина СКВ ( $\sigma$ ) матричної радіометричної КЕСН міліметрового діапазону, розташованої на високошвидкісному ЛА, з висоти візування наземних об'єктів  $H \leq 1$  км, не перевищує  $\sigma \leq 10$  м [9]. Система управління польотом ЛА у випадку комплексування різних систем навігації, яке призводить до підвищення точності системи в цілому, стає високоточною (ВТСУ). Синтез ВТСУ пов'язаний з труднощами комплексування навігаційних систем різних класів і необхідністю кількісної оцінки працездатності й ефективності всієї системи в цілому (точності, надійності, стійкості та завадозахищеності ВТСУ).

**Мета статті** – обґрунтування принципів побудо-

ви високоточної системи управління високошвидкісних літальних апаратів.

Таблиця 1

### Основний матеріал

**Принцип роботи КЕСН.** Інформаційний датчик КЕСН [3 – 5] у процесі польоту ЛА формує поточне зображення (ПЗ) візованого об'єкта навігації, яке порівнюється з еталонним зображенням (ЕЗ). Двовимірне ПЗ формується в результаті візування об'єкта і навколишнього фону за допомогою скануючих або багатоканальних (матричних) інформаційних датчиків зовнішнього поля. Еталонне зображення синтезується заздалегідь за геодезичними і цифровими картами місцевості, а також аерокосмічними фотознімками і зберігається в пам'яті бортового спецобчислювача (СО) КЕСН. У результаті кореляційно-екстремального суміщення зображень СО приймається рішення про наявність або відсутність розпізнаваного об'єкта й обчислюється помилка місця розташування ЛА і шуканого об'єкта. Величина помилки передається в СУ для розрахунку управляючого впливу на виконавчі механізми (аеро- або газодинамічні органи управління), що коректують траєкторію польоту ЛА.

Основні характеристики КЕСН, що використовуються в даний час як коригувальні системи для ІНС ЛА, наведені в табл. 1.

У таблиці прийняті такі скорочення: РЛК – радіолокатор; РМ – радіометр; СМД, ММД, ІЧ – сантиметровий, міліметровий та інфрачервоний діапазони електромагнітних хвиль; ТВ – телевізійна камера; ДСА – діаграма спрямованості антени; РВ і БВ – радіо- та барометричний висотоміри.

Слід зазначити, що можливо комплексне застосування перелічених у табл. 1 КЕСН.

На рис. 1 наведена узагальнена структурна схема КЕСН.

Формувач поточних зображень являє собою пристрій, який перетворює інформацію датчика поля про орієнтир навігації у форму, зручну для порівняння з еталонною картою місцевості, що зберіга-

