

629.73
J68

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Науково-методичний центр вищої освіти

Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

В.О. ГОРДІЄНКО, М.Д. КОШОВИЙ

ПЕРЕОБЛІК 2014р.

ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНІ СИСТЕМИ

ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

ПЕРЕОБЛІК 2006р.

Рекомендовано

Міністерством освіти і науки України
як навчальний посібник для студентів
вищих навчальних закладів

Научно-техническая
библиотека
"ХАИ"



mt0046142

46142M

БИБЛИОТЕКА
Харківського
авіаційного інституту
ім. М.С. Жуковського

Харків "ФАКТ-ХАІ" 2000

УДК 629.7.052

Інформаційно-вимірювальні системи повітряних суден / В.О. Гордієнко, М.Д.Кошовий.- Навч. посібник для студентів вищих навчальних закладів. - Харків: ФАКТ – Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”, 2000. – 255 с.

ISBN 966-637-006-9

Викладено основні теоретичні питання побудови та роботи окремих систем літаків і вертольотів. Основну увагу приділено їх структурно-функціональній побудові, схемним особливостям, а також деяким питанням програмно-математичного забезпечення для роботи бортового ПНК повітряного судна. Проаналізовано можливості спільного використання окремих датчиків навігаційної інформації для різних систем літаководіння.

Для студентів спеціальностей 7.091301, 7.091302 і 7.100101 при підготовці до лекційних, лабораторних і практичних занять, а також при виконанні курсового та дипломного проектування.

Рис. 97. Табл. 9. Бібліогр.: 49 назв

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. С.В. Бодяньський;
д-р техн. наук, проф. В.К. Копил

© Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського
ISBN 966-637-006-9 Харківський авіаційний інститут, 2000 р.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	7
1. Бортові приладові комплекси літаків.....	9
1.1. Інформаційні зв'язки і топологія комплексів.....	9
1.2. Роль і місце бортового радіоелектронного обладнання в приладових комплексах.....	13
1.3. Узагальнена структурна схема бортового пілотажно-навігаційного комплексу (БПНК).....	14
1.4. Особливості побудови пілотажного комплексу (ПК) літака.....	25
1.5. Особливості побудови навігаційного комплексу (НК) літака.....	29
2. Навігаційні автономні системи.....	38
2.1. Загальні питання.....	38
2.2. Автоматичний навігаційний пристрій (АНП).....	40
2.3. Особливості роботи НАС.....	45
3. Літаководіння з використанням курсових систем.....	47
3.1. Основні географічні поняття.....	47
3.2. Визначення напрямків, кутів, відстаней.....	50
3.3. Побудова авіаційних курсових систем.....	56
3.3.1. Режим гіропівкомпаса.....	58
3.3.2. Режим магнітної корекції.....	64
3.3.3. Режим астрокорекції та спільної роботи з радіомаяком.....	67
3.4. Курсова система «ГРЕБЕНЬ».....	68
3.5. Базова система формування курсу (БСФК).....	73
3.5.1. Загальні питання.....	73

3.5.2. Робота в польоті.....	83
3.5.3. Канал формування приведеного курсу.....	85
3.5.4. Магнітний канал.....	85
3.5.5. Режими роботи БСФК.....	86
3.6. Курсовертикалі типу СКВ.....	89
3.7. Інерціальна курсовертикаль ІКВ.....	92
3.8. Інерціальні навігаційні системи (ІНС).....	93
3.8.1. Інерціальна система І-11-1.....	94
3.8.2. Інерціальна система І-42-1С.....	98
3.8.3. Інтегральні інерціальні системи.....	102
4. Пілотажно-навігаційні системи повітряних сигналів.....	105
4.1. Методи виміру та градуовальні формули.....	105
4.1.1. Метод виміру відносної барометричної висоти.....	105
4.1.2. Метод виміру числа M і швидкостей $V_{іст}$ і $V_{пр}$	107
4.2. Система повітряних сигналів типу СПС-72.....	109
4.2.1. Принцип дії роздільних пристроїв.....	110
4.2.2. Структурна схема СПС-72-1.....	114
4.2.3. Принцип роботи та схема слідкуючої системи.....	117
4.3. Цифрова система повітряних сигналів.....	120
4.4. Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП).....	124
4.4.1. Система сигналізації висоти ешелонування (ССВЕ).....	127
4.4.2. Система сигналізації небезпечної швидкості наближення до Землі (ССНШ).....	129
4.4.3. Обчислювач критичних режимів	

каналу сигналізації ОКРС-4.....	133
4.4.4. Показчик швидкості та числа М (ПШТМ-1-4).....	134
4.4.5. Блок формування та контролю (БФК).....	138
4.4.6. Пристрій індикації та сигналізації кутів атаки й перевантажень (ПДКА).....	140
5. Навігаційні комплекси та системи.....	142
5.1. Принципи побудови та дії навігаційних комплексів.....	142
5.2. Програмний метод навігації.....	148
5.3. Навігаційний комплекс «ОЛЬХА-1».....	152
5.3.1. Призначення та точнісна характеристика комплексу.....	152
5.3.2. Робота комплексу згідно зі структурною схемою.....	156
5.3.3. Програмування польоту.....	161
5.3.4. Методи безперервного визначення місця літака (МЛ)....	163
5.3.5. Методи оптимізації (уточнення) МЛ.....	164
5.3.6. Методи формування та індикації курсової інформації....	166
5.3.7. Початкове виставлення курсу.....	167
5.3.8. Розв'язання стандартних задач НК «ОЛЬХА-1».....	168
5.3.9. Описання роботи алгоритму зчислення.....	169
5.3.10. Організація контролю.....	171
5.4. Процеси повітряної навігації та їх автоматизація.....	173
6. Пілотажні комплекси та системи.....	177
6.1. Основні відомості.....	177
6.2. Особливості функціонування систем основного керування....	182
6.3. Пілотажний комплекс транспортного літака.....	187
6.3.1. Датчики та прилади пілотажної інформації.....	190

6.3.2. Система автоматичного керування САК-72.....	193
6.4. Бортові системи керування (БСК).....	203
6.4.1. Пілотажно-навігаційна система «ПУТЬ».....	205
6.4.2. Автопілот.....	209
6.4.3. Автомат тримерування.....	213
6.4.4. Автоматизована бортова система керування (АБСК).....	215
6.5. Бортові системи автоматизованого керування (САК).....	217
6.6. Комплекс стандартного цифрового пілотажно- навігаційного обладнання (КСЦПНО).....	222
6.6.1. Задачі, які розв'язуються комплексом на етапах руління, розбігу та зльоту.....	222
6.6.2. Задачі, які розв'язуються комплексом на етапах заход- ження на посадку, посадки та відходу на друге коло.....	226
6.6.3. Обчислювальна система літаководіння.....	229
6.7. Інтегральні системи літаководіння.....	231
7. Супутникові навігаційні системи.....	234
7.1. Загальні поняття.....	234
7.2. Принцип дії та сигнали СНС.....	237
7.3. Визначення навігаційних параметрів.....	241
7.4. Глобальна навігаційна система GPS.....	246
Список використаної та рекомендованої літератури.....	250

ВСТУП

Успішне вирішення задач, пов'язаних з керуванням складними технічними системами, наприклад, такими, як сучасний літак, багато в чому визначається рівнем стану та розвитком вимірювально-обчислювальних комплексів і систем.

З розвитком авіації збільшуються вимоги до інформаційного забезпечення польотів. Льотно-технічні та конструктивні характеристики сучасного літака визначаються не тільки технічним рівнем планера та двигуна, але й ступенем удосконалення його бортового приладового комплексу. За прогнозами експертів у першому десятиріччі XXI століття світовий авіаційний парк повинен збільшитись порівняно з 1990 роком у 1,5 раза [1]. Розроблювані в різних країнах нові типи комфортабельних пасажирських літаків, з урахуванням зростаючих потреб до підвищення безпеки та забезпечення регулярності польотів, будуються за новою структурно-функціональною архітектурою бортового пілотажно-навігаційного комплексу (БПНК).

Існуючі, розроблювані та перспективні бортові комплекси, а також системи дозвукових (ДПЛ), надзвукових (НПЛ) і гіперзвукових (ГПЛ) пасажирських літаків (особливо західних країн і США) базуються на широкій та глибокій інтеграції бортового обладнання, що дає змогу знизити витрати на його установаження та зменшити навантаження на членів екіпажу (рис. В.1). Інтеграція бортового обладнання дозволяє:

- збільшити ефективність виконання польотного завдання;

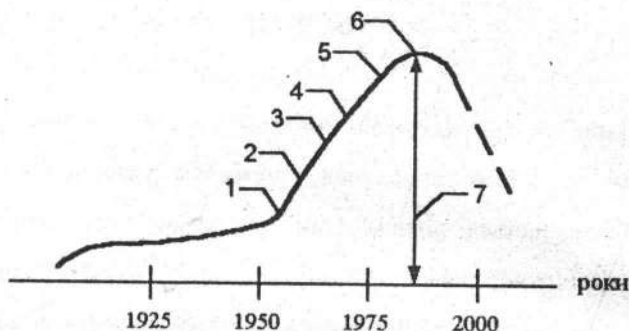


Рис. В.1. Діаграма зростання систем на літаках цивільної авіації: 1, 2 – одноканальний автопілот і демпфер ризику; 3 – транзистори; 4 – впровадження цифрової техніки; 5,6 – автоматична посадка за третьою категорією ІКАО і впровадження мікропроцесорів; 7 – початок інтеграції систем

- скоротити номенклатуру та зменшити об'єм, який займає обладнання;
- підвищити точність і надійність бортових пілотажно-навігаційних комплексів і систем;
- скоротити кількість міжблочних зв'язків і підвищити рівень уніфікації елементів і систем;
- підвищити рівень стандартизації та уніфікації методів математичного забезпечення.

Зараз у нашій країні та за кордоном основним напрямком в удосконаленні бортового обладнання є його інтеграція та вибір функціонально-структурного обліку БПНК, а також розробка відповідного програмно-математичного забезпечення, необхідного для його роботи.

1. БОРТОВІ ПРИЛАДОВІ КОМПЛЕКСИ ЛІТАКІВ

1.1. Інформаційні зв'язки і топологія комплексів

Бортовий приладовий комплекс (БПК) - це сукупність вимірювальних та обчислювальних пристроїв для одержання, перетворення, зберігання та передачі інформації, необхідної для виконання польотного завдання.

Все складнішим стає успішне вирішення задач літакокерування в умовах зростаючих швидкостей, висот, дальностей, впливу численних зовнішніх факторів та зменшення часу, який потрібен екіпажу для прийняття рішення. Вимоги до точності та надійності виконання польотних завдань значно збільшуються.

Комплексування обладнання, тобто його об'єднання на базі обчислювальної техніки, - це засіб будування систем або комплексів, які мають кращі параметри, ніж пристрої, що до них входять [1,3,8]. Відомо два види комплексування: системне та функціональне. Системне комплексування передбачає об'єднання апаратури декількох датчиків, що виконують однакові функції, але базуються на різних принципах, в єдину комплексну систему. Зв'язуючим елементом у такій системі є центральна або спеціалізована бортова ЦОМ, яка виконує спільну обробку інформації, що надходить від датчиків з метою підвищення точності комплексу. Основна особливість комплексної системи - її структурна та інформаційна надмірність, яка дозволяє підвищити не тільки точність комплексу, але і його надійність. Функ-

ціональне комплексування оснований на об'єднанні окремих, елементів і систем, які виконують однакові функції; роздільними залишаються тільки пристрої обробки інформації.

Комплексне використання пілотажно-навігаційних пристроїв та систем для літаководіння дозволяє досягти точного, надійного, регулярного та безпечного руху літака за маршрутом.

Узагальнену структурну схему бортового приладового комплексу показано на рис. 1.1. Вимірювальні інформаційні пристрої пер-

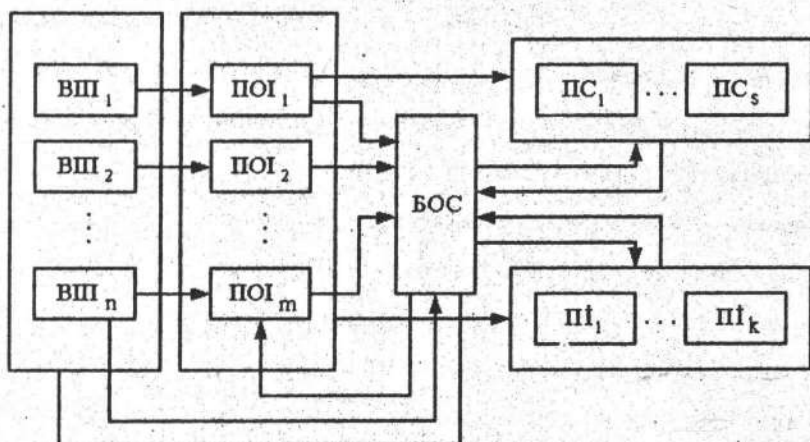


Рис. 1.1. Узагальнена структурна схема бортового приладового комплексу

винної інформації $ВШ_n$ ($n = \overline{1, N}$) реалізуються в наш час у вигляді малогабаритних вимірювачів з цифровим виходом. Вихідна інформація з вимірювачів після перетворення за конкретним алгоритмом у пристроях обробки $ПОІ_m$ ($m = \overline{1, M}$) може видаватися через пристрої індикації $ПІ_k$ ($k = \overline{1, K}$) як екіпажу, так і бортовій обчислювальній сис-

темі (БОС) літака; через пристрої з'єднання ПС_s ($s = \overline{1,S}$) бортовий комплекс стикується з іншими системами літака.

Інформаційні зв'язки між пристроями комплексу описує його топологія. Топологічними елементами у такій структурі можуть бути пристрої збирання, зберігання та видачі інформації, процесори, контролери, пристрої керування та ін. Топологічний різновид [2] приладових комплексів наведено на рис. 1.2, а, б, в.

Зараз топологія розподілених систем становить найбільший інтерес. Різниця структур цього класу полягає у тому, що тут кожен обчислювач має свій власний набір зовнішніх пристроїв, які сприймають та відображають інформацію. Зв'язок окремих складових частин такої структури між собою відбувається тільки через обчислювач. Завдяки незалежності ЦОМ, комплекс, побудований за такою схемою, набуває важливої властивості, тобто окремі підсистеми та системи комплексу, що мають зв'язки з певним обчислювачем, можливо проектувати та налагоджувати одночасно і незалежно один від одного.

Перспективні приладові комплекси використовуватимуть уніфіковані обчислювальні елементи на базі мікропроцесорів. Необхідно підкреслити, що головним критерієм при розробці бортових комплексів є системний підхід, а головним показником – загальна вартість системи. При цьому система має бути спроектована таким чином, щоб сума факторів вкладеної вартості - розробка, амортизація, маса, матеріали, контрольно-перевірні апаратура і т.д. - була мінімальною. В структурі комплексу особливе значення надається

питанням побудови обчислювальних засобів, їх програмному забезпеченню та мові програмування.

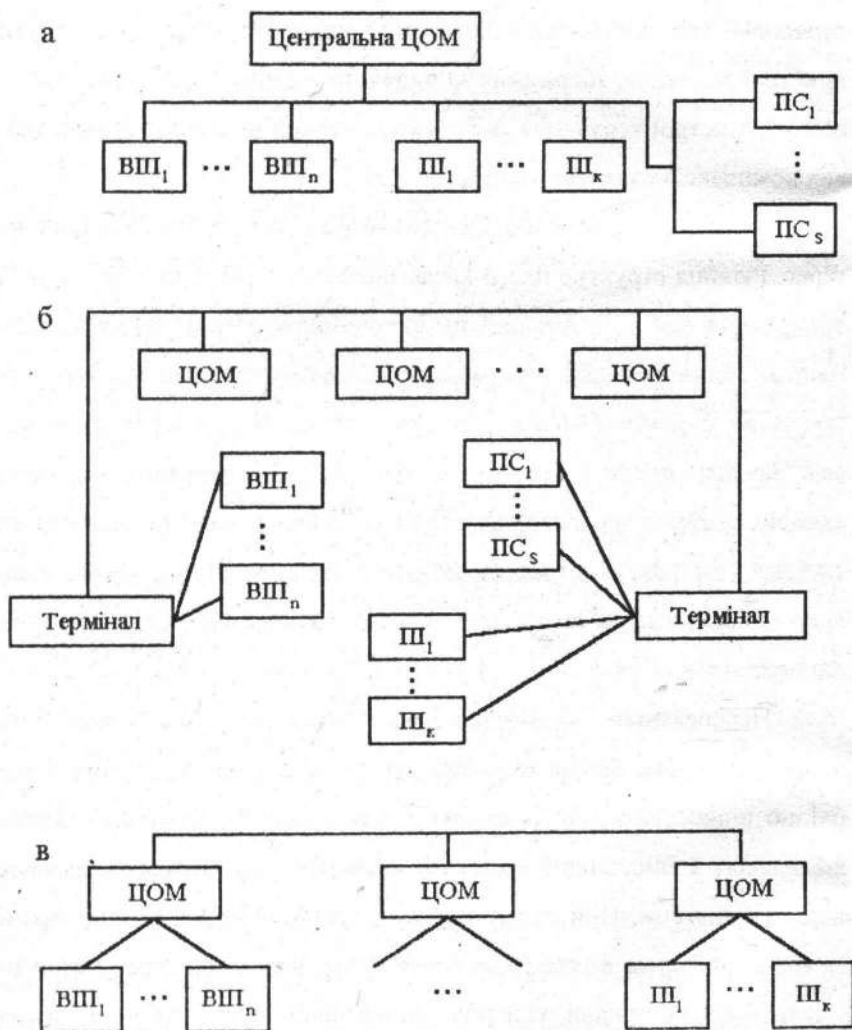


Рис. 1.2. Топологія побудови приладового комплексу: а – централізована; б – федеративна; в – розподільна

1.2. Роль і місце бортового радіоелектронного обладнання в приладових комплексах

Фундаментом побудови будь-якої комплексної системи є використання надмірної інформації про одну й ту ж величину. В приладових комплексах надмірність, яка характеризує положення та рух центру мас літака або стан його окремих пристроїв і систем, досягається за рахунок спільної роботи різних видів бортового радіоелектронного обладнання (БРЕО). Зараз як за кордоном, так і в країнах СНД, ведеться пошук нових архітектурних рішень БРЕО на цифровій основі. Принцип побудови таких пристроїв полягає в такому:

- централізована обробка даних для множини функцій, що виконуються одним обчислювачем, і стандартне модульне компонування обчислювальних засобів;
- широке використання технологій, не чутливих до відмов, з організацією на борту системи технічного обслуговування (СТО);
- організація інформаційного обміну між обчислювачами за допомогою мультиплексної шини та по паралельній шині між модулями обчислювача;
- максимальне використання в обчислювачах стандартних модулів процесора, блока живлення, пристроїв введення-виведення, з'єднання з мультиплексною шиною;
- застосування модульного програмного забезпечення з широким залученням стандартних підпрограм і мов високого рівня для керувальних і прикладних задач;
- перевага використання конвекційного охолодження для модулів обчислювача та стабільного електроживлення низької напруги

для централізованих обчислювачів;

- використання інтегровальних пультів керування (ПК) і багатофункціональних пристроїв і систем відображення інформації (СВІ).

Цифрове обладнання складається з однієї або кількох стояків інтегральної модульної авіаційної електроніки (ІМАЕ), до яких належать швидкозмінні модулі окремих датчиків інформації та індикатори, з'єднані між собою за допомогою шин передачі даних. Кожний стояк дозволяє виконувати кілька функцій одночасно. На рис.1.3 наведено один із варіантів розподілення функцій за обчислювачами [10]. На кожному стоякові авіаційної електроніки (рис. 1.4) розміщується не чутливий до відмов процесор з виконавчою програмою та запам'ятовуючим пристроєм, модулі введення-виведення, термінали та джерела живлення. Процесор, запам'ятовуючий пристрій та термінали шин об'єднані в одному модулі й утворюють ядро стояка. Конструкція ядра та його інтерфейс повинні забезпечувати їх взаємозамінність з ядрами інших стояків. Швидкозмінний модуль ядра містить ті елементи, які потрібні у кожному стоякові. Сукупність функцій, які вирішуються апаратурою, встановленою на стоякові, визначає коефіцієнт завантаження ядра.

1.3. Узагальнена структурна схема бортового пілотажно-навігаційного комплексу (БПНК)

На сучасних літаках різноманітні бортові пристрої та системи утворюють складний пілотажно-навігаційний комплекс, який забезпечує зліт літака, політ за заданим маршрутом і посадку на аеродромі

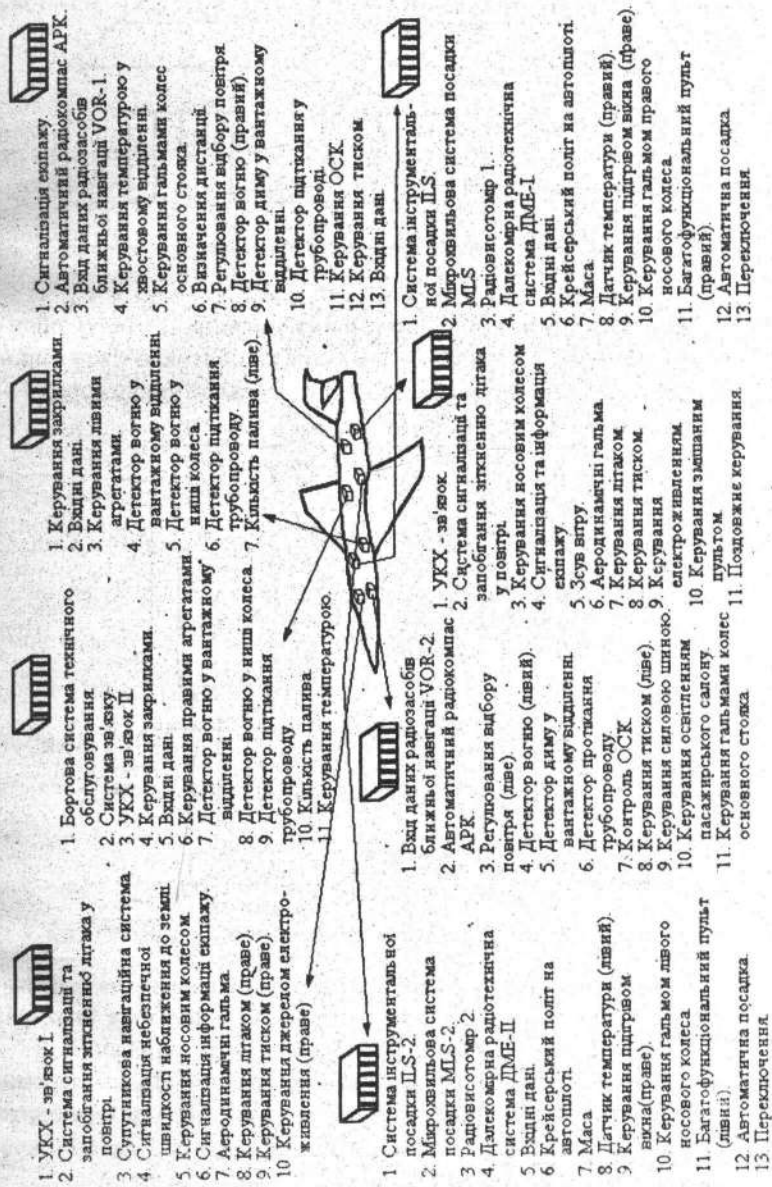


Рис. 1.3. Узагальнена структурна схема бортового пілотажно-навігаційного комплексу (БПНК)

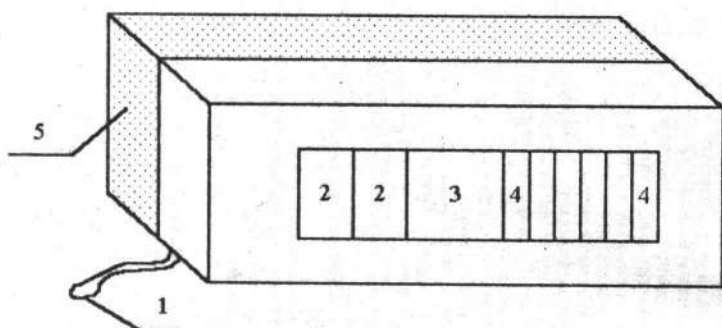


Рис. 1.4. Типове розміщення функціональних модулів на стояку обчислювальної системи ІМАЕ: 1 – шина та бортовий джгут проводів; 2 – низьковольтне джерело; 3 – ядро процесора; 4 – стандартний пристрій; 5 – вузол задньої плати

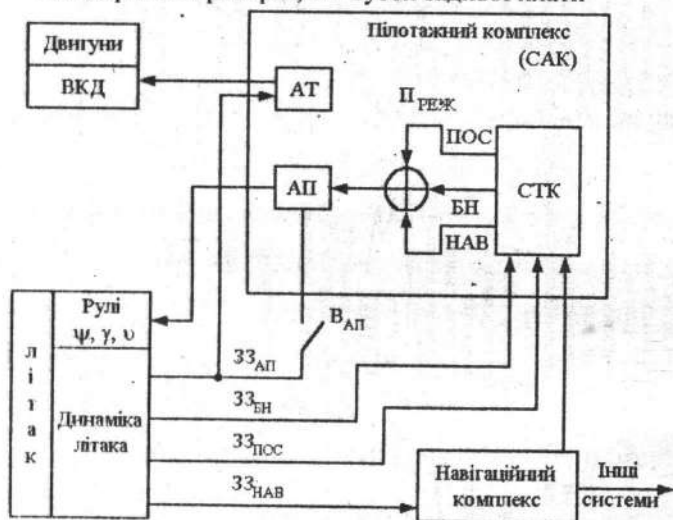


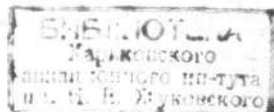
Рис. 1.5. Спрощена контурна схема ПНК дозвукового важкого літака: ВКД – важелі керування двигунами; АТ – автомат тяги; АП – автопілот; СТК – система траскторного керування; 33 – зворотний зв'язок; В_{АП} – вимикач автопілота; П_{РЕЖ} – перемикач режимів СТК; ПОС – режим посадки; БН – режим ближньої навігації; НАВ – режим навігації; ψ , γ , υ – поточні значення кутів курсу, крену, тангажу

в будь-яких погодних умовах. БПНК – це раціональне цільове та конструктивне сполучення датчиків і систем, які керуються одним або кількома бортовими обчислювачами та використовуються для задач автоматизованого літакокерування повітряними об'єктами. Мета об'єднання бортових пристроїв у комплекси така:

- полегшення роботи екіпажу за рахунок високого ступеня одержання та обробки інформації від первинних вимірювачів;
- формування керуючих сигналів і команд;
- підвищення точності та надійності комплексу за рахунок структурної та інформаційної надмірності.

Тип комплексу визначається польотним завданням, а їх кількість на борту залежить від льотно-технічних характеристик літака. Один з можливих варіантів БПНК дозвукового важкого літака зображено на рис. 1.5 у вигляді спрощеної контурної схеми. ПНК такого типу будуються за принципом, в основу якого покладено поділ комплексу на декілька інформаційних рівнів [3, 5]. На найнижчому рівні датчиків проводяться вимірювання та первинна обробка інформації з видачею результатів на пристрої індикації та на наступний рівень для продовження обробки. Інформація з первинних індикаторів використовується екіпажем у режимі ручного пілотування (РРП) літаком. Після повторної обробки пілотажної та загальної інформації з виходу відповідних обчислювачів знімаються сигнали для стабілізації кутів положень літака та швидкості польоту. Повторна обробка навігаційної інформації дозволяє:

- визначити поточні координати місцеположення літака;
- провести корекцію зчислених координат:



- перетворити зчислені координати в етапні - бокове відхилення Z та відстань $S_{з\text{ал}}$, яка залишилась до наступного проміжного пункту маршруту (ПМ) (рис. 1.6).

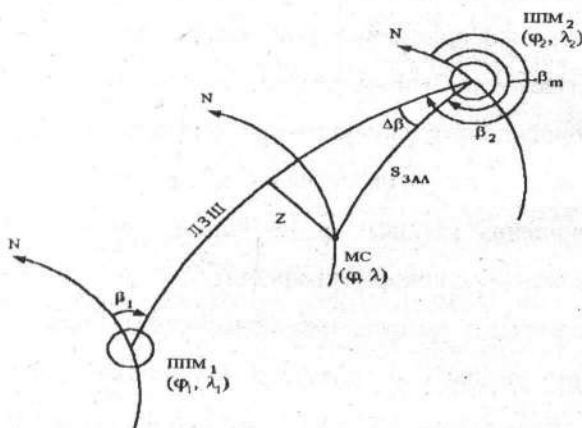


Рис. 1.6. Часткові ортодромічні координати: ЛЗШ – лінія заданого шляху; ППМ – проміжний пункт маршруту; Z (БУ) – бокове відхилення; $S_{з\text{ал}}$ – відстань, яка залишилась до кінцевого пункту; $\beta_1, \beta_2, \beta_T$ – початковий, кінцевий та поточний (етапний) кути відповідно; $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$

Після повторної обробки пілотажної, навігаційної та загальної інформації екіпаж за допомогою автопілота та інтегральних індикаторів може керувати літаком у режимі напівавтоматичного пілотування (РНП). На третьому рівні вся одержана інформація перетворюється в керуючі сигнали, які використовуються для траскторного керування літаком у режимі автоматичного пілотування (РАП).

Згідно з наведеною на рис. 1.5 контурною схемою БПНК являє собою замкнену через динаміку літака та первинні інформаційно-вимірювальні пристрої (ІВП) систему керування, яка має внутрішній

контур <літак-автопілот> (Л-АП) з трьома каналами керування: за курсом (ψ), креном (γ) та тангажем (ϑ). Внутрішній контур <Л-АП> містить дві гілки керування: через автопілот (АП) та автомат тяги (АТ). Обчислювач автопілота виробляє стабілізуючі (керуючі) сигнали:

$$\begin{aligned} \text{за курсом} \quad \delta_n &= k_{n\psi}(\psi_3 - \psi) + k_{n\dot{\psi}}\dot{\psi}; \\ \text{за креном} \quad \delta_e &= k_{e\psi}(\psi_3 - \psi) + k_{e\gamma}(\gamma_3 - \gamma) + k_{e\dot{\gamma}}\dot{\gamma}; \\ \text{за тангажем} \quad \delta_v &= k_{v\vartheta}(\vartheta_3 - \vartheta) + k_{v\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta}, \end{aligned} \quad (1.1)$$

де $k_{n\psi}$, $k_{n\dot{\psi}}$ - передатні коефіцієнти з кута рискання та кутової швидкості рискання на руль напрямку;

$k_{e\psi}$, $k_{e\gamma}$, $k_{e\dot{\gamma}}$ - передатні коефіцієнти з кутів рискання, крену та кутової швидкості крену на елерони;

$k_{v\vartheta}$, $k_{v\dot{\vartheta}}$ - передатні коефіцієнти з кута тангажу та кутової швидкості тангажу на руль висоти;

$\psi, \gamma, \vartheta, \psi_3, \gamma_3, \vartheta_3$ - поточні та задані значення курсу, тангажу та крену відповідно;

$\dot{\psi}, \dot{\gamma}, \dot{\vartheta}$ - поточні значення кутових швидкостей.

Обчислювач автомата тяги виробляє такі керуючі сигнали:

$$\delta_{рkd} = f_1(\Delta V, \vartheta) \quad \text{або} \quad \delta_{рkd} = f_2(\Delta M, \vartheta). \quad (1.2)$$

Необхідні значення курсу, крену та тангажу задаються вручну або надходять у вигляді керуючих сигналів від СТК.

Внутрішній контур <Л-АП> обіймають три зовнішні контури системи траєкторного керування: посадки (ПОС), ближньої навігації (БН) та навігації (НАВ); Підмикання контурів СТК до системи <Л-АП> відбувається за допомогою перемикача $P_{\text{реж}}$.

Контур навігації має особливе значення тому, що крім безпосередньої взаємодії з пілотажною частиною комплексу він тісно контактує з іншими спеціалізованими та допоміжними системами, які знаходяться на борту літака.

Відомо багато структур побудови бортових ПНК. З метою уніфікації обладнання та забезпечення високої надійності сучасні бортові комплекси будуються за функціонально-блочним принципом виділенням базових структур для дальніх, середніх і ближніх магістральних літаків і вертольотів. На рис. 1.7 зображено спрощену схему взаємозв'язку датчиків, обчислювачів, пристроїв керування індикації сучасного БПНК [13].

Датчики навігаційної інформації (ДНІ) служать д

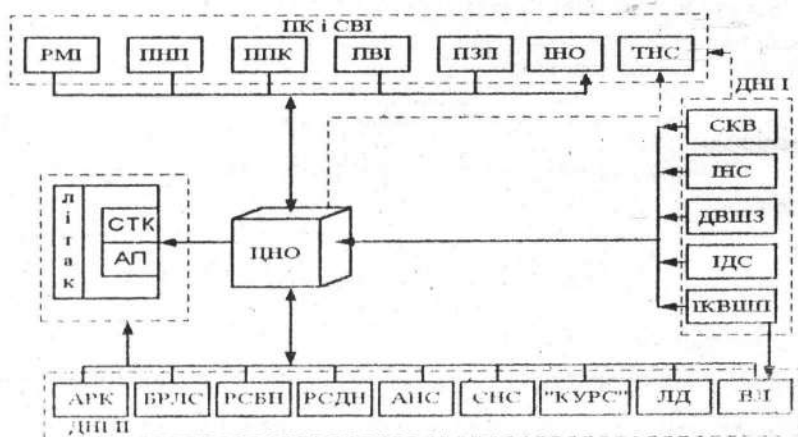


Рис. 1.7. Схема взаємозв'язку елементів бортового ПНК

вимірювання різних геофізичних полей, на основі яких визначаються навігаційні параметри польоту, та умовно поділяються на дві групи: ДНІ-I - датчики навігаційної інформації, які характеризують навігаційні елементи руху літака; ДНІ-II - датчики навігаційної інформації, які визначають навігаційні елементи положення літака відносно опорних ліній та навігаційних знаків.

До першої групи відносяться: система курсу та вертикалі (СКВ), інерціальна навігаційна система (ІНС), інерціальна курсовертикаль (ІКВ), доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу (ДВШЗ), інерціально-доплерівська система (ІДС), інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП). Ці датчики (системи) дозволяють автономно визначати: прискорення по вимірювальних осях a_x, a_y, a_z ; шляхову швидкість W та кут зносу літака; кути крену, курсу та тангажу (γ, ψ, ϑ); гіроскопічний, магнітний та істинний курси (ψ_r, ψ_m, ψ); гіромагнітний та ортодромічний (приведений) курси ($\psi_{смк}, \psi_{пр}$); відносні координати літака. Комплекс ІКВШП безперервно визначає та видає споживачам істинну повітряну швидкість ($V_{іст}$), відносну та абсолютну висоти ($H_{від}, H_{абс}$), число M , температуру зовнішнього повітря (T_2) і відносну густину повітря ($\rho_{від}$).

До другої групи датчиків відносяться: радіотехнічні системи ближньої та дальньої навігації (РСБН, РСДН); система ближньої навігації та посадки (КУРС-МП); супутникова навігаційна система (СНС); далескомір літака (ЛД); бортова радіолокаційна система

(БРЛС); астрономічна навігаційна система (АНС); відповідач літака (ВЛ або ВЛМ); автоматичний радіокомпас (АРК).

Якщо зв'язуючою лінією для всіх систем комплексу є центральний навігаційний обчислювач (ЦНО), то комплекс вважають автоматизованим. У такому комплексі роль ЦНО виконує бортова цифрова обчислювальна машина (БЦОМ), а спеціалізовані обчислювачі окремих датчиків можуть бути цифровими або аналоговими.

Бортовий комплекс, де зв'язуючою ланкою всіх систем є члени екіпажу, називається неавтоматизованим.

До пристроїв керування, індикації та сигналізації комплексу (УУ та СВІ) відносяться: пульт введення та індикації (ПВІ); пульт підготовки та контролю (ППК); пульт зльоту та посадки (ПЗП); індикатор навігаційної обстановки (ІНО); пілотажно-навігаційний прилад (ПНП); радіомагнітний індикатор (РМІ); табло навігаційної сигналізації (ТНС) та ін.

Конкретна структура бортового ПНК (див. рис. 1.7) визначається тими задачами, які він повинен вирішувати і не обов'язково му- сить включати всі датчики навігаційної інформації.

У загальному випадку складовими частинами (рис. 1.8) БПНК

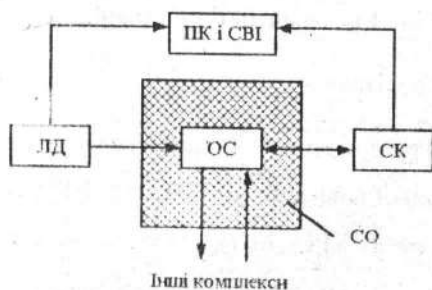


Рис. 1.8. Загальна схема інформаційних зв'язків БПНК

можуть бути: комплекс датчиків інформації (ДІ); обчислювальний комплекс (ОК); комплекс керування та індикації пілотажної та навігаційної інформації (ПК і СВІ); комплекс виконавчих пристроїв (на схемі не показаний); система контролю (СК) та система обміну інформації (СО). Система датчиків забезпечує комплекс інформацією, необхідною для вирішення поставлених задач. Система контролю призначена для автоматичної перевірки працездатності пристроїв і систем, які входять до складу комплексу, та включення резервного обладнання з метою підвищення надійності. У зв'язку зі складністю обладнання однією з обов'язкових умов нормального функціонування СК є наявність у бортовій апаратурі вбудованих засобів контролю. Пристрої керування та системи відображення інформації є зв'язуючою ланкою між екіпажем і бортовими системами, яка інформує екіпаж про функціонування різних елементів комплексу та дозволяє йому вносити зміни у роботу обладнання й організувати відповідні дії для виконання польотного завдання.

Обчислювальна система являє собою сукупність обчислювальних засобів, призначених для обробки інформації, яку вони одержують від датчиків інформації. В останні роки значно зріс об'єм даних між системами, які входять до бортового комплексу. Розширення зв'язків у комплексі призводить до ускладнення системи обміну інформацією. Утворення ефективної за пропускну здатністю, гнучкої та надійної мережі міжсистемних інформаційних зв'язків пов'язано з мультиплексуванням каналів, тобто з передачею та прийомом декількох сигналів по одній загальній шині (рис. 1.9). За рахунок мультиплексування досягається можливість колективного ви-

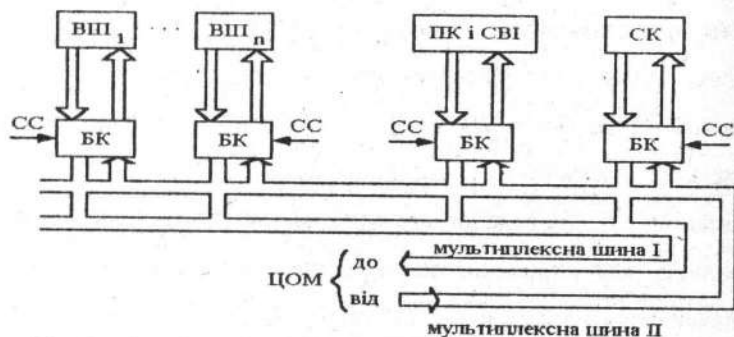


Рис. 1.9. Спрощена структура комплексу з використанням мультиплексування: ВІП – вимірювальні інформаційні пристрої; СС – сигнал синхронізації; БК – блок керування; ПК та СВІ – пристрої керування та відображення інформації

користання даних та результатів їх обробки, внаслідок чого знижується загальна маса обладнання, а усі підключені бортові пристрої та системи звертаються до однієї бази даних. Середовищем для передачі інформації можуть бути: пара сплетених проводів, пара сплетених екранованих проводів або волоконно-оптичні лінії зв'язку (ВОЛЗ). Порівняно з традиційними провідними лініями передачі інформації ВОЛЗ має такі переваги:

- широку полосу пропускання;
- низьку витрату потужності сигналів;
- високу стійкість до електромагнітних завад;
- високу захищеність даних і безпечність.

Колективне використання даних при мультиплексуванні потребує, щоб сигнали, які передаються по шині, були описані загальним універсальним стандартом. Цей стандарт зафіксовано у спеціально розроблених нормативних документах.

1.4. Особливості побудови пілотажного комплексу (ПК) літака

Бортовий пілотажно-навігаційний комплекс складається з двох комплексів: пілотажного (ПК) і навігаційного (НК).

Пілотажний комплекс - це комплекс обладнання, яке виконує стабілізацію центру мас (ц.м.) літака на заданій опорній траєкторії та керує його поворотом навколо центру мас із забезпеченням вимог пілотажних характеристик до безпечності польоту при автоматичному (РАП), напіваавтоматичному (РНП) та ручному (РРП) режимах пілотування. Узагальнену функціональну схему ПК показано на рис.1.10.

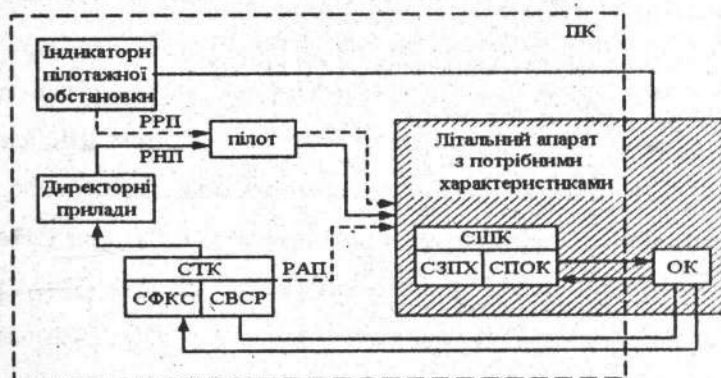


Рис. 1.10. Узагальнена функціональна схема пілотажного комплексу

Система траєкторного керування (СТК) складається з двох частин - системи формування командних сигналів (СФКС) і системи відпрацювання сигналів розузгодження (СВСР) і призначена для стабілізації ц.м. літака на заданому маршруті та керування поворотом

літака навколо центру мас [4,8,9,11]. Апаратурний склад і структура СТК визначаються сукупністю пілотажних задач, до яких відноситься керування висотою та швидкістю польоту, кутовим положенням літака.

Система штурвального керування (СШК) також складається з двох частин - системи переміщення органів керування (СПОК) та системи забезпечення необхідних характеристик (СЗНХ) і призначена для забезпечення демпфірування, стійкості, керування та запобігання виходу літака на небезпечні режими при будь-яких видах пілотування (РАП, РНП, РРП). Апаратурний склад і структура СШК визначаються аеродинамічними та геометричними властивостями конкретного літака. Межею між СШК і СТК є ті перемикальні пристрої, які можуть вимикати керувальні команди, що надходять із СТК у СШК у режимі автоматичного пілотування. Структура СШК визначається конструктивними властивостями конкретного літака, а структура СТК – задачами, які повинен вирішувати ЛА. Літаки різної конструкції, що вирішують близькі задачі, можуть мати різні СШК, але однакові СТК, і навпаки, літаки, що мають однакову конструкцію, але вирішують різні задачі, можуть мати однакові СШК і різні СТК. Не однакові й вимоги щодо надійності цих систем: СШК зв'язана з ручним пілотуванням і має бути абсолютно надійною з багатократним резервуванням, в той час як ступінь резервування СТК може бути меншим.

Керування літаком у режимі ручного пілотування (РРП) здійснюється льотчиком шляхом впливу на керуючі поверхні літака з пульта керування через механічну проводку, що з'єднує його з органами керування або приводами керма.

У режимі напівавтоматичного пілотування (РНП) керування

польотом здійснюється пілотом, але частина логічних, обчислювальних та оптимізаційних операцій виконується автоматичними пристроями та системами.

У режимі автоматичного пілотування керування літаком здійснюється системою автоматичного керування (САК) під контролем пілота.

Об'єднаний комплекс обладнання для напівавтоматичного або траєкторного (СТК) та автоматичного керування організує автоматичну бортову систему керування (АБСК). Як складова частина БПНК (рис.1.11) АБСК призначена для підвищення ефективності керування літаком, полегшення праці екіпажу, забезпечення регулярності рейсів та керування літаком на всіх етапах польоту. Система АБСК виконує такі функції:

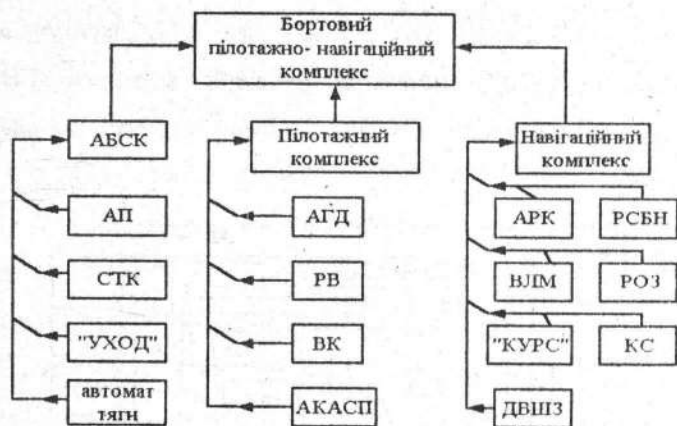


Рис. 1.11. Склад підсистеми АБСК магістрального середнього літака другого класу

- збільшує стійкість та можливості керування літаком;
- автоматично стабілізує кутові положення літака (ψ, γ, ϑ) та

параметри польоту ($H_{\text{ВІД}}, H_{\text{АБС}}, V_{\text{ПР}}, V_{\text{ІСТ}}, M, \Delta M, \alpha, n_y$ та ін.);

- змінює кути крену та тангажу, а також приладову швидкість польоту ($V_{\text{ПР}}$) і тягу двигунів;
- автоматично керує розворотом на заданий курс ($\psi_{\text{зад}}$);
- автоматично керує літаком у боковій площині в режимах польоту за сигналами всенаправлених маяків УКХ діапазону VOR і за сигналами навігаційного обчислювача (ЦНО);
- автоматично керує літаком і видає сигнали траскторного керування у режимах заходу на посадку;
- автоматично керує літаком у режимі заходу на друге коло;
- видає на індикатори основні пілотажно-навігаційні параметри та команди.

До складу АБСК входять (рис.1.12): автопілот (АП); система траскторного керування (СТК); автомат тяги (АТ); апаратура відходу на друге коло ("Уход"); система вмонтованого контролю (СВК), що функціонально зв'язана з усіма зазначеними системами (на рис.1.12 її не виділено).

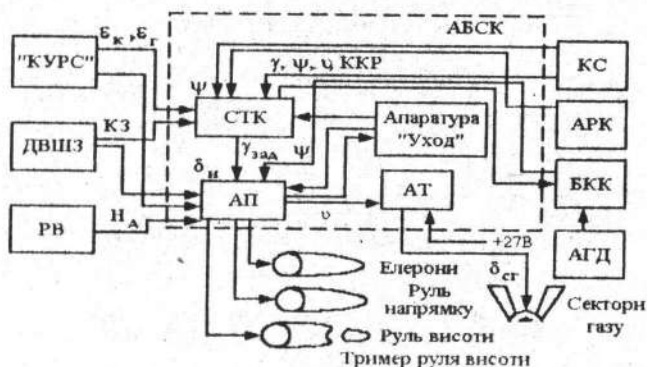


Рис. 1.12. Схема взаємозв'язку пристроїв АБСК

Принцип дії АБСК застосований на переміщенні органів керування та рульових поверхонь літака за сигналами, які надходять на обчислювачі та блоки, що формують закони керування від окремих датчиків або навігаційного комплексу. Усі підсистеми АБСК багаторежимні та резервовані і зберігають працездатність, якщо має місце декілька різних відмов підканалів керування.

Контроль за роботою АБСК та режимами польоту здійснюється за допомогою інтегральних командних приладів пілотажно-навігаційної інформації, пультів та елементів керування, а також світлової та звукової сигналізації.

Всі підсистеми АБСК охоплені єдиною системою вмонтованого контролю.

1.5. Особливості побудови навігаційного комплексу (НК) літака

Для руху літака за маршрутом з вихідного пункту до кінцевого необхідно сформувати програму траєкторного руху, яка має бути реалізована під час літаководіння. Формування програми траєкторного руху складається з таких етапів [3, 8, 9, 11]:

- вибір базової системи відліку, траєкторії руху, лінії заданого шляху (ЛЗШ);
- визначення просторових і часових інтервалів руху;
- встановлення потрібних значень параметрів руху, параметрів маневрів і т.д.

Реалізація програми траєкторного руху складається з таких основних моментів:

- визначення дійсного стану руху літака та одержання первинної вимірювальної інформації;

- наказ руху, тобто виконання конкретних операцій (порівняння величин, вибірка сигналів корекції, формування керуючих сигналів і команд і видача їх до САК, систем автоматичного контролю, на системи індикації, в інші системи);

- задання руху, тобто безпосереднього керування літаком, завдяки чому він переміщується по ЛЗШ згідно з польотним завданням.

У загальному випадку навігація - це процес формування програми траєкторного руху та її реалізація, коли літак рухається з одного пункту в інший. Для розв'язання цієї задачі необхідно вимірювання досить великої кількості навігаційних параметрів. Визначення цих параметрів виконується за допомогою навігаційного комплексу (НК), який вимірює первинну інформацію, перетворює її та видає рішення відповідно до поставленої мети. Ці комплекси можуть розміщуватись як на борту повітряного судна, так і на Землі. Якщо вирішення задач навігації виконується без наземних технічних засобів, то БПНК називається автономним.

Навігаційний комплекс - це комплекс обладнання, що визначає задану опорну траєкторію польоту центру мас літака, який видає інформацію про відхилення ц.м. від опорної траєкторії та інформацію про поточне положення ц.м. літака у просторі. Навігаційний комплекс може складатись з однієї або декількох цифрових машин чи аналогових обчислювачів, які виробляють керуючі сигнали в НК

(див. рис. 1.7). Беручи до уваги деякі фізичні ознаки НК, останні можна класифікувати таким чином [8,9]:

- залежно від галузі використання: авіаційні, ракетні, космічні та ін.;
- залежно від різноманітності режимів роботи: однорежимні, багаторежимні, всережимні;
- залежно від інформаційного забезпечення: інформаційно-достатні НК, інформаційно-недостатні НК, інформаційно-надмірні НК;
- залежно від рівня адаптації: стаціонарні, самоналагоджувальні, самоорганізуючі, самонавчальні;
- за зв'язком комплексу з людиною-оператором: автоматичні, ергономічні, телеметричні;
- за засобом обробки інформації: аналогові, цифрові, комбіновані (аналогово-цифрові);
- за характером експлуатації: НК з наземним обслуговуванням, НК з напівавтоматичним обслуговуванням, НК з автоматичним обслуговуванням.

Технічні засоби навігації та пілотування різних класів і видів літаків і вертольотів істотно відрізняються один від одного за об'ємом вирішуваних задач та автоматизації процесу літакокерування. Оскільки літакокерування включає і навігацію, і пілотування, то незалежно від рівня автоматизації екіпаж літака разом з бортовим комплексом і системами КІР мусить успішно вирішувати основну задачу - забезпечити найбільш точний збіг фактичної траєкторії з прогнозованою.