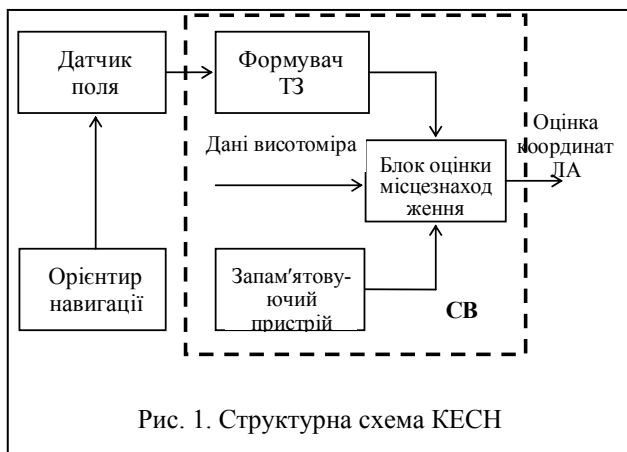


Рис. 1. Структурна схема КЕСН

### Основні характеристики КЕСН

Тип КЕСН	Діапазон хвиль	Спосіб обзора «кадра»
Рельефометрична КЕСН TERCOM	СМД	Однолучевой РВ суміщено з БВ
РМ площовий корелятор РАС	ММД (8-мм)	Однопроменеве сканування кадру зі швидкістю 14 рядків/с, в межах 50° за азимутом, 80° за кутом місця, ширина ДНА 2°
РМ КЕСН MICRAD	ММД (8-мм)	4-и променева ДСА, розташована перпендикулярно напрямку руху ЛА
ІЧ КЕСН ATIPUS	ІЧ (3...5 мкм)	Швидке однопроменеве рядкове сканування кадру
РМ КЕСН DIGIRAC	ММД (8-мм)	Однопроменеве сканування, цифрова обробка зображень
Цифрова оптична КЕСН DIGISMAC	Видимий	ТВ камера з фокусною відстанню, що змінюється, цифрова обробка зображень
РЛК КЕСН RA-DAG	СМД (2-см)	Некогерентний імпульсний РЛК, колове сканування променя ДСА зі швидкістю 2 об/с

ється в запам'ятовуючому пристрої спецобчислювача.

Формувач ПЗ здійснює дискретизацію, квантування і масштабування сигналів датчика поля відповідно до параметрів ЕЗ й умов візування навігаційних орієнтирів: поточної висоти польоту ЛА і кутів спостереження об'єктів навігації.

Блок оцінювання місця розташування здійснює такі основні операції. У результаті суміщення ПЗ і ЕЗ за визначеним алгоритмом даний блок оцінює координати орієнтира навігації, обчислює величину СКВ траєкторії польоту ЛА і передає дану оцінку в бортову СУ, де формується команда на корекцію траєкторії польоту ЛА. Як міра подібності зображень найчастіше використовується взаємна кореляційна функція або нормований коефіцієнт кореляції ПЗ і ЕЗ.

**Аналіз ТТВ, які ставляться до КЕСН.** До основних ТТВ відносяться [8, 9]:

висока точність місцевизначення;  
 всепогодність функціонування;  
 висока швидкодія;  
 завадозахищеність відносно до завад природного і штучного походження;  
 малі габаритно-масові і вартісні характеристики бортової апаратури.

Величина СКВ (точність взаємного визначення координат ЛА і наземних орієнтирів навігації) задається, виходячи з необхідної величини імовірності приведення ЛА в задану область простору. Величина СКВ визначається розмірами і конфігурацією візованих об'єктів на земній поверхні, технічними характеристиками інформаційних датчиків КЕСН (пристроїв первинної обробки сигналів), використовуваними алгоритмами обробки зображень (вторинної обробки).

Навігацію ЛА на всьому маршруті руху здійснює ІНС. За командами бортових СУ для «обнуління» накопиченої ІНС помилки включається КЕСН. Кут «поля зору» інформаційного датчика КЕСН повинен перекривати площу земної поверхні, яка відповідає помилці виведення ЛА в задану область простору за допомогою інерціальної навігаційної системи. Датчик КЕСН повинен мати високу роздільну здатність як за простором, так і за вимірюваним параметром сигналу (за інтенсивністю відбитого або випромінюваного об'єктом сигналу).

Просторова роздільна здатність визначається (обмежена) фокусуєчими властивостями оптичних інформаційних датчиків і квазіоптичних (радіодіапазону) антенних систем. Так, оптичні матричні інформаційні датчики видимого та ІЧ діапазонів з розмірністю матриці  $N_1 \times N_2 = 256$  елементів ( $N_1, N_2$  – кількість елементів у матриці за горизонталлю і вертикаллю), дозволяють забезпечити з висоти візування  $H = (10 \dots 8)$  км просторове розділення порядку 10 м при повному куті огляду поверхні  $\varphi = 16^\circ$ .

Роздільна здатність радіолокаційних (РЛК) і РМ антенних систем ММД залежить від розмірів антен, розділення за дальністю в РЛК систем залежить від тривалості зондувального імпульсу. Так, антена РЛК або РМ діаметром  $d = 300$  мм на довжині хвилі  $\lambda = 8,6$  мм (ширина ДСА  $\theta_{0,5} = 2^\circ$ ) з висоти  $H = 10$  км забезпечує розділення  $\sim 350$  м. При повному куті огляду поверхні  $\varphi = 16^\circ$  кількість розділюваних елементів в одному рядку  $N_1 = 8$  у  $N_1 \times N_2 = 64$  кадрах. Розмір розділюваних елементів змінюється прямо пропорційно висоті візування.

КЕСН видимого та ІЧ діапазонів хвиль мають високе просторове і температурне розділення як нагрітих, так і «холодних» випромінюючих об'єктів.

КЕСН ММД мають істотно менше просторове розділення, однак також забезпечують необхідну кількість розділюваних елементів для ідентифікації площових і малорозмірних об'єктів.

Чутливість активних РЛК систем забезпечується вибором відповідного енергетичного потенціалу передавальних пристроїв. Чутливість пасивних РМ КЕСН складає  $0,01 \dots 0,1$  К/с, що в розглядуваних діапазонах висот також забезпечує стійке виявлення радіояркістних контрастів об'єктів штучного і природного походження на різних фонах. Розділення за яркістю (радіояркістю) визначає представлення зображення об'єкта у вигляді зонної структури, у якому окремим непересічним зонам приписуються визначені (середні) величини інтенсивності випромінюваного або відбитого сигналу.

Під всепогодністю роботи КЕСН мається на увазі надійність функціонування системи в несприятливих погодних-кліматичних умовах, вдень і вночі, у димах і пилових утвореннях. У зв'язку з тим, що погонне згасання електромагнітних хвиль в атмосфері зростає зі зменшенням довжини хвилі, КЕСН радіодіапазону є більш всепогодними порівняно з системами видимого та ІЧ діапазонів хвиль. Як робочі діапазони хвиль у ММД використовуються піддіапазони в околі довжин хвиль  $\lambda = 8$  мм,  $\lambda = 3$  мм, що є «вікнами прозорості» атмосфери. ІЧ системи стійко функціонують у діапазонах з  $\lambda = 3 \dots 5$  мкм,  $\lambda = 8 \dots 12$  мкм. КЕСН ІЧ діапазону є системами малої дальності дії (від сотень метрів до одиниць кілометрів). Пасивні РМ системи ММД у складних погодних умовах зберігають працездатність при дальності дії  $7 \dots 10$  км. Активні РЛК системи ММД здатні за тих же умов працювати на дальності кілька десятків кілометрів.

Докладніше варто зупинитися на характеристиці швидкодії КЕСН. Оцінкою швидкодії роботи КЕСН є час, що відводиться на формування сигналу помилки місцевизначення. Співвідношення для часу одного сеансу «прив'язки» КЕСН до об'єкта навігації має вигляд

$$\tau = T_d + T_v,$$

де  $T_d$  – час формування ПЗ інформаційним датчиком КЕСН;

$T_v$  – час обробки ПЗ і ЕЗ й обчислення величини помилки місцевизначення СО.

Загальний час  $m\tau$  усіх  $m$  прив'язок обмежений швидкістю польоту ЛА в районі орієнтира навігації. Час  $T_d$  з погляду нагромадження сигналу повинен бути якнайбільший, що особливо важливо для пасивних радіометричних систем. Для ЛА з горизонтальною (похилою) траєкторією польоту час  $T_d$  обмежений можливістю появи масштабних спотво-