Розглянемо умови, за яких можливе комплексне застосування різних за призначенням і принципом дії навігаційних пристроїв

та систем [3]:

1. *Надмірність інформації у НК.* У процесі польоту члени екіпажу можуть використовувати структурну (апаратну) та сигнальну надмірність. Структурна надмірність широко використовується на дальніх і середніх магістральних літаках і забезпечується за рахунок введення резервних елементів. Сигнальна надмірність досягається за рахунок використання всієї сукупності сигналів незалежно від того, від скількох засобів вони одержані.

2. *Працездатний стан приборів і систем навігаційного комплексу.* Надмірність НК може бути використана при нормальному функціонуванні складових частин комплексу. При відмові цих чи інших засобів буде зменшуватись інформація, а внаслідок цього і можливості комплексу в цілому.

3. *Урахування навігаційного стану, тобто комплексу умов виконання польотного завдання:* пора року та доби, характер місцевості, над якою переміщується літак, стан природних та штучних полів, які є джерелами інформації, ступінь оснащення маршруту наземними технічними засобами, зона можливого використання наземних технічних засобів, наявність на протязі маршруту запасних аеродромів, зон з особливим режимом польоту та ін. Подібний перелік аеронавігаційного стану дозволяє правильно скласти план польоту з використанням різних технічних засобів за маршрутом руху.

4. *Урахування метеорологічного стану* - його вплив обов'язково враховується для запобігання потрапляння літака у зону "метеорологічного ризику".

5. *Рівень навігаційної підготовки екіпажу;* з упродовженням в

авіацію складних автоматизованих комплексів вимоги до професійної підготовки членів екіпажу значно підвищуються, оскільки екіпаж під час польоту не тільки контролює працездатність систем, але й вносить корективи у програму польоту, якщо в цьому є необхідність.

Таким чином, під комплексним використанням засобів навігації та посадки розуміють раціональне об'єднання всієї надмірної навігаційної інформації для точного й безпечного літакокерування в умовах поточного аеронавігаційного та метеорологічного станів [3,12].

Зараз на літаках цивільної авіації все бортове радіоелектронне обладнання може складатись з трьох комплексів: навігації, посадки та зв'язку [1,12]. У тому випадку, якщо навігаційний та посадочний комплекси працюють із загальною БЦОМ і мають розгалужену систему обміну інформацією не тільки один з одним, але й з іншими комплексами та системами, мають на увазі єдиний бортовий навігаційно-посадочний комплекс.

Для визначення координат місцезнаходження літака у навігаційних комплексах використовують методи зчислення шляху, позиційний метод та оглядово-порівнювальний [1, 8].

Метод зчислення базується на вимірюванні та інтегруванні за часом горизонтальної (W_x) та вертикальної (W_y) складових вектора шляхової швидкості (W) відносно земної поверхні. Якщо датчиком швидкості є доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу ДВПЗ ($W, K3$), то система зчислення шляху називається доплерівською навігаційною системою; якщо датчиком швидкості є інерціальний вимірювач, то система зчислення шляху називається інерціальною навігаційною системою. Основне рівняння ідеальної системи зчис-

лення шляху має вигляд

$$(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = \left[\int_{t_0}^t W dt \right]^2, \quad (1.3)$$

де X, Y - поточні координати літака у момент часу t ; x_0, y_0 - координати ІПМ у початковий момент часу t_0 .

Із збільшенням тривалості польоту через накопичування (інтегрування) помилок датчика швидкості точність системи зчислення шляху погіршується. Позиційний метод визначення місцезнаходження базується на вимірюванні дальності або кутових координат літака відносно опорних станцій, розташованих у точках з відомими координатами. Найбільшого поширення набули дальномірні та кутомірно-дальномірні позиційні радіонавігаційні системи. У дальномірній системі просторове місце літака визначається за трьома незалежними вимірюваннями дальності. Основне рівняння для визначення дальності таке:

$$D_i^2 = (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2, \quad (1.4)$$

де X_i, Y_i, Z_i - координати i -ї опорної станції; x, y, z - поточні координати літака.

Оскільки висота польоту визначається висотовимірювачем (висотоміром), то знаходження поточного місця літака зводиться до визначення двох дальностей.

У кутомірно-дальномірній системі місцеположення літака визначається за результатами виміру дальності та кутового положення (азимута) літака відносно опорної станції. Висота польоту

(азимута) літака відносно опорної станції. Висота польоту, як і в дальномірній системі, вимірюється висотоміром.

Оглядово-порівняльні методи навігації ґрунтовані на визначенні місця об'єкта шляхом порівняння зображення місцевості на карті або у системах пам'яті з фактичним виглядом поверхні Землі або зіркового неба, які спостерігаються бортовими навігаційними пристроями або екіпажем. Якщо зображення місцевості та фактичний її вигляд збігаються, то місце об'єкта вважається розпізнаним. Крім координат місця літака можуть бути також визначені координати орієнтирів, радіомаяків, аеродромів та ін., відстань до них та відповідні курсові кути.

На рис. 1.13 і 1.14 наведено спрощені структурні схеми навігаційного та посадочного комплексів.

Як первинні інформаційно-вимірювальні пристрої у комплексах використовують радіотехнічні та нерадіотехнічні пристрої та системи. Спільне використання датчиків, побудованих за різними фізичними принципами, дозволяє оптимізувати процеси спільної обробки інформації та підвищити точність і надійність системи літакокерування. Інтегральною оцінкою навігаційного комплексу за критерієм забезпечення рівня безпеки польотів є його технічна ефективність ($W_{те}$), тобто імовірність утримання літака посередині заданого ешелону та коридору протягом всього маршруту (див. розд. 5). Згідно з вимогами, значення $W_{те}$ знаходиться у межах 0.95...0.9995.

Інформація, яка видається окремими датчиками комплексу, оброблюється бортовим обчислювачем і у вигляді командних та керуючих сигналів надходить у системи керування (СК), індикації (СВІ), у

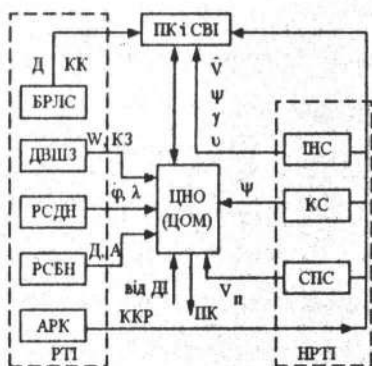


Рис. 1.13. Спрощена структурна схема навігаційного комплексу: РТІ і НРТІ – радіотехнічні та нерадіотехнічні датчики інформації; ДІ – інші датчики інформації; Д, КК – дальність та курсовий кут орієнтира; Д, А – дальність та азимут радіомаяка; ψ , γ , ν – курс, крен, тангаж літака; W , $KЗ$ – шляхова швидкість та кут зносу; \vec{V} – вектор швидкості; $V_{п}$ – повітряна швидкість; ϕ , λ – широта та довгота місця

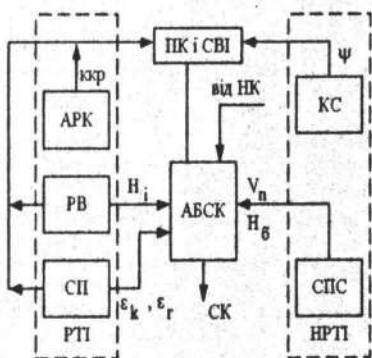


Рис. 1.14. Спрощена структурна схема посадочного комплексу: РТІ і НРТІ – радіотехнічні та нерадіотехнічні датчики інформації; ККР – курсовий кут привідної радіостанції; Д, А – дальність та азимут радіомаяка; ψ – курс літака; $H_{б}$, $H_{і}$ – барометрична та істинна висоти відповідно; $V_{п}$ – повітряна швидкість; СК – сигнал керування літаком; $\epsilon_{к}$, $\epsilon_{г}$ – сигнали відхилення літака від курсу та глісади

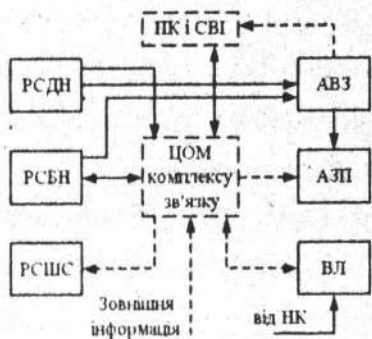


Рис. 1.15. Структурна схема комплексу зв'язку: ПК і СВІ – пристрій керування та системи відображення інформації; РСДН, РСБН – радіотехнічні системи ближньої та дальньої навігації; РСШС – радіотехнічні системи зв'язку через штучні супутники Землі; АВЗ – апаратура внутрішнього зв'язку; АЗП – апаратура запису переговорів; ВЛ – відповідач літака

пілотажний комплекс та в інші спеціальні й допоміжні системи.

Посадочний комплекс за складом та структурою простіше, ніж навігаційний, тому що траєкторія заходу на посадку задається наземними радіотехнічними системами (маяками) або розраховується через простіші алгоритми. Посадочний комплекс призначений для визначення параметрів, які характеризують відхилення літака від заданої лінії курсу та глісади, а також вертикальної посадочної швидкості та формування сигналів для керування польотом.

Комплекс зв'язку забезпечує радіозв'язок літака з Землею та з іншими літаками, а також внутрішній зв'язок між членами екіпажу та пасажирськими салонами. На сучасних літаках комплекс зв'язку не має ЦОМ. На рис.1.15 зображено структурну схему гіпотетичного комплексу зв'язку.

Найважливішою задачею НК як складної вимірювальної системи є визначення параметрів вектора навігаційного стану повітряного судна - його динамічної та кінематичної складових (див. розд. 5) з максимальною точністю та вірогідністю, що досягається за рахунок відповідного підбору інформаційно-вимірювальних пристроїв, забезпечення надмірності інформації за найважливішими параметрами вектора навігаційного стану та використання сучасних методів обробки інформації. На рис 1.16 наведено спрощену структурну схему НК середнього магістрального літака. У складі комплексу передбачено спільне використання датчиків навігаційної інформації різних груп для вирішення однієї і тієї ж задачі - надійного автоматизованного літакокерування.

4. *Методи зчислення шляху, основані на інтегруванні швидкості польоту повітряного судна.*

5. *Інерціальні, за допомогою яких місцезнаходження літака визначається подвійним інтегруванням прискорень, що діють на літак з моменту зльоту.*

Методи зчислення шляху, що широко застосовуються у навігації для визначення координат повітряного судна, використовують курс, швидкість літака і час як початкові дані, тобто дані, які на сучасних літаках можуть бути одержані без зв'язку із Землею.

До пристроїв, призначених для визначення місцезнаходження літака (вертольота), відносяться навігаційні індикатори типу НІ та автоматичні навігаційні пристрої АНП, НОП (навігаційні обчислювальні пристрої), ЦНОП (центральні навігаційні обчислювальні пристрої). Вони застосовуються для визначення координат місця відносно умовної прямокутної системи координат, швидкості та напрямку вітру, виходу на задану лінію шляху (ЛЗШ) і т.д.

Для підвищення точності навігації та подальшої автоматизації процесу літакокерування на сучасних повітряних суднах використовуються системи типу НАС (навігаційні автономні системи). Однією з таких систем є система НАС-1А6К, яка складається з автоматичного навігаційного пристрою АНП-1К, доплерівського вимірювача ДВШЗ-0.13, блока зв'язку пристрою АНП з автопілотом, показчика шляхової швидкості (W) та кута зносу (КЗ), показчика лінійного бокового відхилення (ЛБВ), задавача кута карти, показчика вітру та лічильника координат.

Система призначена для автоматичного безперервного вимірювання шляхової швидкості та кута зносу, визначення коорди-

нат місцезнаходження повітряного судна, видачі сигналів в автопілот для автоматичного виконання польоту на ЛЗШ.

2.2. Автоматичний навігаційний пристрій (АНП)

Пристрій АНП, який входить до складу системи НАС, призначений для автономного зчислення шляху, тобто до визначення поточних координат місця повітряного судна за даними швидкості та напрямку його руху (рис. 2.1). Зчислення відстані здійснюється в пря-

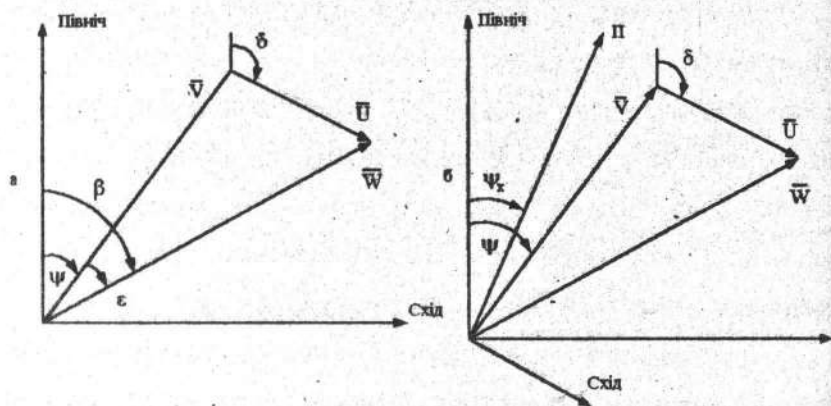


Рис. 2.1. Навігаційний трикутник швидкостей: а – складові шляхової швидкості; б – повернута система координат

мокутній системі координат. Якщо одну вісь цієї координатної системи сполучити з північним напрямком меридіана, а другу - з напрямком на схід, то задача визначення місцеположення зводиться до безперервного автоматичного визначення складових шляху, пройдених уздовж вибраних осей координат. Складові шляхової швидкості з

урахуванням навігаційного трикутника швидкостей (рис. 2.1, а) та безперервного вимірювання V і U мають вигляд:

$$\begin{aligned} \Pi &= \int_0^t W \cos \beta dt = \int_0^t (V \cos \psi + U \cos \delta) dt; \\ C &= \int_0^t W \sin \beta dt = \int_0^t (V \sin \psi + U \sin \delta) dt, \end{aligned} \quad (2.1)$$

де W , V - шляхова та дійсна швидкості літака відповідно; U - швидкість вітру; δ - кут вітру; β - шляховий кут; ψ - курс літака; t - час польоту.

В деяких випадках зручно користуватися системою координат, повернутою відносно географічних координат на кут ψ_k - кут карти (див. рис.2.1, б). У цьому випадку рівняння зчислення шляху мають вигляд:

$$\begin{aligned} \Pi &= \int_0^t [V \cos(\psi - \psi_k) + U \cos(\delta - \psi_k)] dt; \\ C &= \int_0^t [V \sin(\psi - \psi_k) + U \sin(\delta - \psi_k)] dt. \end{aligned} \quad (2.2)$$

Комплект АНП (рис. 2.2) містить: датчик дійсної повітряної швидкості (ДПШ), приймач температури (ПТ), задавач вітру (ЗВ), задавач кута карти (ЗКК), блок комутації (БК), лічильник шляху (ЛШ). Доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу (ДВШЗ) і курсова система (КС) є самостійними окремими пристроями.

Залежно від умов польоту та засобів вимірювання шляхової швидкості розрізняють три режими роботи АНП:

1 Режим "ДВШЗ" (доплерівський). Є основним автоматичним

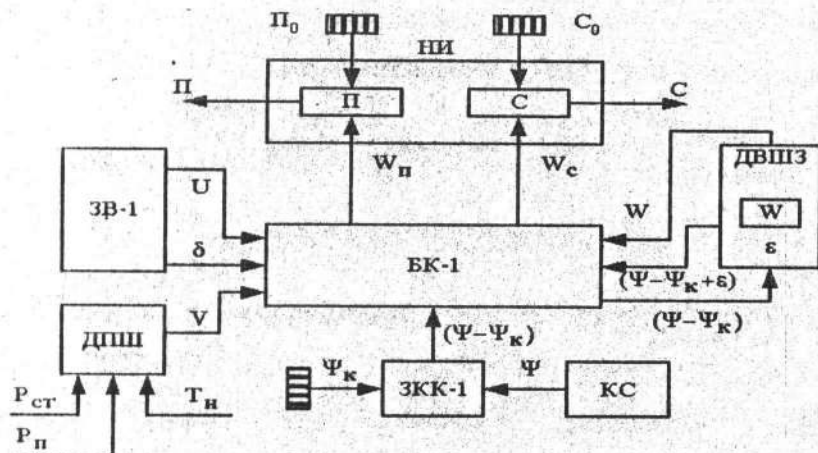


Рис. 2.2. Схема взаємозв'язку елементів навігаційного пристрою АНП

безперервним режимом роботи АНП, коли використовується інформація доплерівського вимірювача шляхової швидкості та кута зносу. Похибка зчислення шляху в режимі "ДВШЗ" не перевищує 1.75 % від пройденої відстані. В цьому режимі АНП розв'язує рівняння:

$$\begin{aligned} \Pi &= \int_0^t W \cos(\psi - \psi_k + \epsilon) dt ; \\ C &= \int_0^t W \sin(\psi - \psi_k + \epsilon_k) dt, \end{aligned} \quad (2.3)$$

а також одночасно і дві задачі: основну - визначення складових шляхової швидкості (П,С) і допоміжну - зайам'ятовування проєкцій швидкості вітру, щд необхідно для роботи системи у режимі "ПАМ'ЯТЬ".

Задача визначення координат літака вирішується таким чином: сигнал шляхової швидкості W з урахуванням умовного шляхового

кута $\beta = \psi - \psi_k + \varepsilon$, який формується за рахунок підсумовування сигналу $(\psi - \psi_k)$, що виробляється в ЗКК, та кута зносу доплерівського вимірювача, розкладається на дві складові: $W_n = W \cos(\psi - \psi_k + \varepsilon)$ та $W_c = W \sin(\psi - \psi_k + \varepsilon)$.

Напруги, пропорційні W_n і W_c , надходять до лічильника, в якому здійснюється їх безперервне інтегрування. В результаті лічильник видає координати П і С місцеположення літака.

Для запам'ятовування складових вектора вітру сигнал дійсної повітряної швидкості V з урахуванням кута $(\psi - \psi_k)$, який подається на ЗКК, також розкладається на дві складові: $V_n = V \cos(\psi - \psi_k)$ та $V_c = V \sin(\psi - \psi_k)$ і надходить у вузли "пам'яті" вітру. Сюди ж йдуть сигнали, пропорційні складовим шляхової швидкості W_n і W_c . Порівнянням визначають поточні значення проекцій шляхової швидкості вітру. В момент переходу системи з режиму "ДВШЗ" у режим "ПАМ'ЯТЬ" на вузлах "пам'яті" вітру фіксуються останні поточні значення проекцій швидкості вітру U_n та U_c .

2 Режим "навігаційного індикатора". Є запасним автономним режимом і застосовується тоді, коли довгий час неможливо користуватися доплерівським вимірювачем. Цей режим роботи повністю відповідає роботі навігаційного індикатора, функціональну схему якого наведено на рис. 2.3, і забезпечує розв'язання рівнянь (2.2).

Початковими параметрами для роботи пристрою є координати точки вильоту φ_0 , λ_0 , дійсна повітряна швидкість V , курс літака ψ , швидкість вітру U та його напрям δ .

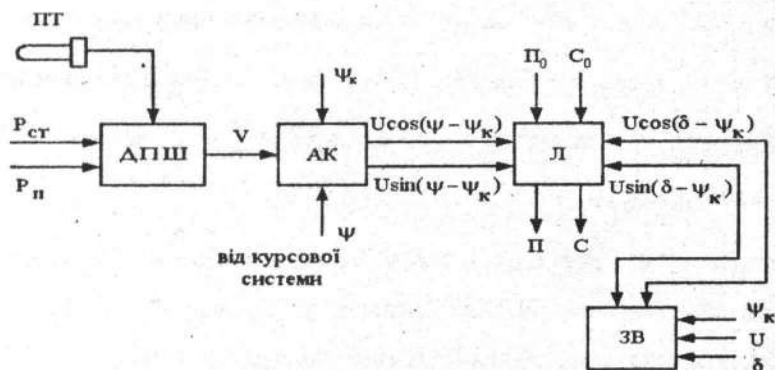


Рис. 2.3. Функціональна схема навігаційного індикатора

Датчик повітряної швидкості видає напругу, пропорційну дійсній повітряній швидкості V , величина якої визначається зміною статичного $P_{ст}$ та динамічного $P_{дин}$ тисків. Для зменшення інструментальної похибки в ДПШ вводиться температура загальмованого потоку повітря $T_з$.

В автоматі курсу відбувається розклад вектора швидкості на складові: для цього до АК вводиться курс літака ψ від курсової системи та вручну магнітне схилення й кут карти ψ_k .

Задавач вітру видає напругу, пропорційну складовим швидкості вітру; параметри вітру U , δ і кут карти ψ_k вводяться в ЗВ вручну. Послідовність встановлення даних на задавачі така. Спочатку встановлюють кут карти, потім - напрям і швидкість вітру. Кут карти регулюють поворотом шкали відносно індексу "КК", напрям вітру - рукояткою " δ ", швидкість вітру - рукояткою " U ". Лічильник видає поточні координати літака у вибраній прямокутній системі координат у кілометрах пройденого шляху. Для цього у лічильнику є два інтегруючих пристрої, зв'язаних електрично з автоматом курсу та з за-

давачем вітру. Один пристрій здійснює інтегрування складових швидкості літака та швидкості вітру вздовж осі P , другий - вздовж осі P . Похибка у зчисленні шляху в цьому режимі досягає 5-7% від пройденної відстані.

3 Режим "ПАМ'ЯТЬ". Є короткочасним автоматичним режимом, до якого система АНП переходить після припинення надходження сигналу від ДВШЗ. Сигнал швидкості надходить від ДШШ, а сигнал вітру – від пристрою "ПАМ'ЯТЬ", який "запам'ятовує" вітер під час роботи АНП у режимі "ДВШЗ".

Підсумовування складових швидкості літака та швидкості вітру, а також їх безперервне інтегрування здійснюються у лічильнику навігаційного індикатора; використання режиму "ПАМ'ЯТЬ" дозволяє за відсутності інформації з ДВШЗ перейти до режиму навігаційного індикатора без перерви у зчисленні шляху.

2.3. Особливості роботи НАС

Система НАС видає найважливіші навігаційні параметри з високою точністю; поліпшує роботу екіпажу в польоті, особливо на ділянках набирання висоти та зниження, де швидко змінюються W і $K3$, а також над безорієнтирною місцевістю; дозволяє своєчасно вводити поправки в курс та точніше виконувати політ по ЛЗШ.

Поточні значення W , $K3$ та координати місця видаються на відповідні покажчики. Система має режими роботи: "ДВШЗ", "ПАМ'ЯТЬ" та "АВТОНОМНО", які забезпечують зчислення шляху за відбитими від земної поверхні радіосигналами та за їх відсутності. Для забезпечення автоматичного польоту за маршрутом система НАС

має зв'язок з автопілотом. Через блок зв'язку до автопілота надходять сигнали керування, пропорційні лінійному боковому відхиленню (ЛБВ) та швидкості його зміни. При польоті по ЛЗШ до бокового каналу автопілота сигнали не надходять. При відхиленні повітряного судна від ЛЗШ в АНП виробляється сигнал заданого крену, який надходить до автопілота, де порівнюється із сигналом поточного крену, що поступає з гіровертикалі. Внаслідок цього виробляється сигнал команди, під дією якого автопілот виводить повітряне судно за оптимальною траєкторією на ЛЗШ та стабілізує його на ній з урахуванням кута зносу. Система безперервно видає поточні координати місця повітряного судна і тим самим забезпечує повний контроль шляху. При автоматичному зчисленні виникають похибки головним чином за рахунок низької точності визначення курсу. Внаслідок цього точність зчислення координат погіршуватиметься в міру віддалення повітряного судна від початкових координат. Для забезпечення достатньої точності необхідно періодично коректувати свідчення лічильника координат і своєчасно переходити на систему координат чергової ділянки маршруту [16].

Доплерівський вимірювач забезпечує вимір W у діапазоні від 180 до 1300 км/год, вимір $K3$ у діапазоні $\pm 30^\circ$, одержання навігаційної інформації на висотах 10...15000 м; точність зчислення шляху у режимі "АВТОНОМНО" - 5 - 7 %.

Параметри, які видаються вимірювачем, використовуються екіпажем для навігаційного забезпечення польоту, а ЦНО (НО) та САК літака - для автоматичного літакокерування за заданим маршрутом.

3. ЛІТАКОВОДІННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ КУРСОВИХ СИСТЕМ

3.1. Основні географічні поняття

Для правильної орієнтації під час польоту над земною поверхнею необхідно знати форму, розміри Землі та характеристики її магнітного поля, а також мати докладні авіаційні карти [16 - 18].

Оскільки дійсна форма Землі близька до геоїда, який не має простого математичного опису, для спрощення навігаційних розрахунків його замінюють еліпсоїдом обертання, стиснутого з полюсів, з такими параметрами: велика піввісь (екваторіальний радіус) $a=6378245$ м, мала піввісь (полярний радіус) $b=6356863$ м; полярне стиснення $c=(a-b)/b=1/298,3$. Тому, якщо полярне стиснення невелике, то в аеронавігації форму Землі приймають за кулю, що рівновелика за об'ємом еліпсоїда з радіусом $R=6371$ км; це істотно не впливає на точність навігації.

Положення точки на земній поверхні, наприклад точки M , визначається її географічними координатами - широтою та довготою (рис. 3.1). Довготою (λ) зазначеного місця називається кут між площиною дійсного меридіана точки M і площиною початкового (Грінвіцького) меридіана. Довгота вимірюється від початкового меридіана до сходу (λ_E) та заходу (λ_W) від 0 до 180° .

Всі точки, розташовані на одному меридіані, мають однакову довготу; крім кутових величин довгота може вимірюватись в одиницях



Рис. 3.1. Географічна система координат

часу (вважають, що кожним 15° довготи відповідає одна година часу).

Широтою (φ) даного місця називається кут у градусах між площиною екватора та вертикаллю, яка проходить крізь зазначене місце (точка M).

Широта вимірюється від екватора до півночі (φ_N) та півдня (φ_S) від 0 до 90° . Всі точки, розташовані на одній паралелі, мають однако-ву широту; широту не можна вимірювати дугою меридіана, тому що 1° дуги має різну довжину-на різних широтах.

У сферичній системі координат, яка широко використовується для вирішення цілого ряду навігаційних задач, Земля приймається за кулю, а перерахування сферичної широти (φ_S) та довготи (λ_E) у географічні координати виконуються за такими формулами:

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi_c + 9' \sin 2\varphi_c; \\ \lambda &= \lambda_c. \end{aligned} \quad (3.1)$$

При розв'язанні практичних задач навігації часто використовують ортодромічну систему координат, координатні лінії якої орієнтовані відносно напрямку повітряного руху та будуються на кулі. Основні точки системи - полюси, які можуть займати на кулі різні положення залежно від маршруту руху літака. Основні осі координат - два кола великого круга - ортодромії. Одна - головна - ортодромія править за умовний екватор та з'єднується з ЛЗШ (рис. 3.2). Ця ортодромія відповідає осі Y . Другу ортодромію приймають як умовний меридіан, що проходить через точку початку відліку координат (ППМ) і лежить на головній ортодромії; її вважають за вісь X .

Місцеположення літака визначається ортодромічними координатами X, Y і позначається в лінійних розмірах. Ортодромічна систе-



Рис. 3.2. Ортодромічна система координат: ППМ, КПМ – початковий та кінцевий пункти маршруту; ЛЗШ – лінія заданого шляху

ма координат може бути використана в будь-яких районах Землі та добре поєднується з умовами використання гіроскопічних курсових приладів.

Полярна система координат широко використовується при спільній роботі бортових і наземних технічних засобів літаководіння. Область застосування цієї системи зумовлена впливом сферичності Землі та для припустимих у практиці похибок обмежується в радіусі до 400 км від повітряного судна до фіксованої наземної радіонавігаційної точки з відомими координатами. Положення літака в такій системі координат визначається азимутом (A) та горизонтальною дальністю (L), причому північний напрямок меридіана в цій системі координат називається полярною віссю, а фіксована точка - полюсом (рис. 3.3).

3.2. Визначення напрямків, кутів, відстаней

За основний напрям, відносно якого вимірюють інші параметри, прийнято напрям дійсного або географічного меридіана.

Напрямок поздовжньої осі повітряного судна в площині горизонту прийнято характеризувати курсом. Курс - це кут у горизонтальній площині між напрямом, прийнятим за початок відліку в точці знаходження літака, та проекцією поздовжньої осі на цю площину [17, 18]. Курс відраховується від 0 до 360° за ходом годинникової стрілки від північного меридіана.

Істинні напрями. Істинний курс (IK) - це кут між північним напрямом істинного меридіана та поздовжньою віссю літака. За наявності бокового вітру лінія переміщення центру мас літака, тобто ЗЛШ, не збігається з поздовжньою віссю літака і утворює з нею кут зносу ($KЗ$).

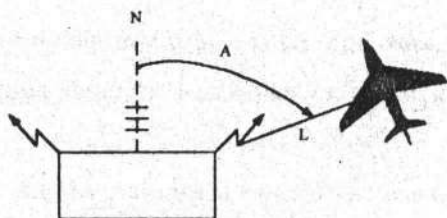
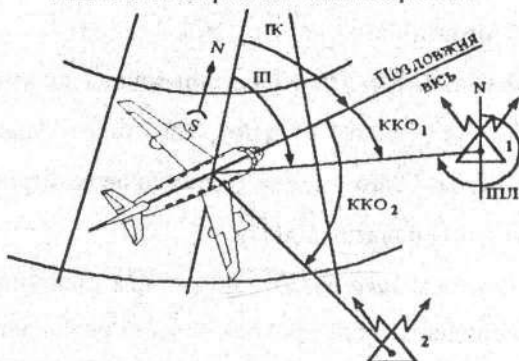
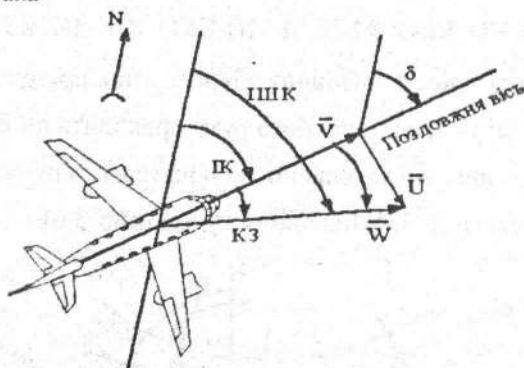


Рис. 3.3. Полярна система координат

Рис. 3.4. Істинні напрями: 1,2 – привідні радіостанції; ІК – істинний курс; ККО₁, ККО₂ – курсові кути орієнтирів 1 і 2; ПП(А) – істинний пеленг, або азимут орієнтира; ППЛ – істинний пеленг літакаРис. 3.5. Навігаційний трикутник швидкостей: ІШК – істинний шляховий кут; КЗ – кут зносу; ІК – істинний курс; δ – кут вітру; \vec{U} – швидкість вітру; \vec{V} – істинна швидкість; \vec{W} – кутова швидкість літака

Польоти по локсодромії широко здійснюються на відстанях до 1000 км, але при польотах на великі відстані в районах, близьких до полюса, внаслідок збігу меридіанів кривизна локсодромії різко збільшується і політ стає економічно не вигідним, оскільки локсодромія не є коротшою відстанню між двома точками на сфері.

Коротшою відстанню між двома точками на Земній поверхні є дуга великого кола - ортодромія. Ортодромія перетинає меридіани між ІПМ та КПМ під різними кутами, і якщо політ проводиться вздовж ортодромії, то витримується так званий ортодромічний курс (ОК). Ортодромічним курсом називається кут між північним напрямком меридіана ІПМ та ортодромією польоту. Кут, під яким ортодромія в ІПМ (початкова точка) перетинає меридіан, називається ортодромічним шляховим курсом (ОШК). У проміжному пункті маршруту (ПрПМ) істинний кут літака не збігається з ортодромічним і відрізняється від нього на величину сходження меридіанів:

$$\sigma = (\lambda - \lambda_0) \sin \varphi_{\text{CP}}, \quad (3.3)$$

де λ_0 - довгота ІПМ; λ - довгота ПрПМ; φ_{CP} - $(\varphi + \varphi_0)/2$ - середня широта між ІПМ і ПрПМ.

На великих відстанях ортодромія повернута опуклістю до полюса, а локсодромія своєю опуклістю завжди повернута до екватора.

У навігації широко застосовується спосіб визначення курсу з використанням магнітного поля Землі.

Земля являє собою природний магніт, навколо якого існує магнітне поле, причому полюси магніту не збігаються з географічними полюсами і розташовуються не на поверхні, а на деякій глибині (рис. 3.7).

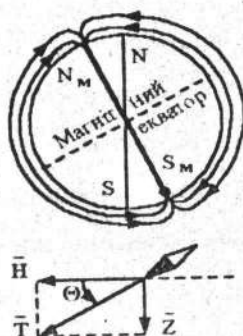


Рис. 3.7. Магнітне поле Землі та його елементи: \bar{H} - горизонтальна складова; \bar{Z} - вертикальна складова; \bar{T} - напруженість магнітного поля Землі; θ - магнітний нахил

Магнітне поле у кожній точці характеризується напруженістю, вектор якої \bar{T} спрямований під деяким кутом до горизонту:

$$\bar{H} = \bar{T} \cos \theta, \quad \bar{Z} = \bar{T} \sin \theta \quad (3.4)$$

Магнітне відхилення θ - це кут, на який магнітна стрілка відхиляється відносно горизонту. Горизонтальна складова \bar{H} є направляючою силою магнітної стрілки, під дією якої вона встановлюється вздовж силових ліній [при $\theta=0$ $\bar{H}=\max$ (магнітний екватор); при $\theta=90^\circ$ $\bar{H}=\min$ (магнітний полюс)].

Напрямок вектора \bar{H} називається магнітним меридіаном, який в загальному випадку не збігається з істинним та утворює з ним кут, що називається магнітним відхиленням Δ_m . Магнітне відхилення змінюється від 0 до 180° і відраховується від істинного меридіана на схід (вправо) зі знаком (+) і на захід (вліво) зі знаком (-).

Крім магнітного поля Землі на чутливий елемент компасів впливає збурююче магнітне поле літака, яке утворюється «залізом», що знаходиться на повітряному судні, та електромагнітними полями,

що виникають при роботі електро- та радіоприладів.

Компасний меридіан - лінія, вздовж якої встановлюється магнітна стрілка компаса, що знаходиться на борту літака; компасний і магнітний меридіани не збігаються, а відрізняються на кут Δ_K (девіація компаса), який міститься між північним напрямом магнітного та компасного меридіанів (рис. 3.8). Девіація

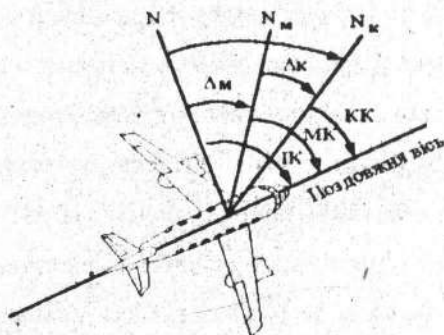


Рис. 3.8. Схема магнітного та компасного меридіанів

відраховується від магнітного меридіана на схід зі знаком (+), а на захід - зі знаком (-).

Магнітний курс (МК) - це кут між північним напрямом магнітного меридіана та напрямом поздовжньої осі літака.

Компасний курс (КК) - це кут між північним напрямом компасного меридіана та напрямом поздовжньої осі літака.

Користуючись даними рис. 3.8, можна одержати залежності для переведення курсів:

$$\begin{aligned}
 \text{МК} &= \text{МК} + (\pm\Delta_M), & \text{МК} &= \text{КК} + (\pm\Delta_K), \\
 \text{ДК} &= \text{КК} + (\pm\Delta_M) + (+\Delta_K), & \text{ДК} &= \text{КК} + (\pm\Delta), & (3.5) \\
 \text{КК} &= \text{МК} - (\pm\Delta_K), & \text{МК} &= \text{ДК} - (\pm\Delta_M), \\
 \text{КК} &= \text{ДК} - (\pm\Delta_M) - (+\Delta_K), & \text{КК} &= \text{ДК} - (\pm\Delta),
 \end{aligned}$$

де $\Delta = (\pm\Delta_M) + (+\Delta_K)$ - варіація компаса.

3.3. Побудова авіаційних курсових систем

З метою збільшення надійності та точності визначення курсу повітряного судна в сучасних курсових системах (КС) об'єднуються вимірювачі курсу, що базуються на індукційному, гіроскопічному, астрономічному та радіотехнічному методах вимірювання курсу [17, 26].

Індукційний метод вимірювання курсу полягає в тому, що магнітне поле Землі наводить в підмагнічуваному дроселі з пермалоевим осердям (ферозонді) ЕРС, яка залежить від кута між вектором напруженості магнітного поля Землі та поздовжньою віссю ферозонда (див. рис. 3.7).

У гіроскопічному методі використовується властивість вільного гіроскопа зберігати незмінним напрям головної осі у світовому просторі.

Астрономічний метод оснований на пеленгації небесних світил, а радіотехнічний - наземних радіостанцій.

Кожний з цих методів має свої переваги та недоліки. Індукційний вимірювач конструктивно простий, але має значні методичні та інструментальні похибки через наявність магнітного відхилення, дивації, маневрів літака, польотів у збуреній атмосфері; крім того, зазначений метод не використовується у високих широтах Землі.

Гіроскопічні пристрої надійно працюють в усіх районах Землі в умовах неспокійної атмосфери; вони автономні, але гіроскопи мають властивість «відходити» від свого початкового положення через ряд причин, а тому похибки у визначенні курсу з часом збільшуються.

Астрономічні та радіотехнічні вимірювачі курсу є досить точними пристроями, але їх «робота» пов'язана значною мірою з «прозо-

рістю» атмосфери, умовами поширення радіохвиль та наявністю за маршрутом руху повітряного судна достатньої кількості радіостанцій.

Об'єднання різноманітних вимірювачів дозволяє визначити перевагу кожного методу виміру і досягти найбільшої точності у вимірі курсу при різних режимах польоту літака.

Основним вимірювачем курсу в курсових системах є гірокомпас, який видає споживачам ортодромічний курс. Він працює безперервно і забезпечує стійке та тривале зберігання курсу. Інші вимірювачі вмикаються періодично, залежно від умов польоту, з метою коректування свідчень відліку курсу, які зберігаються в гіропівкомпасі.

Для курсових систем, які застосовуються на борту літаків, передбачено такі режими роботи:

1) режим гіропівкомпаса - якщо для виміру курсу використовується тільки гіроагрегат;

2) режим магнітної (МК) або астрокорекції (АК) - якщо залежно від конкретних умов польоту робота гіропівкомпаса коректується індуктивним або астрономічним вимірювачем курсу.

Спрощену функціональну схему курсової системи наведено на рис. 3.9. Гіропівкомпасну частину КС подано в комплексі од-

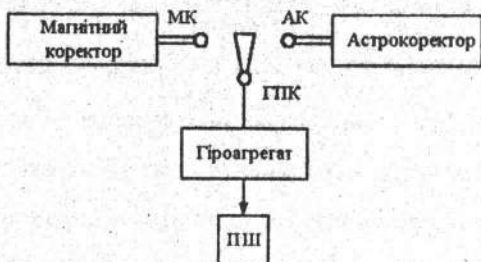


Рис. 3.9. Функціональна схема курсової системи

ним або двома (основний та запасний) гіроагрегатами та показчиком штурмана (ПШ). Як магнітний коректор використовується індукційно-магнітна частина курсової системи, що складається з індукційного датчика (ІД) та корекційного механізму (КМ). Функцію астрокоректора виконує зірково-сонячний орієнтатор (ЗСО) або астрокомпас (АК).

3.3.1. Режим гіропівкомпаса

Режими роботи КС визначаються задачами та умовами польоту ПС і вибираються екіпажем з метою досягнення максимальної точності.

На рис. 3.10 зображено функціональну схему КС у режимі ГПК.



Рис. 3.10. Функціональна схема КС у режимі гіропівкомпаса

Вимірювачем курсу в цьому режимі є курсовий гіроскоп (гіроагрегат), який визначає та видає споживачам ортодромічний курс. Для цього перед початком польоту датчик курсу гіроагрегату узгоджується з меридіаном (тобто встановлює в ньому початковий курс ПС), а потім, в польоті, курсовий гіроскоп стабілізує його.

Курсовий гіроскоп, умовно зображений на рис. 3.11, - це тристу-

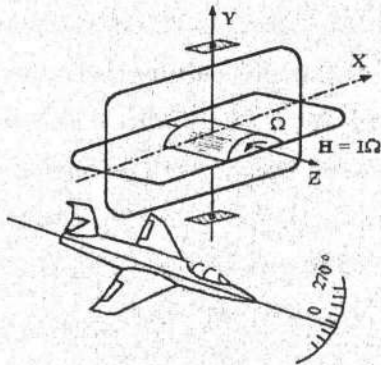


Рис. 3.11. Курсовий гіроскоп: Z – головна вісь гіроскопа; X і Y – осі прецесії; H – кінематичний момент гіроскопа; I – момент інерції ротора гіроскопа; Ω – кутова швидкість обертання ротора гіроскопа

пеневий гіроскоп з горизонтальним і вільним в азимуті положенням головної осі Z . Гіроскоп знаходиться у кардановому підвісі: вісь Y зовнішньої рами розташована вертикально, вісь X внутрішньої рами - горизонтально; стабілізація осей здійснюється системами горизонтальної корекції та стабілізації за креном. Ротор гіроскопа є ротором гіродвигуна, за який править трифазний асинхронний двигун, що живиться перемінною трифазною напругою 36 В, 400 Гц. Утримання головної осі Z у горизонтальному положенні забезпечується за допомогою рідинно-маятникового коректуючого пристрою горизонтальної корекції.

Як відомо, курсовий гіроскоп не є ідеальним приладом, з часом його вісь Z відхиляється від горизонтального положення з ряду причин:

- наявність моментів тертя відносно осі внутрішньої карданової рами;

- зміщення центру ваги ротора (розбалансування);
- відхід гіроскопа внаслідок добового обертання Землі.

Конструкція і технологія виготовлення гіроскопа забезпечує незначний відхід його через добове обертання Землі. На географічних полюсах Землі вільний гіроскоп із горизонтальною віссю власного обертання «відходить» за курсом із кутовою швидкістю, яка дорівнює кутовій швидкості обертання Землі:

$$\omega_3 = \frac{1}{1} \frac{\text{об}}{\text{доб}} = \frac{360^\circ}{24 \text{ год}} = 15 \text{ град / год.} \quad (3.6)$$

На будь-якій іншій широті кутова швидкість «відходу» осі гіроскопа в горизонтальній площині дорівнює вертикальній складовій вектора кутової швидкості обертання Землі на даній широті (рис. 3.12):

$$\omega = \omega_3 \sin \varphi, \quad (3.7)$$

де ω - кутова швидкість «відходу» на даній широті; ω_3 - кутова швидкість обертання Землі; φ - широта місця.

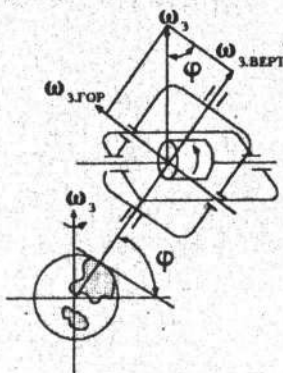


Рис. 3.12. Вплив широти місця на "уявні відходи" гіроскопа: ω_3 - кутова швидкість обертання Землі; $\omega_{3, \text{верт}}$, $\omega_{3, \text{гор}}$ - вертикальна та горизонтальна складові кутової швидкості обертання Землі відповідно; φ - широта місця

У північній півкулі головна вісь гіроскопа «відходить» за напрямом обертання годинникової стрілки, у південній - проти напрямку її обертання.

Компенсація «відходу» гіроскопа, яка спричиняється добовим обертанням Землі, здійснюється системою широтної корекції, яка може бути двох видів: кінематичною або моментною. Схему формування сигналу широтної корекції моментного виду наведено на рис. 3.13.

Широтний компенсатор складається з мостового датчика сиг-

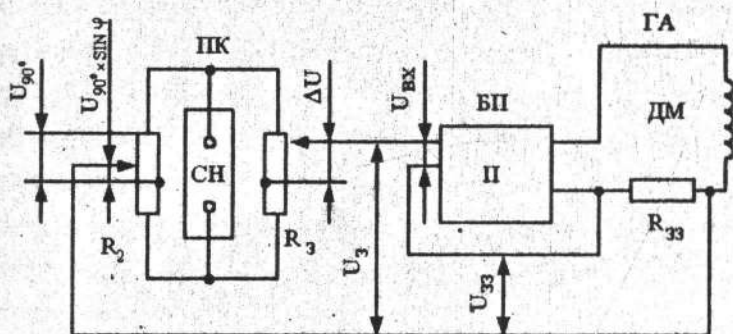


Рис. 3.13. Схema формування сигналу широтної корекції: ПК – пульт керування; БП – блок підсилювачів; ГА – гіроагрегат; ДМ – датчик моментів; СН – стабілізатор напруги; П – підсилювач; R2, R3 – багатообертові потенціометри; R33 – резистор зворотного зв'язку; φ – широта місця; U_{90° – сигнал максимальної напруги широтної корекції; $U_{зз}$ – напруга зворотного зв'язку; $U_{вх}$ – вхідна напруга; ΔU – сигнал розлагодження; $U_{90^\circ \times \sin \varphi}$ – сигнал напруги для даної широти; U_3 – сигнал напруги на виході моста

налів широти місця, підсилювача та азимутального датчика моментів.

При подачі на вхід підсилювача напруги, пропорційної заданій широті φ , з його виходу знімається сигнал на обмотку статора датчи-

ка моментів. По обмотці статора датчика моментів протікає струм, пропорційний широті φ .

Внаслідок взаємодії магнітного поля, яке утворюється обмоткою статора датчика моментів, з постійним магнітом ротора, розташованим на горизонтальній осі гіроскопа, утворюється момент, який викликає прецесію гіроскопа у потрібному напрямі та з необхідною швидкістю залежно від широти місця. Ця прецесія компенсує «уявний відхід» гіроскопа, спричинений добовим обертанням Землі.

Стабілізація моменту, що розвивається датчиками, у робочому діапазоні температур забезпечується наявністю напруги зворотного зв'язку, яка надходить на вхід підсилювача з дротяного резистора, виготовленого з матеріалу, в якому малий температурний коефіцієнт опору.

Напругу, пропорційну широті місця, формує та видає мостовий задавач сигналів, розташований в ПК системи. Одна з його діагоналей живиться від спеціального стабілізатора напруги СН пульта керування; друга – з'єднана одним кінцем зі входом підсилювача, а іншим – з резистором зворотного зв'язку та обмоткою статора датчика моментів.

Мостовий задавач сигналів містить два змінних резистори R_2 і R_3 , з яких R_2 є широтним потенціометром, а R_3 – балансувальним.

Широтний потенціометр подає напругу на вхід підсилювача залежно від широти місця. Балансувальний потенціометр призначений для компенсації «відходів» гіроскопа через його розбалансування в процесі роботи. Компенсація «відходів» гіроскопа здійснюється подачею додаткового сигналу у вигляді напруги на вхід підсилювача.

Сигнал курсу знімається з гіроагрегату та видається споживачам із синусно-косинусного трансформатора СКТ, ротор якого закріплено на вертикальній осі гіроскопа. Під дією моменту широтної корекції вертикальна вісь гіроскопа з ротором СКТ повертається у бік, проти-

лежний «уявному відходу», тим самим зберігаючи незмінним положення головної осі гіроскопа відносно координат, пов'язаних з Землею.

Для утримання осі гіроскопа в горизонтальному положенні, тобто для запобігання її завалу, застосовується система горизонтальної корекції, яка складається з чутливих елементів у вигляді маятничого рідинного перемикача (МРП) та виконавчого елемента корекції (рис. 3.14).

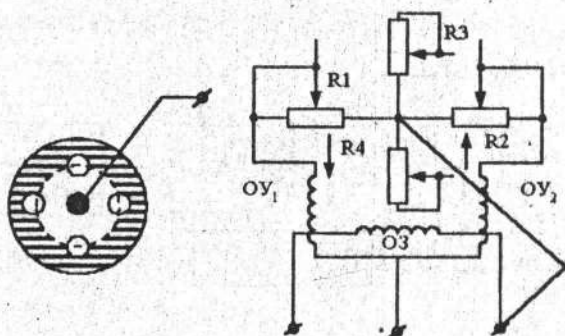


Рис. 3.14. Еквівалентна електрична схема маятничого рідинного перемикача

Виконавчим елементом є горизонтальний двигун-коректор, який являє собою двофазний реверсивний асинхронний двигун з короткозамкнутим статором і трьома роторними обмотками (збудження та двома керуючими). При нахилах осі гіроскопа встановлений на його корпусі МРП подає сигнал на корекційний двигун (перерозподіляє струми в керуючих обмотках ротора), який утворює момент, прикладений до карданової рами гіроагрегату та необхідний для виходу гіроскопа із завалу та повернення його осі в горизонтальне положення (ротор двигуна-коректора закріплено на кардановій рамі гіроагрегату, а статор - на корпусі ГА).

3.3.2. Режим магнітної корекції

Цей режим застосовується для узгодження сигналів курсу, які видаються гіропівкомпасом, з показаннями датчика магнітного курсу. Основним вимірювачем магнітного курсу є індукційний компас; він складається з індукційного датчика ІД, який вимірює компасний курс, та корекційного механізму КМ, що здійснює передачу в гіроагрегат виміряного курсу та усуває методичні та інструментальні похибки індукційного компаса (рис. 3.15).



Рис. 3.15. Функціональна схема курсової системи у режимі магнітної корекції

Для узгодження гіроагрегату (ГА) та індукційного компаса (ІК) використовуються такі ж самі узгоджуючі системи, що й в режимі ГПК для виставлення початкового курсу та широтної корекції. Узгодження може здійснюватись на двох швидкостях - нормальній та великій. Нормальна швидкість узгодження трохи перевищує швидкість «відходу» гіроскопа, і тому в режимі МК немає необхідності в широтній корекції гіроскопа. Крім того, при нормальній швидкості система узгодження є фільтром, що не пропускає високочастотної похибки індукційного компаса.

Швидке узгодження забезпечує скорочення часу корекції індукційного компаса та гіроагрегату, наприклад, при початковому встановленні курсу.

Моментна корекція застосовується тільки при нормальній швидкості узгодження, кінематична - при нормальній та великій швидкостях узгодження за рахунок зміни передаточного числа редуктора двигуна системи відпрацювання.

Таким чином, в режимі МК роботу курсової системи забезпечують ті ж самі системи, що і в режимі ГПК, за винятком задавача курсу та системи широтної корекції.

Принцип дії індукційного датчика (ІД), корекційного механізму (КМ) та системи узгодження ІД із гіроагрегатом розглянуто далі.

Індукційний датчик складається з двох або трьох ферозондів, розташованих на горизонтальній платформі, та служить для визначення магнітного курсу літака.