рень у випадку зміни висоти польоту або «змазування» зображення при горизонтальному русі ЛА з великою швидкістю. Так, наприклад, у випадку горизонтального польоту зі швидкістю  $V \approx 300 \text{ м/с}$  і візування об'єктів з висоти 10 км (при наведених вище параметрах антени 8-мм діапазону) «пляма» ДСА на земній поверхні за час  $T_1 = 0,1 \text{ с}$  переміститься на 30 м. Вважається, що прийнятна величина зсуву елемента зображення не повинна перевищувати половини пікселя зображення (половини плями ДСА) [6]. При діаметрі плями ДСА 350 м зсув на 30 м не призводить до спотворення зображення. У випадку польоту на висоті 1 км діаметр плями ДСА дорівнює 35 м, і зсув елемента зображення на 30 м не припустимий. У цьому випадку час візування одного елемента кадру (одного рядка зображення) повинен бути зменшений на  $T_1 \leq 0,01 \text{ с}$ . Таке обмеження часу візування ставить підвищені вимоги до чутливості РМ інформаційних датчиків КЕСН.

Вимога забезпечення високої швидкодії нерозривно пов'язана з вибором алгоритмів обробки зображень. Результати аналізу різних алгоритмів показують, що так звані ієрархічні алгоритми дозволяють істотно підвищити швидкодію КЕСН при обробці зображень великих розмірів. Вони ґрунтуються на послідовній обробці зображень менших розмірів при припустимому рівні зниження ефективності алгоритму. Аналіз результатів досліджень [10] дозволяє віддати перевагу такому різновиду ієрархічних алгоритмів, як багаторівневі алгоритми суміщення зображень.

4. Вимоги до завадозахищеності визначають забезпечення енергетичної скритності роботи КЕСН, а також високої завадостійкості приймальних пристроїв в умовах впливу природних і навмисних завад. Пасивні РМ системи ІЧ і ММД мають більш високу скритність функціонування порівняно з активними РЛК КЕСН. Забезпечення високої завадостійкості ширококугових пасивних КЕСН ІЧ і ММД у першу чергу по відношенню до потужних зосереджених по спектру завад, може бути досягнуте завдяки застосуванню відомих методів компенсації і подавлення потужних вузькосмугових завад у межах спектра ширококугового сигналу [8].

5. Забезпечення необхідних малих габарито-масових характеристик бортової апаратури КЕСН передбачає створення приймально-передавальної апаратури систем із залученням сучасної елементної бази. Так, приймально-передавальна апаратура КЕСН ММД створюється на твердотільній елементній базі, випускається серійно вітчизняною промисловістю, є малогабаритною і порівняно легкою. Габарити апаратури обмежені (не перевищують) роз-

мірами антенної системи [11].

У ході оцінювання вартості апаратури КЕСН необхідно, у першу чергу, виходити з важливості вирішення завдання навігації ЛА з високою точністю. Важливість завдання визначає вибір КЕСН визначеного класу або необхідність спільного застосування КЕСН різних класів.

*Етапи синтезу структури КЕСН.* Аналіз ТТВ, які ставляться до КЕСН, дозволяє сформулювати основні етапи синтезу структури КЕСН (рис. 2).

На першому етапі проводиться вибір типу інформаційних датчиків, що задовольняє вимоги з точності наведення, всепогодності, швидкодії, завадозахищеності, габарито-масових характеристик, вартості.



Рис. 2. Етапи синтезу структури КЕСН

На другому етапі синтезу структури КЕСН необхідно розробити алгоритми обробки зображень і методику синтезу відповідних цим алгоритмам ЕЗ об'єктів навігації на різних фонах, яка задовольняє вимоги оперативності синтезу і відновлення ЕЗ для різних умов польоту ЛА.

Третій етап синтезу КЕСН полягає в розробці структури спеціалізатора, вимоги до якого визначаються, виходячи з результатів першого і другого етапів (складності алгоритмів обробки й інформаційної ємності ЕЗ і ПЗ), а також вимоги до швидкості обробки інформації і надійності функціонування КЕСН у цілому.

*Принципи побудови ВТСУ високошвидкісних ЛА.* Аналіз результатів досліджень [8, 9, 12] дозволяє представити процес функціонування ВТСУ ЛА у вигляді узагальненої структурної схеми, наведеної на рис. 3. У ВТСУ основним за тривалістю режимом роботи є автономне управління, виконуване за зчисленими в ІНС координатами  $X_k, Y_k$  (складові швидкостей поступального руху центру мас і обертого руху навколо центру мас ЛА для простоти не

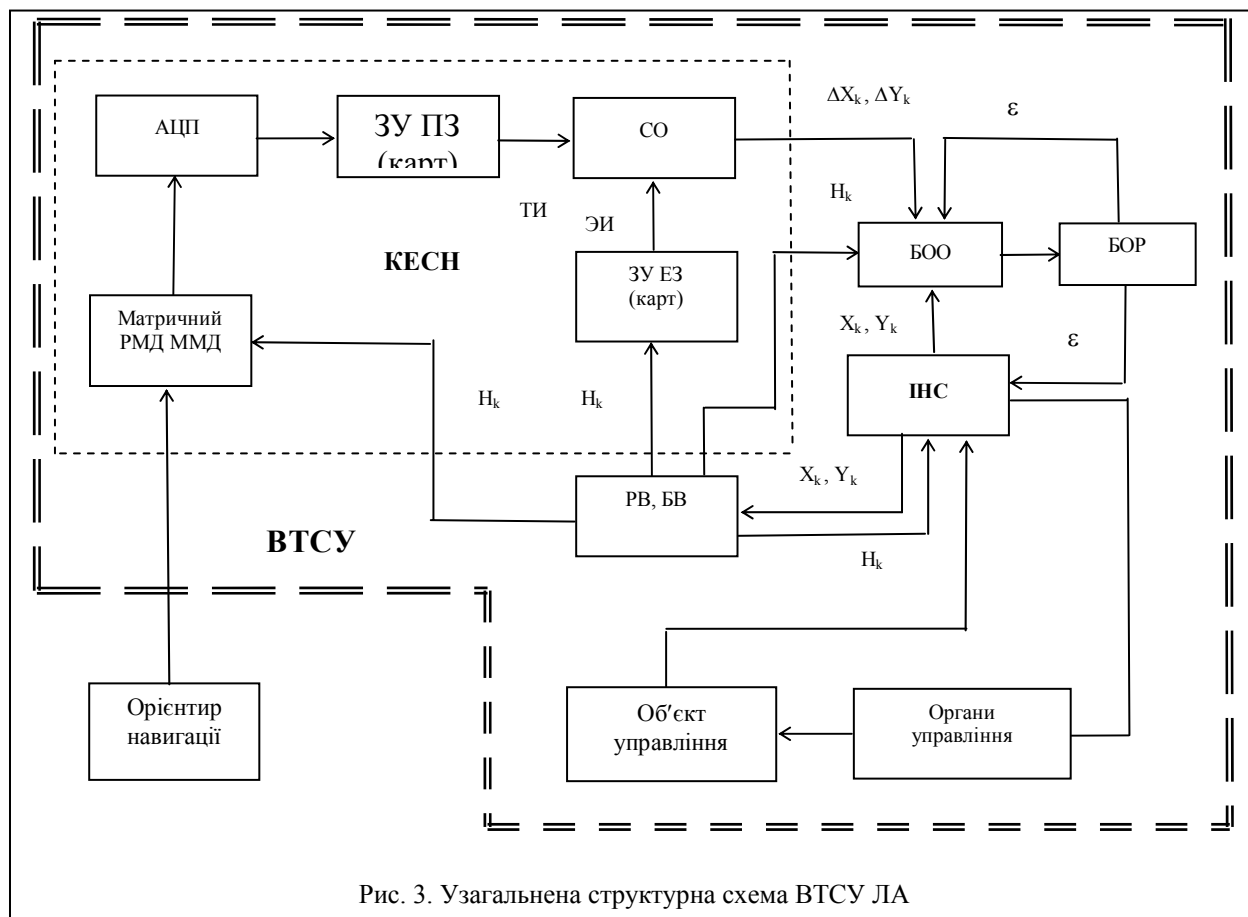


Рис. 3. Узагальнена структурна схема ВТСУ ЛА

розглядаються). Особливістю інерціальних датчиків (акселерометрів і гіроскопів) є здатність згодом накопичувати помилку. Це призводить до необхідності здійснення корекції зчислених координат на проміжних етапах польоту.