Ферозонд (рис. 3.16) складається з двох пермалоевих осердь, розміщених паралельно один одному, на які намотано обмотки

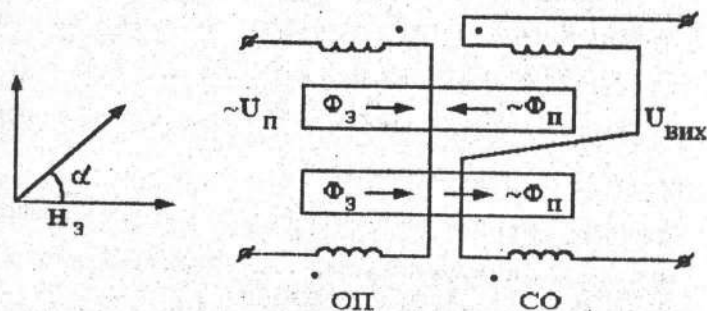


Рис. 3.16. Ферозонд курсової системи

підмагнічування (ОП) та сигнальну обмотку (СО). Сигнальна обмотка призначена для зняття вихідної ЕРС, яка пропорційна складовій напруженості магнітного поля Землі H_z (див. рис. 3.7), паралельного осердям ферозонда.

Оскільки постійний магнітний потік не наводить ЕРС в обмотках, то для появи ЕРС у сигнальній обмотці, пропорційній H_z , магнітний потік $\Phi_z = \mu SH_z$, який наводиться в осерді з площею поперечного перерізу S цією величиною напруженості, має бути промодульованим. У ферозонді модуляція потоку здійснюється за рахунок зміни магнітної проникності осердя μ , для чого останній, виготовлений з матеріалу з прямокутною петлею перемагнічування, періодично насичується потоком Φ_n .

Таким чином, μ змінюється від максимального до мінімального значення. Обмотка підмагнічування, яка живиться високочастотною напругою, складається з двох секцій, об'єднаних таким чином, щоб магнітні потоки в осердях $\sim \Phi_n$ були спрямовані назустріч один одному.

Тим самим ЕРС, які наводяться у секціях сигнальної обмотки потоками $\sim \Phi_n$, взаємно компенсуються та не впливають на вихідну ЕРС. У момент зміни магнітної проникності осердя H_z у сигнальній обмотці виникає вихідна ЕРС, частота якої у два рази перевищує частоту напруги живлення $U_{ж}$, а амплітуда ЕРС пропорційна вимірюваній напруженості магнітного поля H_z .

Корекційний механізм призначений для зв'язку індукційного датчика і гіроагрегату, а також для усунення похибок вимірювання курсу індукційним датчиком. До корекційного механізму належать елементи систем слідкування «ІД-КМ» і «КМ-ГА», а також декальний

пристрій та пристрій введення магнітного схилення. Слідкуюча система «ІД-КМ» здійснює зв'язок індукційного датчика з корекційним механізмом, а система слідкування «КМ-ГА» - передає курс з корекційного механізму в гіроагрегат. Лекальний пристрій усуває девіаційні похибки, які виникають на літаку через наявність феромагнітних матеріалів, електричних наводок та електромагнітних полів.

3.3.3. Режим астрокорекції та спільної роботи з радіомаяком

У режимі астрокорекції гіроскоп коректується астрономічним компасом-коректором, що визначає ортодромічний курс. Функціональна схема КС у режимі АК і принцип її дії аналогічні схемі та принципу дії КС у режимі МК з тією лише різницею, що в цьому режимі замість індукційного датчика (компаса-коректора) використовується астрономічний. Як астрокомпаси-коректори застосовують астрокомпаси типу ДАК (у світлий час доби) та зірково-сонячні орієнтатори (у нічний час). Частіше за все режим астрокорекції від ЗСО використовується для точного виставлення курсу на гіроагрегат перед початком польоту.

В індикатори курсових систем виведено інформацію про курсовий кут радіостанції (ККР), яку знімають з одного або двох автоматичних радіокомпасів. Якщо курсовий кут радіостанції (ККР) і курс літака (ІК) відомі, можна визначити істинний та магнітний пеленги на радіостанцію:

$$\text{ІПР} = \text{ІК} + \text{ККР}; \quad \text{МПР} = \text{МК} + \text{ККР}.$$

Таким чином, спільна робота КС і АРК призначена для забезпе-

чення об'єднаної індикації курсу, курсових кутів і пеленга на радіостанцію, знання яких необхідне при навігаційних розрахунках маршруту руху літака.

3.4. Курсова система "ГРЕБЕНЬ"

Курсова система "ГРЕБЕНЬ" – це централізований пристрій, який об'єднує гіроскопічні, магнітні та астрономічні засоби визначення курсу.

Система призначена для визначення курсу літака (вертольота) та забезпечення сигналами курсу індикаторів льотчика та штурмана, а також усіх пристроїв літака (вертольота), що вирішують задачі навігації та пілотування.

Курсова система "ГРЕБЕНЬ", функціональну схему якої зображено на рис. 3.17, має дві комплектації - одинарну та подвоєну [23].

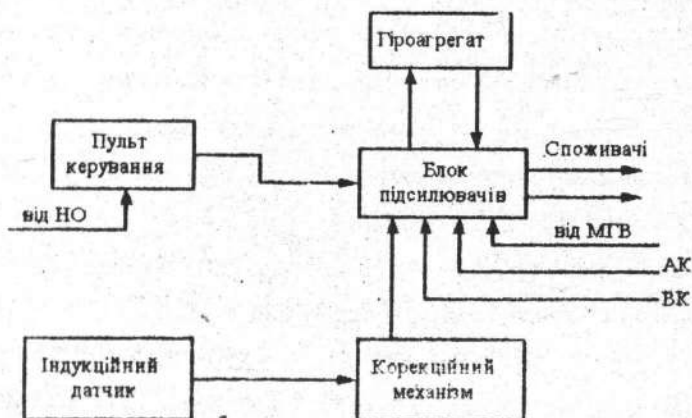


Рис. 3.17. Функціональна схема КС "ГРЕБЕНЬ"

У комплекті курсової системи власний показчик курсу відсутній, а для індикації курсу цю систему слід використовувати разом з індикаторами РМІ або ПНП.

Для забезпечення нормальної роботи система повинна одержувати електричні сигнали від наступних датчиків, які не входять до її комплекту: кутової швидкості обертання, істинного або ортодромічного курсу, визначеного астрономічним чи зірково-сонячним орієнтатором, синуса широти місця, кута крену та шляхової швидкості.

У системі використовується принцип спільної роботи гіроскопа напрямку з яким-небудь датчиком курсу (коректором). Цей принцип полягає в тому, що такий датчик визначає курс літального апарата відносно магнітного або істинного меридіана та видає його для корекції сигналів курсу, які знімаються з гіроагрегату.

Залежно від задач, що вирішуються, та умов польоту система може працювати в одному з таких режимів: гіропівкомпаса (ГПК), магнітної корекції (МК), астрокорекції (АК), початкового виставлення або задавача курсу (ЗК). Крім зазначених режимів система має і допоміжні режими роботи - швидкого узгодження та контролю. Особливі відмінності системи «ГРЕБЕНЬ» відносно інших перелічених вище систем такі:

- 1) у режимі МК можливо одночасно узгоджувати два гіроагрегати, що дозволяє у два рази скоротити час початкового виставлення системи перед зльотом та час виставлення обох ГА за магнітним курсом при заході на посадку;

- 2) передбачено режим початкового виставлення курсу, який дозволяє автоматизувати цей процес;

- 3) передбачено вмонтовану систему контролю (ВСК), яка забез-

печує швидку та ефективну перевірку працездатності перед польотом або під час нього;

4) поряд з ручним встановленням широтної корекції можливе також автоматичне встановлення широти за даними, одержаними від навігаційного обчислювача;

5) передбачено усунення методичних помилок від прискорення Коріоліса, що виникають при визначенні магнітного курсу літака;

6) системи слідування, призначені для дистанційної передачі кутів, виконані на синусно-косинусних трансформаторах, а не на сельсинах, що дозволяє зменшити масу та габарити всієї системи.

Режим гіропівкомпаса є основним режимом роботи системи і призначений для початкового узгодження сигналів курсу перед зльотом за магнітним курсом від магнітного коректора, або за істинним курсом від астрокоректора, чи від задавача при відомому стоянковому курсі літака.

У гіроскопі, який визначає відхилення від вибраного напрямку, головна вісь розташована горизонтально; горизонтальність положення витримується за допомогою рідинного маятникового коректуючого пристрою горизонтальної корекції.

Компенсація «відходу» гіроскопа, що викликається добовим обертанням Землі, здійснюється широтним компенсатором, схему якого зображено на рис.3.13. Робота широтного компенсатора системи «ГРЕБЕНЬ» аналогічна роботі подібних пристроїв інших курсових систем.

У системі поряд з ручним введенням широтної корекції, тобто поправки на вертикальну складову швидкості обертання Землі, передбачено автоматичне введення широти за даними, одержаними від

навігаційного обчислювача.

Сигнал для ручного введення, пропорційного значенню $\sin \varphi$, утворюється в пульті керування, а для автоматичного - в спеціальному блоці, який входить до складу бортового навігаційного комплексу. Вмикання автоматичного введення широтної поправки здійснюється за сигналами навігаційного обчислювача та відображається на пульті керування загоранням лампи $\varphi_{\text{авт}}$.

У системі передбачено усунення методичних помилок від прискорення Коріоліса, що виникають при визначенні магнітного курсу літака. Для обчислення поправок на прискорення Коріоліса сигнал шляхової швидкості, що надходить від датчиків ДВШЗ або СПС, помножується на вертикальну складову кутової швидкості обертання Землі і далі у вигляді напруги постійного струму подається на сигнальну обмотку індукційного датчика, яка розташована перпендикулярно до поздовжньої осі літака. Множення $V_{\text{пут}} \cdot \sin \varphi$ здійснюється в пульті керування.

При розворотах літака зі швидкістю, більшою ніж $0.1 \dots 0.3^\circ/\text{с}$, магнітна або астрокорекція вимикаються, за сигналами вимикача корекції і гіроагрегат у момент віражу працює в режимі ГПК; після закінчення розвороту МК (АК) знову вмикається. Цим запобігають віражним помилкам, що викликаються відхиленням від горизонту маятникового підвісу індукційного датчика.

Для запобігання «вибиванню» гіроскопів при кренах літака, більших за 70° , або при їх несправностях на кардановій рамі гіроагрегату існують спеціальні гальма, що захищають гіроскоп від швидкого обертання при його "завалі".

Режим магнітної корекції застосовується для узгодження сигналів курсу, які видаються гіропівкомпасом літака, з показаннями дат-

чика магнітного курсу.

Магнітний курс знімається з чутливого елемента індукційного датчика. Кожному повороту індукційного датчика на будь-який кут в горизонтальній площині відносно вектора горизонтальної складової магнітного поля Землі, тобто кутові розвороту літака (вертольота), відповідатиме розворот на такий самий кут ротора синусно-косинусного трансформатора приймача каналу ІД корекційного механізму.

На одну вісь з ротором СКТ-приймача каналу ІД корекційного механізму насажені ротори СКТ-приймача першого та другого каналів корекційного механізму.

Статор СКТ-приймача першого каналу має трипровідний зв'язок зі статором СКТ-приймача гіроагрегату.

Сигнал розузгодження, який знімається у вигляді надруги зі статорів СКТ-датчиків гіроагрегату та СКТ-приймача першого каналу корекційного механізму, потрапляє на вхід підсилювача гіромагнітного курсу і далі - на датчик моментів, розташований на горизонтальній осі гіроскопа. На горизонтальній осі датчик створює момент, що викликає прецесію гіроскопа відносно вимірювальної (вертикальної) осі. Прецесія гіроскопа триває доти, доки не настане узгодження положення СКТ-приймача корекційного механізму та СКТ-датчиків гіроагрегату. При зв'язку "індукційний датчик - корекційний механізм - гіроагрегат" з вимірювальної осі гіроскопа знімається гіроскопічний курс φ_{Γ} , який безперервно коректується магнітним курсом, тобто гіромагнітний курс $\varphi_{\Gamma МК}$.

Режим астрокорекції аналогічний до режиму магнітної корекції з

тією лише різницею, що курс повітряного судна визначається астрономічним компасом. У режимі початкового виставлення або задавача курсу положення СКТ-датчика гіроагрегату приводиться в узгоджене положення з СКТ-приймачем задавача курсу корекційного механізму.

Необхідні значення курсу, згідно з яким має бути узгоджений гіроагрегат, встановлюється за допомогою задавача курсу корекційного механізму льотчиком, який одержує інформацію про курс, що вводиться від пристрою початкового встановлення.

Швидке узгодження гіроагрегату необхідне для скорочення часу корекції в заданому режимі. Воно відбувається при натиснутій кнопці «УЗГОД» на пульті керування. Час швидкого узгодження в режимах МК, ЗК, АК не перевищує 18 с при максимальному розлагодженні системи слідкування.

Контроль роботи системи здійснюється в режимі МК системою вмонтованого контролю.

Основні технічні характеристики деяких систем вимірювання курсу та вертикалі наведено в табл. 3.1 [16, 19 - 25].

3.5. Базова система формування курсу (БСФК)

3.5.1. Загальні питання

Базова система формування курсу БСФК призначена для формування поточного (приведеного) курсу і гіромагнітного курсу літака при роботі її з одним або двома датчиками гіромагнітного курсу. Як датчи-

Технічні дані систем вимірювання курсу

Основні технічні дані		Системи вимірювання курсу та вертикалі							
		КСВ	ГПК	ГМК	КС	ТКС	«ГРЕБЕНЬ»	БСФК	СКВ-2Н
Похибка визначення при $t = +50$... -60°C	Гіромагнітного курсу		$\pm 2^{\circ}$	± 10	± 1.5 ... 2°	$\pm 1^{\circ}$			± 1.5 ... 2°
	істинного курсу		$\pm 2^{\circ}$						
	магнітного курсу			Не більше $\pm 1.5^{\circ}$			$\pm 0.7^{\circ}$		
	курсового кута радіостанції			Не більше $\pm 2.5^{\circ}$					
	магнітного пеленга радіостанції		Не більше $\pm 3.5^{\circ}$						
	Вихід гіроскопів, який допускається в режимі ГПК в нормальних умовах						± 0.5 ... $0.8^{\circ}/\text{го}$ д		

Основні технічні дані	Системи вимірювання курсу та вертикалі							
	КСВ	ГІК	ГМК	КС	ТКС	«ГРЕБЕНЬ»	БСФК	СКВ-2Н
Похибка від відходу гіроагрегату в режимі ГІК за 30 хв. роботи в нормальних умовах	Не більше $\pm 2.0^\circ$		$\pm 1.5^\circ$	$\pm 1^\circ$				
Похибка системи в режимі ГІК при температурі + 50 ... - 60°C						$\pm 1 \dots 2^\circ/\text{год}$		
Похибка системи в режимі ЗК						Не більше 15°		
Повсюдна середньоквадратична похибка визначення гіромагнітного курсу при різній напруженості магнітного поля Землі							$\pm 0.7 \dots$ $\dots 1^\circ$	
Похибка визначення кутів крену і тангажу при рівномірному польоті								Не більше $\pm 0.5^\circ$

Основні технічні дані	Системи вимірювання курсу та вертикалі							
	КСВ	ГПК	ГМК	КС	ТКС	«ГРЕБЕНЬ»	БСФК	СКВ-2Н
Похибка системи за курсом в режимі ГПК								$\pm 1.5^\circ/\text{го}$ д
Швидкість узгодження	нормальна, град/хв	1.5 ... 4.5	1.6 ... 7	2 ... 5		2 ... 4		
		Не менше 3.5°	Не менше 6°	10°		Не менше 10°		
Час готовності, не більше, хв При $t = +50 \dots -60^\circ\text{C}$	1.5 ... 2	3	3 ... 5	5	5 ... 10	3 ... 10	45 с	2
Споживна потужність	змінного струму, ВА	60 ... 76	60	300	200 ... 300			260 ... 485
	постійного струму, Вт	49 ... 60	25 ... 50	500	Не більше 90			100 ... 160
Маса різних комплексів, кг	25 ... 28	10.75 ... 14.25	10 ... 13	51.5	Не більше 44	12.3	9 ... 17	31.9 ... 55.7

ки інформації у системі БСФК можуть застосовуватись: гірокомпас-гіроагрегат ГА-8 з підсилювачем БП-12; інерційна курсовертка ІКВ-72; інерційна система ІС-1-72А або аналогічні системи [25].

Формування приведеного курсу забезпечується автоматично під час роботи бортової обчислювальної машини або вручну з пульта керування системою в автоматичному режимі. •

Курсом називається кут у горизонтальній площині між вертикальною площиною, прийнятою за початок відліку, та проекцією поздовжньої осі ЛА на площину горизонту. Курс відраховується від північного напрямку вертикальної площини за рухом годинникової стрілки в межах від 0 до 360° (рис.3. 18):

ψ_1 - істинний курс - кут в азимуті, який відраховується між дійсним (географічним) меридіаном N-S та поздовжньою віссю літака;

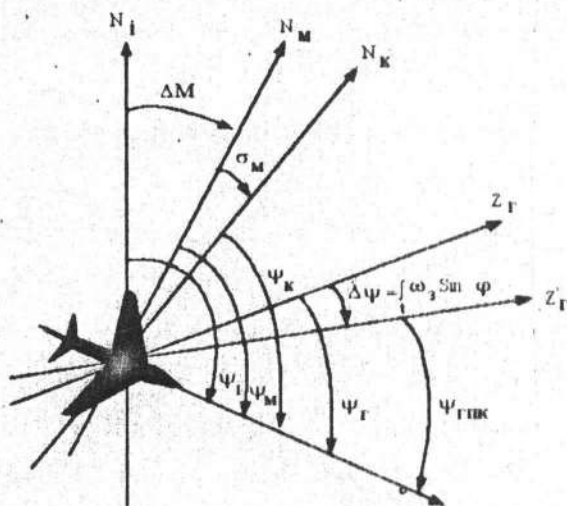


Рис. 3.18. До визначення курсів літака

$\psi_{\text{МК}}$ - магнітний курс - кут в азимуті, який відраховується між площиною $N_M - S_M$ магнітного меридіана та поздовжньою віссю літака;

$\psi_{\text{к}}$ - компасний курс - кут, який відраховується від площини $N_M - S_M$, що визначається магнітним компасом (від площини компасного меридіана);

$\psi_{\text{орт}}$ - ортодромічний курс - кут, який відраховується від опорного напрямку, що задається гіроскопом, відхід якого в азимуті через вертикальну складову кутової швидкості обертання Землі коректується за допомогою системи азимутальної широтної корекції;

$\psi_{\text{г}}$ - гіроскопічний курс - кут в азимуті, відрахований між віссю гіроскопа та поздовжньою віссю об'єкта (без компенсації вертикальної складової кутової швидкості обертання Землі);

$\psi_{\text{ГМК}}$ - гіропівкомпасний курс - гіроскопічний курс, відкоректований на величину вертикальної складової кутової швидкості обертання Землі $\Omega \sin \varphi$;

$\psi_{\text{ГМК}}$ - гіромагнітний курс - магнітний курс, опосередкований за допомогою гіропівкомпаса;

$\psi_{\text{пр}}$ - приведений курс - гіропівкомпасний курс, виміряний відносно заданого напрямку, або кут у азимуті, який відраховується між прийнятим напрямком та проекцією поздовжньої осі об'єкта. Відлік починається від опорного меридіана, який проходить через початок частково-ортодромічної системи координат;

$\psi_{\text{МК}}$ - зовнішній курс - курс, який одержано від інших курсових пристроїв або засобів початкового виставлення;

P - пеленг цілі - кут між площиною початку відліку курсу та на-

прямом на ціль;

M - магнітне схилення - кут між істинним і магнітним меридіанами;

δ - магнітна девіація - похибка магнітного компаса;

β - курсовий кут цілі (радіостанції, світила) - кут між поздовжньою віссю літака та напрямом на ціль;

ψ - кут рискання - кут відхилення від заданого курсу;

ЗШК - заданий шляховий кут - кут між географічним меридіаном і курсом літака:

$$\text{ЗШК} = \psi_{\text{пр}} + \text{КЗ},$$

де КЗ - кут зносу літака від заданого курсу під впливом вітру.

Коли літак рухається вздовж лінії шляху без вітру, то $\text{ЗШК} = \psi_{\text{пр}}$ (рис. 3.19).

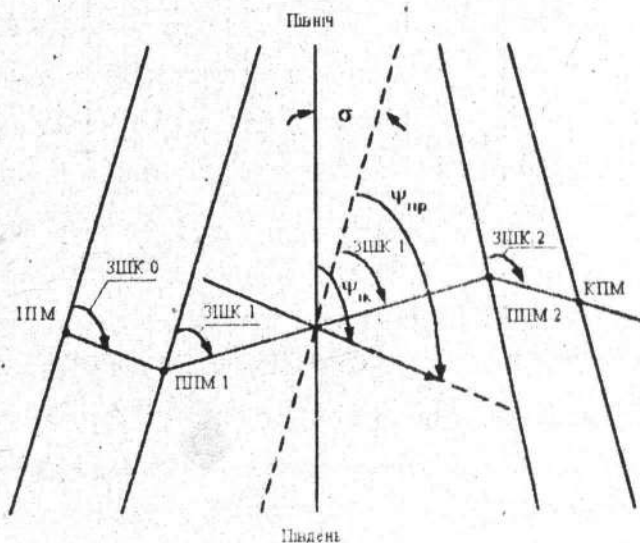


Рис. 3.19. Маршрут польоту

До комплексу БСФК-1 входять: БУК-4 - блок узгодження (2 шт.); БГМК-6 - блок гіромагнітного курсу (2 шт.); індукційний датчик ІД-6 (2 шт.); пульт керування ПК-41 (1 шт.).

Схему взаємозв'язку елементів комплексу наведено на рис. 3.20.

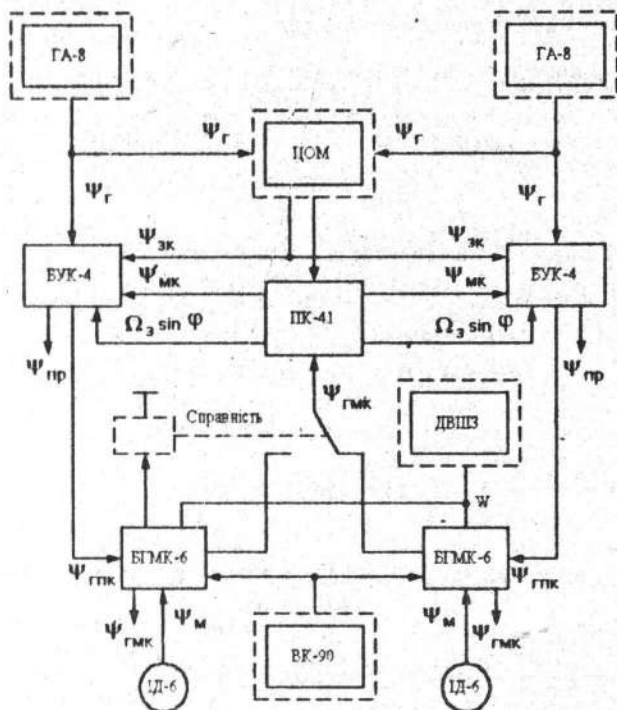


Рис. 3.20. Схема взаємозв'язку елементів системи комплексу БСФК

Основні технічні характеристики БСФК:

- 1) похибка введення поправки $\Omega_z \sin \Phi$ у канал приведенного курсу $\Delta_{\psi\Omega}$ не більше 0.5 град/с;
- 2) похибка корекції приведенного курсу $\Delta\Phi_{пр}$ не більше 0.5°;

3) сумарна похибка видачі приведенного курсу $\Delta\varphi$ за час t після виконання корекції курсу:

$$\Delta_{\varphi} = \sqrt{(\Delta\psi_{\tau} \cdot t)^2 + (\Delta\psi\Omega \cdot t)^2 + \Delta\psi_{np}^2 + 0,5^2}, \quad (3.8)$$

де $\Delta\psi_{\tau}$ - похибка гіроскопічного курсу, град/год; 0,5 - похибка початкового виставлення.

ІД-6 - індукційний датчик, призначений для виміру проєкцій вектора горизонтальної складової магнітного поля Землі (МПЗ) за двома взаємно перпендикулярними осями чутливості, які збігаються за напрямом із поздовжньою та поперечною осями літака.

Чутливими елементами ІД-6 є два взаємно перпендикулярні ферозонди, кожен з яких являє собою два паралельно розташованих пермалоевих осердь з розподіленими по їх довжині обмотками. Ферозонд як елемент електричної схеми виконує роль балансного модулятора, який перетворює постійне магнітне поле, що вимірюється, в змінну напругу. Два ферозонди утворюють двофазну систему вимірювання вектора горизонтальної складової МПЗ.

Пульт керування ПК-41 при роботі в системі забезпечує введення: сигналу широтної компенсації, режиму роботи, магнітного схилення або заданого курсу; вмикання високої швидкості узгодження в режимі компенсації (магнітної корекції, зовнішньої корекції від ЦОМ у режимі початкового виставлення курсу); керування тест-контролем системи та сигналізацією про її працездатність.

Блок гірокомпасного курсу БГМК-6 призначений для роботи в пілотажно-навігаційних комплексах для формування і видачі сигналів гіромагнітного курсу. Вхідними сигналами для БГМК-6 є:

- сигнал магнітного курсу з ІД-6 і сигнал гіропівкомпасного курсу з блока узгодження курсу БУК-4; на роторі синусно-косинусного трансформатора в БГМК-6 ці сигнали підсумовуються;

- сумарний сигнал $\psi_{ГМК}$, що відпрацьовується системою слідкування та потрапляє на вихідні СКТ-датчики, які видають споживачам сигнал $\psi_{ГМК}$ (рис. 3. 21).

БУК-4 - блок узгодження курсу, призначений для формування сиг-

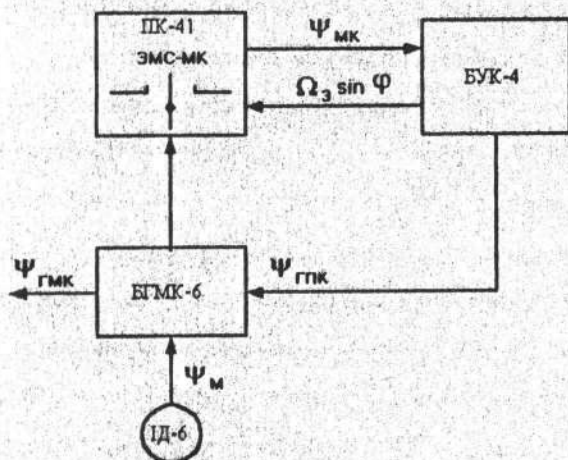


Рис. 3.21. Робота блока гіромагнітного курсу в системі БСФК

налів поточного (приведеного) курсу $\psi_{пр}$ і $\psi_{ГМК}$ узгодження курсу за сигналами зовнішніх датчиків і видачі його споживачам (рис. 3. 22, 3. 23).

Спільно з БСФК працюють: гіродатчик курсу, ЦОМ, доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу ДВШЗ, вимикач корекції ВК-90.

Гіродатчик курсу призначений для видачі в БСФК (зокрема, в БСК-4 та ЦОМ) гіромагнітного курсу.

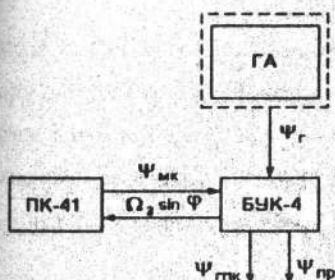


Рис. 3.22. Робота блока узго-
дження курсу в системі
БСФК

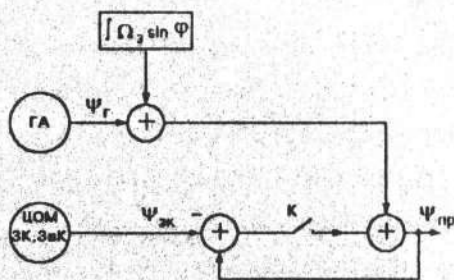


Рис. 3.23. Структурна схема приведе-
ного курсу системи БСФК

ДВШЗ компенсує похибки магнітного курсу через вплив прискорення Коріоліса на чутливий елемент ІД-6. При польоті по ортодромії зі швидкістю W чутливий елемент відхиляється від площини горизонту, внаслідок чого з'являється похибка:

$$\Delta \Psi_{\text{ГМК}} = k W \Omega_2 \sin \varphi. \quad (3.9)$$

Для компенсації цієї похибки сигнал із движка потенціометра ДВШЗ надходить на змінний резистор пульта ПК-41, з якого знімається сигнал, пропорційний $W \Omega_2 \sin \varphi$. Через масштабний резистор блока БГМК-6 сигнал подається в сигнальну обмотку датчика.

ВК-90 призначений для видачі сигналу наявності кутової швидкості розвороту літака.

3.5.2. Робота в польоті

Система БСФК незалежно від режиму роботи видає споживачам значення приведенного та гіромагнітного курсів. Магнітний курс літака безперервно потрапляє з виходу каналу гіромагнітного курсу БСФК на споживачі (РМІ, КУРС-МП та ін.), а також використовується для прив'язки каналу приведенного курсу. Найточніший вимір магнітного курсу досягається у рів-

номірному горизонтальному польоті. Для підвищення автономності та стабільності роботи гіромагнітного каналу в системі БСФК прискорене узгодження гіромагнітного каналу в польоті не передбачено. Ця операція виконується автоматично при вмиканні живлення на Землі. Крім того, показання магнітного курсу на індикаторах РМІ не змінюються при введенні магнітного схилення на ПК-41 або ЗМС-3.

Поточний курс, який визначає напрямок руху літака в заданій системі координат, видається з каналу приведенного курсу БСФК. Орієнтація приведенного курсу літака можлива в двох режимах: у режимі зовнішньої корекції (ЗК) та в режимі магнітної корекції (МК). У режимі ЗК здійснюється поетапна автоматична орієнтація поточного курсу літака за даними бортової обчислювальної машини, що не потребує участі персоналу.

У випадку відмови БЦОМ слід перейти в режим МК. У цьому режимі можуть бути сформовані дві системи відліку приведенного курсу: від магнітного чи істинного меридіана.

Вибір системи відліку проводиться таким чином: по путівній карті вибирається лінія заданого шляху, яка розбивається на проміжні (ППМ) та кінцевий пункти маршруту (КІМ) (див. рис. 3. 19).

У початковому пункті маршруту (ППМ) виконується орієнтація поточного курсу літака по магнітному меридіану, якщо на ПК-41 або ЗМС-3 не введено магнітне схилення, або по істинному меридіану, якщо на ПК-41 або ЗМС-3 воно введено. Ортодромічний курс $\psi_{\text{орт}}$ у ППМ виставляється за магнітним меридіаном. Для виконання зазначеної операції на ПК-41 необхідно натиснути кнопку «УЗГОД». При цьому показання поточного курсу збігаються з магнітним або істинним курсом літака. Після зазначеної операції літак виводиться на курс $\psi_{\text{пр}} + \text{КЗ} = \text{ЗПК}$, де КЗ - кут зносу, і прямує в проміжний пункт маршруту ППМ. У точці ППМ операція корекції курсу

повторюється і літак прямує в точку кінцевого пункту маршруту КПМ. Якщо відстань між ППМ і КПМ перевищує 100 км, то перед заходом на посадку в горизонтальному польоті (до початку маневру зниження) слід провести, аналогічно вищеописаному, орієнтацію курсу за магнітним каналом. Корекція показань за $\psi_{\text{пр}}$ проводиться тільки при натисненні кнопки узгодження. Після відпускання кнопки узгодження корекція за $\psi_{\text{гmk}}$ вимикається і видається значення $\psi_{\text{гmk}}$, орієнтованого відносно магнітного меридіана точки корекції, тобто приведений курс $\psi_{\text{пр}}$. Під час польоту необхідно періодично змінювати широту на лічильнику широти ПШ-41, або ПШК-7. Під час руху за маршрутом без вітру $\text{ЗШК} = \psi_{\text{пр}}$.

3.5.3. Канал формування приведенного курсу

Схема каналу (див. рис. 3. 20) містить блок БУК-4 (обчислювальний пристрій), що забезпечує формування приведенного курсу ψ_i , який надходить у блок узгодження, підсумовується з поправкою за сигналом широтної корекції, який вводиться від ЦОМ або з ПК-41 чи ПШК-7. Гірокомпасний курс $\psi_{\text{гmk}}$ коректується автоматично за сигналом зовнішнього курсу $\psi_{\text{ж}}$, обчисленого в ЦОМ, або за сигналом гіромагнітного компаса системи, що забезпечує практично миттєве узгодження приведенного курсу за магнітним меридіаном як на Землі, так і в повітрі. При використанні $\psi_{\text{гmk}}$ від БГМК-6 може бути введено магнітне схилення з П4-41 або ЗМС-3, внаслідок чого $\psi_{\text{пр}}$ буде відкоректовано відносно істинного меридіана. Якщо гіродіагнік видає сигнал $\psi_{\text{гmk}}$, то сигнал широтної корекції в БУК-4 не надходить.

3.5.4. Магнітний канал

Структурна схема магнітного каналу (рис. 3. 24) являє собою

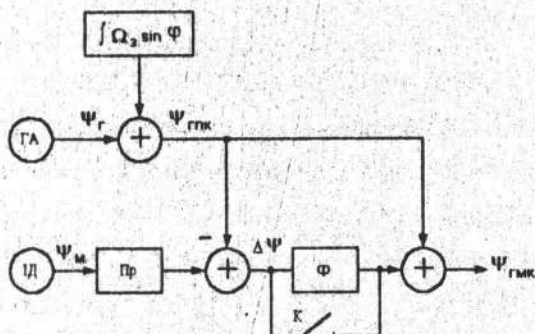


Рис. 3.24. Структурна схема магнітного каналу системи БСФК

схему гіромагнітного компаса. Гіромагнітний курс формується за допомогою сигналів $\psi_{гмк}$, які видаються блоком БУК-4, та сигналу магнітного курсу з ІД-6. У БГМК-6 передбачено компенсаційні пристрої, які дозволяють компенсувати постійну, напівколову та поперерну складові девіації літака.

Сигнали $\psi_{гмк}$ використовуються безпосередньо для корекції приведенного курсу літака та для видачі їх споживачам.

3.5.5. Режим роботи БСФК

Система БСФК має такі режими роботи, керування якими здійснюється з пульта ПК-41: ЗК - режим зовнішньої корекції (режим роботи з бортовою обчислювальною машиною), ГПК - режим гіропівкомпаса, МК - режим магнітної корекції. За наявності декількох курсових каналів забезпечуються одночасне керування та робота їх в одному із зазначених режимів, які вмикаються вручну з пульта керування.

Режим ЗК. Режим ЗК є основним режимом роботи БСФК і призначений для забезпечення зв'язку з ЦОМ. При цьому можливе керування введенням сигналу $\psi_{\text{ж}}$ від ЦОМ як автоматично, так і вручну, натисканням кнопки узгодження на ПК-41.

В автоматичному режимі керування в БУК-4 при зміні поточного пункту маршруту надходить сигнал $\psi_{\text{ж}}$ з ЦОМ (див. рис. 3. 20) спільно з опорною напругою та виконавчим сигналом + 27 В і відбувається зміна опорного меридіана. В проміжках між ППМ у БУК-4 виконується інтегрування широтної поправки Ω , $\sin\phi$, яка надходить безперервно з ЦОМ, і з блоків БУК-4 видається $\psi_{\text{ГПК}}$, орієнтований відносно місця корекції - приведений курс.

Режим ЗК можна використовувати також для початкового (на Землі) виставлення курсу без керування від ЦОМ. Для визначення початкового курсу літака відносно меридіана місця зльоту можуть використовуватись: виставочний пристрій типу оптичний пеленгатор К-005, бортовий гірокомпас К-12, магнітний компас БСФК, значення початкового курсу, обчисленого в ЦОМ. При цьому в ЦОМ можуть бути застосовані метод виставлення при пробігу літака по ЗПП чи метод математичного гірокомпасування - при використанні як датчиків систем типу інерціальної курсовертикалі ІКВ. При використанні цих методів початкове виставлення курсу БСФК здійснюється автоматично за сигналами з ЦОМ. Значення початкового курсу може виставлятися вручну на лічильнику ЗМС-ЗК пульта ПК-41 при ввімкненому тумблері ЗК. При натиснутій кнопці «УЗГОД» здійснюється початкове узгодження курсу в БУК-4 за значенням заданого курсу ЗК.

Виставочний пристрій може бути підключений безпосередньо до БУК-4. При цьому перемикач режимів роботи на ПК-41 встановлюється або в положення ЗК, або в положення МК залежно від то-

го, за допомогою яких пристроїв визначається початковий курс літака: від виставочного пристрою, чи за допомогою магнітного компаса БСФК, чи в режимі ЗК.

Режим МК. Режим магнітної корекції здійснюється при встановленні перемикача режимів роботи ПК-41 в положення МК і натисненні кнопки «УЗГОД». При цьому значення гіромагнітного курсу з БГМК-6 з урахуванням схилення, що вводиться вручну на лічильнику ЗМС-ЗК ПК-41, надходить в БУК-4 для коректування курсу. Вмикання режиму МК лише готує систему до виконання корекції, а сама корекція за магнітним компасом виконується тільки при натисненні кнопки узгодження. В режимі МК вимірювачем курсу є індукційний датчик, який видає в БГМК-6 магнітний курс.

Режим ГПК. Цей режим використовується при відмовах ЦОМ або при автоматичному застосуванні (без автоматичного керування каналом курсу) БСФК на борту літака. Перемикач режимів роботи ПК-41 встановлюється в положення ГПК. При цьому зв'язок з ЦОМ вимикається, а в БУК-4 здійснюється інтегрування широтної поправки, яка вводиться вручну з ПК-41 або з ПШК-7.

Вбудований контроль. В системі БСФК передбачено пристрої, які забезпечують оперативний контроль та обслуговування. Ці пристрої містять органи керування на ПК-41, схему вбудованого контролю та індикатори технічного стану системи на блоках і контрольні гнізда сигналів на лицьових панелях блоків БУК-4, БГМК-6. Оперативними органами контролю є кнопки «ТЕСТ» і «МК-315» на ПК-41 (в комплектації БСФК-1). До індикаторів технічного стану відносяться: бленкер справності на ПК-41, лампи справності на БУК-4 і БГМК-6.

Схема вбудованого контролю знімає сигнал справності при порушенні працездатності курсового або гіромагнітного каналу, за відсутності живлення, а також якщо несправний або невідключений гіродатчик.

При різких розворотах літака, наприклад, при розвороті на руліжній доріжці або ЗПП, схема контролю може короткочасно зняти сигнал справності, що не є ознакою порушення працездатності системи. В системі передбачено можливість порівняння курсових каналів.

3.6. Курсовертикалі типу СКВ

Система СКВ являє собою автоматичну систему, яка забезпечує видачу споживачам сигналів курсу, крену, тангажу на всіх режимах польоту, в тому числі й під час виконання вищого пілотажу.

Система є централізованим пристроєм, що об'єднує гіроскопічні та магнітні засоби визначення курсу, гіроскопічні засоби визначення крену і тангажу та видачі їх на показчик типу НПП, КПМ і в бортові системи, які вирішують задачі навігації, пілотування та ін. [24].

Курсова частина системи СКВ працює, як і більшість курсових систем, за принципом спільної роботи курсового гіроскопа з датчиком курсу - коректором. Для збільшення кількості споживачів сигналів система може додатково комплектуватися розподільником сигналів (за креном і тангажем) та блоком БР (по курсу). Схему взаємозв'язку елементів системи СКВ наведено на рис. 3.25. Основною складовою системи СКВ є курсовертикаль з блоками підсилювачів і регулятором рами. Курсовертикаль - це централізований датчик з

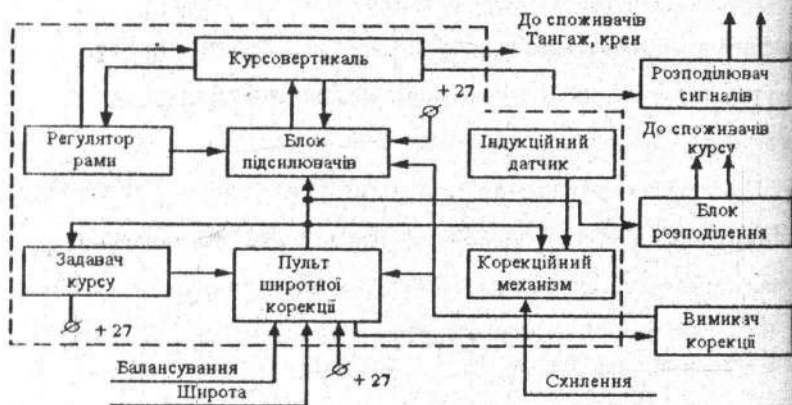


Рис. 3.25. Схема взаємозв'язку елементів системи курсу і вертикалі двома триступневими гіроскопами - гіроскопом вертикалі та гіроскопом курсу.

Курсова частина системи може працювати в одному з трьох режимів: гіропівкомпаса (ГПК), магнітної корекції (МК), початкового виставлення курсу (ПВК).

Основним є режим ГПК, при якому система СКВ видає ортодромічний курс літака.

Режим магнітної корекції (МК) призначений для визначення магнітного або істинного (географічного) курсу при виставленні курсового каналу на Землі та коректуванні курсу в польоті.

Режим початкового виставлення курсу (ПВК) служить для виставлення курсового каналу СКВ на Землі; при цьому курс літака визначається наземними засобами або за рахунок виставлення за курсом злітної смуги при польотах у високих широтах. У режимі гіропівкомпаса системою СКВ видається ортодромічний курс літака,

який за необхідності в горизонтальному польоті з постійною швидкістю (короткочасно) може коректуватися за сигналом магнітного коректора, який складається з індукційного датчика ІД і корекційного механізму КМ.

Сигнали курсу видаються споживачам із сельсина-датчика курсового гіроскопа курсовертикалі через диференціальний сельсин механізму узгодження, розташованого в блоці підсилювачів.

Сигнали крену та тангажу видаються споживачам безпосередньо із сельсин-датчиків гіроскопа вертикалі.

Для зменшення віражної похибки системи СКВ за курсом і креном передбачено при розворотах літака вимикання магнітного коректора та поперечної корекції гіроскопа вимикачем корекції ВК. Вимикання поздовжньої корекції гіроскопа вертикалі за наявності прискорень здійснюється рідинним вимикачем корекції.

Карданна похибка в СКВ усунена завдяки використанню для гіроскопа курсу рам слідкування за креном і тангажем.

Рама слідкування за креном є спільною для гіроскопів курсу та вертикалі. Робота курсової частини системи аналогічна за принципом дії курсовим системам, що розглядалися раніше.

Основним елементом каналу вертикальної системи СКВ є гіроскоп вертикалі з вертикально розташованою віссю власного обертання. Осі внутрішньої та зовнішньої карданних рам розташовані горизонтально. Для забезпечення «невибиваності» при виконанні фігур вищого пілотажу гіроскоп розміщено в додатковій креновій рамі, керування якою здійснюється за сигналами індукційного датчика.

Вертикальне положення осі власного обертання гіроскопа забезпечується системою маятникової радіальної корекції.

Для керування роботою системи СКВ на борту повітряного судна встановлюються: перемикач каналів системи «ОСН-ЗАП», перемикач режимів роботи «ГПК-МК», кнопка початкового виставлення «ПВК», кнопка узгодження за магнітним курсом «МК».

3.7. Інерціальна курсовертикаль ІКВ

Інерціальні курсовертикалі (ІКВ) забезпечують визначення кутів крену, тангажу, курсу (γ , θ , ψ), складових шляхової швидкості та абсолютного вертикального прискорення. Система ІКВ не визначає складових пройденого шляху.

Системи ІКВ можуть працювати в одному з таких режимів: гіроілікомпаса, магнітної корекції та корекції. Керування системою здійснюється з пульта керування, в якому, як і в системі СКВ, формується сигнал широтної корекції. Для забезпечення «невибиваності» гіростабілізовану платформу розташовано в додатковій рамі крену.

Магнітний коректор складається з індукційного датчика та корекційного механізму.

Початкове виставлення системи відбувається у два етапи:

1) прискореного виходу гіроплатформи в горизонт та азимут; на цьому етапі здійснюється виставлення гіроплатформи в площину, паралельну площині основи гіровертикалі, а в азимуті – згідно з одним з вибраних напрямів: за магнітним чи географічним меридіаном або заданим напрямом від корекційного механізму;

2) точного виходу гіроплатформи в горизонт та азимут з одночасним запам'ятовуванням дрейфу гіроплатформи по усіх трьох осях координат; на цьому етапі передбачається точне суміщення

гіроплатформи з акселерометрами та гіроскопами з площиною істинного горизонту за сигналами з акселерометрів з одночасним запам'ятовуванням дрейфів гіроплатформи за креном і тангажем.

Система має скорочений режим настроювання для обох етапів; при цьому дрейфи платформи за креном і тангажем не запам'ятовуються, а використовуються їх значення, знайдені раніше.

Інерціальна курсовертикаль ІКВ-72 визначає та видає споживачам: кути крену та тангажу (γ , θ); гіроскопічний курс (ψ_r); складові абсолютної лінійної швидкості по двох горизонтальних осях вільної в азимуті гіростабілізованої платформи; абсолютні вертикальні прискорення; азимутальну кутову швидкість; сигнали «готовність» та «справність» системи. Похибка системи в процесі польоту літака складається з похибок:

- азимутального відходу (2σ) за годину роботи 0.3° ;
- витримки вертикалі (2σ) за годину роботи 0.5° ;
- визначення абсолютного вертикального прискорення (2σ) - 1%;
- виміру складових абсолютної швидкості по горизонтальних осях платформи (2σ) - 80 м/с за годину роботи.

3.8. Інерціальні навігаційні системи (ІНС)

Інерціальні навігаційні системи - важливі елементи комплексних навігаційних систем - служать для визначення координат місцезнаходження літака (географічних або умовних) на земній поверхні, складових шляхової швидкості у вибраній системі координат, вертикального прискорення, крену, тангажу та курсу повітряного судна.

Чутливими елементами ІНС є акселерометри та гіроскопи, розташовані на загальній основі (гіростабілізована платформа), розміщеній в системі підвісу. Система підвісу забезпечує незалежність положення гіроплатформи від еволюцій літака. На платформі може бути розташовано два-три акселерометри та два триступеневі або три двоступеневі гіроскопи.

Інтегрування прискорень, які вимірюються акселерометрами, дозволяє визначити швидкість та пройдено повітряним судном відстань.

Під час роботи ІНС платформа з розташованими на ній датчиками має бути не тільки горизонтальною, але й займати в азимуті визначене положення. Водночас у момент вмикання в роботу гіроплатформа може знаходитись в довільному положенні як за азимутом, так і в горизонті. З метою приведення гіроплатформи в горизонтальне положення та у визначене положення в азимуті в ІНС передбачено режим початкового виставлення.

3.8.1. Інерціальна система І-11-1

Система призначена для застосування на літаках як автономне джерело навігаційної інформації, що визначає поточне місцеположення повітряного судна в географічній системі координат та відхилення від заданої лінії шляху на дев'ять раніше запрограмованих ділянках маршруту.

Точність визначення поточних координат літака за перші 10 годин польоту не повинна перевищувати: за боковим відхиленням(2σ) -

37 км, за дальністю (2σ) - 46 км.

Вхідним сигналом системи І-ІІ-І є повітряна швидкість $V_{п}$, яка надходить з СПС; у системі також передбачена можливість позиційної корекції за φ , λ , S та Z . Структурну схему системи І-ІІ-І зображено на рис. 3. 26.

Система формує та видає на пристрій введення та індикації такі



Рис. 3.26. Структурна схема інерційної системи І-ІІ-І

навігаційні параметри: географічні координати (φ , λ), шляхову швидкість (W), швидкість вітру (U), напрям вітру (δ), кут зносу ($KЗ$), заданий шляховий кут ($ЗШК$), поточний шляховий кут ($ПШК$), істинний курс літака ($ІК$), бокове відхилення від заданої лінії шляху, час прибуття в черговий проміжний пункт маршруту ($ППМ$), відстань до чергового $ППМ$ і час польоту до нього, номери попереднього та наступного $ППМ$.

У системі I-II-1 передбачено такі режими роботи: «ОБІГРІВ», «ВИСТАВЛЕННЯ», «НАВІГАЦІЯ», «КОНТРОЛЬ», «КУРСОВЕРТИКАЛЬ».

Режим «ОБІГРІВ» здійснюється або перед початком, або одночасно з режимом «ВИСТАВЛЕННЯ» і призначений для створення необхідних температурних умов роботи для елементів схеми за рахунок обігріву та термостатування.

У режимі «ВИСТАВЛЕННЯ» забезпечується підготовка системи до роботи. Виставлення може здійснюватись трьома способами: одинарним, подвійним гірокомпасуванням, виставленням згідно з заданим курсом.

Одинарне гірокомпасування є основним видом виставлення. Виставлення гіроплатформи цим способом складається з таких елементів: грубе виставлення, горизонтування, виставлення в азимуті (гірокомпасування).

Грубе виставлення здійснює попереднє орієнтування гіроплатформи за сигналами φ , γ , θ з метою їх обнулення, тобто платформа виставляється по «осях літака». Під час грубого виставлення відбувається розгін гіродвигунів і в систему вводяться початкові дані φ_0 , λ_0 з похибкою не більше ± 0.1 і початковий час (московський, гринвіцький, місцевий) із точністю ± 0.1 хв. «Горизонтування» здійснює встановлення гіроплатформи в горизонт за сигналами акселерометрів. Сигнали a_x , a_y акселерометрів, що характеризуються відхиленням платформи від горизонту, після підсилення і перетворення подаються на двигуни систем слідування, які повертають платформу доти, поки не відбудеться збіг її осей X, Y із площиною горизонту.

В азимуті гіроплатформа утримується вздовж осі Х літака за допомогою сигналу датчика курсу.

По закінченні горизонтування починається наступний етап виставлення: у тому випадку, якщо ϕ_0 до закінчення горизонтування не введено, команда «горизонтування» не знімається і перехід до наступного етапу виставлення не відбувається.

Процес гірокомпасування здійснюється автоматично за допомогою ЦОК. Задачею гірокомпасування є обчислення початкового азимутального кута платформи. Ця задача розв'язується в обчислювачі за допомогою інформації, яка надходить від акселерометрів. Обчислений азимутальний кут вводиться в оперативну пам'ять пристрою та використовується в режимі «навігація». В режимі точного гірокомпасування азимутальний кут безперервно уточнюється за спеціальним алгоритмом.

Одночасно в цьому підрежимі проводиться балансування горизонтальних осей платформи, що дозволяє звести до мінімуму коливання літака через різноманітні збурення - пориви вітру, заправку пального та ін.

Після закінчення гірокомпасування видимий відхід гіроплатформи дорівнює нулю; це еквівалентно тому, що кутова швидкість прецесії гіроплатформи відносно будь-якої осі дорівнює складовій кутової швидкості обертання Землі по тій самій осі.

Режими «навігація» та «курсовертикаль» формують і видають на пристрій введення та індикації всі навігаційні параметри, необхідні для надійного літаководіння.

Режим «контроль» передбачає можливість перевірки нормально-го функціонування системи на будь-яких етапах польоту.

3.8.2. Інерціальна система І-42-ІС

Система І-42 є основним датчиком пілотажно-навігаційної інформації і входить до складу КСЦПНО (комплексу стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання літака). Керування системою та індикація параметрів, що видаються, здійснюються на пультах КСЦПНО.

Система І-42 належить до класу безплатформних інерційних навігаційних систем (БІНС). На основі інформації від лазерних гіроскопів, акселерометрів, обчислювальних систем літаководіння (ОСЛ), систем повітряних сигналів (СПС) і разових команд система забезпечує обчислення параметрів місцезнаходження та руху судна.

Основні технічні дані системи:

- похибка визначення координат місцеположення (φ , λ) за 10 год - не більше 37 км;
- похибка визначення шляхової швидкості та її складових - не більше 14.4 км/год;
- похибка визначення істинного курсу - $\leq 0.4^\circ$;
- похибка визначення кутів тангажу та крену: в режимі «навігація» - $\leq 0.1^\circ$, в режимі «курсовертикаль» - $\leq 1.0^\circ$.

Час готовності до роботи в діапазоні температур від -20°C до $+50^\circ\text{C}$ не перевищує 18 хв, час безперервної роботи - 16 год.

Система визначає та видає споживачам таку інформацію:

- географічні координати φ , λ , шляхову швидкість W та шляховий кут ШК, швидкість U та кут δ вітру, істинний курс ІД, магнітний шляховий кут МШК, магнітний курс МК, кут зносу КЗ, кут нахилу

траєкторії θ , кут тангажу ϑ , кут крену γ ;

- швидкість вертикальну потенціальну V_n та інерціальну V_z , висоту інерціальну H , прискорення горизонтальне літака a^{np} вздовж лінії шляху, прискорення горизонтальне літака a^{on} , перпендикулярне до лінії шляху, вертикальне прискорення a^z ;

- складову шляхової швидкості «Північ-Південь» і «Схід-Захід».

Система І-42 встановлюється на літаку в герметизованому відсіці; основу системи складає моноблок (МБ), який містить лазерні гіроскопи (ЛГ), акселерометри (А), електронні пристрої, цифровий обчислювальний пристрій, що забезпечує навігацію в географічній системі координат, видачу сигналів кутової орієнтації літака, прийом сигналів від інших систем комплексу та блок спеціального живлення. Приймання та видача сигналів здійснюються за стандартними лініями зв'язку.

На відміну від платформних ІНС, в БІНС-42 датчики прискорень (акселерометри) жорстко зв'язані з літаком, а їх осі чутливості орієнтовані вздовж будівельних осей літака. Також жорстко встановлені датчики положення (гіроскопи).

У ЦОМ БІНС на основі інформації від датчиків положення та прискорень моделюється тригранник, подібний до тригранника платформи ІНС. Тригранник розвертається навколо місцевої географічної вертикалі з кутовою швидкістю, яка дорівнює проекції кутової швидкості Землі на цю вісь.

У ЦОМ здійснюються попередні операції по перетворенню інформації від зв'язаних з літаком акселерометрів до осей модельованого тригранника.

З урахуванням початкових даних, що надходять від акселерометрів та гіроскопів, у ЦОМ, за визначеними алгоритмами, обчислюються пілотажно-навігаційні параметри.

Структурну схему взаємозв'язку системи I-42-1С з іншими системами бортового комплексу літака наведено на рис. 3. 27.

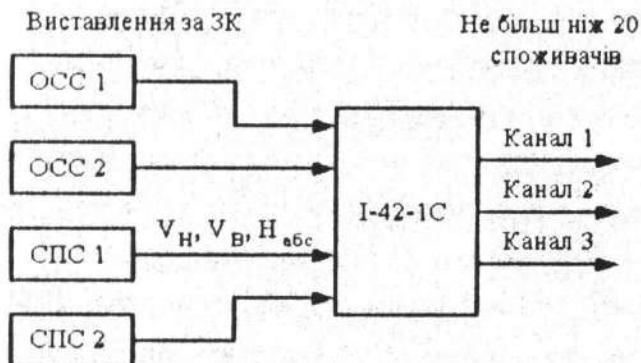


Рис. 3.27. Схема взаємозв'язку інерціальної системи I-42 із системами комплексу КСЦПНО

Обчислювальна система I-42 забезпечує формування масиву поточних значень пілотажно-навігаційних параметрів. Роботу обчислювача можна розглядати як почергове обчислення цілого ряду відносно незалежних часткових алгоритмів з обміном даними між ними. Всі алгоритми можна розподілити на дві групи:

1) алгоритм обчислення пілотажно-навігаційних параметрів орієнтації, навігації, інтегрування та перерахунку уявної швидкості обчислення кутів Ейлера, екстраполювання кутів Ейлера та формування похідних цих кутів, автономного виставлення вертикального каналу, обчислення траєкторних прискорень, режиму КВ, формування магнітного схилення, формування параметрів курсу, визначення

параметрів вітру;

2) службові алгоритми.

У системі І-42 має місце фільтрація вихідних сигналів фільтром другого порядку, частотна характеристика якого визначається співвідношенням

$$\left| F(j\omega) \right|^2 = \frac{1}{1 + (\omega / \omega_c)^{2n}}, \quad (3.10)$$

де ω_c - гранична частота, n - порядок фільтрації.

Цифрова реалізація такого фільтра задається різницеvim рівнянням

$$y[n] = a_0x[n] + a_1x[n-1] + a_2x[n-2] - b_1y[n-1] - b_2y[n-2], \quad (3.11)$$

де $x[n]$ - величина на вході фільтра; $y[n]$ - величина на виході фільтра; a_i, b_i - коефіцієнти фільтра, які є функціями ω_c та частоти, одержаної від розв'язання рівняння фільтра.

Система І-42 має такі режими роботи: «ВИМКНЕНО», «ВИСТАВЛЕННЯ», «НАВІГАЦІЯ», «КУРСОВЕРТИКАЛЬ», «КОНТРОЛЬ».

У режимі «ВИСТАВЛЕННЯ» після введення початкових даних φ_0, λ_0 (режим АВК) чи $\varphi_0, \lambda_0, ДК_0$ (режим «ВИСТАВЛЕННЯ ЗА ЗК») система видає значення кутів крену та тангажу, широти та довготи місцеположення повітряного судна, а також значення істинного курсу, обчисленого спочатку при грубому, а потім при точному гірокомпасуванні при «АВК» (автономне виставлення курсу).

У режимі «НАВІГАЦІЯ» система видає споживачам весь обсяг інформації, що наводилась раніше.

Режим «КУРСОВЕРТИКАЛЬ» є резервним і реалізується в польоті після одночасного переривання електроживлення по ланцюгах змінного та постійного струмів.

Маса комплексу не перевищує 43 кг.

3.8.3. Інтегральні інерціальні системи

Комплексні навігаційні системи, побудовані на базі інерціального зчислення шляху, є найперспективнішими. Це пояснюється тим, що участь інерціальних систем у роботі комплексу забезпечує максимальну автономність вимірів і найбільший обсяг інформації про рух повітряного судна.

Інерціальній системі властиве накопичення похибок у визначенні координат місцезнаходження. Спільна робота інерціальної системи з радіонавігаційними, астронавігаційними та іншими пристроями і системами дає можливість, з одного боку, усунути накопичення похибок, а з іншого - підвищити точність та завадозахищеність [27].

Вперше широка інтеграція систем була здійснена на пасажирських літаках А-320, В-747, МД-11. На зарубіжних літаках останніх поколінь функціональна інтеграція здійснюється за допомогою нових інтегральних систем, що об'єднують функції, які раніше виконувались декількома системами, та вирішують задачі більш високого рівня. До таких систем належать:

- інтегральна інерціально-аерометрична система ІНС/СПС;
- інтегральна система БІНС/СНС;
- інтегральна система БІНС/СПС/СНС та ін.

Вперше інтеграцію ІНС і СПС було здійснено при створенні інтегральної аерометричної системи ADIRS (Air Data Inertial Reference System), в якій суміщено функції ІНС і СПС. Використання лазерних гіроскопів у БІНС зумовлює такі переваги системи: простоту резервування, більш високий динамічний діапазон, нормальне функціонування при низьких температурах та ін.

Так, система ADIRS (тип HG-1150 з 1988 р.), яка встановлюється на літаку А-320 та його подальших модифікаціях, складається:

- з блока повітряно-інерціальних даних ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit) – 3 шт.;
- з блока керування та індикації CDU (Control Display Unit) - 1 шт.;
- з модуля повітряних сигналів ADM (Air Data Module) - 8 шт.

На літаку встановлено три комплекти системи ADIRS, які забезпечують точність визначення місцезнаходження літака 1.85 км за годину польоту.

Інтегральна інерціально-супутникова навігаційна система (ІНС/СНС) побудована на основі інтеграції інерціальної системи та глобальної радіонавігаційної системи (IRS/GPS Navstar Reference System / Global Position System). Використання такої системи на борту повітряного судна дозволяє забезпечувати точною інформацією всіх користувачів.

Для визначення просторових координат потрібно виміряти дальність від об'єкта до чотирьох супутників; три - для виміру власне координат; четвертий - для синхронізації опорної часової шкали приймача GPS, який визначає дальність до супутника шляхом виміру часу надходження зворотного радіосигналу. Приймачі супутникової системи, які знаходяться на борту літака, дозволяють як автономно, так і у складі інерціальної навігаційної системи визначати місцезнаходження.

ня об'єкта та швидкість за трьома осями. В результаті об'єднання функцій приймача супутникової та інерціальної систем через фільтр Калмана утворюється комплексна система з характеристиками, кращими за характеристики автономних і використовуваних окремо Global Position System, а також інерціальної системи Inertial Reference System.

Можливість спільної роботи цих двох систем обмежена, оскільки літак повинен знаходитися в зоні видимості трьох з 18 супутників у кожному районі Землі. Крім того, періодичне приймання сигналів із супутників слід проводити на визначеній частоті. Інтегральні та інтегрально-супутникові системи, які знаходяться в експлуатації, мають високу точність у визначенні місцеположення та швидкості літака. Так, інтегральна схема ІНС/СНС фірми Mitsubishi, яка пройшла льотні випробування, має точність у визначенні місцеположення не гірше 150 м за годину польоту.

Перехід на безкардані системи, оснащені волоконно-оптичним гіроскопом з цифровим приймачем GPS і магнітним датчиком, дозволяє в перспективі створити дешеву високочастотну навігаційну систему на основі твердотільних пристроїв з високим ступенем експлуатаційної надійності.

Інтенсивно, особливо в США, ведуться розробки перспективних інтегральних систем GAINS (Global Positioning System / Aided Inertial Navigation System ІНС/СІНС/СНС), призначених для встановлення на адміністративних, транспортних літаках спеціального призначення. Ця система є наступним логічним етапом інтеграції навігаційного обладнання. Вважають, що вона може бути використана на всіх етапах польоту і навіть для керування рухом по льотному полю. Така система дозволяє зберегти точність місцезнаходження не гірше 80 м.

4. ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ

Система повітряних сигналів призначена для виміру, індикації та видачі споживачам аерометричних параметрів.

Створення СПС викликано збільшенням кількості споживачів аерометричних параметрів (системи керування, приціли, навігаційні системи та інше) та необхідністю, яка виникла через повніший облік факторів, що впливають на точність виміру цих параметрів у польоті [8, 9].

Об'єднання багатьох однорідних за своєю природою приладів у єдину вимірювальну систему дозволяє уникнути дублювання чутливих елементів та обчислювачів і підвищити точність виміру вихідних параметрів.

4. 1. Методи виміру та градуювальні формули

4.1.1. Метод виміру відносної барометричної висоти

Під відотною барометричною висотою розуміють висоту польоту відносно якого-небудь умовного місця, наприклад, аеродрому зльоту або посадки.

Основними методами виміру висоти польоту є радіотехнічний або барометричний.

У системі СПС використовується барометричний метод, оснований на застосуванні закону зміни тиску повітря зі зміною висоти.

Залежність між $H_{абс}$ і тиском $P_{ст}$ може змінюватися залежно від пори року, стану погодних умов та географічної широти.

За даними багаторічних метеорологічних досліджень встановлено середньостатистичну залежність $H_{абс} = f(P_{ст})$, прийняту як стандартну атмосферу (ГОСТ 4401-64).

Формули розв'язання абсолютної висоти $H_{абс}$:

$$H_{абс} = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_{ст}}{P_0} \right)^{\tau R} \right], \text{ для } H \leq 11000 \text{ м}; \quad (4.1)$$

$$H_{абс} = 11000 + RT_n \ln \frac{P_n}{P_{ст}}, \text{ для } H \geq 11000 \text{ м}, \quad (4.2)$$

де P_0 – тиск на рівні моря = 760 мм. рт. ст.; P_n – тиск на абсолютній висоті 11000 м = 169,63 мм. рт. ст.; $P_{ст}$ – тиск на вирішуваній висоті; T_0 – температура повітря на рівні моря = 288°K; T_n – 216,5°K – температура повітря на висоті 11000 м.; $\tau = 0,0065$ град/м – температурний градієнт; $R = 29,274$ м/°K – газова стала:

$$R_n \frac{P_0}{J_0 T_0} = 29,274 \text{ м/К} \quad (\gamma_0 = 1,2255 \text{ кг/м}^3).$$

Відносну висоту знаходять як різницю між абсолютною висотою польоту та абсолютною висотою місцевості, відносно якої визначається висота польоту:

$$H_{від} = H_{абс} \pm H_0; \quad (4.3)$$

$$H_0 = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_0}{760} \right)^{\tau R} \right], \quad (4.4)$$

де P_0 – тиск місця зльоту або посадки (встановлюється вручну).

4.1.2. Метод виміру числа M та швидкостей $V_{\text{ст}}$ і $V_{\text{пр}}$

Безрозмірною характеристикою швидкості польоту є число M , яке дорівнює відношенню повітряної швидкості до швидкості звуку.

Дійсною повітряною швидкістю називається швидкість руху літака відносно повітряного потоку.

Приладова швидкість - це умовна швидкість літака, яку беруть ніби біля Землі (тобто при $H = 0$), але при швидкісному напорі $P_{\text{дин}}$, який дорівнює швидкісному напору на даній висоті.

У системі СПС-72 метод розв'язання перелічених вище параметрів базується на вимірюванні відношення динамічного тиску до статичного.

У цьому випадку формула визначення числа M має вигляд

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} + 1 \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad \text{для } M \leq 1, \quad (4.5)$$

де $\kappa = 1,41$ - показник адіобати;

$$\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} = \left[166,9216 \frac{M^7}{(7M^2 - 1)^{2,5}} \right] \quad \text{для } M > 1. \quad (4.6)$$

Дійсну повітряну швидкість можна знайти, користуючись залежністю

$$V_{\text{ст}} = a M, \quad (4.7)$$

де a - швидкість звуку на висоті польоту;

$$a = \sqrt{\kappa g R T_n}, \quad (4.8)$$

де $a = 340,225$ м/с (при $t = +15^\circ\text{C}$); $g = 9,81$ м/с²; $\kappa = 1,41$; $R = 29,27$ м/К.

Температура зовнішнього повітря функціонально пов'язана з температурою гальмування потоку таким чином:

$$T_n = \frac{T_T}{N(1 + 0,2M^2)}, \quad (4.9)$$

де N - коефіцієнт якості приймача температури гальмування;

$$N = \frac{T_{\Pi}}{T_T},$$

де T_{Π} - дійсна температура гальмування; T_T - температура гальмування, яка сприймається теплочутливим елементом приймача.

Для приймачів температури, використаних у СПС-72, $N = 0,996$, із залежностей (4.7) - (4.9) визначається

$$V_{\text{іст}} = \sqrt{2\kappa g R} \cdot \frac{M}{\sqrt{N(1 + 0,2M^2)}} \cdot \sqrt{T_T}, \quad (4.10)$$

або, з урахуванням значень сталих величин, формула (4.10) набуває вигляду

$$V_{\text{іст}} = 72,1728 \frac{M\sqrt{T_T}}{\sqrt{N(1 + 0,2M^2)}} = Cf(M) \cdot \sqrt{T_T}. \quad (4.11)$$

Приладова швидкість пропорційна швидкісному напору зустрічного потоку повітря $P_{\text{дин}}$.

Залежно від приладової швидкості витримуються необхідні режими польоту.

Формула, за якою визначають приладову швидкість, має вигляд:

а) при $V_{\text{пр}} < a_0$

$$P_{\text{дин}} = P_0 \left\{ \left(1 + 0.13332 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{пр}}^2 \right)^{3,5} - 1 \right\}; \quad (4.12)$$

б) при $V_{\text{пр}} > a_0$

$$P_{\text{дин}} = \frac{\left[\left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot \left(\frac{2}{\kappa-1} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \cdot \left(\frac{V_{\text{пр}}}{a_0} \right)^{\frac{2\kappa}{\kappa-1}} \right]}{\left[\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left(\frac{V_{\text{пр}}}{a_0} \right)^2 - 1 \right]^{\frac{1}{\kappa-1}}} = P_0 \left[\frac{0,8584 \cdot 10^{-6} \cdot V_{\text{пр}}^7}{(V_{\text{пр}} - 214277)^{2,5}} - 1 \right]; \quad (4.13)$$

де $a_0 = 340,225$ м/с.

4.2. Система повітряних сигналів типу СПС-72

Уніфікована система повітряних сигналів СПС-72 призначена:

1) для вимірювання та видачі споживачам таких пілотажно-навігаційних параметрів:

- відносної барометричної висоти $H_{\text{відн}}$;
 - істинної повітряної швидкості $V_{\text{іст}}$;
 - приладової швидкості $V_{\text{пр}}$;
 - абсолютної барометричної висоти $H_{\text{абс}}$;
 - числа M ;
 - температури зовнішнього повітря $T_{\text{зовн}}$;
 - статичного тиску $P_{\text{ст}}$;
 - відхилення числа M від заданого значення $M_{\text{зад}}$;
- 2) для індикації $H_{\text{відн}}$, $V_{\text{іст}}$, M , $T_{\text{зовн}}$.

Параметри видаються споживачам у вигляді:

- відносного опору $R_{\text{відн}}$ ($H_{\text{відн}}$, $V_{\text{іст}}$, $V_{\text{пр}}$, $H_{\text{абс}}$, M , $T_{\text{н}}$, $P_{\text{ст}}$);
- напруги із синусно-косинусного трансформатора СКТ ($H_{\text{відн}}$, $V_{\text{іст}}$, M).

Розв'язання вихідних параметрів польоту відбувається при безперервному введенні таких величин: $P_{\text{ст}}$, $P_{\text{дин}}$ від ППТ, омичного опору, пропорційного температурі гальмування від приймача температури, барометричного тиску P_0 .

4.2.1. Принцип дії роздільних пристроїв

Обчислення аерометричних параметрів у системі СПС-72 здійснюється на автоматичних мостових схемах з функціональними елементами. При цьому використовуються три типові мостові схеми:

- потенціометрична мостова схема ділення числа M [див. формули (4.5) і (4.6)];
- реостатні мостові схеми $T_{\text{зовн}}$ і $V_{\text{іст}}$ [див. формули (4.9) і (4.11)];
- потенціометрична мостова схема віднімання $H_{\text{відн}}$ [див. формулу (4.3)];

В усіх мостових схемах використано потенціометри прецизійні, багатообертові (20-обертові) лінійні або функціональні типу ППМЛ і ППМФ-М.

Принципову схему потенціометричного мосту множення (ділення) наведено на рис. 4.1.

Умовою рівноваги моста є рівняння напруг

$$U_2 = U_1. \quad (4.14)$$

Вхідні величини механічно потрапляють на переміщення движків потенціометрів P_1 і P_2 .

Зі схеми дістанемо

$$U_2 = \frac{U_1}{R_{\text{с2}}} R_3; \quad U_3 = \frac{U_0}{R_{\text{с3}}} R_1. \quad (4.15)$$

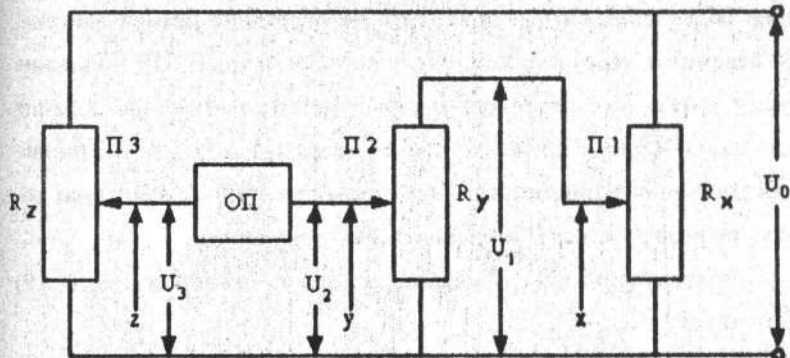


Рис. 4.1. Принципова схема мосту множення (ділення)
Враховуючи (4.14), можна записати

$$\frac{U_1}{R_{n2}} \cdot R_y = \frac{U}{R_{n3}} \cdot R_z \quad (4.16)$$

Наступно шунтуючим впливом опору R_{n2} , напругу U_1 можна виразити через U_0 :

$$U_1 = \frac{U_0}{R_{n1}} R_x \quad (4.17)$$

Після спільного розв'язання рівнянь (4.16) і (4.17) одержимо

$$\frac{R_z}{R_{n1}} = \frac{R_x \cdot R_y}{R_{n1} \cdot R_{n2}}, \quad (4.18)$$

або, переходячи до відносних опорів,

$$r_z = r_x \cdot r_y, \quad (4.19)$$

де $r_z = R_z/R_{n3}$; $r_x = R_x/R_{n1}$; $r_y = R_y/R_{n2}$.

Відносні опори r_x , r_y , r_z змінюються пропорційно величинам, які вимірюються: X , Y , Z відповідно.

Автоматична дія мосту досягається за рахунок відпрацьовуючого пристрою, який складається з коректора, підсилювача, двигуна та редуктора. При зміні змінної X або Y рівновага мосту порушується і на вхід надходить сигнал розузгод-

ження. Підсилений сигнал приводить до обертання ротора двигуна, який переміщує через редуктор щітку потенціометра ПЗ до зникнення сигналу розузгодження. Якщо щітку потенціометра відпрацювання механічно зв'язати зі щіткою потенціометра П4, то відносні опори, які видаються потенціометром П4, будуть пропорційні значенню добутку, що розв'язується (П4 на рисунку не показаний).

При врахуванні впливу навантаження лінійна залежність (4.19) дещо змінюється.

Ділення проводиться за аналогічною схемою, але потенціометром відпрацювання в цьому випадку є потенціометр П1. Переміщення щітки потенціометра ПЗ має бути пропорційним діленому, а переміщення щітки потенціометра П2 - дільнику. Із виразу (4.19) одержуємо

$$r_x = r_z / r_y \quad (4.20)$$

Оскільки потенціометр R_{n1} працює на деяке навантаження, то лінійна залежність $r_x = r_z / r_y$ незначно змінюється, і при обчисленні це необхідно враховувати.

Реостатну схему мосту множення (ділення) зображено на рис. 4.2.

Вхідні величини механічно подаються на переміщення движків потенціометрів П2 і П3, увімкнених у плечі мосту. Відпрацювання також відбувається механічно шляхом змінення опору R_{n1} (для мосту ділення) до величини, при якій струм у діагоналі мосту стає нульовим.

Умова рівноваги мосту

$$\frac{R_{n1}}{R_4} = \frac{R_{n2}}{R_{n3}},$$

або

$$R_{n1} \cdot R_{n3} = R_{n2} \cdot R_4,$$

або

$$R_{n1} = \frac{R_{n2} \cdot R_4}{R_{n3}} \quad (4.21)$$

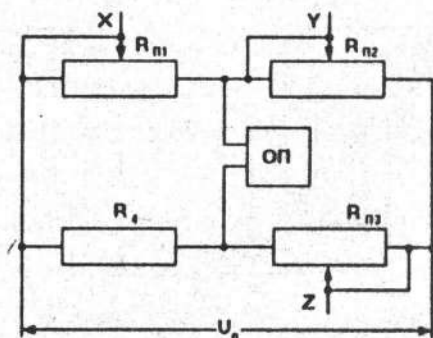


Рис. 4.2. Реостатна схема мосту множення (ділення)

Таким чином, за допомогою даної мостової схеми можна виконувати операції множення або ділення.

При $R_{n1} = m_1 X$, $R_{n2} = m_2 Y$, $R_{n3} = m_3 Z$, $R_{n4} = \text{const} = k$
та при $Z = f(M)$; $X = \sqrt{R_1}$; $Y = V$;

$$Y = \frac{m_1 x \cdot m_3 z}{k} = \frac{m_1 m_3}{k} \cdot x \cdot z$$

дістанемо

$$X = \frac{k \cdot m_2 y}{m_3 m_1 z} = k \frac{y}{z} \quad (4.22)$$

Принципову схему мосту віднімання наведено на рис. 4.3. Цей міст використовується для розв'язання $H_{\text{відн}}$.

Вхідні величини $H_{\text{абс}}$, P_0 механічно подаються на переміщення движків потенціометрів R_{n1} і R_{n2} . Рівновага мосту при додержанні рівності буде

$$U_2 R_{H_0} + U_1 R_{H_{\text{відн}}} = U_2 R_{H_{\text{абс}}} \quad (4.23)$$

Необхідною умовою схеми складання є рівність напруг, які живлять плечі мосту ($U_1 = U_2$), тобто

$$R_{H_{\text{відн}}} = R_{H_{\text{абс}}} - R_{H_0} \quad (4.24)$$

Якщо прийняти $R_{H_{\text{відн}}} = \kappa_1 H_{\text{відн}}$, $R_{H_{\text{абс}}} = \kappa_2 H_{\text{абс}}$, $R_{H_0} = \kappa_3 H_0$
та підставити ці позначення у формулу (4.24), матимемо

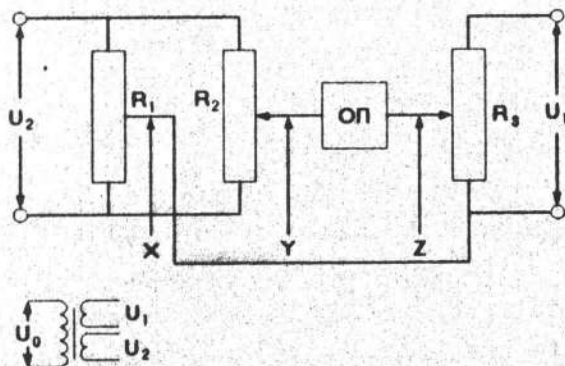


Рис. 4.3. Принципова схема мосту віднімання

$$k_1 N_{\text{відн}} = k_2 N_{\text{абс}} - k_3 N_0. \quad (4.25)$$

Таким чином, у момент рівноваги мосту на потенціометрі ПЗ одержимо відносний опір, пропорційний відносній барометричній висоті.

4.2.2. Структурна схема СПС-72-1

Складовими частинами системи типу СПС-72-1 є такі блоки та показники [28, 29]:

- блок повітряних параметрів БПП;
- показники висоти ПВ;
- комбінований показник швидкості та числа М - ПМШ;
- показник температури зовнішнього повітря ПТ-ІМ;
- показники швидкості та висоти (повторювачі), відповідно ПШ-П, ПВ-П (див. рис. 4.4).

Як видно з наведених раніше формул для обчислення $N_{\text{відн}}$, $N_{\text{абс}}$, $V_{\text{кст}}$, $V_{\text{пр}}$, М, необхідно знати чотири параметри: $P_{\text{ст}}$, $P_{\text{дин}}$, T_3 , P_0 .

Обчислення аерометричних параметрів відбувається у відповідних показниках на потенціометричних чи реостатних мосто-

вих схемах з функціональними елементами.

Статичний і повний тиск безперервно сприймаються на літаку приймачем повітряного тиску ППТ і надходять у статичну та динамічну системи СПС, розташовані в блоці БПП. Датчики $P_{ст}$ і $P_{дин}$ блоку БПП забезпечують розв'язання вихідних параметрів $H_{абс} = f(P_{ст}), P_{ст}, V_{пр} = f(P_{дин}), P_{дин}$.

Температура загальмованого потоку повітря вимірюється на літаку приймачем температури. При зміні температури загальмованого потоку повітря відповідно змінюється електричний опір теплочутливого елемента приймача, який надходить у роздільний пристрій визначення $V_{іст}$ і $T_{зов}$.

Величини значень P_0 передаються на літак по радіо або встановлюються за статистичними даними для даного місця, відносно якого визначається висота (зліт, посадка).

У покажчику висоти ПВ здійснюється розв'язання висоти $H_{відн}$ за формулою (4.3) з використанням мостової потенціометричної схеми обчислення (див. рис. 4.3). Відносний опір, пропорційний H_0 , надходить з функціонального потенціометра покажчика ПВ, що розв'язує залежність $H_0 = f(P_0)$. При цьому барометричний тиск P_0 на рівні землі вводиться в систему вручну ручкою P_0 покажчика ПВ. Параметр $H_{відн}$ відображується візуально у вигляді відносного опору з потенціометрів і напруги з СКТ.

Число M розв'язується потенціометричним мостом ділення (див. рис. 4.1) у покажчику ПМШ [див. формули (4.5), (4.6)]. Вихідні сигнали $P_{дин}, P_{ст}$ надходять з виходу потенціометрів датчиків і блока БПП у вигляді відносного опору.

Параметр M відображується візуально у вигляді відносного опору з потенціометрів і напруги з СКТ.

Істинна повітряна швидкість $V_{кт}$ вирішується в покажчику ПМШ на реостатній мостовій схемі множення за формулою (4.11) як функція числа M , температури загальмованого повітря T_3 ; $V_{кт} = f(M) \cdot \sqrt{T_3}$. Залежність $f(M)$ надходить з вихідного функціонального потенціометра розв'язання числа M у вигляді відносного опору, $\sqrt{T_3}$ вводиться опором обмотки приймача температури. $V_{кт}$ відображується візуально, у вигляді $R_{відн}$ та напруги з СКТ.

Температура зовнішнього повітря $T_{зов}$ розв'язується в покажчику ПТ за реостатною схемою як функція числа M і температури загальмованого потоку T_3 :

$$\sqrt{T_{зов}} = \sqrt{T_3} \cdot f(M)_{Т_{зов}} = \frac{\sqrt{T_3}}{\sqrt{1 + 0,2M^2}}; \quad \sqrt{T_{зов}} = \frac{\sqrt{T_3}}{N \sqrt{(1 + 0,2M^2)}}, \quad (4.26)$$

де $f(M)_{Т_{зов}}$ надходить у вигляді відносного опору з вихідного функціонального потенціометра мосту розв'язання числа M ; $\sqrt{T_3}$ - у вигляді опору обмотки приймача температури. Параметр $T_{зов}$ видається візуально, у вигляді відносного опору.

4.2.3. Принцип роботи та схема слідкуючої системи

БПП складається з двох датчиків $P_{ст}$ і $P_{дин}$, елементів вбудованого контролю та електрорадіоелементів.

До складу принципової схеми датчика статичного тиску $P_{ст}$ (рис. 4.5) входять такі елементи: чутливі елементи АЧЕ; двигун-генератор ДГ-0,5; індукційний вузол ІВ; вихідні потенціометри П1-П6.

Датчик статичного тиску заміряє статичний тиск і видає

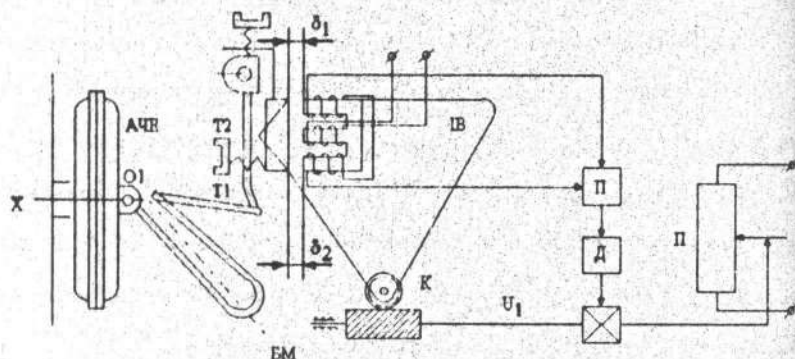


Рис. 4.5. Схема слідкуючої системи СПС

відносний опір, пропорційний $P_{ст}$ і $H_{абс}$.

Тиск, що вимірюється, потрапляє в корпус датчика та сприймається чутливим елементом АЧЕ, який, прогинаючись, переміщує верхній центр. Через термокомпенсатор БМ, тяги T_1 і T_2 поступальне переміщення перетворюється в обертний рух якоря індукційного вузла, внаслідок чого змінюється відстань між якорем і осердям магнітопроводу. Первинна обмотка живиться напругою від джерела живлення, вторинні обмотки вмикаються зустрічно. Таким чином, коли відстані однакові ($\delta_1 = \delta_2$), напруга на виході ІВ дорівнює нулю. Зміна тиску призводить до порушення рівності зазорів δ_1 і δ_2 та до появи напруги на виході ІВ.

З виходу ІВ сигнал розузгодження потрапляє на вхід підсилювача П, розташованого окремо від датчиків. Підсилений сигнал надходить на обмотку двигуна, який через редуктор і черв'як обертає черв'ячне колесо К. Черв'ячне колесо через повідковий механізм зв'язане з кулачком, який, обертаючись, переміщує качалку ІВ у бік відновлення рівноваги зазорів δ_1 і δ_2 . У момент досягнення

рівності зазорів двигун зупиняється. Як видно із схеми слідкуючої системи, двигун одночасно переміщує щітки вихідних потенціометрів. В результаті цього відносний опір, який відсікається щіткою потенціометра, пропорційний зміні тиску.

Для компенсації інструментальних і температурних похибок чутливого елемента в датчику розташовано термокомпенсатор БМ, один кінець якого з'єднаний з верхнім центром АЧЕ, а другий - з тягою T_1 . Ця конструкція забезпечує температурну компенсацію першого та другого роду.

Наявність кулачка залежить від того, чи має функція N_{abc} значну крутизну характеристики, яка перевищує припустиму крутизну багатоберткових потенціометрів.

У зв'язку з наявністю кулачка потенціометри, які відпрацьовують тиск $P_{ст}$, виконані функціональними.

Принципова схема датчика динамічного тиску відрізняється тільки чутливим елементом. У цьому датчику за ЧЕ приймається МЧЕ, а вихідні потенціометри видають відносні опори, пропорційні $P_{дин}$ і $V_{пр}$.

Автоматичні мостові схеми розв'язання вихідних параметрів $N_{відн}$, $V_{іст}$, M , $T_{юв}$, принцип дії яких розглянуто раніше, розташовані конструктивно у відповідних покажчиках. Кожна із схем складається з підсилювача, двигуна-генератора ДГ-0,5ТА, модулятора, потенціометрів введення і потенціометрів відпрацьовування.

Генераторна обмотка ДГ-0,5 виробляє напругу зворотного зв'язку, яка використовується для усунення автоколивань при зрівноваженні мосту.

Для усунення впливу наводок і паразитних ємностей у джгутах зв'язку живлення мостових схем здійснюється напругою постійного струму (біля 40 В).

Принципова схема СПС-72 передбачає вбудований контроль, що виконується за одним значенням, що перевіряється для усіх параметрів, які розв'язуються на точність. Принцип вбудованого контролю СВС-72 оснований на вмиканні тестових сигналів замість стимулюючих сигналів тиску та температури гальмування і подальшому розв'язанні контрольної задачі електричними мостовими схемами СПС-72.

При цьому СПС-72 відпрацьовує та видає всім споживачам і на візуальні прилади контрольні значення:

$H_{абс} = H_{відн} = 5000$ м; $V_{відн} = 800$ км/год; $M = 0,69309$ од.М;
 $V_{пр} = 636,5$ км/год; $T_{зов} = -17,4^{\circ}\text{C}$.

4.3. Цифрова система повітряних сигналів

Цифрова СПС тиску СПС-85 призначена для виміру, обчислення та видачі на індикацію екіпажу та в бортові автоматичні системи керування інформації про висотно-швидкісні параметри та кут атаки.

СПС-85 використовується у складі комплексу стандартного цифрового обладнання (КСЦПНО) пасажирських магістральних літаків [8, 30].

Оснoву системи складає обчислювач (рис. 4.6), до складу якого входять: датчик повного тиску (ДПТ), датчик статичного тиску (ДСТ), центральний процесор (ЦП), запам'ятовуючий пристрій (ЗП), перетворювач частота-код (ПЧК), аналого-цифровий перетворювач (АЦП), спеціальний запам'ятовуючий пристрій (СЗП), прийомо-передавач коду (ППК).

Обчислювач забезпечує розв'язання необхідних вихідних параметрів, які надходять до системи електронної індикації СЕІ та використовуються як вхідна інформація для роботи інших бортових систем. Характеристики вихідних сигналів наведено в табл. 4.1.

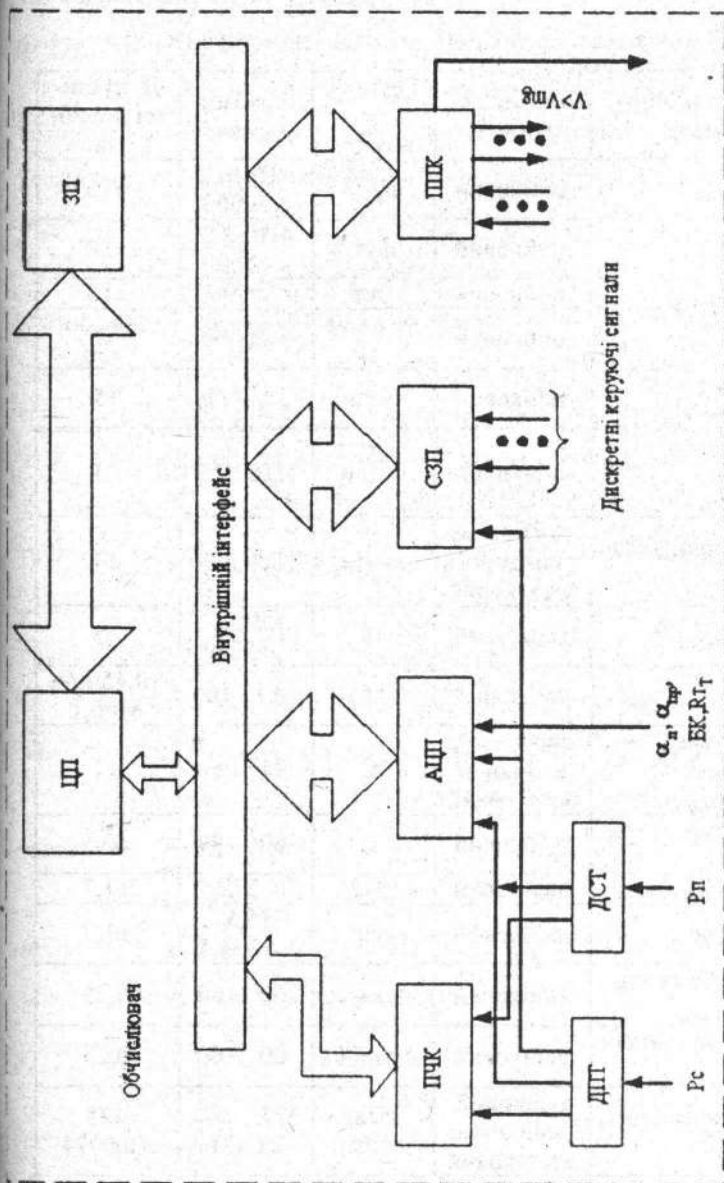


Рис. 4.6. Обчислювач цифрової СПС

Характеристика вихідних сигналів системи СПС-85

Назва вихідного сигналу	Вид сигналу (код)	Одиниця виміру	Діапазон виміру	Допустима похибка
Висота $H_{абс1}$	двійковий	фут ^{*)}	-1650... ...50000	± 15
Висота $H_{відл1}$	двійковий	фут	-1650... ...50000	± 20
Висота $H_{відлII}$	двійковий	фут	0...50000	± 20
Вертикальна швидкість V_y	двійковий	фут/хвил	± 20000	5% або ± 30
Приладова швидкість $V_{пр}$	двійковий	вузли	30...450	± 5
Максимальна допустима швидкість	двійковий	вузли	150...450	± 1
Дійсна швидкість $V_{дійсн}$	двійковий, двійково-десятковий	вузли	100...599	± 4
Висота $H_{абсII}$	двійковий	м	-500... ...15240	± 5
Число M	двійковий	M	0,1...10	$\pm 0,15$ при $M=0,1$
Температура зовнішнього повітря $T_{зов}$	двійковий, двійково-десятковий	$^{\circ}C$	-99...+60	± 1
Температура гальмування T_r	двійковий	$^{\circ}C$	-60...+99	$\pm 0,5$
Динамічний тиск	двійковий	гПа	0...372,5	$\pm 1,7$
Повний тиск	двійковий	гПа	135,5... ...1354,5	$\pm 1,7$
Місцевий кут атаки α_M	двійковий	градус	-60...+60	0,25
Дійсний кут атаки $\alpha_{дійсн}$	двійковий	градус	-60...+60	0,25
Барокорекція № 1, 2	двійковий, двійково-десятковий	гПа, дюйми	577...1074 22...31	± 25 $\pm 0,0074$

$$H(\text{фут})=H(\text{м})\cdot 3,28; H(\text{м})=H(\text{фут}) : 3,28;$$

1 вузол=0,514 м/с; 1 дюйм=2,54 см; 1 мм рт.ст.=1,33 м бар.

СПС-85 можна встановлювати на шістнадцяти типах літаків, для кожного з яких у запам'ятовуючому пристрої системи зберігаються коефіцієнти корекції на аеродинамічну поправку висотно-швидкісних параметрів і кута атаки.

Пам'ять обчислювача зберігає: 16×2 комплекти коефіцієнтів для корекції помилки сприймання статичного тиску; 16×5 комплектів значень граничної швидкості та числа M (V_{mg} , M_{mg}); 16×2 комплекти коефіцієнтів для корекції кутів атаки та 16 значень граничних розузгоджень між сигналами лівого та правого датчиків кута атаки.

Вихідною інформацією для обчислювача системи СПС-85 є: статичний тиск $P_{ст}$, повний тиск P_n , температура гальмування T_r , місцевий кут атаки α_m , тиск аеродрому зльоту (посадки) – барометрична корекція, дискретні вхідні сигнали.

Статичний та повний тиск надходять в систему від приймачів повного та статичного тисків.

Температура гальмування вимірюється термоопором, розташованим у приймачі температури.

Барокорекція висоти надходить від пристроїв, розташованих у кабіні літака, які входять до складу КСЦПНО. Сигнал барокорекції може поступати як а аналоговій, так і в цифровій формі, залежно від обладнання, яке використовується на літаку.

Сигнали місцевого кута атаки, які надходять від датчиків, розташованих з обох боків фюзеляжу, є аналогічними.

Основні характеристики вхідних сигналів наведено в табл. 4.2.

Характеристики вхідних сигналів системи СПС-85

Назва вхідного параметра	Одиниця виміру	Діапазон виміру
Статичний тиск $P_{ст}$	гПа	115,5...1074
Повний тиск P_n	гПа	115,5...1150
Температура гальмування T_r	°C	-60...+99
Місцевий кут атаки α_m	градус	± 60
Барокорекція №1, 2	гПа	577...1074

Джерелами дискретних вхідних сигналів є логічні сигнали, які надходять від перемикачів, розташованих на елементах конструкції літака – закрилках, посадочних щитках, датчиках обмерзання, обігрівальних пристроях у ППТ, датчиках температури, датчиках кута атаки, положеннях шасі та ін.

Електроживлення системи СПС-85 здійснюється однофазним змінним струмом напругою 115 В частотою 400 Гц і постійним струмом напругою 27 В.

4.4. Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП)

Комплекс ІКВШП призначений для вимірювання, обчислення та видачі споживачам інформації про висотно-швидкісні параметри, кут атаки та вертикальне перевантаження літака. ІКВШП являє собою ба-

гатоканалну інформаційно-вимірювальну систему, охоплену контролем, що забезпечує індикацію і обчислення необхідних для навігації та керування параметрів [28, 31].

До складу комплексу ІКВШП входять такі системи (рис. 4.7):

- 1) система повітряних сигналів СПС1-72А (див. підрозд. 4.2);
- 2) система сигналізації висоти ешелонування (ССВЕ);
- 3) система сигналізації небезпечної швидкості наближення до Землі (ССНШ);
- 4) пристрій індикації та сигналізації кутів атаки та перевантажень ПДКА-6;
- 5) обчислювач критичних режимів сигналізації ОКРС-4.

Крім зазначених вище систем ІКВШП має ряд показчиків, датчиків та блоків:

- показчик-повторювач дійсної повітряної швидкості ПШ-П-ПБ;
- показчик температури зовнішнього повітря ПТ-ІМ-ІПБ з датчиком температури П-104;
- комбінований показчик швидкості та числа М (ПШТМ) з обчислювачем ОКРІ;
- електромеханічний (ВЕМ-72ПБ) і механічний (ВМ-15ПБ) висотоміри;
- блок формування та контролю БФК-3-1 і блок трансформатора БТ.

Комплекс ІКВШП забезпечує інформацію:

- екіпаж про задані поточні та припустимі значення висотно-швидкісних параметрів, кути атаки та вертикального перевантаження об'єкта;

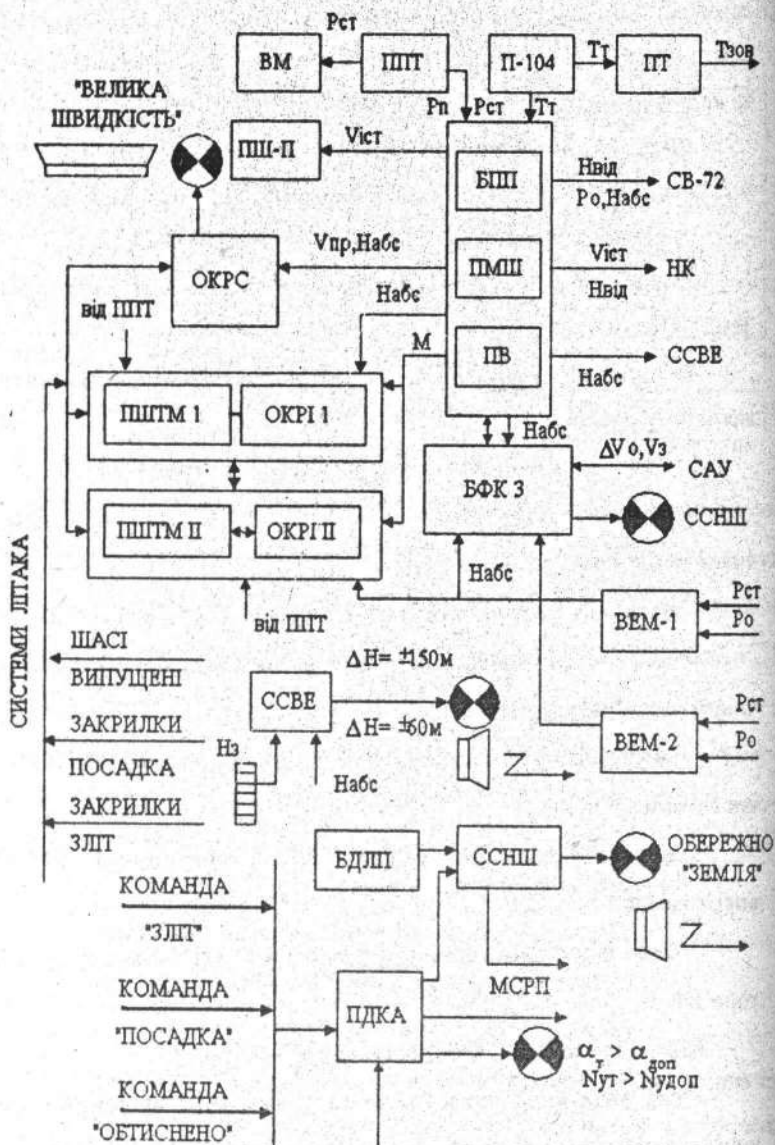


Рис. 4.7. Структурна схема ІК ВШП

– екіпаж про досягнення критичних значень приладової швидкості $V_{пр}$, кута атаки α , вертикального перевантаження n_y , про небезпечну швидкість зближення з Землею V_z , про наближення до заданої висоти ешелону та про небезпечне відхилення від неї;

– бортові автоматичні системи про висотно-швидкісні параметри об'єкта та про їх відхилення від заданих значень.

У процесі експлуатації на борту літака ІКВШП співпрацює з такими системами:

- системою автоматичного керування (САК);
- системою ресстрації режимів польоту (МСРП);
- відповідачем літака (ВЛ) та іншими спеціальними системами;
- бортовим навігаційним комплексом.

4.4.1. Система сигналізації висоти ешелонування (ССВЕ)

ССВЕ призначена для задання висоти ешелону H_e і попередження екіпажу звуковими та світловими сигналами про підхід до заданої висоти ешелону або про небезпечне відхилення від неї. Система складається із пульта задання висоти ешелону ПЗВЕ-1 і блока перетворення сигналів БПС (рис. 4.8). У системі передбачено автоматичний вбудований безперервний контроль при відсутності напруги живлення, який здійснюється за допомогою появи прапорця бленкера. Діапазон виставлення заданої висоти ешелону – від 0 до 15000 м.

Принцип роботи системи базується на порівнянні електричних

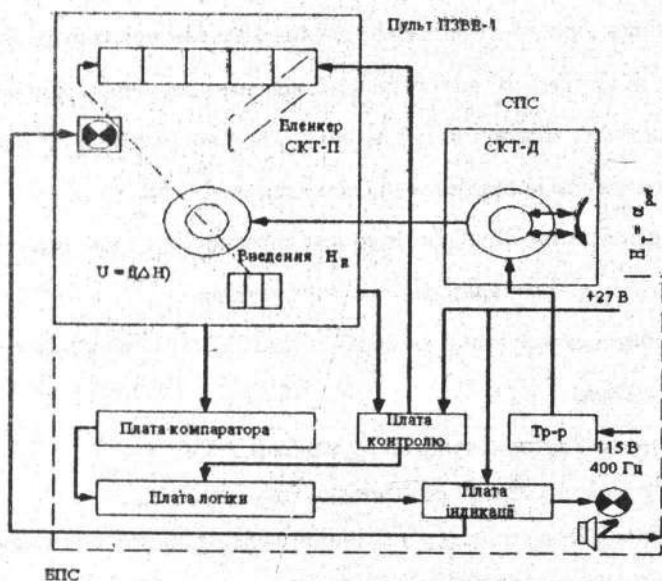


Рис. 4.8. Структурна схема ССВЕ

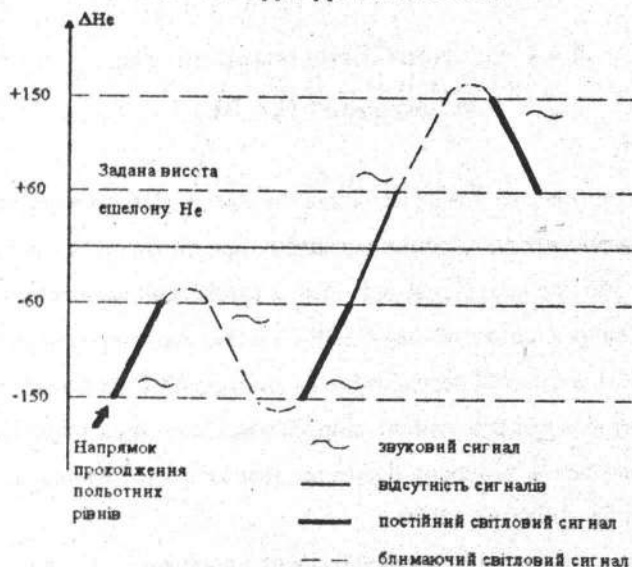


Рис. 4.9. Польотна карта

сигналів, пропорційних заданій висоті ешелонування H_e та поточній висоті польоту H_n , на перетворенні результату порівняння та логічному рішенні, яке забезпечує видачу попереджувальних сигналів відповідно до польотної карти (рис. 4.9).

Електричний сигнал, пропорційний поточному значенню висоти польоту H_n , подається на статорні обмотки синусно-косинусного трансформатора-приймача (СКТ-П) пульта ПЗВЕ.

Вісь ротора СКТ-П з'єднана з ручкою ручного введення заданої висоти ешелону H_e . Вихідний сигнал з СКТ-П, що знімається з синусової та косинусової обмоток і пропорційний різниці $\Delta H = H_e - H_n$, надходить на плату компаратора блока БПС.

Сигнали з плати компаратора та плати контролю опрацьовуються логічним пристроєм, внаслідок чого формуються сигнали для бленкерного пристрою і попереджувальні світлові та звукові сигнали, що надходять на світлове табло пульта, лампу другого пілота та в переговорний пристрій літака.

4.4.2. Система сигналізації небезпечної швидкості наближення до Землі (ССНШ)

Система ССНШ у комплекті з блоком датчиків лінійних прискорень (рис. 4.10) БДЛП1-3 призначена для сигналізації екіпажу про небезпечну швидкість наближення до Землі та формує сигнали попередження при таких небезпечних ситуаціях польоту:

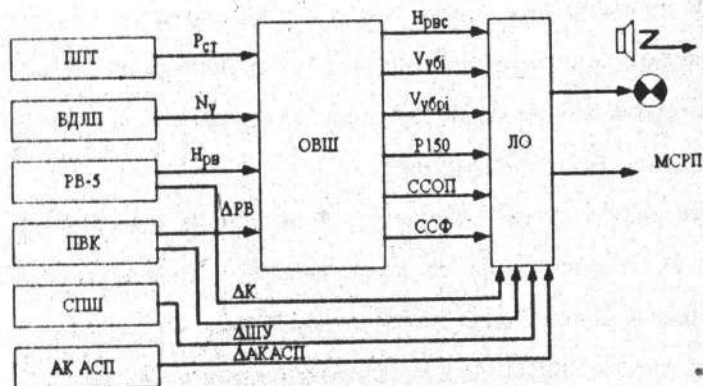


Рис. 4.10. Структурна схема СНСШ

а) при зльоті в діапазоні $H_{\text{іст}}$ від 50 до 250 м при барометричній вертикальній швидкості спуску, більшій за 1,6 м/с, та забраних шасі;

б) при зближенні із землею в діапазоні $H_{\text{іст}}$ від 400 до 50 м, коли літак літить в зоні ввімкнення сигналізації системи, яка формується згідно з залежністю (рис. 4.11, а)

$$H_{p,v} \leq 16,66(V_{y,бri} - 2,5) - 7,5; \quad (4.27)$$

в) при наближенні до землі в діапазоні $H_{\text{іст}}$ від 600 до 50 м, коли літак летить в зоні ввімкнення сигналізації системи, яка формується відповідно до залежності (рис. 4.11, б):

$$H_{p,v} \leq 71,5(V_{y,бri} - 6,6) - 7,5, \quad (4.28)$$

де $H_{p,v}$ – висота за радіовисотоміром; 16,66 [с], 71,5 [с] – коефіцієнти; $V_{y,бri}$ – барорадіоінерціальна швидкість (вертикальна), м/с; $V_{y,бi}$ – барорадіоінерціальна швидкість (вертикальна), м/с;

г) при наближенні до землі в діапазоні $H_{\text{іст}}$ від 250 до 50 м та забраних шасі.

Система (див. рис. 4.10) містить обчислювач вертикальної

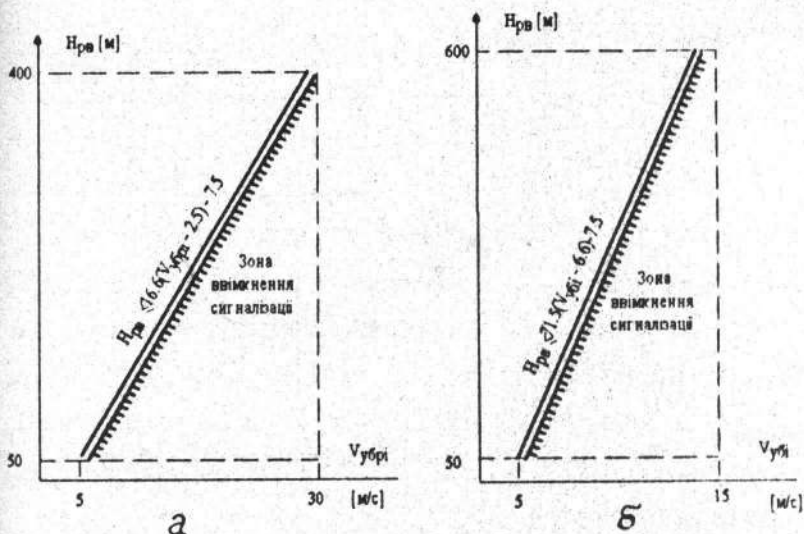


Рис. 4.11. Зона ввімкнення сигналізації системи за залежностями:
а —(4.27), б —(4.28)

швидкості (ОВШ), логічний обчислювач (ЛО) і працює спільно з такими первинними вимірювачами: радіовисотоміром РВ-5, датчиком лінійних прискорень БДЛП 1-3, приймачем статичного тиску (ПСТ), сигналізатором положення шасі (СПШ) та автоматом кута атаки АК АСП. З датчиків інформації в обчислювачі ОВШ і ЛО надходять сигнали: $P_{ст}$ – статичний тиск; N_y – вертикальне перевантаження; $H_{рв}$, $\Delta_{рв}$ – дійсна висота польоту та сигнал справності РВ; Δ_K – сигнал статичного контролю; $\Delta_{шш}$ – сигнал від датчика положення шасі; $\Delta_{ак}$ – АСП – сигнал автомата кута атаки.

Обчислювач вертикальної швидкості працює у такому режимі (рис. 4.12). Сигнал $V_{убі}$ формується фільтруючим пристроєм Φ шляхом компенсування сигналів, які надходять з виходів узгоджувачів

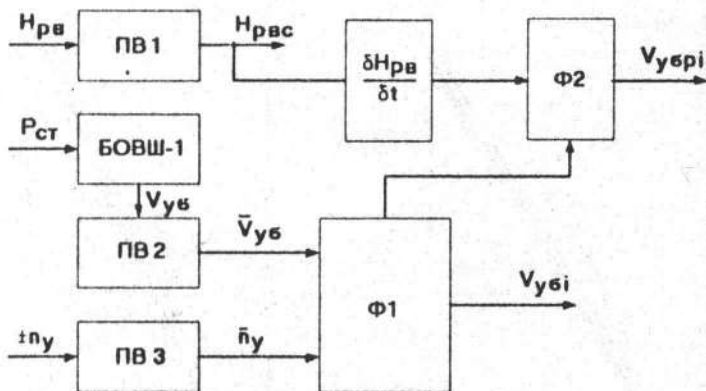


Рис. 4.12. Структурна схема обчислювача ОВШ

пристроїв ПВ-2 і ПВ-3.

Фільтр Φ_1 , виконаний за схемою з двома входами і одним виходом, пропускає корисний сигнал без динамічних викривлень; передаточна функція фільтра вибрана з умови компенсації постійних помилок і помилок, які змінюються повільно і знаходяться у сигналі перевантаження n_y та компенсації флюктуаційних складових у сигналі барометричної вертикальної швидкості V_{y6} . Узгоджуючі пристрої призначені для масштабного перетворення сигналів, що надходять до них. Сигнал V_{y6i} з виходу Φ_1 визначається за виразом

$$V_{y6i}(P) = \bar{V}_{y6}(P) \frac{k_2 P + k_1}{P^2 + k_2 P + k_1} + \bar{N}_y(P) \frac{P}{P^2 + k_2 P + k_1}, \quad (4.29)$$

де p – оператор Лапласа; $k_1 = 0,03 \text{ с}^{-2}$; $k_2 = 0,3 \text{ с}^{-1}$ – коефіцієнти фільтра.

Сигнал з РВ використовується не тільки як інформація про істинну висоту польоту, але й для одержання шляхом його диференціювання сигналу, пропорційного швидкості зміни геометричної висоти. Фільтруючий пристрій Φ_2 призначений для зменшення рівня

перешкод у сигналі похідної за висотою, а сигнал

$$V_{\text{кри}}(P) = \frac{\dot{H}_{\text{ра}}(P)}{TP + 1} + V_{\text{кри}}(P) \frac{TP}{TP + 1}, \quad (4.30)$$

де T – стала часу фільтра ($T = 3$ с при $H > 150$ м, $T = 8$ с при $H < 150$ м).

Логічний обчислювач, який складається з набору компараторів, узгоджуючих та логічних пристроїв, пристроїв блокування та контролю, формує разові команди проходження літаком відповідних висот – 50, 150, 250 та 400 м, вирішує програми реалізації залежностей (4.27), (4.28) і формує попереджувальні сигнали, які відповідають небезпечним режимам польоту.

4.4.3. Обчислювач критичних режимів каналу сигналізації ОКРС-4

Обчислювач ОКРС-4 призначений для видачі в бортові системи попереджувальних сигналів про досягнення літаком максимально допустимого значення приладової швидкості.

Принцип роботи ОКРС-4 базується на обчисленні значень допустимої приладової швидкості $V_{\text{мд}}$, яка залежить від абсолютної висоти $H_{\text{абс}}$ та положення органів механізації крила. При цьому відбувається безперервне порівняння електричних сигналів, пропорційних значенням $V_{\text{мд}}$ і $V_{\text{пот}}$ приладових швидкостей, та видача попереджувальних сигналів при перевищенні поточною приладовою швидкістю максимально допустимого значення. Попереджувальні сигнали подаються протягом усього часу знаходження літака на неприпустимих швидкостях польоту. При виході літака на припустиму

швидкість сигнали викликаються автоматично. Обчислювач працює в двох режимах розв'язання: $V_{\text{мд}} = f(H_{\text{абс}})$ та $V_{\text{мд}} = \text{const}$, перемикання з режиму на режим здійснюється за разовими командами систем літака.

В обчислювачі передбачається тестовий контроль працездатності ОКРС-4. При подачі сигналу "тест-контроль" логічний пристрій вимикає сигнал $V_{\text{пот}}$ системи СПС та підмикає задавач напруги $V_{\text{пот}} = \text{const}$ з неприпустимим значенням швидкості. Наявність попереджувальної сигналізації свідчить про нормальну роботу обчислювача.

4.4.4. Показчик швидкості та числа М (ПШТМ-1-4)

Показчик виконує такі функції:

- вимірює та відображає значення приладової швидкості $V_{\text{пр}}$ у діапазоні від 80 до 800 км/год;
- відображає задану приладову швидкість $V_{\text{мах доп}}$ у діапазоні від 150 до 800 км/год;
- обчислює та відображає максимально дозволена приладову швидкість нормальної експлуатації $V_{\text{мах доп}}$ у діапазоні від 235 до 500 км/год;
- відображає поточне значення числа М у діапазоні від 0,163 до 1;
- видає електричний сигнал, пропорційний різниці $V_{\text{пот}} - V_{\text{зад}} = \Delta V = \Delta U$;
- видає сигнали у вигляді відносних опорів $R_{\text{від}}$, пропорційних поточним значенням $V_{\text{зад}}$, $V_{\text{мах доп}}$ та числа М, для формування сигналу відмови;
- відображає відмови каналів швидкостей $V_{\text{зад}}$, $V_{\text{мах доп}}$, числа М;
- відображає інструктивні значення швидкостей: V_0 - нульове значення швидкості, V_1 - швидкість прийняття рішення при зльоті, V_2 -

безпечна швидкість зльоту, V_R - швидкість відриву носового колеса;

- відображає максимально дозвану приладову швидкість термінового зниження.

Схему взаємозв'язку ПШТМ з системами ІКВШП наведено на рис. 4.13.

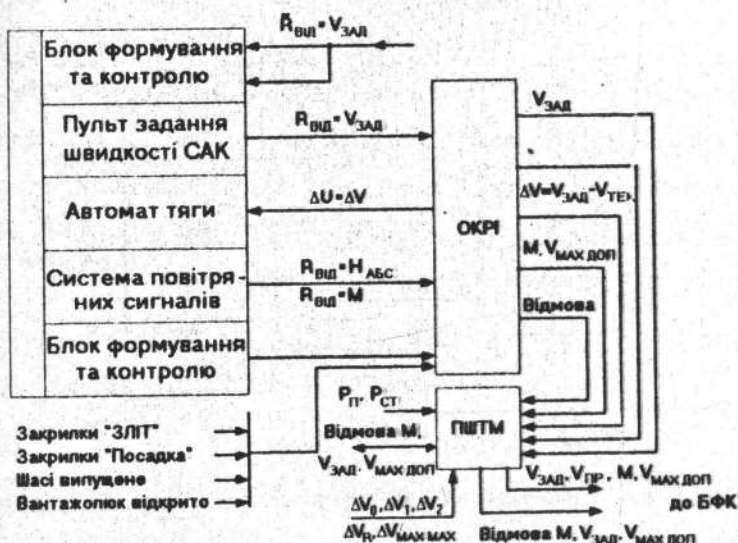


Рис. 4.13. Схема взаємозв'язку ПШТМ із системами ІКВШП

Комбінований показчик ПШТМ складається з каналів:

- 1) виміру та індикації $V_{пр}$;
- 2) індикації $V_{зад}$;
- 3) обчислення $\Delta V = V_{зад} - V_{пот}$.

Визначення поточної приладової швидкості $V_{пр}$ здійснюється безпосередньо в показчику манометричного чутливого елемента МЧЕ, який вимірює різницю тисків $P_{дин} = P_{п} - P_{ст}$, тобто $P_{дин} = f(V_{пр})$. Переміщення рухомого центра МЧЕ через передавально-множний

підсилювачем $P_{\Delta V}$ обчислювача подається для подальшого підсилення на вхід підсилювача $P_{\Delta V_{\text{зад}}}$. Підсилений сигнал надходить на двигун, який через редуктор переміщує ротор СКТ, індекс V і щітку потенціометра $\Pi - V_{\text{зад}}$ до тих пір, поки вихідний сигнал із БСКТ не дорівнюватиме нулю. При цьому відбувається узгодження індексу $V_{\text{зад}}$ із стрілкою $V_{\text{пр.пот}}$.

Режим задання приладової швидкості. З пульта ПЗС сигнал, пропорційний заданому значенню приладової швидкості, надходить на вхід підсилювача $P_{V_{\text{зад}}}$. Зі щітки потенціометра $\Pi - V_{\text{зад}}$ електричний сигнал, пропорційний встановленому раніше на шкалі покажчика значенню $V_{\text{зад}}$, надходить на другий вхід підсилювача $P_{V_{\text{зад}}}$. Підсилений сигнал розузгодження надходить на керуючі обмотки двигуна D , який через редуктор P переміщує ротор СКТ, індекс $V_{\text{зад}}$ і потенціометр $\Pi - V_{\text{зад}}$ доти, доки сигнал розузгодження на вході підсилювача ΔV не стане менше порога чутливості слідкуючої системи. Індекс $V_{\text{зад}}$ при цьому займе нове положення, яке відповідатиме заданому значенню швидкості, встановленому на ПЗС.

Режим керування. За наявності різниці показань між заданим і поточним значеннями приладової швидкості сигнал $\Delta U = \Delta V$ із вихідної обмотки БСКТ надходить у підсилювач $P_{\Delta V}$ обчислювача ВКРІ та автомат тяги АТ. Перемикання з режиму узгодження на режим задання та керування здійснюється в бортовій системі керування.

Для індикації числа M використовується електричний сигнал, пропорційний числу M , від системи повітряних сигналів; дистанційна слідкуюча система каналу числа M побудована за мостовою по-

тенціометричною схемою.

Обчислення та індикація $V_{\max \text{ доп}}$ здійснюються двома дистанційними слідкуючими системами: слідкуючою системою відпрацювання $H_{\text{абс}}$, розташованою в обчислювачах, та системою відпрацювання максимально допустимої швидкості, яка міститься в показчику висоти та обчислювачі. Обчислювач працює в режимах: $V_{\max \text{ доп}} = f(H_{\text{абс}})$ і $V_{\max \text{ доп}} = \text{const}$. Перемикання з режиму на режим здійснюється від разових команд літака. За допомогою дистанційної передачі значення $R_{\text{відн}} = V_{\max \text{ доп}}$ передається на показчик. Інформація про поточне значення числа M відображується в трирозрядному лічильнику. Сигнали відмови по каналах $V_{\text{зад}}$, $V_{\max \text{ доп}}$ і M формуються в блоці БФК; від системи контролю БФК сигнали відмов надходять на бленкери для індикації.

Інструктивні значення V_0 , V_1 , V_2 і V_R індіціюються по шкалі показчика ПШМ за допомогою чотирьох різнокольорових індексів, які встановлюються вручну. Індикація V_m здійснюється в показчику ПШМ індексом червоного кольору, який в виробничих умовах встановлюється на визначену відмітку залежно від типу літака.

4.4.5. Блок формування та контролю (БФК)

Блок БФК призначений для комутації та контролю справної роботи, виявлення і видачі споживачам інформації про відмову окремих каналів комплексу, а також видачі сигналу ΔV у САК.

У блоці БФК-3 здійснюються:

- а) контроль роботи каналу $\Delta V_{\text{пр}}$ з видачею сигналів справності;
- б) контроль роботи каналу максимально допустимої швидкості

$V_{\max \text{ доп}}$ з видачею сигналів справності та відмови;

в) контроль роботи каналу висоти H з видачею сигналів справності та відмови;

г) сигналізація відмов системи ССНШ і комутація сигналів.

У комплексі ІКВШП є три незалежних підканали у каналі висоти та по два незалежних підканали у каналах приладової швидкості $\Delta V_{\text{пр}}$ та максимально допустимої швидкості $V_{\max \text{ доп}}$.

Розглянемо функціональну схему контролю каналу висоти (рис. 4.15).

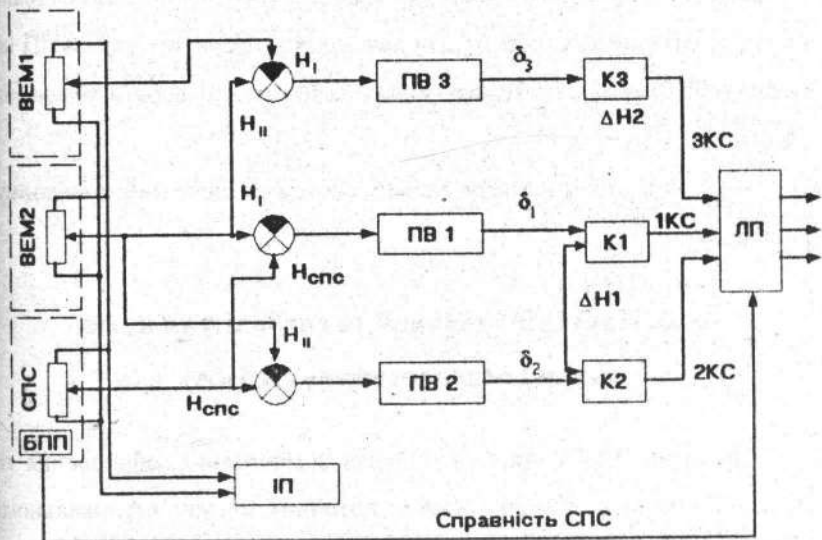


Рис. 4.15. Структурна схема контролю каналу висоти

У покажчику висоти системи СПС та у двох висотомірах ВЕМ 1 і ВЕМ 2 здійснюються вимір абсолютної барометричної висоти та видача її у вигляді сигналу, пропорційного відносному опорі з відповідних потенціометрів на блок БФК для контролю висоти.

Сигнали висоти $H_{\text{СПС}}$, H_I і H_{II} з відповідних потенціометрів потрапляють в блок БФК на підсумовуючі та узгоджувальні пристрої УВ 1, ПВ2,

ПВ 3, на виході яких формуються сигнали розузгодження $\delta_1, \delta_2, \delta_3$:

$$\delta_1 = H_{\text{СПС}} - H_I; \quad \delta_2 = H_{\text{СПС}} - H_{II}; \quad \delta_3 = H_I - H_{II}. \quad (4.31)$$

Сигнали розузгодження порівнюються з порогом контролю в блоках К1 і К2 між $H_{\text{СПС}}$ і H_I , $H_{\text{СПС}}$ і H_{II} , $H_{\text{СПС}}$ і H_{II} і порогом контролю компаратора К3 між підканалами H_I і $H_{II} - \Delta H_2$. Залежно від співвідношення цих сигналів на виході компараторів формуються сигнали, які відповідають логічній "одиниці" або "нулю", що потрапляють у логічний пристрій ЛП. За допомогою алгоритму роботи ЛП на виході БФК формуються сигнали відмови або справної роботи підканалів висоти.

Контроль роботи решти каналів систем аналогічний описаному раніше.

4.4.6. Пристрій індикації та сигналізації кутів атаки і перевантажень (ПДКА)

Пристрій ПДКА призначений для вимірювання, обчислення та індикації поточних значень кутів α , поточних значень вертикального перевантаження N_y , максимально допустимих значень кута атаки об'єкта $\alpha_{\text{доп}}$ згідно з числом M ; обчислення та індикації максимально допустимих дискретних значень кута атаки об'єкта $\alpha_{\text{доп}}$ при зльоті та посадці залежно від положення механізації крила; обчислення та індикації максимально допустимих дискретних значень вертикального перевантаження при зльоті, посадці, польоті за маршрутом; видачі

електричних сигналів на виконавчі пристрої сигналізації об'єкта при досягненні максимально допустимих значень кута атаки $\alpha_{\text{доп}}$ та $N_{y, \text{доп}}$. Всі ці обчислення здійснюються згідно з функціональною схемою, яку зображено на рис. 4.16.

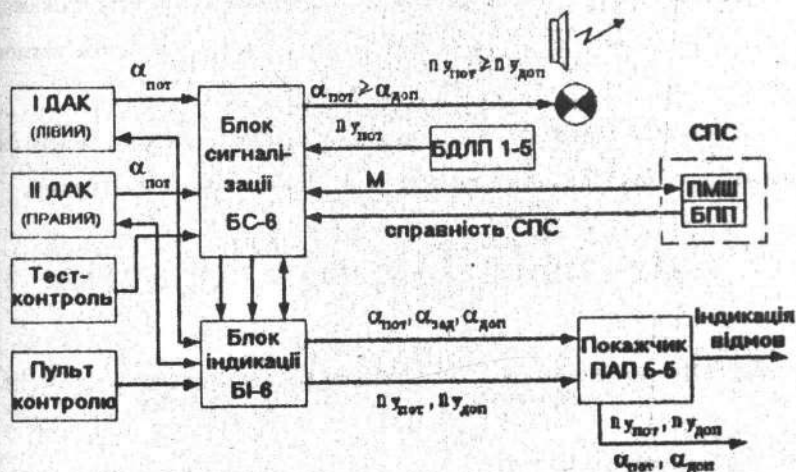


Рис. 4.16. Функціональна схема ПДКА

Виміряні датчиками ДАК і БДЛП поточні значення кутів атаки α_n та вертикального перевантаження $N_{y, n}$ надходять на блоки БС і БІ пристрою ПДКА.

У блоці сигналізації здійснюються:

- обчислення $\alpha_{\text{доп}} = f(M)$ за сигналами, пропорційними числу M та кінцевим вимикачам механізації крила;
- формування сигналів, які надходять на світлові, звукові та мовні сигналізатори при поточному значенні кута атаки α_t .

У блоці сигналізації формуються сигнали керування для індикації на показнику ПАП-5-5 значень кутів атаки $\alpha_{\text{пот}}, \alpha_{\text{доп}}$ і вер-

тикального перевантаження $N_{y, \text{пот}}$ і $N_{y, \text{доп}}$ за сигналами з датчиків ДАК, БДЛП і кінцевих вимикачів механізації крила.

У блоках сигналізації та індикації формуються сигнали справності та відмови окремо по каналах кута атаки α та вертикального перевантаження N_y , а також несправності блока в цілому. На покажчику ПАП-5 відображуються $\alpha_{\text{пот}}$, $\alpha_{\text{доп}}$, $N_{y, \text{пот}}$, $N_{y, \text{доп}}$, а також відмови цих каналів.

Пристрій ПДКА формує сигнали на світлову, звукову, мовну сигналізацію, в системи літака, на механізм трясіння та віддачі штурвала.

5. НАВІГАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ ТА СИСТЕМИ

5.1. Принципи побудови та дії навігаційних комплексів

Принцип роботи НК базується на моделюванні руху літака відносно навігаційних систем відліку під впливом сумарних сил тяги, тяжіння Землі та опору атмосфери. Кінематика руху літака як твердого тіла відбувається відносно наземних, повітряних та космічних орієнтирів. В результаті комплексної обробки інформації, що надходить в НК, з його виходу знімаються параметри, які характеризують вектор навігаційного стану (ВНС) літака. Для оцінки динамічної та кінематичної частин цього вектора розглянемо рівняння руху літака як твердого тіла з масою m відносно геоцентричної системи координат (рис. 5.1):

$$m \frac{d^2 R}{dt^2} = P + Q + F;$$

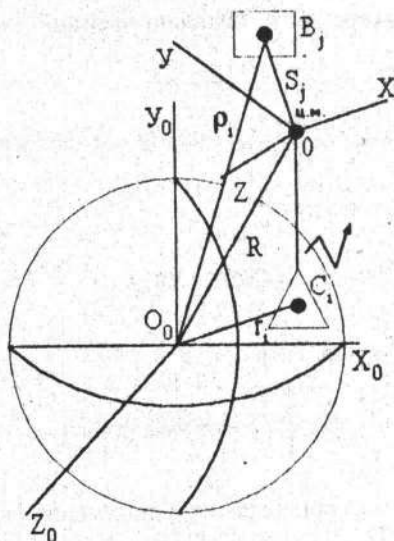


Рис. 5.1. Схема руху літака під впливом сил і моментів відносно навігаційної системи відліку та орієнтирів

$$\frac{dG}{dt} = M,$$

де P – вектор сили тяги; F – вектор опору середовища; Q – вектор сил тяжіння Землі; G – кінематичний момент літака відносно системи координат, яка не обертається, з початком у центрі мас; M – вектор моменту, що обертається, прикладеного до літака; R – радіус-вектор центру мас літака.

Із рівняння динаміки (5.1), вважаючи, що навігаційна система відліку може обертатися зі швидкістю ω , а корпус літака – з кутовою швидкістю Ω відносно інерційного простору, одержимо зв'язок між параметрами вектора навігаційного стану:

- вектор прискорення \ddot{R} відносно навігаційної системи координат, яка обертається:

$$\ddot{R} = \dot{V} = \frac{d^2 R}{dt^2} - (\omega \times V) = (a + g) - (\omega \times V);$$

- вектор швидкості руху

$$V = \int_0^t ((a + g) - (\omega \times V)) dt + V(t_0); \quad (5.2)$$

- вектор положення

$$R = \int_0^t (V - (\omega \times R)) dt + R(t_0),$$

де $a = \frac{P+F}{m}$ – вектор прискорення від активних сил; $g = \frac{Q}{m}$ – вектор прискорення сил тяжіння Землі; $V(t_0)$ – початкове значення вектора швидкості руху V у момент часу $t = t_0$; $R(t_0)$ – початкове значення вектора положення R у момент часу $t = t_0$.

Рівняння вектора кугової швидкості корпусу Ω :

$$\dot{G} + (\Omega \times G) = M. \quad (5.3)$$

Зв'язок між системами координат $0_0, X_0, Y_0, Z_0$ і $0XYZ$ (див. рис. 5.1) визначається матрицею напрямних косинусів (5.1), яка залежить від трьох кутів повороту систем координат одна відносно іншої.

Таким чином, динамічна частина ВМС складатиметься з 15 параметрів, зв'язаних між собою рівняннями (5.2), (5.3), та включас:

- три складові вектора прискорення;
- три складові вектора швидкості;
- три складові місцезнаходження літака відносно навігаційної системи координат;

- три складові кутової швидкості літака;
- три кути літака відносно навігаційної системи координат.

Кінематична частина ВМС містить параметри положення та руху літака відносно навігаційних орієнтирів. Відносне положення літака та орієнтирів (див. рис. 5.1) визначається з рівнянь:

$$R - (L_i + r_i) = 0, \quad i = 1, 2 \dots n; \quad (5.4)$$

$$R - (S_j + \rho_j) = 0, \quad j = 1, 2 \dots m.$$

Швидкість літака відносно орієнтирів знаходиться з рівнянь:

$$\begin{aligned} \frac{dR}{dt} - \left(\frac{dL_i}{dt} + \frac{dr_i}{dt} \right) &= 0; \\ \frac{dR}{dt} - \left(\frac{dS_j}{dt} + \frac{d\rho_j}{dt} \right) &= 0, \end{aligned} \quad (5.5)$$

де R - вектор положення; r_i, ρ_j - радіуси-вектори місцезнаходження орієнтирів C_i і B_j відносно навігаційної системи координат; L_i, S_j - радіуси-вектори орієнтирів відносно літака.

З урахуванням наведених вище співвідношень розглянемо інформаційне забезпечення навігаційного комплексу, яке моделює динаміку поведінки літака та його рух відносно орієнтирів.

Функціональну схему взаємодії літака з навігаційними пристроями зображено на рис. 5.2 [8]. Всі пристрої підрозділяються на три послідовно з'єднані групи:

- I група здійснює вимір прискорень (блок акселерометрів) і сприймає динамічний тиск і напрям повітряного потоку (ППТ - приймач повітряного тиску, ДКАК - датчик кута атаки та ковзання);

– II група вимірювачів містить: інерціальний вимірювач швидкості, доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу (ДВШЗ), систему повітряних сигналів (СПС), датчик складових вектора кутової швидкості літака (ДКШ); у фільтрі ФІ здійснюється взаємна корекція похибок підсилювачів, фільтрація перешкод, а з його виходу знімається інформація у вигляді компонент вектора швидкості літака відносно навігаційної системи відліку;

– III група вимірювачів, побудованих за різними фізичними принципами, визначає координати літака відносно навігаційної системи відліку та орієнтирів і може мати: систему зчислення шляху – СЗШ, основу на інтегруванні в часі складових швидкості польоту, АО -астроорієнтатор, ОПС - оглядово-порівнювальну систему, РСБН, РСДН - радіотехнічні системи ближньої та дальньої навігації, ГМО - геомагнітний орієнтатор, БВ, РВ - барометричний та радіовисотоміри, ІКВ – інерційну курсовертикаль.

Фільтр II здійснює спільну обробку вихідних сигналів усіх вимірювачів, а повна вихідна інформація, крім 15 зазначених вище параметрів динаміки літака, містить різні види швидкостей, сигнали радіомаяків, параметри навколишнього середовища, умов польоту та ін. У складі НК завжди можна виділити навігаційне ядро, яке безперервно моделює динаміку руху літака. Структура ядра визначається не тільки тими навігаційними задачами, які вирішуються в польоті, але й типом конкретного літака.

На рис. 5.2 прийнято такі умовні позначення: Q – складові вектора прискорення від активних сил; g - гравітаційне прискорення; g_0 –

гравітаційне прискорення, задане раніше; V_0 – початкове значення швидкості; V_a – істинна повітряна швидкість; U_0 – вектор швидкості вітру, заданий раніше, W – шляхова швидкість літака; P_0 , T_0 , ρ – статичний тиск, температура та густина повітряного середовища біля поверхні Землі; ψ , γ , ν – кути курсу, крену та тангажу.

5.2. Програмний метод навігації

Використання на борту літака ЦОМ спеціального призначення дозволяє реалізувати програмний метод навігації [32, 33]. Згідно з цим методом вибирається програма руху у визначеній системі координат, і задача бортового комплексу полягає у виконанні цієї програми.

Програмний метод двовимірної навігації, коли забезпечується лише горизонтальна проекція заданої траєкторії $f(\varphi_3, \lambda_3)=0$, називається також маршрутним методом. Програмна траєкторія задається координатами проміжних пунктів маршруту (ППМ), основних і запасних аеродромів. Програмний метод навігації можна розглядати як програмне керування траєкторним рухом, при якому відстежується відомий детермінований задавальний вплив. Отже, метою керування є мінімізація відхилень від заданого впливу.

Як мінімізовану величину при двовимірній маршрутній навігації беруть відстань Z до заданої траєкторії, проведеної з точки місцезнаходження літака до ЗЛШ.

Навігаційний комплекс є старшим рівнем відносно до пілотажного комплексу, який здійснює функції виконання.

Навігаційний комплекс у своїй керуючій частині повинен формувати впливи, які задаються для ПК у вигляді заданого кута крену, заданої швидкості та ін.

На рис. 5.3 зображено схему алгоритму траскторного керування літаком.

Вхідними параметрами алгоритму є: траскторні параметри літака відносно поточної ЗЛШ, а також наступної ЗЛШ; частково-ортодромічні координати літака S, Z ; істинний курс літака ψ ; V, H – швидкість та висота польоту; задана висота польоту $H_{зад}$; $\psi_3(i)$ – заданий шляховий кут, $\psi_3(i+1)$ – заданий шляховий кут відносно наступної ЗЛШ.

Вихідними параметрами алгоритму траскторного керування є задані кути крену та тангажу $\gamma_{зад}, \theta_{зад}$, розрахунок яких здійснюється згідно з алгоритмом.

Сигнали V і H дозволяють розрахувати лінійне попередження розвороту S у ППМ (блок 1). При $S \geq S_y$ (блок 2) алгоритм забезпечує режим стабілізації літака за боковим ухиленням Z від ЗЛШ; причому, якщо $|Z| > Z_m$ (блок 3), забезпечується переведення літака на траскторію зближення з ЗЛШ; розрахунок $\gamma_{зад}$ здійснюється з урахуванням параметрів $\psi, \psi_{(3j)}$ і Z (блок 4). При $|Z| \leq Z_m$ алгоритм забезпечує керування літаком за законом $\gamma_{зад} = \gamma_{зад}(Z, \dot{Z})$ (блоки 5, 6).

Стійкість траскторного керування пояснюється тим, що крім відхилення Z використовується похідна цього відхилення \dot{Z} або розузгодження за курсом.

При $S < S_y$ забезпечується розрахунок $\gamma_{зад}$ залежно від різниці заданих шляхових кутів i -ї та $(i+1)$ -ї ЗЛШ, а також у функції параметрів V і H (блоки 7, 8).

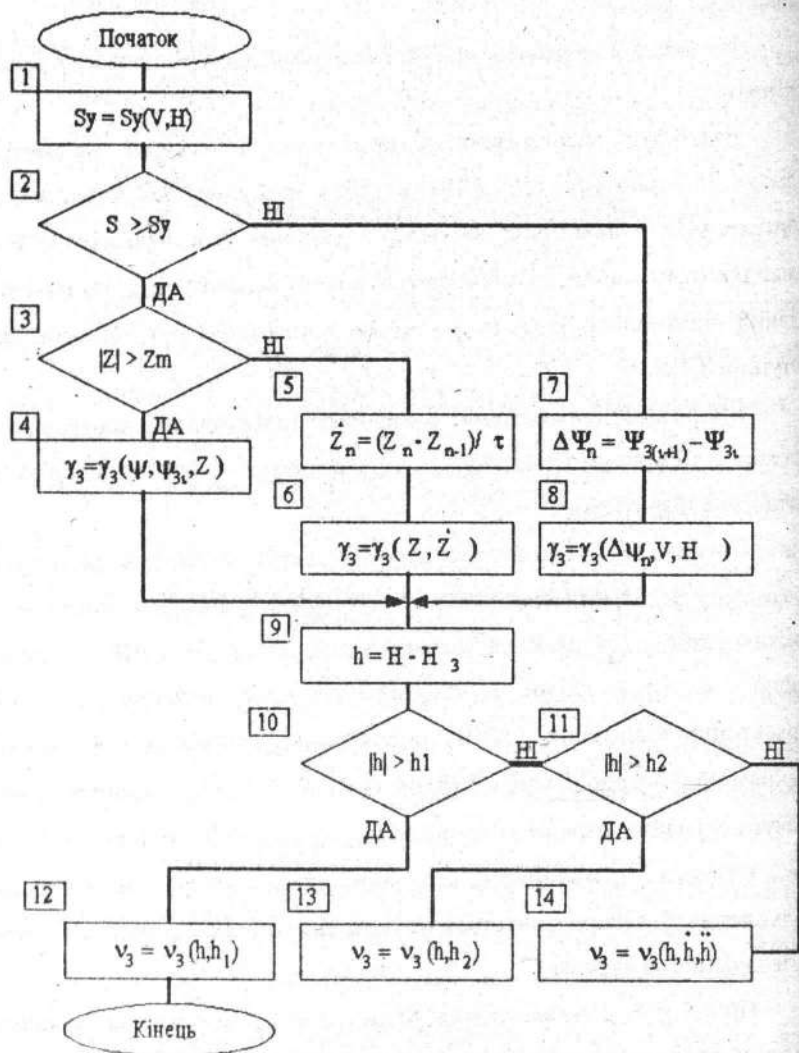


Рис. 5.3. Схема алгоритму траєкторного керування літаком

Керування у поздовжній площині літака забезпечується стабілізацією висоти відносно H_3 . Обчислення заданого кута тангажу $\nu_{зад}$ здійснюється залежно від відхилення поточної висоти польоту від заданої за допомогою трьох різних співвідношень (блоки 12, 13, 14). При великих відхиленнях висоти від заданої (блоки 10, 11) до закону керування за тангажем належать тільки позиційні параметри (блоки 12, 13); при малих відхиленнях висоти – також і похідні від H , що забезпечує стійкість процесу стабілізації висоти.

Типові траєкторії польоту, які забезпечує алгоритм траєкторного керування, наведено на рис. 5.4.

У момент вмикання системи траєкторного керування (рис. 5.4,а) літак знаходиться в будь-якій точці 1. На ділянці 1 – 2 здійснюється розворот літака на траєкторне зближення його з ЗЛШ. На ділянці 2 – 3 літак рухається по траєкторії зближення і в точці 3 входить в зону лінійного керування траєкторією виходу.

Ділянка 3 – 4 – 5 являє собою перехідний процес виходу літака на ЗЛШ. Точка 4 характеризує перерегулювання за координатою Z у процесі виходу на ЗЛШ, а в точці 5 процес виходу на ЗЛШ завершується.

Під час руху по ЛЗШ (рис. 5.4, б) на ділянці 1 – 2 літак має мінімальне відхилення по Z . При досягненні точки 2, коли $S \leq S_y$, починається поворот літака у ППМ з переходом на нову ЗЛШ. У точці 3 здійснюється зміна часткових ортодромій, а на ділянці 3 – 4 – 5 – вихід на нову ЗЛШ.

На рис. 5.4, в зображено траєкторію виходу літака на задану висоту з деякої вибраної точки. Згідно з алгоритмом траєкторного керування на ділянці 1 – 2 здійснюється політ з великим кутом підйому

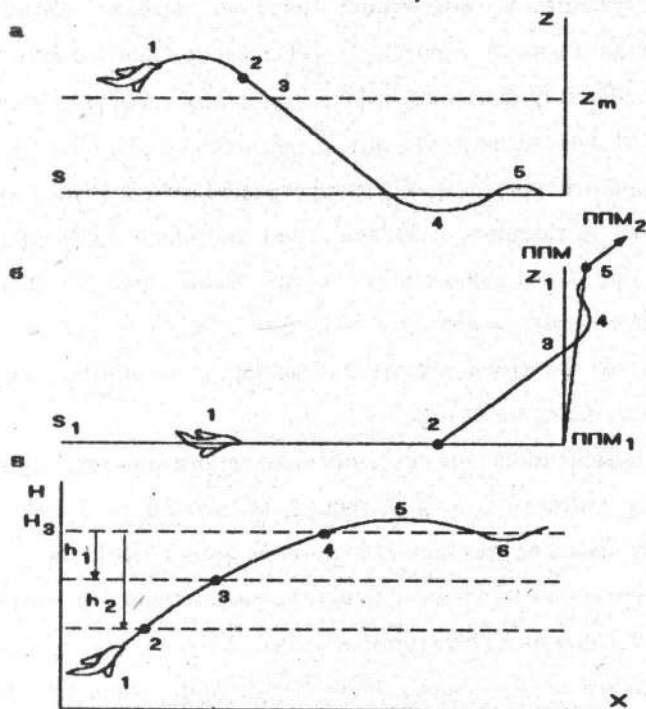


Рис. 5.4. Типові траєкторії польоту

траєкторії, на ділянці 2 – 3 – з меншим кутом підйому траєкторії і, на решті, на ділянці 3 – 4 – 5 – 6 літак виходить на задану висоту з деяким перерегулюванням.

5.3. Навігаційний комплекс “Ольха-1”

5.3.1. Призначення та точнісна характеристика комплексу

Комплекс “Ольха-1” призначений для розв’язання навігаційних задач на літаках місцевих повітряних авіаліній при польотах по об-

ладаних трасах у будь-яких фізико-географічних умовах в будь-який час доби та року з екіпажем з двох осіб [28, 34].

Комплекс "Ольха-1" видає керуючі сигнали в пілотажний комплекс на маршруті та забезпечує можливість польоту без штурмана, здійснює зональну навігацію, розраховує потрібну траєкторію виведення літака в задану точку та в заданий час, автоматично визначає координати літака шляхом курсодоплерівського числення з корекцією за радіотехнічними засобами ближньої навігації, безперервно відображує місцезположення літака на картографічному планшеті, автоматично передає на Землю інформацію для служб керування повітряним рухом. Склад комплексу та основні технічні дані наведено в табл. 5.1- 5.3.

Таблиця 5.1
Склад комплексу "Ольха"

Приладове устаткування	Позначення	Кількість
Машина цифрова обчислювальна	ЦОМ20-1М	1
Пульт введення та індикації	ПВІ-1ПМ	1
Пульт підготовки та контролю	ППК	1
Пульт керування	ПУ-1П	2
Блок комутації	БК-1П	1
Блок живлення	БЖ-1П	1
Планшет автоматичний	ПА-4-42	1
Базова система формування курсу	БСФК-1	1
Гіроскопічні агрегати	ГА-8	2
Блоки підсилювачів	БП-12 сер. 2	2
Рама монтажні	РА-14	2

Приладове устаткування	Позначення	Кількість
Доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу	ДВШЗ "Знос"	1
РСБН "Веер М"	"Веер М"	1
Перетворювач кодів дальності	ПКД	1
Навігаційно-посадочний комплекс "Курс"	"Курс-МП-70"	1
Відповідач літака	ВЛ-72М	1
Автоматичний радіокомпас	АРК-15М	2
Радіомагнітний індикатор	РМІ-2В	

Як характеристики для оцінювання точності при польоті за маршрутом прийнято ймовірність виконання навігаційної задачі, тобто ймовірність, з якою літак ніколи не вийде за межі заданого коридору на заданій ділянці польоту, та середньоквадратичні відхилення помилок координат місцеположення літака.

Комплекс забезпечує витримування заданої лінії шляху з ймовірністю 95% протягом трьох годин польоту:

а) на внутрішніх трасах у коридорі ± 5 км при зчисленні за даними ДВШЗ, КС і корекції за маяками РСБН із дискретністю корекції місцеположення через 300 км і курсу через 40 хв польоту, при зчисленні за даними ДВШЗ, КС і корекції через 450 км та курсу через одну годину польоту;

б) на зарубіжних трасах у коридорі 9 км при зчисленні за даними ДВШЗ, КС і корекції за маяками з дискретністю корекції місцезнаходження через 450 км за курсом (в режимі КОІ) через одну годину польоту.

Таблиця 5.2

Технічні дані комплексів

Навігаційно-пілотажні параметри	Навігаційний комплекс	
	“ТОПОЛЬ”	“ОЛЬХА”
Географічні координати: φ λ	$\pm 90^\circ$ $\pm 180^\circ$	$\pm 90^\circ$ $\pm 180^\circ$
Етапно-ортодромічні (частково-ортодромічні) координати: Z, км S, км	± 320 1280	± 500 1000
Шляхова швидкість W, км/год	150...1200	150...1300
Істинна повітряна швидкість V, км/год	0...850	200...1100
Кут зносу КЗ	$\pm 30^\circ$	$\pm 30^\circ$
Число М	0,0...0,85	0,2...0,8
Висота Н, м	0...12000	0...10000
Курс ψ	0...360°	0...360°
Крен γ	$\pm 70^\circ$	$\pm 30^\circ$
Тангаж ν	$\pm 30^\circ$	$\pm 10^\circ$
Дальність Д РСБН при Н = 10 км	до 360 км	до 360 км
Азимут А РСБН	0...360°	0...360°
Швидкість вітру U, км/год	0...400	0...400
Кут вітру δ	0...360°	0...360°
Дальність польоту, км	до 1600	до 1600
Зони польотів, км×км	1600×2000	1600×2000

Таблиця 5.3

Технічні дані комплексів

Потужність, що споживається, та маса комплексу	Навігаційний комплекс		
	“ТОПОЛЬ”	“ОЛЬХА”	“МАЛЬВА”
200/115 В, 400 Гц, змінний струм	1600 ВА	1600 ВА	2100 ВА
36 В, 400 Гц, трифазного змінного струму	320 ВА	320 ВА	758 ВА
27 В постійного струму	900 Вт	900 Вт	1000 Вт
Маса	282 кг	234,84 кг	304 кг

5.3.2. Робота комплексу згідно зі структурною схемою

На рис. 5.5 наведено структурну схему комплексу. Визначення місцеположення літака в частково-ортодромічній системі координат проводиться в комплексі методом автоматичного числення за даними шляхової швидкості, яка надходить від ДВШЗ, або істинної повітряної швидкості від СПС, інформації про кути курсу – від БСФК, крену та тангажу від МГВ.

Як обчислювальний пристрій для розв'язання навігаційних задач згідно з наведеною програмою використовується ЦОМ 20-1М.

Інформація про вектор шляхової швидкості від ДВШЗ у вигляді доплерівських частот F_1 , F_2 , F_3 надходить у ЦОМ, де здійснюється перетворення вектора в проекції на осі, пов'язані з частотною ортодромією.

При нормальній роботі ДВШЗ видає сигнал "РОБОТА", який знімається у випадку втрати відбитого сигналу або автоматичного контролю апаратури, тоді система починає працювати в режимі "ПАМ'ЯТЬ". При зніманні сигналу "РОБОТА" координати в ЦОМ обчислюються за даними істинної повітряної швидкості V і запам'ятованим значенням вітру, поточні значення складових якого на осі частково-ортодромічній системи координат U_x і U_z формулюються ЦОМ як різниця між відповідними проекціями швидкостей ДВШЗ і СПС.

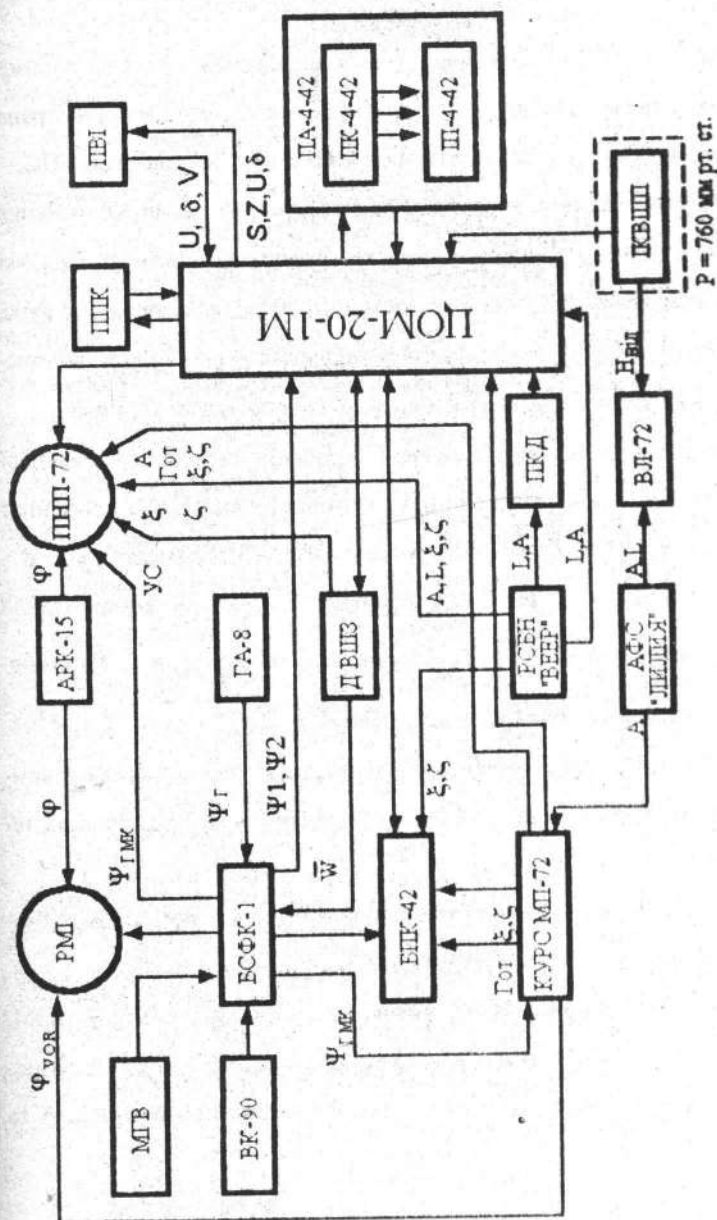


Рис. 5.5. Структурная схема навигационного комплекса "Ольха-1"

У комплексі передбачено можливості індикації метеорологічних значень U і δ на пульті ПВІ, а також введення U і δ з ПВІ у ЦОМ. У цьому випадку обчислення координат здійснюється ЦОМ за даними V та введеними вручну параметрами вітру. Істинна повітряна швидкість надходить у ЦОМ у вигляді напруги з СКТ системи СПС.

Поточний частково-ортодромічний курс для задач обчислення формується ЦОМ на основі поточних гіроскопічних курсів ψ_{r1} і ψ_{r2} , які одержуються від БСФК, ЗШК, обчисленого ЦОМ, та поправки в курс, яка формується ЦОМ, із врахуванням значення курсу початкової виставки ψ_n , збіжності меридіанів ΔN та широтної поправки $\Omega_3 \sin \varphi$.

Інтегрування поточних значень проекцій складових шляхової швидкості на осі частково-ортодромічної системи координат здійснюється ЦОМ. Результат інтегрування - координати S і Z - індіціюється на пульт ПВІ при натисненні на ньому кнопки-табло введення-виведення $\frac{Z/X}{S/Y}$. Алгоритм обчислення частково-ортодромічних координат наведено нижче.

Позиційна корекція обчисленого місцеположення літака в комплексі здійснюється за даними РСБН "Веер М" при польотах над територією СНД.

Для розв'язання задач автоматичної корекції в пам'яті ЦОМ запрограмовано координати п'яти маяків.

Виміряні системою РСБН значення A і L надходять у ЦОМ. Зв'язок ЦОМ із РСБН за A і L здійснюється за допомогою перетворювача кодів дальності ПКД на основі інформації про виміряні A та

L, запрограмованих координат маяка, обчислених поточних координат та висоти місцеположення літака. ЦОМ визначає поправки до обчислених координат. Висота, місцеположення літака надходять у ЦОМ від СПС у вигляді напруги з СКТ.

РСБН "Веер М" забезпечує видачу A та L на прилади для індикації: L - на два індикатори ІДР-1А і А - на обидва ПНП.

Апаратура навігації та посадки "КУРС МП-70" призначена для забезпечення польотів за сигналами радіомаяків VOR, виконання передпосадочних маневрів при заходах на посадку за сигналами зарубіжних посадочних радіомаяків типу ILS і вітчизняних радіомаяків СП-70, СП-50, СП-68.

Апаратура є радіотехнічним засобом, який складається із пристроїв приймання і обробки інформації та перетворення її в сигнали:

- відхилення літака від лінії заданого курсу ϵ ;
- відхилення літака від лінії глисади зниження ξ ;
- відповідні азимуту літака на радіомаяках VOR (A);
- відповідні курсовому куту радіомаяка;
- індикації прольоту радіомаяка VOR (сигнали "ВІД-НА");
- розпізнавання радіомаяка;
- індикації прольоту маркерних радіомаяків.

Система "КУРС МП-70" формує та видає на радіомагнітні індикатори РМІ курсові кути радіомаяків, з якими вона працює. Для формування пеленгів радіомаяків та азимута літака система "КУРС МП-70" одержує значення гіромагнітних курсів $\psi_{ГМ1}$ і $\psi_{ГМ2}$ з блоків гіромагнітного курсу БКФК-1. Крім курсових кутів радіомаяків на

РМІ відображаються курсові кути радіостанцій, виміряні АРК-15М, та гіромагнітний курс $\psi_{гм}$.

Система БСФК-1 із гіроагрегатами ГА-8 забезпечує курсовою інформацією апаратуру пілотажного та навігаційного комплексів.

Основним режимом роботи БСФК-1 при нормально функціонуючій ЦОМ є режим зовнішнього курсу "ЗК". При цьому приведений курс $\psi_{пр}$, який видається споживачам, формується в блоках БСК-4, куди в цьому випадку як коректуючий вводиться при розворотах на новий ППМ сигнал $\psi_{зк}$, сформований ЦОМ відносно меридіана частково-ортодромічної ділянки маршруту на основі даних про $\psi_{г1}$ і $\psi_{г2}$, початковому значенні курсу $\psi_{гм2}$, збіжності меридіанів між ППМ і з урахуванням широтної поправки $\Omega_3 \sin\phi$.

У період між корекціями в блоках БСК-4 здійснюється інтегрування широтної поправки $\Omega_3 \sin\phi$.

За сигналом "ПОСАДКА" від системи "КУРС МП-70" або РСБН "ВЕЕР М" споживачам видається гіропівкомпасний курс відносно магнітного меридіана аеродрому $\psi_{гм}$. Для врахування коріолісового прискорення в БСФК-1 надходить значення W в аналоговому вигляді від ДВШЗ.

Сигнали крену та тангажу видаються споживачам комплексу з трьох МГВ. У ЦОМ γ і ν використовуються в алгоритмі числення; в РЛС ця інформація застосовується для стабілізації зображення на екрані локатора, а в БСФК-1 - для вимикання магнітної корекції.

Для забезпечення наочної індикації місцезнаходження літака використовується автоматичний планшет ГА-4-42, на індикаторі якого

по карті відображується поточне місце літака за інформацією від ЦОМ про обчислені координати.

Пульти ПВІ та ППК забезпечують вибір режимів роботи ЦОМ і комплексу, введення та індикацію навігаційних параметрів.

Відповідач літака ВЛ-72М здійснює передачу в наземну апаратуру інформації про бортовий номер літака, запас палива, висоту польоту, сигнали "ВИСОТА ВІДНОСНА", "БІДА"; сигнал "ВИСОТА" надходить в систему із СПС із потенціометричного виходу у супроводі сигналу справності.

5.3.3. Програмування польоту

У комплексі автоматично реалізується навігаційна програма польоту, яка визначає чітку послідовність проходження літаком усіх пунктів маршруту – від початкового ППМ до кінцевого КПМ.

В основу програмування маршруту закладено завчасне введення і зберігання в пам'яті ЦОМ необхідних даних для основного та запасних маршрутів.

Початкові дані для програмування містять інформацію про 16 пунктів маршруту, п'ять радіомаяків РСБН, три аеродроми, чотири зони РДС і номер рулонної карти.

Відомості про кожний маяк РСБН містять:

- географічні координати φ_{PM} і λ_{PM} ;
- ознаку належності РМ;
- магнітне схилення району маяка для $PM_{VOR-\Delta M}$.

Відомості про кожен аеродром включають:

- географічні координати центру ЗПС ($\varphi_{\text{ЗПС}}, \lambda_{\text{ЗПС}}$);
- поздовжню координату аеродромного кадру $N_{\text{кф}}$;
- магнітне схилення району аеродрому ($\Delta M_{\text{аер}}$);
- дійсний напрямок осі ЗПС у межах від 0 до 180°;
- віддалення точки четвертого розвороту від центру ЗПС (S_0).

Зберігання всіх записаних у пам'яті ЦОМ даних контролюється статичним методом, який полягає у виведенні на індикатори U-2 і U-3 пульта ПВІ потрібних параметрів, та алгоритмічно-спеціальним алгоритмом захисту програми польоту від перебоїв.

Правильність зберігання початкових даних основного заданого маршруту крім статичного методу контролюється також і динамічним методом, який вмикається в режимах "ІМІТАЦІЯ НОРМАЛЬНА" та "ІМІТАЦІЯ ПРИСКОРЕНА". Динамічний метод застосовується до будь-якої гілки заданого маршруту та забезпечує перевірку правильності функціонування основних алгоритмів НК і наочне ознайомлення екіпажу з програмою польоту. Суть методу полягає в імітації навігаційних параметрів із індикацією їх на індикаторах I_1, I_2 і I_3 пульта ПВІ-ІІМ, а на ІА-4-42 – у переміщенні зображення карти відповідно до імітованого руху літака. При імітації працює більша частина алгоритмів комплексу з використанням записаних у пам'яті ЦОМ еталонних даних ДВІШЗ і СПС. Поточний курс літака імітується у вигляді суми програмного ЗПК ділянки маршруту з додаванням поправки, яка залежить від роботи алгоритму керування, тобто визначається зміною Z і $Z(W_T)$ протягом часу "польоту".

У режимі "ІМІТАЦІЯ" на U-2 та U-3 можуть бути викликані па-

аметри Z і S , а також програмні початкові дані пунктів маршруту, радіомаяків та аеродромів, номери N_H , N_K , і N_{HA} , N_{KA} , обчислені значення ЗПК і S_0 ділянок програмного маршруту і $S_{рлс}$.

Імітація корекції координат МС за даними РСБН здійснюється таким чином, що на прямій ділянці поправки ΔZ і ΔS мають нульові значення.

У режимі "ІМІТАЦІЯ" здійснюється також "політ" за маршрутом, паралельним заданому, на відстані Z_3 від нього.

5.3.4. Методи безперервного визначення місця літака (МЛ)

Комплекс забезпечує:

- автоматичне зчислення поточного місцеположення літака в частково-ортодромічній системі координат за даними автономних засобів;

- перерахування частково-ортодромічних координат НЛ в географічні;

- індикацію частково-ортодромічних координат МЛ.

Залежно від використання систем датчиків розрізняють:

- курсо-доплерівське зчислення, яке передбачає спільну роботу ДВШЗ, ЦОМ і БСФК-1;

- аерометричне зчислення, яке передбачає спільну роботу ІКВШП і БСФК-1.

При курсо-доплерівському зчисленні частота ДВШЗ перетворюється в проекції шляхової швидкості на осі частково-ортодромічної системи координат. Проекції шляхової швидкості використовуються

для визначення частково-ортодромічної координати МЛ та спільно з проєкціями повітряної швидкості - для визначення швидкості та метеорологічного напрямку вітру відносно істинного меридіана МЛ. При аерометричному обчисленні проєкції шляхової швидкості визначаються з урахуванням повітряної швидкості та вітру. Параметри вітру вводяться вручну з пульта ПВІ або використовуються за пам'ятовані значення вітру, визначені за даними ДВШЗ у момент переходу його в режим "ПАМ'ЯТЬ" або при відмові ДВШЗ. Перехід на аерометричне обчислення в комплексі здійснюється автоматично при несправності ДВШЗ або переході його в режим "ПАМ'ЯТЬ".

Несправність ДВШЗ визначається ЦОМ з урахуванням обчисленого в ній приросту швидкості вітру.

5.3.5. Методи оптимізації (уточнення) МЛ

Комплекс забезпечує такі засоби оптимізації:

- автоматичну корекцію обчислених координат за даними РМ з індикацією помилок в обчислених координатах літака;
- комплексну обробку навігаційної інформації;
- ручну корекцію координат МЛ;
- визначення МЛ за даними РМ.

Координати місцеположення літака за даними РМ коректуються:

- після введення N_{PM} у пам'ять ЦОМ, де безперервно визначається відстань між МЛ і РМ;

- у зоні РМ після ручного настроювання апаратури РСБН і за наявності стійкого сигналу "КОРЕКЦІЯ КООРДИНАТ МЛ". У цьому режимі фактичне положення МЛ відносно РМ визначається в по-

лярній системі координат, з використанням якого в ЦОМ обчислюються поправки до одержаних координат.

Задача комплексної обробки інформації при корекції за РСБН (КОІ) полягає:

- в забезпеченні точності при заданій частоті корекції;
- в статичному контролі знаходження в межах заданого коридору;

- в захисті від "хибної інформації" при несправності РСБН.

КОІ передбачає два режими роботи: режим фільтрації і режим прогнозування.

У режимі фільтрації здійснюється обчислення поправок до обчислених ортодромічних координат, шляхового кута, шляхової швидкості та азимута, виданого із РСБН. Режим фільтрації вмикається при натисканні кнопок "РСБН" і "КУРС" на ПВІ.

Перехід у режим прогнозування здійснюється автоматично. У цьому режимі виконуються:

- прогнозування поправок до обчислених координат на основі оцінок, одержаних при фільтрації;
- статичний контроль знаходження в межах заданого коридору.

При ручній корекції координат МЛ у пам'ять ЦОМ вводять нові частково-ортодромічні координати Z , S (при ввімкненій кнопці

$\frac{Z/X}{S/Y}$) або ж поправки до них ΔZ , ΔS .

Джерелами інформації про фактичні поточні координати літака є радіолокаційний, візуальний огляд місцевості та інформація УПР.

5.3.6. Методи формування та індикації курсової інформації

Курсова інформація в комплексі забезпечує початок відліку напрямків, необхідних для розв'язання задач автоматичного визначення поточного МЛ методом зчислення і для формування курсової інформації для приладів пілотів.

Початковою курсовою інформацією, яка надходить у ЦОМ від первинних датчиків, є:

- два гіроскопічних курси ψ_{21} , ψ_{22} від двох каналів БСФК-1;
- два гіромагнітних курси ψ_{2M1} , ψ_{2M2} від БГМ у системі БСФК-1.

Робочими видами курсу є:

- приведений курс $\psi_{пр}$ – гіропівкомпасний курс відносно істинного меридіана поточного та пройденого ПМ;
- приведений магнітний курс $\psi_{прм}$ – гіропівкомпасний курс відносно магнітного центра ЗПП аеродрому зльоту або посадки;
- істинний курс відносно меридіану поточного місця ψ_d ;
- гіромагнітний курс $\psi_{гм}$.

Приведений курс у ЦОМ визначається безперервно і використовується для автоматичного зчислення і для визначення істинного та приведенного курсів відносно меридіана центра ЗПП або ж істинного меридіана пройденого ПМ, який після відпрацювання в двох блоках БСК-4, БСФК-1 відображується на ПНП.

При непрацюючому стані ЦОМ $\psi_{пр}$ формується безпосередньо в БСФК-1. Сформований в БСФК-1 курс видається тільки на індикацію.

Індикація курсової інформації на приладах комплексу ор-

ганізується таким чином:

- на індикаторах РМІ-2Б лівого та правого пілотів відображується протягом усього польоту гіромагнітний курс $\psi_{ГМ}$, який видається блоками БГМК-6;
- на ПВІ викликається істинний курс;
- на ПНП показання курсової шкали визначаються етапом польоту та типом маяка, який застосовується.

5.3.7. Початкове виставлення курсу

Початкове виставлення курсу – це знаходження поправки до курсу, яка характеризує положення осі гіроскопа відносно істинного меридіана місця виставлення.

При справній ЦОМ і виставленні курсу поправка визначається безпосередньо в ЦОМ з використанням зовнішньої інформації. Величина поправки на поточній ортодромії за відсутності корекції курсу зберігається сталою. Якщо досягається бокове упередження розвороту (БУР) до чергової ортодромії, до поправки додається збіжність меридіанів початку та кінця чергової ортодромії.

У випадку несправності ЦОМ приведені курс формується тільки в БСК-4 (при використанні даних, які вводяться з пульта ПК-41 системи БСФК-1). Виставлення курсу при відмові ЦОМ полягає у введенні потрібного початкового значення курсу в БСК-4 або вручну (режим “ЗК” на ПК-41), або автоматично від блока БГМК-6 (режим “МК” пульта ПК-41).

Виставлення курсу здійснюється:

- за гіромагнітним курсом, який видається блоком БГМК-6

системи БСФК-1;

– за відомим курсом літака.

5.3.8. Розв'язання стандартних задач НК “Ольха-1”

Зміна ЗЛШ. Задача “Зміна ЗЛП” розв'язується при польоті за програмним маршрутом. Положення часткової ортодромії визначається географічними координатами пунктів маршруту.

Одночасно з побудовою ортодромії знаходяться такі її параметри:

- ЗПК відносно меридіана початку ортодромії;
- довжина часткової ортодромії;
- збіжність меридіанів початку та кінця ортодромії на маршруті для визначення приведеного курсу відносно істинного меридіана початку ортодромії;
- поправка в зоні аеродрому для визначення приведеного курсу відносно магнітного меридіана центру ЗПП.

При досягненні БУР до чергової ортодромії формується та видається протягом 20 с сигнал “зміна ЗЛШ” на однойменний сигналізатор пульта ПП-4-42. У радіусі 100 км відносно центра ЗПП аеродрому в ЦОМ формується сигнал “зона аеродрому”, який видається на сигналізатор АЕРОДРОМ ПП-4-42. В радіусі 45 км відносно центра ЗПП алгоритмічно забезпечується блимання сигналізатора АЕРОДРОМ.

Визначення часу прибуття в ПМ. На програмному маршруті обчислюється час прибуття в поточний черговий або *i*-й ПМ, на оперативному маршруті визначається час прибуття в поточний та черговий ПМ.

Для визначення часу прибуття в черговий ПМ (наступний за по-

точним ПМ) використовуються час прибуття в поточний ПМ і час прольоту чергової ортодромії.

Визначення ЗПК і S_0 . ЗПК_i і S_{0i} будь-якої часткової ортодромії знаходяться на програмному маршруті. ЗПК і S_0 поточної ортодромії визначаються незалежно від виду маршруту. Для обчислення ЗПК і S_0 використовуються географічні координати початку та кінця ортодромії. ЗПК визначається відносно меридіана початку ортодромії.

5.3.9. Описання роботи алгоритму зчислення

Алгоритм зчислення В12-БЦ працює в швидкому циклі та розв'язує задачу визначення поточних частково-ортодромічних координат за відомими проєкціями шляхової швидкості від частково-ортодромічної системи координат (рис. 5.6).

Для розв'язання цієї задачі в алгоритмі використовується така інформація:

- проєкції шляхової швидкості на осі частково-ортодромічної системи координат (ЧСК) W_s, W_z ;
- значення поточної широти місця літака φ ;
- значення висоти літака H_{cp} .

Вихідними параметрами є поточні частково-ортодромічні координати літака S_i, Z_i , які зберігаються в трьох чарунках кожна.

Крім того, при втраті інформації про координати в алгоритмі відбувається обнуління сигналу "готовність бокової програми".

Зчислення координат S і Z здійснюється на сфері радіусом

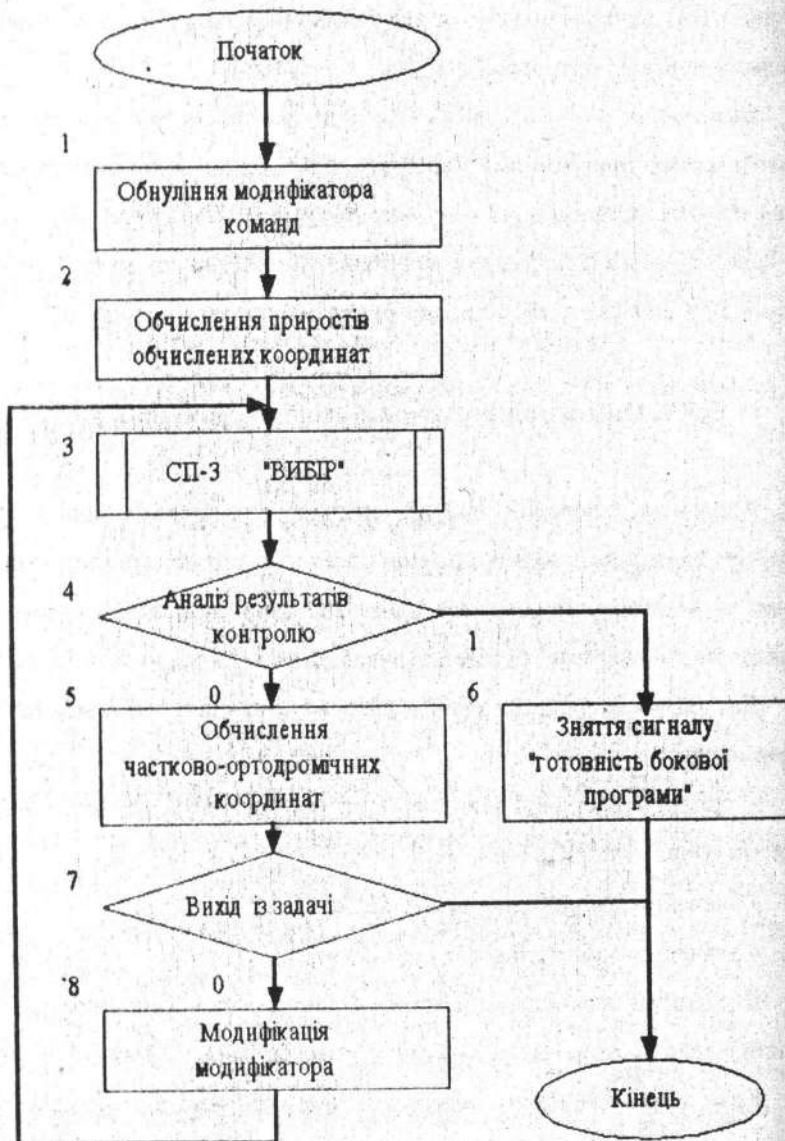


Рис. 5.6. Алгоритм зчислення координат комплексу "Ольха-1"

$a=6378$ км. Несферичність Землі та висоти польоту враховується при формуванні приростів координат ΔS і ΔZ за формулами

$$\Delta S_{сч} = W_S \Delta t (1 + C_1 \sin^2 \varphi - C_2 H),$$

$$\Delta Z_{сч} = W_Z \Delta t (1 + C_1 \sin^2 \varphi - C_2 H),$$

де $C_1 = e^2/2$, $C_2 = 1/a$; e – ексцентриситет земного еліпса.

Ці обчислення здійснюються у другому блоці алгоритму (див. рис. 5.6).

S і Z визначаються однаково - через модифікатор команд. Перед обчисленням координат на наступному кроці зчислення координати надходять на СП "Вибір", де виконується мажоритарний контроль із визначенням несправного каналу та вирівнюванням координат за станом першої чарунки у випадку її справності. При розузгодженні всіх трьох чарунок в алгоритмі відбувається гасіння сигналу "готовність бокової програми" (див. блок 4 на рис. 5.6).

Зчисленні координати розраховуються (див. блок 5 на рис. 5.6) за формулами:

$$S_1[n-1] + \Delta S_{сч} = S[n];$$

$$Z_1[n-1] + \Delta Z_{сч} = Z[n];$$

$$S_1 \rightarrow \langle S_2 \rangle \langle S_3 \rangle; Z_1 \rightarrow \langle Z_2 \rangle \langle Z_3 \rangle,$$

де $\langle S_i \rangle$ і $\langle Z_i \rangle$ – чарунки з подвійним числом розрядів.

5.3.10. Організація контролю

Контроль зберігання $N_{кв}$, $N_{кф}$, $N_{лост}$. У ЦОМ N_k і $N_{ка}$ зберігаються в двох чарунках: при $N_{к1} \neq N_{к2}$ формується сигнал "введи КПМ", а

при $N_{k1} \neq N_{k2}$ – “перевір ПМ, АЕР”. При вмиканні кнопки $\frac{N_{KA} | N_{HA}}{N_A | N_K}$ на U_3 замість N_k або N_{ka} відображується цифра “99”. $N_{пот}$ порівнюється з черговим номером ПМ, і при різниці між ними більше двох формується сигнал “введи ПМ”. На $U-1$ з’явиться цифра “99”, а на $U-3$ при вмиканні кнопки $\frac{N_{KA} | N_{HA}}{N_A | N_K}$ замість $N_{пот}$ ($N_{п}$) - цифра “99”.

Наземний контроль. Контроль апаратури комплексу може бути поділений на контроль за допомогою ЦОМ і на автономний – за допомогою вбудованих засобів контролю самих систем.

Автоматичний режим контролю (ЦОМ) задається за допомогою пульта ППК, оцінка результату контролю здійснюється в ЦОМ. Цим режимом охоплені: апаратура літака РСБІІ “Веер-М”, апаратура “Снос”, а також система повітряних сигналів СПС 1-72-1А. Ця апаратура може працювати і в автономному режимі контролю.

Контроль апаратури: БСФК-1, “Курс МП-70”, ЛД-75, ВЛ-72М, АРК-15М проводиться автоматично вбудованими засобами контролю самих систем. Результат контролю оператор оцінює на індикаторах візуально за контрольними значеннями параметрів.

Контроль у польоті. Цей контроль виконується з метою безперервного визначення працездатності систем. ЦОМ розв’язує свої контрольні тестові задачі, звернення до яких здійснюється кожні 0,2 с.

Контроль пультів, планшета ПА-4-42, “Курс МП-80”, “ВЛ-72М”, АРК-15М здійснюється аналогічно наземному, тобто за допомогою вбудованих засобів контролю самих систем.

У процесі розв’язання навігаційних задач у ЦОМ виконується безперервний контроль параметрів ψ_i , N_i . За результатами контролю

машина оцінює правильність роботи системи БСФК-1 і апаратури "Снос" відповідно.

Для захисту від перебоїв у комплексі організовано потрібне зберігання параметрів.

Навігаційні комплекси "Ольха", "Тополь", "Мальва" та ін., які працюють у складі бортового обладнання ближніх, середніх і дальніх магістральних літаків (ЯК-42, ИЛ-86, АН-72, АН-74 та ін.), за призначенням, структурою та комплексом вирішуваних навігаційних задач майже не відрізняються один від одного (див. табл. 5.2, 5.3).

5.4. Процеси повітряної навігації та їх автоматизація

Підвищення вимог до якості функціонування авіаційної техніки в умовах інтенсивних вантажно-пасажирських перевезень веде до неухильного зростання значущості навігаційних процесів.

Автоматизація процесів навігації [27, 35] при відповідному підвищенні точності прямування літаків за заданими просторово-часовими траєкторіями дозволяє істотно підвищити безпеку польотів за рахунок зменшення ризику зіткнення літаків один з одним і наземними перешкодами, дає можливість збільшити ефективність використання повітряного простору шляхом скорочення норм ешелонування, підвищити економічність польотів внаслідок наближення траєкторій польотів до оптимальних.

Системи навігації та навігаційного забезпечення польотів завдяки наведеним вище рисам мають ряд особливостей:

– по-перше, процес навігації є кінцевою ланкою в ієрархії процесів керування повітряним рухом;

– по-друге, процеси навігації відбуваються в умовах неповної інформації про стан керованого об'єкта та зовнішнього середовища.

Характерною особливістю бортових навігаційних систем є не тільки їх різноманітність внаслідок різних типів літаків та встановленого на них обладнання, але й необхідність забезпечення польотів над територією країн ближнього та далекого зарубіжжя, наземні навігаційні засоби яких істотно відрізняються.

Точне, надійне та безпечне літаководіння забезпечується такими взаємозв'язаними процесами:

- 1) організацією, технічним оснащенням та керуванням повітряною навігацією;
- 2) інформаційним забезпеченням та навігаційною підготовкою;
- 3) літаководінням;
- 4) контролем якості літаководіння.

Не аналізуючи детально зазначені вище процеси [27, 35], відмітимо, що процес літаководіння, під яким розуміється керування рухом літака за заданою траєкторією, здійснюється бортовою ергатичною системою літаководіння. Вона містить усі ті елементи системи "екіпаж - літак", які безпосередньо належать до контуру траєкторного керування (навігаційне та пілотажне обладнання, засоби зв'язку та екіпаж). Особливістю цієї системи є те, що вона розташована на борту літака та здійснює з ним безпосередню енергетичну та інформаційну взаємодію. Тому основним напрямком в галузі навігації є вдосконалення методів застосування бортових систем літаководіння та їх автоматизація.

Основними рисами автоматизації бортового ПНО є тенденція

його уніфікації, використання автономних навігаційних засобів і глобальних систем, впровадження мікропроцесорів і систем електронної індикації.

Оскільки процес літаководіння є результируючим відносно інших навігаційних процесів, то часто якість функціонування всієї системи оцінюється за допомогою таких показників якості літаководіння, як точність і надійність. При цьому під точністю розуміється ступінь наближення фактичної траєкторії польоту до заданої, а під надійністю – ймовірна міра множини відхилень від заданої траєкторії, які не перебільшують припустимої величини. Так, наприклад, для НК “Тополь” [36] механічна ефективність, тобто ймовірність виконання комплексом основної навігаційної задачі в коридорі ± 5 км за розрахунковими даними дорівнює $W_T=0,9865$, у коридорі ± 25 км $W_T=0,99996$ за три години безперервної роботи. Ймовірність безвідмовної роботи апаратури комплексу (рис. 5.7), яка забезпечує політ у коридорі ± 5 км з точністю не менше 0,95, за розрахунковими даними дорівнює 0,9888 за три години безперервної роботи. Ймовірність безвідмовної роботи апаратури комплексу, яка забезпечує визначення місцеположення літака за розрахунковими даними, складає 0,99997 за три години безперервної роботи.

Точнісні характеристики навігаційного комплексу “Ольха” розглянуто в підрозд. 5.3.2.

Оцінка та прогнозування показників точності та надійності літаководіння з урахуванням основних визначальних її факторів є важливою задачею, яка розв’язується методами математичного моделювання процесів, що відбуваються в навігаційних системах.

6. ПІЛОТАЖНІ КОМПЛЕКСИ ТА СИСТЕМИ

6.1. Основні відомості

Функціонально-блочний принцип побудови систем літаководіння оснований на розробці стандартних уніфікованих блоків, що забезпечують виконання одної або декількох функцій систем. Комбінація базових блоків дозволяє будувати системи різного ступеня складності. В більшості зарубіжних країн на основі характеристики функціональних базових блоків розроблено систему стандартів. Наприклад, в системі стандартів ARINC передбачено уніфікацію: стояків для розташування бортового радіоелектронного обладнання, габаритів блоків та їх вхідних і вихідних характеристик, систем зв'язку та обміну інформацією, систем охолодження та ін.

Комплексування обладнання, що є однією з основних тенденцій розвитку авіаційної техніки, дозволяє централізувати керування різнорідними бортовими системами, які досить складно взаємодіють одна з одною. На рис. 6.1 зображено структурну схему типового комплексу автоматичного літаководіння. Згідно з функціональними особливостями в комплексі умовно виділяють навігаційну систему, систему автоматичного керування польотом, систему зв'язку та систему автоматичного контролю [11, 32, 37].

Задача керування полягає у визначенні під час руху літака за маршрутом відхилень поточних значень пілотажних параметрів

(кутів ψ , ν , α , β , які характеризують рух літака навколо центру мас) від програмних і формуванні керуючих впливів на рульові органи з метою стабілізації [33] заданого режиму польоту (рис. 6.2).

До пілотажного комплексу керування літаком входять замкнені динамічні контури з різними елементами: власне літак, двигуни, датчики, перетворювачі, підсилювачі, БЦОМ, рульові приводи. В режимах напівавтоматичного пілотування льотчик також є складовою частиною замкненого контуру керування.

Керують польотом відхиленням керуючих поверхонь та зміною тяги двигунів. Елементи САК, які пересувають один із органів керування, складають відповідний канал.

Пілотажні комплекси, що знаходяться в експлуатації, є багаторежимними автоматизованими пристроями [11, 13, 32], серед яких можна виділити такі основні підсистеми: кутової стабілізації та стабілізації висоти польоту; демпфірування власних коливань; автомат сталості; автомат регулювання зусиль на важелях керування і передаточних чисел до керуючих рульових поверхонь; демпфірування пружних коливань; ручного керування поздовжнім та боковим рухом; автоматичного заходження на посадку та ряд інших.

З метою підвищення ефективності використання сучасні ПК працюють у тісному контакті з системою автоматичного контролю, діагностики та багаторазового резервування. З'єднувальною ланкою комплексу, яка дозволяє істотно підвищити точність та надійність роботи системи керування, є БЦОМ. Задача БЦОМ, наприклад, у режимі зниження або набору висоти, - це формування керуючих впливів з використанням таких законів керування [32, 33]:

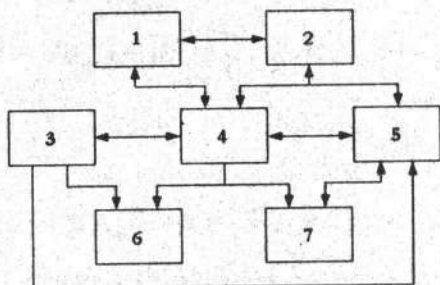


Рис. 6.1. Структурна схема типового комплексу автоматичного літаководіння: 1, 2 – дубльована ЦОМ; 3 – датчики; 4 – пристрої "введення-виведення"; 5 – бортові системи комплексу; 6 – системи індикації та сигналізації; 7 – реєструючі пристрої

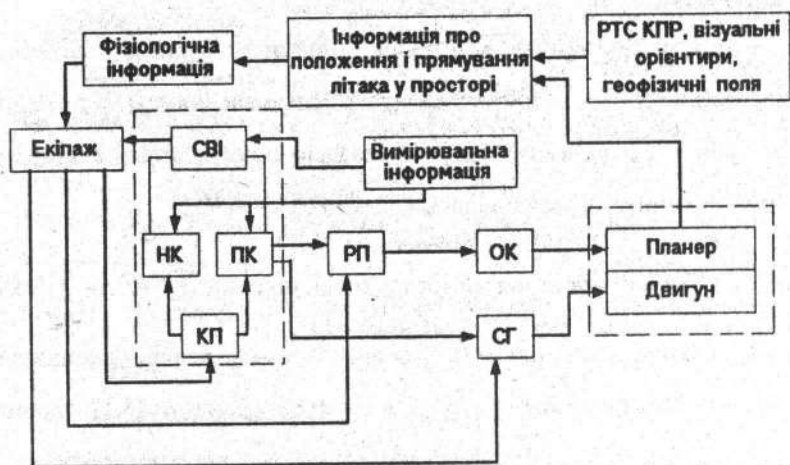


Рис. 6.2. Спрощена структурна схема системи керування літаком: СВІ – комплексна система відображення інформації; ПК – пілотажний комплекс; НК – навігаційний комплекс; КП – керуючі пристрої; РП – рульові приводи; ОК – органи керування керуючими поверхнями літака; СГ – сектор газу

$$\vartheta_3 = \vartheta_{\text{пр}} + k_2 \Delta H + k_3 \int_{t_0}^t \Delta H dt + k_4 \Delta V + k_5 \int_0^t \Delta V dt; \quad (6.1)$$

$$\delta_3^p = \delta_{\text{пр}}^p + \xi_1 \Delta H + \xi_2 \Delta H + \xi_4 \Delta V + \xi_5 \int_{t_0}^t \Delta V dt,$$

де $\Delta V = V - V_{\text{пр}}$; $\Delta H = H - H_{\text{пр}}$; $V, V_{\text{пр}}$ - поточне та програмне значення швидкості; $H, H_{\text{пр}}$ - поточне та програмне значення висоти; $v, v_{\text{пр}}$ - задане та програмне значення тангажу; $\delta^*, \delta_{\text{пр}}^*$ - задане та програмне положення важелів сектора газу; $k_i, \xi_i, (i=1...5)$ - коефіцієнти законів керування.

Схему алгоритму керування літаком зображено на рис. 6.3 [11,32]. В блоці 1 зберігаються програмні значення $V_{\text{пр}}(i)$ та $H_{\text{пр}}(i)$, а в блоці 2 з певним тактовим інтервалом обчислюється різниця між поточною та програмною швидкостями ($\Delta V = V - V_{\text{пр}}$).

У блоках 3, 4 визначаються відповідно суми $\sum_{i=0}^k \Delta V(i)$ та $\sum_{i=0}^k \Delta H(i)$.

У блоці 5 за виразом (6.1) розраховується задане значення положення важеля сектора газу δ^* , а в блоці 6 за виразом (6.1) - значення кута тангажу ϑ_3 . З виходу дискретних фільтрів, реалізованих у блоках 7 - 9, знімаються значення $\Delta H_{\text{кк}}(k')$, $\varepsilon_1(k')$ і $\varepsilon(k')$.

Значення $\Delta H_{\text{кк}}$ та ε реалізуються за такими співвідношеннями:

$$\Delta H_{\text{кк}}(P) = k_H \frac{T_1 F + 1}{T_2 P + 1} [H_{\text{пр}}(P) - H(P)]; \quad (6.2)$$

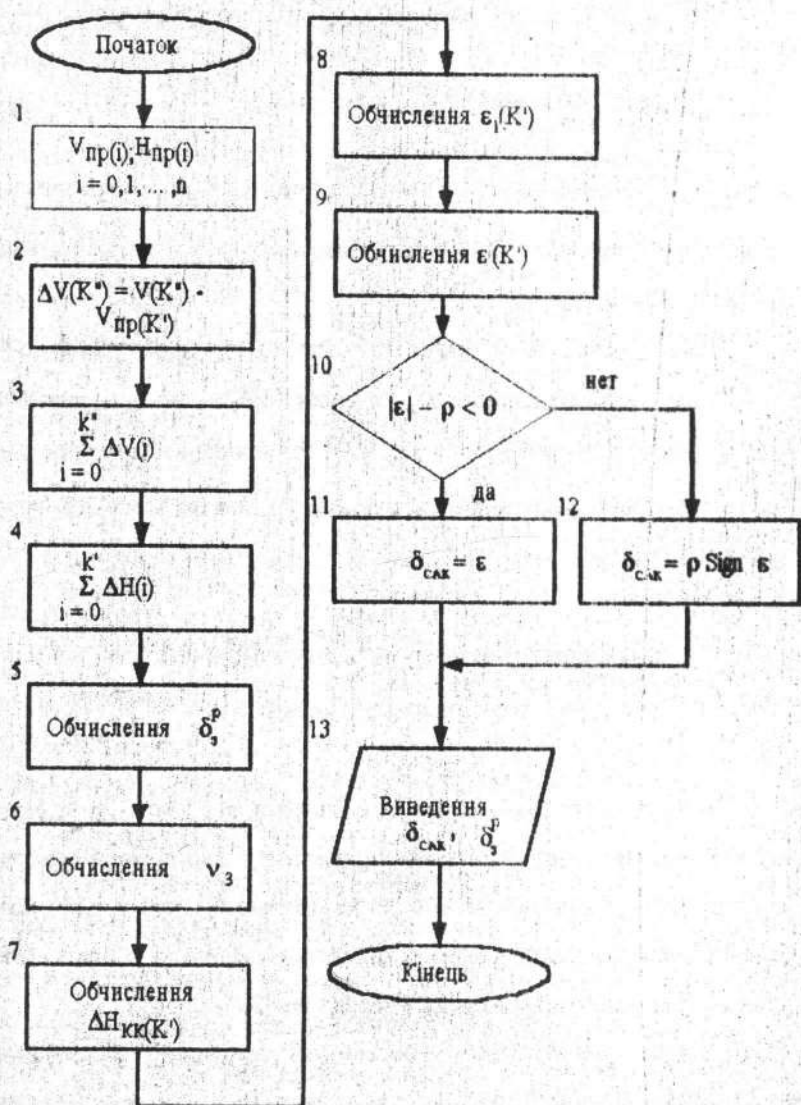


Рис. 6.3. Схема алгоритму керування літаком при набранні висоти та зниженні

$$\varepsilon_1(k) = \vartheta_3(P) + \Delta H_{KK}(P) - k_r \left(\frac{T_3 P + 1}{P} \right) \vartheta(P) + k_d \omega_z; \quad (6.3)$$

$$\varepsilon(P) = \frac{1}{T_4 P + 1} \varepsilon_1(P), \quad (6.4)$$

де $P = \frac{d}{dt}$; $T_i = (i = 1 \dots 4)$ - сталі часу фільтрів; k_n, k_r, k_d - передавальні коефіцієнти датчиків висоти, гіровертикалі та демпфіруючого гіроскопа відповідно.

Після порівняння у блоці 10 залежно від знаку різниці (ε | $-\rho$) обчислюється значення $\delta_{САК}$ (блоки 11,12). Вихідні величини $\delta_{САК}, \delta^e$ через блок виведення 13 та перетворювачі потрапляють на вхід САК і відпрацьовуються рульовими поверхнями літака та приводом сектора газу.

6.2. Особливості функціонування систем основного керування

Сукупність бортових систем і пристроїв, які дають можливість датчику або системам автоматики приводити у дію рульові поверхні та інші органи керування літака для зміни режиму польоту або переміщення на інший режим, називається системою основного керування (системою штурвального керування [39]).

Система основного керування містить: командний пост керування з важелем у вигляді ручки або штурвала, механічні чи електричні проводки, а також спеціальні пристрої та системи, які не тільки

поліпшують льотні якості літака, але й обмежують граничні режими польоту (автомат завантаження важеля керування, автомат балансування та стійкості, демпфер літака, бустерні пристрої та цілий ряд інших), причому залежно від типу конкретного літака кількість та склад систем і пристроїв, які входять в СШК, різні. На рис. 6.4 зображено схему взаємодії систем штурвального та автоматичного керування, для якої прийняті такі умовні позначення:

- СВІ і ЗС - системи відображення інформації та засоби сигналізації;
- ПКІ - пілотажно-командний індикатор;
- ПК - пульт керування;
- БУ - блок узгодження;
- ПСпр - паралельні сервоприводи;
- ОП-САК - обчислювальний пристрій;
- ОПК - обчислювальний пристрій покращання стійкості та керованості;
- ОНРП - обчислювач небезпечних режимів польоту;
- ВК - важелі керування;
- ПРМ - послідовні рульові машини;
- ОББ - обчислювач балансування;
- ПБ - приводи балансування;
- МЗ - механізм завантаження;
- ДЛП, ДКШ, ДК - датчики лінійних прискорень, кутових швидкостей, кутів;
- КЗ - коректори - задавачі Н, V, M;

спіральну стійкості.

Керованість літака (динамічна та статична) визначається його здатністю змінювати параметри польоту за відхиленням рулів.

У режимі ручного пілотування керування літаком здійснює льотчик, який відхиляє важелі керування (пост керування з ручкою або штурвалом і педалями), які знаходяться в кабіні. При рухові ручки "від себе" або "на себе" опускається або піднімається руль висоти, тобто зменшується або збільшується кут тангажу. При рухові ручки "ліворуч" або "праворуч" відхиляються елерони і з'являється аеродинамічний момент крену за рахунок зміни підйомної сили на лівому та правому підкрилках. При переміщенні педалей ("вперед праву ногу" або "вперед ліву ногу") переміщується руль напрямку та виникає аеродинамічний момент рискання, який приводить до кутової переорієнтації літака у горизонтальній площині.

Основне керування можна класифікувати за способом впливу та типом проводки (рис. 6.5) [39].

Для забезпечення високої економічної ефективності літака, регулярності безпеки його польотів важливу роль відіграє автоматизація систем літака, зокрема системи керування. До автоматичних засобів часткової автоматизації ручного керування відносяться [13, 39]: автомати тримірування, автомати завантаження, автомати регулювання керування, автомати балансування, демпфери рискання, тангажу та крену, автомати поздовжнього та бокового керування, автомати обмеження поздовжніх режимів.

На ряді сучасних зарубіжних і вітчизняних літаків замість

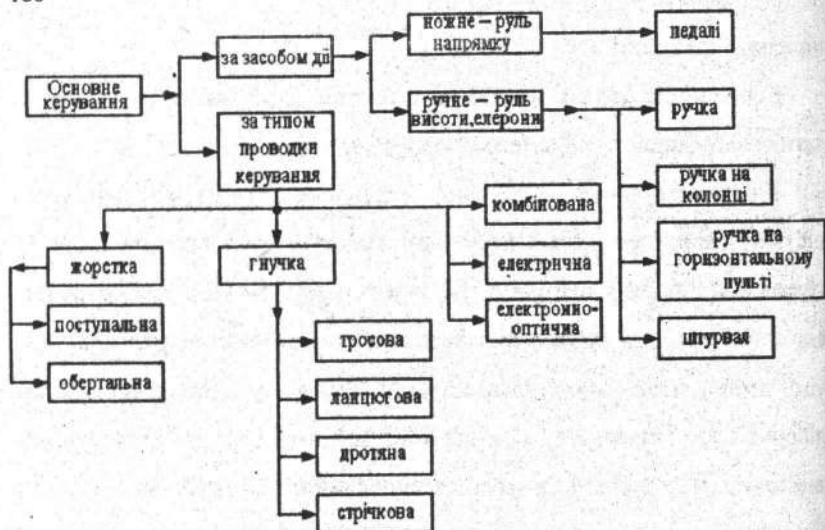


Рис. 6.5. Класифікація систем основного керування

традиційної механічної проводки керування (гнучкої чи жорсткої) аеродинамічними поверхнями літака встановлюється електродистанційна система керування. В таких системах рукоятка керування обладнана електричними датчиками кутових переміщень або зусиль, які до неї прикладає льотчик. В електродистанційних системах керування (ЕДСК) керуючі сигнали передаються в аналоговій імпульсній або цифровій формах по електричних проводах. Застосування ЕДСК дозволяє істотно покращити з'єднання ручного та автоматичного керування, спростити автоматичне балансування літака та знизити можливість його виходу на небезпечні режими польоту. Застосування ЕДСК на сучасних пасажирських літаках має певні істотні економічні, технічні та експлуатаційні переваги та нові якості порівняно з традиційною механічною системою керування:

1) значне зниження маси проводки та можливість зниження маси самої конструкції літака, а саме крила;

2) можливості ЕДСК дозволяють літаку літати при зниженій стійкості, тобто зі зміщенням назад центром маси літака, що істотно зменшує лобовий опір;

3) задачі забезпечення надійності та безпеки польоту розв'язуються в ЕДСК за рахунок застосування різних методів резервування та використання систем вбудованого контролю і спеціальних засобів автоматики;

4) ЕДСК дозволяє покращити точність керування польотом; літак буде автоматично зберігати потрібні шляхові кут і висоту, якщо від льотчика не подасться іншої команди або якщо від нього подасться помилковий сигнал;

5) закони керування, які застосовуються в електродистанційних системах, виключають можливість позаграничних навантажень на літак і двигуни, запобігають звалюванню літака, забезпечують захист від зриву потоку та зсуву вітру при заходженні на посадку.

Вважають, що застосування ЕДСК є основним напрямком, який дозволить надалі здійснити концепцію широкого застосування активного керування літаком.

6.3. Пілотажний комплекс транспортного літака

Пілотажний комплекс ПК-72 призначений для ручного, напівавтоматичного та автоматичного керування польотом транспортного літака за заданою траєкторією на всіх етапах польоту при розв'язанні задач літаководіння в будь-який час протягом доби та ро-

ку в будь-яких метеорологічних умовах. ПК являє собою комплекс взаємозв'язаних систем і пристроїв та забезпечує:

- автоматичну стабілізацію крену, курсу та тангажу;
- автоматичне керування та стабілізацію заданої приладової швидкості $V_{пр}$ через автомат тяги, стабілізацію $V_{пр}$ при наборі висоти та зниженні за допомогою руля висоти;
- автоматичний вихід на заданий курс та його стабілізацію;
- автоматичний політ за сигналами маяків РСБН і навігаційного обчислювача;
- автоматичний передпосадочний маневр "захід з рубежу";
- виконання координованих розворотів та зміну кутів тангажу за допомогою рукоятки ПК;
- автоматичне розвантаження проводки керування руля висоти за зусиллями з допомогою автотримера;
- демпфірування літака відносно вертикальної осі під час польоту за маршрутом;
- автоматичне та директорне заходження на посадку до висоти 30_m за сигналами радіомаяків категорії II; автоматичний та директорний вихід на друге коло згідно з командою пілота;
- автоматичне та примусове захоплення глісади;
- режим поєднаного керування та наочну індикацію пілотажних параметрів і командних сигналів;
- автоматичний та дискретний контроль працездатності ПК і його датчиків з видачею екіпажу сигналізації.

Пілотажний комплекс нормально функціонує при взаємодії з навігаційним комплексом. На рис. 6.6 і в табл. 6.1 наведено функціональну схему ПК з урахуванням його зовнішніх і внутрішніх зв'язків та основні технічні дані комплексу. Безпосередньо до складу комплексу входять: система автоматичного керування САК (1 шт.), малогабаритна гіровертикаль МГВ (3 шт.), авіагоризонт АГР (1 шт.), статичний перетворювач струму ПСС (1 шт.), вимикач корекції ВК (3 шт.), блок контролю кренів БКК (1 шт.), сигналізатор порушення живлення СПЖ (4 шт.).

Таблиця 6.1

Основні технічні дані ПК-72

Параметри	Технічні дані
Точність стабілізації:	
- кутів курсу, крену, тангажу;	$\pm 0,25^\circ$
- заданої барометричної висоти польоту в сталому режимі;	± 10 м
- заданої барометричної висоти при розворотах з креном до 30° , розгонах, гальмуваннях, випуску посадочної механізації;	± 20 м
- заданої приладової швидкості;	± 6 км/год
- заданої приладової швидкості при набірні висоти та зниженні за допомогою руля висоти;	± 10 км/год
- заданого курсу	$\pm 0,5^\circ$
Точність автоматичного польоту за сигналами маяків РСБН та навігаційного комплексу:	
- відносно ЗЛШ, яка задається НК;	± 200 м
- відносно лінії заданого азимута при дальності до маяка не більше 200 км	± 20 мкА

Параметри	Технічні дані
Точність стабілізації при автоматичному та директорному заходженні на посадку за сигналами радіомаяків(I ІКАО; Н=200...30 м): - відносно рівносигнальної лінії курсу; - відносно рівносигнальної лінії глісади	± 25 мкА ± 50 мкА чи ± 6 м
Точність стабілізації при автоматичному та директорному заходженні на посадку за сигналами радіомаяків(II ІКАО; Н=200... 30 м): - відносно рівносигнальної лінії курсу; - відносно рівносигнальної лінії глісади	± 20 мкА ± 35 мкА чи $\pm 3,6$ м
Кінематичні відношення в каналах керування: - канал елеронів, град РМ/град ЕЛ; - канал напрямку, град РМ/град РН; - канал висоти, град РМ/град РВ	$5,5 \pm 0,5$ 6,7 6,0
Напруга живлення: - за постійним струмом; - за змінним струмом; - за змінним струмом	$+2,4$ $27^{-3,0}$ В $36^{+4,8}$ В $400^{\pm 20}$ Гц 200^{+7} В $400^{\pm 20}$ Гц
Маса пілотажного комплексу	не більше 115 кг

6.3.1. Датчики та прилади пілотажної інформації

До датчиків пілотажної інформації належать прилади, які визначають головні параметри положення літака у просторі та перетворюють ці параметри в електричні сигнали, що використовуються для керування літаком (див. рис. 6.6). Як датчики крену та тангажу в комплексі застосовуються три малогабаритні гіровертикалі МГВ, дві з яких зв'язані з

лівим і правим пілотажними командними приладами ПКП, а третя є резервною.

Блок контролю кренів БКК призначений для контролю датчиків МГВ і приладів ПКП. БКК видає такі сигнали:

- про відмову одного конкретного каналу проходження сигналу від МГВ;
- про відмову всієї системи при виході з ладу двох каналів інформації від МГВ;
- для сигналізації про момент досягнення літаком величини граничного крену.

Система контролю авіагоризонтів з БКК забезпечує визначення пілотажно-командного приладу, який відмовив, причому контроль базується на порівнянні сигналів кожного каналу з середнім арифметичним значенням параметра на виході кворум-елемента [38].

Для порівняння величин напруг U_1, U_2, U_3 кожного каналу зі справжнім сигналом U (сигнал формується за значеннями U_1, U_2, U_3) та видання інформації про їх відмову у разі їх розходження на величину, що перевищує межу, служить компаратор.

Алгоритм роботи компаратора:

$$F = \begin{cases} 0, & \text{при } (U_1 - U) \leq \Delta U, \\ 1, & \text{при } (U_1 - U) \geq \Delta U. \end{cases} \quad (6.5)$$

Логічний "0" з виходу компаратора відповідає відсутності потенціалу, а логічна "1" - рівню +27 В. Сигналізатори порушення живлення СПЖ призначені для контролю живлення МГВ, БКК, ПКП.

Вимикачі поперечної корекції ВК-90 служать для вимикання по-

перечної корекції під час виконання розворотів і віражів; за принципом дії пристрої є гіроскопічними датчиками кутової швидкості.

Авіагоризонт, який живиться від трифазного перетворювача ПТС, є резервним каналом забезпечення екіпажу інформацією про крен і тангаж. Решта пристроїв, які забезпечують нормальне функціонування пілотажного комплексу, входять до складу системи автоматичного керування (див. рис. 6.6).

6.3.2. Система автоматичного керування САК-72

САК - основна система ПК, яка виконує задачі збирання, обробки та індикації інформації, що надходить від датчиків і систем пілотажної інформації, та вироблення керуючих сигналів для автоматичного пілотування літака.

САК являє собою триканальну систему, яка автоматично керує літаком за допомогою елеронів, рулів напрямку та висоти. Керування літаком відбувається по каналах крену, курсу та тангажу; канали працюють автономно, зв'язок між ними здійснюється тільки через літак під час його еволюцій.

Виконавчими елементами САК (або автопілотів) є рульові приводи. Звичайно до складу рульового приводу входять підсилювач і рульова машина, які охоплюються жорстким, швидкісним або ізодромним зворотним зв'язком. Залежно від типу зворотних зв'язків приблизні вирази для їх передаточних функцій мають вигляд [13. 41]

$$W_{\text{рп}}^{\#}(P) \approx 1; \quad W_{\text{рп}}^{\text{сп}}(P) \approx \frac{1}{P}; \quad W_{\text{рп}}^{\text{із}}(T) \approx \frac{T_i P + 1}{T_i P}, \quad (6.6)$$

де T_i - стала часу ізодрома.

Якщо ізодромна ланка виконана (рис.6.7) з'єднанням

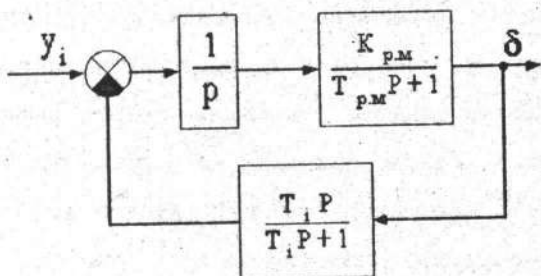


Рис. 6.7. Структурна схема рульового приводу автопілота з ізодромним зворотним зв'язком

підсилювальної ланки ($k_{\text{підс}} = 1$) з послідовно ввімкненим інвертором ($k_{\text{інв}} = -1$) та інерційною ланкою $1/(T_i P + 1)$, то сумарна передаточна функція такого з'єднання має вигляд

$$W_i(P) \approx 1 - \frac{1}{T_i(P) + 1} \approx \frac{T_i P}{T_i(P) + 1}. \quad (6.7)$$

САК-72 є астатичною системою керування. Астатизм забезпечується застосуванням ізодромного зворотного зв'язку в сервоприводі елеронів, руля висоти та напрямку.

Задачі, які виконує САК-72, відповідають задачам, які вирішує комплекс в цілому. До комплексу САК входять такі вироби: пульт керування льотчиків (ПКЛ) з ручкою керування автопілотом (РКА), кнопки вибору режимів, перевірний пульт (ПП), блок підсилення (БП), командні пілотажні прилади (ПКП), датчики лінійних прискорень (БДЛП) та датчики кутових швидкостей (ДКШ), коректор висоти (КВ), обчислювачі бокового та поздовжнього каналів (ОБК та ОПК), обчислювачі сервоприводу (ОС), автомата тяги (ОАТ) з виконавчим механізмом (ІМАТ), блок підсилювачів сервоприводу (БПС),

рульові машинки по відповідних каналах, блок логіки сигналізації (БЛС) та блок комутації (див. рис. 6.6).

Канал курсу (рис. 6.8) забезпечує автоматичне демпфірування літака відносно вертикальної осі. Чутливим елементом каналу курсу є ДКШ, сигнал ω_y з якого проходить через ізодромну ланку (фільтр високих частот Φ) для виключення сталого значення кутової швидкості. Компенсація постійного моменту відносно вертикальної осі літака, який виникає, наприклад, при відмові двигуна, здійснюється через рулі напрямку. Чутливим елементом у цьому випадку є БДЛП.

Канал крену (рис. 6.9) забезпечує автоматичну стабілізацію літака відносно поздовжньої та вертикальної осей і заданого курсу літака. Через канал крену здійснюються:

1. *Стабілізація літака відносно поздовжньої та вертикальної осей.* У каналі крену використовується перехресна схема, особливістю якої є те, що позиційний сигнал від'єднання від курсу, який стабілізується, передається в канал керування елеронами; в каналі руля напрямку встановлено демпфер рискання. Датчик крену знаходиться на осі позиційного гіроскопа крену МГВ. Сигнал кутової швидкості формується диференціюванням сигналу кута крену. Датчиком гіромагнітного курсу є БСФК, яка належить до бортового НК (див. рис. 5.5), а відхилення від поточного курсу формується в блоці комутації. При відхиленні літака від курсу, який стабілізується, сигнал, пропорційний куту відхилення літака, подається на сервопривід крену, рульова машина якого відхиляє елерони. Під дією відхилених елеронів літак входить у крен і починає розвертатися до початкового курсу. Зі зменшенням розузгодження між заданим $\Psi_{зк}$ і поточним $\Psi_{пот}$ значен-

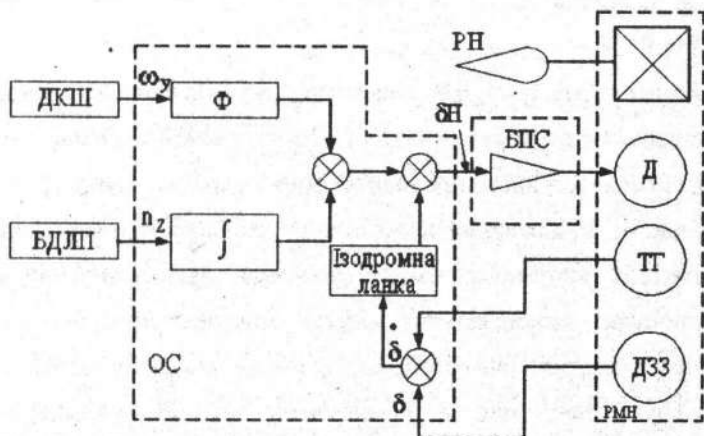


Рис. 6.8. Функціональна схема каналу курсу: Φ – фільтр; \int – інтегруюча ланка; Д – двигун; ТГ – тахогенератор; ДЗЗ – датчик зворотного зв'язку; РМН – рувальова машина напрямку

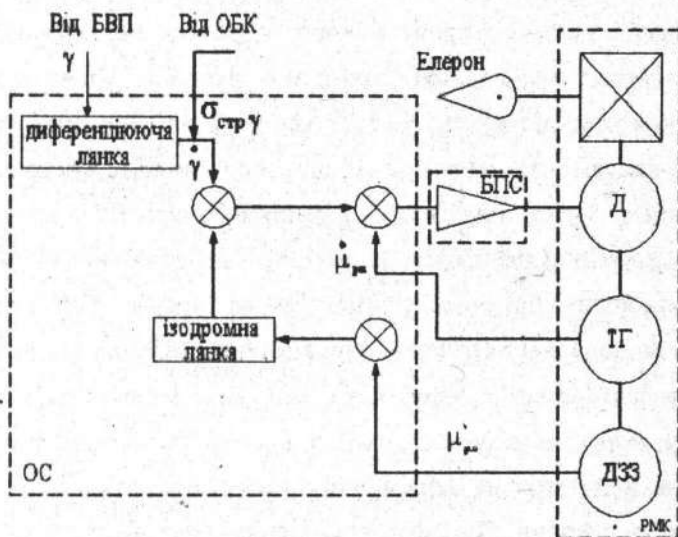


Рис. 6.9. Функціональна схема каналу крену: БВП – блок вибору параметрів; ОБК – обчислювач бокового каналу; РМК – рувальова машина крену

ними курсу крен літака зменшується та, коли $\Psi_{зк} = \Psi_{пот}$, кут $\gamma = 0$.

2. *Стабілізація заданого курсу.* Керуючий сигнал $\Psi_{з}$, пропорційний кутовому відхиленню літака від заданого курсу, який встановлюється вручну, формується в ПНП як різниця

$$\Delta\Psi_{зк} = \Psi_{зк} - \Psi_{пот}$$

3. *Автоматичний політ за сигналом РСБН.* Як керуючі сигнали для цього режиму літаководіння використовують сигнал кутового відхилення літака відносно азимута ϵ_A та сигнал відхилення від заданого шляхового кута $\Delta_{зпк}$. Значення ЗПК встановлюється вручну на ПНП.

4. *Автоматичний політ за сигналами навігаційного обчислювача.* Здійснюється за допомогою керуючого сигналу γ , (заданий крен), який формується в ЦОМ та видається на індексацію ПНП у вигляді сигналів ЗПК і Z.

5. *Автоматичне та директорне заходження на посадку.* Керуючими сигналами є: сигнал ϵ_k , пропорційний кутовому відхиленню від осі ЗПС, і сигнал ϵ_x , який формується шляхом диференціювання ϵ_k (обидва сигнали фільтруються); сигнал $\Delta\Psi_{пос} = \Psi_{пот} - \Psi_{пос}$, де значення заданого курсу $\Delta\Psi_{пос} = \text{ЗПК}_{ЗПС}$, а $\Psi_{пос}$ пропускається через нелінійну фільтрацію із зоною нечутливості $\pm 13 \dots \pm 21^\circ$; сигнал крену γ та обмежений ($\pm 18 \dots \pm 2^\circ$) сигнал заданого крену $\gamma_{зад}$; сигнал швидкості відхилення $\Delta\Psi_{пос}$, який використовується в процесі керування починаючи з висоти 200 м (режим "Глісада"). У директорному режимі керування елеронами здійснюється штурвалом з індикацією команд крену на ПКП.

6. *Розворот за допомогою рукоятки керування.* Рукоятка керування має два фіксованих положення: 15° і 30° . При відхиленні рукоятки від нульового положення попередній режим відмикається, вмикається система обнуління курсу і сигнал заданого курсу потрапляє на рульову машину крену. При відхиленні елеронів літак входить у крен, і, коли він накрениється на заданий кут, сигнал гіровертикалі $\gamma_{\text{іст}}$ скомпенсує сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ і здійсниться стабілізація заданого крену. При поверненні ручки керування за креном у нульове положення сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ знімається і на виході сервоприводу залишається сигнал $\gamma_{\text{іст}}$, під дією якого РМК відхиляє елерони і літак починає виходити з крену. Через 6 с вмикається стабілізація нового курсу літака.

Через канал тангажу здійснюється:

1. *Стабілізація положення літака відносно поперечної осі.* Датчик тангажу знаходиться на осі позиційного гіроскопа тангажу МГВ. Для забезпечення синхронізації та астатизму в каналі тангажу сигнал, що знімається з датчика, проходить через ізодромну ланку зі сталою часу 30 с . Сигнал кутової швидкості формується диференціюванням сигналу кута тангажу. При відхиленні літака від стабілізуючого кута тангажу датчик видає сигнал, пропорційний $\Delta\alpha$, під дією якого РМТ відхиляє руль висоти таким чином, щоб літак повернувся до початкового тангажу. Демпфірування коливань літака за тангажем забезпечується сигналами кутової швидкості тангажу (рис. 6.10): ПШТМ – показчик швидкості та числа M ; МГВ – малогабаритна гіровертикаль; БДЛП – блок датчиків лінійних прискорень; ОАТ – обчислювач автомата тяги; ДКШ – датчик кутових швидкостей; ВКД

– важелі керування двигунами; Φ – фільтр; БПС – блок підсилювачів сервопривода; ОВДК – обчислювач відходу на друге коло; РМТ – рульова машина тангажу; ОС – обчислювач сервопривода.

2. Стабілізація заданої барометричної висоти польоту, яка відбувається за рахунок командного сигналу, який в усіх режимах траєкторного керування формується в обчислювачі поздовжнього ка-

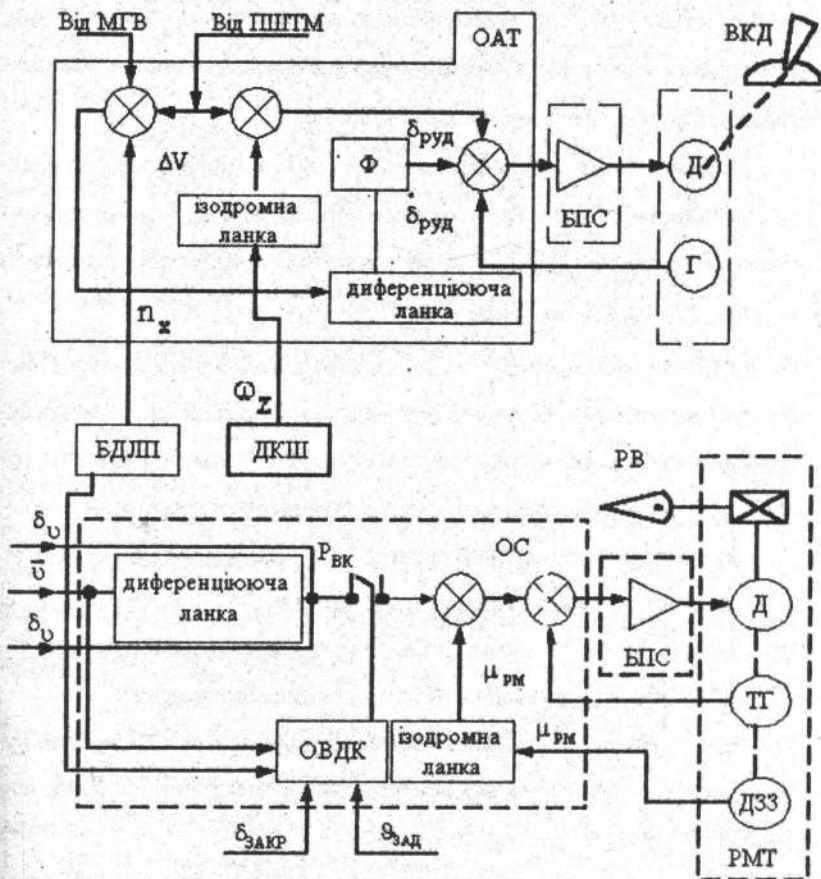


Рис. 6.10. Функціональна схема каналу тангажу

налу (ОПК). Командний сигнал формується з суми двох різниць: перша різниця - між аналогом сигналу вертикального прискорення a , який одержується з сигналу тангажу після проходження його через фільтр зі сталою часу 3...4 с, та командним сигналом вертикального прискорення a_k , сформованим із суми сигналів відхилення від стабілізованої висоти ΔH і швидкості відхилення від висоти ΔH ; друга різниця - між поточною та командною вертикальною швидкостями, причому для формування сигналу вертикальної швидкості використовується фільтр зі сталою часу 7,5...12,5 с.

3. *Стабілізація приладової швидкості, яка відбувається за рахунок командного сигналу вертикального прискорення.* У цьому режимі таким сигналом є відхилення від заданої приладової швидкості $\Delta V_{\text{пот}} = V_{\text{пот}} - V_{\text{зад}}$ і похідна сигналу ΔV .

4. *Зміна кутів тангажу за допомогою рукоятки керування.* Рукоятка має два фіксованих та одне нейтральне положення, які утримуються пружиною. За необхідності змінити кут тангажу льотчик відхиляє рукоятку керування АП з нейтрального положення, внаслідок чого:

- вимикається попередній режим;
- вмикається режим синхронізації тангажу;
- сигнал заданого тангажу надходить з ПКЛ на сервопривод;
- РМТ відхиляє руль висоти і літак змінює кут тангажу.

При досягненні потрібного кута тангажу льотчик відпускає рукоятку, яка під дією пружини повертається в "нейтраль", а зміна тангажу припиняється.

5. *Автоматичне розвантаження проводки керування від зусиль*

за допомогою тримера руля висоти. Для розвантаження проводки керування руля висоти від зусиль, а також для запобігання ривкам при вмиканні автопілота (при якому руль під дією шарнірного моменту $M_{ш0}$ різко повертається в положення "за потоком", що викликає перевантаження) система автоматичного тримірування переміщує тример літака в нове балансувальне положення. Тример відхиляється, коли на валу рульової машини розвивається момент $M_{рм}=(0,5\dots0,7) M_{ш0}$, що накладає компенсуючий момент на літак і тим самим знімає з РВ постійне навантаження.

6. *Захоплення глісади в автоматичному режимі*, що відбувається при перетинанні літаком рівносигнальної зони глісади; при цьому кут відхилення від рівносигнальної зони має бути $\sim +0,06^\circ$. Ручне захоплення здійснюється натисненням відповідної кнопки на ПКЛ при підході літака до рівносигнальної зони глісади. Після захоплення глісади відбуваються вихід і стабілізація ПС на глісаді.

7. *Автоматичне і директорне заходження на посадку до висоти 30 м*. При цьому командним сигналом вертикального прискорення є сигнал глісадного приймача ϵ_r , пропорційний кутовому відхиленню від рівносигнальної зони глісади, і сигнал швидкості відхилення від глісади $\dot{\epsilon}_r$. Для фільтрації перешкод сигнал ϵ_r пропускається через фільтр. З виходу ОПК командні сигнали через ОС надходять як на БПС для відхилення РМТ, так і на командні індекси ПКП. Ці сигнали можуть бути використані для директорного режиму керування літаком. При траєкторному керуванні командні прилади

відображають не лише контрольну індикацію просторового положення літака і льотної обстановки, а й коректуючі дії автопілота для парирования будь-якого відхилення від ЗЛП або потрібного просторового положення.

8. Автоматичне керування та стабілізація заданої приладової швидкості, яке відбувається через автомат тяги шляхом впливу на ВКД через виконавчий механізм автомата тяги. Для впливу на важелі в обчислювач автомата тяги подаються такі сигнали:

- ΔV - відхилення від заданої приладової швидкості з ІКВШП;
- ω_z - кутова швидкість літака відносно поперечної осі літака з ДКШ;
- n_z - поздовжнє прискорення літака з БДЛП.

Для компенсації запізнення реакції літака на сигнал $\Delta V_{\text{пот}} = V_{\text{пот}} - \vartheta_{\text{зад}}$ використовується сигнал лінійного прискорення n_x . Для компенсації помилок з БДЛП, які виникають при відхиленні літака від нульового значення тангажу, вводиться сигнал v . При зміні кута тангажу з'являється складова сили маси, спрямована вздовж поздовжньої осі літака. Для компенсації зміни швидкості літака під впливом цієї сили вводиться сигнал ω_z , який випереджає сигнал ΔV .

Через те, що сервопривод автомата тяги має швидкісний зворотний зв'язок, сума сигналів ΔV , ϑ та n_x диференціюється і фільтрується.

Сигнал ω_z пропускається через ізодромну ланку зі сталою часу 5 с. На суматор ОАТ подається сигнал швидкості зворотного зв'язку

$\delta_{\text{вуд}}$. Під дією керуючого сигналу виконавчий механізм пересуває ВКД у такому напрямку і на такий кут, щоб тяга двигунів, яка змінюється, скомпенсувала зміну приладової швидкості; зміна кута ϑ компенсується каналом тангажу САК.

Режим відходу на друге коло вмикається відповідними кнопками, розташованими на штурвалах льотчиків у діапазоні висот 200...30 м.

Керуючі команди формуються в обчислювачі поздовжнього каналу САК за рахунок формувального сигналу $\vartheta_{\text{зад}}$ і сигналу $\delta_{\text{закр}}$.

Основні пілотажні параметри відображуються пілотажним командним і пілотажним навігаційним приладами, які належать БНК.

6.4. Бортові системи керування (БСК)

Бортові системи керування (БСК-3П, АБСК-134, АБСК-154, САК-1Т, САК-3, САК-72 та ін.) являють собою складний комплекс пристроїв і підсистем, які забезпечують ручне (штурвальне), напівавтоматичне (директорне) та автоматичне керування посадкою та зльотом, відходом на друге коло та ін.

Бортова система керування БСК-3П створена на базі автопілота АП-6Е, пілотажно-навігаційної системи "ПУТЬ-4МПА" з додаванням автомата тримірування АТ-2 у поздовжньому каналі [42,43].

Система БСК-3П складається з трьох підсистем (рис. 6.11): стабілізації параметрів руху, сигналізації та індикації і контролю.

Підсистема стабілізації параметрів руху забезпечує: стабілізацію

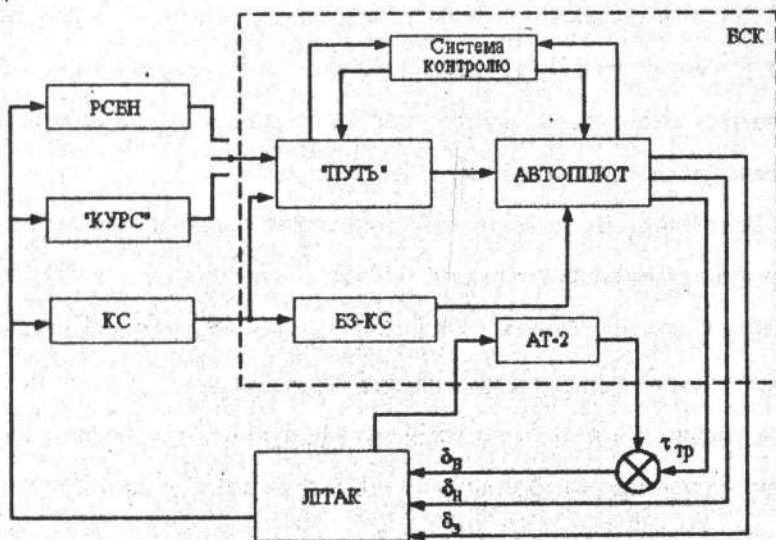


Рис. 6.11. Структурна схема бортової системи керування заходженням на посадку

кутових координат ЛА, стабілізацію заданої барометричної висоти, виконання координованих розворотів, набір висоти або зниження, стабілізацію ЛА на траєкторії за сигналами РСБН, автоматичне та напівавтоматичне керування заходом на посадку до висоти 60 м.

Підсистема сигналізації та індикації БСК-3П містить пілотажний та навігаційний прилади, індикатор положення тримера, світлову сигналізацію режимів і відмов підсистем і світлову сигналізацію відмов автопілота.

Підсистема контролю БСК-3П автоматично контролює роботу гіровертикалей, автопілота, системи індикації.

Крім того, автомат тримірування АТ-2 забезпечує автоматичне тримірування РВ, індикацію зусиль в тягах керування РВ і сиг-

налізацію про підвищення припустимих зусиль у тягах керування ру-
лем висоти.

6.4.1. Пілотажно-навігаційна система "ПУТЬ"

Оснoву системи траекторного керування БСК-ЗП складає пілотажно-навігаційна система "ПУТЬ" (рис. 6.12).

Система забезпечує:

1) напівавтоматичне керування літаком за командними стрілками пілотажних приладів на режимах заходження на посадку за сигналами курсового та глісадного маяків РТС СП або ILS і стабілізацію на траєкторії польоту;

2) автоматичне керування літаком за командними сигналами, які

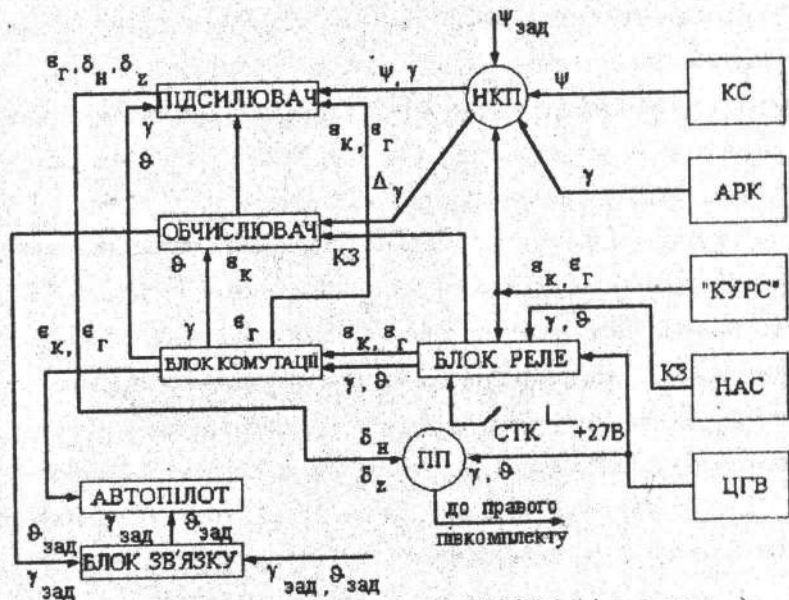


Рис. 6.12. Структурна схема системи "ПУТЬ" (півкомплекту)

подаються системою в автопілот на тих самих режимах;

3) видачу інформації про несправність системи та радіотехнічних засобів, які використовуються;

4) одержання візуальної індикації таких основних параметрів положення літака в просторі та командних сигналів: кутів крену γ , курсу ψ , тангажу ν ; командних сигналів за креном δ_z і δ_n , відхилення від ЗЛП ϵ_k та глісади ϵ_r , курсу ψ , заданого курсу $\psi_{зад}$, відхилення від заданого курсу $\Delta\psi$, курсового кута радіостанції (ККР), кута ковзання ρ .

На структурній схемі системи "ПУТЬ" наведено послідовність проходження сигналів між окремими блоками системи, а також зв'язки системи з іншими датчиками інформації. Сигнали параметрів просторового положення літака, які надходять від інших систем, відображаються на пілотажних і навігаційних курсових приладах (ПП, НКП). Обробка показчиків кутів γ , ψ , ν , $\psi_{зад}$ і ККР здійснюється слідкуючими системами. Вимірювачі розузгодження та двигуни з редукторами цих систем знаходяться у приладах індикації, а підсилювачі об'єднані в одному блоці. Сигнали ϵ_k , ϵ_r , а також сигнали відмови радіотехнічних систем СП, ІЛС, РСБН відображаються на НКП за допомогою магнітоелектричних показчиків.

Для формування команд напівавтоматичного та автоматичного керування сигнали γ , ν , ϵ_k , ϵ_r , підсилюються комбінованими блоками БК і подаються на обчислювач. Командні стрілки пілотажного приладу за командами δ_z і δ_n відпрацьовуються також слідкуючими системами.

Під час автоматичного керування командні сигнали $\gamma_{зад}$ і $\nu_{зад}$ сформовані в обчислювачі, через блок зв'язку БЗ подаються в автопілот.

Закон керування боковим рухом. Вихід літака на задану траєкторію мусить проходити плавно, без переходу літака через ЗЛП і

за мінімальний період часу. Для цього необхідно, щоб у кожній точці траєкторії виходу літак мав оптимальний кут крену $\gamma_{\text{зад}}$. Цей кут є функцією декількох величин: відхилення літака від ЗЛП ϵ_k , швидкості наближення літака до ЗЛП $\dot{\epsilon}_k$, відхилення літака від заданого курсу $\Delta\psi$, швидкості зміни курсу літака $\dot{\Delta\psi}$, поточного кута крену γ . При автоматичному та напіваавтоматичному керуванні величину $\gamma_{\text{зад}}$ визначає обчислювач системи. У загальному вигляді закон керування боковим рухом літака записується так:

$$\delta_z = i(\gamma - \gamma_{\text{зад}}), \quad (6.8)$$

де δ_z - відхилення вертикальної командної стрілки, мм; i - масштабний коефіцієнт відхилення командної стрілки, мм/град; γ - поточне значення кута крену.

Льотчик повинен утримувати командну стрілку в нульовому положенні, змінюючи поточний кут крену (при $\delta_z = 0, \gamma = \gamma_{\text{зад}}$).

У повному обсязі закон керування боковим рухом для режимів заходу на посадку та навігації має такий вигляд:

$$\delta_z = k \left\{ \gamma + \frac{1}{T_4 P + 1} F \left[k_{2\psi} \Delta\psi + F_{\epsilon_k, \Delta\psi} (k_{\epsilon_k} - k_{1\psi} \Delta\psi) + \frac{1}{T_3 P + 1} (k_{\dot{\epsilon}_k} \dot{\epsilon}_k + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}) \right] \right\}, \quad (6.9)$$

$$\delta_z = k_\gamma \gamma + \frac{1}{T_4 P + 1} \left(k_{\Delta\psi} \Delta\psi + \frac{k_{\epsilon_k} \epsilon_k}{T_{K3} P + 1} + \frac{k_{K3} K3}{T_{K3} P + 1} \right),$$

де $k_\gamma, k_{\epsilon_k}, k_{\dot{\epsilon}_k}, k_{\dot{\psi}}, k_{1\psi}, k_{2\psi}, k_{\Delta\psi}, k_{K3}$ - коефіцієнти пропорційності відповідних сигналів; $\frac{1}{T_4 P + 1}$ - передаточна функція четвертої ланки обчислювача, на якому алгебрично підсумовуються всі сигнали;

$\frac{1}{T_3 P + 1}$ - передаточна функція третьої ланки обчислювача, який є додатковим фільтром для сигналу $\dot{\epsilon}$; F - обмежувач заданого крену; $F_{\epsilon_r}, \Delta\psi$ - обмежувач сигналів ϵ_r та $\Delta\psi$; K_3 - кут зносу.

Підсилений командний сигнал за креном δ_z потрапляє на керуючу обмотку електродвигуна, який відпрацьовує вертикальну командну стрілку "ЛІВОРУЧ" або "ПРАВОРУЧ"; при автоматичному керуванні сигнал δ_z відпрацьовується автопілотом.

Закон керування поздовжнім рухом. Для виходу літака на задану лінію зниження у вертикальній площині (глісаду) та стабілізації на ній керування літаком здійснюється шляхом зміни кута тангажу. Величина командного сигналу за тангажем залежить від декількох величин: відхилення літака від глісади ϵ , швидкості відхилення літака від глісади $\dot{\epsilon}$, швидкості зміни поточного кута тангажу. У розгорнутому вигляді закон керування поздовжнім рухом має вигляд

$$\delta_H = i \frac{1}{T_2 P + 1} \left(k_{\epsilon_r} \cdot \epsilon_r + \frac{1}{T_1 P + 1} k_{\dot{\epsilon}_r} \cdot \dot{\epsilon}_r + k_{\dot{\vartheta}} \cdot \dot{\vartheta} \right), \quad (6.10)$$

де δ_H - відхилення горизонтальної командної стрілки, мм; $k_{\epsilon_r}, k_{\dot{\epsilon}_r}, k_{\dot{\vartheta}}$ - коефіцієнти пропорційності відповідних величин; $\frac{1}{T_1 P + 1}, \frac{1}{T_2 P + 1}$ - передаточні функції першої та другої ланок обчислювача, які є фільтрами для сигналів $\dot{\epsilon}_r, \dot{\epsilon}_r$.

Командний сигнал за тангажем формується в обчислювачі. Підсилений сигнал керування поздовжнім рухом потрапляє на керуючу обмотку електродвигуна, який відпрацьовує горизонтальну

команди стрілку "ВНИЗ" або "ВГОРУ"; при автоматичному керуванні сигнал відпрацьовується автопілотом.

6.4.2. Автопілот

Автопілот АП - основний елемент системи БСК-ЗП - призначений для автоматичного керування літаком на маршруті та при заходженні на посадку. Система "літак - автопілот" являє собою замкнену систему автоматичного керування та регулювання. В основу схеми автопілота при роботі в режимі стабілізації покладено принцип регулювання за кутом, кутовою швидкістю, а у деяких автопілотів - і за кутовим прискоренням. Автопілот складається з трьох каналів: курсу (напрямку), крену (елеронів) та тангажу (висоти), кожен з яких є окремим регулятором. Усі три канали звичайно виконуються за однаковими схемами з внутрішніми перехресними зв'язками (рис. 6.13).

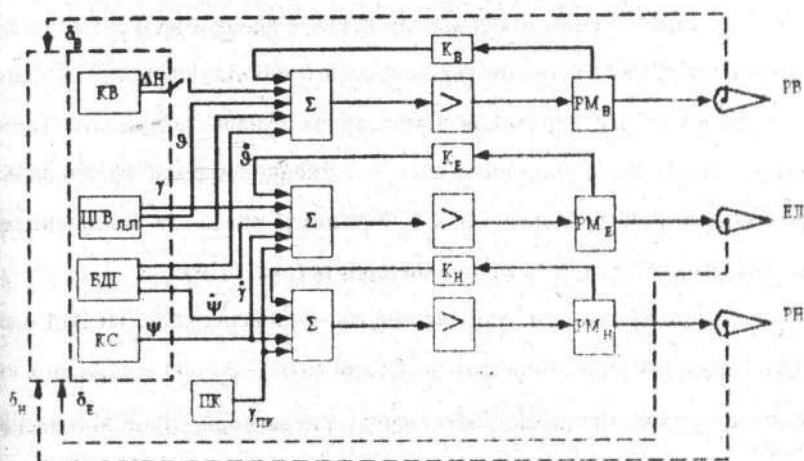


Рис. 6.13. Структурна схема автопілота

Канали курсу та крену мають жорсткий внутрішній зворотний зв'язок і є статичними регуляторами. Вони складають боковий канал, призначений для керування літаком у горизонтальній площині.

Канал тангажу має гнучкий вбудований зворотний зв'язок та є астатичним регулятором. Він складає поздовжній канал, який керує літаком у вертикальній площині.

Між каналами автопілота є перехресні зв'язки, завдяки яким керування здійснюється координовано за допомогою всіх трьох рулів.

Перехресний зв'язок з каналу крену в канал тангажу служить для відхилення РВ вгору як при лівому, так і при правому крені. Внаслідок цього збільшується кут атаки та порушується прагнення літака до втрати висоти при кренах.

Перехресний зв'язок із каналу крену в канал курсу призначений для відхилення РН при кренах в бік, протилежний крену. За рахунок цього усувається ковзання літака на крило при кренах.

Перехресний зв'язок із каналу курсу в канал крену служить для нахилання літака в сторону заданого курсу при відхиленнях від нього.

Через те, що керування в усіх трьох каналах автопілота (незалежно від його принципової схеми) здійснюється майже однаково, розглянемо роботу каналу крену, де разом із кутовими відхиленнями літака вимірюється його кутова швидкість (рис. 6.14).

Вимірювальні пристрої автопілота - гіровертикаль (ЦГВ) і блок демпфіруючих гіроскопів (БДГ) - вимірюють значення відхилення кута крену γ та кутової швидкості крену $\dot{\gamma}$ і перетворюють ці відхилення у величини напруг u_1, u_2 . На пристрій підсумовування Σ крім u_1, u_2

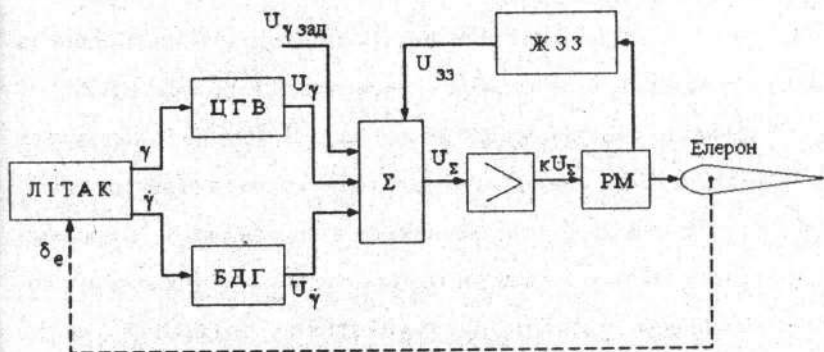


Рис. 6.14. Структурна схема каналу крену автопілота

подається також сигнал U , пропорційний заданому крену. Після алгебричного підсумовування в суматорі сигнал U_{Σ} підсилюється підсилювачем і потрапляє на рульову машину елеронів P_{ME} автопілота. Рульова машина відхиляє елерони на кут δ_e , в результаті чого відхилення кута крену, яке з'явилося, ліквідується. Для усунення автоколивань в системі "літак – автопілот" в автопілотах застосовується жорсткий зворотний зв'язок (ЖЗЗ).

Автопілот може працювати в одному з таких режимів:

1. *Режим стабілізації куткових координат літака та заданої барометричної висоти польоту.* В автопілот подаються сигнали з ЦГВ, КС, БДГ та коректора висоти КВ, в результаті чого стабілізуються три кутові координати γ , ψ , ϑ та додатково ще й центр мас літака на заданій висоті.

2. *Режим керування рукояткою "СПУСК - ПІДЙОМ".* В автопілот крім сигналів з ЦГВ, КС і БДГ додатково надходить сигнал з потенціометра рукоятки "СПУСК - ПІДЙОМ" пульта керування.

Літак під дією АП відхиляється від горизонтального положення та займає кут тангажу, який задається рукояткою "СПУСК-ПІДЙОМ".

3. *Режим координованого розвороту.* В автопілот подаються сигнали з ЦГВ, БДГ, а замість сигналу з КС - сигнал з рукоятки "РОЗВОРОТ". За рахунок перехресних зв'язків разом з елеронами відхиляються також руль висоти та руль напрямку. Літак виконує координований розворот до тих пір, поки рукоятку "РОЗВОРОТ" на ПУ не буде повернено у нейтральне положення.

4. *Режим автоматичного польоту за сигналами з РСБН VOR.* В автопілот подаються сигнали з ЦГВ, БДГ, а замість сигналу з КС - сигнал із системи "ПУТЬ". При цьому автопілот крім трьох кутових координат стабілізує також центр мас літака на траєкторії, яка задається системою VOR.

5. *Режим автоматичного заходження на посадку.* В автопілот подаються сигнали з ЦГВ, БДГ і системи "ПУТЬ". При цьому автопілот крім стабілізації кутових координат забезпечує виведення та стабілізацію центра тяжіння літака на координатній траєкторії.

Рівняння автопілота АП у режимі стабілізації:

за курсом

$$\Delta\delta_H = k_{\Delta\psi} \Delta\psi + k_{\Delta\dot{\psi}} \Delta\dot{\psi} - k_{\gamma} \Delta\gamma;$$

за креном

$$\Delta\delta_E = k_{\Delta\gamma} \Delta\gamma + k_{\Delta\dot{\gamma}} \Delta\dot{\gamma} - k_{\psi} \Delta\psi; \quad (6.11)$$

за тангажем

$$\Delta\delta_B = k_{\Delta\theta} \Delta\theta + k_{\Delta\dot{\theta}} \Delta\dot{\theta} - k_{\gamma} |\Delta\gamma| + k_{\Delta H} \Delta H,$$

де δ_{Π} , δ_1 , $\delta_{\text{в}}$ - кути відхилення руля повороту, елеронів і руля висоти; ψ , γ , θ - кути відхилення літака за курсом, креном і тангажем; $K_{\Delta\psi}$, $K_{\Delta\gamma}$, $K_{\Delta\theta}$, $K_{\Delta\Pi}$ - передаточні співвідношення за курсом, креном, тангажем і висотою відповідно; k_{ψ} , k_{γ} , k_{θ} - передаточні співвідношення за кутовою швидкістю курсу, крену та тангажу; $\Delta\Pi$ - зміна висоти польоту; K_{ψ} , K_{γ} , K_{θ} - передаточні співвідношення за перехресним зв'язком з каналу курсу в канал крену, з каналу крену в канал курсу, з каналу тангажу в канал крену при координованому розвороті.

6.4.3. Автомат тримерування

При зміні швидкості та висоти польоту, ваги та центрування літака його поздовжнє балансування порушується. При цьому літак починає змінювати кут тангажу. Для утримання літака на заданому куті тангажу льотчик повинен повернути поздовжню рівновагу літака. Частіше за все вона повертається за допомогою руля висоти, для чого льотчик відхиляє РВ від балансувального положення на потрібний кут та утримує його в цьому положенні.

Отже, до проводки керування прикладається деяке постійне зусилля, яке втомлює льотчика при тривалому польоті.

Автоматичне зняття зусиль у проводці РВ виконує автомат тримерування АТ, призначений для виконання:

- автоматичного тримерування руля висоти;
- індикації зусиль в тягах керування рулем висоти;

- сигналізації про підвищення припустимих зусиль в тягах керування рулем висоти.

Автомат тримерування, структурну схему якого наведено на рис. 6.15, може працювати в двох режимах:

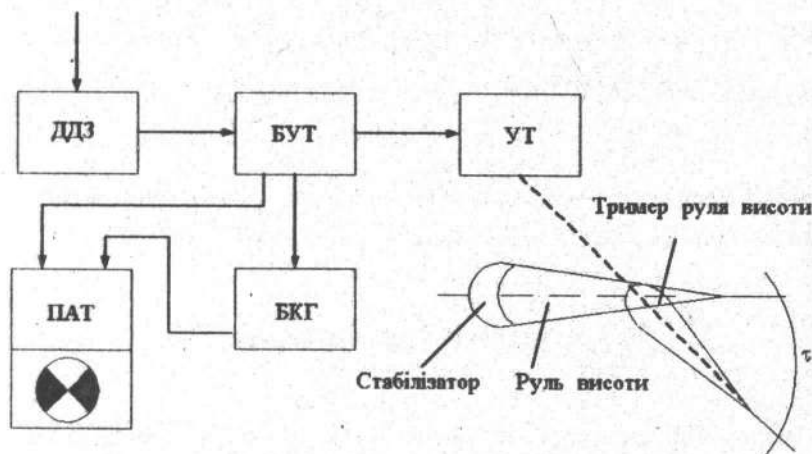


Рис. 6.15. Структурна схема автомата тримерування

- *дистанційного керування*; дистанційне керування тримером здійснюється натискними перемикачами, розташованими на штурвалах льотчиків, і використовується при ручному керуванні позовжнім рухом літака;

- *автоматичного керування*; автоматичний режим керування тримером здійснюється тільки при вмиканні режиму стабілізації тангажу.

Чутливим елементом АТ є дубльований датчик зусиль (ДДЗ), встановлений в тязі керування рулем висоти. Він сприймає зусилля в тягах керування РВ і перетворює їх у сигнали змінного струму, амплітуда яких залежить від величини, а фаза - від напрямку дії зусиль. З датчика сигнали надсилаються в блок керування тримером

(БКТ), де вони підсилюються та перетворюються в сигнали постійного струму. З виходу БКТ сигнали надходять на магнітну систему показчика автоматичного тримерування (ПАТ), стрілка якого вказує на рівень та напрямок дії зусиль у проводці керування. При появі зусиль в тязі керування рулем висоти підсилювач потужності БКТ видає напругу на електромеханізм керування тримером (КТ), який через механічну передачу зв'язаний з тримером руля висоти.

6.4.4. Автоматизована бортова система керування (АБСК)

За функціональним призначенням апаратуру АБСК можна поділити на такі групи [7]:

1. Інформаційні датчики, до яких відносяться:

- центральна гіровертикаль;
- коректор висоти;
- датчики кутової швидкості БДГ та лінійних прискорень БДПП;
- датчики приладової швидкості ПШ і датчик швидкості ДАШ.

2. Апаратура керування, індикації та сигналізації, яка складається:

- з пульта керування автопілота;
- з пульта керування автоматом тяги;
- з пульта пошуку несправностей системи вбудованого контролю;
- з приладів узагальненої індикації основних параметрів положення літака у просторі ПП і НКП;
- з показчика швидкості ПШ і показчика автомата тримерування ПАТ.

3. Обчислювальні системи, які містять:

- обчислювачі та перетворювальні блоки системи траскторного керування;

- обчислювачі та перетворювальні блоки автопілота;

- обчислювачі та перетворювальні пристрої апаратури "УХОД".

4. Виконавчі пристрої, до яких належать:

- електроприводи рулів висоти, напрямку та елеронів;

- електропривід автомата тримерування ПТ

- електропривід автомата тяги ПМАТ.

Поточну інформацію про параметри польоту та разові команди АБСК одержує від різних систем пілотажно-навігаційного обладнання літака (див. рис. 6.4, 6.6). Обчислювачі АБСК згідно із заданими законами керування перетворюють поточну інформацію в командні сигнали керування, які надходять на директорні прилади та виконавчі пристрої.

Обчислювачі автопілота, автомата тяги та апаратури "УХОД" виконані у вигляді блочних касет, розташованих на окремих амортизованих платформах, обчислювачі СТК – у вигляді окремих амортизованих блоків, які встановлюються безпосередньо на борту літака та підключаються до фідера літака.

Постійний автоматичний контроль за працездатністю АБСК здійснюється системами вбудованого контролю (СВК), які видають попереджувальну інформацію, командну сигналізацію, інформацію про відмови, а також інформацію про поточний режим польоту.

Автоматизована бортова система керування АБСК (АБСК-134, АБСК-154) дозволяє витримувати задані характеристики стійкості та керованості літака при ручному (штурвальному) пілотуванні в усьому діапазоні експлуатаційних швидкостей та висот польоту. Керування

літаком здійснюється за каналами крену, курсу і тангажу; канали працюють автономно, зв'язок між ними існує тільки через літак під час його еволюцій [7, 43].

В автоматичному режимі польоту АБСК стабілізує кутове положення літака відносно трьох осей, дозволяє виконувати координовані розвороти з кутами крену до 30° , проводить набір висоти з кутами тангажу до $+20^\circ$ або зниження з кутами тангажу до -10° , а також виконувати координовані розвороти на заданий кут курсу.

Крім того, система АБСК має автоматичні режими стабілізації висоти, швидкості, числа M , автоматичний режим керування літаком у боковій площині за сигналами радіомаяків РТС VOR і ЦНВ, режими автоматичного та напівавтоматичного керування заходженням на посадку за сигналами системи ILS і СП до висоти 30 м.

Нормальне функціонування системи АБСК контролюється підсистемою вбудованого контролю (СВК).

6.5. Бортові системи автоматизованого керування (САК)

Функціональний об'єм, структура, технічні дані та можливості САК (САК-1Т, САК-3 та ін.) значною мірою визначаються призначенням, тактико-технічними характеристиками та умовами використання літаків, де ці системи застосовуються.

Звичайно за своїм призначенням і виконуваними функціями САК важких літаків мало відрізняються від АБСК; головні відмінності пов'язані з конструктивними та схематичними змінами [7,21].

Система САК-ІТ призначена для таких функцій:

- автоматичне пілотування за заданим маршрутом у діапазон висот від 200 м до максимальної висоти польоту літака в режимах набору висоти, горизонтального польоту та зниження;

- виконання передпосадочного маневру за сигналами БЦОМ, а також спеціальних задач;

- автоматичне та директорне заходження на посадку до висоти 60 м за сигналами маяків ILS та СП-50, які відповідають першій категорії ІКАО, і до висоти 30 м в автоматичному режимі заходження на посадку за сигналами маяків ILS, СП-68 та СП-70, які відповідають другій категорії ІКАО.

Для розв'язання цих задач необхідну первинну інформацію формують такі пристрої та системи:

- інерціальна курсовертикаль ІКВ - сигнали, пропорційні поточним значенням крену та тангажу;

- бортова ЦОМ "ОРБИТА" - сигнали заданого крену, "ПЕРЕДПОСАДОЧНИЙ МАНЕВР", "ВИХІД НА ЗПС";

- базова система курсовертикалі БСКВ - сигнали, пропорційні поточному ортодромічному та гіромагнітному курсам літака для індикації на ПНП та стабілізації літака за курсом;

- радіотехнічний комплекс апаратури "КУРС МП" - сигнали відхилення від рівносигнальних зон курсових ϵ_k і глісадних ϵ_r наземних радіомаяків при заходженні на посадку, сигнали готовності РТС при заходженні літака в зону дії наземних радіомаяків;

- доплерівський вимірювач кутової швидкості W і кута зносу

(КЗ) - сигнал, пропорційний куту зносу, сигнал готовності ДВШЗ до роботи;

УК ВШП - сигнал відхилення від заданої висоти ΔH , числа M (ΔM) та швидкості польоту ΔV , сигнал приладової швидкості $V_{пр}$;

- радіовисотомір А-031 - сигнал $H_{пот}$, пропорційний істинній висоті польоту при заходженні на посадку, та сигнал "готовність РВ".

САК-1Т є триканальною (курс, крен, тангаж) системою автоматичного регулювання зі швидкісним зворотним зв'язком у каналі курсу (рис. 6.16), з позиційним зворотним зв'язком у каналі крену та

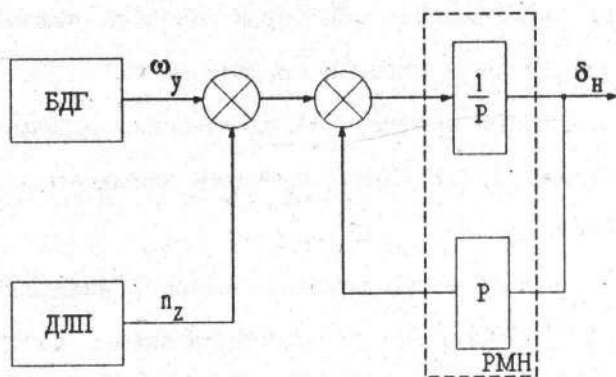


Рис. 6.16. Структурна схема каналу курсу САК-1Т

тангажу і з ізодромним ЗЗ в каналі тангажу при стабілізації параметрів руху по траєкторії.

Система САК-1Т складається з автопілота, автомата тяги, системи траєкторного керування та автомата перестановки стабілізатора. Кожний автомат містить два рівнозначні напівкомплекти - основний та резервний; керування літаком здійснюється одним із напівкомплектів.

Автопілот забезпечує стабілізацію та керування літаком відносно центра тяжіння по каналах курсу, крену, тангажу (висоти).

Автомат тяги стабілізує приладову швидкість і число М шляхом дроселювання тяги двигуна.

Система траєкторного керування забезпечує:

- автоматичне керування літаком до висоти 30 м і автоматичний відхід на друге коло;

- директорне керування до висоти 60 м.

Автомат перестановки стабілізатора забезпечує поздовжнє балансування літака при ввімкненому каналі тангажу.

Керування літаком через САК здійснюється ручками курсу, крену і тангажу на ПК САК і задавачем швидкості для зміни швидкості польоту.

САК складається з окремих блоків і побудована на індукційних елементах із застосуванням електронних підсилювачів та інтегральних мікросхем.

САК має світлову та звукову сигналізацію роботи граничних відхилень при заходженні на посадку, граничних кренів, відмов каналів курсу, крену, тангажу, критичних режимів польоту.

Як світлову сигналізацію використовують:

- центральне табло, табло правого льотчика, табло відмов на приладових дошках пілотів;

- кнопки-лампи на пульті керування САК;

- прапорці-сигналізатори ПКП і бленкерні пристрої ПНП.

Система САК-3 являє собою почетверений аналоговий комплекс із кворумуванням сигналів та вбудованим контролем, створеним на базі інтегральних мікросхем, який дозволяє автоматично керувати літаком на всіх етапах польоту аж до приземлення (категорія III ІКАО).

Висока надійність САК забезпечується:

- високим ступенем резервування;
- вбудованим автоматичним безперервним контролем справності підсистем, приладів і пристроїв і каналів комплексу;
- використанням у блоках системи високонадійних елементів як спільного, так і спеціального застосування.

Використання системи САК на літаку Іл-86 дозволяє:

- підвищити безпеку та регулярність польотів;
- знизити втомлюваність екіпажу;
- забезпечити зручність в керуванні літаком;
- зменшити рівень помилок пілотування;
- зменшити фактор впливу перевантажень літака на пасажирів;
- зменшити витрату палива при польоті літака з увімкненою САК.

Система автоматичного керування САК-3 забезпечує:

- стабілізацію кутів курсу, крену, тангажу;
- автоматичну стабілізацію висоти, приладової швидкості та числа M ;
- автоматичне керування тягою двигуна;
- автоматичний політ за маршрутом відповідно до заданої лінії шляху;
- автоматичне балансування в поздовжньому каналі;
- виконання розвороту та віражу за допомогою рукоятки кре-

ну на пульті, а також набору висоти та зниження за допомогою рукоятки висоти;

- автоматичне та директорне заходження на посадку та автоматичний відхід на друге коло;

- наочну індикацію положення літака.

Головні характеристики різних САК, як зазначено вище, пов'язані, в першу чергу, з конструктивними та схемними відмінностями, в той час як за функціональним призначенням САК важких пасажирських і військових літаків незначним чином різняться між собою.

6.6. Комплекс стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання (КСЦПНО)

Комплекс стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання (рис. 6.17) забезпечує автоматичне літаководіння по запрограмованих траєкторіях з додержанням норм поздовжнього та вертикального ешелонування при польотах по внутрішніх і міжнародних трасах на всіх етапах польоту з урахуванням автоматичної посадки за нормами категорії III ІКАО.

6.6.1. Задачі, які розв'язуються комплексом на етапах руління, розбігу та зльоту

КСЦПНО забезпечує на етапі руління:

- функціональний контроль працездатності систем і блоків,

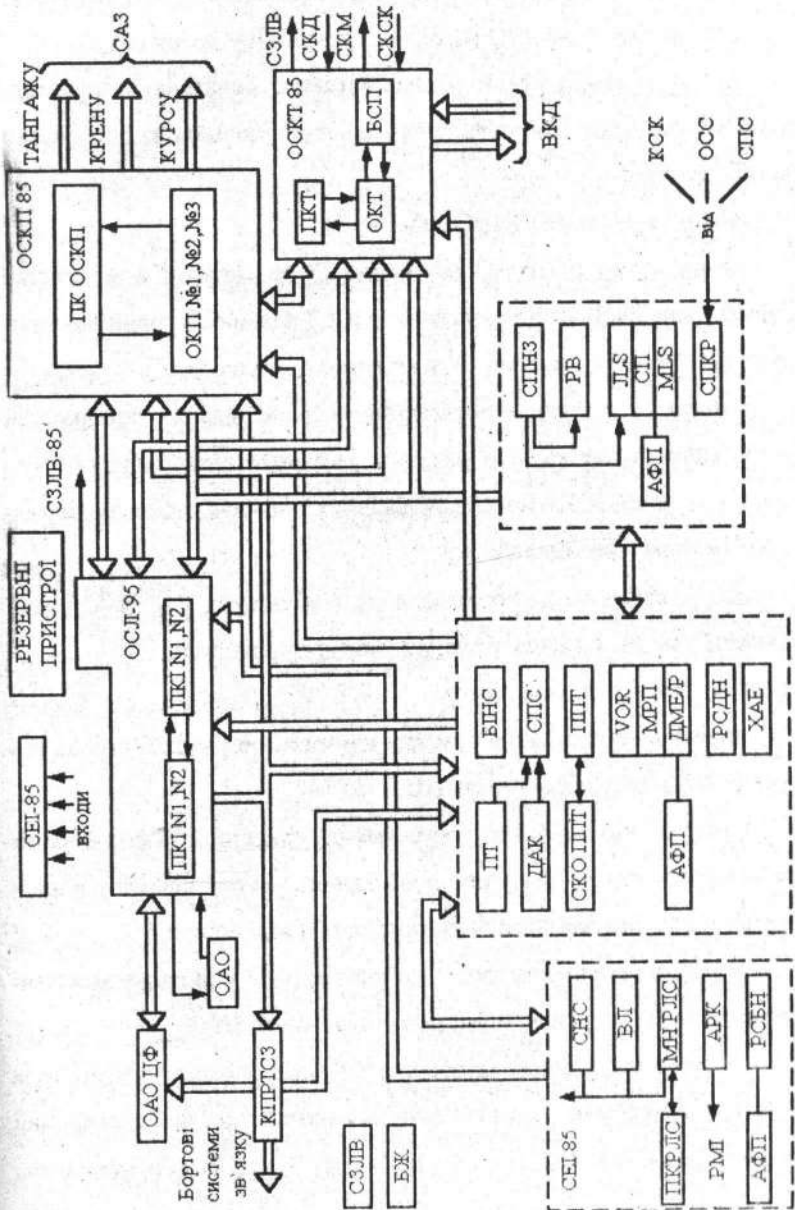


Рис. 6.17. Комплекс стандартного цифрового пілотажно-навігаційного обладнання (спрощена схема)

які входять до складу КСЦПНО, виявлення несправностей та формування інтегрального сигналу готовності комплексу до вильоту;

- ручне введення і зміну раніше введених початкових оперативних даних, які характеризують умови зльоту та польоту за допомогою пультів керування.

На етапі розбігу КСЦПНО забезпечує:

- формування сигналів для індикації на екранах комплексної інформаційної системи сигналізації (КІСС) заданих і гранично припустимих параметрів значень тяги кожного двигуна;

- контроль дистанцій досягнення літаком заданих швидкостей розбігу, формування та відображення на індикаторах системи електронної індикації (СЕІ) попереджувальних і командних сигналів про необхідність переривання зльоту;

- формування та відображення на індикаторах СЕІ повідомної інформації про досягнення літаком заданих швидкостей;

на повітряній ділянці зльоту:

- директорне керування боковим і поздовжнім рухом літака, починаючи з моменту відриву від ЗПС;

- контроль потенціального кута нахилу траєкторії та формування попереджувального сигналу про необхідність набору висоти у випадку недрипустимого наближення літака до цієї заданої лінії;

- формування попереджувальної сигналізації у випадку виявлення попадання літака у зону помірного та сильного вітру;

- контроль наближення та виходу критичних параметрів польоту за межі допусків; формування попереджувальної та командної сигналізації на індикаторах СЕІ за $\alpha_{\text{доп}}$, $n_{\text{ГМІН}}$, $Y_{\text{доп}}$, $V_{\text{пр.мін}}$, $V_{\text{пр.мах}}$; видача мовного та

тестового повідомлень про неприпустиму на зльоті втрату висоти.

Задачі, які розв'язуються комплексом на етапах набору висоти, польоту за маршрутом, зниження, очікування та передпосадочного маневрування:

- автоматичне літаководіння у горизонтальній та вертикальній площинах за запрограмованим маршрутом та у зоні аеропорту; при оперативній зміні екіпажем маршруту та профілю польоту;

- безперервне автоматичне визначення та індикація поточних координат літака у географічній та частково-ортодромічній системах координат за даними автономних і радіометричних засобів навігації;

- виявлення гідрометеоутворень та формування їх кольорового зображення за допомогою МНРЛС, формування оглядового зображення земної поверхні;

- комплексна обробка інформації від автономних і неавтономних засобів з метою забезпечення заданої точності та вірогідності даних та інтегральної інформації, що надходять;

- автоматична та напівавтоматична корекція зчислення координат місцеположення літака за даними РСБН і РСДН;

- ручне та автоматичне введення поточних координат курсу та поправок до координат і курсу за допомогою обчислювальної системи літаководіння (ОСЛ);

- оптимізація режимів польоту за допомогою обчислювача системи літаководіння;

- автоматичне керування та стабілізація за параметрами γ , ψ , ϑ , H , $V_{пр}$ і M через руль висоти та автомат тяги; ЗПК і Vвер;

- автоматичний вихід на заданий ешелон і політ у ешелоні;

- автоматичне передпосадочне маневрування в зоні аеродрому згідно зі встановленими схемами заходження на посадку для даної аеродромної зони.

Окрім наведених вище задач комплекс КСЦПНО дозволяє літаку маневрувати у зоні очікування аеровузлової зони, видає попереджувальні сигнали про можливість зіткнення літаків у зоні АСКПР та ін.

6.6.2. Задачі, які розв'язуються комплексом на етапах заходження на посадку, посадки та відходу на друге коло

При відході на друге коло, при заходженні на посадку та посадці комплекс КСЦПНО розв'язує такі задачі:

- 1) автоматичний та ручний перехід від передпосадочного маневрування до заходження на посадку;
- 2) автоматичне та директорне заходження на посадку за категоріями I, II, III ІКАО з використанням радіомаяків типу ILS, СП, ПРМГ, ЕГРСП або ОСП з маяками VOR і ДМЕ у боковому каналі;
- 3) суміщення керування в боковій та поздовжній площині при автоматичному заходженні на посадку та при автоматичному заходженні на друге коло;
- 4) автоматичне та директорне заходження на посадку зі змінною швидкістю польоту за глісадою;
- 5) виявлення зсуву вітру, формування та видача командної сигналізації, ручний та автоматичний відхід на інше коло за сигналом про небезпечний зсув вітру;

б) автоматичний відхід на інше коло за командою екіпажу з будь-якої точки траєкторії заходження на посадку.

Назви обладнання, яке входить до комплексу, а також діапазони роботи апаратури КСЦПНО-96 наведено у табл. 6.2, 6.3.

Таблиця 6.2

Склад комплексу КСЦПНО-96

Приладове устаткування	Позначення
Обчислювач системи літаководіння:	ОСЛ-85
- обчислювач	ЦОМ-80-400
- пульт керування	ПКІ-35
Обчислювач системи керування польотом:	ОСКП-85
- блок обчислювальний	БОКП-1
- пульт керування	ПК-56
Обчислювальна система керування тягою:	ОСКТ-85
- пульт керування тягою	ПКТ-3
- блок обчислювальний	БОКГ-1
Система електронної індикації	СЕІ-85
Інерціальна система	І42-1С
Система повітряних сигналів	СПС-85
Система попередження критичних режимів	СПКР-85
Система попередження про наближення землі	СППЗ-85
Комплексний пульт радіотехнічних систем зв'язку	КП РТС3-85
Радіомагнітний індикатор	РМІ-3
Авіагоризонт	АГР-96В
Висотомір механічний	ВБМ-2
Датчик аеродинамічних кутів	ДАК-85-1
Система обігріву приймача повного тиску	БПКТ-1
Система посадки за радіомаяками	ІЛС-85
Радіотехнічна система ближньої навігації за маяками	РСБН-85
Радіотехнічні системи дальньої навігації	РСДН-85
Радіотехнічна система ближньої навігації за маяками	VOR-85

Приладове устаткування	Позначення
Електронний хронометр	ХАЕ-85
Радіовисотомір	РВ-85
Відповідач літака	ВЛ-72М
Метеонавігаційний радіолокатор	МНРЛС "Буран"
Радіодальномір	ДМЕ/Р-85
Безплатформенна інерціальна система	БІНС-85
Бортова апаратура мікрохвильової системи посадки	MLS-85
Системи збирання та локалізації відмов	СЗЛВ-85
Системи супутникової навігації	СНС-85
Система попередження зіткнень	СПЗ-85
Система сигналізації комплексна інформаційна	KICC-1-2

Таблиця 6.3

Основні параметри комплексу КСЦПНО

Навігаційно-пілотажні параметри	КСЦПНО
Географічні координати : φ, λ°	$\pm 90^\circ, \pm 180^\circ$
Дальність польоту, км	до 19999
Бокове відхилення від ЗЛП, км	до 998
Істинна повітряна швидкість, км/год	до 1100
Приладова швидкість, км/с	до 830
Висотність, м	15000
Вертикальна швидкість, м/с	30...75
Число М	0,15...0,99
Температура гальмування, $^\circ\text{C}$	- 60...+99
Температура зовнішнього повітря, $^\circ\text{C}$	+60...-60
Курсові кути	$0^\circ...360^\circ$
Кут зносу	$-5^\circ...+20^\circ$
Кут тангажу	$-20^\circ...+10^\circ$
Азимут літака відносно РСБН	$0^\circ...360^\circ$

Навігаційно-пілотажні параметри	КСЦПНО
Дальність від радіомаяка РСБН, км	до 50
Швидкість вітру на маршруті, км/год	0...400
Напрямок вітру	0...360°
Кут атаки	-5...+20°
Зустрічна складова вітру на ЗПС	до 12 м/с
Попутна складова вітру на ЗПС	до 3 м/с
Бокова складова вітру на ЗПС	до 8 м/с
Кут крену на маршруті	до $\pm 45^\circ$
Атмосферний тиск аеродрому, мм рт.ст.	525...806
Час польоту	до 15 год

6.6.3. Обчислювальна система літаководіння

Оснoву комплексу КСЦПНО складає обчислювальна система літаководіння, призначена для формування інформаційних і керуючих сигналів, необхідних для розв'язання задач чотиривимірного, автоматичного, напівавтоматичного та ручного літаководіння з оптимізацією режимів польоту по внутрішніх і зарубіжних трасах із виконанням міжнародних норм бокового, вертикального та поздовжнього ешелонування за даними автономних і неавтономних засобів навігації.

ОСЛ (рис. 6.18) призначений для роботи у складі КСЦПНО на борту літаків ІЛ-96, ТУ-204 та складається з пульта ПКІ-85, який забезпечує керування (через членів екіпажу) режимами роботи виробу та цифрової обчислювальної машини ЦОМ-80 для розв'язання

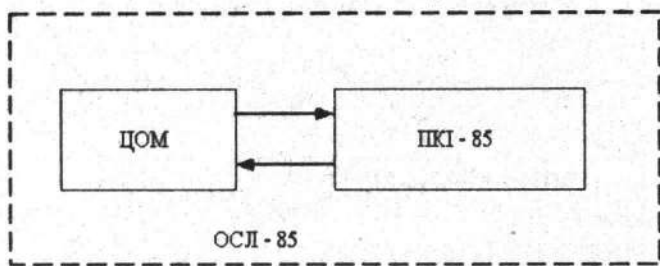


Рис. 6.18. Функціональна схема побудови системи літаководіння

та цифрової обчислювальної машини ЦОМ-80 для розв'язання навігаційних задач згідно із заданою програмою, виведення інформації для індикації та запису, керування з'єднаними об'єктами. ОСЛ спільно з інформаційно-вимірювальними системами та споживачами інформації, які входять до складу КСЦПНО, забезпечує виконання задач, які вказані вище.

З метою підвищення завадостійкості обчислювального процесу та захисту від спотворення інформації, що виробляється, зберігається та передається, передбачаються алгоритмічні засоби підвищення надійності, а саме:

- потрійне зберігання найістотніших параметрів;
- подвійний та потрійний рахунок при переходах на певні режими;
- контроль групових передач даних і тривалості виконання програм;
- статистична обробка даних і пороговий контроль.

Виріб ЦОМ-80 є багатоадресним, асинхронним, паралельної дії, з фіксованою комою, контроль якого здійснюється засобами вбудованого контролю (апаратними та програмними) на борту об'єкта без використання наземних засобів технічного обслуговування.

Обмін інформацією між ЦОМ, ПКІ та іншими системами здійснюється асинхронним засобом послідовним 32-розрядним двійковим кодом з параметрами, які відповідають ГОСТ 18977-79 і РТМ 1495-75. При цьому інформація з ЦОМ із системи електронної індикації (СЕІ) передається зі швидкістю 100 кбіт/с, в інші системи - зі швидкістю (12 - 14,5) кбіт/с.

Основні режими польоту вибираються натисненням кнопок-табло на ПКІ, а ряд числових і літерних значень - кнопками-лампами. Режимні кнопки-табло мають інформаційне підсвітлення, яке сигналізує про ввімкнений стан кнопок-табло.

На індикаторі ПКІ відображуються поточна та запрограмована навігаційна інформація, а також набір значень навігаційних параметрів та індикація режимів польоту.

6.7. Інтегральні системи літаководіння

Системи літаководіння в наш час є штатним обладнанням пасажирських літаків, рівень інтеграції яких залежить від типу повітряного судна, доцільності використання їх на борту, рівня стану радіоелектронного обладнання та інших факторів.

Спочатку це були системи керуючого типу, які забезпечували оптимізацію витрати палива; далі були розроблені інтегральні системи літаководіння. У 1986 році на літаку А-320 була встановлена інтегральна система літаководіння та автоматичного керування польотом FMGS - Flight Managament Guidance System.

Подальша функціональна та апаратурна інтеграція дозволила створити автоматичну пілотажну систему AFS - Automatik Flight

System, яка поєднує у цьому обчислювачі функції оптимізації літаководіння, керування літаком і тягою двигуна.

Інтеграція систем, які входять в автоматичну пілотажну систему AFS, здійснюється для розв'язання таких задач:

- підвищення безпеки та експлуатаційної надійності польоту;
- зменшення фактичної вартості польоту;
- значне підвищення як комфорту, так і безпеки пасажирів під час вибору оптимального режиму польоту.

Інтегральна система FMGS належить до нового покоління інтегральних систем керування і має такі переваги:

- 1) керування польотом з високою точністю у режимах ручного та автоматичного керування;
- 2) зменшення об'єму та маси автоматичної пілотажної системи;
- 3) спрощене суміщення системи "льотчик - літак";
- 4) зменшення споживаної потужності, вартості системи в цілому та її технічного обслуговування.

На рис. 6.19 зображено схему інтегральної системи літаководіння і керування польотом FGMS та її зв'язок з електродистанційною системою керування. До складу системи входять [6]:

- два обчислювачі FMGS - Flight Management Guidance Computer;
- два багатофункціональних блоки керування та індикації MSDU - Multifunctional Control and Display Unit;
- пульт керування режимами FCU - Flight Control Unit, який забезпечує зв'язок між льотчиком і системами.

Обчислювач системи FMGS забезпечує виконання таких функцій:

- заходження на посадку і посадка за траєкторією III В ІКАО;

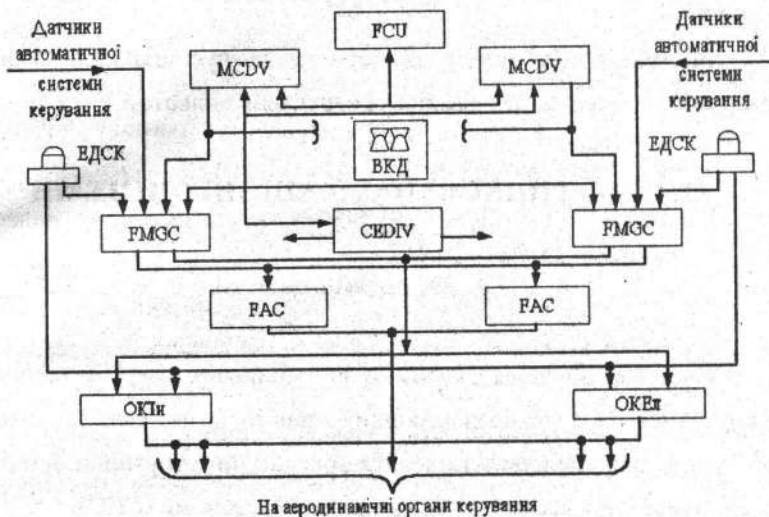


Рис. 6.19. Схема інтегральної системи літаководіння: ОКІн – обчислювач керування інтерцепторами та кермом висоти; ОКЕл – обчислювач керування елеронами; ЕДСК – бокові міні-ручки електродистанційної системи керування

- автоматичне керування двигунами у режимі автомата тяги;
- автоматичне керування польотом у крейсерському режимі;
- забезпечення тривимірної навігації;
- оптимізація літаководіння та режимів польоту у вертикальній площині.

Обчислювачі, інтегровані в автоматичній пілотажній системі, повністю забезпечують потрібну стійкість літака.

Швидкість постійно контролюється в обчислювачі FMGS, який одночасно виконує функції і обчислювача, і автомата тяги TCC - Thrust Control Computer.

Зв'язок інтегральної системи FMGS із сервоприводами здійснюється через спеціалізовані обчислювачі та обчислювачі ЕДСК.

Інтеграція всіх систем повністю забезпечує виконання функцій навігації, наведення, стабілізації та керування польотом.

7. СУПУТНИКОВІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

7.1. Загальні поняття

Системи, що складаються із взаємодіючих ракетно-технічних, радіотехнічних і радіоелектронних пристроїв, в яких головними об'єктами для споживачів є навігаційні штучні супутники Землі, називаються супутниковими навігаційними системами (СНС).

Положення тіла у просторі у кожен момент часу можливо визначити тільки відносно інших матеріальних тіл. Якщо вибрано таку систему матеріальних тіл, то положення об'єкта у просторі може бути задано трьома координатами, що відносяться до певного часу; цей час відраховується за хронометром прийнятої системи відліку.

Рух керованих об'єктів-літаків, вертольотів, космічних апаратів та ін. у будь-якій системі відліку завжди цілеспрямований. Він планується, але у процесі руху повітряного судна у просторі на нього впливають детерміновані та випадкові сигнали. Тому навігаційними задачами є [46]:

- розробка програми руху залежно від задач, поставлених перед повітряним судном (ПС);
- безперервне слідкування за рухом та визначення відхилень від норми-зчислення шляху;
- визначення дійсних характеристик, формування та видача команд для корекції траєкторії;
- прогнозування майбутнього положення ПС;

- зміна характеристик руху з метою виконання ПС задач, що перед ним поставлені.

Супутникові радіонавігаційні системи істотно відрізняються від інших РНС дальньої дії:

1. Супутникова апаратура безперервно рухається у просторі та за часом зі швидкостями, що значно перевищують швидкості руху обслуговуючих систем: літаків, морських кораблів, наземних транспортних засобів та ін.

2. Застосування ШСЗ дозволяє використати діапазон УКХ у навігаційних системах.

3. Наземне обладнання не здатне забезпечити визначення навігаційних параметрів з великою точністю незалежно від місця, часу, умов переміщення об'єкта, а СНС це можуть зробити.

Крім того, СНС дозволяють керувати об'єктами на морі, у повітрі та на суші, попереджають про аварійні ситуації та визначають місце аварії або катастрофи, передають інформацію про зміну метеорологічних та аеронавігаційних умов, забезпечують рухомі об'єкти радіозв'язком.

Точність інформації, що видається з борту супутника, пов'язана в основному зі стабільністю положення ШСЗ на орбіті, яке може порушуватися під впливом зовнішніх сил збурення:

- впливу найближчих планет, Сонця;
- тиску сонячного вітру;
- неоднаковим розподіленням речовини усередині Землі;
- нецентральності поля тяжіння;
- опору атмосфери;
- електромагнітних явищ, що мають місце на борту ШСЗ, та інших факторів.

СНС відносяться до глобальних систем і призначені для визначення місцеположення (координат) у просторі та вектора шляхової швидкості ПС у межах усєї поверхні Землі або обмежених регіонів. Основу СНС складає «сузір'я» супутників, що виконують роль радіонавігаційних точок, відносно яких вимірюються навігаційні параметри. Кількість та розміщення ШСЗ вибирають із умов одержання необхідної зони дії. Висота орбіти супутників у найвідоміших системах складає близько 20000 км. Супутники являють собою джерело радіонавігаційних сигналів і службової інформації. Один раз у зіркову добу (23 год 55 хв 55,6 с) на борт ШСЗ з наземного командно-вимірювального комплексу (КВК) передаються ефемеридна інформація (відхилення реальної траєкторії від дійсної), параметри відходу еталонного генератора, дані контролю орбіт і апаратури та інша службова інформація. КВК міститься у певній області земної кулі і складається із координаційно-обчислювального центру (КОЦ), командно-вимірювальної станції (КВС), станції керування (СК), декількох станцій слідкування за супутниками та станцій закладання службової інформації (СЗСІ) - рис. 7.1 [44, 45, 46].

Вид орбіти ШСЗ залежить від її ексцентриситету e . Вона (орбіта) має форму кола при $e=0$, форму еліпса при $0 < e < 1$; при $e=1$ тіло рухається по параболі. Якщо площина орбіти ШСЗ збігається з площиною земного екватора, а напрям обертання ШСЗ - з напрямом обертання Землі внаслідок синхронності обох кутових посувань, то супутник розташовується над однією і тією ж точкою земної поверхні. У цьому випадку період обертання ШСЗ дорівнює періоду добового обертання Землі відносно своєї осі, а такий супутник має назву стаціонарного, а його орбіта - синхронною.

7.2. Принцип дії та сигнали СНС

Параметри орбіти ШСЗ для систем навігації та служб КНР беруть такими, щоб вони забезпечували радіозв'язок із супутниками і одержання з високою точністю інформації про ПС. Для забезпечення зв'язку в усіх районах Землі нахил орбіт має бути у межах

$$\frac{\pi}{2} - \frac{1}{R_3} \leq i \leq \frac{\pi}{2} + \frac{1}{R_3}, \quad (7.1)$$

де

$$l = \frac{\pi R}{90^\circ} \left[\arcsin \left(\frac{r}{R_3} \cdot \sin \frac{\theta_{\text{шсз}}}{2} - \frac{1}{2} \theta_{\text{шсз}} \right) \right]. \quad (7.2)$$

Тут $R_3 = 6371110$ м, $\theta_{\text{шсз}}$ - ширина діаграми спрямованості антени ШСЗ, r - відстань між центрами тяжіння землі та тіла, l - половина ширини зони огляду Землі бортовою апаратурою.

Орбіти ШСЗ супутникового зв'язку поділяються на низькі - висотою до 5000 км, високі - понад 5000 км та синхронні - висотою 35680 км.

Ефективна робота СНС може бути оцінена сумісною роботою ШСЗ і КВК і раціональним розподілом функціональних обов'язків між ними. КВК - це комплекс бортового та наземного обладнання для розв'язання задач, пов'язаних:

- 1) з керуванням ШСЗ;
- 2) з вимірюванням, передаванням та перетворенням навігаційної інформації;
- 3) зі зв'язком і спостереженням (рис. 7.1).

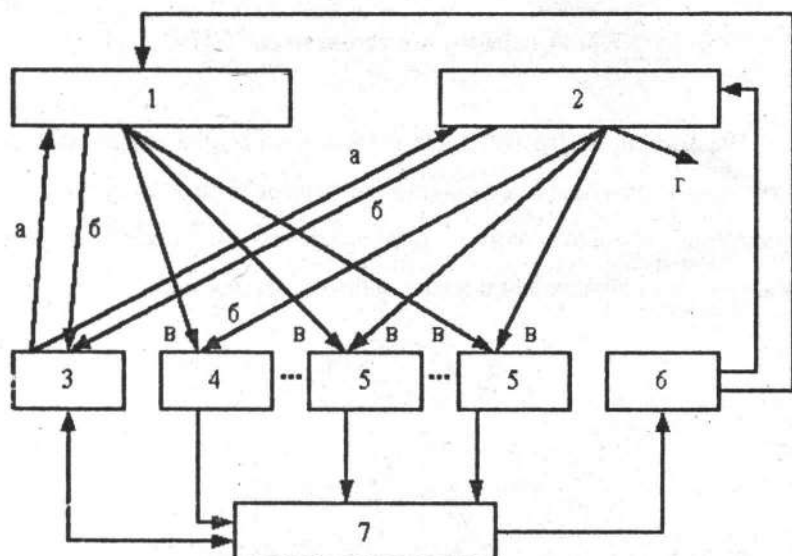


Рис. 7.1. Склад і функціональні зв'язки командно-вимірювального комплексу Navstar: 1,2 – штучні супутники Землі; 3 – станція керування; 4 – командно-вимірювальна станція; 5 – декілька станцій слідування за супутниками; 6 – станція службової інформації; 7 – координаційно-обчислювальний центр; а – команди керування; б – телеметрія; в – навігаційний сигнал для КВК; г – навігаційні сигнали для ПС

Надійний двосторонній зв'язок, потрібний для одержання навігаційної інформації, у цей час досягається за рахунок використання систем з активним ретранслятором (системи з активним супутником). Для таких систем на борту ШСЗ встановлюють ретранслятор, який приймає сигнал з КВП-1 на хвилі λ_1 ; після перетворення і підсилення сигнал випромінюється з борту супутника на хвилі λ_2 . Цей ретрансльований сигнал сприймається на КВП-2. Вся система працює у реальному масштабі часу (режим миттєвої ретрансляції сигналу). Для

зв'язку за допомогою ШСЗ використовують НВЧ діапазон хвиль, а супутники мусять знаходитися у зоні радіовидимості КВП. Таким чином, обмін інформацією «КПР-ПС» за принципом «БАЧУ - ЧУЮ - КЕРУЮ» може здійснюватися завдяки ШСЗ по каналах цифрової або мовної лінії зв'язку, причому запитання і відповіді можуть носити адресний характер і призначатися конкретній людині.

При розв'язанні задач навігації на великі відстані та використанні як веземних радіонавігаційних точок не тільки природних (Сонце, Місяць та ін.), але й штучних джерел електромагнітного випромінювання (ШСЗ) висока точність навігаційних вимірювань досягається за рахунок сукупності таких факторів. Рух ШСЗ має строгу закономірність, і положення його на небесній сфері можливо прогнозувати. Точність визначення місцезнаходження (координат) ПС при використанні ШСЗ як навігаційної точки повністю залежить від точності визначення ефемерид супутника.

Навігаційні супутники, як правило, виводяться на кругову орбіту ($H = 800 - 1000$ км), їх ефемериди можуть бути одержані з великою точністю, оскільки опір атмосфери руху ШСЗ і вплив гравітаційного поля Землі на такій висоті досить малі.

Для навігації важливо правильно визначити параметри і кількість орбіт, їх нахил та вибір зони видимості ШСЗ, кількість супутників і термін їх обертання. Знаходження навігаційних параметрів потребує «сузір'я» з чотирьох супутників, яке являє собою основний робочий ланцюг для більшості СНС.

Кожен супутник – це джерело навігаційної інформації для літа-

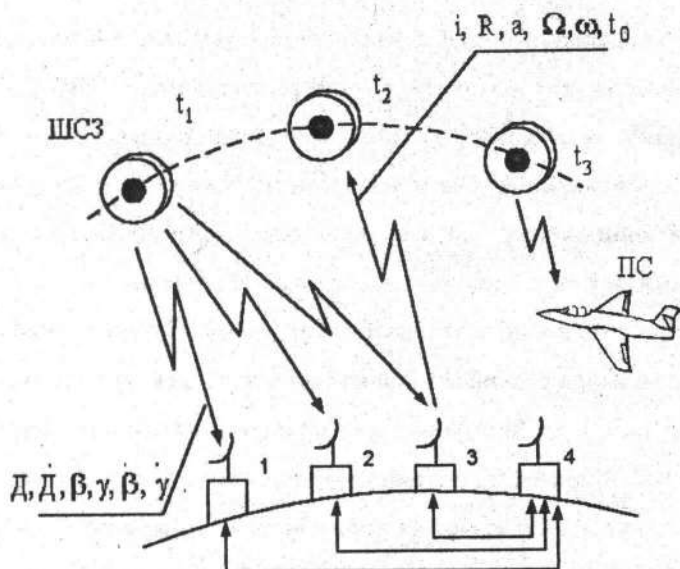


Рис. 7.2. Спрощена типова функціональна схема СНС літака: 1, 2, 3 – командно-вимірювальні пункти; 4 – координаційно-обчислювальний центр; D – дальність нахилу; \dot{D} – радіальна швидкість; β – азимут; $\dot{\beta}$ – кутова швидкість за азимутом; γ – кут місця; $\dot{\gamma}$ – кутова швидкість за кутом місця; i – нахилення; R – ексцентриситет; Ω – довгота висхідного вузла; a – велика піввісь; ω – кутова відстань перигею від вузла; t_0 – час проходження ШСЗ крізь вузол на деякому витку

ків, у зоні дії яких він (супутник) знаходиться (рис. 7.2). Визначаючи за допомогою бортових засобів координати ПС відносно навігаційних ШСЗ, а також маючи координати супутника у просторі, екіпаж за допомогою бортової ЦОМ розраховує місце літака. Розв'язання цієї задачі здійснюється за рахунок спільної роботи бортового обладнання ПС і наземного КВК (рис. 7.3).

7.3. Визначення навігаційних параметрів

Визначення дальності. Кожен ШСЗ формує свій навігаційний сигнал - фазоманіпульований код (НК) великої тривалості. Так, для системи Navstar період повторення коду $T_{пк}=1$ мс, а тривалість елеме-



Рис. 7.3. Схема взаємодії системи "земля – супутник – повітряне судно"

нта коду - $\tau_{ск}=1$ мкс (для відкритого коду C/A і грубого визначення параметрів); $T_{пк}=7$ діб, $\tau_{ск}=0,1$ мкс - для закритого коду P і точного знаходження. Підвищення тривалості коду сприяє підвищенню завадозахищеності, а мала тривалість елемента коду забезпечує підвищену точність вимірювання (рис. 7.4).

Для визначення дальності до i -го супутника на борту ПС формується код опору (ОК). Цей код утворюється у той же час, коли випромінюється сигнал ШСЗ. Утворення ОК на борту ПС здійснюється за допомогою еталонного генератора часу (ЕГПС) та пристрою форму-

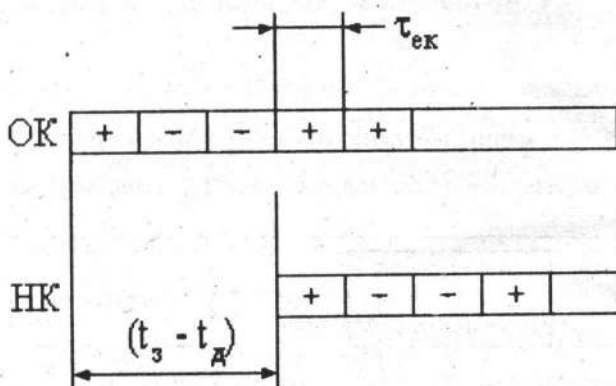


Рис. 7.4. До питання визначення дальності: t_d – час, еквівалентний ШСЗ; t_z – час затримки; $\tau_{ек}$ – елемент коду; НК – навігаційний сигнал; ОК – опорний код

вання коду (ФОК). Формат ОК записаний до пам'яті бортового комп'ютера. Визначення дальності здійснюється за рахунок виміру часу затримки прийнятого коду, який сформовано на борту ПС з використанням кореляційного методу (рис. 7.5). Код опору затримується у лінії затримки ЛЗ та подається до корелятора разом з прийнятим сигналом. Шкали часу на ШСЗ і ПС синхронізовані. Синхронізація забезпечується використанням на ШСЗ еталонів часу з довгочасовою стабільністю 10^{-13} - 10^{-14} та передачею поправок часу бортових еталонів у службовому повідомленні.

Напряга на виході корелятора

$$U_x = \int_0^t [U_{нк}(t - t_d) U_{ок}(t - t_1)] dt, \quad (7.3)$$

де $t=4$ с.

Ця напряга диференціюється, і далі сигнал U_y використовується для керування затриманого ОК у лінії затримки. Коли $t_z = t_d$ (НК збіга-



Рис. 7.5. Структурна схема апаратури ПС для визначення дальності

ється з ОК), напруга U_K досягає максимуму, її похідна стає рівною нулю і зміна затримки припиняється. За $\tau=(t_3-t_2)$ визначається дальність.

Визначення швидкості здійснюється за рахунок виміру доплерівського зміщення частоти сигналу, що приймається, відносно частоти бортового опорно-еталонного генератора (рис. 7.6).

Частота цього генератора повинна дорівнювати несучій частоті сигналу. Через ефект Доплера прийнятий сигнал має частоту $f_{np}=f_n+F_d$, де f_n - значення несучої частоти, F_d - доплерівський зсув частоти, який залежить від радіальної швидкості та довжини випромінюваного сигналу λ_n . (V_D - складова повного вектора відносної швидкості «супутник - ПС» у напрямку поширення радіохвиль, тобто



Рис. 7.6. Структурна схема апаратури ПС для визначення швидкості

$V_D = dD/dt$). Зазначені сигнали подаються до змішувача, на виході якого утворюється частота $F_p = |f_{np} - f_{ет}| = |F_d|$. Одержавши значення F_d і розрахувавши V_D , далі, за відомою швидкістю супутника, обчислюють одну із складових частин швидкості ПС.

Цей процес потребує попередньої демодуляції прийнятого сигналу в ДМ, на який подається код опору з пристрою визначення дальності.

Обладнання повітряного судна. Бортове обладнання ПС визначає дальність, швидкість, час кожного із супутників, ураховує скривлення траєкторії сигналу супутника при його проходженні крізь іоносферу та тропосферу, обчислює координати ПС на підставі ефемеридної інформації та одержаних даних.

Апаратурний склад основних типів СНС, таких, як Navstar, Navsat, Geostar, «ГЛОНАСС» та ін., деякою мірою відрізняються один від одного, але використання цифрової техніки дозволило значно спростити та уніфікувати апаратну частину обладнання. Основні елементи бортової апаратури СНС (на прикладі системи Navstar) об'єднані у п'ять блоків (рис. 7.7). Вибір супутника здійснюється процесором даних від системи зчислення шляху СЗШ. Сигнал із процесора даних подається до процесора сигналів, який генерує відповідно до вибраного супутника коди; крім того, процесор даних керує орієнтацією антен бортового комплексу.

Процесори приймача та сигналів визначають D і V_D за сигналами чотирьох супутників. Одночасна обробка інформації здійснюється в процесорі по п'яти каналах: використання п'ятого каналу зумовлено

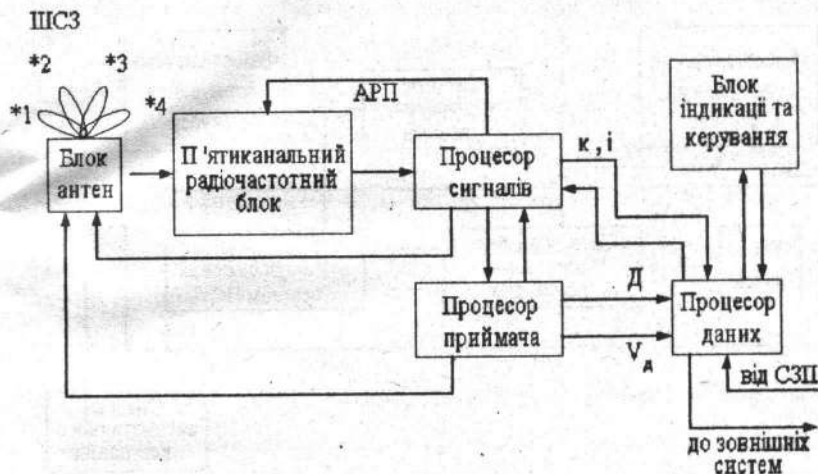


Рис. 7.7. Структура бортової апаратури СНС Navstar

необхідності обчислення коректуючих поправок на затримку сигналів в іоносфері. У процесорі сигналів також виділяється ефемеридна інформація про ШСЗ.

Зараз СНС – це одна з головних систем єдиного пілотажно-навігаційного комплексу ПС. Бортова частина апаратури, схему якої зображено на рис. 7.8, призначена для визначення навігаційних параметрів руху літака за сигналами глобальної системи «ГЛОНАСС» і Navstar за відкритими кодами у будь-якій точці земної кулі, у будь-який час і незалежно від погодних умов. Сигнали систем Navstar і «ГЛОНАСС» приймаються бортовою апаратурою у діапазоні частот 1570...1620 МГц, а визначення навігаційних параметрів забезпечується за наявності у зоні видимості «сузір'я» з трьох супутників. Система забезпечує вирішення широкого кола задач, таких, як визначення географічних координат, геодезичної висоти, складових вектора швид-

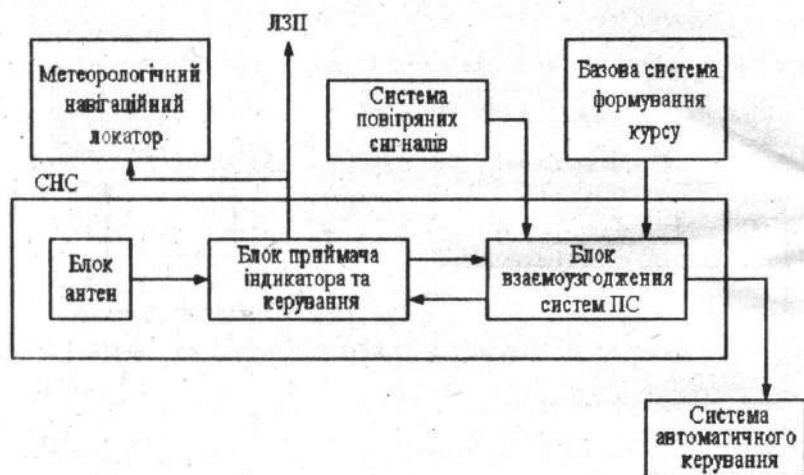


Рис. 7.8. Схема взаємозв'язку СНС літака з іншими системами бортового комплексу

кості по трьох осях, шляхової швидкості та шляхового кута, видачі поточної інформації до індикаторів, зовнішнім споживачам і ПНК літака, відображення на дисплеях БПУ ознак роботи апаратури та ін.

Похибки визначення та обчислення навігаційних параметрів: за широтою та довготою - 40 м, за висотою - 55 м, за складовими вектора швидкості - 0,5 м, за частково-ортодромічними координатами - 40 м, за шляховим кутом і шляховою швидкістю - 0,1° і 0,2 м/с відповідно, за відхиленням від лінії шляху (аналоговий сигнал) - 100 м.

7.4. Глобальна навігаційна система GPS

Серед існуючих зараз СНС, таких, як Navstar, Navsat, Granas та ін., призначених для високоточного навігаційно-часового забезпечен-

ня у глобальному масштабі споживачів, GPS (Global Positioning System) займає особливе місце. Оскільки GPS - насамперед оборонна система, у створення якої США вклали понад \$12 млрд., вона стійка відносно дій штучних і природних завад, забезпечує можливість визначення координат у будь-якому місці Землі усі 24 години (за рахунок високого розташування супутників), дозволяє з високою точністю вимірювати координати швидкості різних рухомих і нерухомих об'єктів, а також час [47, 48, 49].

Принцип дії GPS полягає у тому, що за допомогою спеціальної апаратури споживачі одночасно вимірюють відстань до декількох супутників та одержують дані про свої координати за точками перехрещення декількох поверхонь рівного віддалення, тобто сфер.

Розрахунок місцеположення об'єкта здійснюється методом триангуляції за допомогою космічних супутників, для чого GPS приймач вимірює відстань ШСЗ за часом поширення радіосигналу. Для одержання часу на супутнику використовують високочастотні атомні годинники, а приймач споживача має годинник з помірною точністю.

Робота супутника і приймача синхронізована, тобто вони одночасно генерують однаковий код. Різниця між часом, коли код був переданий супутником, і часом, коли той самий код було сформовано приймачем, насамперед і визначає час поширення сигналу від супутника до приймача. Оскільки часовий зсув визначається за годинником споживача (менш точнішим), це викликає помилку у визначенні дальності, яка також має назву «псевдодальності».

Для знаходження координат споживача (x, y, z) - широти, довготи,

висоти - досить виконати три таких виміри. Комп'ютери GPS приймачів запрограмовані таким чином, що враховують величину похибки годинника, яка вноситься до результатів вимірювань через недосконалість системи синхронізації. Система GPS складається з 24 супутників; отже, у будь-якій точці горизонту завжди видно більше чотирьох супутників. Це дозволяє визначити три координати місцеположення споживача.

Швидкість рухомих об'єктів, таких, як ПС, визначається за доплерівським зсувом несучої частоти ШСЗ, який виникає внаслідок руху самих об'єктів. Доплерівський зсув визначається за рахунок порівняння частот сигналів – того, що приймається від супутника, і того, що генерується на приймальній станції.

Умовно GPS складається з таких сегментів:

1. *Космічна частина.* Має 24 супутники (21 – основні, 3 – резервні). Супутники випромінюють кодовану навігаційну інформацію. Всі робочі супутники знаходяться на шести орбітах, які наближені до кругових, з висотою 2020 км, нахилом 55° і періодом обертання 12 годин. На кожній орбіті розміщено чотири ШСЗ; резервні – розміщені через орбіту.

2. *Наземна частина контролю і керування.* Складається з провідної станції, що міститься на території США, п'яти контрольних і трьох станцій введення даних.

3. *Обладнання споживачів.* Воно являє собою приймальні станції сигналів ШСЗ, за допомогою яких визначаються всі навігаційні параметри: основні координати, величина і напрям швидкості, відлік часу, напрямок на чергову точку відліку, відстань до чергової точки відлі-

ку. Крім того, споживачу надається інформація про технічні характеристики РНС Navstar.

У загальному випадку до складу приймальної станції входять: антена, приймальний пристрій, пристрої перетворення та обробки сигналів ШСЗ, навігаційний процесор, пристрій відображення навігаційної інформації.

Навігаційні параметри випромінюються з супутника на частотах 1575,2 та 1227,6 МГц, а робота приймача у так званому диференціальному режимі дозволяє визначити в реальному масштабі часу планарні координати з точністю 2 - 5 метрів. Докладні технічні характеристики приймальної апаратури споживачів різних фірм-виробників досить повно висвітлено у відповідній літературі [47, 48, 49].

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Сосновский А.А., Хаймович И.А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов. - М.: Транспорт, 1987. - 225 с.
2. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. - М.: Машиностроение, 1990. - 429 с.
3. Хиврич И.Г., Белкин А.М. Автоматизированное вождение воздушных судов. - М.: Транспорт, 1985. - 328 с.
4. Цифровые системы управления самолетом / Под ред. А.Д. Александрова, С.М. Федорова. - М.: Машиностроение, 1983. - 225 с.
5. Василюнин В.И. Автоматизированное вождение тяжелых самолетов. - М.: Оборонгиз, 1973. - 200 с.
6. Проект ARING 629. Бортовая система технического обслуживания: Обзор / Сост. И.Н. Шатикин (Перевод 20489). 1989. - 157 с.
7. Коптев А.М. Системы самолетовождения. - М.: Машиностроение, 1984. - 128 с.
8. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитриченко А.А. Навигационные приборы и системы. - М.: Машиностроение, 1983. - 455 с.
9. Селезнев В.П. Навигационные устройства. - М.: Машиностроение, 1974. - 600 с.
10. Архитектура БРЭО перспективных гражданских самолетов. - М.: НИИСУ, 1989. - 79 с.

11. Бородин В.Т., Рыльский Г.М. Управление полетом самолетов и вертолетов. - М.: Машиностроение, 1972. - 215 с.
12. Авиационные приборы и измерительные системы / Под ред. В.Г. Воробьева - М.: Транспорт, 1981. - 389 с.
13. Бородин В.Т., Рыльский Г.М. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. - М.: Машиностроение, 1978. - 210 с.
14. Алексеева О.П., Гордиенко В.А., Карташов В.К. Приборное оборудование самолетов: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1988. - 89 с.
15. Автоматическое навигационное устройство: Инструкция по эксплуатации. - СССР: Внешторгиздат. - 186 с.
16. Черный М.А., Кораблин В.И. Воздушная навигация. - М.: Транспорт, 1991. - 432 с.
17. Богданченко Н.М., Волошина Д.Ю., Белых В.С. Курсовые системы и навигационные автоматы самолетов гражданской авиации. - М.: Транспорт, 1971. - 268 с.
18. Браславский Д.А., Логунов С.С., Пелькор Д.С. Авиационные приборы. - М.: Машиностроение, 1961. - 740 с.
19. Курсовая система самолета-истребителя КСИ: Руководство по технической эксплуатации. Курск, 1981.
20. Курсовые системы КС-8, КС-8К: Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. М., 1982.
21. Справочник инженера по авиационному и радиоэлектронному оборудованию самолетов и вертолетов / Под общ. ред. В.Г. Алек-

сандрова - М.: Транспорт, 1978. - 108 с.

22. Курсовая система ГМК-1: Руководство по технической эксплуатации. М., 1979.

23. Курсовая система «ГРЕБЕНЬ-1»: Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Курск, 1984.

24. Система курсовертикали типа СКВ-2Н: Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. - М.: Машиностроение, 1975. - 309 с.

25. Базовая система формирования курса: Руководство по эксплуатации. М., 1987.

26. Огороков А.А. Теория и проектирование приборных комплексов: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1982. - 59 с.

27. Перспективные направления развития БРЭО пассажирских самолетов: Обзор / Сост. И.Ц. Шатикиан. 1990. - 157 с.

28. Карташов В.К., Алексеева О.П., Гордиенко В.А. Оборудование самолетов: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. - 63 с.

29. Система воздушных сигналов СВС1-72-1: Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Харьков, 1989.

30. Ткаченко В.А. Проектирование аэрометрических систем со встроенными микроЭВМ: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991. - 90 с.

31. Информационный комплекс воздушно-скоростных параметров: Техническое описание. М., 1991.

32. Мамаев В.Я., Полубояров В.М. Навигационные системы и комплексы летательных аппаратов: Консп. лекций. -

Л.: ЛИАП, 1982. - 56 с.

33. Мамаев В.Я., Есин Е.Ф., Графов Е.Н. Алгоритмическое обеспечение приборных комплексов летательных аппаратов с цифровыми вычислителями: Учеб. пособие. - Л.: ЛИАП, 1985. - 88 с.

34. Изделие «ОЛЬХА-1»: Руководство по технической эксплуатации. Харьков, 1994.

35. Автоматизированные навигационные системы / Под ред. Г.А. Крыжановского. Сер. Воздушный транспорт. Т14. - М.: ВИНТИ, 1986. - 168 с.

36. Изделие «ТОПОЛЬ». Руководство по технической эксплуатации. Харьков, 1994.

37. Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. - М.: Транспорт, 1972. - 359 с.

38. Диагностические комплексы систем автоматического самолетовождения / Под ред. В.А. Игнатова. - М.: Транспорт, 1975. - 271 с.

39. Горин Ю.А., Кудрявцев Г.С., Тихомиров М.Е. Устройство и динамика систем основного управления летательных аппаратов: Конспект лекций. - Л.: ЛИАП, 1986. - 60 с.

40. Котик М.Г., Павлов А.В., Пашковский И.Я. Летные испытания самолетов. - М.: Машиностроение, 1971. - 424 с.

41. Михалев И.А., Окаемов Б.Н., Павлина И.Г. Системы автоматического управления самолетом. - М.: Машиностроение, 1971. - 464 с.

42. Савченко Н.М., Анненков Н.П. Бортовая система управления БСУ-3П. - М.: Транспорт, 1974. - 211 с.

43. Автоматическая бортовая система управления АБСУ-134А:

Руководство по технической эксплуатации. М., 1980.

44. Сосновский А.А. Радионавигационное оборудование самолетов и вертолетов. - М.: МАИ, 1987. - 60 с.

45. Авиационная радионавигация / Под ред. проф. А.А. Сосновского. - М.: Транспорт, 1990. - 263 с.

46. Агаджанов П.А., Воробьев В.Г., Кузнецов А.А., Маркович Е.Д. Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением: Учебник для вузов ГА. - М.: Транспорт, 1980. - 357 с.

47. Горб А.И., Чураков В.К. GPS как глобальная навигационная система // General Aviation. Авиация общего назначения. 1998. № 3. С. 25-26.

48. Горб А.И., Чураков В.К. GPS как глобальная навигационная система // General Aviation. Авиация общего назначения. 1998. № 5. С. 25-27.

49. Горб А.И., Чураков В.К. GPS-приемники фирмы «ASHTECH» // General Aviation. Авиация общего назначения. 1998. № 9. С. 25-28.

ГОРДИСНКО ВАЛЕНТИН ОЛЕКСАНДРОВИЧ

КОШОВИЙ МИКОЛА ДМИТРОВИЧ

ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНІ СИСТЕМИ
ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Редактори: Є.О. Александрова,
Л.О. Кузьменко

Зв. план, 2000

Підписано до друку 18.11.2000

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк.

Умовн.-друк. арк. 14,1. Облік.-вид. арк. 15,93. Т. 150 прим.

Замовлення 202 Ціна вільна

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
Ротапринт друкарні “ХАІ”
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17