Для виконання корекції в запам'ятовуючий пристрій еталонних зображень (ЗП ЕЗ – еталонних карт) уводяться матриці ділянок місцевості, за якими доцільно виконувати корекції. Кількість, розміри цих ЕЗ (карт) та елементарних розділюваних ділянок усередині них можуть бути різними.

Так, наприклад, у рел'єфометричній КЕСН TERCOM використовується до 20 еталонних карт розмірами від  $20 \times 10$  км для початкових етапів корекції до карт розмірами  $1 \times 1$  км і менше. При цьому розміри елементарних ділянок карт можуть змінюватися від  $122 \times 122$  м до  $30 \times 30$  м [6]. У радіолокаційній (сантиметрового діапазону хвиль) КЕСН RADAG використовуються чотири набори еталонних карт для чотирьох різних висот польоту [6, 7]. У радіометричній (міліметрового діапазону хвиль) КЕСН RAC еталонна карта містить  $100 \times 100$  розділюваних елементів, кутові розміри одного елемента розділення складають 20 [6, 8].

Принцип функціонування ВТСУ полягає в наступному. При досягненні району першої корекції за

координатами  $X_k, Y_k$  включається радіовисотомір або/і барометричний висотомір (РВ, БВ), які визначають висоту  $H_k$  здійснення першої прив'язки до наземних орієнтирів навігації. Дані про висоту  $H_k$  надходять на ЗП ЕЗ, з якого ЕЗ, масштабоване для цієї висоти, надходить у бортовий СО. Матричний датчик КЕСН за командою ІНС ( $X_k, Y_k$ ) здійснює огляд земної поверхні, у результаті чого формується реалізація поточного зображення, яка перетворюється в аналого-цифровому перетворювачі (АЦП) у цифрове ПЗ. Цифрове ПЗ надходить у ЗП ПЗ, з виходу якого двовимірне ПЗ надходить у СО для обчислення функціонала (двовимірної кореляційної функції ЕЗ і ПЗ) та пошуку екстремуму критеріальної функції. Після знаходження екстремуму функціонала отримані помилки виміру координат ЛА  $\Delta X_k, \Delta Y_k$  разом з поточними координатами ЛА  $X_k, Y_k$  (від ІНС) і даними висотоміра про поточну висоту польоту  $H_k$  надходять у вимірювальний пристрій – блок оптимального оцінювання (БОО) (у випадку лінійної системи оцінювання – фільтр Калмана), де здійснюється оптимальне оцінювання таких характеристик ІНС, як кут відхилення гіростабілізованої платформи (ГСП) від місцевої вертикалі  $\epsilon$ , кутова швидкість відходу гіроплатформи  $\delta$ , помилки ви-

мірювання місцезнаходження  $\Delta \epsilon$  і швидкості руху  $\Delta \dot{\epsilon}$  ЛА. Далі зазначені оцінки надходять у блок оптимального регулятора (БОР), що формує коригувальний сигнал  $\epsilon$  у вигляді зваженої зі змінними коефіцієнтами суми всіх оцінених похибок. Коригувальний сигнал  $\epsilon$  по ланцюгу зворотного зв'язку надходить на входи першого і другого інтеграторів ІНС, а також на коригувальні мотори ГСП, причому для надання ІНС астатизму відносно постійної складової дрейфу гіроплатформи на коригувальні мотори ГСП подається як сигнал, пропорційний позиційній помилці, так і інтеграл від цієї помилки.

Таким чином, реалізується так звана триточкова схема корекції ІНС [5]. Коригувальний сигнал  $\epsilon$  надходить також в інтегруючі ланцюги блоку оптимального оцінювання (у фільтр Калмана).

Сформовані ІНС команди надходять на органи управління, які здійснюють зміну траєкторії польоту ЛА. Існує зворотний зв'язок об'єкта управління (ЛА) та ІНС, який дозволяє усунути не скомпенсовані за один цикл вимірювань навігаційні помилки.

Після закінчення першого етапу корекції в ІНС формуються нові координати  $X_k$ ,  $Y_k$  для другого етапу корекції траєкторії ЛА. У період часу між першою і другою корекціями здійснюється автономний політ ЛА за командами ІНС. Усі подальші процедури корекції виконуються аналогічно. Кінцевою метою управління є приведення ЛА в задану точку простору з мінімальними помилками вимірювання координат  $X_k$ ,  $Y_k$  і поточної висоти польоту  $H_k$ .

### Висновки

Аналіз процесу функціонування ВТСУ показав принципу можливість комплексування ІНС і КЕСН.

При цьому перевагу варто віддати пасивним радіометричним КЕСН ММД, які забезпечують ТТВ, що ставляться до систем автономної навігації високошвидкісних ЛА за наземними орієнтирами. У процесі створення КЕСН важливу роль відіграє етап створення алгоритмів сполучення зображень і методів синтезу еталонних зображень. Від ступеня досконалості алгоритмів і ступеня вірогідності синтезованих еталонних зображень об'єктів навігації залежить імовірність правильного розпізнавання об'єктів у процесі роботи КЕСН. На даному етапі також визначаються технічні вимоги до спецобчислювача КЕСН.

### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. Системы управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 2003. – 582 с.
2. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / Б.Г. Гурский, М.А. Лющанов, Э.П. Спирин; Под ред. В.Л. Солунина. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 328 с.
3. Корреляционно-экстремальные системы. Вып. 8 / Под ред. В.П. Тарасенко. – Томск: Томский ун-т, 1986. – 134 с.
4. Бочкарев А.М. Корреляционно-экстремальные системы навигации // Зарубежная радиоэлектроника. – 1981. – № 9. – С. 28 – 53.
5. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. – М.: Наука. – 1979. – 448 с.
6. Ржевкин В.А. Автономная навигация по картам местности // Зарубежная радиоэлектроника. – 1981. – № 10. – С. 3 – 28.
7. Боков А. Использование миллиметрового диапазона в авиационных радиоэлектронных системах // Зарубежное военное обозрение. – 1985. – № 9. – С. 46 – 52.
8. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Макаренко Б.И. Применение принципов радиометрии в корреляционно-экстремальных системах навигации летательных аппаратов по наземным ориентирам // Арсенал XXI столетия. – 2002. – № 1. – С. 37 – 41.
9. Оценка точности измерения координат объектов матричными корреляционно-экстремальными системами навигации / В.И. Антюфеев, В.Н. Быков, А.С. Вильчинский и др. // Радиотехника. – 2000. – Вып. 114. – С. 142 – 147.
10. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Чмиль В.В. Теоретическая оценка эффективности иерархического корреляционного алгоритма совмещения изображений в корреляционно-экстремальных системах навигации // Радиотехника. – 2005. – Вып. 143. – С. 65 – 71.
11. V.P. Gorishniak, A.G. Denisov, S.E. Kuzmin, V.N. Radzikhovsry, B.M. Shevchuk. Passive multichannels millimeter-waves imaging system // The Fifth International Kharkov Symposium on Physics and Engineering of Microwaves, Millimeter and Submillimeter Waves. Symposium Proceedings. – Kharkov, Ukraine, June 21 – 26, 2004. – V. 1. – P. 202 – 204.
12. Быков В.Н. Моделирование процесса функционирования высокоточной системы управления летательных аппаратов // Зб. наук. пр. Інституту проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова. – К.: ІПМЕ, 2004. – Вип. 25. – С. 3 – 12.

Надійшла 12.01.2006

Рецензент: д-р техн. наук професор О.М. Фоменко, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба.