

629.133.96(07)
К-772

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

І.С.КРАВЧУК, С.Н.ЄГОРОВ, О.Г. ВОДЧИЦЬ

***АВІАЦІЙНІ КЕРОВАНІ ЗАСОБИ
УРАЖЕННЯ***

Навчальний посібник

Частина II

2011

УДК 623.451,8:629.78(07)

У посібнику викладені теоретичні основи побудови авіаційних керованих засобів ураження та їх систем керування, принципи побудови і функціонування оптичних і радіотехнічних координаторів цілі., систем самонаведення, теленаведення, та автономного наведення авіаційних керованих ракет і бомб. Розглянені питання оцінки точності і стійкості наведення, основ експлуатації та бойового застосування авіаційних керованих засобів ураження.

Матеріал посібника містить дані та інформацію, що опубліковані у відкритій вітчизняній і зарубіжній літературі.

Посібник призначений для слухачів і курсантів, що навчаються за спеціалізацією авіаційного озброєння. Він також може бути корисним як фахівцям з авіаційного озброєння, так і фахівцям інших військових спеціальностей Збройних Сил України і науково-дослідних організацій.

Підписано до друку 20.07.2000. Вид. Ге 3026 27,25 друк.арк. 38,15 ум.друк.арк. Безкоштовно, *дай*.

Друкарня Київського інституту ВПС

ГЛАВА 6. Оптичні координатори цілі

Координатор цілі – це пристрій, що вимірює кутові (кути візування) чи лінійні (дальність, швидкість зближення) координати цілі відносно ракети.

Оптичні координатори цілі (ОКЦ) - це координатори, що використовують оптичний канал інформації, пов'язуючий ціль з ракетою - власне або відбите від цілі електромагнітне випромінювання оптичного діапазону довжин хвиль від 0,2 до 100 мкм. Найбільшого поширення на сьогоднішній день в ракетах "повітря-повітря" зазнали ОКЦ, що використовують електромагнітне випромінювання в інфрачервоному діапазоні довжин хвиль від 1,8 до 8 мкм. Це зумовлено, перш за все, параметрами приймачів випромінювання (ПВ), що мають у цьому діапазоні високу чутливість. Одночасно у цьому діапазоні випромінювання зосереджена основна доля власного інфрачервоного випромінювання двигунних установок сучасних літаків-цілей, а також характерним є незначне послаблення випромінювання атмосферою.

В ракетах «Повітря-поверхня» найчастіше застосовують ОКЦ, що використовують як видимий діапазон випромінювання (наприклад, для телевізійних ОКЦ $\Delta\lambda$ - 0,4...0,8 мкм), так і інфрачервоний (для тепловізійних ОКЦ $\Delta\lambda$ - 8...12 мкм), а також лазерне випромінювання (найчастіше λ - 1,06 мкм., і при напівактивному наведенні ракет.

6.1 Принципи побудови ОКЦ

За допомогою ОКЦ можливо визначити координати цілі, якщо побудувати її зображення. Таке зображення будується за допомогою оптичної системи – об'єктива. Оптична система (ОС) в ОКЦ виконує три основні функції:

- будує систему координат, відносно котрої визначаються координати зображення цілі ;
- створює зображення цілі в фокальній площині;
- створює необхідне значення освітленості зображення цілі, величина котрої залежить від площі вхідної зіниці об'єктива.

Якщо в полі зору ОКЦ знаходиться ціль, то і кутові координати в полярній чи прямокутній системах координат легко визначити по положенню центра зображення цілі в фокальній площині ОС. Схема побудови зображення цілі об'єктивом показана на рис. 6.1.

Оптична вісь об'єктива OO_1O_2 одночасно є віссю ОКЦ.

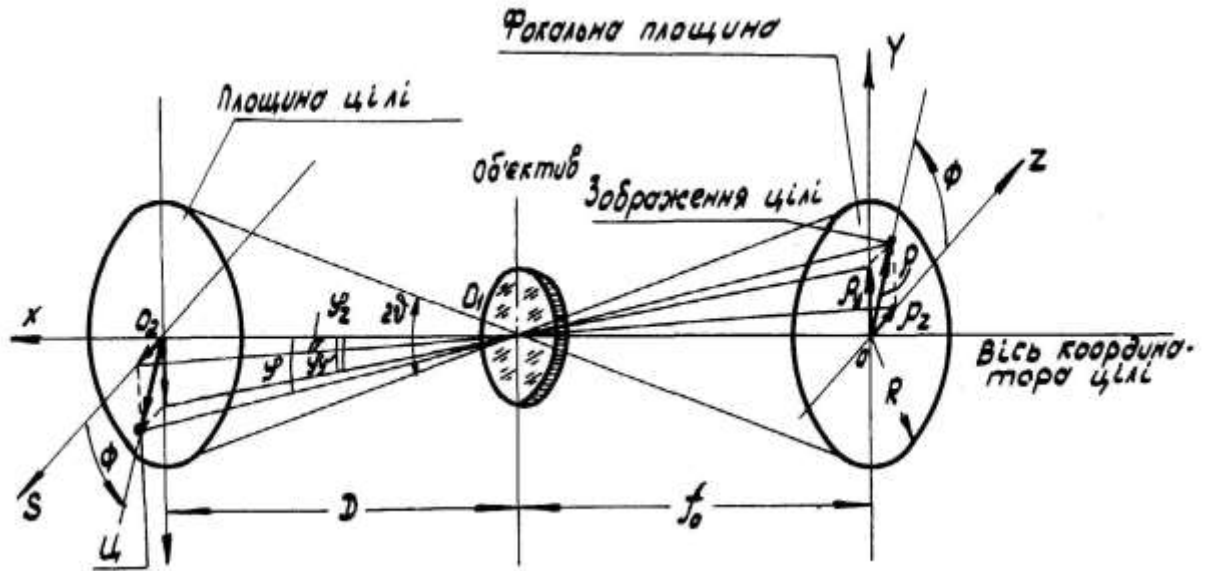


Рис. 6.1 схема побудови зображення цілі

Ціль, що знаходиться від об'єктива на відстані D в площині цілі, згідно з законами геометричної оптики, проектується в фокальну площину. Ця площина знаходиться за об'єктивом на відстані f_0 - фокусна відстань.

Положення цілі $Ц$ відносно осі ОКЦ може характеризуватися в полярній системі координат кутом розбіжності φ (кут між оптичною віссю та напрямком на ціль) і кутом фазування Φ (кут між площиною розбіжності $O_1O_2Ц$ і горизонтальною площиною), або в Декартовій системі координат – кутами φ_y і φ_z , що є складовими кута φ в вертикальній та горизонтальній площині.

Положення зображення цілі в фокальній площині можна характеризувати радіусом розбіжності ρ і кутом фазування Φ для полярної системи координат, або радіусами розбіжності ρ_y і ρ_z , що є проекціями ρ на осі O_y і O_z .

Якщо кут розбіжності $\varphi=0$, то зображення цілі співпадає з точкою O фокальної площини, тоді $\rho=0$ ($\rho_y=0$; $\rho_z=0$). При наявності кута розбіжності ($\varphi \neq 0$) зображення цілі пересувається відносно центра фокальної площини O на деяку відстань ρ , що характеризує величину кута розбіжності. Площина, утворена точками

$O_1O_2Ц$, називається площиною розбіжності. Положення площини розбіжності визначається кутом Φ .

Враховуючи, що в ОКЦ кути розбіжності φ (або φ_y , φ_z) не перевищують кількох градусів, згідно з рис. 6.1, запишемо:

$$\begin{aligned}\rho &= f_0 \operatorname{tg} \varphi \approx f_0 \varphi; \\ \rho_y &= f_0 \operatorname{tg} \varphi_y \approx f_0 \varphi_y \\ \rho_z &= f_0 \operatorname{tg} \varphi_z \approx f_0 \varphi_z\end{aligned}\tag{6.1}$$

Тобто, якщо виміряти параметри ρ і ϕ , або ρ_y , і ρ_z в фокальній площині об'єктива, а також врахувати, що фокусна відстань об'єктива f_0 величина відома і є технічною характеристикою ОС, то з використанням формул (6.1) можна визначити кутові координати цілі φ і ϕ , або φ_y і φ_z .

Принцип дії ОКЦ полягає у наступному. За допомогою об'єктива зображення цілі проектується на фокальну площину. В цій площині розміщують аналізатор зображення (АЗ), а безпосередньо за ним приймач випромінювання. Аналізатори зображення виготовляються у вигляді механічних растрів різної конфігурації. Іноді приймач випромінювання має таку форму, що він одночасно виконує і роль аналізатора. Відомі також і електронні аналізатори зображення, наприклад роль аналізатора зображення виконує скануючий електронний промінь в ПВ телевізійного типу. Завдання аналізатора зображення разом з ПВ полягає в тому, щоб відділити сигнали цілі від сигналів фону, для котрих притаманною є різноманітність в їх просторових характеристиках. У подальшому блок обробки сигналів (БОС) сигнал від фону послаблює, а сигнал від цілі посилює і формує з нього електричні сигнали, що відповідають кутовим координатам цілі.

Для визначення початку відліку при вимірюванні кутових координат цілі аналізатор зображення та блок обробки сигналів синхронізуються опорними напругами, що генеруються в генераторі опорних напруг (ГОН). Узагальнена схема ОКЦ зображена на рис 6.2.

Як видно з рис. 6.1, максимальне значення кута розбіжності ϑ , що може бути виміряне ОКЦ, залежить від області радіусом R в фокальній площині, в межах котрої є можливим вимірювання кута чи його складових. Подвійне значення кута ϑ називається полем зору ОКЦ. Радіус R найчастіше визначається розмірами АЗ. У цьому випадку поле зору ОКЦ виражається формулою:

$$2\vartheta = \frac{2r_{az}}{f_0} \quad (6.2)$$

Де r_{az} - радіус аналізатора зображення. Якщо в ОКЦ використовується ПВ, роль АЗ в котрому виконує визначене розміщення чутливих елементів ПВ (наприклад матричний ПВ), то кут поля зору ОКЦ визначається радіусом r_{ne} приймача випромінювання. В сучасних ОКЦ кут поля зору сягає значень 0,5...5 градусів.

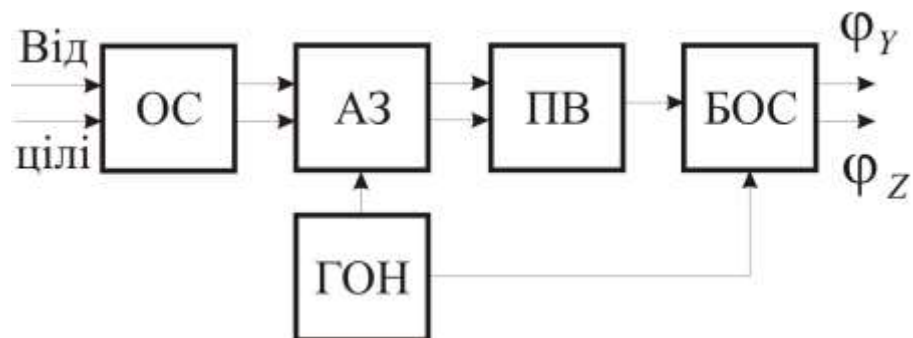


Рис 6.2. Узагальнена схема ОКЦ

В ОКЦ використовуються три типи оптичних систем: лінзова, дзеркальна та. дзеркально-лінзова. Найбільшого поширення в сучасних ОКЦ зазнали дзеркальні та дзеркально-лінзові оптичні системи, що мають компактну конструкцію, високу світлосилу та малі розміри плями залишкових аберацій, згадані ОС характеризуються такими значеннями параметрів:

- фокусна відстань – 0,04...0,15м;
- діаметр плями залишкових аберацій – $(1...2) \cdot 10^{-4}$ м
- світлосила, що дорівнює відношенню фокусної відстані до діаметра первинного дзеркала, - 0,9...1,2.

Схема типової оптичної системи ОКЦ зображена на рис. 6.3. Обтікач служить для захисту елементів ОС від повітряного потоку, опадів, пилу та ін. Він виготовляється з міцного матеріалу, прозорого для інфрачервоного випромінювання, наприклад плавленого кварцу, синтетичного сапфіру, германію, алюміната кальцію та ін. Крім захисту елементів ОС від пилу та опадів, обтікач відіграє також роль коректора, що зменшує сферичну аберацию первинного дзеркала, тому що у цих елементів сферичні аберації близькі за величиною, але протилежні за знаками. Первинне дзеркало являє собою частинку сферичної поверхні, а вторинне - плоске, для покриття відбиваючих поверхонь дзеркал використовують срібло, золото, алюміній, мідь. Коефіцієнт відбиття цих металів для оптичного випромінювання знаходиться у межах 0,94...0,98.

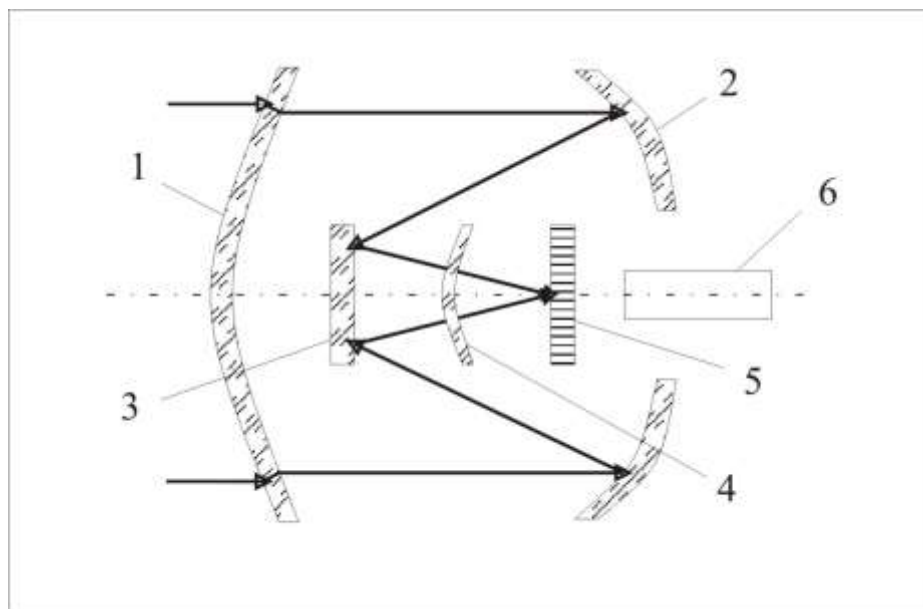


Рис. 6.3 Оптична система з обертним АЗ

1 – обтікач; 2 – первинне дзеркало; 3 – вторинне дзеркало; 4 – корегуюча лінза; 5 – аналізатор зображення; 6 – приймач випромінювання.

Вторинне дзеркало розміщується таким чином, щоб фокус об'єктива співпадав з площиною аналізатора зображення. Величиною, що характеризує співвідношення розмірів первинного і вторинного дзеркал, є коефіцієнт затінення ξ , що визначається формулою:

$$\xi_3 = \frac{S_{II}}{S_I},$$

де S_{II} – площа вторинного дзеркала, S_I – площа первинного дзеркала, котра сприймає випромінювання цілі. Для сучасних ОС, що використовуються в ОКЦ, ξ – 0,3...0,6.

Основне призначення корегуючої лінзи полягає в тому, щоб діаметр плями залишкових абераций не змінювався при різних кутах приходу променів відносно оптичної осі. В розглянутій оптичній системі випромінювання цілі фокусується таким чином, що при відсутності розбіжності між оптичною віссю і напрямком на ціль зображення останньої знаходиться на оптичній осі. Для модуляції потоку випромінювання аналізатор зображення повинен бути рухомим, наприклад обертатися відносно осі, що співпадає з оптичною віссю.

Поряд з розглянутою оптичною системою, використовуються і такі, в котрих аналізатор зображення є нерухомим, а рухомим є зображення цілі, траєкторія руху котрого являє собою коло. Схема оптичної системи з обертанням зображення цілі зображена на рис 6.4 а.

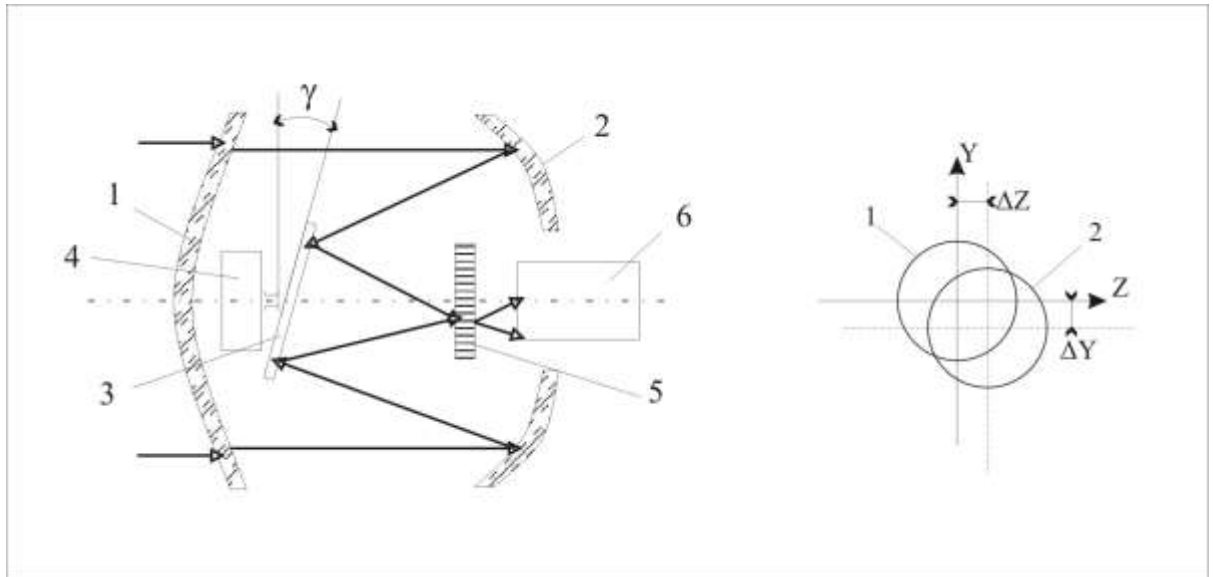


Рис.6.4. Оптична система зі скануючим зображенням цілі
1 - обтікач; 2 - первинне дзеркало; 3 - вторинне дзеркало;
4 - двигун; 5 - аналізатор; 6 – ПВ

Особливістю цієї оптичної схеми є те, що вторинне дзеркало обертається за допомогою двигуна, внаслідок чого це дзеркало називають модулюючим. Завдяки нахилу модулюючого дзеркала на кут γ відносно нормалі до осі його обертання, зображення цілі обертається (сканує) по колу з частотою, що дорівнює частоті обертання дзеркала. При цьому, якщо розбіжність між оптичною віссю і напрямком на ціль відсутня, то центр кола сканування зображення цілі співпадає, з оптичною віссю (на рис.6.4,б траєкторія 1). При наявності розбіжності центр кола сканування пересувається відносно оптичної осі на величину ΔY та ΔZ (на рис. 6.4,б траєкторія 2).

Частота обертання аналізатора зображення, або частота сканування зображення цілі, в сучасних ОКЦ знаходиться в межах 70...120 Гц. Найчастіше ця частота з ОКЦ стабілізується спеціальними схемами обертання та стабілізації обертів.

Пристрій, що обертає модулюючий диск чи вторинне дзеркало, одночасно приводить в дію ГОН, щоб частота опорних сигналів дорівнювала частоті обертання модулюючого диска чи вторинного дзеркала. Як правило, ГОН генерує два опорних сигнали $U_{ОП1}$ і $U_{ОП2}$ у вигляді змінної напруги з постійною амплітудою U_0 .

Частота цих напруг дорівнює частоті сканування ω_0 , фази їх відрізняються на $\pi/2$

$$U_{ОП1} = U_0 \sin \omega_0 t;$$

$$U_{ОП2} = U_0 \sin \left(\omega_0 t + \frac{\pi}{2} \right)$$

Приймач випромінювання служить для перетворення енергії оптичного

випромінювання в електричний сигнал. З великого різноманіття ПВ в ОКЦ, головним чином, використовуються фоторезистори та фотодіоди. Основними характеристиками ПВ, що використовують в ОКЦ, є: порогова чутливість, спектральна характеристика чутливості та інерційність.

Під пороговою чутливістю розуміють мінімальний потік випромінювання, ідо зумовлює на виході ПВ сигнал, котрий перевищує напругу шумів у n разів ($n = 3...5$). Порогова чутливість є одною з найбільш важливих характеристик ПВ, тому, що вона, в значній мірі, визначає максимальну дальність дії ОКЦ. Порогову чутливість ПВ Позначають $F_{пор}$ і вимірюють у Вт/м•Гц.

Залежність чутливості ПВ від довжини хвилі випромінювання

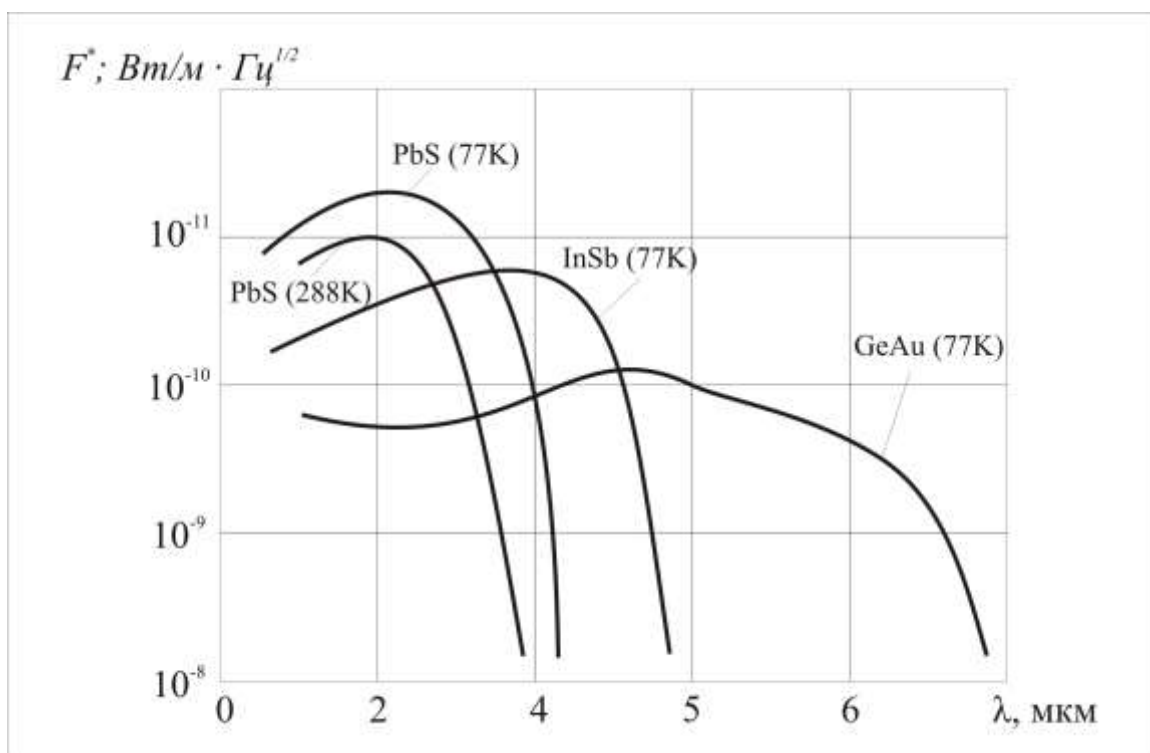


Рис. 6.5. Спектральні характеристики ПВ

В X , називається спектральною характеристикою чутливості ПВ. Спектральні характеристики чутливості більшості ПВ мають вид плавних кривих з одним максимумом. Вибираючи ПВ, необхідно добиватися, щоб положення цього максимуму по шкалі довжин хвиль було близьким до довжини хвилі максимальної спектральної інтенсивності випромінювання цілі. Типові спектральні характеристики чутливості ПВ, що використовуються в ОКЦ, зображені на рис 6.5.

Іноді в технічній літературі замість терміну спектральної характеристики чутливості F^* використовують термін спектральна характеристика чутливості до виявлення D^* , що є оберненою величиною до F^* , тобто

$$D^* = \frac{1}{F^*}, \left[m \cdot \Gamma \zeta^{1/2} / Bm \right]$$

У більшості ПВ чутливість покращуються при пониженні температури самого ПВ, тому, в сучасних ОКЦ, використовується охолодження чутливого шару ПВ. Для цього використовують систему глибокого охолодження за допомогою зрідженого азоту ($T = 78 \text{ K}$), або систему термоелектричного охолодження ($T = 200 \dots 220 \text{ K}$).

Постійна часу ПВ знаходиться в межах: $\tau_{ne} = 10^{-3} \dots 10^{-6} \text{ с}$.

6. 2. Класифікація оптичних координаторів цілі

Оптичні координатори цілі найчастіше класифікують за двома ознаками:

- за спектральним діапазоном оптичного випромінювання і його положенням на шкалі довжин хвиль електромагнітного випромінювання;
- за принципом формування сигналу розбіжності.

За першою ознакою ОКЦ, можна розділити на:

- світлові координатори, що використовують діапазон довжин хвиль електромагнітного випромінювання $\lambda = 0,4 \dots 0,76 \text{ мкм}$ (видимий діапазон);
- інфрачервоні координатори, що використовують електромагнітне випромінювання з довжинами хвиль $\lambda > 0,8 \text{ мкм}$;

лазерні координатори, що використовують для свого функціонування лазерне випромінювання, котрим підсвічують цілі. Найпоширенішими для цієї мети лазерами є лазери на ітрій-алюмінієвому гранаті або склі з неодимом ($\lambda = 1,06 \text{ мкм}$) та газові лазери на CO_2 ($\lambda = 10,6 \text{ мкм}$).

За другою ознакою ОКЦ поділяються на:

- растрові ОКЦ, що використовують пристрої модуляції оптичного випромінювання (растри) у вигляді модулюючих дисків зі спеціальним рисунком послідовності прозорих та непрозорих секторів чи ділянок. У залежності від виду модуляції, растрові ОКЦ можуть поділятися на ОКЦ з амплітудно-фазовою модуляцією, з частотно-фазовою модуляцією і часо-імпульсною модуляцією;

- телевізійні ОКЦ, що використовують для модуляції оптичного сигналу телевізійну передавальну трубку з відліком координат зображення цілі за допомогою електронного променя. Для виділення сигналів розбіжності можуть використовуватися амплітудні та кореляційні методи обробки відеосигналів;

- різничні ОКЦ, що використовують відбите від цілі імпульсне випромінювання цілі. В таких ОКЦ для визначення координат зображення цілі використовують різницю в амплітудах сигналів, що знімаються з двох елементів фотоприймального пристрою. Модуляція випромінювання в цьому випадку не проводиться, тому що відбите від цілі випромінювання імпульсне, а фонове випромінювання - постійне;

- мозаїчні ОКЦ, що використовують приймачі випромінювання у вигляді мозаїки, а координати зображення цілі визначаються номером рядка та стовпчика, до котрих відноситься елемент мозаїчного приймача, "засвічений"

зображенням цілі.

Схема класифікації ОКЦ за розглянутими ознаками зображена на рис 6.6.



Рис 6.6. Схема класифікації ОКЦ

6.3. Оптичні координатори цілі з амплітудно фазовою модуляцією

В ОКЦ з амплітудно-разовою модуляцією потоку випромінювання, що поширюється від цілі, кутові координати останньої визначаються на основі амплітуди та фази сигналу, який формується на виході ОКЦ, причому, в амплітуді сигналу утримується інформація про величину кута розбіжності між оптичною віссю ОКЦ і напрямком на ціль, а в фазі сигналу – про кут фазування. В сучасних АКР використовують два типи ОКЦ з амплітудно-фазовою модуляцією: з обертовим модулюючим диском (растром) та з нерухомим модулюючим диском, але обертовим зображенням цілі.

6.3.1 Амплітудно-фазовий ОКЦ з обертовим модулюючим диском

Оптична система такого ОКЦ виконана за схемою, зображеною на рис. 6.3. модулюючий диск поміщається в фокальній площині оптичної системи і обертається з постійною кутовою швидкістю ω_0 . Центр диска знаходиться на оптичній осі ОКЦ. Модулюючий диск поділено на дві рівні частини (рис. 6.7, а). Одна частина диска виготовлена напівпрозорою (прозорість 50 %.), а друга складається з прозорих і непрозорих секторів, причому периферійна частина другої половини модулюючого диска виготовлена у вигляді прозорих і непрозорих ділянок, розташованих у шахматному порядку, а суми площ всіх

прозорих і непрозорих ділянок однакові. При попаданні зображення цілі на модулюючий диск, що обертається, випромінювання, проходячи через диск на приймач випромінювання, модулюється. На виході приймача випромінювання виникають «пачки» імпульсів, розділених зонами постійного сигналу (рис.6.7, в), період формування «пачок» імпульсів T дорівнює періоду обертання модулюючого диска, кількість імпульсів у «пачці» дорівнює кількості прозорих секторів, а частота проходження імпульсів у «пачці» - $f_H = 2n/T$. Параметри оптичної системи і розміри модулюючого диска підбираються таким чином, щоб діаметр зображення цілі дорівнював максимальній ширині прозорого сектора модулюючого диска (рис. 6.7, б).

Рис. 6.7. Амплітудно-фазова модуляція при обертанні модулюючого диска

При нульовій розбіжності зображення цілі знаходиться в центрі модулюючого диска і модуляція випромінювання практично відсутня а сигнал на виході ПВ майже постійний. При появі кута розбіжності, зображення цілі пересувається від центра модулюючого диска до його периферії. Пропорційно до цього пересування зростає амплітуда імпульсів у "пачці" (рис. 6.7, в). Положення "пачки" імпульсів на осі часу залежить від кута фазування Φ .

Функціональна схема ОКЦ зображена на рис. 6.8. ОКЦ складається з двох груп пристроїв: групи пристроїв формування сигналу розбіжності та групи пристроїв обробки сигналу.

Першу групу пристроїв складають оптична система, обертовий модулюючий диск (МД), пристрій обертання (ПО), генератор опорних напруг (ГОН), приймач випромінювання (ПВ), розміщений за модулюючим диском і захищений оптичним фільтром (ОФ). Для досягнення необхідної чутливості, ПВ охолоджується системою охолодження (СО), холодоагентом в котрій є зріджений азот.

Друга група пристроїв охоплює:

- попередній підсилювач (ПП), що конструктивно знаходиться поряд з ПВ. ПП виконує попереднє підсилення сигналу з ПВ, забезпечуючи його мінімальні спотворення, а також служить для узгодження низькоомного виходу ПВ з високоомним входом резонансного підсилювача;

- резонансний підсилювач (РП). Він підсилює сигнал на частоті несучої f_H до напруги, що складав кілька одиниць вольт (U_a);

- амплітудний детектор (АД), що виділяє огинаючу «пачок» імпульсів частоті ігинаючої, котра дорівнює частоті обертання модулюючого диска $U\omega$
- фільтр (Ф), що виділяв першу гармоніку огинаючої $U\omega$, амплітуда котрої є пропорційною до кута розбіжності, а фаза цього сигналу дорівнює куту фазування Φ
- резонансний підсилювач (РП) що підсилює сигнал на частоті згинаючої;
- пристрій автоматичного регулювання підсилення (АРП).

Рис 6.8. ОКЦ з амплітудно-фазовою модуляцією

Сигнал на виході РП має вигляд синусоїди, що описується виразом:

$$U_{РП} = U_0 K_{П} \varphi \cos(\omega_0 t - \Phi) \quad (6.3)$$

де U_0 - сигнал з виходу ПВ; $K_{П}$ - коефіцієнт підсилення електронного тракту координатора; φ - кут розбіжності; ω_0 - частота

Амплітуда цієї синусоїди $U_0 K_{П} \varphi$ залежить не тільки від кута φ , а і від сигналу U_0 , що залежить від потужності оптичного сигналу на вході ОКЦ, котра, в свою чергу, залежить від дальності до цілі. Щоб амплітуда в (6.3) залежала тільки від φ , необхідно забезпечити $U_0 K_{П} = const$, тобто при збільшенні U_0 необхідно зменшувати $K_{П}$ (регулювати коефіцієнт підсилення). Цю функцію виконує пристрій АРП.

З розглянутого видно, що в сигналі (6.3) міститься інформація про координати цілі (φ , Φ) в полярній системі координат. Для одержання сигналів розбіжності в декартовій системі координат цей сигнал подають на фазовий детектор (ФД), куди також поступають сигнали з ГОН – $U_{ОП1}$, $U_{ОП2}$. У фазовому детекторі сигнал $U_{РП}$

перемножується з $U_{ОП1}$ та $U_{ОП2}$, завдяки чому формуються сигнали розбіжності U_y , U_z в декартовій системі координат, що є пропорційними до кутів розбіжності φ_y і φ_z .

Основним недоліком розглянутого ОКЦ є наявність зони нечутливості біля оптичної осі координатора, коли зображення цілі проектується в центр модулюючого диска. У цьому випадку дещо знижується точність виміру

координат цілі.

6.3.2 Амплітудно-фазовий ОКЦ з обертовим зображенням цілі

У цьому координаторі використовується оптична система, що зображена на рис.6.4. Модулюючий диск координатора має прозорі ділянки, що за формою близькі до прямокутника. Ці ділянки знаходяться на однаковій відстані від центра диска o (рис.6.9, а). Модулюючий диск поміщається в фокальну площину оптичної системи нерухомо таким чином, щоб його центр o знаходився на оптичній осі, а траєкторія сканування зображення цілі при нульовій розбіжності вибирається так, щоб через прозорі ділянки модулюючого диска проходило 50 % випромінювання, що сфокусоване з зображенні цілі. В цьому випадку сигнал на виході ПВ має вигляд, що зображений на рис. 6.9, б. Амплітуда імпульсів постійна, а частота їх визначається швидкістю обертання вторинного дзеркала та числом прозорих ділянок модулюючого диска. З появою кута розбіжності φ траєкторія переносу зображення цілі змінює своє положення, величина випромінювання зображення цілі, що проходить на ПВ, від ділянки до ділянки буде змінюватися, і сигнал почне модулюватися по амплітуді.

Рис.6.9. Амплітудно-фазова модуляція при обертанні зображення цілі з частотою обертання вторинного дзеркала (рис.6.3, в, г).

Якщо цей сигнал подати на вхід попереднього підсилювача ПП схеми, що зображена на рис.6.8, то виділена огинаюча буде мати вид синусоїди, амплітуда котрої є пропорційною до кута розбіжності φ , а фаза її визначається кутом фазування Φ .

Розглянутий ОКЦ не мав зони нечутливості, тому що центральна частина модулюючого диска у виділенні сигналу розбіжності не приймав участі.

6.4. Оптичні координатори цілі з частотно-фазовою модуляцією

В ОКЦ з частотно-фазовою модуляцією потоку випромінювання використовується, переважно, оптична система, що виконана за схемою, зображеною на рис.6.4. Модулюючий диск, що виконує частотно-фазову модуляцію, установлюється в фокальній площині оптичної системи таким чином, щоб його центр співпадав з оптичною віссю ОКЦ.

Модулюючий диск (рис.6.10) являє собою круг з послідовно розміщеними на ньому по всій площині прозорих та непрозорих секторів.

Діаметр круга більший за діаметр кола сканування зображення цілі приблизно в два рази. При відсутності розбіжності центр кола сканування зображення цілі співпадає з центром модулюючого диска (рис 6.10, а).

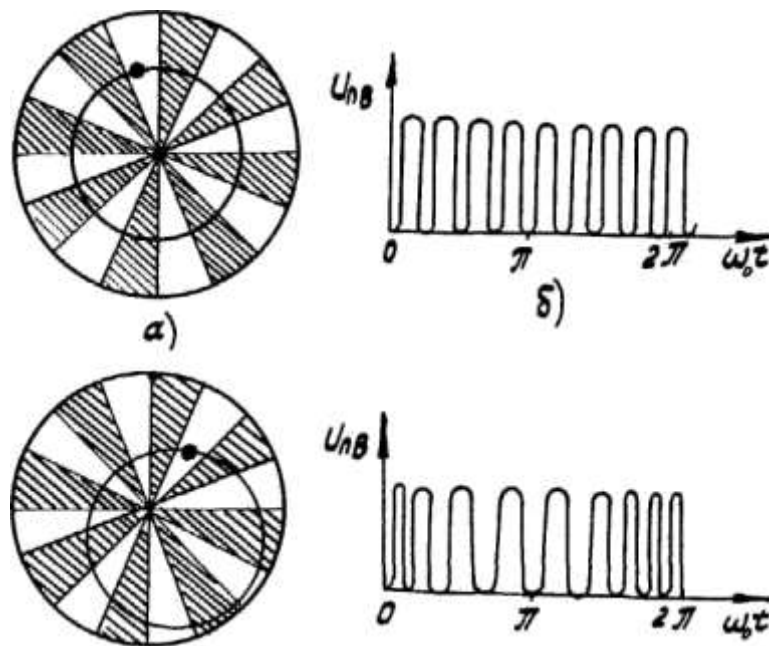


Рис 6.10 Частотно-фазова модуляція

Сигнал з виходу ПВ у цьому випадку являє собою послідовність імпульсів, що слідують один за другим з однаковими інтервалами, тому що шлях перетинання непрозорих ділянок модулюючого диска є постійним. Це означає, що частота цього сигналу є постійною. Позначимо частоту сигналу з виходу ПВ при нульовій розбіжності як f_0 (рис 6.10, б). З появою кута розбіжності коло сканування зображення цілі буде пересуватись і центр кола не буде співпадати з центром модулюючого диска (рис.6.10, в). У цьому випадку імпульси з виходу ПВ будуть проходити з різними інтервалами, причому при віддаленні зображення цілі від центра модулюючого диска інтервали зростають, а при зближенні - зменшуються (рис 6. 10, г). Отже, сигнал з виходу ПВ буде промодульованим за частотою, причому відхилення частоти Δf від початкової f_0 залежить від величини кута розбіжності, а положення максимуму цієї частоти на осі часу - від кута фазування.

Функціональна схема ОКЦ з частотно-разовою модуляцією випромінювання зображена на рис. 6.11

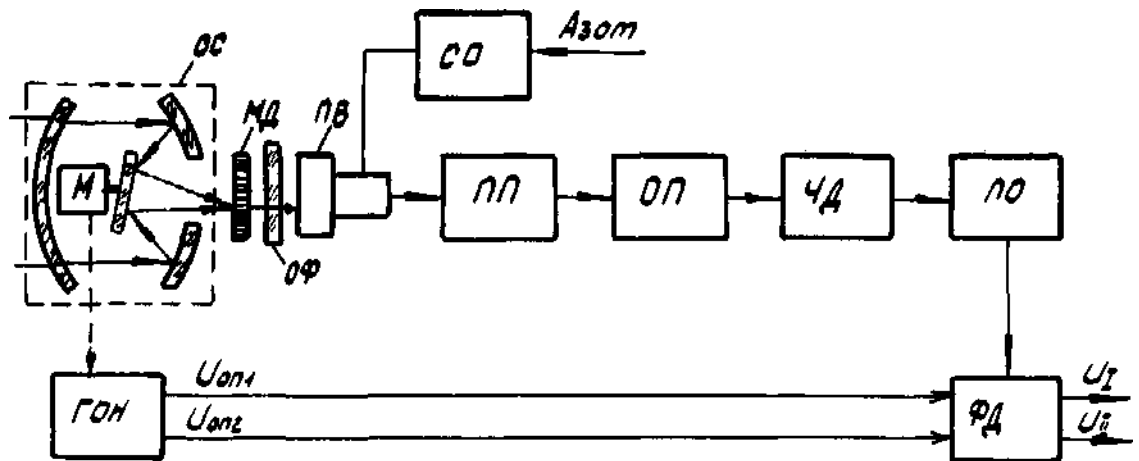


Рис 6.11. ОКЦ з частотно-фазовою модуляцією

Як і у випадку амплітудно-фазового ОКЦ, ОКЦ з частотно-фазовою модуляцією складається з двох груп пристроїв. Група пристроїв формування сигналу розбіжності включає до свого складу оптичну систему (ОС) з обертовим вторинним дзеркалом, що обертається від двигуна М; модулюючий диск (МД); оптичний фільтр (ОФ); приймач випромінювання (ПВ), котрий охолоджується для підвищення чутливості азотною системою охолодження (СО); генератор опорних напруг (ГОН), що приводиться до дії двигуном М.

Група пристроїв обробки сигналів складається з попереднього підсилювача (ПП), обмежувального підсилювача (ОП), частотного детектора (ЧД), підсилювача огинаючої (ПО) та фазового детектора (ФД).

Принцип дії ОКЦ з частотно-фазовою модуляцією полягає в наступному. З ПВ електричний сигнал, промодульований по частоті та фазі (див. рис. 6.10), згідно з величиною та напрямком відхилення оптичної осі ОКЦ від напрямку ОКЦ - ціль, поступає на попередній підсилювач (ПП), де виконується попереднє підсилювання електричного сигналу, що формується на виході ПВ.

Отриманий на виході ПП сигнал поступає на обмежувальний підсилювач, де він обмежується і підсилюється по амплітуді. Обмеження по амплітуді виконується з двох причин. По-перше, при частотно-фазовій модуляції присутня і амплітудна модуляція, що спотворює корисний сигнал. Але амплітуда, в частотно-фазовому ОКЦ не несе корисної інформації, тому, обмеживши сигнал по амплітуді, зменшують спотворення корисного сигналу. По-друге амплітудне обмеження є засобом боротьби від амплітудно-модульованих оптичних завад. Крім цього, при амплітудному обмеженні відпадає необхідність в схемі автоматичного регулювання підсилювання. Слід також зазначити, що при амплітудному обмеженні характер зміни частоти сигналу не змінюється.

Підсилений та обмежений по амплітуді сигнал з ОП надходить до входу частотного детектора (ЧД). Частотний детектор - це пристрій, вихідна напруга якого залежить від частоти вхідного сигналу, причому, якщо частота вхідного сигналу дорівнює f_0 , то - вихідна напруга $U_{чд}$ є нульовою.

Якщо частота вхідного сигналу змінюється відносно f_0 , наприклад по

синусоїді, то і амплітуда вихідного сигналу буде змінюватися за синусоїдою. Дія частотного детектора пояснюється за допомогою рис. 6.12, де зображена амплітудно-частотна характеристика $U_{\text{чд}}(f)$ частотного детектора, закон зміни частоти $f_c(t)$ вхідного та закон зміни амплітуди $U_{\text{чд}}(t)$ вихідного сигналів.

Рис 6.12 Ілюстрація дії частотного детектора

Таким чином, якщо частота сигналу на вході частотного детектора буде змінюватися за синусоїдальним законом відносно частоти f_0 , то амплітуда його вихідного сигналу також буде змінюватися за таким же законом.

Отже, частотний детектор перетворює частотно-фазомодульований сигнал в сигнал огибаючої, амплітуда котрої є пропорційною до кута розбіжності, а фаза дорівнює куту фазування. Частота огибаючої дорівнює частоті обертання вторинного дзеркала.

Сигнал з виходу ЧД (див. рис. 6.11) поступає на вхід підсилювача огибаючої (ПО). Підсилений в ПО сигнал являє собою сигнал, що характеризує величину та напрямок розбіжності між оптичною віссю ОКЦ та напрямком ОКЦ-ціль в полярній системі координат. Для одержання сигналів розбіжності в декартовій системі координат, сигнал з виходу ПО надходить до входу фазового детектора (ФД), де він перемножується з опорними напругами $U_{\text{оп1}}$ та $U_{\text{оп2}}$, завдяки чому формуються сигнали U_y та U_z , що є пропорційними до кутів розбіжності у вертикальній та горизонтальній площинах.

6. 5. Оптичні координатори цілі з часоімпульсною модуляцією

В ОКЦ з часоімпульсною модуляцією для визначення кута розбіжності у вертикальній та горизонтальній площинах використовуються окремі фотоприймачі. Кут відхилення осі ОКЦ від напрямку ОКЦ-ціль визначається по взаємному положенню в часі імпульсів, сформованих ПВ, відносно опорних сигналів. В таких ОКЦ використовується оптична система, схема котрої зображена на рис. 6.4, але модулюючий диск в оптичній системі відсутній. Замість модулюючого диска в фокальній площині оптичної системи установлюються прямокутні (з співвідношенням сторін 1:10...15) приймачі випромінювання, орієнтовані перпендикулярно один до іншого. Таких приймачів може бути по одному в кожному каналі або по два. Найбільше поширення одержали часоімпульсні ОКЦ з одним ПВ у кожному каналі. В цих

ОКЦ фотоприймальний пристрій являє собою два ПВ, розташованих один відносно іншого під прямим кутом. Цей фотоприймальний пристрій поміщається в фокальну площину оптичної системи таким чином, щоб вершина прямого кута, створеного приймачами випромінювання, збігалася з оптичною віссю ОКЦ. Розміри ПВ підбираються таким чином, щоб їх довжина приблизно була однаковою з діаметром кола сканування зображення цілі.

Схема фотоприймального пристрою ОКЦ з часоімпульсною модуляцією та формування імпульсів приймачами випромінювання зображена на рис.8.13. Зображення цілі (ЗЦ) обертається з кутовою швидкістю ω_0 і за один період обертання $\omega_0 t = 2\pi$ пересікає по одному разу приймачі випромінювання ПВ1 та ПВ2. Приймач ПВ1 використовується для визначення кута розбіжності в горизонтальній площині, а ПВ2 для визначення кута розбіжності в вертикальній площині.

При появі кутів розбіжності між оптичною віссю ОКЦ та напрямком на ціль, центр кола сканування ЗЦ пересувається відносно нульового положення на відстані ρ_y і ρ_z (рис. 6.14) у вертикальній і горизонтальній площинах, відповідно. Кути, що характеризують моменти пересікання ЗЦ приймачів випромінювання, φ_y і φ_z пов'язані з величинами ρ_y і ρ_z співвідношеннями:

$$\rho_y = R \sin \varphi_y; \quad \rho_z = R \sin \varphi_z,$$

де R - радіус кола сканування ЗЦ. Відповідно змінюються і моменти появи імпульсів $U_{ПВ1}$ та $U_{ПВ2}$ з виходів приймачів ПВ1 та ПВ2. Ці імпульсні пересуваються відносно початкового положення на проміжки часу

Таким чином, інформація про кути розбіжності між оптичною віссю та напрямком ОКЦ - ціль міститься в проміжках часу t_y і t_z , що характеризують відхилення моментів появи імпульсів з виходів приймачів випромінювання відносно початку відліку.

Отже, вимірювання кутових координат цілі в ОКЦ з часоімпульсною модуляцією зводиться до формування сигналів, пропорційних до проміжків часу t_y і t_z .

Способів формування таких сигналів існує декілька. Один з них реалізовано в ОКЦ функціональна схема якого зображена на рис 6.15, а. сигналу розбіжності виконується за допомогою: оптичної системи (ОС); пристрою обертання зображення (ПОЗ), котрим є двигун, що обертає вторинне дзеркало; генератора опорних напруг (ГОН), що приводиться до дії тим самим двигуном, що і вторинне дзеркало; приймачів випромінювання ПВ1 та ПВ2. Обробка сигналів розбіжності $U_{ПВ1}$ та $U_{ПВ2}$ виконується двома ідентичними каналами - горизонтальним та вертикальним. Кожен з каналів складається з: попереднього підсилювача ПП, імпульсного підсилювача ІП, пристрою автоматичного регулювання підсилення АРП, генератора прямокутних імпульсів ГПІ (генерує прямокутні імпульси, тривалість котрих дорівнює половині періоду обертання зображення цілі), каскаду збігу КЗ, інтегруючого фільтра ІФ і підсилювача П.

Розглянемо принцип дії одного з каналів обробки сигналів, наприклад

горизонтального. Якщо розбіжність відсутня, то центр кола сканування зображення цілі збігається з вершиною прямого кута, створеного приймачами випромінювання ПВ1 та ПВ2. За один оберт вторинного дзеркала на виході ПВ1 з'являється один імпульс $U_{ПВ1}$ (рис 6.15, б), що підсилюється в попередньому ПП, та імпульсному ІП підсилювачах. Цей імпульс поступає на вхід генератора прямокутних імпульсів ГП, що генерує імпульс $U_{ГП}$. Початок цього імпульсу збігається з початком імпульсу $U_{ПВ1}$, а тривалість його дорівнює половині періоду обертання вторинного дзеркала. Одержаний в ГП імпульс надходить до входу каскаду збігу КЗ. До другого каскаду збігу з ГОН надходить сигнал опорної напруги $U_{ГОН} = U_0 \cos \omega_0 t$. Каскад збігу виконує вибірку сигналу $U_{ГОН}$ протягом існування прямокутного імпульсу $U_{ГП}$ і формує сигнал $U_{КЗ}$. У подальшому цей сигнал поступає на вхід інтегруючого фільтра, де він інтегрується та згладжується. У зв'язку з тим, що розбіжність відсутня, площі плюсової «+» і мінусової «-» півхвиль, які рівні між собою і сума цих сигналів дорівнює нулю, тобто, сигнал на виході інтегруючого фільтра в нульовим.

Рис 6.15 ОКЦ з часоімпульсною модуляцією

З появою кута розбіжності, центр кола сканування зображення цілі пересувається відносно приймачів ПВ1 та ПВ2 (див. рис. 6.14), відповідно до цього пересувається у часі сигнал з виходу ПВ1 (рис 6.15, в) і прямокутний імпульс $U_{ГП}$. Сигнал $U_{ГОН}$ по фазі не змінюється, тому результат вибірки, яку виконує каскад збігу, буде іншим. Площі під кривою $U_{КЗ}$ зі знаками "+" та "-" не будуть однаковими, тому на виході інтегруючого фільтра з'явиться сигнал, амплітуда котрого є пропорційною до кута розбіжності в горизонтальній площині, а його знак відповідає знаку цього кута.

Дія вертикального каналу аналогічна.

З розглянутого принципу дії ОКЦ з часоімпульсною модуляцією видно, що цей координатор формує сигнали розбіжності U_z і U_y в декартовій системі координат.

6.8. Лазерні координатори цілі

Лазерні координатори цілі (ЛКЦ) зазнали широкого поширення для наведення керованих засобів ураження класу "повітря-поверхня" на наземні чи надводні цілі. Це поширення пояснюється безсумнівними перевагами ЛКЦ перед іншими; високою завадостійкістю, високою точністю наведення, можливістю наведення ракети за допомогою ЛКЦ незалежно від контрасту цілі на фоні земної поверхні.

Принцип дії ЛКЦ полягає у тому, що ціль підсвічується лазерним променем, а відбите від поверхні цілі лазерне випромінювання є джерелом інформації про її координати. За допомогою оптичної системи та електронних

пристроїв, що входять до складу ЛКЦ, визначаються координати лазерної "плями", котра знаходиться на цілі, тобто за координатами "плями" визначаються координати цілі. Із принципу дії ЛКЦ, можна зробити висновок, що вони можуть бути активного чи напівактивного типу. Найбільшого поширення зазнали напівактивні ЛКЦ, причому підсвічуючий лазер може знаходитися як на літаку – носії ракети з ЛКЦ», так і на іншому літальному апараті, чи навіть на землі.

Якщо ціль підсвічувати лазером з безперервним випромінюванням, то ЛКЦ можна реалізувати за будь-якою із схем ОКЦ, що розглядалися раніше. Але для досягнення достатньої потужності випромінювання лазер з безперервним випромінюванням має значні вагові та габаритні характеристики. Значно меншими розмірами та масою і, в той же час, високою потужністю характеризуються лазери імпульсного випромінювання, тому саме вони використовуються для наведення ракет з ЛКЦ. Найчастіше для опромінювання цілей використовуються твердотільні лазери імпульсного випромінювання, що мають тривалість імпульсів в декілька десятків наносекунд ($10 \dots 50 \cdot 10^{-9} \text{с}$), частоту випромінювання імпульсів в декілька десятків Гц ($f_i - 10 \dots 100 \text{ Гц}$) і потужність в імпульсі декілька МВт ($W_i - 5 \dots 10 \cdot 10^6 \text{ Вт}$). Така коротка тривалість імпульсів і відносно велика тривалість пауз між імпульсами не дає змогу формувати сигнали розбіжності шляхом реалізації одного з видів модуляції, що використовуються в інфрачервоних ОКЦ.

Найчастіше при імпульсному опромінюванні цілі використовується різничний метод - координати цілі визначаються шляхом визначення різниці сигналів двох чутливих елементів фотоприймального пристрою, опромінених зображенням лазерної плями, що відбита від цілі. Фотоприймальний пристрій складається з чотирьох чутливих елементів (рис. 6.16). Якщо такий фотоприймальний пристрій помістити

Рис 6.16 Фотоприймальний пристрій ЛКЦ

в фокальну площину оптичної системи, виконаної за схемою, що зображена на рис 6.3, таким чином, щоб його центр збігався з оптичною віссю об'єктива, то при нульовій розбіжності зображення лазерної плями буде однаково перекривати всі чутливі елементи фотоприймального пристрою (див. рис. 6.16, а). Сигнали з виходів кожної з чутливих площадок будуть однаковими, тобто $U_1 = U^2 = U_3 = U_4$. Якщо розбіжність не є нульовою, то зображення цілі пересувається центру фотоприймального пристрою (див. рис. 6.16, б).

У цьому випадку сигнали з кожної площадки будуть задовольняти таким

нерівностям; $U_3 > U_1$, $U_2 > U_4$. Якщо виконати віднімання сигналів, що формуються на виході 1 та 3 чутливих елементів, то одержимо сигнал розбіжності в вертикальній площині, причому модуль різниці $|\Delta U| = U_3 - U_1$ містить інформацію про величину кута розбіжності, а знак цієї різниці – інформацію про напрямок розбіжності. Аналогічно, виконуючи операцію $U_2 - U_4$, можна визначити величину та напрямок розбіжності в горизонтальній площині.

З метою підсилення імпульсних сигналів необхідно для кожного з чотирьох чутливих елементів мати свій канал підсилення і обробки електричних сигналів.

Для попереднього підсилення використовується імпульсний підсилювач. Імпульси лазера, відбиті ціллю, мають малу тривалість, порівняно з паузою, тому для більш точного вимірювання координат по різниці амплітуд двох сигналів доцільно використовувати пристрій розширення імпульсів. Для розширення імпульсів використовують ударний коливальний контур високої добротності. Якщо на вхід такого контуру подати короткий імпульс U_1 (рис 6.17), то в ньому виникають синусоїдальні коливання U_k , початкова амплітуда котрих залежить від амплітуди вхідного імпульсу, а характер зміни амплітуди коливань описується експоненціальним законом. Подавши сигнал U_k на амплітудний детектор, одержимо огинаючу сигналу ударного контуру U_d . Енергія цього сигналу є пропорційною до амплітуди імпульсу U_1 . У подальшому розширені імпульси U_d підсилюються в логарифмічному підсилювачі. особливістю логарифмічних підсилювачів є те що їх коефіцієнт підсилення змінюється за законом логарифма від рівня вхідного сигналу, що необхідно для забезпечення працездатності ЛКЦ в широкому діапазоні змінних дальностей від ЛКЦ до цілі.

Рис. 6.17. Розширення імпульсів

Для підвищення завадостійкості ЛКЦ доцільним є стробування його каналів підсилення, тобто відкривання цих каналів тільки на такий проміжок часу, коли очікується прихід відбитого від цілі імпульсного лазерного сигналу. В інший час згадані канали повинні бути закритими. Для цього в кожний канал підсилення сигналів з елементів фотоприймального пристрою ставиться ключ, відкриваючий канал за сигналами, що формуються пристроєм стробування.

Схема ЛКЦ зображена на рис. 6.18. Зображення лазерної плями, що знаходиться на цілі, фокусується на фотоприймальний пристрій ФПП, що складається з чотирьох чутливих елементів 1, 2, 3, 4. Сигнали з кожного із чутливих елементів підсилюються своїм каналом, що складається з імпульсного підсилювача ІП, ключа, розширювача імпульсів РІ і логарифмічного підсилювача ЛП. Пристрій стробування за допомогою ключів відкриває канали підсилення тільки на проміжок часу, коли очікується прихід відбитого від цілі

лазерного випромінювання, підсилені сигнали з чутливих елементів 1 і 3 подаються на вхід суматора Σ , причому один з цих сигналів подається на прямий вхід суматора, а інший - на інверсний. В результаті цього на виході суматора формується сигнал U_y , що містить інформацію про величину та знак кута розбіжності між оптичною віссю ЛКЦ та напрямком на ціль у вертикальній площині. Аналогічно на основі підсилення сигналів з чутливих елементів 2 і 4 формується сигнал U_z , що містить інформацію про кут розбіжності в горизонтальній площині.

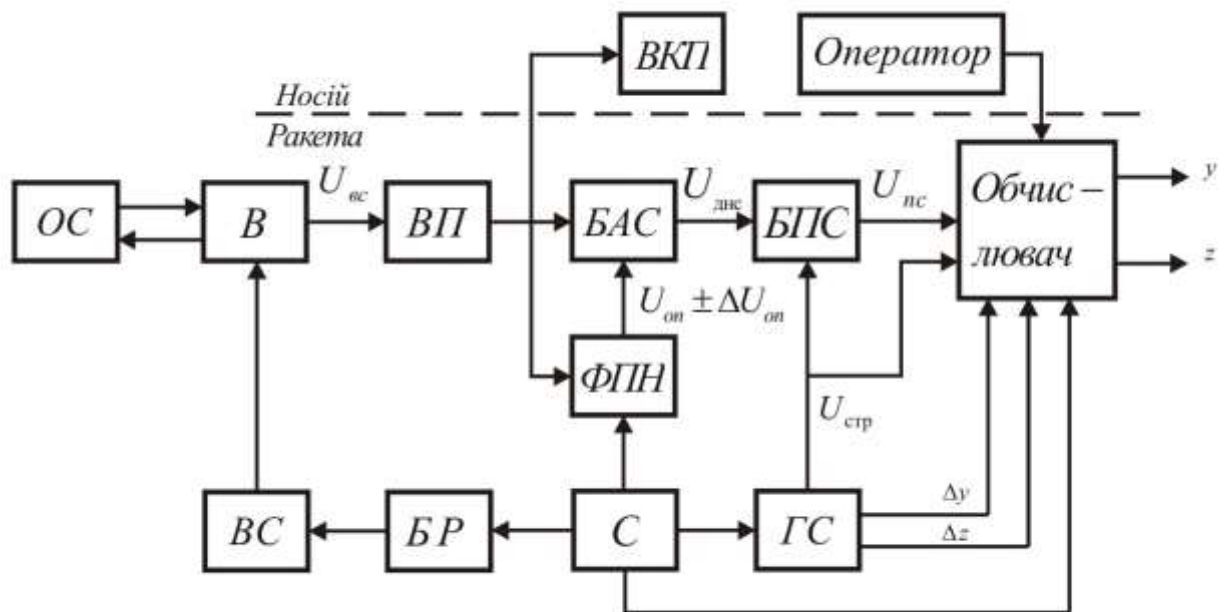


Рис. 6.18. Лазерний координатор цілі

6.7. Телевізійні оптичні координатори цілі

Для раптової атаки наземних цілей доцільно, щоб координатор цілі ракети був пасивним. Якщо на ракеті установити один з пасивних ОКЦ, що розглядалися раніше, то можливим буде визначення координат тільки таких цілей, яскравість котрих набагато вища за яскравість фону. Але більшість наземних цілей за яскравістю мало відрізняються від яскравості фону, тобто їх контрасти на фоні інших наземних об'єктів не є високими.

Разом з тим, у видимому діапазоні оптичного випромінювання в більшості випадків наземна ціль за розподілом освітленості може бути відділена від фону і інших об'єктів за допомогою телевізійної передавальної трубки. Така можливість ґрунтується на властивостях відеосигналу, амплітуда якого залежить від величини освітленості тієї чи іншої ділянки мішені телевізійної трубки. Якщо ціль за освітленістю відрізняється від фону, то і відеосигнал цілі також буде відмінним від відеосигналу фону.

Оптичний координатор цілі, в котрому перетворення оптичного зображення цілі в електричний сигнал виконується за допомогою телевізійної передавальної трубки, називається телевізійним оптичним координатором цілі.

Перші свідчення про використання телевізійних систем для наведення ракет з'явилися ще під час другої світової війни. У відомих технічних реалізаціях того періоду телевізійні системи використовувалися для командного радіокерування. Передавальна телевізійна камера розміщувалася нерухомо в корпусі керованої ракети і орієнтувалася вздовж її осі. Зображення цілі транслювалося на літак-носії. Там оператор спостерігав на екрані телевізійного приймача за положенням цілі, визначав відхилення осі ракети від напрямку на ціль і формував необхідні команди керування. Останні передавалися на керований засіб ураження по радіо або проводами.

Найбільшого поширення в сучасних керованих засобах ураження з телевізійними системами зазнали телевізійні системи самонаведення, основу котрих складає телевізійний ОКЦ. Найбільш складною задачею, що необхідно вирішувати в ході створення телевізійних ОКЦ, є задача добування з відеосигналу інформації про кутове положення цілі. Ця задача повинна вирішуватися автоматично на етапі самонаведення ракети. Використаний при цьому принцип обробки інформації визначав структуру телевізійного ОКЦ в цілому. Тому, за основу класифікації телевізійних координаторів доцільно прийняти спосіб обробки відеосигналу, що забезпечує отримання інформації про кутове положення цілі. Відповідно до цього принципу класифікації можна виділити такі телевізійні ОКЦ:

- з амплітудно-просторовою обробкою відеосигналу;
- з логічною обробкою відеосигналу;
- кореляційного типу.

До першої групи відносяться координатори, де виконується селекція сигналів цілі по амплітуді та по простору.

В координаторах з логічною обробкою для виділення інформації про положення цілі використовується логічний зв'язок між траєкторією руху електронного променя передавальної трубки і взаємним положенням цілі та оточуючих об'єктів. При цьому необхідно, щоб контраст цілі по відношенню до оточуючого фону дозволяв автоматично фіксувати момент переходу електронного променя трубки з зображення цілі на зображення фону і навпаки.

В кореляційних телевізійних ОКЦ використовується принцип порівняння заздалегідь отриманого зображення цілі і оточуючого фону з поточним зображенням, що формується в процесі наведення.

Найбільш простим і, завдяки цьому, найбільш поширеними є телевізійні ОКЦ з амплітудно-просторовою обробкою відеосигналу.

Сутність вимірювання кутових координат цілі в таких ОКЦ полягає в наступному, поле зору телевізійного ОКЦ, зумовлене розмірами та формою мішені передавальної телевізійної трубки, являє собою в перетині прямокутник (рис. 6.19), центр якого збігається з оптичною віссю координатора. За допомогою спеціальної електронної схеми формується "вікно", котре автоматично слідкує за ціллю. Сигналами розбіжності між центрами "вікна" та

цілі є ΔY та ΔZ . Координати центру вікна Y та Z відносно центра поля зору координатора є пропорційними до кутових координат цілі у вертикальній та горизонтальній площинах. Таким чином, для вимірювання кутових координат цілі в телевізійному ОКЦ необхідно реалізувати слідування "вікна" за ціллю і вимірювати координати Y та Z центра "вікна" відносно центра поля зору. Умовою такого функціонування ОКЦ є відмежування сигналу цілі від сигналів фону та інших об'єктів, що можуть знаходитися в центрі поля зору координатора.

Згадані операції виконуються шляхом обробки відеосигналу, що формується передавальною трубкою. На першому етапі виконується амплітудна селекція, після чого, за допомогою стробування виконують просторову селекцію, в результаті чого у "вікні" залишається тільки вибрана ціль. Розглянемо принцип амплітудної та просторової селекції на прикладі обробки відеосигналу, що відповідає одному рядку зображення на мішені передавальної трубки.

Нехай в полі зору телевізійного ОКЦ на деякому фоні знаходяться два об'єкти O_1 та O_2 (рис 6.20, а) та ціль.

Рис. 6.19. Поле зору телевізійного ОКЦ

При скануванні електронного променя по рядку а-а формується відеосигнал U_{BC} (рис. 6.20, б). У цьому сигналі два крайніх імпульси відповідають об'єктам O_1 , O_2 , а середній імпульс - цілі. Для виконання амплітудної селекції формуються нижній $U_{оп} - \Delta U_{оп}$ та верхній $U_{оп} + \Delta U_{оп}$ пороги нормування відеосигналу. Величина опорної напруги вибирається таким чином, щоб вона була близькою до середнього значення напруги в імпульсі, що відповідає цілі, а напруга $2\Delta U_{оп}$ повинна перебивати коливання відеосигналу в цьому імпульсі. Амплітудна селекція виконується за алгоритмом:

$$U_{днс} = \begin{cases} U_1 & \text{при } U_{оп} - \Delta U_{оп} \leq U_{вс} \leq U_{оп} + \Delta U_{оп} \\ 0 & \text{при } U_{оп} - \Delta U_{оп} > U_{вс} > U_{оп} + \Delta U_{оп} \end{cases} \quad (6.4)$$

де $U_{днс}$ - двоградаційний нормований сигнал; U_1 - рівень нормування.

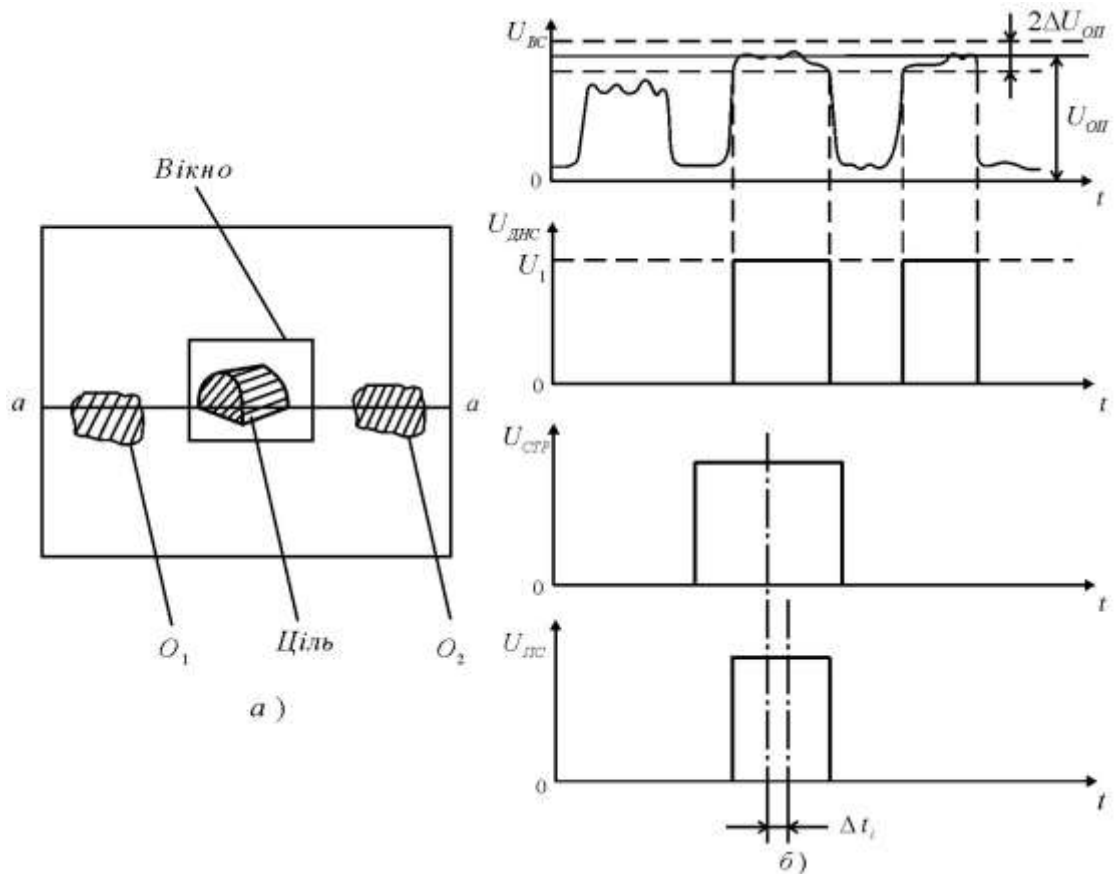


Рис. 6.20. Схема амплітудної та просторової селекції сигналу цілі

Таким чином, алгоритм (6.4) дозволяє залишити для подальшої обробки б полі зору телевізійного ОКД тільки такі об'єкти, яскравість котрих близька до яскравості цілі. Сигнал $U_{днс}$, що зображений на рис. 8.20 б, складається з двох імпульсів, які відповідають цілі та об'єктові O_2 . Об'єкт O_1 , яскравість котрого відрізняється від яскравості цілі, відсіюється. Наступний етап обробки відеосигналу полягає в тому, що з $U_{днс}$ необхідно виділити тільки нормований імпульс, що відповідає цілі, тобто виконати просторову селекцію. Для цього на нормований імпульс цілі накладається строб $U_{стр}$ і формується сигнал $U_{пс}$ за алгоритмом:

$$U_{пс} = U_{днс} \Pi U_{стр} \quad (6.5)$$

де Π - знак логічного множення.

Аналогічно обробляються відеосигнали всіх рядків зображення, в результаті чого із всіх об'єктів, що знаходяться в полі зору телевізійного ОКД, виділяється тільки ціль. Строби формують рядок "вікна", а сукупність стробів створюють "вікно" в цілому. Слідування центра вікна за центром цілі виконується в кожному i -тому рядку зображення, для чого використовується розбіжність Δt_i проміжок часу між серединою строба $U_{стр}$ та імпульсом цілі $U_{пс}$ i -того рядка.

Функціональна схема телевізійного ОКД зображена на рис.6.21.

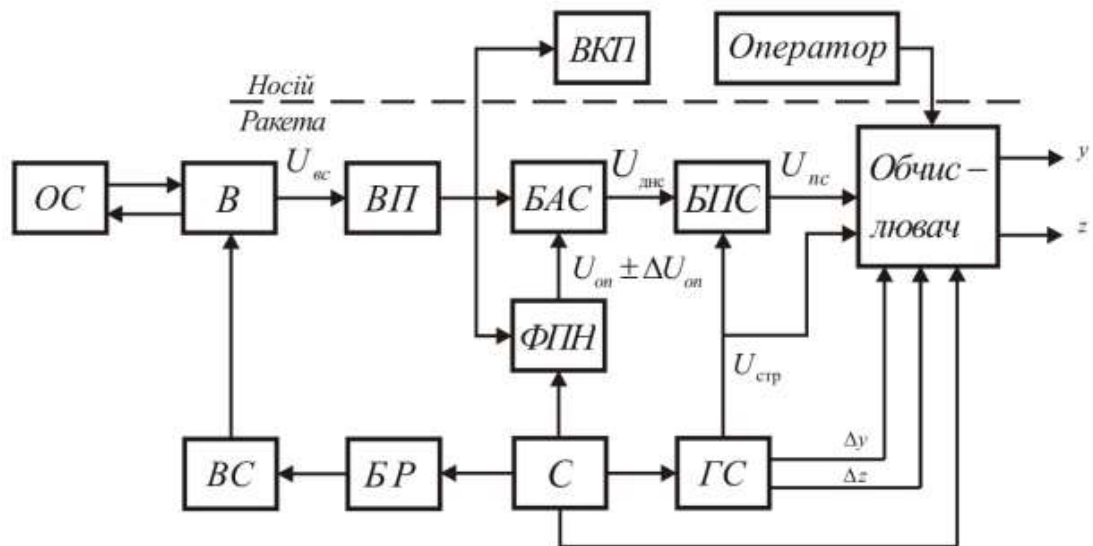


Рис.6.21. Телевізійний ОЦК

За допомогою оптичної системи (ОС) зображення місцевості, об'єктів і цілі будується на мішені передавальної телевізійної трубки-відикона (В). Відикон, завдяки скануванню електронного променя, перетворює зображення у відеосигнал $U_{вс}$, котрий у відеопідсилювачі (ВП) підсилюється. Підсилений відеосигнал поступає на входи блока амплітудної селекції (БАС) та формувача порогових напруг (ФПН). Формувач порогових напруг формує сигнали $U_{on} \pm \Delta U_{on}$ і подає їх в БАС, де за алгоритмом (6.4) формується доградаційний нормований сигнал $U_{днс}$, котрий далі поступає в блок просторової селекції (БПС). Сюди ж подається строб $U_{стр}$, сформований в генераторі строба (ГС). В БПС виконується просторова селекція сигналу цілі за алгоритмом (8.5) в результаті чого формується відеоелекттований сигнал цілі $U_{нс}$. Обчислювач на основі порівняння середин імпульсів $U_{нс}$ та $U_{стр}$ формує сигнали розбіжності ΔY , ΔZ , котрі використовуються для слідкування центра "вікна" за центром цілі шляхом пересування отроків $U_{стр}$ в ГС таким чином, щоб середини імпульсів $U_{нс}$ та $U_{стр}$ збігалися. Одночасно обчислювач, на основі порівняння положення центра "вікна" відносно центра поля зору телевізійного ОКД, обчислює координати Y та Z , що є пропорційними до кутових координат цілі відносно оптичної осі координатора.

Блок розгортки БР і та відхиляюча система (ВС) забезпечують рядкове та кадрове сканування електронного променя відикона. Синхронізатор (С) синхронізує роботу координатора для обробки рядків та кадрів зображення.

З розглянутого принципу дії витікає, що телевізійний ОКЦ може вимірювати координати того об'єкта, на який помістити "вікно". Тому перед пуском ракети необхідно вікно накласти на ціль. Для цього, в процесі сумісного польоту ракети з носієм, відеосигнал з координатора подається у відеоконтрольний пристрій (ВКЛ), що знаходиться в кабіні оператора, оператор

на екрані ВКЛ має змогу спостерігати за місцевістю, куди спрямовано поле зору координатора. При виявленні цілі він накладає на неї "вікно" шляхом подачі сигналів цілеспрямування на обчислювач. Після того, як "вікно" обрамить ціль, починається автоматичне супроводження "вікном" цілі і вимірювання координат цілі Y та Z. Після відділення ракети від носія, зв'язок між ними припиняється, і ракета продовжує політ до цілі в режимі пасивного самонаведення.

6.8. Основні характеристики оптичного випромінювання цілей

Для визначення кутових координат повітряних та наземних цілей за допомогою ОКД необхідно, щоб яскравість цілей відрізнялася від яскравості фону.

Повітряні цілі - реактивні та турбогвинтові літаки, вертольоти, крилаті ракети - є потужними джерелами оптичного випромінювання, що дозволяє використовувати для їх знищення АКР, до системи керування котрих входить пасивний ОКЦ.

Для атаки наземних цілей інфрачервоні пасивні координатори не використовуються з тієї причини, що в приземних шарах атмосфери інфрачервоне випромінювання сильно поглинається, а сама ціль рідко буває точковим випромінювачем з достатнім контрастом є інфрачервоному діапазоні електромагнітного випромінювання. Найчастіше для наведення на наземну ціль керованої ракети чи бомби використовують телевізійні або напівактивні лазерні ОКЦ.

У зв'язку з цим розглянемо характеристики оптичного випромінювання повітряних цілей (літаків, вертольотів, крилатих ракет) та наземної цілі, що підсвічена лазерним променем.

Сучасна повітряна ціль являє собою комплексне джерело оптичного випромінювання, характеристики його залежать від багатьох чинників: типу двигунної установки літака-цілі, режимів її функціонування, швидкості, цілі, її геометричних характеристик та ін. Основними складовими оптичного випромінювання повітряних цілей є:

випромінювання нагрітих до високої температури деталей і агрегатів двигунної установки;

випромінювання газового струменя, що витікає з сопла реактивного двигуна;

випромінювання планера літака-цілі внаслідок кінетичного нагріву при польоті зі швидкостями, що характеризуються числами $M > 1$

Випромінювання двигунної установки. Нагріті деталі двигунної установки літака-цілі випромінюють подібно до "сірих" випромінювачів, іржі випромінювач відрізняється від абсолютно чорного тіла коефіцієнтом випромінювання μ , що має вигляд:

$$\mu = \frac{R}{R_{AЧТ}}$$

де R - щільність потоку випромінювання сірого випромінювача; $RA_{\text{ЧТ}}$ - щільність потоку випромінювання абсолютно-чорного тіла. У загальному випадку величина μ залежить від довжини хвилі оптичного випромінювання λ . Але для інженерного аналізу при розгляді характеристик випромінювання двигунної установки літаків можна рахувати, що в інфрачервоному діапазоні випромінювання коефіцієнт μ залишається постійним і для сучасних конструкцій двигунних установок можна прийняти значеннями 0,75...0,85.

Найбільш загальною характеристикою випромінювання тіла, що має температуру T , є спектральна щільність потоку випромінювання R_λ , тобто залежність розподілу щільності потоку випромінювання від довжини хвилі λ . Крива спектральної щільності потоку випромінювання нагрітого тіла зображена на рис.6.22.

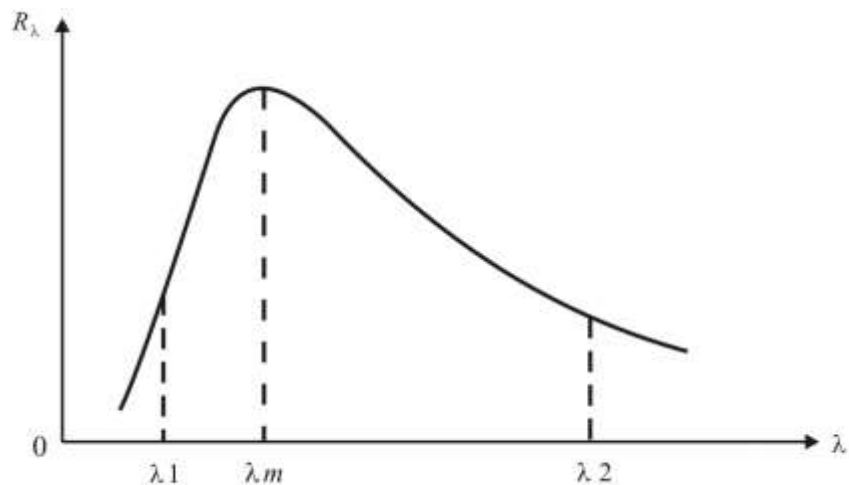


Рис. 6.22. Графік $R(\lambda)$

Площа, обмежена віссю λ та кривою R_λ в межах від λ_1 до λ_2 , є пропорційною до щільності потоку випромінювання нагрітого тіла, в діапазоні довжин хвиль $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$. Величина інтегральної щільності потоку випромінювання ($\lambda_1 = 0$, $\lambda_2 = \infty$) для абсолютно чорного тіла, що має температуру T , у відповідності до закону Стефана – Больцмана обчислюється за формулою :

$$R_T = \sigma T^4 \quad (6.6)$$

де $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$ - постійна Стефана – Больцмана. Щоб визначити потужність випромінювання нагрітої поверхні абсолютно чорного тіла (в інфрачервоній техніці ця величина називається потоком випромінювання), необхідно помножити величину R_T на площу цієї поверхні S :

$$\Phi_{A\text{ЧТ}} = R_T S \quad (6.7)$$

Для "сірого" випромінювача, котрим є нагріта поверхня деталей двигунної установки, формула (6.7), з врахуванням (6.6), приймає вигляд:

$$\Phi = \mu \sigma T^4 S \quad (6.8)$$

Крива спектральної щільності потоку випромінювання (див.рис.6.22) має один максимум. Положення максимуму цієї кривої визначається температурою випромінюючої поверхні у відповідності до закону Вікна:

$$\lambda_m = \frac{C_v}{T} \quad (6.9)$$

де C_v — 2898 мкм/К постійна закону Віна.

Формула (6.8) показує, що для визначення потужності випромінювання нагрітої поверхні двигунної установки, необхідно знати температуру випромінюючої поверхні та її площу.

Головним джерелом випромінювання реактивного двигуна слід рахувати внутрішню порожнину сопла двигуна та відкриті деталі двигуна (лопатки турбіни, конус сопла та ін.), що спостерігаються через перетин сопла. Для спрощення інженерних розрахунків приймають припущення, що випромінювачем оптичного випромінювання в зріз сопла з температурою, яка дорівнює температурі газів на виході з сопла, та площею вихідного перетину сопла. Температура газів знаходиться в межах 600...1100 К для безфорсажних режимів і в межах 1800...2300 К для форсажних режимів. Довжина хвилі оптичного випромінювання, що відповідає максимуму випромінювання для першого випадку λ_m — 2,5...5, для другого - λ_m — 1,3...1,5.

Випромінювання газового струменя. Випромінюючими компонентами газового струменя, що витікає з сопла реактивного двигуна, є тверді частинки, що утворюються при горінні палива (частинки вуглецю та інші) і газовидні компоненти CO_2 та пара H_2O . Згадані газовидні компоненти, на відміну від твердих тіл, випромінюють не у всьому спектрі, а тільки в окремих його ділянках (смугах випромінювання). Це пояснюється тим, що газовидні продукти характеризуються так званим лінійним спектром випромінювання. На рис. 6.23 зображена спектральна характеристика випромінювання газового струменя повітряно-реактивного двигуна. Як показує цей рисунок, смуги найбільш інтенсивного випромінювання газовидних випромінюючих компонентів із струменя мають максимуми на довжинах хвиль 2,7 мкм та 4,3 мкм. Перший максимум відповідає випромінюванню H_2O , другий - CO_2 .

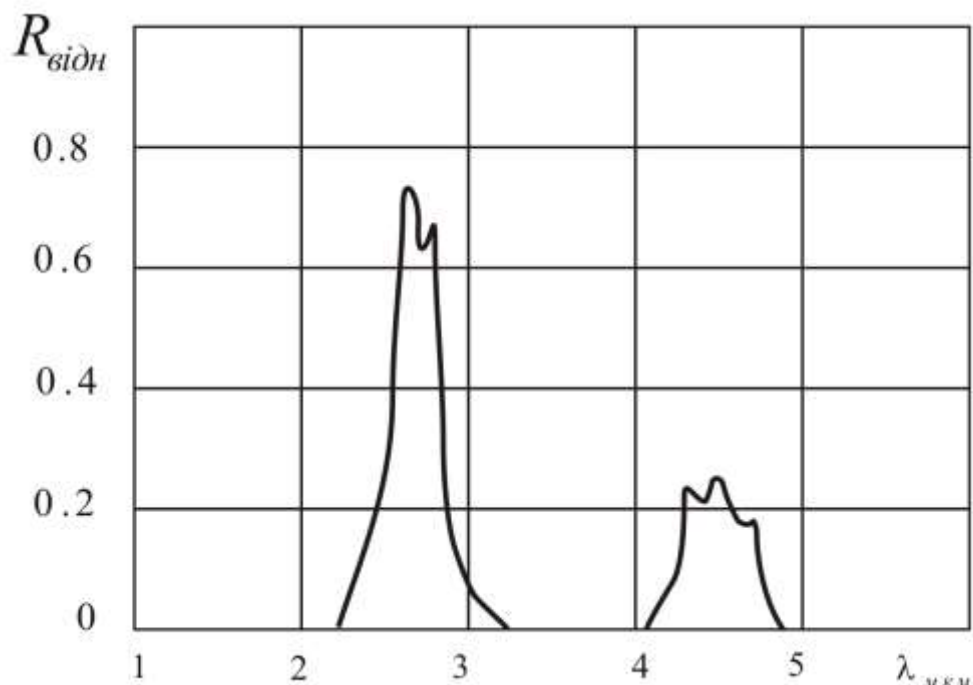


Рис. 6.23. Спектральна характеристика газового струменя

Розрахунки показують, що випромінювання ристика. газового струменя в задню напівсферу складає до 20 %. всього інфрачервоного випромінювання повітряно-реактивного двигуна. У напрямку передньої напівсфери випромінює тільки газовий струмінь, тому що деталі двигуна та його сопло з передньої напівсфери не спостерігаються. Ця обставина дає змогу використовувати випромінювання газового струменя для створення всеракурсних ОКЦ.

Випромінювання планера літака - цілі. При надзвукових швидкостях польоту літаків-цілей, внаслідок гальмування повітряного потоку окремими конструктивними елементами планера, кінетична енергія набігаючого потоку перетворюється в теплову. Завдяки цьому передня частина профілю крила, кіля, стабілізатора, носова частина цілі нагріваються до значної температури за рахунок її негайного нагріву. Температуру T_K поверхні цілі, що зазнає, кінетичного нагріву, можна визначити за формулою:

$$T_K = T_0 \left(1 + k_{\Pi} \frac{k_y - 1}{2} M_0^2 \right), \text{ К},$$

де T_0 - температура набігаючого потоку повітря.; M_0 - число маха набігаючого потоку; k_y - відношення питомих теплоємностей матеріалу планера літака-цілі та повітря; k_{Π} - коефіцієнт поновлення температури, що може приймати значення 0,85...0,9.

Розрахунки свідчать, що при польоті цілей зі швидкостями M -2...3 температура їх поверхонь може досягати 400...450 К. Довжина хвилі оптичного випромінювання, що відповідає максимуму спектральної щільності

випромінювання при цій температурі складає $\lambda_m = 7 \dots 9$ мкм. Це випромінювання може використовуватися для наведення ракети на ціль при використанні відповідних приймачів випромінювання, наприклад, приймачів на основі Hg Cd Te, що мають спектральну чутливість в діапазоні $\Delta\lambda - 8 \dots 12$ мкм.

Випромінювання наземної цілі у випадку її підсвічування лазерним променем визначається енергетичними характеристиками лазерної плями, що знаходиться на цілі. Основними характеристиками випромінювання лазерної плями є: Іл сила випромінювання лазерного променя, відбитого поверхнею цілі; λ_l - довжина хвилі випромінювання лазера; $\Delta\lambda$ - ширина смуги випромінювання лазера і β_{II} - коефіцієнт відбиття інфрачервоного випромінювання від поверхні цілі.

Для підсвічення цілей використовуються лазери, що генерують випромінювання на такій довжині хвилі, котра знаходиться в одному з "вікон прозорості" атмосфери. Найбільшого поширення зазнали твердотільні імпульсні лазери на склі з неодимом та ітрій-алюмінієвому гранаті, котрі випромінюють на довжині хвилі $\lambda - 1,06$ мкм, а також лазери на CO_2 , що випромінюють на хвилі $\lambda - 10, 8$ мкм.

Імпульси випромінювання твердотільних лазерів характеризуються тривалістю імпульсів $t_i - 10 \dots 50$ нс та потужністю імпульсів $W_i - 6 \dots 40$ МВт. Газові лазери на CO_2 генерують безперервне випромінювання з потужністю до $W - 1 \dots 2$ кВт, Ширина смуги випромінювання сучасних лазерів є вузькою і сягає $\Delta\lambda - 20 \dots 60$ мкм, Така вузька смуга довжин хвиль лазерного випромінювання дозволяє фільтрувати це випромінювання за допомогою вузькосмугових оптичних фільтрів, наприклад інтерференційних. Ці фільтри пропускають майже без втрат лазерне випромінювання і практично не пропускають випромінювання інших джерел, тому що в такій вузькій смузі потужність випромінювання нелазерних джерел є надзвичайно малою.

6.3 Максимальна дальність дії ОКД

Під максимальною дальністю дії ОКЦ будемо розуміти таку відстань між ракетою і ціллю, на якій ОКЦ виконує захоплення цілі з заданою ймовірністю.

Максимальна дальність дії ОКЦ - це одна з основних характеристик, що визначає тактико-технічні характеристики ракети в цілому.

Розглянемо методику визначення максимальної дії ОКЦ для ракети класу "повітря-повітря", що пускається по цілі, котра спостерігається на невипромінюючому фоні. Тоді чутливість ОКЦ буде визначатися тільки внутрішніми шумами. В дійсності, фон завжди є випромінюючим. Але вплив фону на чутливість можна врахувати шляхом приведення його до внутрішнього шуму. Такий підхід до розрахунку максимальної дальності дії ОКЦ є виправданим, тому що при деякому зниженні точності визначення дальності дії ОКЦ, але достатній для інженерних розрахунків, суттєво спрощується сама процедура розрахунків,

Як згадувалося вище, основним джерелом оптичного випромінювання цілі є випромінювання двигунної установки. Тому, в подальшому, для

розрахунків будемо враховувати тільки це випромінювання. Помилки, що з'являються при неврахуванні впливу газового струменя та кінетичного нагріву планера, в деякій мірі, компенсуються неврахуванням реального фону.

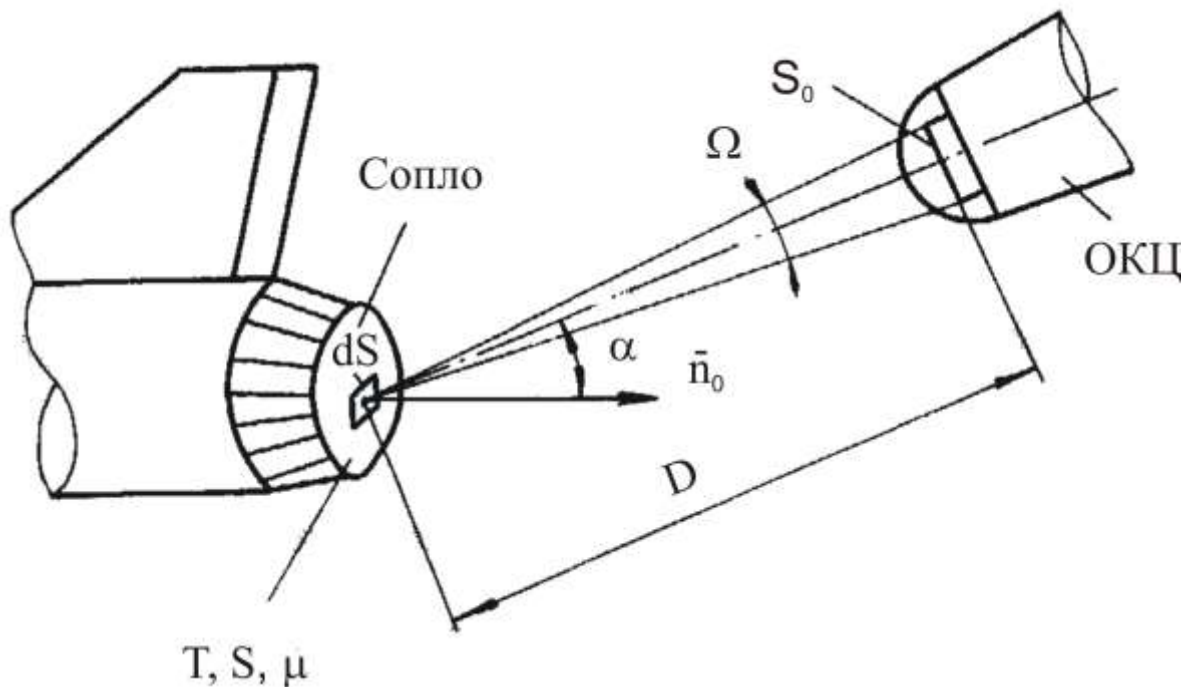


Рис. 6.24. Схема розрахунку дальності дії ОКЦ

Припустимо, що ціль являє собою "сірий" випромінювач, що мав температуру T , площу S і коефіцієнт випромінювання μ . Таким випромінювачем в зрізі сопла (рис 8.24). Виберемо на зрізі сопла елемент випромінюючої поверхні dS з нормаллю \vec{n}_0 . ОКЦ, що мав площу об'єктива S_0 , знаходиться на відстані D від цілі. Кут між лінією дальності і нормаллю до випромінюючої площадки позначений α . З врахуванням того, що дальність D набагато перевищує лінійні розміри поверхні S , кут α для будь-якої площадки dS , що знаходиться на зрізі сопла, буде залишатися постійним. Частина потоку, що випромінює площадка dS , в тілесному куті Ω попадає на об'єктив.

Елементарний потік випромінювання $d\Phi_{\Omega}$ з площадки dS в межах тілесного кута Ω визначається згідно з законом Ламберта:

$$d\Phi_{\Omega} = \frac{d\Phi}{\pi} \Omega \cos \alpha \quad (6.10)$$

де $d\Phi$ - повний потік випромінювання площиною dS

Потік, що випромінює площадка dS і доходить до приймача випромінювання через оптичну систему ОКД, виражається формулою

$$d\Phi_{ПВ} = d\Phi_{\Omega} \tau_0 \tau \alpha \quad (6.11)$$

де τ_0 - коефіцієнт пропускання випромінювання оптичними елементами

ОКЦ (для сучасних ОКЦ $\tau_0 - 0,6..-0,8$); τ_α - коефіцієнт пропускання атмосфери. Проінтегрувавши ліву та праву частини (6.11) по всій площі випромінюючої поверхні 5 і 3 Бракуванням виразу (6.10). одержимо вираз для потоку випромінювання, що попадає від цілі на приймач випромінювання:

$$\Phi_{ПВ} = \frac{\Phi_{ц}}{\pi} \Omega t_0 t_\alpha \cos \alpha \quad (6.12)$$

де $\Phi_{ц}$ - повний потік оптичного випромінювання цілі. Кут Ω , що входить до формули (6.12), використовуючи рис.6.24, можна виразити у вигляді:

$$\Omega = \frac{S}{D^2} \quad (6.13)$$

Тоді формула (5.12), з врахуванням (6.13), приймає вигляд:

$$\Phi_{ПВ} = \frac{\Phi_{ц} S_0}{\pi D^2} t_0 t_\alpha \cos \alpha \quad (6.14)$$

Підставляючи вираз для потоку випромінювання цілі, відповідно до (6.8), одержимо:

$$\Phi_{ПВ} = \frac{S_0 S \mu \tau_0 \cos \alpha}{\pi D^2} \tau_\alpha \sigma T^4 \quad (6.15)$$

Формула (6.15) описує потік випромінювання в усьому діапазоні хвиль λ від 0 до ∞ і не враховує смугу чутливості приймача випромінювання.

Найбільш складним є обчислення потоку, що сприймається приймачем випромінювання в смузі його чутливості з врахуванням послаблення випромінювання атмосферою. Врахування спектральної характеристики чутливості приймача випромінювання і спектральної характеристики пропускання атмосфери виконують за допомогою коефіцієнта K_α , що розраховується графоаналітичним способом. Коефіцієнт K_α для ОКЦ з приймачами випромінювання на основі PbS для типових умов бойового використання приймає значення $K_\alpha - 0,25...0,30$, а на основі InSb - $0,30...0,35$.

Для Бракування спектрального складу випромінювання цілі в діапазоні чутливості приймача випромінювання праву частину формули (6.15) необхідно домножити на вираз:

$$\left[Z\left(\frac{\lambda_2}{\lambda_m}\right) - Z\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_m}\right) \right] \quad (6.16)$$

де λ_1 , λ_2 - нижня та верхня межі смуги чутливості приймача випромінювання; λ_m - довжина хвилі, що відповідає максимуму випромінювання цілі $Z(\lambda_i/\lambda_m)$ - таблична функція (табл.6.1).

Таблиця 6.1

$\frac{\lambda}{\lambda_m}$	$Z\left(\frac{\lambda}{\lambda_m}\right)$	$\frac{\lambda}{\lambda_m}$	$Z\left(\frac{\lambda}{\lambda_m}\right)$
0,1	$5,5 \cdot 10^{-16}$	2,1	0,747
0,2	$4 \cdot 10^{-8}$	2,2	0,769
0,3	$5,5 \cdot 10^{-5}$	2,3	0,789
0,4	$1,5 \cdot 10^{-3}$	2,4	0,807
0,5	$1,04 \cdot 10^{-2}$	2,5	0,824
0,6	$3,3 \cdot 10^{-2}$	2,6	0,838
0,7	$7,2 \cdot 10^{-2}$	2,7	0,851
0,8	0,124	2,8	0,863
0,9	0,185	2,9	0,873
1,0	0,251	3,0	0,883
1,1	0,316	3,1	0,892
1,2	0,379	3,2	0,899
1,3	0,438	3,3	0,907
1,4	0,492	3,4	0,914
1,5	0,541	3,5	0,92
1,6	0,586	3,6	0,925
1,7	0,626	3,7	0,93
1,8	0,661	3,8	0,935
1,9	0,693	3,9	0,939
2,0	0,722	4,0	0,943

Таким чином, з врахуванням (6.16), потік випромінювання цілі, що сприймається приймачем випромінювання СКЦ, запишеться у вигляді і формулі:

$$\Phi_{ПВ} = \frac{S_0 S \tau_0 \mu \cos \alpha}{\pi D^2} K_a \sigma T^4 \left[Z\left(\frac{\lambda_2}{\lambda_m}\right) - Z\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_m}\right) \right] \quad (6.17)$$

Вираз (6.17) можна використати для одержання формули максимальної дальності дії ОКД. Позначимо мінімальний потік, на котрий реагує ОКД, через $\Phi_{пор}$ і будемо зважати, що ОКД виконує захоплення цілі з необхідною ймовірністю, якщо:

$$\Phi_{ПВ} = m\Phi_{пор} \quad (6.18)$$

де m - коефіцієнт надійності захоплення цілі координатором, що можна прийняти значенням 3...5.

Величину $\Phi_{пор}$ виражають у вигляді:

$$\Phi_{пор} = F_{пор}^* \sqrt{q_{ПВ} \Delta f} \quad (6.19)$$

де $F_{пор}^*$ - середнє значення спектральної чутливості приймача випромінювання в його смузі чутливості; $q_{ПВ}$ - площа чутливої площадки приймача випромінювання; Δf - смуга пропускання підсилювача фотоструму.

Площа чутливої площадки приймача випромінювання б сучасних ОКД має значення - $q_{ПВ} \ 2...15 \cdot 10^6 \text{ м}^2$. Смугу пропускання підсилювача фотоструму доцільно вибирати з умови:

$$\Delta f = 0,25 f_H \quad (6.20)$$

де f_H - частота несучої модуляції оптичного випромінювання.

Виразивши з (6.17) V , з врахуванням (6.18) та (6.13), одержимо формулу для розрахунку максимальної дальності дії ОКД D_{max} у такому вигляді:

$$D_{max} = \left\{ \frac{S_0 S \tau_0 \mu \cos \alpha}{\pi m F_{пор}^* \sqrt{q_{ПВ} \Delta f}} K_\alpha \sigma T^4 \left[Z\left(\frac{\lambda_2}{\lambda_m}\right) - Z\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_m}\right) \right] \right\}^{1/2} \quad (6.21)$$

Аналіз формули (6.21), яка використовується для визначення дальності дії ОКД, показує, що на максимальну дальність дії впливають три групи чинників:

чинники, що визначаються параметрами цілі - $5,7''$, μ ; чинники, ще визначаються конструктивними особливостями ОКД - S_0 , τ_0 , λ_1 , λ_2 , $F_{пор}^*$, Δf , $q_{ПВ}$;

чинники, що визначаються середовищем поширення оптичного випромінювання та умовами бойового використання - K_α

Порядок розрахунку максимальної дальності дії ОКД:

1. Вибрати типову ціль і визначити: площу сопла двигуна (двигунів) - S ; температуру газів на зрізі сопла двигуна (двигунів.) - T ; коефіцієнт випромінювання - μ

2. K_α основі конструктивних розрахунків визначити:

площу робочої поверхні первинного дзеркала оптичної системи ОКД S_0 ; коефіцієнт пропускання оптичної системи - τ_0

3. Вибрати тип приймача, випромінювання і за його характеристиками визначити:

межі робочої смути пропускання - λ_1, λ_2 ;

порогову чутливість- $F^*_{\text{пор}}$ (або здібність до виявлення D^*);

коефіцієнт m ;

площу чутливості поверхні приймача випромінювання – $q_{\text{пв}}$;

частоту несучої модуляції і за формулою (6.20) - Δf

4. Знайти табличні функції, $Z\left(\frac{\lambda_i}{\lambda_m}\right)$ і - 1,2, для чого:

за формулою (6.9) визначити λ_m ;

визначити відношення λ_1/λ_m , λ_2/λ_m ;

по табл.6.1 знайти $Z(\lambda_1/\lambda_m)$, $Z(\lambda_2/\lambda_m)$,

5. Підставивши всі знайдені величини до виразу (6.21) і, задаючись необхідними значеннями α , визначити максимальну дальність дії ОКД для цих умов.

6.10. Завади та шляхи підвищення завадостійкості ОКЦ

На ОКЦ, так само як і на будь-яку іншу інформаційну систему, в процесі його функціонування завжди діють природні завади і можуть діяти штучно створювані оптичні завади.

Природні завади і захист від них. До природних завад відносяться:

випромінювання неоднорідного фону, до котрих можна віднести освічені сонцем краї хмар, неоднорідності температурного поля земної поверхні, сонячні відбитки від поверхні води та ін.;

випромінювання небесних світил: Сонця, Місяця, зірок.

Для зменшення впливу неоднорідності випромінювання фону використовують теорію просторової фільтрації оптичних сигналів. Згідно з цією теорією, цілі б "точковими" джерелами оптичного випромінювання, а неоднорідні фони - протяжними джерелами випромінювання. Зниження впливу неоднорідностей фону на ОКД досягається шляхом використання модулюючих пристроїв, що модулюють оптичний сигнал цілі. Неоднорідні фони в протяжними джерелами випромінювання, їх зображення в фокальній площині оптичної системи одночасно буде охоплювати декілька прозорих елементів модулюючого диска, тому модуляція випромінювання від протяжних джерел практично відсутня.

В ОКД з часо-імпульсною модуляцією оптичного випромінювання для захисту від неоднорідних фоків використовують фільтрацію по довжині імпульсів, враховуючи при цьому, що електричний імпульс сигналу на виході приймача випромінювання від точкової цілі значно коротший, ніж імпульс від протяжного фону.

Крім модуляції, в кожному ОКД, а метою пониження дії на нього

випромінювання фону, використовують бленди (поглинають бокові промені випромінювання), оптичні фільтри (не пропускають на приймач випромінювання видиме та короткохвильове інфрачервоне випромінювання), а поле зору ОКД зменшують до кутів, що мають значення від десятків кутових хвилин до одиниць градусів.

опромінювання кеіеских світил є достатньо потужним як у видимому діапазоні оптичного випромінювання, так і з інфрачервоному. Суттєво зменшити вплив цього випромінювання на ОКД за допомогою оптичних фільтрів неможливо. При прямому попаданні випромінювання світил на вхід ОКЦ (особливо Сонця) приймач випромінювання на деякий час стає нечутливим і ОКД стає неспроможній вимірювати координати цілі. Тому пускати АКР з інформаційною системою на основі ОКЦ при кутах пеленгу Сонця або Місяця менших, ніж 10-18 градусів, неможливо.

Штучні завади і захист від них. Як свідчить зарубіжний та вітчизняний досвід військового літакобудування, ні один сучасний бойовий літак не приймається на озброєння без установки на його борту засобів радіоелектронної боротьби. Значне місце серед них займають засоби для створення завад в оптичному, в тому числі і інфрачервоному діапазоні електромагнітного випромінювання. Всю сукупність штучно створених оптичних завад, що в на озброєнні військових літаків, можна поділити на три групи:

- модульовані завади;
- відокремлювані завади;
- силові завади.

Модульовані завади являють собою імпульсні оптичні сигнали, промодульовані по частоті, амплітуді, довжині імпульсу та ін. Джерело модульованих завад найчастіше знаходиться на самій цілі. Для ОКД з амплітудно-фазовою модуляцією особливо небезпечними в завади, потужність котрих промодульована частотою несучої f_n або згинаючої $f_{ог}$, що дорівнюють згаданим частотам ОКД. У цьому випадку у вихідному сигналі ОКД з'являється помилкова складова, що спотворює корисний сигнал і призводить до зриву наведення ракети на ціль. До модульованих завад відносяться також мерехтячі та шумові завади. Мерехтячі завади являють собою випромінювання від рознесених у просторі джерел, що поперемінно випромінюють оптичний сигнал з частотою, близькою до частоти власних коливань ракети. Шумові завади створюються джерелами, оптичне випромінювання котрих промодульовано широким спектром частот, що охоплюють як несучі, так і огинаючі частоти сигналів ОКД.

Відокремлювані завади це такі завади, джерело котрих відокремлюється від цілі, а випромінювання їх за своїми параметрами в близьким до параметрів випромінювання цілі. Іноді джерела цих завад називають хибними тепловими цілями (ХТЦ)

- Існуючі відокремлювані завади поділяють на такі, що:
- Відстрілюються;
- вільно падають;

буксируються ;
опускаються на парашуті.

Силкові завади - це завади, механізм дії котрих на ОКД полягає у механічному виведенні з ладу конструктивних або електронних елементів ОКЦ. Розрізняють вогневі та лазерні силкові завади. Вогневі силкові завади являють собою сукупність малорозмірних твердо-тілих уражаючих елементів у вигляді хмари, що створюється шляхом вистрілювання у напрямку ОКЦ спеціальних снарядів, котрі вибухають і створюють таку хмару. Попадаючи у таку хмару, ОКД виходить з ладу за рахунок механічного руйнування обтікача і елементів оптичної системи.

Лазерні силкові завади призводять до руйнування оптичних чи електронних елементів ОКД за рахунок енергії, що поширюється в лазерному промені великої потужності. Завдяки фокусуючій здібності оптичної системи, потужність лазерного випромінювання, сфокусованого в фокальну площину, стає достатнім для термічного руйнування оптичного фільтра, модулюючого диска і приймача випромінювання, без котрих ОКД функціонувати не може.

Схема класифікації штучних завад зображена на рис.6.25.

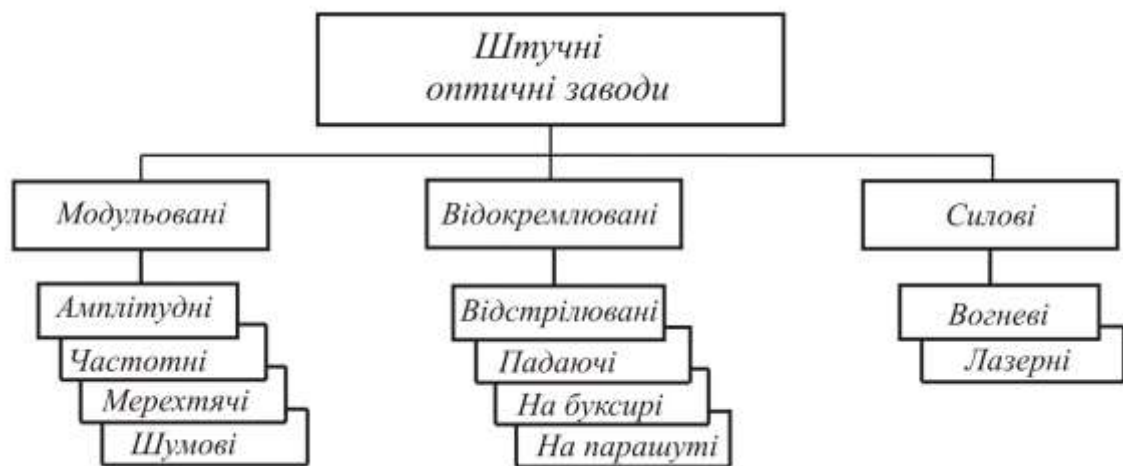


Рис. 6.25. Класифікація штучних оптичних завад

Найбільшого поширення одержали відстрілювані ХТД. Схема будови такої ХТД зображена на. рис.6.£6. ХТД складається з гільзи 1, з котрій розміщується піротехнічний склад 2, викидаючий заряд 3 і запалювач 4, Для приведення до дії ХІД на запалювач подається імпульс електричного струму, завдяки чому запалювач підпалює викидаючий заряд. Горіння викидаючого заряду призводить до створення тиску порохових газів і запалювання піротехнічного складу. Під дією тиску порохових газів піротехнічний заряд вистрілюється з гільзи на відстань з декілька десятків метрів. При горінні піротехнічного заряду створюється потужне оптичне випромінювання, що і є завадою для ОКЦ. Потужність випромінювання ХТЦ в кілька разів перевищує потужність випромінювання двигунної установки літака-цілі. З умов розміщення обмеженої кількості ХТЦ на літакові., площа поверхні горіння

кожної з цих завад обмежена., і в набагато меншою від площі сопла двигуна цілі. Щоб досягнути перевищення потужності випромінювання ХТД над випромінюванням самої цілі, температура горіння піроскладу повинна набагато перевищувати температуру газів двигунної установки на цілі. Цей висновок простежується при аналізі формули (6.8).

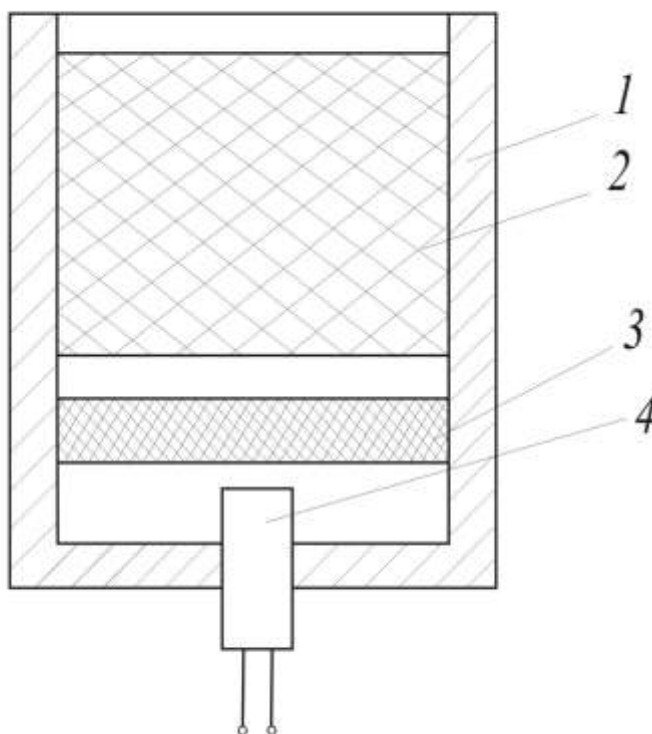


Рис.6.26. Схема будови хибної теплової цілі

Температура поверхні горіння сучасних ХТЦ сягає 2300...2800 К. Де означає, що довжина хвилі, на якій спостерігається максимум випромінювання ХТЦ - λ_m , знаходиться в межах 1,1...1,5 мкм.

Для захисту ОКД від дії на них ХТД використовують амплітудну, спектральну та траєкторну селекції.

Амплітудна селекція полягає в тому, що при знаходженні цілі в полі зору ОКД, сигнал на виході приймача випромінювання змінюється плавно, а при появі в полі зору ХТЦ - з'являється стрибок амплітуди цього сигналу. Крім того, швидкості зближення ракети з ціллю і ракети з ХТЦ в різних, тому і характер зміни амплітуди сигналу від цілі і від ХТЦ на виході приймача випромінювання є різним.

Спектральна селекція заснована на тому, що спектральні щільності потоку випромінювання цілі та ХТД суттєво відрізняються (для цілі λ_m - 2,5...5 мкм; для ХТЦ λ_m - 1,1...1,5 мкм). Криві відносних значень R_λ спектральних щільностей потоку випромінювання цілі і ХТЦ зображені на рис,

6.27. Для спектрального аналізу випромінювання цілі і ХТЦ вибирають два спектральних діапазони: короткохвильовий і довгохвильовий. На рис.6.27 ці діапазони позначені I і II. Характерною особливістю таких діапазонів є те, що при порівнянні потоків випромінювання Φ в цих діапазонах для випромінювання цілі справедливим є співвідношення $\Phi_I < \Phi_{II}$, а для ХТЦ - $\Phi_I > \Phi_{II}$. Таким чином, роздільно аналізуючи кожне джерело випромінювання (роздільний аналіз випромінювання цілі і ХТЦ виконувати можливо, тому що ці об'єкти рознесені в просторі) можна класифікувати джерела випромінювання, тобто визначати, до якого класу об'єктів відноситься кожне з джерел; до класу цілей чи до класу завад. Для такої класифікації логічний пристрій повинен функціонувати за алгоритмом:

якщо $\Phi_{II} - \Phi_I > 0$, то джерело - "Ціль"; якщо $\Phi_{II} - \Phi_I < 0$, то джерело - "ХТД".

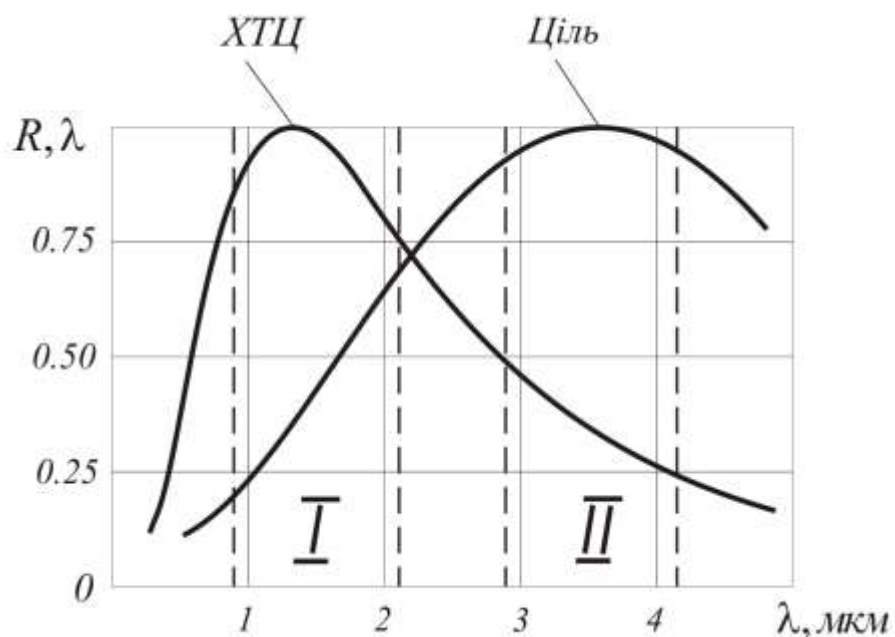


Рис.6.27. Спектральні щільності потоку випромінювання цілі та ХТЦ

Траєкторна селекція є можливою тому, що ХТД відділяється від цілі, а ціль продовжує політ з постійними або злегка змінними кінематичними параметрами траєкторії. Тому, наприклад, кутова швидкість лінії візування цілі змінюється плавно, а лінії візування ХТЦ - стрибком. Для реалізації траєкторної селекції ОКЦ повинен мати у своєму складі логічний пристрій, що визначає момент початку дії ХТЦ, і запам'ятовуючий пристрій, що запам'ятовує кутові координати цілі на момент початку дії ХТЦ.

Момент початку дії ХТЦ на ОКД може бути визначеним за амплітудною ознакою або за ознакою роздвоєння джерел випромінювання (крім цілі з полізору ОКЦ з'являється ще ХТЦ).

Можливість використання амплітудної ознаки пояснюється тим, що на

момент появи з полі зору координатора ХТЦ, повний потік випромінювання, створюваний ціллю і ХТЦ, стрибком зростає з 2 і більше разів (тому що потужність ХТЦ повинна бути не меншою, ніж потужність цілі). Отже, початок дії ХТЦ на ОКЦ характеризується стрибковидною зміною амплітуди електричного сигналу на виході приймача випромінювання.

Ознака роздвоєння джерел випромінювання зумовлена тим, що на момент появи ХТЦ в полі зору координатора, спостерігаються не менше 2-х джерел випромінювання, одне з котрих - ціль. При появі в полі зору ХТЦ, логічний пристрій за допомогою комутатора перемикає вхід автопілота (АП) з ОКЦ на запам'ятовуючий пристрій, і протягом дії ХТЦ ракета керується за занесеним в пам'ять сигналом. Після виходу ХТЦ з поля зору ОКЦ, він знову підминається до АП. Блок-схема ОКЦ з траєкторною селекцією зображена на рис.6.28.

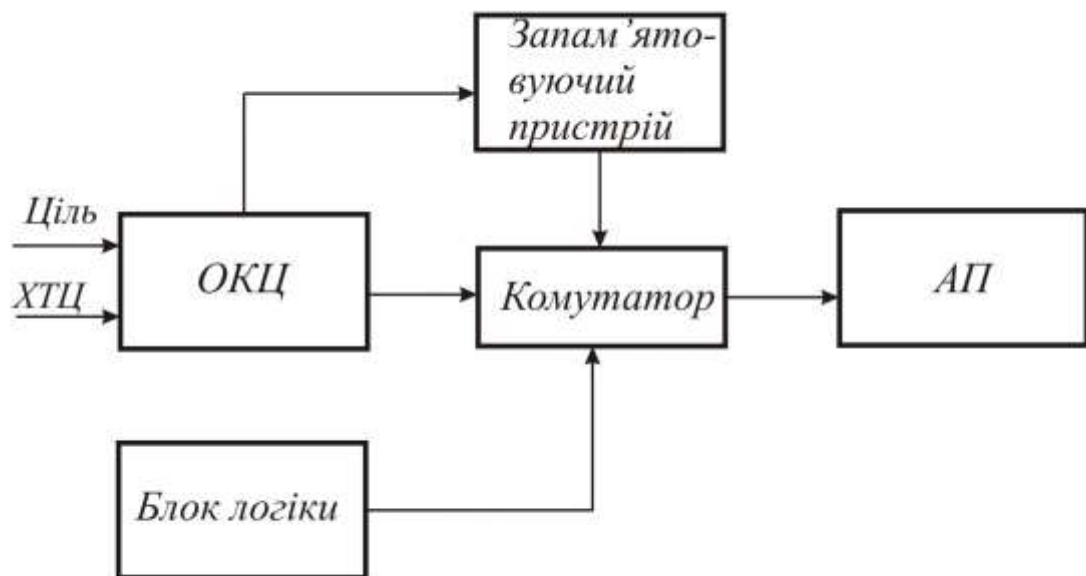


Рис. 6.28. ОКЦ з траєкторною селекцією

Крім розглянутих видів селекції для захисту від ХТЦ в ОКЦ можуть використовуватися і інші, досить складні, способи обробки сигналів, серед котрих перспективними є використання комбінації різних видів модуляції та використання методів розпізнавання на основі голографічних, геометричних, траєкторних і інших ознак.

ГЛАВА 7. Радіотехнічні координатори цілі

7.1. Принципи побудови радіотехнічних координаторів цілі

Основним фізичним явищем, що використовується в радіотехнічних координаторах цілі (РКЦ), є явище вторинного випромінювання радіохвиль об'єктами, фізичні властивості котрих відрізняються від властивостей середовища поширення радіовипромінювання. Природа цього явища полягає у наступному. Електромагнітні хвилі первинного випромінювання, зустрічаючи на шляху свого поширення ціль, індукує в ній електричний струм, котрий, в свою чергу, спричиняє вторинне випромінювання електромагнітних хвиль. У результаті вторинного випромінювання енергія електромагнітних хвиль, що подають на ціль, розсіюється з просторі в усіх напрямках, в тому числі і б напрямку РКЦ, де ця енергія використовується для виявлення цілі і визначення і її координат. Таким чином, інформаційним каналом, що пов'язує ціль і РКЦ, є відбите від цілі або власне радіовипромінювання. В теперішній час з РКЦ найчастіше використовується радіовипромінювання сантиметрового та міліметрового діапазонів (від 0,3 до 4 см). Радіовипромінювання цього діапазону називають також н а д з и с о к о ч а с т о т к и м (НВЧ) випромінюванням. Використання НВЧ випромінювання зумовлено створенням потужних генераторів радіовипромінювання саме в цьому діапазоні, а також необхідністю звуження діаграми направленості антен РКЦ при допустимих їх розмірах, що найчастіше обмежуються зовнішнім діаметром ракети.

У сучасних АКР можуть використовуватися РКЦ трьох типові активні, напіваактивні, пасивні. Найбільше поширення одержали напіваактивні РКЦ. Ці РКЦ можуть використовувати сигнали трьох видів: некогерентний імпульсний, де тривалість імпульсів є набагато меншою тривалості пауз; когерентний імпульсний, коли за час дії імпульсу випромінювання встигає поширюватися від передавача до цілі і від цілі до приймача, причому тривалість імпульсу в цьому випадку є близькою до тривалості пауз. Іноді когерентний імпульсний сигнал називають квазинеперервним; неперервний.

Особливістю функціонування РКЦ є те, що він дозволяє, крім вимірювання кутових координат цілі, вимірювати дальність до неї і швидкість зближення з ціллю, що дає змогу Бикокуватрі селекцію цілей по дальності або швидкості зближення. При цьому селекція цілей по дальності є можливою при використанні імпульсного випромінювання, по швидкості зближення - при використанні неперервного випромінювання, а по дальності і швидкості зближення - при використанні квазинеперервного випромінювання.

Важливою властивістю РКЦ, котрі використовують неперервний сигнал, є те, що вони не можуть захоплювати сигнал цілі при знаходженні АКР з таким РКЦ на пусковій установці, тобто при сумісному польоті ракети з літаком-носієм. Це пояснюється тим, що чутливість сучасних РКЦ знаходиться в межах 10-12, 10-14 Вт, а потужність сигналу, що проникає в РКЦ з бортової радіолокаційної станції (БРЛС) боковими пелюстками, при знаходженні АКР на пусковій установці, перевищує рівень чутливості на 6-8 порядків і виділити слабкий сигнал цілі на фоні проникаючого сигналу неможливо. Тому РКЦ, що

використовує неперервний або квазинеперервний сигнал, повинен мати у своєму складі пристрій виявлення і захоплення сигналу цілі на траєкторії польоту ракети. А щоб таке захоплення було можливим, РКЦ повинен прогнозувати кутові координати цілі від моменту пуску ракети до моменту захоплення цілі.

Відповідно до згаданих особливостей, сучасний РКЦ повинен забезпечувати виконання таких функцій:

- формування (прогнозування) сигналів, пропорційних до кутових координат цілі, від старту ракети до початку її самонаведення;

- виявлення та траєкторне захоплення цілі;

- вимірювання кутових координат цілі, а також дальності і (або) швидкості зближення з ціллю;

- автоматична селекція сигналів цілі на фоні завад;

- виявлення та аналіз структури сигналу-завади з метою вмикання системи захисту від завад, або переведення ракети в режим пасивного наведення на джерело завад;

- формування сигналів для функціонування неконтактного підривача - дальності до цілі, швидкості зближення та ін.

Узагальнена функціональна схема РКД, що виконує перелічені функції, зображена на рис.7.1.

Головна антена A_z сприймає відбиту від цілі енергію і формує сигнал, пропорційний до кутів між рівносигнальним напрямком та напрямком РКЦ-ціль.

У головному приймачі НВЧ-сигнал підсилюється, перетворюється в низькочастотний сигнал і фільтрується. На виході головного приймача формується сигнал, що в пропорційним до кутових координат цілі φ_{α}

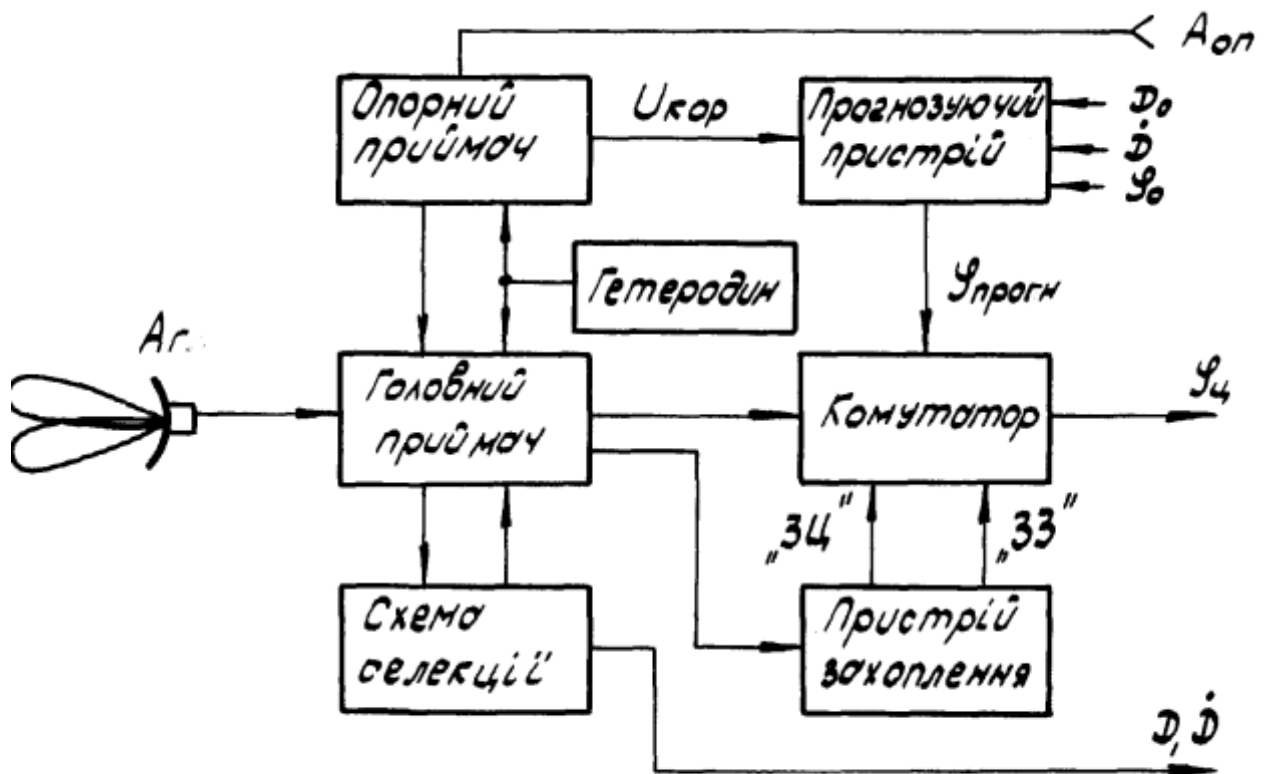


Рис.7.1. Узагальнена функціональна схема РКЦ

Рис. 7.1. Узагальнена функціональна схема РКЦ

Опорний приймач за допомогою опорної антени A_{op} сприймає та підсилює сигнал, котрий випромінюється БРЛС у напрямку цілі. Цей сигнал є необхідним для стримування головного приймача при імпульсному випромінюванні, або нормування частоти Доплера при неперервному випромінюванні.

В сучасних РКЦ використовуються приймачі супергетеродинного типу, причому для ідентичних частотних перетворювань НВЧ в проміжку частоту в опорному і головному приймачах використовують один і той самий гетеродин.

Схема селекції виконує автоматичне слідування за дальністю або швидкістю зближення ракети з ціллю, чим забезпечується прийняття тільки сигналів, відбитих ціллю. В радіотехнічній літературі схеми селекції часто називають авто селекторами. Одночасно схема селекції дає змогу вимірювати дальність до цілі D або швидкість зближення з ціллю - \dot{D} .

Прогнозуючий пристрій забезпечує прогнозування кутових координат цілі $\varphi_{прогн}$ від моменту старту ракети до моменту захоплення цілі. Для цього під час старту ракети на прогнозуючий пристрій з прицільної станції літака-носія подаються початкові дані про дальність та її похідну - D_0 , \dot{D}_0 , кутові координати цілі φ_0 та ін. при польоті ракети великої дальності тривалість польоту від старту ракети до моменту захоплення цілі може сягати десятків

секунд. Для усунення можливих помилок у прогнозуванні координат цілі, з літака-носія через опорний приймач на прогнозуючий пристрій можуть передаватися сигнали корекції $U_{кор}$, що уточнюють початкові дані D_0 , \dot{D}_0 , φ .

Пристрій захоплення цілі починає свою роботу на такій відстані ракети від літака-носія, де потужність сигналу ВРЛС, що проходить на вхід головної антени, зменшується до рівня внутрішнього шуму РКЦ, а головний приймач стає спроможним приймати сигнали, відбиті ціллю. Якщо ці сигнали мають достатню потужність і відповідають вибраній цілі, то пристрій захоплення формує сигнал "ЗЦ" - захоплення цілі. При появі цього сигналу комутатор перемикає вихід РКЦ сигнал з головного приймача, завдяки чому починається вимірювання кутових координат цілі $\varphi_{ц}$.

У випадку появи в полі зору головного приймача потужного передавача завад, наприклад літака-постановника завад, пристрій захоплення формує сигнал "ЗЗ" – захоплення завади, після чого РКЦ вимірює координати постановника завад і ракета наводиться на нього.

Порядок функціонування РКД такий. Безпосередньо перед пуском ракети на прогнозуючий пристрій подаються початкові дані D_0 , \dot{D}_0 , φ_0 , на основі котрих прогнозуються кутові координати цілі $\varphi_{прогн}$. Спрогнозовані координати цілі $\varphi_{прогн}$ через комутатор подаються на вихід РКЦ і використовуються для керування ракетою до моменту захоплення сигналів цілі. В цей час опорний приймач може приймати і подавати на прогнозуючий пристрій сигнали корекції $U_{кор}$. При відході ракети від літака-носія на достатню відстань, вмикаються головний приймач та пристрій захоплення. При надійному захопленні цілі формується сигнал "ЗЦ", під дією котрого комутатор відмикає прогнозуючий пристрій і підмикає до виходу РКД головний приймач. З цього моменту починається вимірювання координат цілі, а селекція сигналів цілі виконується за допомогою схеми селекції.

7.2. Класифікація РКЦ

Класифікацію радіотехнічних координаторів цілі доцільно проводити за трьома ознаками (рис. 7.2.):

- за місцем розміщення первинного джерела випромінювання;
- за видом радіовипромінювання;
- за методом пеленгації.

За першою ознакою РКЦ розділяють на:

- РКЦ активного типу;
- РКЦ напівактивного типу;
- РКЦ пасивного типу;
- РКЦ комбінованого типу.

Найчастіша РКЦ комбінованого типу використовують комбінацію напівактивного та пасивного типів. У такому РКЦ основним є напівактивний метод роботи при наведенні на ціль, а пасивний метод

використовується як резервний при наведенні на постановник завад.

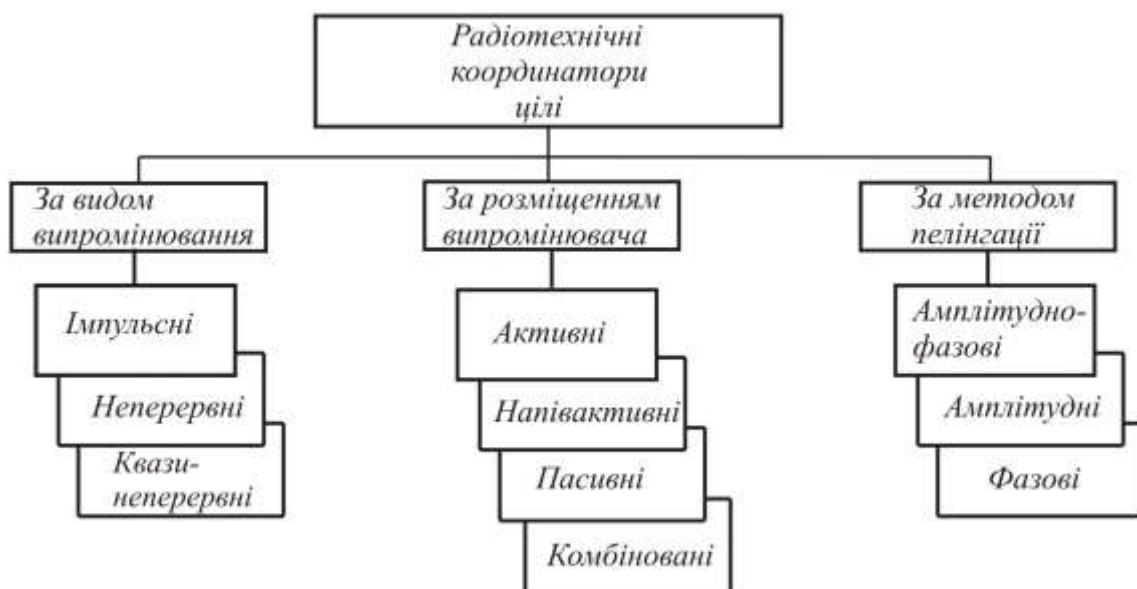


Рис. 7.2. Класифікація РКЦ

За видом радіовипромінювання розділяють РКЦ, що використовують імпульсне, неперервне та квазінеперервне випромінювання.

Імпульсні радіосигнали можуть використовуватися в активних, напіваактивних та пасивних РКЦ. Поряд з простотою обробки імпульсних сигналів в РКЦ, їм притаманні і недоліки. Основний недолік імпульсних РКЦ полягає у тому, що з них практично неможливо селектувати сигнали цілі за швидкістю Зближення. Крім того, достатньо важкою задачею є розділення імпульсних сигналів, відбитих від мало висотної цілі і земної поверхні.

Неперервні радіосигнали можуть використовуватися в напіваактивних і пасивних РКЦ. Використання неперервного випромінювання в активному РКЦ утруднюється тим, що практично неможливо виконати розв'язку передавального та приймального трактів РКЦ. Основна перевага РКЦ, що використовують неперервні сигнали, полягає в тому, що з них можлива селекція сигналів цілі за швидкістю на основі частоти Доплера. Ці РКЦ надійно селектують ціль на фоні земної поверхні.

Квазінеперервне радіовипромінювання може використовуватися в активних, напіваактивних та пасивних РКЦ. Координатори, що використовують квазінеперервне випромінювання поєднують переваги як імпульсних, так і неперервних РКЦ.

За способом пеленгації цілі РКЦ поділяються на:

РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією цілі;

РКЦ з амплітудною пеленгацією цілі;

РКЦ з фазовою пеленгацією цілі.

В РКЦ з амплітудно-разовою пеленгацією цілі використовується одна

антена, що формує рівносигнальний напрямок (РСН) шляхом сканування (обертання) діаграми направленості (ДН). Назва цього координатора пов'язана з тим, що координатні цілі вимірюються з полярній системі координат, причому амплітуда вихідного сигналу свідчить про кут пеленгу цілі, а фаза - про кут фазування (напрямок площини, в котрій вимірюється кут пеленгу).

РКЦ з амплітудною пеленгацією цілі використовують антенні блоки з чотирьох окремих антен, або одної антени з чотирма опромінювачами, котрі формують чотири діаграми направленості. Антени (або опромінювачі) з антенному блоці устатковуються нерухомо, а осі їх діаграм направленості відносно повздовжньої осі координатора відхилені на деякий постійний кут, що зумовлює створення різно-сигнального напрямку, вимірювання кутових координат цілі в цьому РКЦ засновано на порівнянні амплітуд радіосигналів, що сприймаються кожною з антен чи кожним опромінювачем.

РКЦ з фазовою пеленгацією цілі використовує також антенний блок з чотирма, окремими антенами, чи одну антену з чотирма опромінювачами, але осі їх діаграм направленості орієнтуються паралельно. кутові координати цілі в такому РКЦ вимірюються на основі порівняння фаз радіосигналів, що сприймаються кожною з антен, чи кожним опромінювачем.

7.3. Антенні пристрої РКЦ

Радіотехнічний координатор не може будувати зображення цілі, як це виконується в оптичному координаторі. Тому в РКЦ необхідно використовувати інші фізичні принципи вимірювання кутових координат цілі. В антенних пристроях РКЦ використовуються два принципи:

- направленість дії антен спеціальної форми;

- постійність швидкості поширення радіовипромінювання через однорідне середовище.

Антени РКЦ авіаційних керованих ракет повинні мати малі габарити, що допускають розміщення антен в головній частині ракети, і можливість її обертання в середині головної частини, невелику масу і конструкцію, що дозволяв легко реалізувати різні види пеленгації цілі. Цим вимогам найповніше відповідають параболічні антени.

Параболічна антена складається з металевого рефлектора, що має вигляд параболоїда обертання, і опромінювача - приймального елемента, котрий знаходиться в фокусі параболоїда (рис.7.3.). Опромінювачем може бути невеличка щілинна чи рупорна антена, або

відкритий хвильовід параболічна антена може працювати на випромінювання і на прийом. У першому випадку опромінювач випромінює енергію, а параболоїд спрямовує її на ціль. У другому випадку параболоїд сприймає енергію від цілі і фокусує її на опромінювач. Незалежно від того, працює антена на випромінювання чи на прийом, її діаграма направленості залишається незмінною.

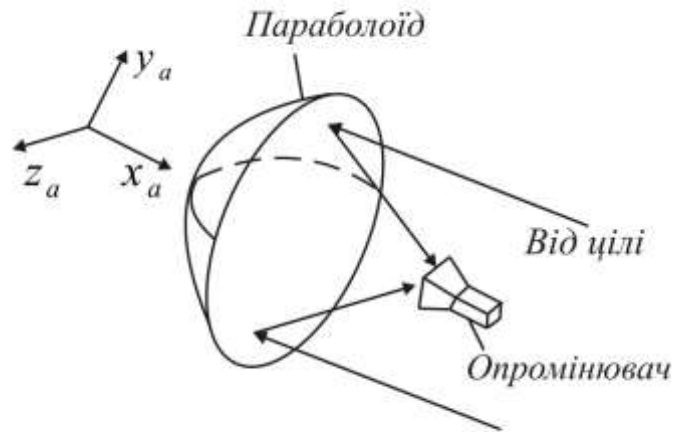


Рис.7.3. Параболічна антена

Шляхом пересування опромінювана відносно фокуса рефлектора можна керувати діаграмою направленості антени. Пересуваючи опромінювач по осі симетрії X_a рефлектора в той чи інший бік від фокуса, ширина діаграми направленості збільшується, але чутливість антени погіршується. При пересуванні опромінювача в фокальній площині параболоїда по осі Y_a чи Z_a діаграма направленості обертається з площині зміщення в бік, протилежний зміщенню.

Діаграму направленості можна повернути також шляхом обертання рефлектора, залишаючи нерухомим опромінювач. Так обертуючи рефлектор відносно осі Z_a , діаграма направленості буде повертатися в вертикальній площині в той самий бік, куди обертається рефлектор. Аналогічно, шляхом обертання рефлектора відносно осі Y_a повертають діаграму направленості в горизонтальній площині.

Можливість керування кутовим положенням діаграми направленості відносно осі рефлектора використовується для формування рівносигнального напрямку в антенах РКД.

В фокальній площині параболоїда можуть знаходитися кілька опромінювачів, наприклад чотири, тоді кожен опромінювач разом з рефлектором створює свою діаграму направленості.

Розглянемо основні типи антенних пристроїв, що використовуються в РКЦ.

Одноканальний антенний пристрій, в цьому пристрої випромінювач розміщується відносно фокуса рефлектора (або повернений сам рефлектор.) таким чином, щоб діаграма направленості була повернена відносно осі X_a на кут α (рис. 7.4). Випромінювач (або рефлектор) обертається відносно цієї ж осі з постійною швидкістю ω_0 , завдяки цьому діаграма направленості також обертається (сканує) відносно осі X_a з кутовою швидкістю ω_0 . незалежно від того, з якому положенні під час обертання буде знаходитися діаграма направленості, інтенсивність сигналу, що сприймає антена є напрямку X_a , залишається постійною. Тому вісь обертання антенного пристрою називається

Рівносигнальним напрямком (РСН). Якщо ціль (Ц1) буде знаходитися на лінії РСН, то при скануванні діаграми направленості сигнал на виході антени U_{a1} буде за амплітудою залишатися незмінним. Якщо ціль (Ц2) буде знаходитися на лінії, що складає з лінією РСН кут φ , то сигнал на виході антени U_{a2} буде промодульований за амплітудою $U(\varphi)$ та фазою Φ , причому амплітуда $U(\varphi)$ несе інформацію про кут між напрямком на ціль та РСН, а фаза Φ - про кут фазування. Промодульований сигнал можна описати виразом:

$$U_a = U_0 [1 - \mu_a \varphi \cos(\omega_0 t - \Phi)] \quad (7.1)$$

де U_0 - амплітуда сигналу на виході антени при $\varphi = 0$, μ_a - коефіцієнт крутизни діаграми направленості по лінії РСН.

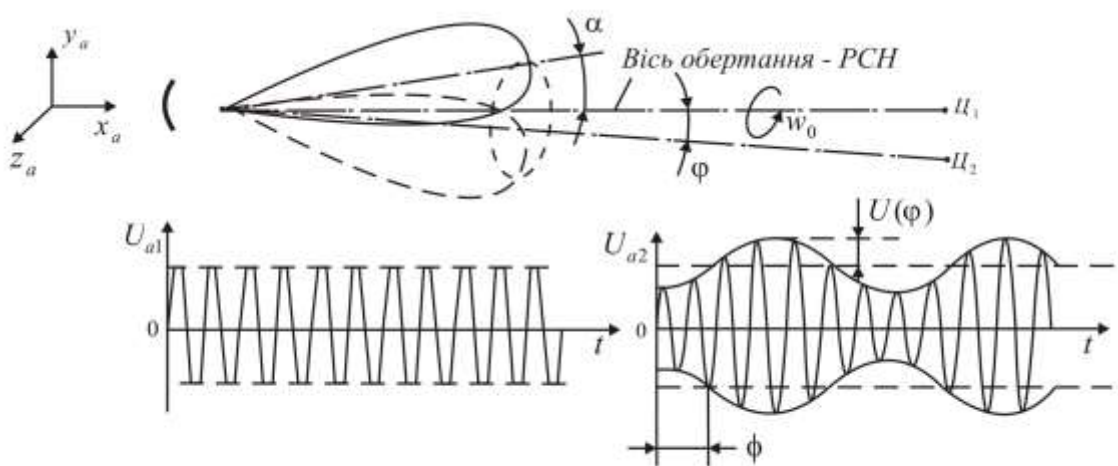


Рис.7.4. Одноканальна антена з кінцевим скануванням діаграми направленості

Таким чином, одноканальний антенний пристрій зі скануючою діаграмою направленості дозволяв промодулювати електромагнітне випромінювання, відбите ціллю, за амплітудою та фазою.

Як не важко помітити, для формування РСН одноканальний антенний пристрій повинен зробити повний оберт діаграми направленості, тому іноді таку антену називають антеною з інтегральним рівносигнальним напрямком.

Багатоканальний амплітудний антенний пристрій. В цьому антенному пристрої використовується декілька окремих антен, або один рефлектор з декількома опромінювачами. Найбільше поширення одержали багатоканальні амплітудні антенні пристрої з чотирма антенами або чотирма опромінювачами, що формують чотири діаграми направленості. Розглянемо, для прикладу, антенний пристрій, що складається з чотирьох антен. Антени встановлюються

одна ВІДНОСНО іншої нерухомо, але кожна з них, по відношенню до іншої, орієнтується таким чином, щоб діаграми направленості були відхилені від осі антенного пристрою на кут α (рис,7.6).

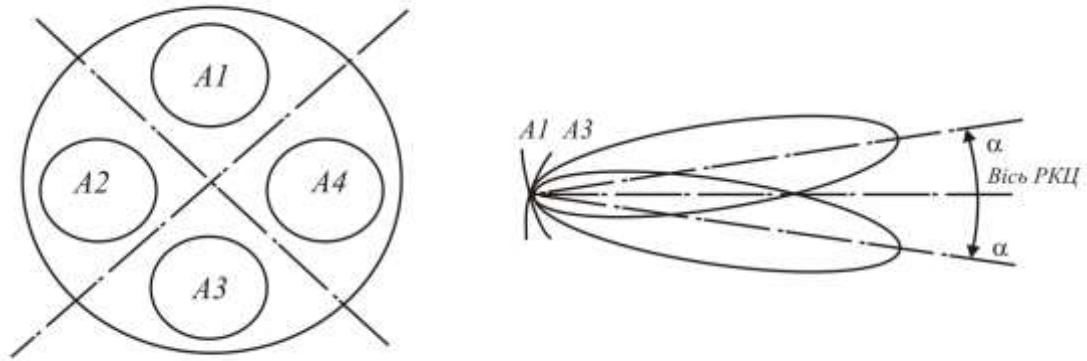


Рис.7.5. Багатоканальна амплітудна антена

Вісь РКЦ формує рівносигнальний напрямок. На відміну від одноканального антенного пристрою зі скануючою діаграмою направленості, в багатоканальній амплітудній антені рівносигнальний напрямок сформований не скануванням однієї діаграми, а визначеною орієнтацією чотирьох діаграм направленості, тому такий антенний пристрій іноді називають антеною з миттєвим рівносигнальним напрямком,

Для визначення кутових координат цілі у вертикальній та горизонтальній площинах необхідно одержати різниці ΔU і $\Delta \Gamma$ сигналів з виходів антен A_1 , A_3 і A_2 , A_4 :

$$\begin{aligned}\Delta_e &= U_1 - U_3 = 2U_0 \mu_a \varphi_e E(t), \\ \Delta_z &= U_2 - U_4 = 2U_0 \mu_a \varphi_z E(t)\end{aligned}\tag{7.2}$$

де $U_1 \dots U_4$ - сигнали на виходах антен $A_1 \dots A_4$;

U_0 - сигнал на виході антен при знаходженні цілі на РСН;

φ_e , φ_z - кутові координати цілі в вертикальній і горизонтальній площинах;

$E(t)$ - функція, що характеризує потужність відбитого ціллю сигналу.

Як свідчать вирази (7.2), модулі різничних сигналів є пропорційними до кутових координат цілі, а їх знаки відповідають знакам кутів цілі з вертикальній та горизонтальній площинах.

Головним недоліком формування різничних сигналів за алгоритмом (7.2) є те, що для визначення кута в одній площині, використовується

енергія двох антен. Більш доцільним є використання енергії всіх чотирьох антен для визначення кута цілі в кожній 5 площин, Цієї мети можна досягнути, якщо рівничні сигнали формувати за таким алгоритмом:

$$\begin{aligned}\Delta_I &= (U_1 + U_2) - (U_3 + U_4); \\ \Delta_{II} &= (U_1 + U_4) - (U_2 + U_3).\end{aligned}\quad (7.3)$$

Часто в РКЦ, крім різничних сигналів, виникає, необхідність у формуванні сумарного сигналу в вигляді:

$$\Sigma = U_1 + U_2 + U_3 + U_4 \quad (7.4)$$

Таким чином, над сигналами, що являють собою НВЧ-випромінювання, в багатоканальних амплітудних пристроях необхідно виконувати операції додавання і віднімання. Ці операції в РКЦ виконуються за допомогою кільцевих мостів чи подвійних трійників. Принцип формування рівничного та сумарного сигналів ілюструється Рис. 7.6.

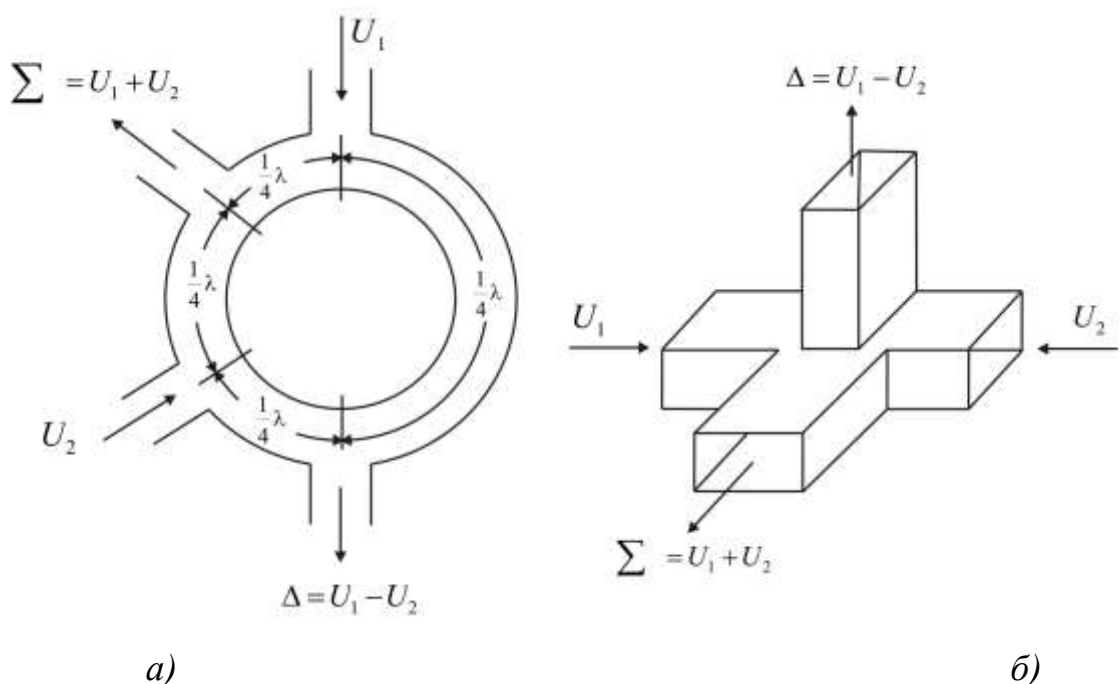


Рис.7.6. Принцип формування рівничного та сумарного НВЧ-сигналів

Якщо у вхідні плечі кільцевого моста (див. рис.7.6, а) подати синфазні НВЧ-сигнали U_1 та U_2 , то в плечі 2. вони складуться в фазі, тому що пройдуть кільцем однакові шляхи. В плечі Л ці ж сигнали складуться з протифазі, тобто віднімуться, тому що різниця їх шляхів в кільці дорівнює $\lambda/2$. Плечі Σ та Δ

називають відповідно сумарним та різничним. Аналогічні властивості має, і подвійний трійник (див. рис .7.6, б).

За допомогою кільцевих мостів, або подвійних трійників, створюють компактні сумарно-різничні схеми, що формують сигнали згідно з (7.3), (7.4). На рис 7.7 зображена схема амплітудного антенного пристрою з сумарно-рівничною схемою, реалізованою за допомогою кільцевих мостів $M1 \dots M2$. Принцип формування сумарного Σ та різничних ΔR , $\Delta \Gamma$ сигналів пояснень не вимагає. Сумарний сигнал кільцевого моста $M4$ не використовується, тому він подається на навантаження H .

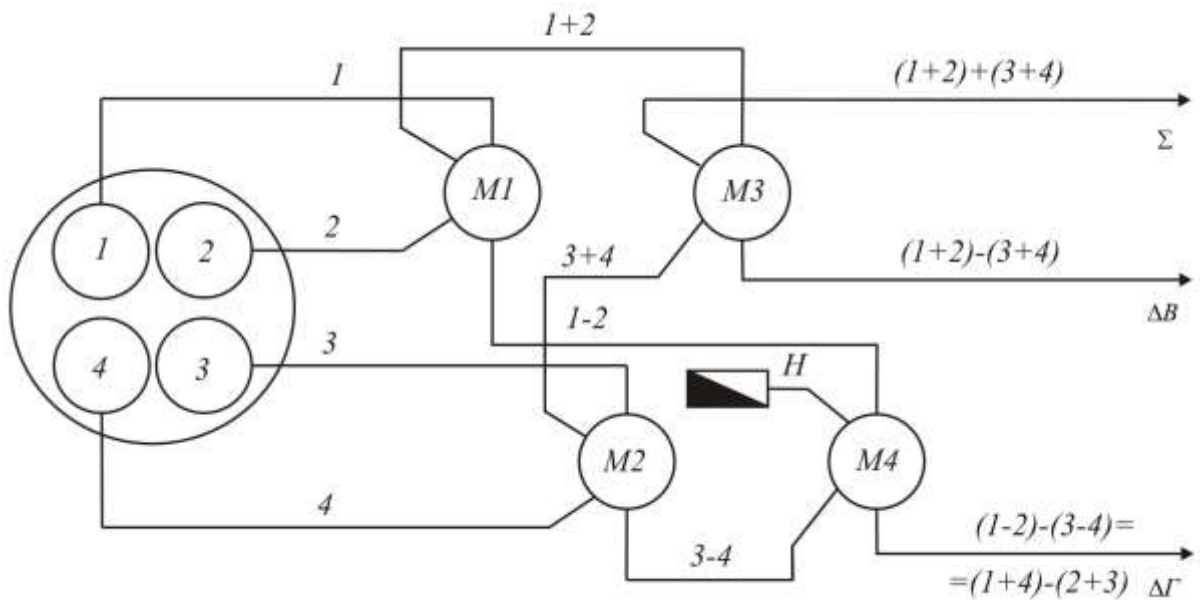


Рис.7.7. Антена з сумарно-рівничною схемою

Багатоканальний фазовий антенний пристрій. У цьому пристрої також використовуються 4 окремі антени, але діаграми направленості зорієнтовані таким чином, що їх осі симетрії паралельні до лінії рівносигнального напрямку, а самі антени рознесені одна відносно іншої на фіксовану відстань d . Розглянемо принцип формування сигналу, пропорційного кутовій координаті цілі, на прикладі двох антен (рис.7.8).

Якщо ціль знаходиться на лінії РСН, то фази сигналів, що приходять на антени, будуть однаковими, тому що ці сигнали проходять однаковий шлях. Якщо напрямок на ціль відносно лінії РСН складає кут φ , то сигнал, що сприймається антеною $A3$, проходить додатковий шлях l , порівняно з сигналом, котрий приймає антена $A1$.

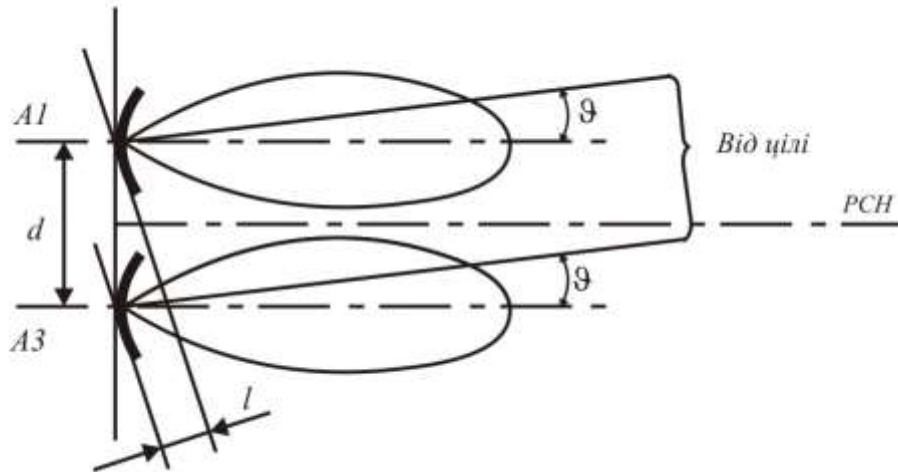


Рис. 7.8. Фазова антена

Різниця шляху l викликає зсув по фазі сигналу на виході антени $A2$, порівняно з сигналом антени $A1$ на величину

$$\psi = \frac{2\pi}{\lambda} l \quad (7.5)$$

Використовуючи рис.7.8, можемо записати, що

$$l = d \sin \varphi$$

Враховуючи малість кута φ , перепишемо вираз (7.5) у такому вигляді:

$$\psi = \frac{2\pi}{\lambda} d \varphi$$

Таким чином, інформація про кутові координати цілі і їх знаках, при використанні разового антенного пристрою, знаходиться в фазі та знакові фази вихідного сигналу.

7.4. Імпульсний РКЦ з амплітудно-разовою пеленгацією

Імпульсний РКЦ використовується при опромінюванні цілі радіоімпульсами. Для амплітудно-фазової пеленгації в цьому РКЦ використовується одноканальний антенний пристрій зі скануючою діаграмою направленості. Необхідною умовою функціонування такого РКЦ є значне перевищення періоду обертання антени над періодом слідування імпульсів опромінювання цілі (не менше, ніж в 10 разів).

Відбиті від цілі радіоімпульси поступають на вхід антенного пристрою, де модулюються по амплітуді, для сканування діаграми направленості електричний двигун обертає антену з круговою частотою ω_0 . Головний

приймач координатора виконується за схемою супергетеродинного типу, в котрому сприйняті НВЧ-сигнали підлягають частотним перетворюванням, підсиленню промодульованих радіоімпульсів і амплітудному детектуванню. Після амплітудного детектування на виході амплітудного детектора формується огибаюча, котру, на основі виразу (7.1), можна записати у вигляді:

$$U_{AD} = K_K U_0 \mu_\alpha \cos(\omega_0 \tau - \Phi)$$

де K_K - коефіцієнт підсилення електронного тракту РКЦ. Тобто, інформація про кутові координати цілі в полярній системі координат - φ і Φ - знаходяться в амплітуді та фазі огибаючої.

Разом з тим, амплітуда огибаючої буде пропорційна куту φ тільки при деякому фіксованому значенні добутку $K_K U_0 \mu_\alpha$.

Коефіцієнт крутизни діаграми направленості μ_α в першому наближенні можна рахувати сталим. З іншого боку, а теорії радіолокації відомо, що амплітуда сигналу, відбитого від цілі, в обернено пропорційна до добутку квадратів відстаней від БРЛС до цілі - $D_{БЦ}^2$ та від координатора до цілі - $D_{КЦ}^2$, тобто:

$$U_0 = f \left(\frac{1}{D_{БЦ}^2 D_{КЦ}^2} \right)$$

Зміна величин $D_{БЦ}$ та $D_{КЦ}$ в процесі польоту ракети призводить до зміни сигналу U_0 в широких межах, що може призвести до спотворення інформації про кут φ . Для усунення цього недоліку в головному приймачі використовують схему автоматичного регулювання підсилення (АРП), котра змінює коефіцієнт підсилення K_K таким чином, щоб добуток $K_K U_0$ залишався сталим. У цьому випадку амплітуда сигналу буде змінюватися тільки пропорційно до кута φ .

Функціональна схема імпульсного РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією зображена на рис.7.9.

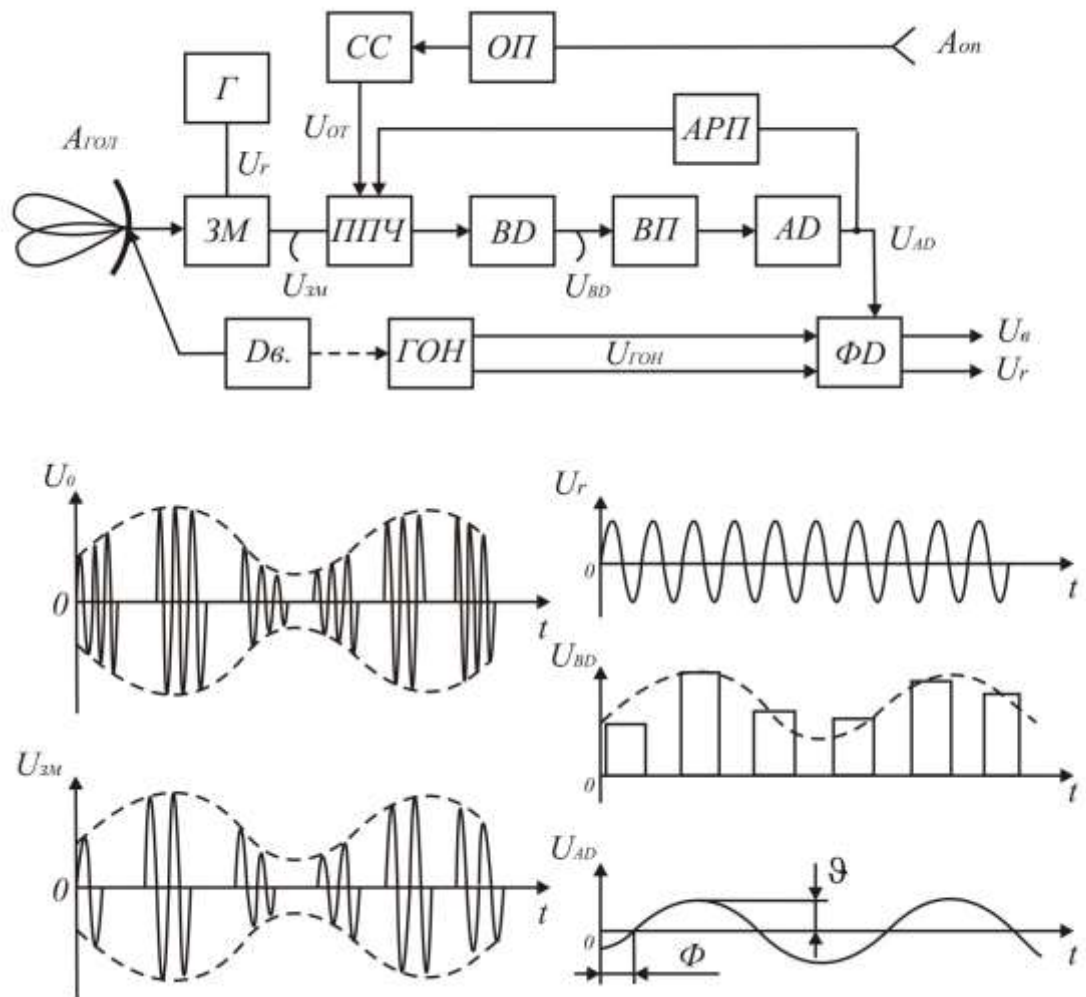


Рис. 7.9. Імпульсний РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією

Імпульсні НВЧ-сигнали з частотою f_H , відбиті ціллю, сприймаються головкою антеною $A_{гол}$ і поступають на вхід змішувача $ЗМ$. Якщо ціль знаходиться на лінії рівносигнального напрямку, то амплітуда згаданих імпульсів буде постійною. Якщо ціль знаходиться не на лінії рівносигнального напрямку, то НВЧ-імпульси будуть промодульовані по амплітуді (див.рис.7.3, U_0). Одночасно в змішувач подається синусоїдальний сигнал з гетеродина Γ (див.рис.7.3, U_r), що має частоту f_r . Частота гетеродина f_r вибирається такою, щоб проміжна частота f_{np} знаходилась в межах 80 МГц. У змішувачі сигнал, сприйнятий головною антеною, взаємодіючи з сигналом гетеродина, перетворюється в імпульсний сигнал проміжної частоти

$$f_{np} = f_r - f_H$$

причому амплітудні співвідношення імпульсів на виході змішувача залишаються такими ж, як і на його вході (див.рис.7.9, $U_{зм}$).

Імпульсний сигнал проміжної частоти подається на вхід підсилювача проміжної частоти ППЧ, де виконується основне підсилення сигналу з коефіцієнтом підсилення, що сягає значень 106...108. Необхідність частотного перетворення сигналів пояснюється тим, що підсилювати без спотворювань сигнал НВЧ технічно набагато складніше, ніж підсилювати сигнал проміжної частоти. Паузи між імпульсами на виході ППЧ значні, тому досягнути необхідної точності безпосереднім детектуванням цих імпульсів неможливо. У зв'язку з цим підсилені в ППЧ імпульсні сигнали подаються на відеодетектор ВД, що виділяє огинаючу кожного з імпульсів (див.рис.7.9 *Uвд*). Одержані таким чином відеоімпульси підсилюються з відеопідсилювачі ВП і далі подаються на вхід амплітудного детектора АД. Амплітудний детектор виділяє огинаючу (див.рис.7.8, *Uад*), амплітуда котрої є пропорційною до кута φ , фаза дорівнює куту фазування Φ , а кругова частота огинаючої дорівнює частоті сканування ω_0 . Кутові координати цілі φ та Φ за допомогою разового детектора ФД переобчислюються з полярної системи координат φ та Φ в Декартову систему координат – U_v , U_r . Для цієї мети на фазовий детектор подаються опорні напруги $U_{\text{гон}}$, що генеруються генератором опорних напруг ГОН, причому ГОН приводиться в дію тим самим двигуном ДВ, що і скануюча антена.

Автоматичне регулювання підсилення АРП забезпечує умову

$$K_k U_0 = \text{const}$$

Для підвищення завадостійкості імпульсного РКД доцільним є такий режим функціонування, коли електронний тракт працює не постійно, а змикається тільки тоді, коли очікується прихід чергового радіоімпульсу, відбитого ціллю. Ця функція виконується за допомогою опорного приймача ОП та схеми селекції СС, котра автоматично формує строб $U_{\text{ст}}$ для відкриття підсилювача проміжної частоти.

Головною перевагою РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією є простота його побудови.

Поряд з цією перевагою, РКЦ має і суттєві недоліки, головні з котрих такі. По-перше, неможливість вимірювання координат повітряної цілі, що виконує політ на малій висоті, коли імпульси відбиті від цілі і від земної поверхні збігаються в часі. По-друге, чутливість до зміни амплітуди сигналу, що поступає до входу РКЦ, особливо, якщо частота цих змін є близькою до частоти сканування діаграми направленості. Наслідком цього є можливість створення модульованих по амплітуді перешкод, що спотворюють огинаючу корисного сигналу.

7.5. Амплітудно-фазовий РКЦ з неперервним опромінюванням цілі

В цьому координаторі використовується амплітудно-фазова пеленгація, а ціль опромінюється неперервним НВЧ-випромінюванням.

Для амплітудно-фазової пеленгації використовується одноканальний

антенний пристрій зі скануючою діаграмою направленості.

Використання неперервного випромінювання дає змогу виділити складову частоти Доплера у вхідному сигналі і на цій основі виконувати селекцію сигналів за швидкістю Зближення ракети з ціллю.

Розглянемо процес наведення ракети на ціль (рис.7.10).

Відносні рухи носія Н, цілі Ц та ракети Р відзначаються швидкостями зближення носія з ціллю $\bar{V}_{нц}$, ракети з ціллю $\bar{V}_{рц}$ та носія з ракетою $\bar{V}_{нр}$. Носій опромінює ціль неперервним сигналом на частоті несучої $f_{нес}$. і головна антена РКЦ сприймає неперервний гармонічний сигнал, що має частоту $f_{гол}$, котра складається з частоти випромінювання $f_{нес}$ і доплерівських приростів частоти, пов'язаних зі зближенням носія з ціллю $F_{нц} = V_{нц}/\lambda$ і зближенням ракети з ціллю $F_{рц} = V_{рц}/\lambda$. Виходячи з цього, частоту сигналу на вході головної антени запишемо у вигляді:

$$f_{гол} = f_{нес} + F_{нц} + F_{рц} = f_{нес} + \frac{V_{нц}}{\lambda} + \frac{V_{рц}}{\lambda} \quad (7.6)$$

Антенна опорного приймача сприймає сигнал, що поширюється від БРЛС. Частота цього сигналу $f_{он}$ складається з частоти $f_{нес}$ та доплерівського приросту, зумовленого відносним рухом носія і ракети:

$$f_{он} = f_{нес} + \frac{V_{нр}}{\lambda} \quad (7.7)$$

Якщо подати сигнали $f_{гол}$ та $f_{он}$ на змішувач, то на його виході можна, виділити сигнал на частоті F_d Доплера, що зумовлений доплерівськими приростами $F_{нц}$, $F_{рц}$, $F_{нр}$:

$$F_d = f_{гол} - f_{он} = f_{нес} + \frac{V_{нц}}{\lambda} + \frac{V_{рц}}{\lambda} - f_{нес} - \frac{V_{нр}}{\lambda} = \frac{V_{нц}}{\lambda} + \frac{V_{рц}}{\lambda} - \frac{V_{нр}}{\lambda} \quad (7.8)$$

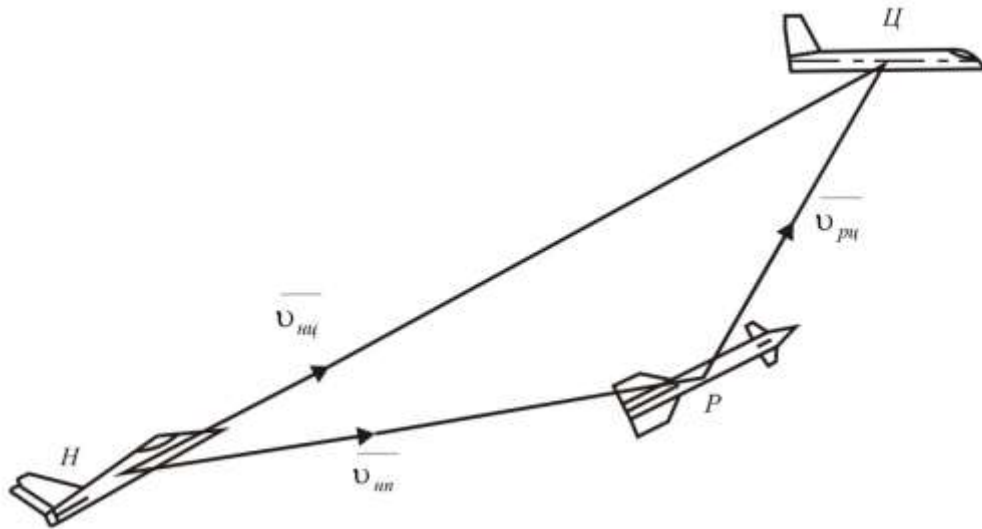


Рис.7.10. Схема відносного руху носія, цілі і ракети

Для більш повного розуміння виразу (7.8) припустимо, що носій Н зі швидкістю \bar{V}_H , ціль Ц зі швидкістю $\bar{V}_Ц$ та ракета Р зі швидкістю \bar{V}_P рухаються по одній прямій лінії (рис.7.11).

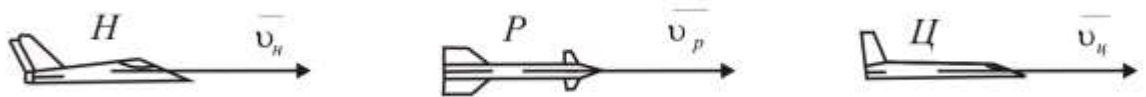


Рис.7.11. Політ носія, ракети і цілі по прямій лінії

З рис.7.11 одержимо такі вирази:

$$\begin{aligned} V_{HЦ} &= V_H - V_Ц \\ V_{HP} &= V_H - V_P \\ V_{PЦ} &= V_H - V_Ц \end{aligned} \quad (7.9)$$

Використавши (7.9) виразу (7.8) перепишемо у вигляді:

$$F_{\partial} = \frac{I}{\lambda} (V_H - V_Ц + V_P - V_Ц - V_H + V_P) = \frac{2}{\lambda} (V_P - V_Ц) = \frac{2V_{зб}}{\lambda} \quad (7.10)$$

Таким чином, доплерівський приріст частоти сигналу, що виділяється в Змішувачі, при подаванні на його входи сигналів з головної та опорної антен, в пропорційним подвоєній швидкості зближення ракети з ціллю.

Аналогічно міркуючи, можна показати, що вираз (7.10) в справедливим і для активного РКЦ. При цьому у виразі (7.10) замість швидкості V_n необхідно підставити швидкість V_p

Для пасивного РКЦ доплерівський приріст частоти залежить тільки від швидкості $V_{p\psi} = V_p - V_\psi$, тому $F_\partial = V_{\partial\psi} / \lambda$

При технічній реалізації РКЦ з неперервним випромінюванням цілі, НВЧ - сигнали, що сприймаються головною та опорною антенами, необхідно спочатку перетворити в проміжну частоту f_{np1} з виконанням обов'язкової умови - збереженням інформації про доплерівські прирости частот, де умова виконується, якщо б головному та опорному приймачам використовується один і той самий гетеродин. У цьому випадку частоти $f_{\text{гол}}$ та $f_{\text{оп}}$ будуть зменшені на однакову величину f_2 , а різниця одержаних проміжних частот залишиться рівною f_∂

Необхідність перетворення НВЧ - сигналів у сигнали проміжних частот у головному і опорному приймачах пояснюється, принаймні, двома обставинами. Перша - це недоцільність електронного підсилення НВЧ - сигналів, тому що смуга пропускання підсилюючого НВЧ - тракту є надто широкою, а це знижує чутливість РКЦ і погіршує його завадостійкість. Друга обставина пояснюється тим, що технічно набагато простіше реалізувати підсилюючий пристрій для сигналу проміжної частоти $f_{np} \approx 30 \text{ МГц}$, ніж підсилюючий пристрій з таким самим коефіцієнтом підсилення для сигналу - НВЧ.

Функціональна схема амплітудно-фазового РКЦ з неперервним опромінюванням цілі зображена на рис. 7.12.

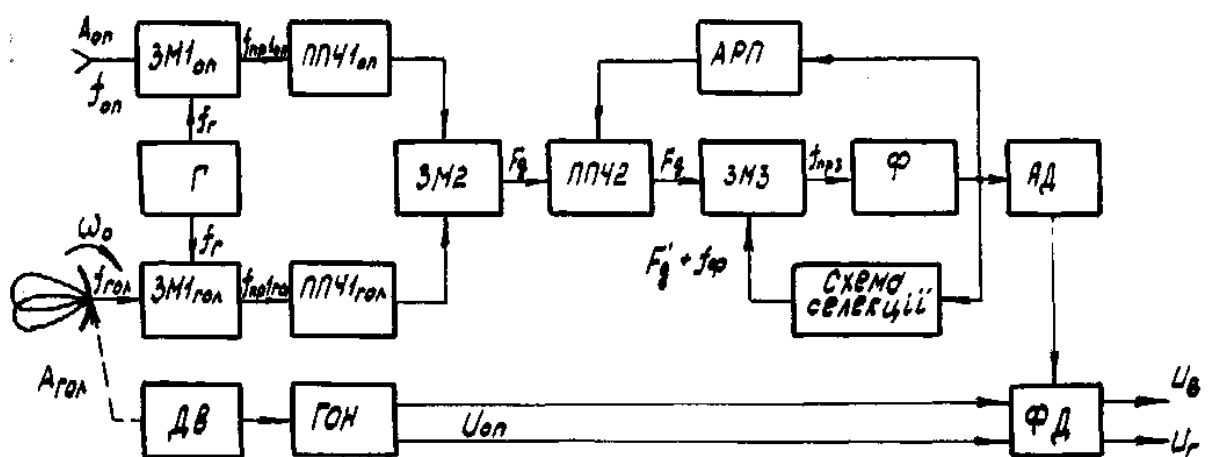


Рис.7.12. Амплітудно-фазовий РКЦ з неперервним опромінюванням цілі

Неперервний НВЧ-сигнал, відбитий ціллю, поступає в одноканальний антенний пристрій Агол, де модулюється по фазі і амплітуді (див.рис.7.4). Частота $f_{\text{гол}}$ цього сигналу описується за допомогою виразу (7.6). КЕЧ-сигнал, що поширюється від БРЛС, приймається опорною антеною Аоп. Його частота

$f_{оп}$ Визначається виразом (7.7). Сигнал з головної антени поступає, на змішувач ЗМІгол, а сигнал з опорної антени - на змішувач ЗМІоп. На другі входи цих змішувачів подається сигнал з гетеродина Г на частоті $f_{Г}$. В результаті взаємодії НВЧ-сигналів на частотах $f_{гол}$ і $f_{оп}$ а сигналом гетеродина, на виходах перших змішувачів ЗМІгол та ЗМІоп формуються сигнали, що мають проміжні частоти:

$$\begin{aligned} f_{np1гол} &= f_{гол} - f_{Г} \\ f_{np1оп} &= f_{оп} - f_{Г} \end{aligned} \quad (7.11)$$

З урахуванням (7.6) та (7.7), перепишемо (7.11) у вигляді:

$$\begin{aligned} f_{np1гол} &= f_{нес} + \frac{V_{нц}}{\lambda} + \frac{V_{рц}}{\lambda} - f_{Г} \\ f_{np1оп} &= f_{нес} + \frac{V_{нр}}{\lambda} - f_{Г} \end{aligned} \quad (7.12)$$

Одержані б перших змішувачах сигнали, що мають проміжні частоти $f_{np1гол}$ та $f_{np1оп}$, підсилюються в перших підсилювачах проміжної частоти ППЧ1гол та ППЧ1оп, і подаються на другий змішувач ЗМ2, де формується сигнал на другій проміжній частоті f_{np2} :

$$f_{np2} = f_{np1гол} - f_{np1оп} = f_{нес} + \frac{V_{нц}}{\lambda} + \frac{V_{рц}}{\lambda} - f_{Г} - f_{нес} - \frac{V_{нр}}{\lambda} + f_{Г} = \frac{2V_{зб}}{\lambda}$$

тобто, частота сигналу на виході змішувача ЗМ2 є частотою Доплера $F_{д}$. У другому підсилювачі проміжної частоти ППЧ2 цей сигнал ще раз підсилюється і подається на третій змішувач ЗМ3. Змішувач ЗМ3, вузькосмуговий фільтр Φ та схема селекції виконують селекцію сигналів за доплерівською частотою $F_{д}$. Сутність такої селекції полягає в наступному. Схема селекції має з своєю складі керований гетеродин, котрий може генерувати сигнал на частоті $F_{д}^* + f_{\phi}$, причому складова f_{ϕ} є резонансною частотою фільтра Φ ($f_{\phi} = const$), а складова $F_{д}^*$ - частота, що може змінюватися в широких межах (межі зміни $F_{д}^*$ повинні перекривати межі можливих змін $F_{д}$). Фільтр Φ пропускав сигнал тільки в тому разі, коли $F_{д}^* = F_{д}$, тому що в цьому випадку третя проміжна частота f_{np3} , котра визначається, як:

$$f_{np3} = F_{д}^* + f_{\phi} - F_{д}$$

буде дорівнювати резонансній частоті фільтра f_{ϕ} . Якщо $F_{\partial}^* \neq F_{\partial}$, то $f_{npz} \neq f_{\phi}$, і такий сигнал через фільтр Φ не проходить. В ході зближення ракети з ціллю частота F_{∂} сигналу цілі буде змінюватися пропорційно до швидкості зближення, тому схема селекції повинна забезпечувати постійну підстройку частоти керованого гетеродина таким чином, щоб виконувалась умова

$$F_{\partial}^* = F_{\partial}$$

Слід зазначити, що вхідний сигнал, сприйнятий головним антенним пристроєм і промодульований по амплітуді і фазі огинаючої, підлягав тільки частотним перетворенням, а структура огинаючої залишалася незмінною. Тому, подавши сигнал, що пройшов через фільтр Φ , до входу амплітудного детектора АД, на його виході одержимо гармонічний сигнал, амплітуда котрого несе інформацію про кутову координату цілі фц, а фаза – про кут фазування Φ .

Пристрої АРП, двигун Дв, генератор опорних напруг ГОН та Фазовий детектор ФД відіграють таку ж саму роль, що і в імпульсному РКД з амплітудно-фазовою пеленгацією.

7.6. РКЦ з амплітудною пеленгацією

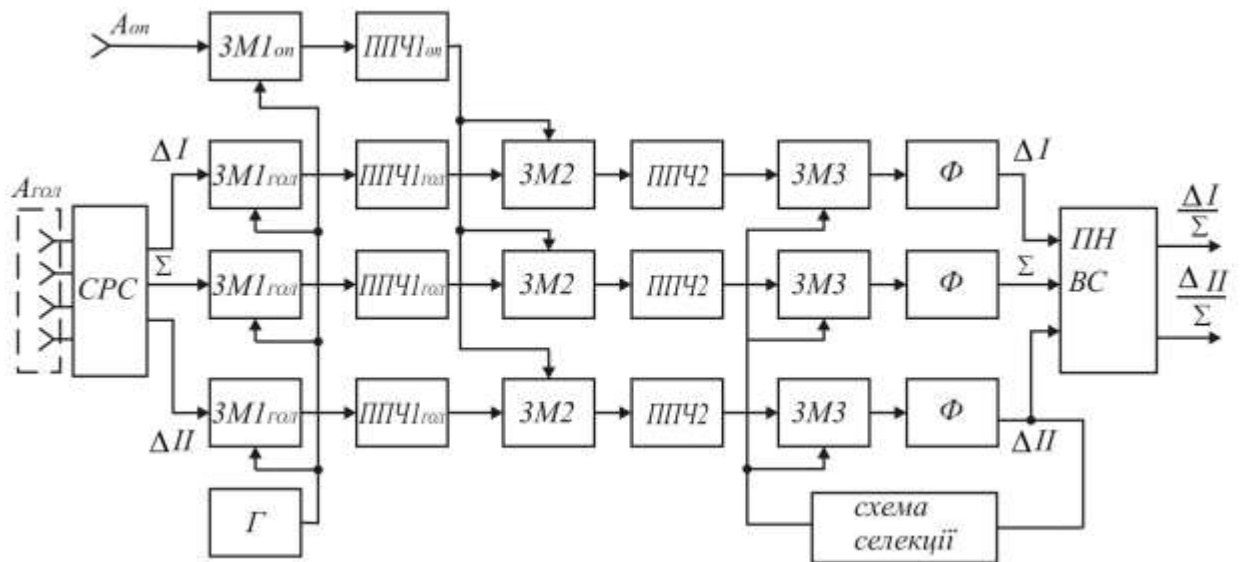
Координатори з амплітудною пеленгацією цілі використовують сумарно-різничну первину обробку НВЧ-сигналу, відбитого ціллю.

Формування різничних сигналів Δ_I , Δ_{II} та сумарного сигналу Σ виконується згідно з алгоритмом (7.3) та (7.4) за допомогою антенного пристрою з сумарно-різничною схемою, зображеного на рис.7.7.

Метод амплітудної пеленгації може використовуватися в РКЦ як при імпульсному, так і при неперервному випромінюванні. При імпульсному опромінюванні цілі головний приймач повинен мати три канали імпульсної обробки одного сумарного і двох різничних сигналів, схеми котрих аналогічні схем імпульсного РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією.

При використанні неперервного випромінювання головний приймач РКЦ повинен мати три канали доплерівської обробки сигналів, кожний з котрих за складом є аналогічним до амплітудно-фазового РКД з неперервним випромінюванням.

Найбільшого поширення зазнали РКД з амплітудною пеленгацією, що використовують неперервний сигнал, відбитий ціллю. Схема такого РКЦ зображена на рис.7.13.



7.13. РКЦ з амплітудною пеленгацією

РКЦ складається з:

опорного каналу, що включає до свого складу антену $A_{оп}$, змішувач $ЗМ1_{оп}$ та підсилювач проміжної частоти $ППЧ1_{оп}$;

головного приймача, що включає антену $A_{гол}$ і сумарно-різничну схему СРС; три канали доплерівської обробки сигналів (два для різних сигналів Δ_I , Δ_{II} і один для сумарного сигналу Σ), кожний з котрих включає перший, другий і третій змішувачі ($ЗМ1_{гол}$, $ЗМ2$, $ЗМ3$), перший і другий підсилювачі проміжних частот ($ППЧ1_{гол}$, $ППЧ2$) і фільтри Φ ; пристрій нормування вихідних сигналів ПНВС;

гетеродина Γ , що забезпечує перетворення НВЧ-сигналів, сприйнятих головною та опорною антенами, в першу проміжну частоту f_{np1}

схеми селекції, що селекує сигнал цілі за частотою Доплера.

Принцип дії кожного каналу доплерівської обробки сигналів у головному приймачі є аналогічним до принципу дії одноканального амплітудно-фазового РКЦ а неперервним опромінюванням цілі. Коротко цей принцип дії можна викласти таким чином. НВЧ-сигнали, що сприймаються антенним пристроєм $A_{гол}$, у сумарно-різничній схемі СРС перетворюються в два різних сигнали Δ_I , Δ_{II} і один сумарний сигнал Σ , котрі подаються кожний до свого змішувача $ЗМ1_{гол}$ НВЧ-сигнал, сприйнятий опорною антеною $A_{оп}$, подається до входу змішувача $ЗМ1_{оп}$. До других входів перших змішувачів подається сигнал з гетеродина Γ . В результаті взаємодії цих сигналів на виходах перших змішувачів виділяються сигнали на першій проміжній частоті. Два різних і один сумарний сигнал на першій проміжній частоті підсилюються в перших підсилювачах проміжної частоти $ППЧ1_{гол}$ і надходять до змішувачів $ЗМ2$. До других входів цих змішувачів надходить підсилений в підсилювачі $ППЧ1_{оп}$ опорний сигнал. На виходах других змішувачів $ЗМ2$ формуються рівничні та

сумарний сигнали на частоті Доплера $-F_d$. Ці сигнали підсилюються в других підсилювачах проміжної частоти ППЧ2 і далі надходять до третіх змішувачів ЗМЗ, до других входів яких надходить сигнал з частотою підстроювання керованого гетеродина, що знаходиться в схемі селекції. Через фільтри Φ пройдуть різничні ΔI , ΔII та сумарний Σ сигнали тільки ті, частота Доплера F_d котрих дорівнює частоті Доплера вибраної цілі. Сигнали, що мають інші значення частот Доплера, через фільтри Φ не пройдуть.

Як зазначалося раніше, в головному приймачі сигнали підлягали тільки частотним перетворюванням, амплітудні ж співвідношення сигналів ΔI , ΔII та Σ не змінювалися. Сигнали ΔI , ΔII містять в собі інформацію про величину та знак кутових координат цілі, але амплітуда цих сигналів, крім кутових координат, залежить від $D_{бц}$ і $D_{кц}$ згідно з виразом:

$$\Delta I, \Delta II = f \left(\frac{1}{D_{бц}^2 D_{кц}^2} \right)$$

Згідно з цією функцією змінюється також і сумарний сигнал;

$$\Sigma = f \left(\frac{1}{D_{бц}^2 D_{кц}^2} \right)$$

Якщо сигнали $\Delta I, \Delta II$ пронормувати до сумарного сигналу Σ , тобто одержати відношення $\Delta I/\Sigma$ і $\Delta II/\Sigma$, то такі пронормовані сигнали будуть залежати тільки від кутових координат цілі і не будуть залежати від відстаней $D_{бц}$ і $D_{кц}$. Нормування сигналів ΔI і ΔII до Σ виконується у пристрої нормування вихідних сигналів ПНВС.

Головною перевагою розглянутого РКЦ є те, що точність вимірювання кутових координат цілі не залежать від амплітуди вхідного сигналу і, як наслідок цього, цей координатор в стійким до дії амплітудно-модульованих завад.

Недолік такого РКЦ полягає в тому, що він є порівняно складним і вимагає ідентичності параметрів всіх трьох каналів доплерівської обробки сигналів.

7.7. РКЦ з фазовою пеленгацією цілі

Координатор з разовою пеленгацією цілі може використовуватися як при неперервному, так і при імпульсному опромінюванні цілі. На рис.7.14 зображена функціональна схема одного каналу координатора з фазовою пеленгацією. Схема включає до свого складу антенну систему $A1$, $A3$ і двоканальний приймач. Антени $A1$, $A3$ рознесені на базу d . В один з каналів

приймача включене коло зсуву фази відбитого ціллю сигналу на кут $\pi/2$. Колом зсуву фази можуть служити відрізки коаксialьних кабелів або діелектричні вставки. Дія фазозсуваючого кола полягає в тому, що швидкість поширення НВЧ-випромінювання в цьому колі є меншою, ніж швидкість поширення НВЧ-випромінювання у вільному хвильоводі. Довжина кола або товщина діелектричної вставки підбирається такою, щоб різниця ходу НВЧ-випромінювання в хвильоводі без фазозсуваючого кола і в хвильоводі з ним складала $\lambda/4$, що призводить до зсуву по фазі на кут $\pi/2$

З урахуванням зсуву фази, напруги на вході змішувачів ЗМ описуються за допомогою формул:

$$U_1 = U_0 \sin \omega_H t$$

$$U_1 = U_0 \cos(\omega_H t - \psi)$$

де U_0 - амплітуда НВЧ-сигналу на вході антени; ω_H - несуча кругова частота НВЧ-сигналу; ψ - зсув сигналів по фазі,

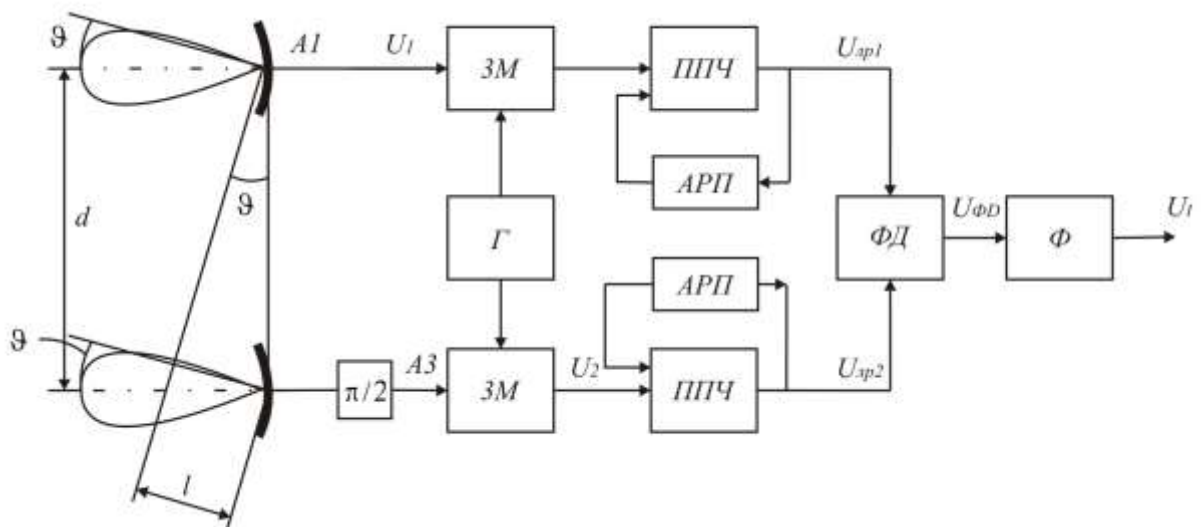


Рис.7.14. РКЦ з фазовою пеленгацією

Після перетворення сигналів у змішувачах ЗМ і підсилення їх в підсилювачах проміжної частоти ППЧ одержимо:

$$U_{np1} = K_1 U_0 \sin \omega_{np} t$$

$$U_{np1} = K_2 U_0 \cos(\omega_{np} t - \psi)$$

де K_1 , K_2 - коефіцієнти підсилення каналів головного приймача, ω_{np} - проміжна кругова частота.

Фазовий детектор ФД виконує операцію перемножування двох сигналів, що надходять до його входів., тобто сигнал після ФД має вигляді

$$U_{\Phi Д} = \frac{1}{2} K_{\Phi Д} K_1 K_2 U_0^2 \sin \psi + \frac{1}{2} K_{\Phi Д} K_1 K_2 U_0^2 \sin(2\omega_{np} t - \psi)$$

де КФД - коефіцієнт підсилення фазового детектора.

Фільтр Ф змінну складову, що мав частоту $2\omega_{np}$, не пропускає, зате пропускає, повільно змінну складову напруги УФД. Напряга на виході координатора має вигляд:

$$U_I = \aleph_K U_0^2 \sin \psi \quad (7.13)$$

де $\aleph_K = \frac{1}{2} K_{\Phi Д} K_1 K_2 K_{\Phi}$; КФ- коефіцієнт послаблення сигналу фільтром Ф.

Зсув по фазі ψ , як це було показано в розділі 7.3, має вигляд:

$$\psi = \frac{2\pi}{\lambda} d \sin \varphi \quad (7.14)$$

тому вираз (7.13) можна переписати:

$$U_I = \aleph_K U_0^2 \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} d \sin \varphi\right) \quad (7.15)$$

Таким чином, завдяки зсуванню сигналу в одному з каналів по фазі на кут $\pi/2$, вихідна напруга координатора U_I залежить від величини та знаку кутової координати цілі φ

Вираз (7.15) свідчить про те, що вихідна напруга РКД U_I буде нульовою не тільки при $\varphi = 0$, але і тоді, коли

$$\frac{2\pi}{\lambda} d \sin \varphi = n\pi,$$

де $n = 1, 2, 3, \dots$

У зв'язку з цим, у фазових РКД виникає задача усунення неоднозначності відліку. Необхідно, щоб у межах ширини діаграми направленості антени відлік фази був однозначним.

З формули (7.14) видно що $\psi \leq \pi$, коли $\varphi \leq \arcsin\left(\frac{\lambda}{2d}\right)$. Якщо прийняти, що $\varphi_{\max} = \theta/2$, де θ - ширина діаграми направленості антени, то одержимо:

$$\theta \leq 2 \arcsin\left(\frac{\lambda}{2d}\right) \quad (7.16)$$

Формула (7.16) може бути використана для визначення ширини діаграми направленості антени РКД з фазовою пеленгацією при відомих λ і d , або для визначення бази d , що забезпечує необхідне значення Θ .

Як свідчить формула (7.15), вихідна напруга фазового РКЦ U_I залежить від амплітуди сигналу U_0 . Щоб виключити цю залежність, в каналах головного приймача використовуються схеми автоматичного регулювання підсилення АРП.

На закінчення слід зазначити, що при імпульсному опромінюванні цілі в фазовому РКЦ використовується селекція по дальності до цілі, а при неперервному сигналі використовується селекція за частотою Доплера. На рис.7.14 селектуючі пристрої не зображені.

7.8. Селекція цілей в імпульсних РКД

В РКЦ, що використовують імпульсні сигнали, селекція цілі виконується за часом приходу сигналів. Час приходу імпульсів випромінювання, відбитих ціллю, залежить від дальності до неї, тому таку селекцію називають селекцією по дальності.

Сутність селекції цілі в імпульсному РКЦ полягає у тому, що схема селекції формує спеціальний строб, який відкриває головний приймач тільки тоді, коли очікується прихід радіоімпульсу, відбитого ціллю. Всі радіоімпульси, відбиті іншими об'єктами, надходять до входу координатора в інший час, що не співпадає з часом відкритого стану головного приймача. Час приходу імпульсів цілі змінюється пропорційно до відстані поширення радіовипромінювання від ракети до цілі і від цілі до ракети, тому схема селекції повинна постійно змінювати положення строба в часі, виконуючи слідкування за дальністю до цілі. У цьому випадку положення строба на осі часу характеризує дальність до цілі, а швидкість зміни положення строба – характеризує швидкість зближення ракети з ціллю.

Функціональна схема імпульсного селектора зображена на рис.7.15

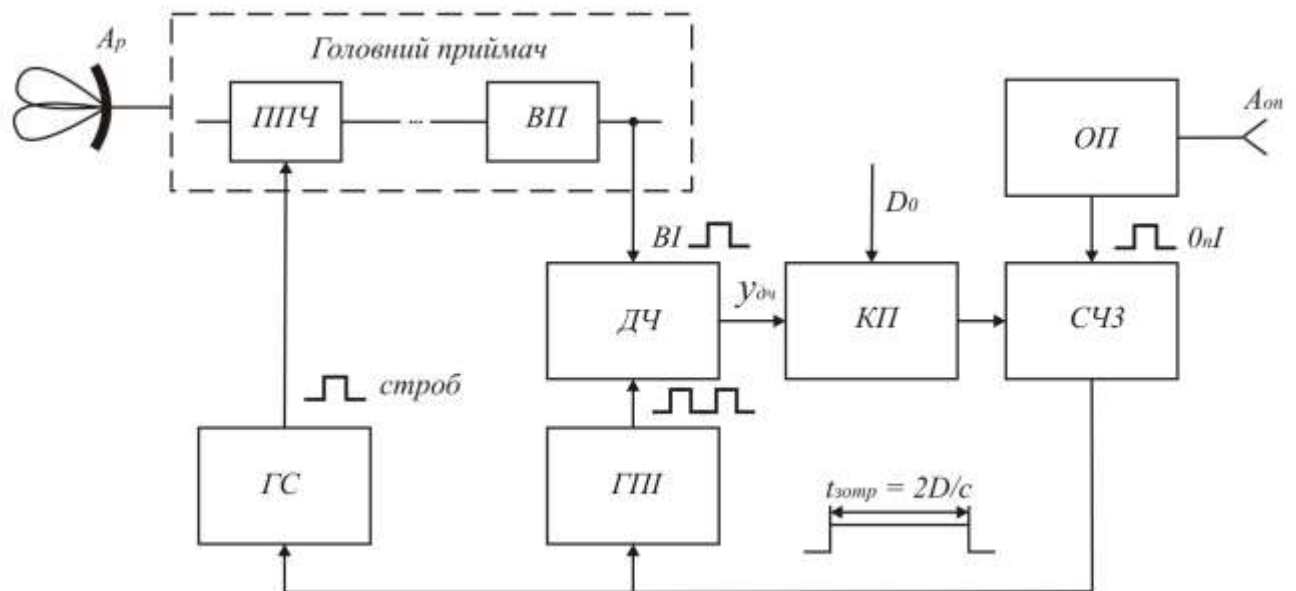


Рис.7.15. Імпульсний селектор цілі

Імпульсний селектор включає до свого складу дискримінатор часу ДЧ, керуючий пристрій КП, схему часової затримки СЧЗ, генератор подвійних імпульсів ГПП і генератор стробу ГС. На перший вхід дискримінатора часу надходять відеоімпульси цілі, котрі формуються відеопідсилювачем головного приймача РКЦ (див.рис.7.9). На другий вхід дискримінатора часу (див.рис.7.15) подаються подвійні імпульси. Якщо відеоімпульс ВІ за часом точно знаходиться посередині між парними імпульсами І1, І2, то на виході дискримінатора часу напруга буде нульовою (рис.7.16). Якщо ВІ пересувається до імпульсу І1, то на виході дискримінатора часу формується плюсова напруга $U_{дч}$, а якщо ВІ пересувається до імпульсу І2, то $U_{дч}$ буде мінусової полярності, причому амплітуда напруги $U_{дч}$ пропорційна до величини перекриття імпульсів. Напруга з виходу дискримінатора часу $U_{дч}$ надходить до керуючого пристрою КП. Керуючий пристрій формує електричний сигнал, котрий керує роботою схеми часової затримки СЧЗ.

Схема часової затримки нормує прямокутний імпульс затримки $t_{затр}$, тривалість котрого визначається напругою керуючого пристрою, причому повинна виконуватися умова.

$$t_{затр} = \frac{2D}{C} \quad (7.17)$$

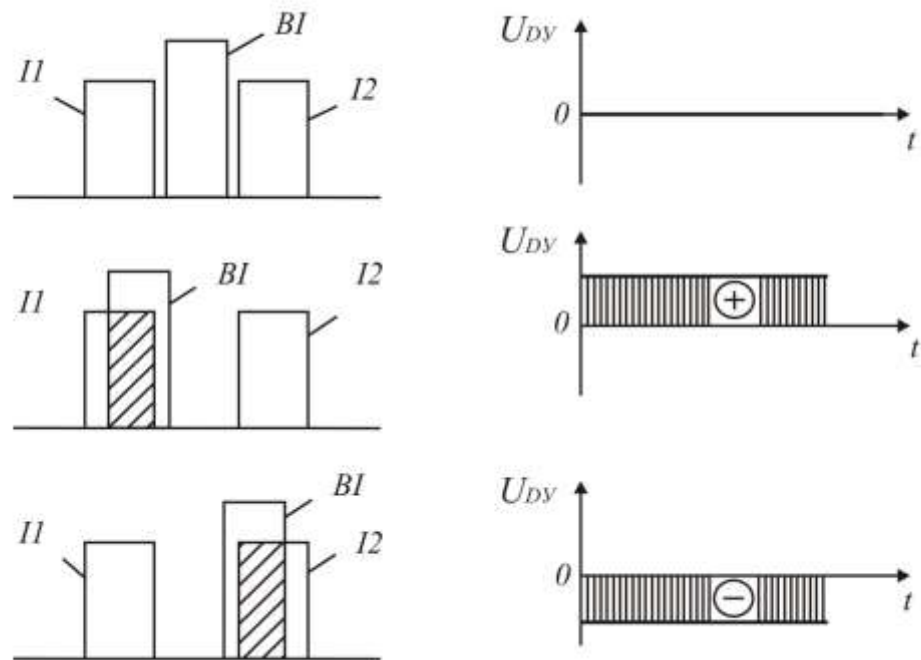


Рис.7.18. Формування керуючої напруги дискримінатором часу

Початок імпульсу затримки $t_{затр}$ формується імпульсом ОпІ опорного приймача ОП. Таким чином, при поширенні імпульсу радіовипромінювання від ВРЛС в напрямку цілі, в момент досягнення цим імпульсом ракети, сигналом опорного приймача ОпІ запускається схема часової затримки, і починає нормуватися імпульс тривалістю $t_{затр}$. У зв'язку з тим, що тривалість $t_{затр}$ відповідає умові (7.17), відбитий від цілі радіосигнал надійде до головної антени $A_{гол}$ на момент закінчення тривалості імпульсу $t_{затр}$, тобто задній фронт імпульсу $t_{затр}$ в часі співпадає з моментом надходження відбитого ціллю сигналу.

Імпульс затримки $t_{затр}$ з виходу схеми часової затримки надходить до генератора подвійних імпульсів ГПІ і до генератора стробу ГС. Згадані генератори запускаються заднім фронтом імпульсу затримки $t_{затр}$, в результаті чого ГПІ генерує подвійний імпульс (I1, I2), що надходить до дискримінатора часу, а ГС генерує строб (прямокутний імпульс), що відкриває підсилювач проміжної частоти ППЧ головного приймача. Тривалість стробу вибирається таким чином, щоб вона перевищувала тривалість імпульсу, відбитого ціллю, в 1,5... 2 рази.

При польоті ракети до цілі дальність D зменшується, тому необхідно виконати автоматичне слідкування за дальністю до цілі. Таке слідкування виконується за допомогою кола автоматичного слідкування за часом приходу імпульсів цілі. Чутливим елементом цього кола є дискримінатор часу, початкова тривалість імпульсу затримки $t_{затр}$ визначається згідно з

початковою дальністю D_0 (інформація про D_0 надходить на керуючий пристрій КП від БРЛС перед пуском ракети). Зміна дальності D призведе до пересування в часі ВІ і перекриття ним одного з імпульсів І1 чи І2. Відповідно до цього перекриття, дискримінатор часу сформує напругу $U_{\partial\chi}$, за допомогою якої керуючий пристрій підготує схему часової затримки до генерування імпульсу $t_{затр}$ такої тривалості, котра буде відповідати зміненому значенню дальності D .

7.9. Селекція цілей в РКЦ з неперервним сигналом

При опромінюванні цілей неперервними сигналами виконується селекція цілей по швидкості зближення ракети з ціллю. Схему селекції, що селекує ціль по швидкості, називають швидкісним автоселектором.

Сутність швидкісної селекції полягає в тому, що автоселектор має в своєму складі вузькосмуговий фільтр, який пропускає тільки ті коливання, частота Доплера котрих відповідає швидкості зближення ракети з вибраною ціллю.

Одна з можливих схем автоселектора, виконуючого селекцію цілі по швидкості зближення, зображена на рис.7.17.

Автоселектор включає до свого складу; керований гетеродин КГ; керуючий пристрій КП, що формує керуючу напругу U_k для зміни частоти КГ; частотний детектор ЧД; комутатор К; схему пошуку СП. Пристрій захоплення ПЗ формує команди "ПЗ"(зупинка пошуку) і "ЗЧ"(захоплення частоти), котрі перемикають автоселектор з одного режиму на інший. Комутатор, при відсутності команди "ЗЧ", підключає до керуючого пристрою схему пошуку, а при наявності команди "ЗЧ" - вихід частотного детектора. Сигнал з керованого гетеродина надходить до третього змішувача ЗМЗ головного приймача, а до входу частотного детектора надходить сигнал з виходу фільтра Ф головного приймача. Розглянемо принцип дії автоселектора.

У сумісному польоті ракети з носієм, перед і стартом, з прицільної системи на керуючий пристрій автоселектора подається сигнал, пропорційний до швидкості зближення \dot{D}_0 . Згідно з цим сигналом керований гетеродин налаштовується на початкове значення частоти Доплера F_{∂} цілі. Після відділення від носія її швидкість змінюється, тобто змінюється і швидкість зближення ракети з ціллю. Для підстройки керованого гетеродина відповідно зі зміненим значенням швидкості зближення, до керуючого пристрою надходить сигнал3 пропорційний прискоренню ракети \dot{J}_x . Цей сигнал в керуючому пристрої інтегрується і додається до \dot{D}_0 . таким чином, керований гетеродин сигналом U_K керуючого пристрою змінює частоту $F_{\partial}^* + f_{\phi}$ відповідно до зміни швидкості зближення. Після віддалення ракети від носія на таку відстань, де став можливим надійне захоплення цілі, автоселектор переходить в режим захоплення. Якби можливим було безпомилкове обчислення швидкості

зближення ракети з ціллю, то швидкісний автоселектор був би готовим в будь-який час до захоплення сигналів цілі.

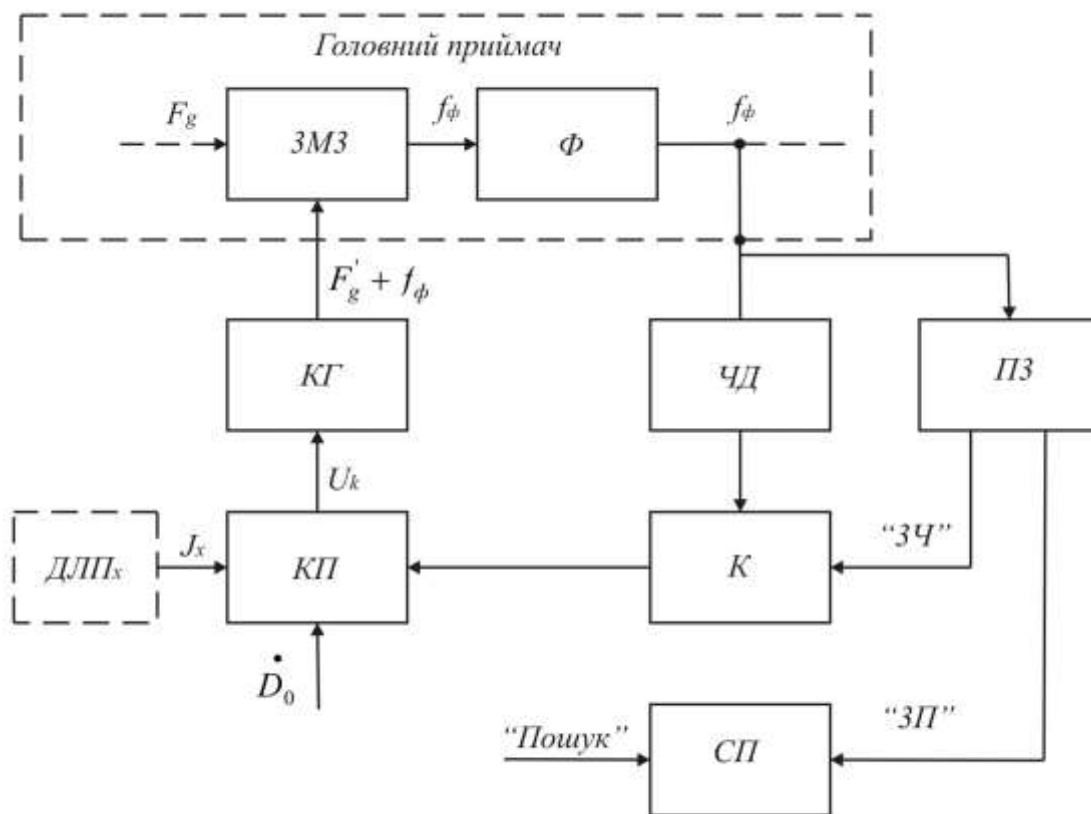


Рис.7.17. Швидкісний автоселектор цілі

Але завдяки помилкам, ідо виникають при вимірюванні прискорення \dot{J}_x і неврахуванні зміни швидкості цілі, накопичується помилка в настройці частоти керованого гетеродина. Тому необхідно виконати пошук сигналу цілі за частотою в межах не менших, ніж накопичена помилка. Пошук починається з моменту подачі команди "Пошук" на схему пошуку. По цій команді в схемі пошуку формуються сигнали, що через комутатор надходять до керуючого пристрою. Під дією цих сигналів керуючий пристрій змінює частоту керованого гетеродина за пилкоподібним законом від мінімального до максимального значень і навпаки. Діапазон зміни частот підбирається таким чином, щоб перекрити можливі помилки б прогнозуванні швидкості зближення ракети з ціллю.

Якщо потужність сигналу, відбитого від цілі, в достатньою для захоплення, то за час зміни частоти керованого гетеродина $F_{\partial}^* + f_{\phi}$ від максимального до мінімального значення обов'язково наступав момент., коли складова F_{∂}^* став однаковою з частотою Доплера F_{∂} цілі. У цьому випадку на виході змішувача ЗМЗ з'явиться сигнал з частотою f_{ϕ} , котрий пройде через фільтр Ф. Поява сигналу на виході фільтра Ф свідчить про налаштованість

керованого гетеродина на частоту Доплера сигналу, що відбитий від об'єкта. Але цим об'єктом, крім цілі, може бути і завада, наприклад частина земної поверхні, що опромінюється разом з ціллю, коли ціль відносно РКД знаходиться на фоні землі. Тому необхідно виконати аналіз сигналу, що мав дану частоту Доплера і визначити належність цього сигналу до класу цілей чи класу завад. Такий аналіз виконує пристрій захоплення. Для цього в момент появи сигналу на виході фільтра пристрій захоплення формує команду "ЗП" (зупинка пошуку), по котрій схема пошуку через керуючий пристрій припиняє пилоподібну зміну частоти керованого гетеродина на термін, що необхідний для аналізу. У випадку, коли результати цього аналізу показують, що головний приймач сприймає сигнал, відбитий ціллю, формується команда "ЗП", згідно з якою комутатор відмикає вхід керуючого пристрою від схеми пошуку і підмикає його до виходу частотного детектора, замикаючи, цим самим, контур автоматичного слідування частоти керованого гетеродина за частотою Доплера сигналу цілі. Якщо головний приймач сприймає сигнали, відбиті не ціллю, то команда "ЗП" знімається і пошук продовжується.

До контуру автоматичного слідування за частотою Доплера відносяться: частотний детектор ЧД, керуючий пристрій КП, керований гетеродин КГ, змішувач ЗМЗ, фільтр Ф і комутатор К.

Фільтр Ф має вузьку смугу пропускання Δf (в сучасних РКЦ від кількох сотень Гц до кількох кГц), а частотний детектор налаштований таким чином, що при частоті вхідного сигналу f_{ϕ} , його вихідна напруга дорівнює нулю. Якщо частота Доплера F_{∂} сигналу цілі змінюється, то порушується рівність $F_{\partial}^* = F_{\partial}$, і частота сигналу на виході фільтра теж зміниться, тобто відхилиться від f_{ϕ} . Відповідно до цього відхилення частоти зміниться і напруга на виході частотного детектора. Ця напруга через керуючий пристрій призведе до зміни частоти керованого гетеродина таким чином, щоб підтримувалась рівність $F_{\partial}^* = F_{\partial}$.

Розглянутий принцип дії показує, що головним селектуючим елементом автоселектора є вузькосмуговий фільтр Ф. Ширина смуги пропускання цього фільтра Δf характеризує роздільну здібність РКЦ по швидкості зближення $\Delta V_{зб}$. Величина $\Delta V_{зб}$ визначається формулою:

$$\Delta V_{зб} = \frac{\lambda}{2} \Delta f$$

Так, при довжині хвилі випромінювання λ — 3см та ширині смуги Δf — 1 кГц, роздільно здібність по швидкості зближення $\Delta V_{зб}$ — 15м/с. Для підвищення роздільної здібності РКЦ по швидкості зближення необхідно зменшувати ширину смуги пропускання фільтра Ф, але при цьому збільшуються вимоги до точності та стійкості функціонування елементів контуру слідування за частотою Доплера.

7.10. Пристрій захоплення цілі в РКЦ з неперервним опромінюванням цілі

Надійність роботи швидкісного автоселектора при слідкуванні за частотою Доплера залежить від правильності визначення належності прийнятого сигналу до класу цілі чи класу завад. Аналіз сигналу і визначення цієї належності виконується в пристрої захоплення цілі.

Розглянемо, які сигнали можуть надходити до антени головного приймача, під час напівактивного самонаведення при неперервному опромінюванні цілі.

Максимальне значення частоти Доплера $F_{\partial max}$ сигналу, відбитого ціллю, має місце при максимальній швидкості зближення ракети з ціллю, коли ракета і ціль мають максимальні швидкості, а атака виконується з передню напівсферу. В цьому випадку:

$$F_{\partial max} = \frac{2(V + V_{ц})}{\lambda}.$$

Мінімальне значення $F_{\partial min}$ буде у випадку атаки в задню напівсферу:

$$F_{\partial min} = \frac{2(V - V_{ц})}{\lambda}.$$

РКЦ повинен сприймати доплерівські частоти в смузі від $F_{\partial min}$ до $F_{\partial max}$. Частотна характеристика РКЦ по пропусканню частот Доплера зображена на рис.7.18.

Крім сигналів, відбитих ціллю, до входу головного приймача можуть надходити і інші сигнали, наприклад відбиті земною поверхнею, при атаці цілі на фоні землі. Частота Доплера такого сигналу $F_{\partial з}$ буде знаходитися в межах смуги пропускання РКЦ частот Доплера. Тому сигнал відбитий земною поверхнею, за частотою Доплера має такі ж властивості, що і сигнал цілі. Де саме стосується і сигналу, відбитого хмарою дипольних відбивачів.

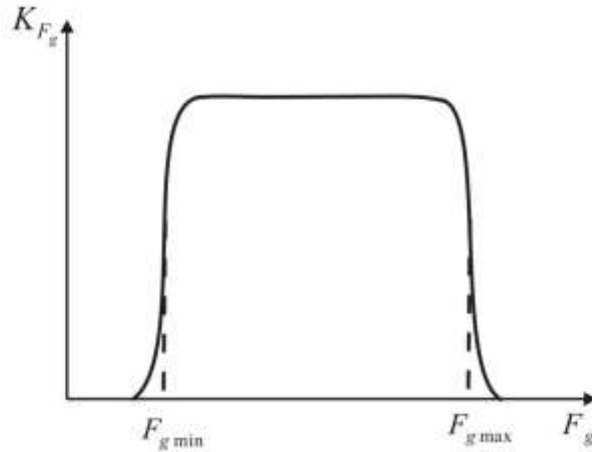


Рис.7.18. Частотна характеристика головного приймача

Для захоплення по частоті Доплера тільки сигналу цілі на фоні перешкод, необхідно проаналізувати вхідні сигнали за іншими ознаками. Одною з таких ознак вхідних сигналів є їх спектр частот Доплера. Спектри S_F частот Доплера сигналів цілі і завад мають суттєві відмінності: спектр частот Доплера сигналів цілі є вузькосмуговим, а сигналів, відбитих земною поверхнею - широкосмуговим. На рис.7.13 зображені криві спектрів S_F сигналів цілі і земної поверхні. Таким чином, аналізуючи ширину спектра частот Доплера вхідного сигналу, можна приймати рішення про належність його до класу цілей чи класу завад.

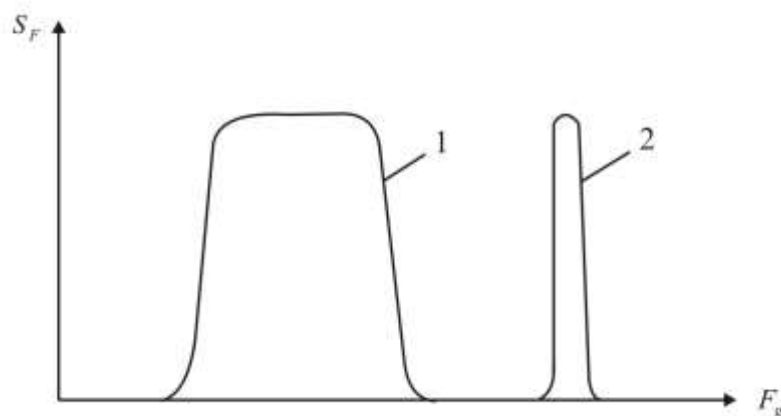


Рис.7.19. Спектри частот Доплера: 1 – сигналу земної поверхні; 2 – сигналу цілі

Разом з тим, спектри сигналів будуть мати такий вигляд, як на рис.7.18, тільки у разі достатньої потужності вхідного сигналу. При малій потужності вхідного сигналу він буде зіставленим з потужністю внутрішніх шумів, спектр котрих перекриває всю смугу пропускання РКЦ. Тому надійний аналіз спектрів частот Доплера вхідних сигналів буде можливим тільки при достатньому співвідношенні сигнал/шум. У сучасних РКЦ це співвідношення беруть не меншим, ніж 3.. .5.

Одна з можливих схем пристрою захоплення цілі зображена на рис.7.20. До складу пристрою входить: амплітудний детектор АД,

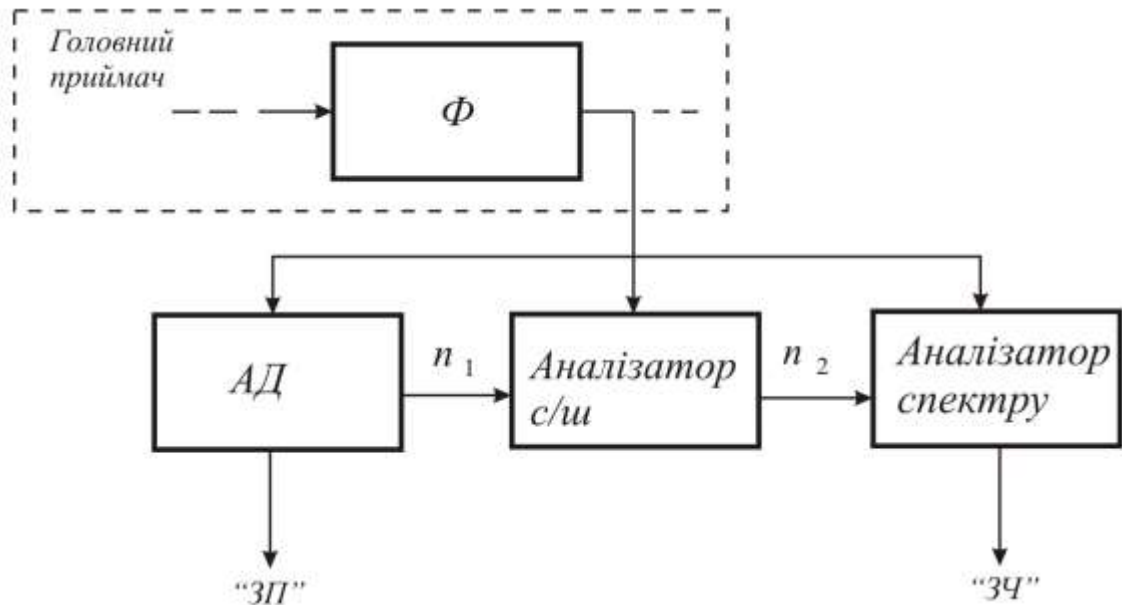


Рис.7.20. Пристрій захоплення цілі

аналізатор співвідношення сигнал\шум (с\ш), аналізатор спектру.

При наївності на вході головного приймача РКЦ сигналу, що за частотою Доплера є подібним до сигналу цілі, в момент досягнення рівності $F_D^* = F_D$ через фільтр Φ проходить сигнал на частоті f_ϕ , котрий надходить до амплітудного детектора, аналізатора (с\ш) та аналізатора спектру. Амплітудний детектор, виділяючи огинаючи цього сигналу, формує імпульс зупинки пошуку – “ЗП” і команду n_1 , Командою "ЗП" зупиняється пилкоподібна зміна частоти керованого гетеродина на термін, що є необхідним для виконання аналізу вхідного сигналу. Команда n_1 , дає дозвіл на аналіз співвідношення с\ш. Якщо величина співвідношення с\ш є достатньою, то аналізатор с\ш формує команду n_2 , по котрій спрацьовує аналізатор спектру. Якщо аналізатор спектру “визначив”, що спектр сигналу відповідає спектру цілі, то приймається рішення, що сигнал на вході головного приймача є сигналом цілі і формується команда “ЗЧ”, по котрій замикається контур автоматичного слідування за частотою Доплера швидкісного автоселектора. Якщо сформувалася команда n_1 , але не сформувалася команда n_2 , то це означає, що сигнал на вході головного приймача надто слабкий для захоплення. Якщо сформовані команди n_1 і n_2 але не сформована команда "ЗЧ", то це означає, що головний приймач сприймає сигнали, відбиті земною поверхнею або іншою завадою. При деформуванні хоча б однієї з команд - n_1 , n_2 , “ЗЧ” – команда “ЗП” знімається і режим пошуку продовжується

7.11. Завади, що діють на РКЦ

При самонаведенні ракети до входу приймачів РКЦ можуть знаходити не тільки корисні сигнали, а і завади у вигляді електромагнітних випромінювань, що характеризуються випадковими значеннями амплітуди, фази і частоти. І ці завади спотворюють корисний сигнал і призводять до помилок у визначенні координат цілі.

Всю сукупність завад, що діють на РКЦ, ділять на два класи:

природні;

штучні.

Розглянемо кожний з цих класів завад.

Природні з а в а д и . Природні завади поділяють на зовнішні, зумовлені флуктуаціями відбитого від цілі, чи інших об'єктів, сигналів, і внутрішні, що зумовлені фізичними процесами електронних пристроїв РКД та його конструктивними особливостями.

До зовнішніх завад відносяться завади, що дістали назви федінг і блукання центру відбиття (БЦВ). Цілями для ракет з РКЦ можуть бути літаки, вертольоти, крилаті ракети, тощо, котрі мають складну конфігурацію. Розміри цілей значно перевищують довжину радіохвиль РКЦ. Різні ділянки поверхні цілей відбивають радіохвилі по різному. В антені РКД радіохвилі, відбиті різними ділянками цілі, інтерферують. Взаємне положення цілі і ракети неперервно змінюється. В результаті інтерференції сприйнятий РКД радіосигнал неперервно змінюється за амплітудою та фазою. Якщо складну реальну ціль замінити еквівалентним точковим відбивачем, то для створення на вході РКД умов, що відповідають реальній цілі, ефективна відбиваюча поверхня точкового відбивача повинна флуктувати, а його положення повинно змінюватися випадково відносно геометричного центра цілі.

Флуктуації сприйнятого РКЦ сигналу за амплітудою називають Ф е д і н г о м, а випадкові пересування еквівалентного точкового відбивача - б л у к а н н я м центра відбиття.

Такі чином, федінг - це електромагнітне явище, що полягає в зміні потужності сприйнятих сигналів. Блукання центра відбиття - це електромагнітне явище, що полягає в позірному пересуванні цілі.

До внутрішніх завад відноситься завада обтікача РКД. Обтікач використовується для надання носовій частині ракети необхідної аеродинамічної форми та захисту його від зустрічного потоку повітря, частинок пилу, води, грязі та ін. В сучасних РКД обтікачі виготовляються з пластиків або радіопрозорі кераміки. Товщина обтікача складає близько 5...10 мм. Внаслідок обтікачової форми та неоднорідності матеріалу обтікача, що призводить до випадкових втрат при поглинанні, відбитті і заломленні, він є причиною спотворення фронту хвилі і послаблення радіосигналу. По цій причині змінюється амплітуда сигналу та спотворюються кутові координати цілі, причому ці спотворення залежать від кута, під яким сприймаються радіохвилі (кута пеленгу цілі).

Іншими внутрішніми завадами є завади, зумовлені такими чинниками:

Шумами НВЧ-елементів антенної системи РКЦ, що виникають внаслідок зміни температури, вологості і інших параметрів середовища, де знаходиться координатор;

тепловими струменевими шумами, шумами рекомбінації та ін. в елементах входних каскадів РКЦ: резисторах, конденсаторах, транзисторах, мікросхемах, тощо;

взаємним впливом елементів входних каскадів внаслідок компактного їх розміщення в РКЦ.

Штучні завади. Штучні завади поділяються на маскуючі та імітуючі.

Маскуючі завади створюються з метою утруднення виявлення та захоплення корисних сигналів.

Імітуючі завади створюються таким чином, щоб зони за одним чи кількома параметрами були схожі на корисні сигнали. Дія таких завад викликає помилки в селекції корисних сигналів, що призводить до помилок в наведенні ракети або зриву захоплення сигналів цілі.

Маскуючі завади можуть бути пасивними (відбиваючими) або активними (випромінюючими).

Серед пасивних завад найбільшого поширення зазнали завади, що створюються у вигляді хмари дипольних відбивачів. Окремий дипольний відбивач являє собою металевий або металізований об'єкт, розміри котрого близькі до розмірів довжини радіохвилі. В цьому випадку спостерігається резонансне вторинне випромінювання. Кількість відбивачів у хмарі сягає десятків тисяч, елективна поверхня відбиття (ЕПВ) хмари дипольних відбивачів може складати десятки і сотні квадратних метрів, що набагато перевищує ЕПВ реальних цілей. Крім дипольних відбивачів, пасивні завади можуть створювати багатосекційні кутові відбивачі, лінзи Люнеберга, тощо.

Для створення активних маскуючих завад використовуються потужні джерела радіовипромінювання. При дії корисного сигналу разом з потужною завадою на приймач РКЦ, його підсилювачі працюють у нелінійному режимі. Якщо завада досягає такого рівня, що один чи кілька послідовно з'єднаних підсилювачів приймача стають обмежувачами, настає перевантаження приймача РКЦ. Перевантаження приймача є невідв'язним не тільки при прийомі неперервних чи імпульсних сигналів цілі, але і при прийомі опорних сигналів, сигналів корекції.

Імітуючі завади - це активні завади, що створюються за допомогою спеціальних радіотехнічних пристроїв, котрі знаходяться, найчастіше, на літакові-цілі. Особливістю роботи цих радіотехнічних пристроїв є те, що вони визначають параметри випромінювання, котрим опромінюється ціль, і випромінюють у напрямку РКЦ сигнал, що містить хибну інформацію у вигляді упереджуючого чи затриманого імпульсу (для порушення режиму функціонування імпульсного автоселектора), або хибної складової частоти Доплера для порушення працездатності швидкісного автоселектора.

Крім згаданих, як імітуючі, можуть використовуватися мерехтячі і шумові завади. Мерехтячі завади створюються двома джерелами, ідо знаходяться на деякій відстані одне від одного і по чергово змикаються на

випромінювання. Шумові завади створюються джерелом радіовипромінювання, що має широкий спектр частот, котрий перекривав смугу чутливості РКЦ.

7.12. Шляхи досягнення завадостійкості РКЦ

Завадостійкість РКЦ характеризує, його здібність функціонувати з необхідною точністю в умовах дії як природних, так і штучних завад. Сучасні РКЦ будуються таким чином, щоб вони були захищені не тільки від найбільш вірогідних, але і від найбільш небезпечних штучних завад. Крім того, РКЦ заміщаються від всіх тих штучних завад, вплив яких усувається технічно просто.

У сучасних РКЦ для захисту від природних і штучних завад використовуються такі види селекції, як просторова, поляризаційна, частотна, фазова, часова, енергетична, кодова та ін. Але ці види селекції можливо реалізувати тільки тоді, коли буде забезпечено повне запобігання перевантаження приймачів РКЦ.

Запобігання перевантаження приймачів РКЦ. Перевантаження приймача є результатом дії на його вхід разом з корисним сигналом завади великої інтенсивності. Щоб усунути перевантаження і цим зберегти корисну інформацію в сприйнятому сигналі, використовуються системи АРИ і підсилювачі з лінійно-логарифмічними характеристиками, якщо ж. амплітуда сигналу не несе корисну інформацію, то використовують амплітудні обмежувачі.

Серед систем АРП найбільш доцільними з швидкодіючі. Це пояснюється тим, що завадами можуть бути потужні імпульси з малою шпаруватістю, а система АРП зі значною постійною часу не в змозі швидко змінювати коефіцієнт підсилення приймача РКЦ.

Лінійно-логарифмічні підсхаввані сигналів проміжної частоти мають широкий динамічний діапазон, але при проходженні амплітудно-модульованих сигналів через такі підсилювачі в деякій мірі зменшується коефіцієнт модуляції.

Просторова селекція. За рахунок просторової селекції корисний сигнал відділяється від сигналу завади, джерело котрої не суміщено в просторі з джерелом корисного сигналу. Просторова селекція реалізується за допомогою антен з вузькою діаграмою направленості, а також шляхом кутового ограбування.

Метод кутового стробування використовується, переважно, для захисту РКЦ від мерехтячих завад. Сутність цього методу полягає в наступному. При відсутності мерехтячої завади кутові координати цілі визначаються порівняно точкою і сигнал розбіжності в РКЦ є близьким до нульового. Таким він залишається практично і при вмиканні передавача завад, що суміщений з ціллю. Як тільки починає працювати передавач завад, що розміщений поза ціллю, величина розбіжності різко зростає. Факт зростання розбіжності фіксується амплітудним селектором і використовується для відмикання РКЦ від системи керування ракети на термін дії імпульсу мерехтіння. В момент закінчення терміна дії імпульсу мерехтіння сигнал розбіжності знову

зменшується і РКЦ підмикається до системи керування ракетою.

П о л я р и з а ц і й н а с е л е к ц і я . Поляризаційна селекція заснована на відмінностях поляризації корисних радіосигналів і радіозавад. Вона використовується для боротьби з штучними та природними завадами.

Поляризаційний фільтр являє собою сітку з близько розташованих між собою паралельних дротин або металевих пластин. Ця сітка поміщається перед антеною РКЦ. Вона відбиває, радіохвилі з площиною поляризації, паралельною до дротин чи пластик, і є прозорою для радіохвиль ортогональної поляризації. Ціль при цьому опромінюється БРЛС, площина поляризації випромінювання якої зберігає нерухомим у просторі напрямок або змінюється за відомим законом, а РКЦ орієнтується у просторі таким чином, щоб елементи сітки поляризаційного фільтра залишалися перпендикулярними до площини поляризації випромінювання БРЛС. Канал крену системи керування АКР у цьому випадку стабілізує ракету по крену, або синхронно обертає її відповідно до закону зміни напрямку площини поляризації випромінювання БРЛС літака-носія.

Ч а с т о т н а с е л е к ц і я . Частотна селекція заснована на відмінностях спектрів корисного сигналу і завад. Цей вид селекції використовується в доплерівських автоселектора РКЦ при використанні неперервних та квазінеперервних сигналів опромінювання цілі. Частотна селекція забезпечує якісне функціонування РКД, коли ціль знаходиться на фоні поверхні землі чи при наявності в діаграмі направленості хмари дипольних відбивачів.

Для утруднення противнику постановки відводячих по частоті Доплера завад БРЛС може опромінювати ціль сигналом, несуча частота якого змінюється за визначеним законом. Частота гетеродина РКД також повинна змінюватися відповідно до цього закону. Для синхронного перемикавання частоти гетеродина РКД може бути використаний опорний канал.

Ч а с о в а с е л е к ц і я . Сутність часової селекції полягає у можливості розрізняти корисні імпульсні сигнали і завади за тривалістю і моментами їх появи в часі, а також за частотою повторення імпульсів. Ця селекція виконується імпульсним автоселектором, що селекує корисні сигнали за згаданими параметрами. Часова селекція успішно вирішує питання захисту від пасивних завад типу "хмара дипольних відбивачів". Для утруднення противнику постановки відводячих за дальністю перешкод імпульси опромінювання цілі можуть змінювати свою тривалість, або опромінювання цілі може виконуватися не одинокими імпульсами, а деякою сукупністю ("пачкою") імпульсів з закодованим положенням кожного імпульсу в цій сукупності.

На практиці реалізація завадостійкості сучасних РКД виконується не на основі використання якого-небудь одного виду селекції, а використанням комбінації кількох її видів.

7.13. Максимальна дальність дії РКД

Під максимальною дальністю дії РКД D_{max} розуміють таку

максимальну відстань між ціллю і РКД, на якій забезпечується надійне захоплення радіосигналів, відбитих ціллю.

Максимальна дальність дії РКД є одною з головних його характеристик, що визначає тактико-технічні характеристики ракети 5 радіотехнічною окотпш самонаведення.

З теорії радіолокації відомо, що в загальному випадку дальність дії напівактивного радіотехнічного пеленгатора, в тому числі і РКЦ, визначається формулою:

$$D_{max} = \sqrt{\frac{P_B Q_K Q_{II} \lambda^2 \sigma_{II}}{64 \pi^2 D_{II}^2 S_{III} \Delta f R}} \quad (7.18)$$

де P_B - потужність випромінювання БРЛС; Q_K , Q_{II} - коефіцієнти підсилення антен РКД та БРЛС (що відповідають максимумам їх діаграм направленості) відповідно; λ - довжина хвилі радіовипромінювання; σ_{II} - ефективна відбиваюча поверхня цілі; D_{II} - дальність від БРЛС до цілі; S_{III} - спектральна щільність потужності шуму; Δf - ефективна смуга пропускання головного приймача РКЦ; R - коефіцієнт надійності захоплення сигналів цілі.

При імпульсному опромінюванні цілі за потужність P_B приймають потужність енергії випромінювання в імпульсі - $P_B = P_{imp}$, при неперервному випромінюванні - середня потужність - $P_B = P_{ser}$.

Для параболічних антен (якими найчастіше є антени РКЦ та БРЛС) коефіцієнт підсилення визначається за формулою:

$$Q = \frac{4,6 d_a^2}{\lambda^2} \quad (7.19)$$

де d_a - діаметр антени.

Середнє значення ефективної відбиваючої поверхні цілі є меншою від реальної площі цілі. Крім того, для зниження ефективної відбиваючої поверхні можуть використовуватися спеціальні покриття, наприклад матеріали, виготовлені за технологією СТЕЛС. Середні значення величини σ_{II} для різних цілей в сантиметровому діапазоні довжин хвиль радіовипромінювання приведені в табл.7.1.

При виборі довжини хвилі λ враховують ряд факторів. З одного боку, для створення компактних висконаправлених антен величину λ вибирають якомога меншим значенням. З іншого боку, зменшення довжини хвилі не є

доцільним, тому що при цьому зростає поглинання випромінювання атмосферою (дощ, сніг, туман і т.д.), і, крім того, знижується ефективна відбиваюча поверхня цілі. Суттєвим при виборі довжини хвилі в врахування можливостей генераторів сигналів НВЧ по генеруванню тієї чи іншої довжини хвилі.

Таблиця 7.1. Середні значення ефективної відбиваючої поверхні цілей

Тип цілі	$\sigma_{\text{ц}}, \text{ м}^2$
Крилата ракета	0,1...0,5
Винищувач, легкий вертоліт	3...10
Середній бомбардувальник	5...50
Бронемашина, танк	1...3
Ракетний катер	50...150
Крейсер	1000...2000

Спектральна щільність шумів S_{III} визначається за формулою:

$$S_{III} = S_{III1} + S_{III2} \quad (7.20)$$

де S_{III1} - спектральна щільність потужності внутрішніх шумів; S_{III2} - спектральна щільність штучних завад на частоті несучої НВЧ-сигналу.

Величина S_{III1} обчислюється за формулою:

$$S_{III1} = kT_0 \left(k_{III1} + \frac{T_a}{T_0} - 1 \right) \quad (7.21)$$

де $k_{III} - 1,27 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/(Гц} \cdot \text{град)}$; $T_0 - 290 \text{ К}$; T_a - температура антени, k ; k_{III1} - коефіцієнт шуму ($k_{III1} = 15...50$).

При імпульсному сигналі $\Delta f - 1/t_i$, де t_i - тривалість імпульсу опромінювання цілі У випадку неперервного сигналу величина Δf визначається діапазоном можливих значень доплерівських частот ($\Delta f \approx 100...200 \text{ кГц}$).

Момент захоплення визначається часом, коли сигнал на вході РКЦ починає перевищувати деякий поріг, обумовлений потужністю шумів і ймовірністю хибної тривоги P_{xm} . Коефіцієнт надійності захоплення D записують у вигляді формули :

$$R = k_c R_p \quad (7.22)$$

де k_c - коефіцієнт, що враховує неузгодженість смуг пропускання окремих блоків РКЦ (k_c - В... 15); R_p - величина, відношення сигнал/шум.

Величина R_p в залежності від необхідного значення ймовірності правильного виявлення РПВ, може бути знайдена за допомогою табл.7.2, одержаної розрахунковим шляхом при РХТ – 10-10

Таблиця 7.2.

$P_{ПВ}$	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	0,99
R_p	0,43	0,81	1,35	2,75	9,5	9,77

На максимальну дальність дії РКЦ впливає, послаблення енергії радіохвиль внаслідок поглинання та розсіювання в атмосфері. Цей вплив враховується шляхом зведення в формулу (7.18) множника τ_a , що обчислюється за формулою:

$$\tau_a = \exp(-0,15\nu_a D_{max}) \quad (7.23)$$

де ν_a - коефіцієнт послаблення, дБ/км. Величина ν_a залежить від довжини хвилі радіовипромінювання. Так, під час сильного дощу для λ - 3см ν_a - 0,4, а для λ - 0,3 ом ν_a - 7,0.

З врахуванням (7.23), максимальна дальність дії РКЦ визначається формулою:

$$D_{max} = D_{0max} \exp(-0,15\nu_a D_{max}) \quad (7.24)$$

де D_{0max} - дальність дії РКЦ без врахування послаблення випромінювання атмосферою, котра обчислюється за формулою (7.18).

Формула (7.24) є трансцендентним рівнянням. Як відомо, рівняння такого типу розв'язуються методом послідовних наближень або графічним способом.

Порядок розрахунку максимальної дальності дії РКЦ

1. Вибрати або визначити вихідні дані для розрахунків: ймовірність правильного виявлення цілі $P_{ПВ}$; довжину хвилі радіосигналу., котрим опромінюється ціль λ погодні умови для визначення ν_a ;

тип цілі;

імпульсну (або середню) потужність випромінювання БРЛС;

діаметр антени БРЛС;

діаметр антени РКЦ;

тривалість імпульсу опромінювання цілі t_i для визначення смуги пропускання за формулою $\Delta f = 1/t_i$, або ширину смуги пропускання РКЦ Δf при неперервному сигналі опромінювання цілі:

1. температуру антени T_a
2. За формулою (7.13) визначити Q_K , Q_{II}
3. За формулами (7.20), (7.21) визначити величину S_{III}
4. Згідно з табл. 7.1 знайти σ_{II}
5. Відповідно до значення $P_{ПВ}$ по таблиці 7.2 знайти R_P
6. З використанням формули 7.22 визначити R .
7. Використовуючи формулу (7.18) розрахувати максимальну дальність дії D_{0max} без врахування послаблюючої дії атмосфери.

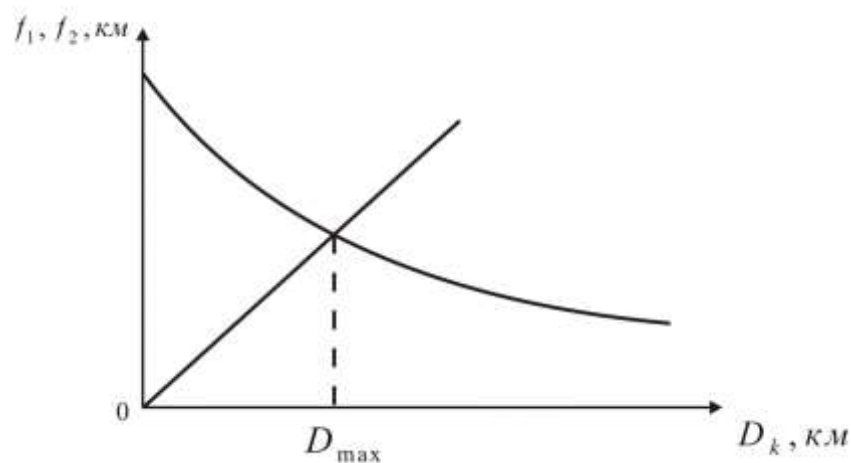


Рис. 7.21. Знаходження D_{0max} графічним способом

8. Задатися кількома значеннями дальності D_K і побудувати графік функції (рис. 7.21):

$$f_1(D_K) = D_{0max} \exp(-0,15 v_a D_K)$$

де D_{0max} і D_K підставляються в км.

9. Побудувати графік функції $f_2(D_K) = D_K$, ще являє собою пряму лінію, котра проходить через початок координат під кутом 45° до осі абсцис (див. рис. 7.21).

10. Точка перетину цих графіків визначає по осі D_K дальність дії РКЦ.

ГЛАВА 8. Вимірювачі параметрів керування в системах самонаведення

8.1. Принципи побудови вимірювачів параметрів керування в системах самонаведення

Конструкція та облік пристроїв, що вимірюють параметри керування в системах самонаведення, залежать від вибраного методу самонаведення ракети.

При реалізації методу прямого самонаведення параметрами керування є кутові координати цілі відносно поздовжньої осі ракети. Тому, будь-який з розглянутих вище координаторів, нерухомо закріплений на ракеті таким чином, щоб його оптична вісь чи рівно-сигнальний напрямок співпадали з поздовжньою віссю ракети (рис.8.1), і є вимірювачем параметрів керування при методі прямого самонаведення.

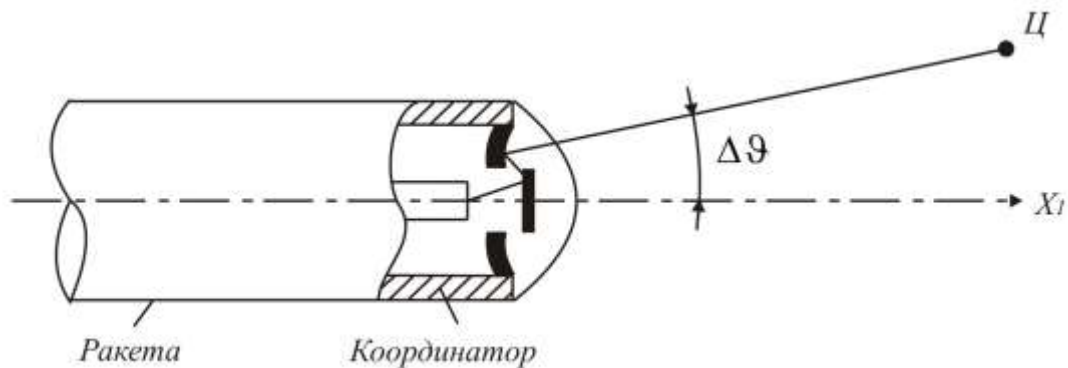


Рис.8.1. Вимірювання параметра керування при методі прямого самонаведення

При реалізації методу погоні за параметр керування приймають кутові координати цілі відносно вектора швидкості ракети. Оптична вісь чи рівносигнальний напрямок координатора цілі, у цьому випадку, повинні орієнтуватися за вектором швидкості ракети. Така орієнтація виконується за допомогою флюгерного пристрою. Схема вимірювання параметра керування при методі погоні зображена на рис. 8.2.

В носовій частині керованої ракети чи бомби на шарнірі кріпиться флюгерний пристрій, що завдяки аеродинамічним властивостям орієнтується вздовж набігаючого потоку \bar{V}_∞ , тобто поздовжн

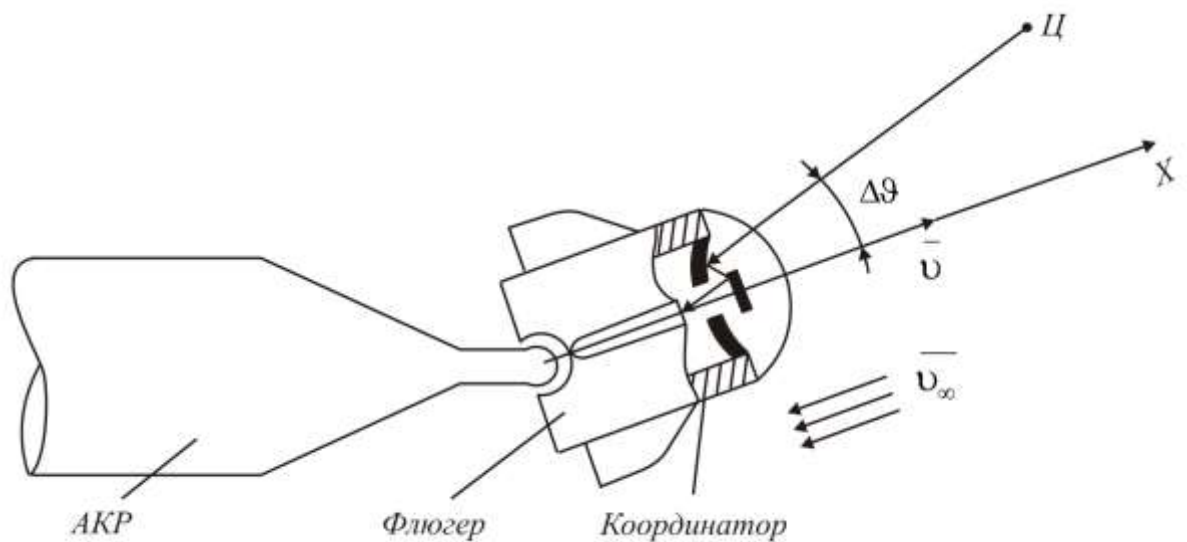


Рис.8.2. Вимірювання параметра керування при методі погоні

вісь флюгера орієнтується за вектором швидкості ракети \bar{V} . Якщо будь-який з розглянутих координаторів помістити нерухомо у флюгерний пристрій таким чином, щоб його поздовжня вісь співпадала з оптичною віссю чи рівносигнальним напрямком координатора, то координатор буде вимірювати кут $\Delta\varphi$ між вектором швидкості ракети \bar{V} і напрямком на ціль, тобто параметр керування згідно з методом погоні.

В теперішній час для самонаведення ракет найбільшого поширення зазнав метод пропорційного самонаведення. При цьому методі для визначення параметра керування, згідно з (5.18), необхідно вимірювати кутову швидкість вектора дальності ω_D . Найбільш поширеним пристроєм для вимірювання ω_D є слідкуючий координатор цілі. Слідкуючий координатор цілі являє собою замкнену автоматичну систему слідкування за ціллю. Ця система включає до свого складу координатор, підсилювач потужності та слідкуючий привід, наприклад електродвигун. Для слідкування за ціллю у двох площинах (умовно вертикальній і горизонтальній) координатор установлюється в кардановому підвісі.

Схема слідкуючого координатора цілі зображена на рис.8.3.

Датчиком розбіжності між напрямком на ціль і оптичною віссю координатора (або рівносигнальним напрямком) є координатор, сигнал з якого надходить до підсилювача потужності. Навантаженням цього підсилювача є слідкуючі приводи, що обертають координатор в бік зменшення розбіжності. Таким чином координатор, слідкуючи за ціллю, обертається відносно осей карданового підвісу з кутовою швидкістю, що дорівнює кутовій швидкості обертання вектора дальності \bar{D} .

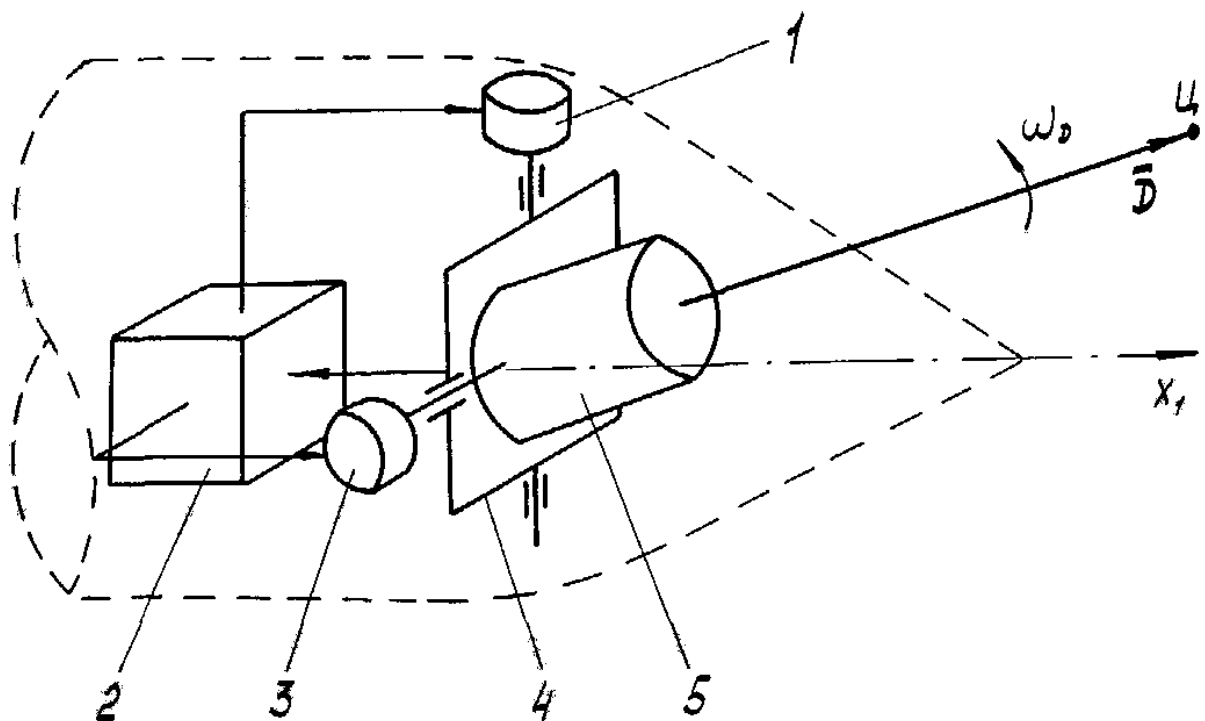


Рис.8.3- Сліdkуючий координатор цілі: 1.3 - сліdkуючий привід; 2 - підсилювач потужності; 4 - карданів підвіс; 5 – координатор

Частіше рухомим є не весь координатор, а тільки антена чи оптична система, тому у цьому випадку весь координатор умовно можна розділити на рухому частину координатора (РЧК) і нерухому частину координатора (НЧК).

Якщо тим чи іншим способом виміряти кутову швидкість РЧК (наприклад, за допомогою датчиків кутової швидкості), то ця кутова швидкість буде дорівнювати кутовій швидкості вектора дальності ω_d .

Інший спосіб отримання інформації про ω_d полягає у використанні властивостей сліdkуючих систем з астатизмом першого порядку, до котрих відноситься і сліdkуючий координатор. Спрощена структурна схема сліdkуючого координатора цілі зображена на рис.8.4, де W_k , $W_{\text{пн}}$, $W_{\text{СП}}$ - передаточні функції координатора, підсилювача потужності та сліdkуючого приводу.

З теорії автоматики відомо, що сліdkуючий привід є інтегруючою ланкою з передаточною функцією

$$W_{\text{СП}}(P) = \frac{K_{\text{СП}}}{P}.$$

де $K_{\text{СП}}$ - коефіцієнт передачі сліdkуючого пристрою p - оператор.

Вихідним параметром сліdkуючого приводу є оцінка кутового положення цілі $\hat{\phi}$, яка порівнюється з фактичним кутом цілі ϕ .

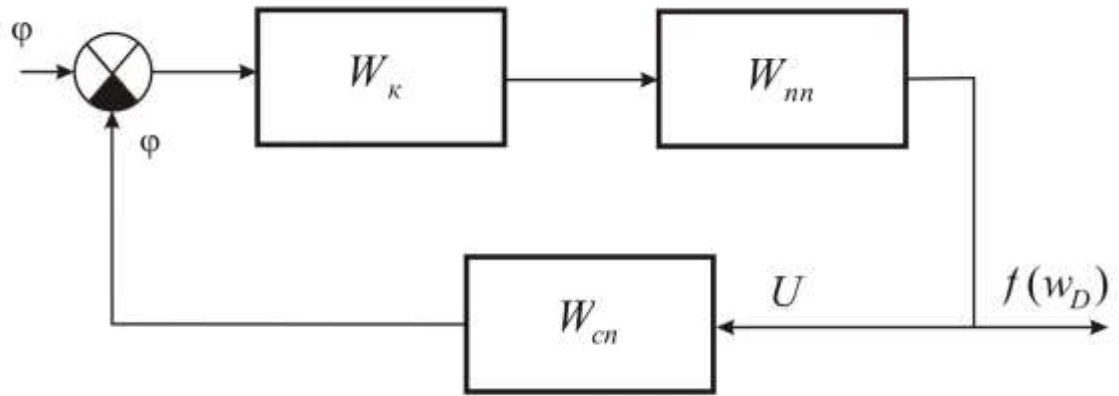


Рис.8.4. Структурна схема слідкуючого координатора цілі

Оцінку кутового положення цілі $\hat{\phi}$ з використанням передаточної функції слідкуючого пристрою можна виразити як:

$$\hat{\phi} = U \frac{K_{СП}}{P} \quad (8.1)$$

де U - сигнал, що надходить до входу слідкуючого пристрою. Виразимо з (8.1) сигнал U в операторній формі:

$$U = \frac{\hat{\phi} P}{K_{СП}} ;$$

або через похідну:

$$U = \frac{\dot{\hat{\phi}}}{K_{СП}}$$

Тобто, сигнал на виході підсилювача потужності є функцією першої похідної оцінки кутового положення цілі. Враховуючи, що при слідкуванні за ціллю, $\dot{\phi} - \dot{\hat{\phi}} \approx 0$, а також очевидне $\dot{\phi} = \omega_D$, можна зробити висновок, що у вихідному сигналі підсилювача потужності U міститься інформація про кутову швидкість вектора дальності $f(\omega_D)$

$$U = \frac{1}{K_{СП}} \omega_D$$

Тому вихідним параметром слідкуючого координатора цілі слід вважати напругу з виходу підсилювача потужності, що відповідає з точністю до $1/K_{СП}$ кутовій швидкості вектора дальності цілі ω_D .

В якості слідкуючих приводів можуть використовуватися

електродвигуни і гіроскопічні пристрої. Електричні приводи можуть забезпечувати більшу потужність в порівнянні з гіроскопічними, але їм притаманна більша інерційність, крім того електродвигуни кінематично не розв'язані від коливань ракети. Тому їх використовують у тих випадках, коли кутові швидкості вектора дальності цілі є незначними і власні коливання ракети протікають на низьких частотах, котрі електричний слідкуючий пристрій може відпрацювати без суттєвих помилок. Якщо величина ωD є значною, то в якості слідкуючого привода використовують гіроскопічні пристрої. Останні, в сучасних АКР, зазнали найбільшого поширення.

8.2. Слідкуючий координатор цілі з одногіроскопним приводом

У слідкуючому координаторі з одногіроскопним приводом використовується вільний трьохступеневий гіроскоп. Якщо ротор гіроскопа примусити обертатися з деякою кутовою швидкістю і помістити його в кардановому підвісі, то на протязі тривалого часу внутрішня рамка буде зберігати незмінним своє положення в просторі. Якщо до внутрішньої рамки гіроскопа прикріпити рухому частину координатора, то на неї не будуть передаватися коливання ракети. Для того, щоб рухома частина координатора слідкувала за ціллю, необхідно подавати сигнали з виходу нерухомої частини координатора, пропорційні до кутових координат цілі, на підсилювач потужності і далі на моментні датчики внутрішньої та зовнішньої рамок гіроскопа, моментні датчики створюють моменти прецесії, під дією котрих внутрішня рамка гіроскопа з рухомою частиною координатора починають прецесувати в бік цілі. Швидкість і напрямок прецесії залежать від величини і знаку сигналів розбіжності, що формуються координатором.

Схема слідкуючого координатора з одногіроскопним приводом зображена на рис.8.0. Він складається з вільного гіроскопа, рухомої (РЧК) та нерухомої (НЧК) частин координатора, підсилювачів потужності вертикального (ППВ) та горизонтального (ППГ) каналів і моментних датчиків вертикального (МДв) і горизонтального (МДг) каналів. У цьому координаторі оптична система, або антенний блок, (РЧК) жорстко кріпиться на внутрішній рамці гіроскопа. Для створення моментів прецесії на кожній з осей рамок гіроскопа розташовані по одному моментному датчику. Моментні датчики являють собою двигуни постійного струму, що працюють у загальмованому режимі. При надходженні до їх входу електричного струму, моментні датчики створюють момент, напрямок і величина котрого залежать від полярності та величини струму.

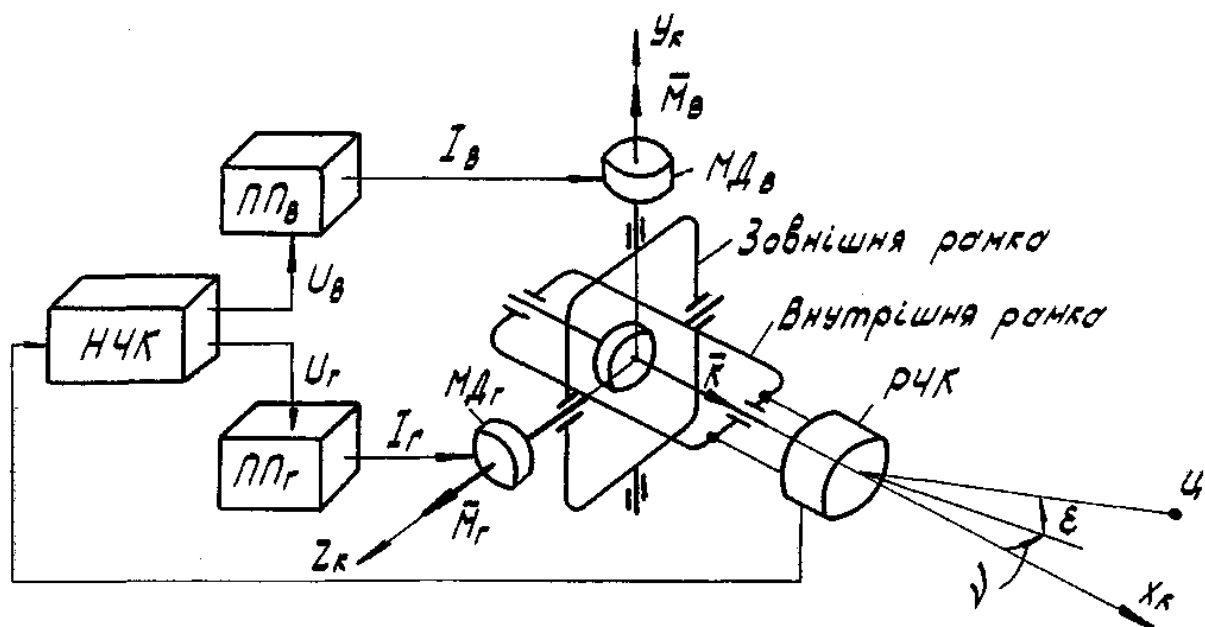


Рис.8.5. Слідкуючий координатор цілі з однією гіроскопом з приводом

Як відомо, при дії на трьохступеневий гіроскоп зовнішнього моменту \vec{M} (котрий у нашому випадку буде створений моментним датчиком МД), виникає гіроскопічний момент, що прагне сумістити по найкоротшому шляху вектор кінетичного моменту гіроскопа \vec{K} з вектором зовнішнього моменту \vec{M}

При появі кутів розбіжності ν у горизонтальному каналі і ε , у вертикальному каналі, НЧК формує сигнали U_{Γ} та U_B горизонтального та вертикального каналів. Ці сигнали підсилюються в підсилювачах потужності ППГ та ППВ відповідно. Струми I_{Γ} та I_B з підсилювачів потужності надходять до моментних датчиків МДГ та МДВ відповідно. Моментні датчики створюють моменти \vec{M}_{Γ} та \vec{M}_B , що призводять до прецесії гіроскопа. Під дією моменту \vec{M}_{Γ} гіроскоп разом з РЧК прецесує в горизонтальній площині відносно осі U_K таким чином, щоб кут розбіжності ν зменшувався. Момент \vec{M}_B створює прецесію гіроскопа навколо осі Z_K , усуваючи розбіжність ε .

Проаналізуємо вплив моментів, що створюються моментними датчиками, на швидкість прецесії ротора гіроскопа. Для цього, нехтуючи моментами тертя, запишемо рівняння руху ротора в такому спрощеному вигляді:

$$\begin{aligned} J_{Ge} \dot{\omega}_Y + K \omega_Z &= M_B \\ J_{Ge} \dot{\omega}_Z + K \omega_Y &= M_{\Gamma} \end{aligned} \quad (8.2)$$

де J_{Ge} - екваторіальний момент інерції, що приведений до ротора

гіроскопа; K - кінетичний момент ротора; ω_Y , ω_Z - кутові швидкості обертання зовнішньої та внутрішньої рамок.

Виключаючи з виразів (8.2) величину ω_Y , запишемо в операторній формі такий вираз

$$\left(p^2 + \frac{K^2}{J_{Ge}^2}\right)\omega_Z = \frac{K}{J_{Ge}^2}M_B + \frac{1}{J_{Ge}}pM_\Gamma \quad (8.3)$$

Відповідно до принципу суперпозиції відобразимо ω_Z у вигляді суми $\omega_Z = \omega_{Z1} + \omega_{Z2}$, де ω_{Z1} - складова кутової швидкості внутрішньої рамки, як реакція на прикладений момент M_B , а ω_{Z2} - на момент M_Γ . Тоді з рівняння (8.3) одержуємо два рівняння:

$$\begin{aligned} \left(p^2 + \frac{K^2}{J_{Ge}^2}\right)\omega_{Z1} &= \frac{K}{J_{Ge}^2}M_B \\ \left(p^2 + \frac{K^2}{J_{Ge}^2}\right)\omega_{Z2} &= \frac{1}{J_{Ge}}pM_\Gamma \end{aligned} \quad (8.4)$$

Для сталого руху прецесії, нехтуючи коливальним рухом і позначивши інтеграл від $\int \omega_{Z2} dt - \varepsilon_{GB}$, одержимо:

$$\omega_{Z1} = \frac{1}{K}M_B \quad (8.5)$$

$$\varepsilon_{GB} = \frac{J_{Ge}}{K^2}M_\Gamma \quad (8.6)$$

Вирази (8.5) і (8.6) показують, що внутрішня рамка, і разом з нею РЧК, під дією моменту \bar{M}_B прецесує з кутовою швидкістю ω_{Z1} , а під дією \bar{M}_Γ , крім того, відхиляється додатково на кут ε_{GB} у вертикальній площині. Аналогічно можна показати, що зовнішня рамка гіроскопа прецесує під дією моменту \bar{M}_Γ з кутовою швидкістю ω_{Y1} , а під дією моменту \bar{M}_B відхиляється на кут $\nu_{\Gamma\Gamma}$ в горизонтальній площині, тобто рух

гіроскопа в горизонтальній площині супроводжується помилкою в вертикальній площині ε_{GB} , а рух у вертикальній площині супроводжується помилкою в горизонтальній площині ν_{GT} , тобто виникають перехресні зв'язки між каналами гіроскопічного приводу.

З формули (8.5) видно, що мірою зв'язку між каналами є відношення $\frac{J_{Ge}}{K^2}$. Для послаблення зв'язку каналів необхідно зменшити згадане відношення. Це може бути виконано шляхом зменшення приведенного екваторіального моменту J_{Ge} або збільшення його кінетичного моменту K .

У розглянутій схемі слідкуючого координатора цілі параметр J_{Ge} буде значним, тому що до нього будуть входити не тільки екваторіальний момент інерції ротора, але і приведені моменти інерції внутрішньої рамки з розташованою на ній РЧК, ротора моментного датчика, інших елементів конструкції. При заданій максимальній кутовій швидкості слідкування за ціллю ω_Y , ω_Z збільшення кінетичного моменту K вимагає збільшення моментів \bar{M}_B та \bar{M}_G , а це призведе до збільшення габаритів і маси моментних датчиків, що, в свою чергу, збільшує приведений екваторіальний момент J_{Ge} .

Таким чином, розглянута схема одногіроскопного слідкуючого координатора не спроможна забезпечити необхідну кутову швидкість слідкування за високоманевровою повітряною ціллю при мінімальних допустимих кутах взаємозв'язку каналів. Тому такий слідкуючий координатор доцільно використовувати в АКР "повітря-поверхня".

На сьогоднішній день відомо два способи зменшення зв'язку каналів. Перший спосіб полягає в створенні моменту прецесії за допомогою моментного датчика, механічно не зв'язаного з гіроскопом

- так званім винесеним моментним датчиком. Використання винесеного моментного датчика дозволяє збільшувати кінетичний момент K без збільшення екваторіального моменту J_{Ge}

Другий спосіб полягає у використанні замість вільного гіроскопа - гіроплатформи. У цьому випадку суттєво зменшується J_{Ge} без необхідності зменшення K .

Як у першому, так і у другому випадках зменшується відношення $\frac{J_{Ge}}{K^2}$, що дає змогу послабити перехресні зв'язки між каналами приводу.

8.3. Одногіроскопний слідкуючий координатор цілі з винесеним моментним датчиком

Головною перевагою одногіроскопних слідкуючих координаторів б їх компактність і простота, тому такі координатори доцільно використовувати в малогабаритних ракетах. Для усунення головного недоліку одногіроскопних слідкуючих приводів - наявність взаємозв'язків між каналами - необхідно зменшувати екваторіальний момент інерції. Таке зменшення є можливим, якщо моментний датчик винести за межі гіроскопа і кінематично їх роз'єднати.

Схема гіроскопного слідкуючого координатора цілі з винесеним моментним датчиком зображена на рис.8.8.

Гіроскопічний привід являє собою ротор - постійний магніт, що обертається на внутрішньому кардановому підвісі. Завдяки цьому ротор має три ступіні волі. На роторі гіроскопа розташована РЧК. Моментний датчик являє собою соленоїд, нерухомо закріплений на корпусі ракети. Обертання ротора гіроскопа виконується завдяки пропусканню через статорні обмотки (на рис.8.6 не зображені) змінного струму. При цьому згадані статорні обмотки і ротор створюють синхронний електричний двигун. Якщо до соленоїда подати змінний струм, частота якого буде такою ж, як і частота обертання ротора, то в соленоїді буде створено обертовий магнітний потік. Цей потік, шляхом взаємодії з магнітним потоком ротора, призводить до відхилення ротора (прецесії), причому напрямок відхилення буде визначатися фазою струму соленоїда, а кут відхилення - амплітудою цього струму. Тобто, такий слідкуючий привід доцільно включати в коло зворотного зв'язку координатора, що вимірює кутові координати цілі в полярній системі координат.

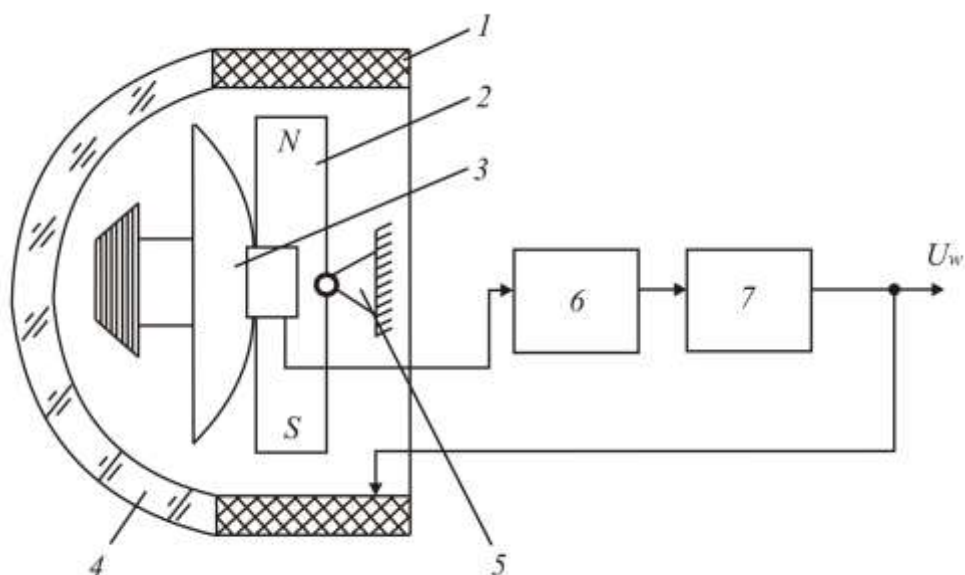


Рис. 8.6. Слідкуючий координатор цілі з винесеним моментним датчиком: 1 - моментний датчик; 2 - ротор; 3 - РЧК; 4 - обтікач; 5 - внутрішній карданів підвіс; 6 - НЧК; 7 - підсилювач потужності

Принцип формування моменту корекції МК, що призводить до прецесії ротора гіроскопа, пояснюється рис.8.7. На рис.8.7,а зображено положення ротора відносно соленоїда С на момент часу,

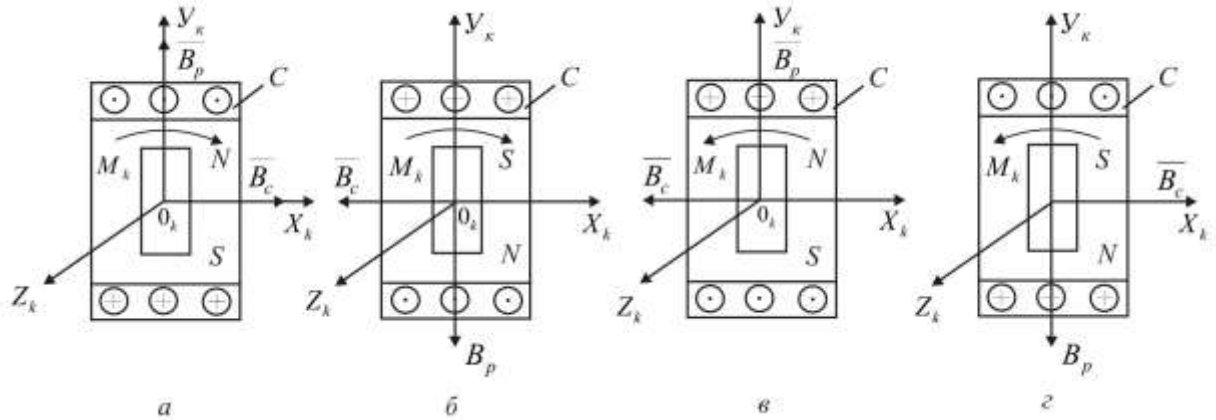


Рис.8.7. Формування моменту корекції

коли струм в обмотці соленоїда створює магнітне поле, що характеризується вектором магнітної індукції B_c , направлено по осі X_k , а вектор магнітної індукції ротора (постійного магніту) B_r має напрямок по осі Y_k . Взаємодія магнітних полів B_c та B_r створює момент корекції M_k , що діє на ротор гіроскопа відносно осі Z_k в напрямку стрілки. Через проміжок часу, що відповідає половині періоду обертання ротора, вектори B_c та B_r змінять свої напрямки на протилежні (рис.8.7,б), але напрямок дії моменту M_k не змінюється. Таким чином, якщо через обмотку моментного датчика пропустити змінний струм, частота якого дорівнює частоті обертання ротора, виникає момент корекції, що призводить до прецесії гіроскопа.

На рис.8.7,в зображено випадок, коли ротор має таке ж положення, що і на рис.8.7,а, але фаза змінного струму моментного датчика змінена на 180° . Взаємодія магнітних полів B_c та B_r створює момент корекції M_k , що має протилежний напрямок. При обертанні ротора на 180° напрямки векторів B_c та B_r змінюються на протилежні (рис.8.7,г), але момент M_k діє в той самий бік, що і у випадку, зображеному на рис. 8.7,в.

Таким чином, зміна фази струму моментного датчика на 180° призводить до зміни напрямку моменту корекції також на 180° . Аналогічно міркуючи, можна показати, що шляхом зміни фази струму моментного датчика змінюють напрямок моменту корекції ротора гіроскопа у будь якому напрямку.

Суттєвим недоліком розглянутої схеми слідкуючого координатора в поява в котушці моментного датчика (соленоїда) додаткового струму,

спотворюючого корисний струм, що протікає по обмотці моментного датчика. Цей додатковий струм наводиться в котушці завдяки тому, що при наявності кута пеленгу цілі $\varphi_{Ц}$ площа кола обертання полюсів магніта $N-S$ нахиляється і з'являється складова руху полюсів магніта d_n з напрямку осі X_l (рис.8.8), причому, чим більший кут $\varphi_{Ц}$, тим більшою є ця складова і більшим є спотворення корисного струму. Цей ефект іноді називають пеленговим ефектом. При кутах пеленгу цілі $\varphi_{Ц} < 20^\circ$ спотвореннями корисного сигналу можна знехтувати. Але сучасні слідкуючі координатори повинні зберігати працездатність при кутах пеленгу $\varphi_{Ц} - 70...80^\circ$.

Зберегти необхідну точність при значних кутах пеленгу можливо, якщо соленоїд разом з ротором розмістити в кардановому підвісі, котрий за допомогою додаткової слідкуючої системи обертає соленоїд таким чином, щоб кут $\varphi_{Ц}$ залишався невеликим.

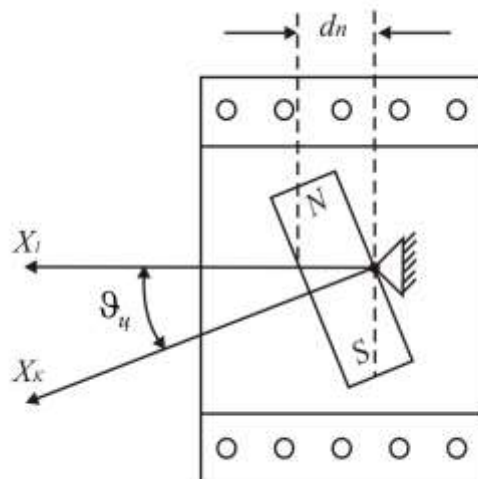


Рис.8.8. Пеленговий ефект

Згаданий карданів підвіс зі слідкуючою системою називають підсліджуючою платформою. Аналізуючи дію такої слідкуючої системи, можна зробити висновок, що підсліджуюча платформа виконує слідкування за ціллю "грубо", а слідкуючий координатор - "точно".

8.4. Слідкуючий координатор цілі з гіростабілізатором

Для ракет середньої та великої дальності необхідно використовувати більш точні стабілізатори осі слідкуючого координатора цілі в просторі. Більш точними слідкуючими приводами є гіростабілізатори, основним елементом котрих є гіроплатформа. В залежності від кількості гіроскопів, що входять до складу гіроплатформи, гіростабілізатори можуть бути

двогіроскопними або чотирьохгіроскопними.

Схема гіростабілізатора з чотирьохгіроскопною платформою зображена на рис.8.9. Рухома частина координатора (оптична система ОКЦ чи антенний блок РКЦ) може безпосередньо розташовуватись на гіроплатформі, або розташовуватись на кардановому підвісі, котрий з'єднується з гіроплатформою рухомими тягами таким чином, щоб вона точно відтворювала рух гіроплатформи (на рис.8.9 рухома частина координатора не зображена).

Гіростабілізатор складається з гіроплатформи 1, в котрій розташовані чотири двоступеневі гіроскопи 2,3,4,5. Осі обертання гіроскопів 2 і 3, 4 і 5 за допомогою шарнірів 6 і 7 з'єднані попарно таким чином, що обертання рамки одного з гіроскопів згаданих пар призводить до обертання другої рамки в протилежний бік. На осях прецесії гіроскопів 2 і 5 розташовані датчики кутів прецесії 8 і 3, що перетворюють кут прецесії гіроскопів з пропорційний електричний сигнал. З осями рамок гіроскопів 3 і 4 з'єднані

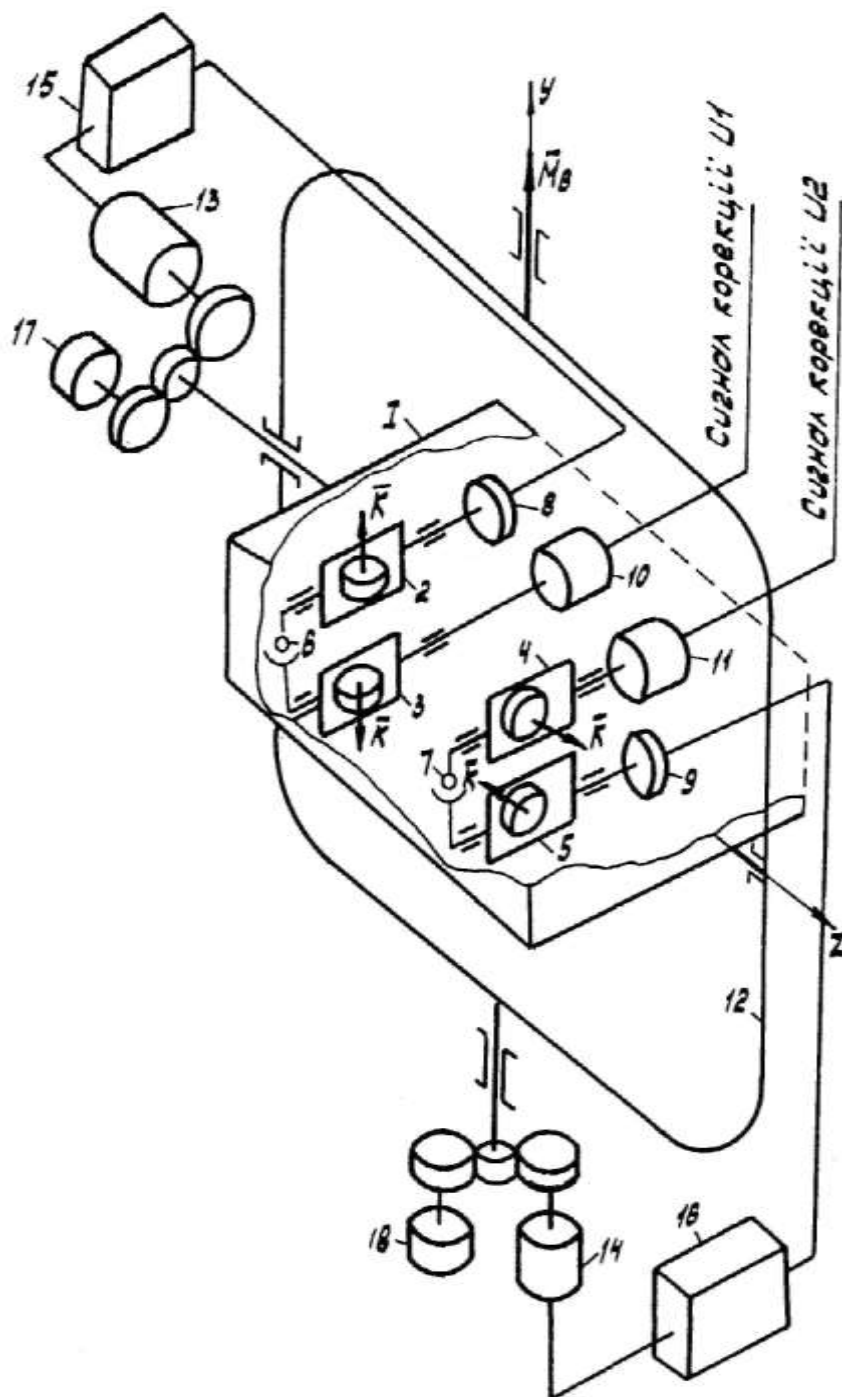


Рис.8.9. Гіростабілізатор

ротори моментних датчиків 10 і 11. Гіроплатформа 1 розташована в рамці 12 і має ступінь волі в вертикальній площині, а сама рамка 12 відносно корпусу ракети має ступінь волі в горизонтальній площині. З віссю гіроплатформи 1 через редуктор з'єднаний двигун розвантаження 13, а віссю рамки 12 також через редуктор з'єднаний двигун розвантаження 14. Датчики прецесії електрично з'єднані з двома підсилювачами розвантаження 15 і 16, що увімкнені в кола, з'єднуючі датчики прецесії з двигунами розвантаження. Осі обертання роторів гіроскопів 2 і 3, 4 і 5 є паралельними, але напрямки їх обертання протилежні (див. напрямки векторів кінетичних моментів K). Датчики кутів пеленгу 17 і 18 вимірюють кути пеленгу цілі у вертикальній і горизонтальній площині відповідно.

Гіростабілізатор функціонує в двох режимах: стабілізації (стабілізує поле зору ОКЦ або діаграму направленості антени РКЦ у просторі) і корекції (усунення помилки при слідкуванні за ціллю).

В режимі стабілізації гіроплатформа стабілізується чотирма гіроскопами. При дії на гіростабілізатор зовнішнього моменту \bar{M}_B , вектор котрого спрямований по осі у, виникає прецесійний рух гіроскопів 4 і 5 (гіроскопи 2 і 3 не прецесують, тому що вектори \bar{K} цих гіроскопів є паралельними до вектора \bar{M}_B). Гіроскопи 4 і 5 прецесують в протилежних напрямках в площині, що проходить через вектор \bar{M}_B і вектори \bar{K} гіроскопів 4 і 5 (напрямок прецесії визначається напрямком найкоротшої зустрічі векторів \bar{K} і \bar{M}_B). На виході датчика прецесії 9 з'являється сигнал, пропорційний до кута прецесії. Сигнал з датчика 9 надходить до підсилювача розвантаження 18, де підсилюється і, далі, подається на двигун розвантаження 14. Двигун 14 створює момент, напрямок котрого є протилежним до зовнішнього моменту \bar{M}_B , і зрівноважує його (момент \bar{M}_B). Аналогічно компенсується зовнішній момент по осі 2. При цьому прецесують гіроскопи 2 і 3, сигнал з датчика прецесії 8 надходить до підсилювача 15 і далі до двигуна розвантаження 13, який створює момент розвантаження, що компенсує зовнішній момент, спрямований по осі Z. Якщо зовнішні моменти перестають діяти на гіростабілізатор, то моменти двигунів розвантаження примушують прецесувати гіроскопи в початкове (нульове) положення.

Таким чином, всі зовнішні моменти, що діють на гіростабілізатор, компенсуються двигунами розвантаження, а гіроплатформа залишається нерухомою в просторі.

В режимі корекції гіроплатформа прецесує навколо осей підвісу, для цього до моментних датчиків 10 або 11 необхідно подати сигнал корекції U_1 або U_2 , що є підсиленими сигналами, сформованими координатором цілі. Розглянемо функціонування одного з каналів корекції, наприклад горизонтального. Якщо виникає розбіжність між віссю координатора і напрямком на ціль, електронний блок координатора формує сигнал U_2 , що є пропорційним до кута цієї розбіжності. Підсилений у підсилювачі потужності, цей сигнал подається до входу моментного датчика 11 (рис.8.10), котрий створює момент корекції \bar{M}_K . В зв'язку з тим, що гіроскоп 4 зв'язаний з гіроскопом 5 шарніром 7, момент \bar{M}_K ,

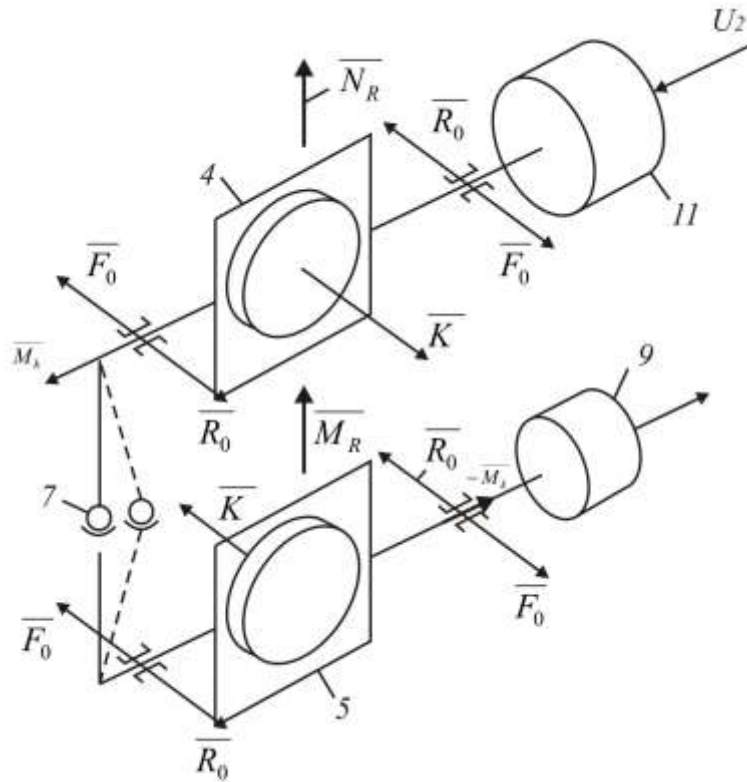


Рис.8.10. Створення моменту корекції гіростабілізатора

прикладений до гіроскопа 4, передається і до гіроскопа 5 з протилежним знаком ($-\bar{M}_K$). Під дією моментів \bar{M}_K і $-\bar{M}_K$ гіроскопи 4 і 5 стараються прецесувати в горизонтальній площині, причому в однакових напрямках, тому що кінетичні моменти гіроскопів \bar{K} і моменти \bar{M}_K , прикладені до гіроскопів, є протилежно направленними. Разом з тим, гіроскопи 4 і 5 не мають ступеня волі відносно вертикальної осі, тому в опорах осей обертання рамок гіроскопів виникають дві пари сил \bar{F}_0 , причому пара сил \bar{F}_0 , створювана гіроскопом 4, співпадає за напрямком з парою сил \bar{F}_0 , створюваної гіроскопом 5. Згадані опори конструктивно жорстко зв'язані з гіроплатформою, тому дві пари сил \bar{F}_0 примушують прецесувати платформу в горизонтальній площині. Одночасно, у відповідності до третього закону Ньютона, з боку опори на осі гіроскопів діють пари реакцій \bar{R}_0 , до по відношенню до гіроскопів створюють зовнішні моменти \bar{M}_R (напрямки векторів цих моментів можна визначити за правилом свердлика). Під дією моментів \bar{M}_R гіроскопи 4 і 5 починають прецесувати навколо своїх осей чутливості (вектори \bar{K} суміщаються з векторами \bar{M}_R найближчим шляхом, при цьому появляється "злам" шарніра 7). В результаті прецесії гіроскопа 5 на виході датчика прецесії 9 з'являється сигнал, що підсилюється підсилювачем 16 (див.рис.8.9) і надходить до

двигуна розвантаження 14. Цей двигун створює момент, що повертає гіроплатформу в тому ж напрямку, що і сили \bar{F}_0 .

Функціонування вертикального каналу корекції є аналогічним до розглянутого.

Таким чином, обертання гіроплатформи в режимі корекції виконується за рахунок сил, що виникають в опорах осей чутливості гіроскопів і дії моментів, створюваних двигунами розвантаження.

Обертання гіроплатформи і пов'язаної з нею рухомої частини координатора виконується до тих пір, поки вісь координатора не суміститься з напрямком на ціль, а сигнали корекції U_1 та U_2 не стануть нульовими.

8.5. Слідкуючий координатор цілі зі швидкісною стабілізацією

При швидкісній стабілізації датчиком стабілізуючого сигналу, необхідного для усунення впливу коливань корпусу ракети відносно її центра маси на положення рухомої частини координатора, є швидкісний гіроскоп - датчик кутової швидкості. Він розташовується на антені РКЦ (чи оптичній системі ОКЦ), або на платформі, що кінематично зв'язана з рухомою частиною координатора. Виконуючим елементом такого слідкуючого координатора цілі є електродвигун. Найбільшого поширення для цих координаторів зазнали електродвигуни постійного струму з незалежним збудженням та двофазні асинхронні двигуни змінного струму. Електродвигуни постійного струму мають лінійні характеристики. Двофазні асинхронні двигуни, порівняно з двигунами постійного струму, мають менший момент інерції, а іноді і меншу постійну часу, краще співвідношення між корисною потужністю та потужністю керування. Але асинхронні двофазні двигуни мають нелінійні характеристики, що вимагає додаткових заходів для забезпечення стійкого керування.

Схема одного каналу слідкуючого координатора зі швидкісною стабілізацією зображена на рис.8.11. Антенний блок рухомої частини координатора (РЧК) і платформа, на якій знаходиться датчик кутової швидкості ДКШ, розташовуються в карданових підвісах і зв'язані кінематично таким чином, що рух антени РЧК повністю повторює рух платформи з ДКШ.

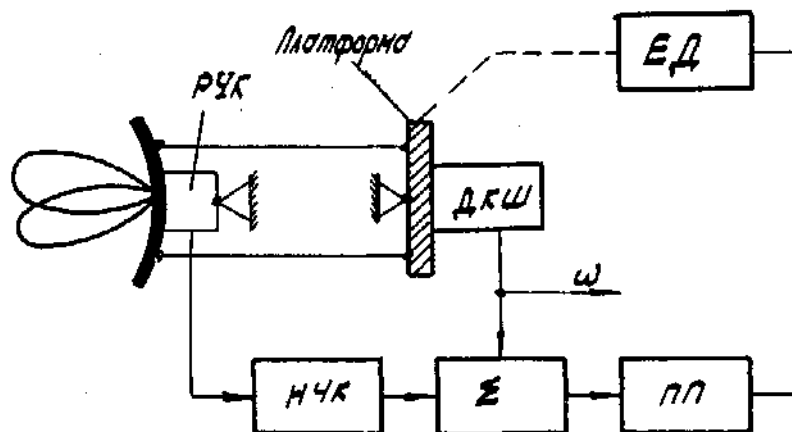


Рис.8.11. Слідкуючий координатор цілі зі швидкісною корекцією

В режимі стабілізації коливання корпусу ракети передаються на платформу, де вони сприймаються ДКШ. Сигнал, пропорційний до кутової швидкості платформи, вимірюється ДКШ і надходить через суматор Σ до підсилювача потужності ПП. Підсилений в ПП сигнал подається до електродвигуна ЕД, який обертає платформу, а разом з нею і антену, в бік, протилежний відхиленню ракети. Як видно з описаного принципу дії, система стабілізації не повністю компенсує коливання ракети. Але при низьких частотах коливань ракети (що є характерними для ракет великої дальності), а також при відповідному підборі параметрів контуру стабілізації (ДКШ - Σ - ПП - ЕД), коливання антени, зумовлені коливаннями корпусу ракети, будуть незначними. Для існуючих кутів діаграми направленості антен (до 10...15 градусів) така стабілізація забезпечує задовільну розв'язку руху корпусу ракети і антени.

В режимі корекції сигнал розбіжності, що формується нерухомою частиною координатора НЧК, надходить до суматора, де сумується з сигналом стабілізації. Сумарний сигнал підсилюється в ПП і подається до електродвигуна, котрий обертає платформу, а разом з нею і антену, в бік зменшення розбіжності, забезпечуючи, цим самим, слідкування за ціллю.

Розглянута схема слідкуючого координатора цілі відрізняється від інших простотою і не вимагає жорстких обмежень на габарити антени. Тому, такий слідкуючий координатор цілі доцільно використовувати в ракетах різних класів великої дальності.

8.6. Принципи цілеспрямування систем самонаведення

На етапі підготовки ракети до пуску виконується обмін інформацією між прицільною системою літака-носія і апаратурою керованої ракети.

Команди і сигнали, що передаються від прицільної системи на ракету, можна розділити на три групи: команди підготовки (вмикання живлення, прогрів апаратури, попередня установка антени РКЦ і т.д.); дані про умови конкретного пуску (висота польоту, ракурс атаки, розрахунковий час до зустрічі з ціллю і т.д.) і команди (сигнали) цілеспрямування за кутовими координатами цілі, дальності до неї та швидкості зближення.

Від апаратури ракети в апаратуру літака-носія надходять сигнали зворотного зв'язку з системи відпрацювання команд цілеспрямування.

Разові команди формуються і передаються шляхом включення і виключення напруги бортової мережі літака-носія по каналу даної команди.

В режимі цілеспрямування з літака на ракету через спеціальні блоки зв'язку передаються кути пеленгу цілі в горизонтальній і вертикальній площинах, дані про дальність до цілі і період повторення імпульсів (якщо на ракеті використовується імпульсний РКЦ), або про швидкість зближення носія з ціллю (якщо на ракеті використано доплерівський РКЦ). Якщо на ракеті розташовується ОКЦ, то в якості сигналів цілеспрямування використовуються тільки кути пеленгу цілі, а іноді і їх перші похідні.

Кути пеленгу вводяться за допомогою слідкуючої системи, що забезпечує синхронний рух рухомої частини координатора цілі і антенної системи прицільного комплексу літака-носія.

Цілеспрямування по дальності і періоду повторення імпульсів виконується шляхом передачі в автоселектор дальності РКЦ замість імпульсу цілі - імпульсу дальності з БРЛС. Положення імпульсу дальності на осі часу відповідає затримці відбитого від цілі сигналу. Після захоплення автоселектором імпульсу дальності стробування приймального тракту РКД виконується на відстані, де очікується прийом сигналу, що надходить від цілі.

Цілеспрямування по швидкості зближення для РКЦ з неперервним сигналом опромінювання полягає в тому., що виконується налаштування швидкісного автоселектора РКЦ на таку доплерівську частоту, яка відповідає швидкості зближення літака з ціллю.

Як згадувалося раніше, в РКЦ з неперервним опромінюванням захоплення сигналів цілі виконується на траєкторії (після пуску ракети). На момент пуску поздовжня вісь ракети X_r (рис.8.12) не завжди направлена в упереджену точку (УТ) зустрічі ракети з ціллю, а відхилена від неї на деякий кут $\Delta\varphi$.

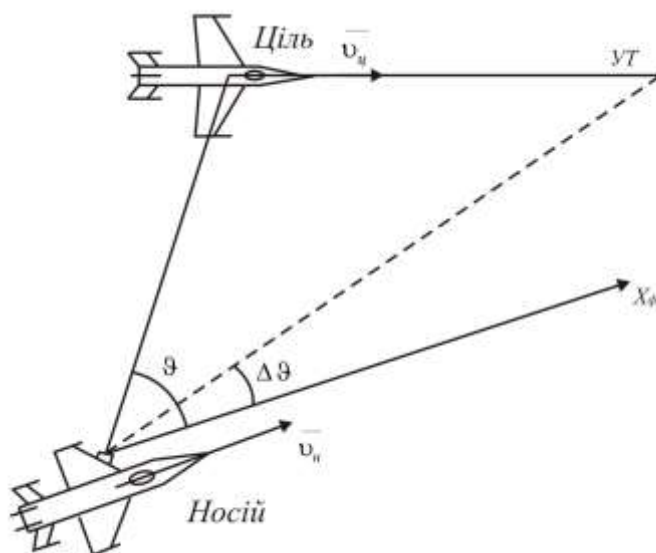


Рис.8.12. Кутове цілеспрямування та стартова поправка

Прицільною системою літака-носія розраховується такий кут пеленгу цілі, який буде мати місце при рухові ракети у точку УТ. Цей кут і є кутом цілеспрямування.

При цьому перед пуском ракети з носія в РКЦ видається сигнал кутового цілеспрямування по куту пеленгу $\varphi_{цс}$, в результаті чого антена РКЦ повертається в бік цілі на кут $\varphi_{цс}$ відносно поздовжньої осі X_1 . Після пуску ракети її система стабілізації стабілізує політ АКР. Якщо у такому випадку не прийняти ніяких заходів, то АКР буде продовжувати рух у напрямку, близькому до напрямку осі X_1 . Це може призвести до того, що ціль виявиться поза діаграмою направленості антени РКЦ і захоплення цілі стане неможливим. Для усунення цього явища керування ракетою необхідно реалізувати таким чином, щоб вісь X_1 була спрямована в точку УТ. Для цього в систему керування ракети зводять так звану стартову поправку $\Delta\varphi$. Після відпрацювання системою керування стартової поправки $\Delta\varphi$, поздовжня вісь ракети X_1 буде спрямована в точку УТ. Сигнал, пропорційний до стартової поправки $\Delta\varphi$, формується обчислювачем, що знаходиться на борту літака-носія і передається на борт керованої ракети безпосередньо перед її стартом.

ГЛАВА 9. Принципи побудови систем теленаведення ракет

9.1 Системи теленаведення ракет

Системами теленаведення (наведення на відстані) називаються такі системи, в котрих необхідний рух ракети визначається за допомогою апаратури пункту наведення, розташованого на носії керованої ракети. При цьому, апаратурою пункту наведення неперервно контролюються параметри траєкторії ракети і її положення відносно цілі. В залежності від місця формування сигналів керування системи теленаведення поділяють на системи наведення за променем і командні системи теленаведення.

В системах наведення за променем напрямок руху ракети задається за допомогою направлено випромінювання електромагнітних хвиль (радіопромєня, лазерного промєня, тощо). Електромагнітна енергія промєня модулюється таким чином, щоб при відхиленні ракети від осі промєня її бортові пристрої автоматично визначали сигнали розбіжності і формували відповідні команди керування ракетою. Схема теленаведення за радіопромєнем зображена на рис.9.1.

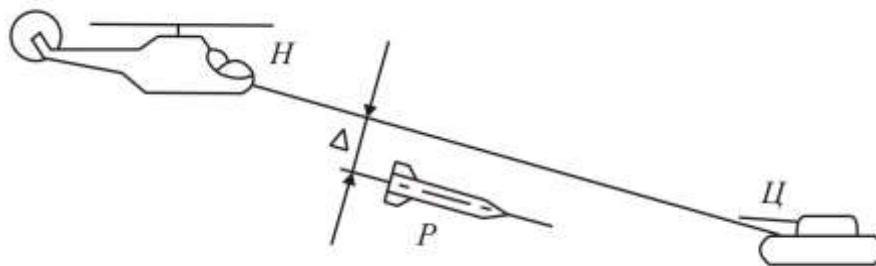


Рис.9.1. Схема теленаведення ракети за променем

Апаратура пункту наведення носія Н формує радіопромінь Н-Ц, що утримується на цілі Ц. В процесі польоту ракети Р, апаратурою, що знаходиться на ній, вимірюється відхилення Δ від променя Н-Ц і керування виконується таким чином, щоб усунути Δ .

В командних системах теленаведення команди керування польотом ракети формуються апаратурою пункту наведення і по лінії зв'язку (лінії телекерування) передаються на борт ракети. В залежності від способу вимірювання координат цілі і визначення її положення відносно ракети, командні системи теленаведення поділяються на системи теленаведення першого виду і системи теленаведення другого виду. В системах першого виду вимірювання координат цілі виконується апаратурою, що розташована на носієві, а в системах другого виду - координатором цілі, розташованим на ракеті, з наступною передачею інформації про координати цілі на носій. Команди наведення ракети як у першому, так і у другому випадку формуються апаратурою носія і передаються на ракету по лінії зв'язку.

Принцип побудови командної системи теленаведення першого виду зображена на рис.9.2. Інформація про координати цілі Ц і ракети

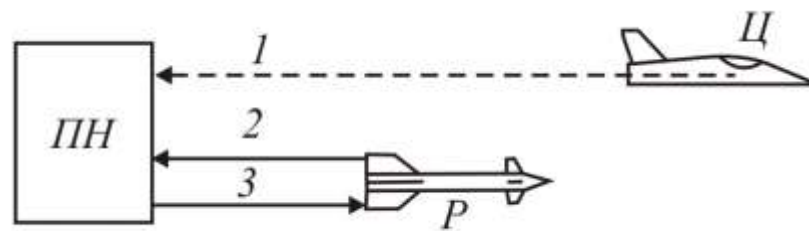


Рис.9.2. Командна система теленаведення першого виду

Р каналами зв'язку 1 і 2 надходить до пункту наведення ПН. Пункт наведення формує параметр розбіжності, який по лінії зв'язку 3 передається на ракету для її керування. Якщо в якості каналу зв'язку 3 використовується радіоканал, то така система теленаведення називається радіокомандною.

Для візування цілі (канал зв'язку 1) використовується радіотехнічний, оптичний або візуальний канал. Супроводження цілі може виконуватися автоматичним, ручним або змішаним способами. Автоматичне супроводження виконується без участі оператора, ручне і змішане - з участю оператора.

Для візування ракети (канал зв'язку 2) використовуються радіолокаційні лінії з активною відповіддю, або пасивні оптичні лінії зв'язку, для чого на ракеті розташовують трасер, або інфрачервоний випромінювач. Супроводження ракети також може бути автоматичним, ручним або змішаним. Для автоматичного супроводження ракети використовують слідкуючі оптичні або радіотехнічні координатори.

Командна система теленаведення першого виду вигідно відрізняється від інших тим, що апаратура керування, розташована безпосередньо на ракеті, є простою і дешевою. Головний недолік такої системи наведення полягає в тому, що лінійна помилка наведення ракети на ціль залежить від дальності пуску ракети. Так, якщо величина кутової помилки наведення буде дорівнювати 1 мрад, то промах ракети при дальності пуску 10 і 20 км відповідно складе 10 і 20 м. В останньому випадку для ураження цілі необхідно мати бойову частину більшої маси, що призведе до збільшення маси ракети в цілому. Тому системи командного теленаведення першого виду використовуються для знищення цілей на невеликих дальностях, наприклад об'єктів бронетанкової техніки на дальностях до 5...10 км. Схема побудови командної системи теленаведення другого виду зображена на рис.9.3. Апаратурою ракети Р, наприклад телевізійним координатором,

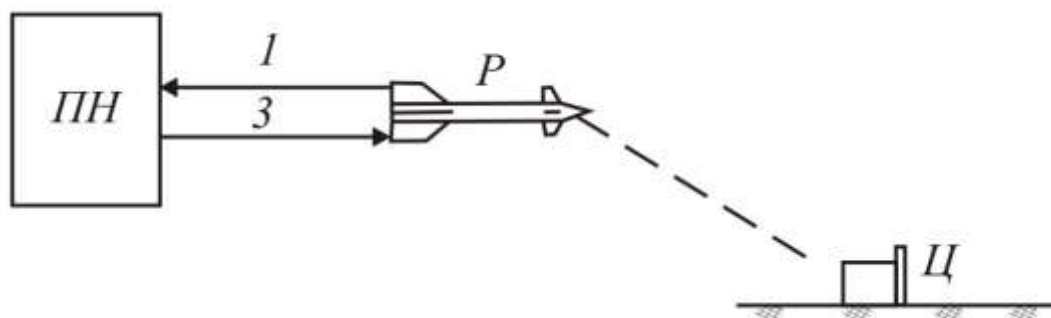


Рис.9.3. Командна система теленаведення другого виду

визначаються координати цілі D і за допомогою лінії зв'язку 2 передаються на пункт наведення ПН. На пункті наведення формуються параметри розбіжності, котрі передаються на ракету по лінії зв'язку 3.

Перевагами командної системи теленаведення другого виду є незалежність точності наведення ракети від дальності її пуску і підвищення роздільної здібності по мірі наближення ракети до цілі. Разом з тим, така система є набагато складнішою технічно, у порівнянні з командною системою теленаведення першого виду. Тому, головним недоліком цієї системи є висока її вартість. Найчастіше командна система теленаведення другого виду використовується для знищення малорозмірних наземних цілей на великих дальностях без входження літака-носія в зону дії засобів ППО.

Комплекс апаратури систем теленаведення, в загальному випадку, включає до свого складу:

- вимірювач параметрів розбіжності, що формує сигнал Δ відхилення параметрів руху ракети від необхідних;

- пристрій формування команд, котрий перетворює сигнал розбіжності Δ у відповідний електричний сигнал команди КК, зручний для подальшої обробки і передачі на борт ракети;

- командну радіолінію керування, що виконує відповідне шифрування команди, модуляцію цієї командою радіосигналу, передачу радіосигналу на борт ракети і його дешифрування.

9.2. Вимірювачі параметрів розбіжності для систем командного радіонаведення

Структурна схема вимірювачів параметрів розбіжності для систем командного радіонаведення першого виду зображена на рис. 9.4.

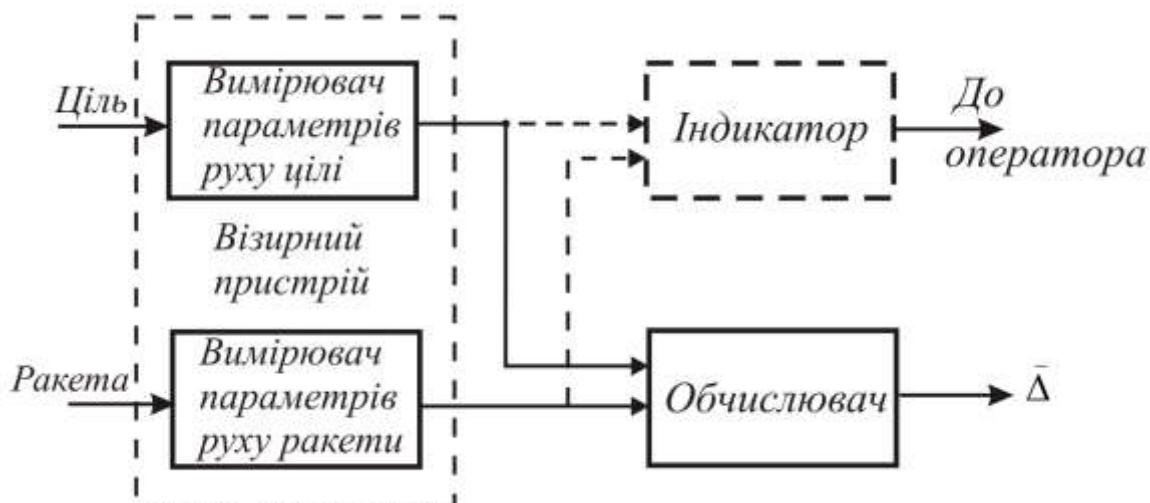


Рис. 9.4. Вимірювач параметрів розбіжності для систем радіонаведення першого виду

При автоматичному визначенні параметрів розбіжності використовуються автоматичні вимірювачі параметрів руху цілі і ракети, що складають візорний пристрій і обчислювач. Обчислювач формує на своєму виході сукупність параметрів розбіжності, що на рис. 9.4 позначені вектором $\bar{\Delta}$.

Якщо параметри руху цілі та ракети вимірюються не автоматично, то використовується індикатор, а вектор параметрів розбіжності визначає оператор.

Можливим є також варіант напіваавтоматичного вимірювання параметрів розбіжності, коли координати ракети визначаються автоматично, а координати цілі - ні. В цій ситуації оператор може вводити інформацію про координати цілі в обчислювач. Структурна схема напіваавтоматичного вимірювача параметрів розбіжності для системи командного радіонаведення зображена на рис. 9.5.

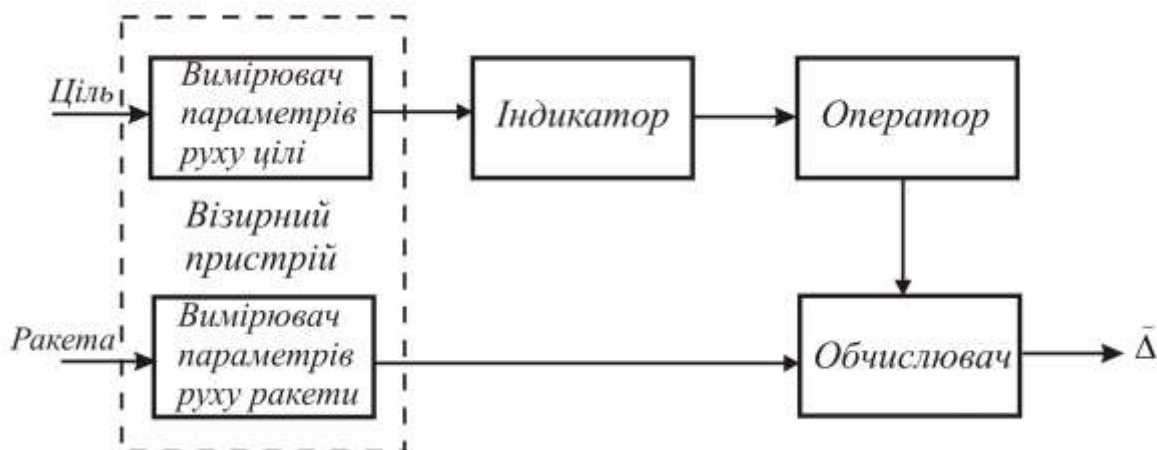


Рис. 9.5. Напіваавтоматичний вимірювач параметрів розбіжності для систем радіонаведення першого виду

Структурна схема вимірювача параметрів розбіжності для систем командного радіонаведення другого виду зображена на рис. 9.6. Приймач зображення ПЗ, наприклад телевізійна камера, формує зображення цілі. Це зображення цілі повинно бути прив'язаним до вимірювальної системи координат (ВСК). Осі такої, наприклад прямокутної, системи координат можуть співпадати з вертикальною і поперечною будівельними осями ракети.

Шифратор Ш кодує сигнали приймача зображення, а передавач ПРД передає зашифроване зображення на літак-носіє. На літаку-носієві є приймач ПРМ, дешифратор ДШ і індикатор І. На індикаторі відображається ціль та слід продовжної осі ракети, наприклад у вигляді перехрестя. Відстань між центром перехрестя та центром цілі і є предметом розбіжності, що визначається оператором.

Як видно з рис. 9.4, 8.5, б системах командного радіонаведення першого виду для одержання інформації про координати цілі та ракети використовуються візирні пристрої. Ці пристрої можуть бути радіолокаційними і оптико-електронними, до котрих відносяться авіаційні прицільні системи, тепlopеленгатори, телевізійні і лазерні інформаційні системи.

Рис. 9.6. Вимірювач параметрів розбіжності для систем радіонаведення другого виду

Авіаційні оптичні прицільні системи, тепlopеленгатори і телевізійні вимірювачі - це пасивні пристрої. Вони можуть вимірювати тільки кутові координати, а також кутові швидкості лінії візування і використовуються б умовах, коли цілі не мають радіолокаційного контрасту. Лазерні візирі можуть бути напівактивними або активними. Вони дозволяють вимірювати кути, кутові швидкості, дальність і швидкість зближення. Тактичні характеристики оптико-електронних пристроїв сильно залежать від метеорологічних умов.

Радіолокаційні пристрої бувають автоматичними та напівавтоматичними. Автоматичні пристрої поділяють на одноцільові (слідкування за однією ціллю) та багатоцільові. Останні автоматично визначають координати і їх похідні по часу на проході, тобто при роботі РЛС в режимі огляду. Щоб забезпечити необхідну дальність дії радіолокаційного візирного пристрою, що вимірює параметри руху ракети, на ній розташовують радіовідповідач.

9.3. Пристрої формування команд систем теленаведення ракет

Пристрої формування команд (ПФК) виробляють сигнали, функціонально пов'язані з параметрами розбіжності або заданими параметрами руху ракети. Ці сигнали називають функціональними командами. Крім того, ПФК можуть виробляти і разові команди, тобто команди типу "ввімкнути", "вимкнути" та ін.

Функціональні команди можуть бути аналоговими або цифровими і відображаються, найчастіше, дискретними в часі електричними сигналами. Разову команду представляють набором імпульсів у вигляді коду.

9.3.1. Автоматичні пристрої формування команд

Розрізняють форсуючі, інтегруючі та інтегрофорсуючі пристрої формування функціональних команд.

Форсуючий пристрій формування команд для одного каналу керування будується з відповідності до структурної схеми, зображеної на рис.9.7. Тут команда керування K формується в результаті

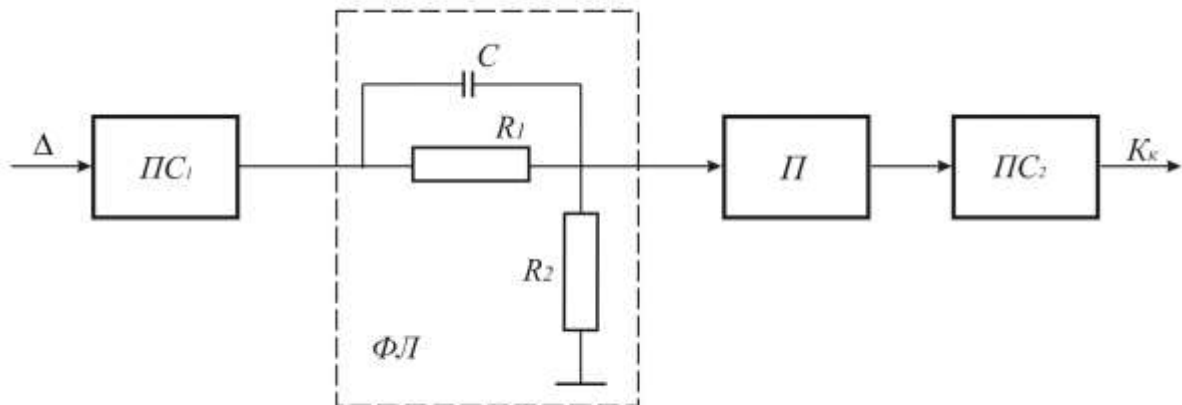


Рис.9.7. Форсуючий пристрій формування команд

перетворення сигналу розбіжності Δ пристроями спряження ПС1, ПС2, форсуючою ланкою ФЛ та підсилювачем П. При цьому ПС1, ПС2 забезпечують спряження пристрою формування команд з вимірювачем параметрів розбіжності та командною радіолінією зв'язку відповідно.

З рис.9.7

$$K_{\kappa} = k_{СП} k_{ФЛ} \frac{T_{ФЛ}^{P+1}}{k_{ФЛ} T_{ФЛ}^{P+1}} \Delta,$$

де $k_{СП}$ коефіцієнт передачі пристроїв спряження та підсилювача;

$$k_{\Phi L} = R_2 / (R_1 + R_2) - T_{\Phi L} = R_1 C_1$$

коефіцієнт передачі та постійна часу формуючої ланки. Якщо $k_{\Phi L} \ll 1$ що часто виконується на практиці, то

$$K_K = k_{СП} k_{\Phi L} (T_{\Phi L} P + 1) \Delta$$

Останнє співвідношення показує, що K_K залежить не тільки від Δ , а і від Δ , завдяки чому підвищується запас стійкості автоматичних систем керування зі зворотнім зв'язком. Але використання форсуючої ланки призводить одночасно до підвищення інтенсивності шумів, котрими супроводжується корисний сигнал Δ . Це пояснюється тим, що внаслідок порівняно повільної зміни в часі корисного сигналу і великої швидкості зміни шумів, останні "підкреслюються" за рахунок диференціювання. В зв'язку з цим форсуючі ПФК доцільно використовувати лише для систем з низьким рівнем шумів, або коли немає інших можливостей забезпечити стійкість контуру командного радіонаведення.

Структурна схема інтегруючого ПФК зображена на рис.9.8, де ПС1, ПС2 і П виконують ті ж функції, що і в схемі на рис. 9.7. Інтегратор ІНТ виконує інтегрування сигналу. Згідно з рис. 9.8 команда керування визначається формулою:

$$K_K = k_{СП} \frac{k_{iН}}{P} \Delta,$$

Де $k_{iН}$ - коефіцієнт передачі інтегратора.

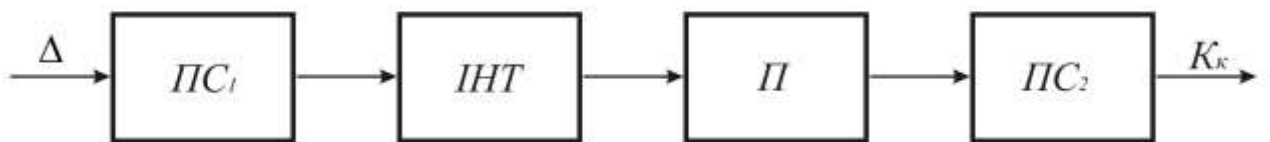


Рис.9.8. Інтегруючий пристрій формування команд

Інтегруючі ПФК підвищують астатизм систем керування., зменшують вплив дрейфу нулів в окремих їх ланках і усувають залежність якості наведення ракети від її асиметрії. Разом з тим, необхідно пам'ятати, що введення додаткового інтегратора в систему зі зворотним зв'язком, якою і є система командного наведення, знижує запас її стійкості і навіть може зробити її нестійкою.

Побудова інтегрофорсуючих ПФК виконується у відповідності до структурної схеми, зображеної на рис. 9.9, де ФЛ – форсуюча ланка, Σ - сума, а інші позначення такі ж, що і на рис 9.8. Цей

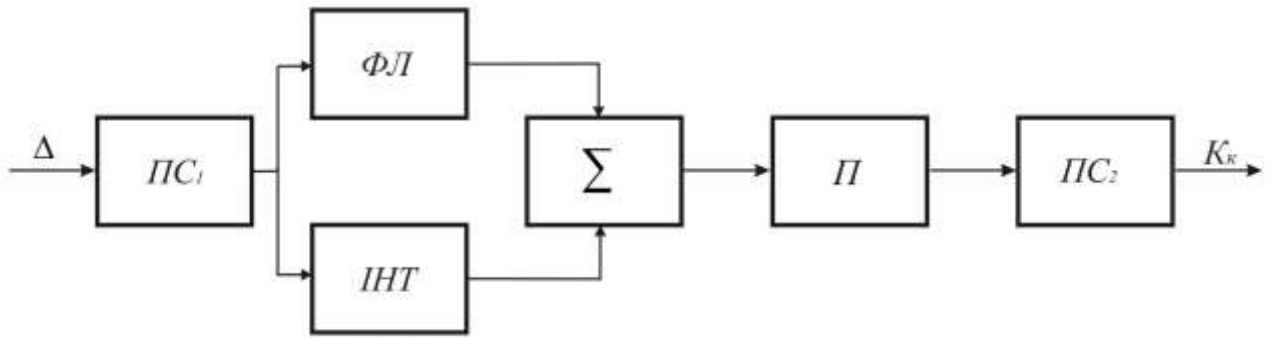


Рис.9.9. Інтегрофорсуючий пристрій формування команд пристрій

формує команду згідно з виразом:

$$K_K = k_{СП} \left[k_{ФЛ} (T_{ФЛ} P + 1) + \frac{k_{ін}}{P} \right] \Delta$$

Вибором $k_{СП}$, $k_{ФЛ}$, $T_{ФЛ}$, $k_{ін}$ можна забезпечити стійкість і необхідну точність функціонування системи радіокерування. Оцінюючи інтегрофорсуючий ПФК в цілому, необхідно відзначити, що він поєднує всі позитивні властивості форсуючого ПФК і, крім того, суттєво знижує недоліки, характерні кожному з них окремо.

9.3.2. Напіваавтоматичні пристрої формування команд

Напіваавтоматичні пристрої формування команд включають оператора і датчик команд (ДК), що перетворює механічні дії оператора в електричні сигнали. Вхідним елементом ДК при формуванні ним команд керування є рукоятка, здібна пересуватися у відповідних напрямках. Для одержання разових команд використовуються кнопкові механізми.

Вихідні сигнали датчиків команд, що виробляють функціональні команди, представляють собою напруги постійного струму, періодичні послідовності імпульсів і імпульси, зображуючі числові коди.

Формування функціональної команди K_K у вигляді напруги постійного струму найпростіше виконати за допомогою потенціометричного датчика диференційного типу (рис.9.10). Повзуни потенціометрів R1 і R2 такого датчика зв'язані рукою керування і при зміні K_K пересуваються в протилежні сторони відносно лінії, що поділяє опори R_1 і R_2 на дві рівні частини.

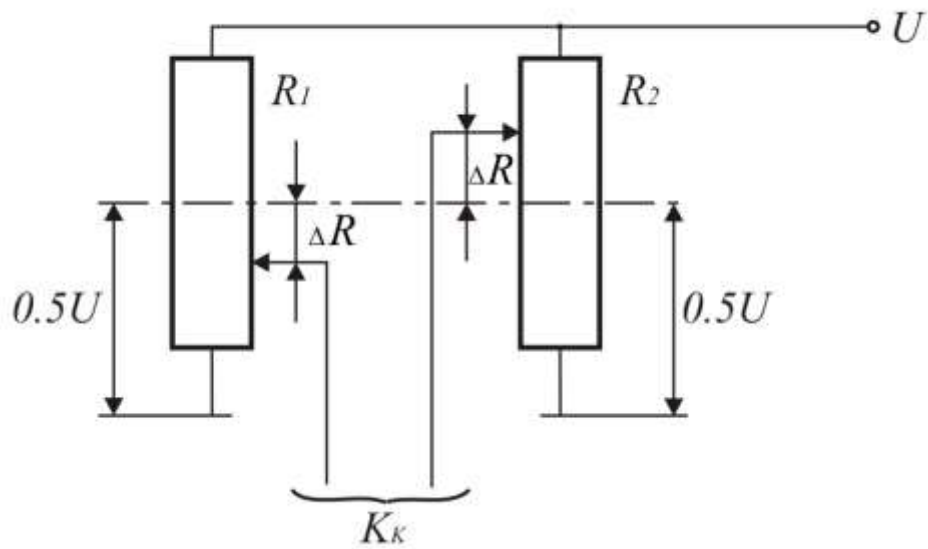


РИС.9.10 Потенціометричний датчик команд

Вихідна команд утворюється у вигляді напруги

$$K_K = \frac{U}{2} + \frac{\Delta R}{R}U - \left(\frac{U}{2} - \frac{\Delta R}{R}U \right) = 2 \frac{\Delta R}{R}U$$

Крім потенціометричних можуть використовуватися і інші типи датчиків команд, що дають змогу одержувати команди K_K у вигляді постійного струму, наприклад тензометричні датчики.

Датчики команд, що формують K_K у вигляді періодичних імпульсів, називають комутаторними. Принципи побудови таких датчиків засновані на використанні електромеханічних, електронних або транзисторних перемикачів.

Датчики, що формують команди у цифровій формі, являють собою перетворювачі аналогових сигналів у сигнали, що відображають цифрові коди - аналого-цифрові перетворювачі.

9.4. Командна радіолінія керування

Команди керування, сформовані апаратурою пункту наведення, передаються на ракету за допомогою апаратури, що створює командну радіолінію керування (КРК). За допомогою цієї лінії виконується передача команд наведення ракети, разових команд зміни режимів функціонування ракетної апаратури, інших команд і сигналів.

Сучасні авіаційні ракетні комплекси дають змогу наводити на одну чи кілька цілей одночасно кілька ракет, тому виникає необхідність в передачі великої кількості команд, для чого використовуються так звані багатоканальні КРК, тобто лінії, що складаються з кількох радіоканалів.

Радіоканалом називають сукупність пристроїв, що забезпечують передачу на борт ракети команди одного призначення. До складу радіоканалу входять

передаючий тракт (передавач), середовище поширення радіохвиль (ефір), приймальний тракт (приймач).

Структурна схема КРК зображена на рис.9.11.

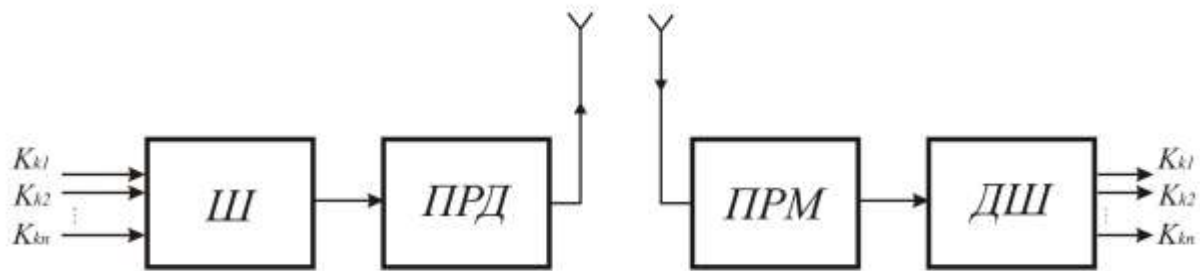


Рис.9.11. Командна радіолінія керування

В шифраторі Ш, який іноді називають кодуєчим пристроєм, формуються неперервні або імпульсні піднесучі коливання, котрі модулюються функціональними командами $K_{K1}, K_{K2} \dots K_{Kn}$, де n -загальна кількість команд, що необхідно передати на ракету. Щоб на приймальній стороні можна було розділити команди різного призначення на окремі канали і забезпечити високу завадостійкість КРК, модульованим піднесучим коливанням додаються спеціальні якісні ознаки. В шифраторах КРК модуляція піднесучих коливань може виконуватися за тими ж законами, що і в техніці радіозв'язку. Найбільшого поширення на сьогоднішній день в КРК зазнали фазоімпульсна та кодоімпульсна модуляція.

Вихідною напругою шифратора модулюється високочастотний сигнал, що унормується передавачем ПРД.

Розділення каналів в прийомному тракті КРК, що містить приймач ПРМ та дешифратор ДШ може виконуватися у відповідності до принципів частотної, часової або структурної селекції сигналів. Ця задача вирішується в дешифраторі, де виконується, крім того, демодуляція і перетворення піднесучих коливань у вихідні команди і відділення корисних сигналів від завад.

При фазоімпульсній модуляції величина та знак команди керування K_K відображаються часовим інтервалом між опорним і виконуючим часовими кодами. Найчастіше часові коди являють собою сукупність трьох імпульсів (рис.9.12), кожен з котрих має тривалість π , а відстань між ними визначається інтервалами

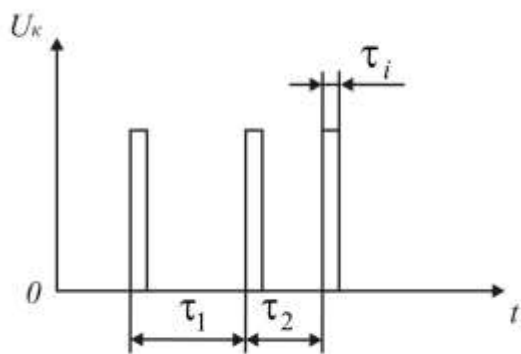


Рис.9.12. Структура часового коду

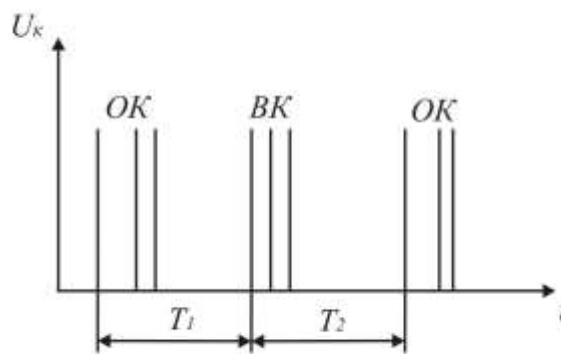


Рис.9.13. Опорні та виконуючий часові коди

часу τ_1 , τ_2 . Опорні та виконуючі часові коди повинні відрізнятися між собою, що досягається шляхом вибору різних значень τ_1 і τ_2 для різних часових кодів. На рис.9.13 зображені опорні коди ОК та виконуючий код ВК, а відстань між ними характеризується інтервалами T_1 , T_2 . Таким чином, інтервали τ_1 , τ_2 створюють часові коди, а інтервали T_1 , T_2 відображають команду керування K_K .

При кодоімпульсній модуляції команда керування K_K кодується двійковим числом - двійковим кодом. Широке поширення двійкових кодів пов'язано з тим, що КРК з кодоімпульсною модуляцією при бінарному кодуванні виявляються нескладними і легко поєднуються з бортовими обчислювальними машинами без використання спеціальних перетворювачів вихідних команд. Передача команд керування на ракету при кодоімпульсній модуляції зводиться до надання радіосигналові двох ознак, одна з котрих відповідає "0", а інша - "1" і передачі цих сигналів на ракету. Для надання згаданих ознак радіосигналові, можуть використовуватися різні види модуляції радіосигналу. Найчастіше використовуються частотна і фазова модуляція радіосигналу. Для ілюстрації на рис. 9.14 зображені сигнали при передачі двійкового числа 101 (рис.9.14,а) за допомогою частотної модуляції f (рис.9.14,б) і фазової модуляції φ (рис.9.14,в) радіосигналу.

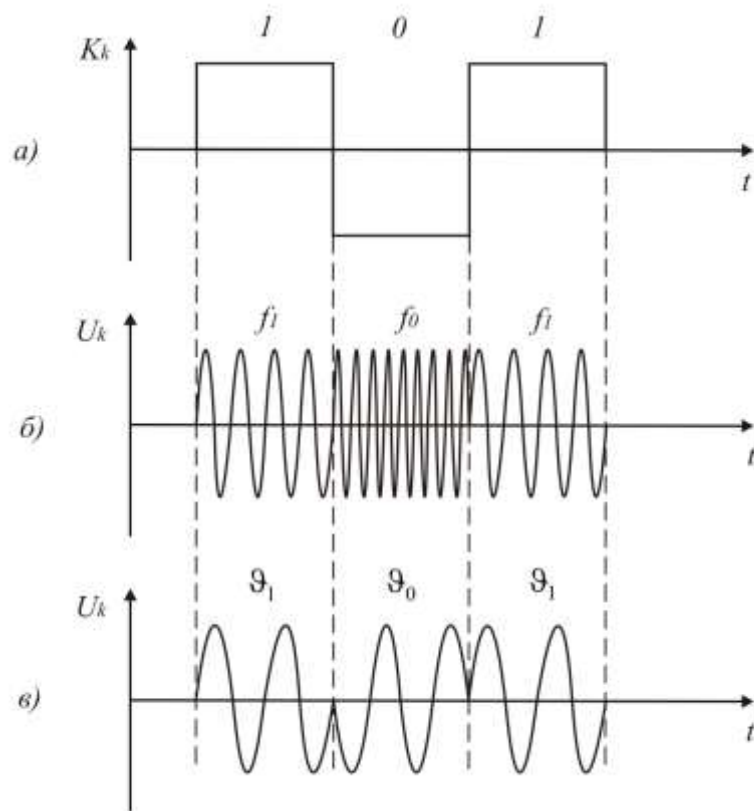


Рис.9.14. Частотна і фазова модуляція радіосигналу при кодоімпальсній модуляції

9.5. Шифратори і дешифратори командних радіоліній керування з фазоімпальсною модуляцією

9.5.1. Принципи побудови одноканальних КРК

В шифраторі одноканальної КРК з фазоімпальсною модуляцією величина і знак команди K_K відображаються часовим інтервалом між опорним та виконуючим часовими кодами. Іноді знак команди характеризується структурою опорного часового коду. Вихідний сигнал шифратора одноканальної КРК з фазоімпальсною модуляцією при умові, що опорний та виконуючий коди є триімпальсними, зображено на рис.9.15

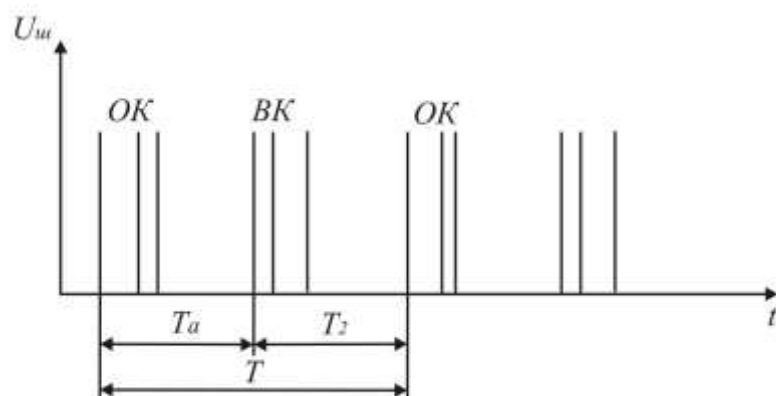


Рис.9.15. Вихідний сигнал шифратора при фазоімпульсній модуляції

При зміні команди K_K , пересувається виконуючий код ВК, внаслідок чого одночасно змінюються інтервали T_1 і T_2 . Але зміна T_1 і T_2 виконується таким чином, щоб виконувалась умова $T_1 + T_2 = T = \text{const}$, де T - період слідування опорних кодів. Цей період означає темп передачі команди K_K . Величина і знак команди K_{III} , що формується шифратором, визначається співвідношенням:

$$K_{III} = T_1 - T_2 = k_{III} K_K$$

де K_{III} - коефіцієнт передачі шифратора.

Величина команди K_K може передаватися також за допомогою одного з інтервалів T_1 , або T_2 , а знак команди визначається структурою опорного часового коду і при $K_K \geq 0$ і $K_K < 0$ вибирають різні інтервали між сусідніми імпульсами (τ_1 , τ_2 рис.9.12). В такій ситуації значення команди K_K відображується тільки інтервалом T_1 і вихідні напруги U_{III} шифратора при $K_K \geq 0$ і $K_K < 0$ формуються так., як показано на рис.9.16, а і б.

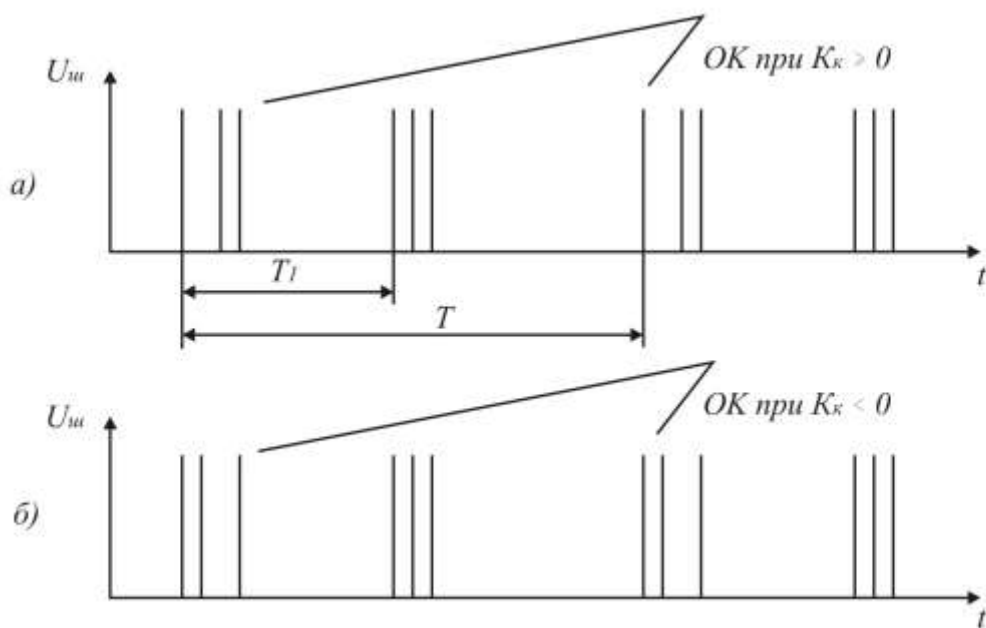


Рис 9.16. Кодування знаку команди в опорних кодах

Для формування триімпульсних часових кодів використовуються кодоутворювачі. Одна з можливих схем кодоутворювача зображена на 9.17

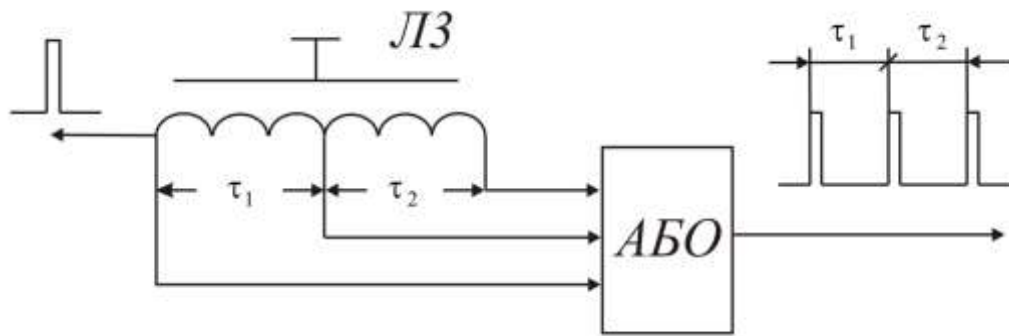


Рис. 9.17. Кодоутворювач

До входу лінії затримки ЛЗ надходить імпульс. З лінії затримки до схеми АБО надходять послідовно незатриманий імпульс і два затримані відповідно на інтервали τ_1 , τ_2 імпульси. На виході схеми АБО формується триімпульсний часовий код.

В дешифраторі триімпульсний часовий код надходить до входу декодуючого пристрою. Одна з можливих схем декодуючого пристрою зображена на рис.9.18.

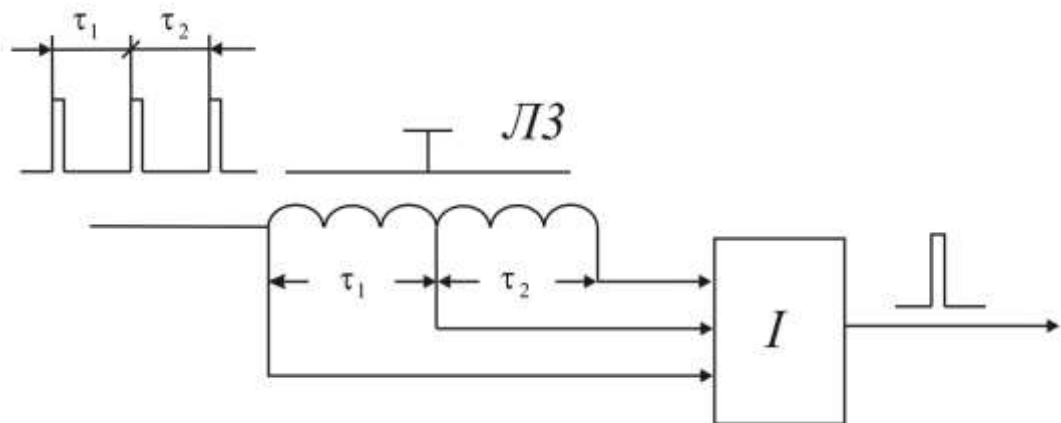


Рис. 9.18. Декодуючий пристрій

До входу лінії затримки послідовно надходять три імпульси часового коду з інтервалами τ_1 , τ_2 після проходження першого імпульсу через всю ЛЗ одночасно на всіх її виходах з'являються імпульси, котрі призводять до формування на виході схеми І одиночного імпульсу. Якщо до входу ЛЗ надійде часовий код з іншими інтервалами, ніж τ_1 , τ_2 то три імпульси надійдуть до схеми І неодноразомовно, і на її виході одиночний імпульс не з'явиться.

Структурна схема шифратора одноканальної КРК з фазоімпульсною модуляцією зображена на рис.9.19.

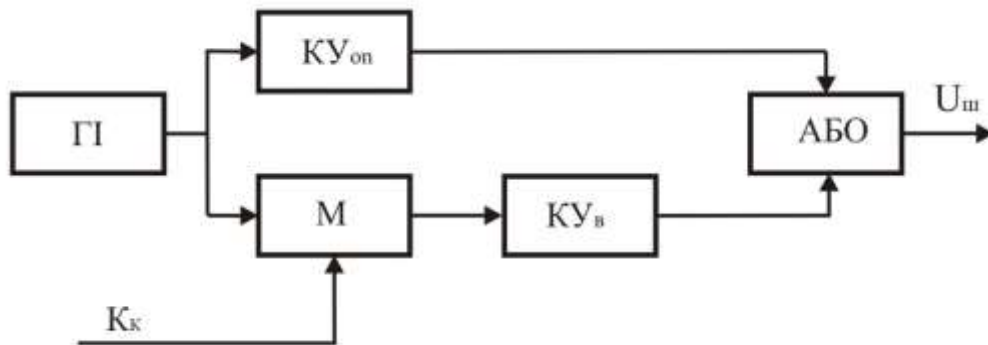


Рис.9.19. Шифратор одноканальної КРК

Генератор імпульсів ГІ генерує імпульси з періодом T передачі команд K_K . Кодоутворювачем КУоп утворюються опорні часові коди. Одночасно генератор ГІ керує модулятором М, що перетворює аналогову команду K_K з одиночних періодичних імпульсів. Ці імпульси віддалені від відповідних імпульсів ГІ на інтервал T_1 , що лінійно залежить від величини команди K_K . Кодоутворювачем КУв з імпульсу модулятора, формуються виконуючі часові коди. За допомогою схеми АБО формується напруга $U_{ш}$ у вигляді, зображеному на рис. 9.15.

Дешифратор одноканальної КРК з фазоімпульсною модуляцією будується за схемою, що зображена на рис.9.20.

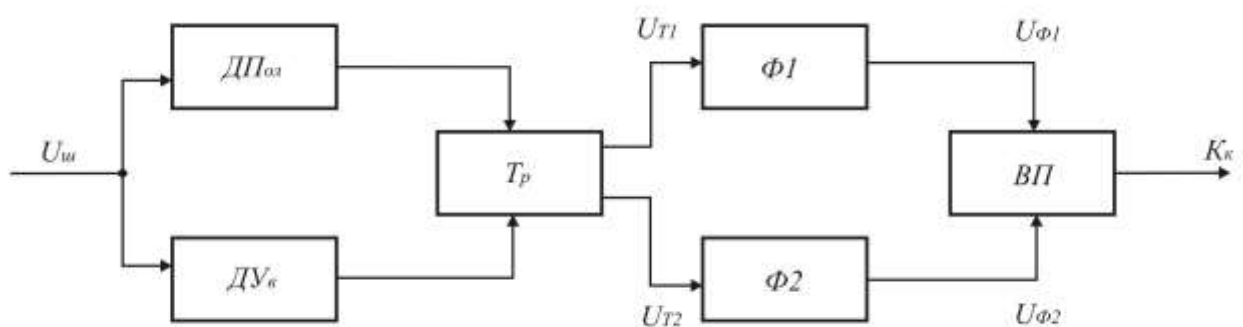


Рис 9.20. Дешифратор одноканальної КРК

Декодуєчі пристрої ДПоп та ДП2 налаштовані на параметри опорного і виконуючого кодів відповідно. Ці пристрої формують одиночні імпульси, що "перекидають" тригер Тр з одного стійкого положення в інше. Вихідні імпульси U_{T1} , U_{T2} тригера мають тривалості T_1 і T_2 . Період слідування цих імпульсів складає T . Фільтром Ф1 виділяється середня складова $U_{\phi 1}$ напруги U_{T1} , а фільтр Ф2 формує середню складову $U_{\phi 2}$ імпульсів U_{T2} . Віднімальний пристрій ВП формує рівничну напругу $K_K = U_{\phi 1} - U_{\phi 2}$

9.5.2. Принципи побудови багатоканальних КРК

Передача двох або більшого числа функціональних команд виконується шляхом послідовного або паралельного розташування каналів. При послідовному розташуванні каналів період T поділяється на n інтервалів t_{ki} , що називаються каналними інтервалами. В межах каналного інтервалу t_{ki} під дією команди K_{ki} виконується пересування виконуючого коду i -того каналу. Де можна проілюструвати на прикладі двоканальної КРК, для котрої вихідна напруга $U_{ш}$ шифратора змінюється так, як це зображено на рис.9.21. Інтервали $T_{1.1}$ і $T_{2.1}$ визначають модулі команд K_{k1} і K_{k2} , що передаються першим і другим каналом КРК, а знаки команд відображаються структурою опорних кодів ОК1 і ОК2 першого і другого каналів.

При паралельному розташуванні каналів виконуючий код ВКІ каналу i ($i = 1, 2, \dots, n$) пересувається в межах всього періоду T . Але, щоб виключити можливість свавільного розташування окремих імпульсів, що входять до Виконуючих кодів різких каналів, і цим самим уникнути взаємного впливу каналів, для розташування виконуючого кода ВК1 в межах періоду T відводяться певні позиції.

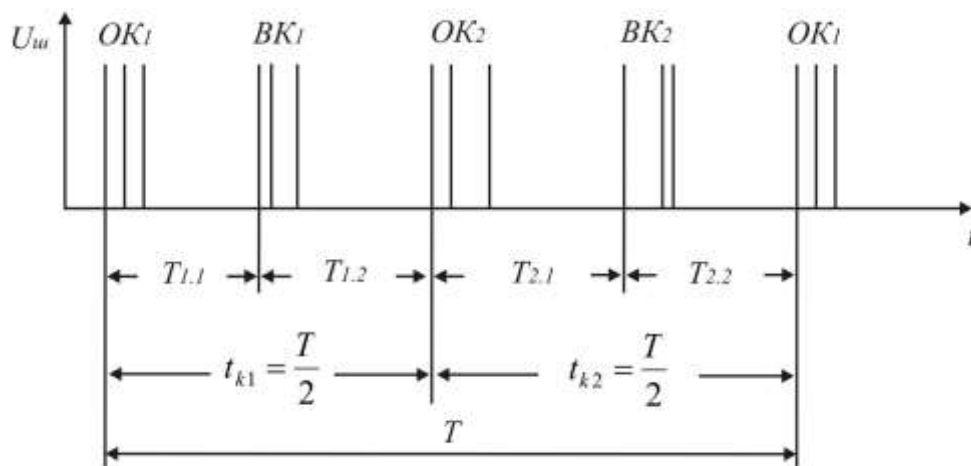


Рис 9.21. Вихідні сигнали шифратора багатоканальної КРК при послідовному розташуванні каналів

9.5.3. Принципи передачі разових команд

Передавання разової команди, під дією якої змінюється один з двох можливих станів виконуючого пристрою в каналі, еквівалентне передаванню одного інтервалу квантування аналогової команди за рівнем. Тому, в шифраторі разовій команді може ставитися у відповідність кодове слово якого-небудь числового двійкового або комбінаторного (нечислового) коду; причому формування комбінаторних кодів засновано на математичній теорії сполучень, складовими частинами котрих є сполучення, перестановки і розташування.

При виборі типу коду для передачі разових команд необхідно враховувати, що ці команди, як правило, необоротні. Необоротність разової команди означає

неможливість повернення виконуючого пристрою у початковий стан після дії разової команди. Тому, разові команди доцільно відображати сигналами, що забезпечують високі імітостійкість і ймовірність правильного прийому сигналів.

Висока імітостійкість в результаті використання псевдовипадкових (псевдо шумових) сигналів, до котрих відносяться двійкові М-последовності і коди Еаркера.

На вибір типу коду значно впливає допустима маса апаратури КРК, її габарити, складність технічного обслуговування та ін. Використання коду Еаркера або двійкової М-последовності призводить до значної складності КРК. Більш простими і, одночасно, ефективними є КРК зі сполучними кодами при використанні частотної або кодової селекції сигналів в приймачі апаратури ракети.

629.133.96(07)
К-772

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

І.С.КРАВЧУК, С.Н.ЄГОРОВ, О.Г. ВОДЧИЦЬ

***АВІАЦІЙНІ КЕРОВАНІ ЗАСОБИ
УРАЖЕННЯ***

Навчальний посібник

Частина I

2011

УДК 623.451,8:629.78(07)

У посібнику викладені теоретичні основи побудови авіаційних керованих засобів ураження та їх систем керування, принципи побудови і функціонування оптичних і радіотехнічних координаторів цілі, систем самонаведення, теленаведення, та автономного наведення авіаційних керованих ракет і бомб. Розглянені питання оцінки точності і стійкості наведення, основ експлуатації та бойового застосування авіаційних керованих засобів ураження.

Матеріал посібника містить дані та інформацію, що опубліковані у відкритій вітчизняній і зарубіжній літературі.

Посібник призначений для слухачів і курсантів, що навчаються за спеціалізацією авіаційного озброєння. Він також може бути корисним як фахівцям з авіаційного озброєння, так і фахівцям інших військових спеціальностей Збройних Сил України і науково-дослідних організацій.

Підписано до друку 20.07.2000. Вид. Ге 3026 27,25 друк.арк. 38,15 ум.друк.арк. Безкоштовно, *дай*.

Друкарня Київського інституту ВПС

ГЛАВА 10. Автономні і комбіновані системи наведення ракет

10.1. Принципи побудови автономних і комбінованих систем наведення ракет

Автономні системи наведення ракет використовуються для наведення авіаційних керованих ракет на стаціонарні наземні цілі, координати яких заздалегідь відомі. Якщо ціль рухома і її координати змінюються, то автономна система наведення використовується як складова частина комбінованої системи. У цьому випадку автономна система виконує наведення ракети на початковій ділянці траєкторії до моменту, коли інша система буде в змозі одержувати інформацію про координати цілі. Такою іншою системою можуть бути, наприклад, система самонаведення, або система теленаведення другого роду.

Структурна схема автономної системи наведення ракети зображена на рис. 10.1. Перед пуском ракети з носія до програмного пристрою подається інформація про координати цілі. Програмний пристрій на основі цієї інформації формує закон зміни необхідних параметрів руху ракети (програму). Під час польоту ракети за допомогою автономних вимірювачів вимірюються параметри поточного руху ракети. Обчислювач визначає відхилення поточних параметрів руху ракети від «обхідних і нормує параметр керування, який відпрацьовується автопілотом для керування польотом ракети.

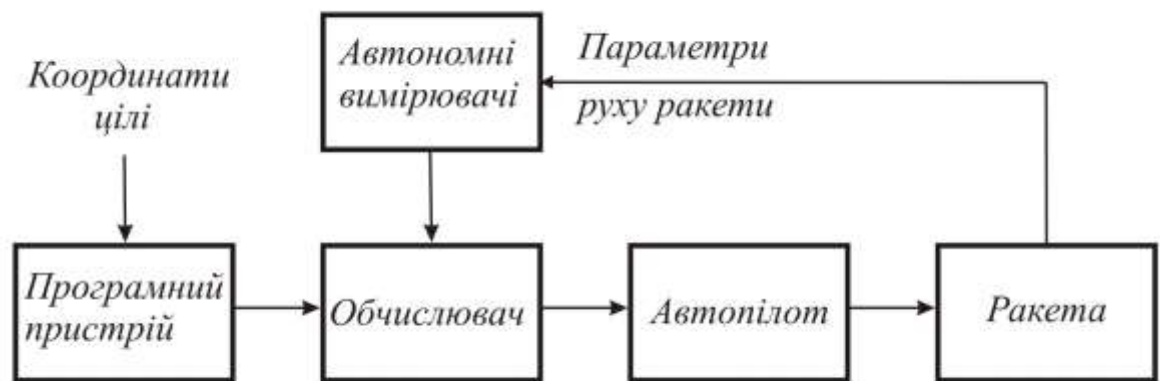


Рис.10.1. Структурна схема автономної системи наведення

Найбільш характерною для комбінованих систем є система, що поєднує в собі автономне керування і самонаведення на кінцевій ділянці траєкторії. Структурна схема такої комбінованої системи зображена на рис. 10.2. Неважко бачити, що на відміну від схеми зображеної на рис.10.1, ця схема доповнена головкою самонаведення ГСН та кінематичною ланкою.

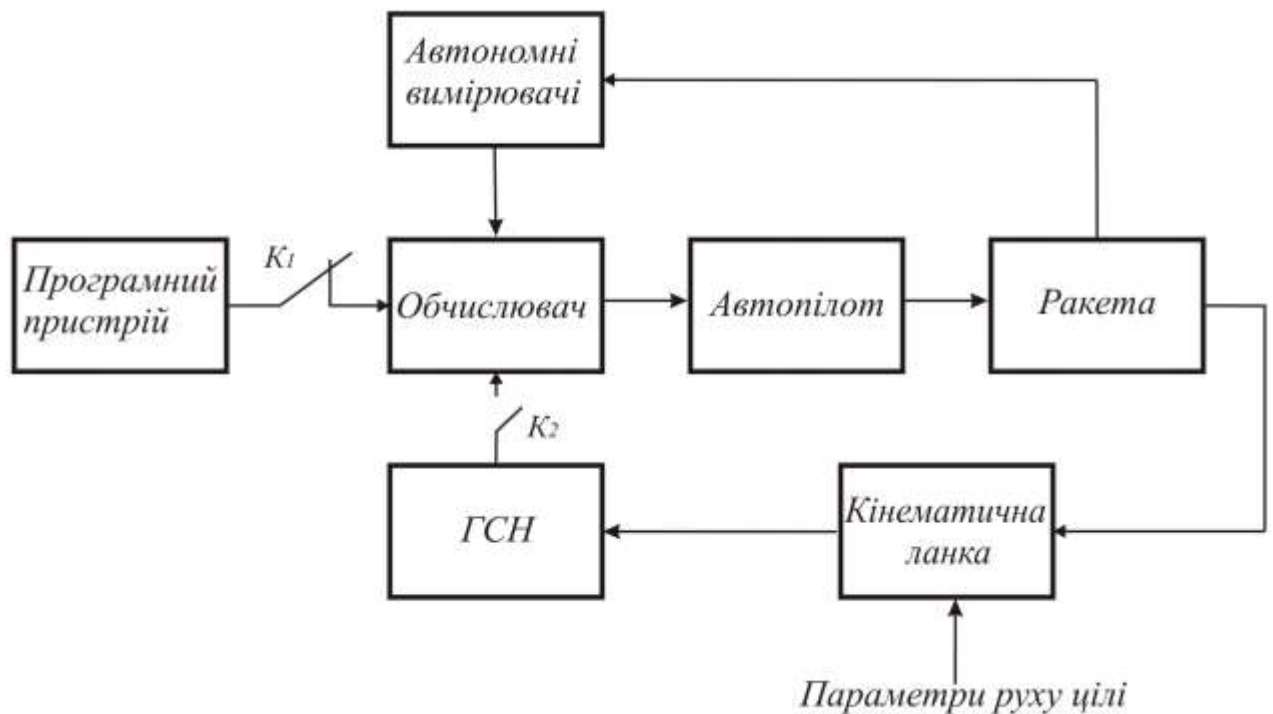


Рис.10.2. Структурна схема комбінованої системи наведення

На першому етапі наведення ракети виконується під дією сигналів автономної системи, при цьому до обчислювача надходять сигнали з програмного пристрою. Коли відстань до цілі стає достатньою для захоплення цілі ГСН, контакт К1 розмикається, а контакт К2 замикається. З цього моменту працює система самонаведення. Параметри відносно руху ракети і цілі формуються кінематичною ланкою. Для автономного наведення ракети необхідно вимірювати її лінійні і кутові параметри руху. Лінійні параметри руху ракети вимірюються за допомогою акселерометрів, що дають змогу вимірювати прискорення, а кутові параметри - за допомогою гіроскопів.

Якщо автономними вимірювачами в автономній системі наведення є акселерометри., то такі автономні системи називаються інерціальними. Ця назва пояснюється тим, що будь-який акселерометр вимірює прискорення в інерціальному просторі, тобто прискорення, що виникає під дією всіх сил, за винятком сили ваги.

інерціальні автономні системи мають різновиди, що пов'язані з видом параметрів керування. Найпростіші інерціальні системи забезпечують необхідні значення нормальних (поперечних) прискорень ракети. Параметри керування в таких системах можуть безпосередньо вимірюватися акселерометрами ракети. Якщо зв'язок накладено на вектор швидкості ракети, то параметри керування визначаються шляхом інтегрування складових прискорення. Якщо за параметри керування приймаються лінійні відхилення ракети від програмної траєкторії, то необхідно визначити положення ракети відносно земної поверхні або деякої вибраної системи координат. Це можна виконати шляхом подвійного інтегрування відповідних складових прискорень.

Автономні системи з гіроскопічними вимірювачами кутів, що визначають напрямок осі ракети і її стабілізацію за заданим напрямком, називаються

гіроскопічними.

Гіроскопічні системи керування нечутливі до будь-яких лінійних пересувань, швидкостей чи прискорень ракети. Тому такі системи принципово не можуть ліквідувати відхилення ракети від заданого напрямку польоту, що виникають внаслідок дії вітру. Тому гіроскопічні автономні системи можуть використовуватися тільки на ракетах малої дальності польоту або для стабілізації осі ракети на початковій ділянці траєкторії.

для забезпечення високої точності автономного наведення ракет необхідно стабілізувати систему відліку. Така стабілізація виконується за допомогою гіроскопічних приладів. Якщо з такої системи відліку вимірюється прискорення ракети за допомогою акселерометрів, то автономна система називається гіроінерціальною. Стабілізація системи відліку може виконуватися фізичним або аналітичним способами.

При фізичній стабілізації системи відліку акселерометри розташовуються на гіростабілізованій платформі, яка зберігає незмінною свою орієнтацію у просторі, або змінює свою орієнтацію за відомим законом (наприклад, гіростабілізована платформа постійно орієнтується за місцевою вертикаллю).

При аналітичній стабілізації акселерометри жорстко зв'язані з корпусом ракети, а за допомогою гіроскопічних пристроїв постійно визначається орієнтація ракети (акселерометрів) в просторі. На основі інформації про орієнтацію ракети розраховуються складові прискорення в необхідній системі відліку.

При автономному наведенні ракети на значні відстані точність наведення може бути незадовільною. Для підвищення точності необхідно виконувати корекцію траєкторії польоту ракети. Корекція може виконуватися з літака-носія, або за орієнтирами, координати котрих заздалегідь відомі. Такими орієнтирами можуть бути небесні світила, наземні об'єкти, фізичні аномалії земної поверхні, тощо.

10.2. Методи автономного наведення ракет на нерухомі цілі

10.2.1. Методи наведення ракет по курсу

При автономному наведенні ракет методи їх наведення поділяються на дві групи. До першої групи відносяться методи наведення по фіксованих траєкторіях, а до другої - по нефіксованих. Параметри фіксованої опорної траєкторії розраховуються завчасно до пуску ракети. Наведення ракети полягає в тому, щоб утримувати її центр маси на розрахованій траєкторії.

При наведенні ракети по нефіксованій опорній траєкторії можна говорити тільки про клас опорних траєкторій, тому що положення кожної з опорних траєкторій даного класу залежить від ряду факторів, які неможливо завчасно врахувати (зміна початкової дальності пуску, наявність бокового вітру, його напрямок, тощо).

Найбільш відомим методом наведення першої групи є маршрутний метод наведення. Другу групу утворюють шляховий та кутовий методи наведення. В комбінованих системах на етапі автономного наведення використовується один із згаданих методів, а при переході на неавтономне наведення - один з методів самонаведення або теленаведення.

Маршрутний метод наведення

При маршрутному методі наведення необхідно суміщати центр маси ракети з заздалегідь розрахованою опорною траєкторією (з необхідним маршрутом). У найпростішому випадку опорна траєкторія - це пряма, що проходить через ціль.

Алгоритм для обчислення параметру розбіжності при маршрутному методі наведення знайдемо, аналізуючи рис. 10.3, де $O_0 X_g Z_g$ - горизонтальна стартова система координат. Вісь $O_0 X_g$ співпадає з напрямком на ціль Ц. З центром маси ракети зв'язана рухома система координат $O_p X_l Z_l$

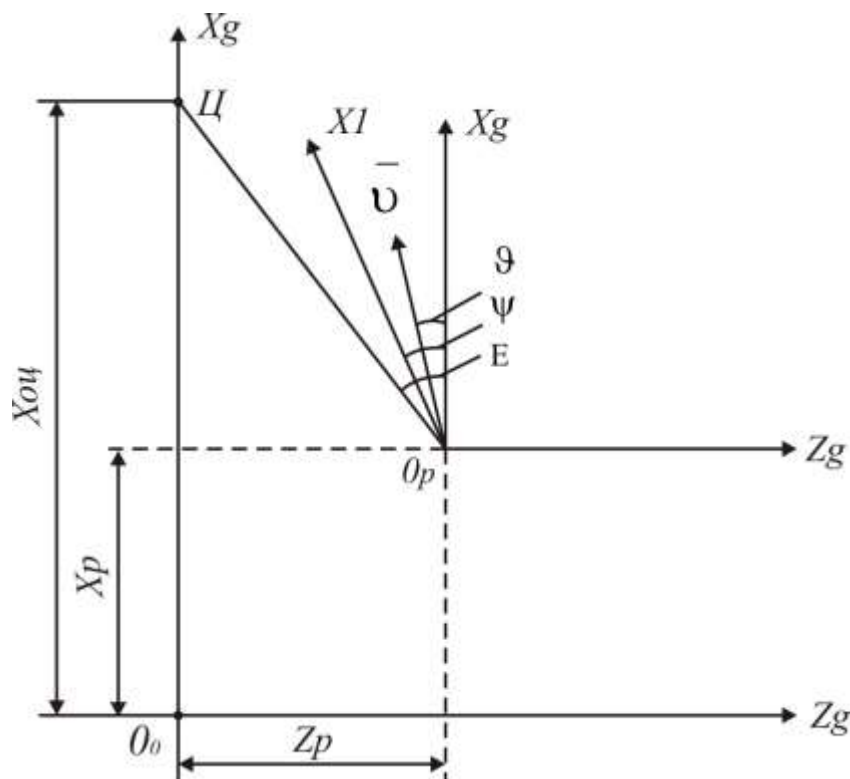


Рис.10.3. Автономне наведення ракети. Параметр розбіжності Δ_M при маршрутному методі наведення

$$\Delta_M = Z_H - Z_P \quad (10.1)$$

де Z_H і Z_P - необхідне фактичне бокове відхилення ракети від опорної траєкторії. Як правило, $Z_H = 0$, тоді вираз (10.1) матиме вигляд:

$$\Delta_M = -Z_P \quad (10.2)$$

Для забезпечення стійкості наведення до координати Z_P додають її похідну \dot{Z}_P , внаслідок чого

$$\Delta_M = -Z_P + k_{II} \dot{Z}_P \quad (10.3)$$

де k_{II} - коефіцієнт, що визначає долю похідної в параметрі розбіжності.

Перевагою маршрутного методу наведення є простота обчислення параметру розбіжності. Недоліки цього методу зводяться до виникнення методичних помилок наведення при неточному завданні параметрів опорної траєкторії.

Шляховий метод наведення

Шляховий метод наведення вимагає спрямовувати на ціль вектор швидкості ракети V . З рис. 10.3 видно., що рівняння розбіжності можна записати у вигляді

$$\Delta_{III} = \varepsilon - \varphi \quad (10.4)$$

де ε - кут візування цілі.; φ - кут курсу ракети. Якщо автономний вимірювач визначає X_p і Z_p та їх похідні \dot{X}_p і \dot{Z}_p , то рівняння (10.4) можна представити таким чином:

$$\Delta_{III} = \arctg \frac{Z_P}{X_{OC} - X_P} - \arctg \frac{\dot{Z}_P}{\dot{X}_P} \quad (10.5)$$

де X_{OC} - початкова відстань до цілі. При обчисленні Δ_{III} за формулою (10.5) величина X_{OC} повинна бути відомою.

Шляховий метод наведення забезпечує високу точність наведення ракети на ціль., але для його реалізації необхідно мати вимірювачі фактичних координат ракети в стартовій системі координат і їх похідних.

Курсовий метод наведення

При курсовому методі наведення на ціль направляєтся поздовжня вісь ракети $X1$. Цієї мети можна досягнути, якщо параметр розбіжності сформуваи у вигляді.

$$\Delta_K = \varepsilon - \psi \quad (10.6)$$

де ψ - кут рискання

Безпосереднє вимірювання кута ε за допомогою автономних датчиків є складною задачею, тому на практиці використовують алгоритм:

$$\Delta_K = \arctg \frac{Z_P}{X_{OC} - X_P} - \psi \quad (10.7)$$

Кут ψ вимірюють за допомогою гіроскопічних вимірювачів. Точність наведення при курсовому методі нижча, ніж при шляховому. Крім того боковий вітер призводить до викривлення траєкторії польоту ракети

10.2.2 Методи наведення ракет по висоті

При керуванні висотою польоту ракети широко використовуються методи наведення за фіксованими опорними траєкторіями, що визначають необхідний профіль польоту. При виборі траєкторії необхідно враховувати дві протилежні вимоги. Низька траєкторія утруднює виявлення ракетної атаки противником, але її реалізація пов'язана з великою витратою пального. Високі траєкторії характерні низькими витратами пального, але ракета може бути виявлена противником на великій відстані від цілі.

у загальному випадку опорна траєкторія має три характерні ділянки; набір

висоти, політ з постійною висотою, зниження.

Рівняння розбіжності для ділянки польоту з постійною висотою має вигляд:

$$\Delta_H = H_H - H \quad (10.8)$$

де H_H і H - необхідна і фактична висоти польоту ракети.

На ділянках набору висоти і зниження параметр розбіжності формується згідно з виразом:

$$\Delta_g = g_H - g \quad (10.9)$$

Де φ_H , φ - необхідне і фактичне значення кутів тангажу.

При наведенні ракет H_H і φ_H вводяться заздалегідь в програмний пристрій. Фактична висота вимірюється барометричним або радіотехнічним висотоміром, а кут тангажу - трьохступеневим гіроскопом.

10.2.3. Методи наведення ракет по дальності

Канал дальності в системі наведення ракети служить для формування дистанційних команд на визначених відстанях до цілі. Під дією цих команд може змінюватися режим наведення, наприклад профіль польоту ракети, або змикання системи корекції траєкторії.

Величину дальності D_3 , яку ракета ще повинна пройти, за даними автономних вимірювачів можна формувати на основі різних алгоритмів. При наведенні ракети за фіксованою траєкторією (маршрутний метод) $Z_P \approx 0$ і тому величину D_3 обчислюють за алгоритмом

$$D_3 = X_{OC} - X_P \quad (10.8)$$

При шляховому і курсовому методах

$$D_3 = \sqrt{Z_P^2 + (X_{OC} - X_P)^2} \quad (10.9)$$

Для формування дистанційних команд використовується рівняння:

$$\Delta D = D_3 - D_H \quad (10.10)$$

Разова команда формується коли $\Delta D = 0$, тобто тоді, коли дальність, що залишилося пройти ракеті, дорівнює заздалегідь визначеній дальності D_H .

10.3. Автономні вимірювачі параметрів руху ракети

Структура і тип автономних вимірювачів параметрів руху ракети залежить від методу автономного наведення ракети і алгоритму формування параметра розбіжності.

Як свідчать алгоритми (10.3) (10.5) (10,7) до складу блока

автономних вимірювачів повинні входити акселерометри і гіроскопи.

На ракеті можуть бути розташовані три акселерометри таким чином, щоб їх осі чутливості були направлені за осями прямокутної системи координат $O_P X_d Y_d Z_d$. Осі чутливості двох акселерометрів A_X і A_Z можуть бути розташовані з горизонтальній площині, причому вісь акселерометра A_X можна спрямувати на ціль. Вісь чутливості акселерометра A_Y буде вертикальною. Система, що складається з трьох акселерометрів з інтеграторами дозволить визначити швидкості і координати ракети відносно точки пуску ракети. Так однократне інтегрування сигналу акселерометра A_Z дає бокову швидкість ракети, а двократне інтегрування - дає бокове відхилення ракети відносно початкового напрямку на ціль.

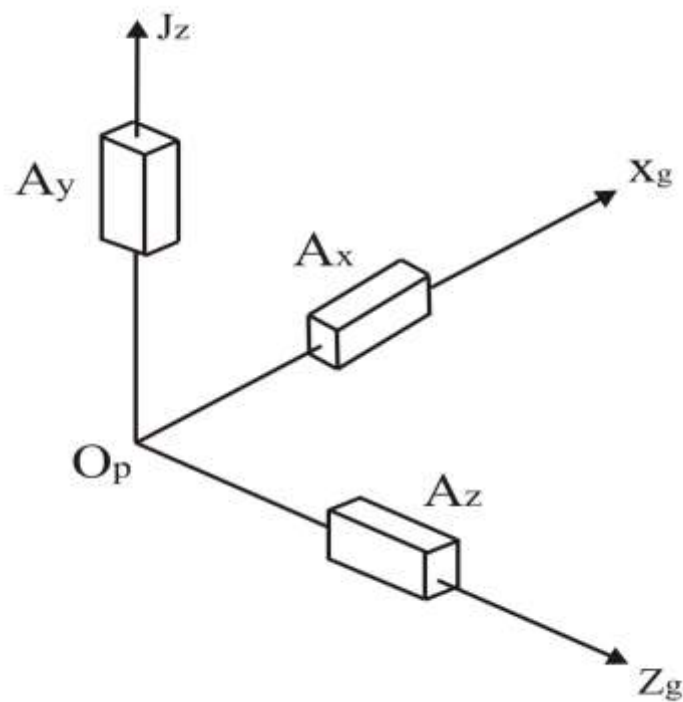


Рис.10.4. Розташування акселерометрів відносно осей системи координат $O_P X_d Y_d Z_d$

В цій системі початкова, орієнтація акселерометрів повинна зберігатися незмінною. Припустимо, наприклад, ідо площина, в котрій лежать осі чутливості акселерометрів A_X і A_Z відхилилась від горизонтального положення і корпус акселерометра A_Z складає горизонтом кут α (рис.10.5) При цьому на вимірювач прискорення буде діяти сила тяжіння і він вкаже горизонтальну складову

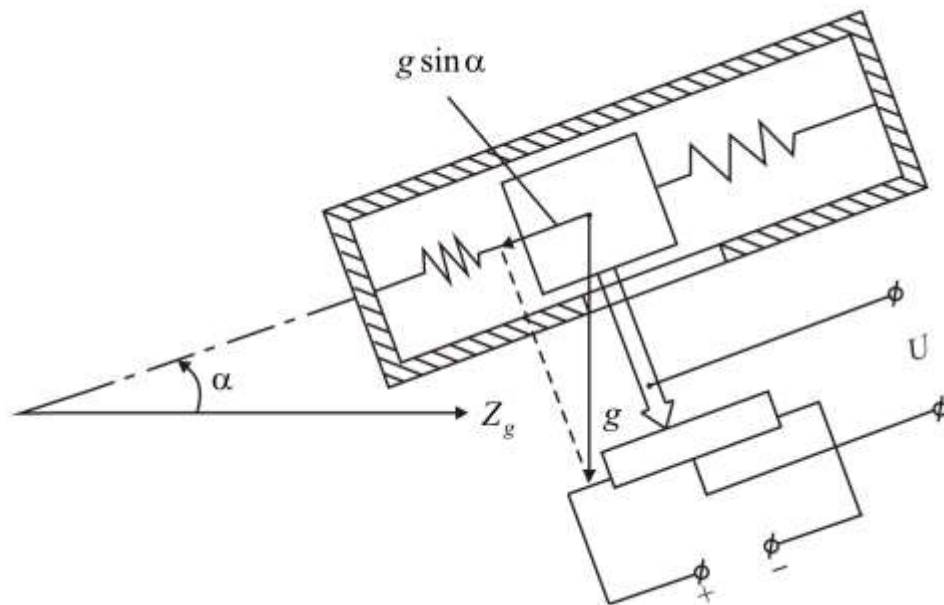


Рис.10.5. Помилка акселерометра при нахилі осі чутливості на кут α

прискорення ракети з помилкою $g \sin \alpha$. Це означає, що помилка вимірювання бокової швидкості ракети (після першого інтегрування) буде дорівнювати

$$\Delta \dot{Z} = gt \sin \alpha,$$

а помилка вимірювання бокового відхилення ракети від площини наведення (після другого інтегрування)

$$\Delta Z = \frac{1}{2} gt^2 \sin \alpha,$$

Помилка зростає на протязі часу за лінійним (для швидкості) або за квадратичним (для відхилення Z) законом.

Отже, для уникнення помилок $\Delta \dot{Z}$, ΔZ , осі чутливості акселерометрів повинні стабілізуватися в просторі. Найчастіше така стабілізація виконується за допомогою гіростабілізованої платформи.

Блок-схема інерціальної системи для каналу вимірювання бокового відхилення ракети Z зображень на рис 10.5. Вона включає до

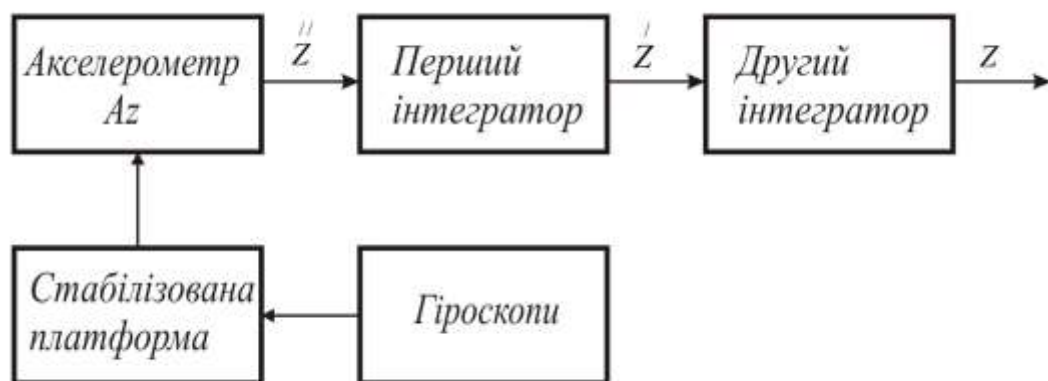


Рис. 10.6. Блок-схема інерціальної системи свого складу акселерометр A_z , що встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі.

До системи входять два інтегратори, що формують сигнали, пропорційні до бокової швидкості ракети \dot{Z} і її бокового відхилення Z . Аналогічним чином можуть бути побудовані два інших кола для вимірювання координат X і Y . Розглянута інерціальна система має змогу задовільно функціонувати тільки при невеликій дальності польоту ракети, коли кривизною і обертанням Землі можна знехтувати.

Насправді, за допомогою гіроскопів положення платформи з акселерометрами стабілізується в інерціальному просторі, тобто відносно віддалених зірок, котрі із-за їх віддаленості можна рахувати нерухомими.

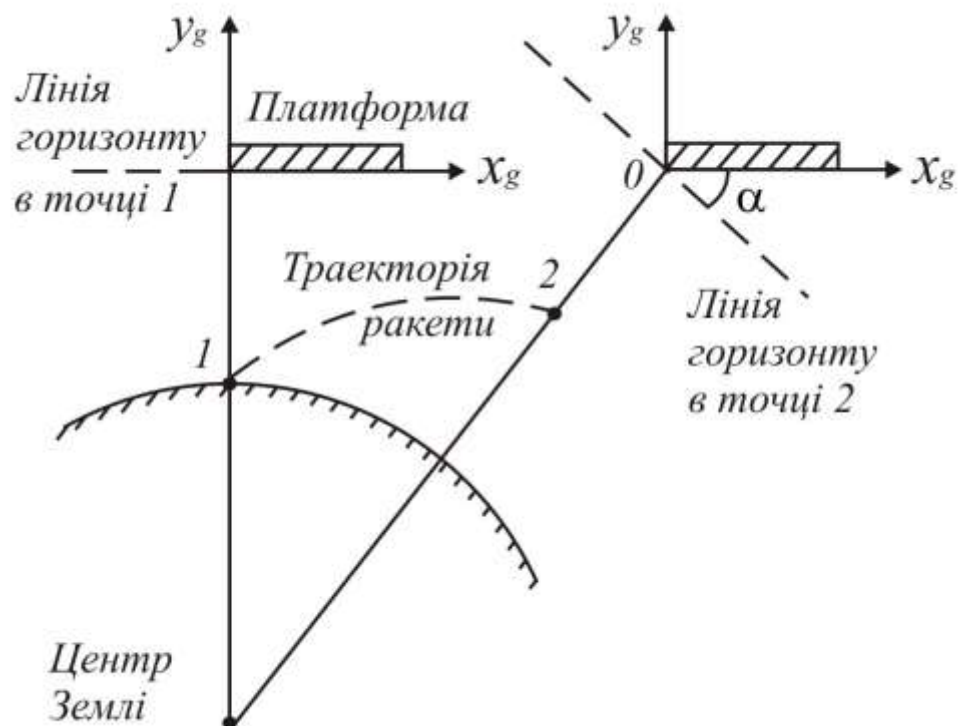


Рис.10.7. Зміна положення стабілізованої платформи відносно Землі в двох точках траєкторії ракети

Нехай з момент пуску ракети платформа знаходиться у строго горизонтальному положенні (рис. 10.7.). В точці 2 на траєкторії ракети положення платформи в інерціальному просторі збереглося постійним, але відносно Землі платформа виявилася нахиленою на кут α тому, що лінія горизонту в точці 2 не співпадає з лінією горизонту в точці 1. Аналогічне явище виникає і внаслідок обертання Землі. На рис. 10.8 зображено положення стабілізованої платформи в одній і тій самій точці земної поверхні, але в різні моменти часу t_1 і t_2 . Платформа на момент часу $t = t_1$ знаходиться у горизонтальному положенні, а при $t = t_2$ із-за обертання Землі виявляється відхиленою від лінії горизонту на кут α . Таким чином, інерціальні вимірювачі параметрів руху ракети при великій дальності і значному часі польоту можуть мати достатню точність тільки у тому випадку, якщо неперервно коректувати положення стабілізованої платформи,

установлюючи її за напрямком лінії дійсного горизонту.

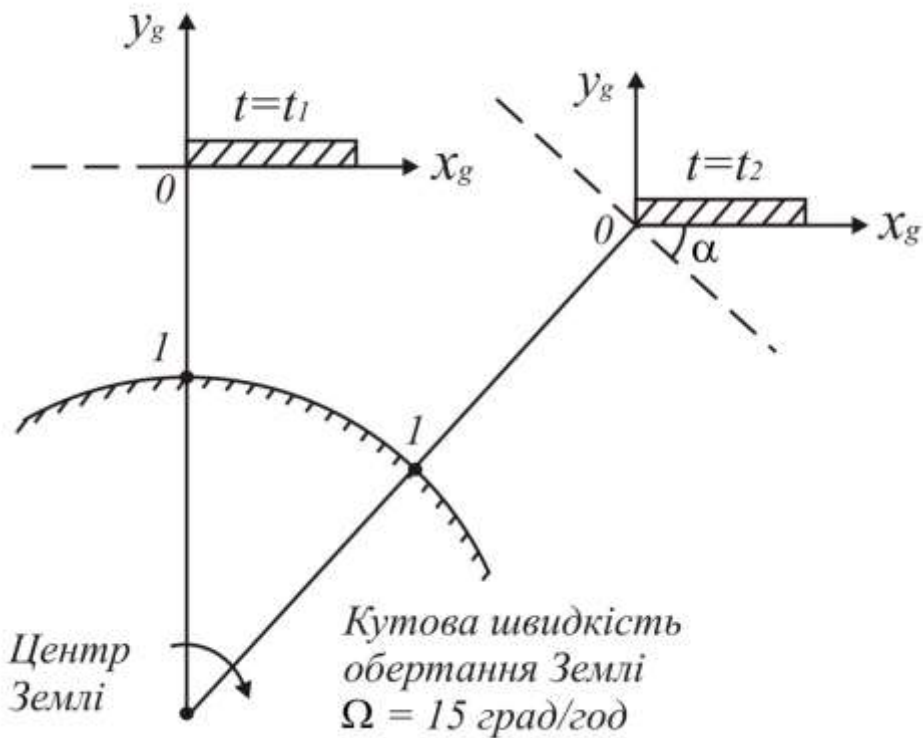


Рис.10.8. Зміна положення стабілізованої платформи відносно земної поверхні при обертанні Землі.

10.4. Комбінований вимірювач параметрів розбіжності для наведення ракет класу "повітря - повітря"

Однією з основних задач, що вирішує комбінована система наведення ракет класу "повітря - повітря", в збільшення дальності пуску, коли пуск ракети виконується поза зоною захоплення повітряної цілі головою самонаведення, у цьому випадку керування ракетою безпосередньо після її пуску виконується за допомогою автономної системи, а головка самонаведення захоплює ціль на траєкторії тоді, коли потужність сигналу цілі стає достатньою.

Як згадувалось раніше, найбільшого поширення при наведенні ракет класу "повітря - повітря" зазнав метод пропорційного наведення, що вимагає вимірювання складових кутової швидкості лінії дальності в площинах керування (вертикальній та горизонтальній). До захоплення цілі головою самонаведення кутова швидкість лінії дальності, з метою наведення ракети, повинна формуватися на основі даних, що вимірюють автономні вимірювачі. Такими вимірювачами на ракетах класу "повітря - повітря" є акселерометри, осі чутливості котрих орієнтуються за осями антенної системи координат. Антенна система координат $O_a X_a Y_a Z_a$ являє собою прямокутну праву систему координат, початок котрої O_a знаходиться в центрі карданового підвісу рухомої частини координатора, вісь X_a спрямована за напрямком ракета - ціль, а осі Y_a , Z_a спрямовані за осями карданового підвісу таким чином, щоб система координат була правою.

Розглянемо процес зближення ракети з ціллю у вертикальній площині

(рис.10.9). Ракета виконує політ з прискоренням \mathbf{J} , а ціль $\mathbf{Ц}$ з прискоренням $\mathbf{J}_{Ц}$. Проектуючи вектори $\hat{\mathbf{J}}$ і $\hat{\mathbf{J}}_{Ц}$ на лінію дальності $O_a X_a$ та нормаль до неї, отримуємо відому з механіки систему кінематичних рівнянь:

$$\begin{aligned} D\dot{\omega}_D + 2D\omega_D &= j_{\omega y} - j_y; \\ \ddot{D} &= j_{\omega x} - j_x \end{aligned} \quad (10.11)$$

Тут складові $j_{\omega x}$, j_x і $j_{\omega y}$, j_y векторів прискорень $\hat{\mathbf{J}}$ і $\hat{\mathbf{J}}_{Ц}$ цілі і ракети в антенній системі координат $O_a X_a Y_a$ називаються відповідно радіальними і трансверсальними, а складова $2\dot{\omega}_D D$ зумовлена коріолісовим прискоренням.

Акселерометри, що знаходяться на ракеті, дають змогу вимірювати тільки складові прискорення ракети. Складові прискорення цілі за допомогою автономних вимірювачів виміряти неможливо. Якщо припустити, що за час автономного польоту ракети ціль рухається рівномірно і прямолінійно, то рівняння (10.11) перепишуться у вигляді

$$\begin{aligned} D\dot{\omega}_D + 2\dot{D}\omega_D &= -j_y; \\ \ddot{D} &= -j_x \end{aligned}$$

Розв'язавши рівняння (10.12) на борту ракети при відомих прискореннях j_x , j_y , можна визначити параметр \dot{W}_D - кутову швидкість лінії ракета-ціль, що використовується для реалізації метода пропорційного наведення на автономній ділянці траєкторії польоту ракети.

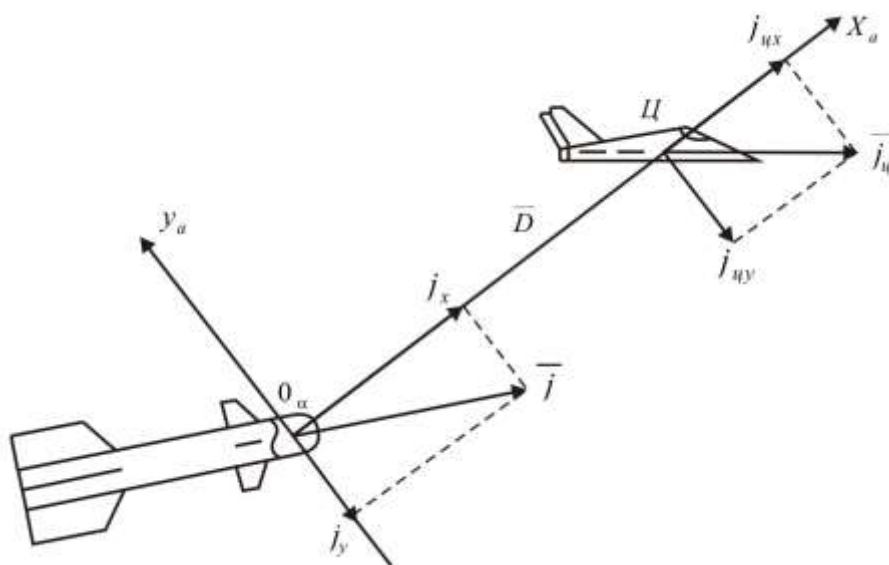


Рис.10.9. Зближення ракети з ціллю у вертикальній площині

Одна з можливих структурних схем вимірювача кутової швидкості лінії ракета-ціль при автономному наведенні ракети зображена на рис. 10.10. Радіальна

складова прискорення ракети j_x , що вимірюється датчиком ДЛП_x через інвертор - 1 надходить до інтегратора W_1 , на виході котрого формується \dot{D} . Ланки $W_2 \dots W_4$ розв'язують рівняння

$$\dot{\omega} = \frac{-2\dot{D}\omega - j_y}{D},$$

(10.13)

одержане з першого виразу (10.12.). Для цього інтегратор W_2 інтегрує \dot{D} і видає D а ланка W_3 перемножує множники \dot{D} , W_D і $-z$, б результаті чого на виході одержують $-2\dot{D}W_D$. Ця величина надходить до входу суматора. На інший вхід цього ж суматора надходить інвертована величина j_y , що вимірюється датчиком ДЛП_y.

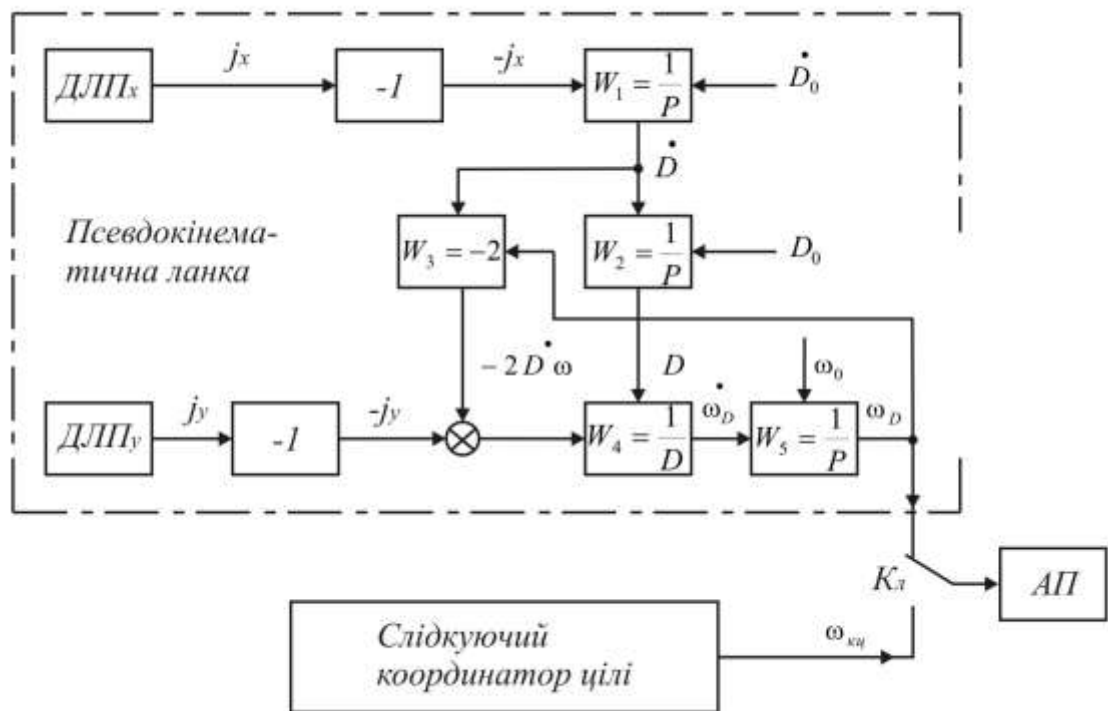


Рис. 10.10. Автономний вимірювач кутової швидкості ліній ракета-ціль

На виході суматора формується чисельник правої частини виразу (10.13). Ланка W_4 ділить цю величину на D тому, згідно з (10.13), на виході цієї ланки формується сигнал $\dot{\omega}$ і W_D . Подавши цей сигнал на інтегратор W_5 його виході одержують параметр W_D кутову швидкість лінії ракета-ціль, що використовується для автономного наведення ракети за методом пропорційного наближення. Для забезпечення функціонування інтеграторів W_1 , W_2 і W_5 - на момент пуску ракети з прицільної системи літака-носія до них надходять початкові дані D_0 , \dot{D}_0 і W_0 відповідно.

При наближенні ракети до цілі потужності сигналу, відбитого або випромінюваного ціллю, стає достатньо для його захоплення слідкуючим координатором цілі. Після захоплення цілі координатором, ключ $КЛ$ перемикає свої контакти і до входу автопілота $АП$ замість величини W_D починає надходити кутова швидкість лінії дальності W_{ku} , що вимірюється слідкуючим координатором

цілі. З цього моменту автономне наведення закінчується і починається самонаведення ракети.

Іноді автономний вимірювач кутової швидкості лінії ракета-ціль називається псевдокінематичною ланкою.

Розглянутий автономний вимірювач функціонує з достатньою точністю тільки тоді, коли ціль рухається рівномірно і прямолінійно. Якщо ціль виконує маневр ($J_u \neq 0$), то для забезпечення точного наведення необхідно з літака-носія на ракету передавати сигнали корекції, котрі б компенсували помилки, зумовлені маневром цілі. Для цього до складу апаратури літака-носія повинна входити апаратура, що вимірює характеристики руху цілі, обчислює сигнали корекції і передає їх на ракету, за допомогою, наприклад, радіолінії зв'язку.

10.5. Принципи побудови автономних систем наведення з корекцією за наземними орієнтирами

Основним недоліком автономних систем наведення ракет є накопичення помилки при значних дальностях польоту. Одним з ефективних шляхів підвищення точності автономного наведення є корекція наведення ракети згідно з додатковою інформацією про положення її відносно заданої траєкторії. Необхідну інформацію для корекції автономного наведення можна одержати, якщо використати фізичні поля Землі. Під фізичними полями Землі розуміють конфігурацію її рельєфу поверхні, розподіл інтенсивності магнітного поля, а також закономірності зміни оптичного, радіолокаційного або інших контрастів на поверхні Землі. Такі поля характеризуються стаціонарністю на значних інтервалах часу і сталим зв'язком їх параметрів з координатами точок земної поверхні. Вимірюючи параметри цих полів на шляху до цілі, можна заздалегідь побудувати еталонні карти фізичних полів землі і занести їх в запминаючий пристрій системи наведення. Тоді в процесі автоматичного наведення ракети на ціль необхідно періодично порівнювати поле Землі, над котрим пролітає ракета, з еталонним полем, що міститься в запминаючому пристрої. Якщо виникає розбіжність, то необхідно скоректувати траєкторію ракети.

Достатньо простою і ефективною є система, в котрій вимірюється текуча висота рельєфу місцевості. При реалізації такої системи на ракеті розташовують барометричний і радіотехнічний висотоміри. Барометричний висотомір служить для задання бажаного профілю польоту ракети. Різниця показів згаданих висотомірів характеризує нерівність рельєфу. На кожній ділянці траєкторії польоту ракети закон заміни поточної висоти рельєфу відносно рівня, що вимірюється барометричним висотоміром, представляє собою одну з реалізацій випадкової функції. Тому виміряне значення згаданої вище різниці також представляє собою реалізацію випадкової функції, і вона повинна порівнюватись з реалізацією аналогічної функції, зафіксованої в еталонній карті рельєфу для заданого маршруту. Ступінь близькості цих реалізацій характеризує величину відхилення фактичної траєкторії польоту від заданої. Суттєвим елементом картометричної системи є пристрій порівняння даних еталонної карти з результатами, що надходять від вимірювача висоти.

Про ступінь близькості двох реалізацій випадкових функцій можна судити по величині їх взаємної кореляційної функції. Максимальне значення цієї функції

відповідає найбільшому збігу реалізацій. По відхиленню взаємної кореляційної функції від свого максимуму можна судити про розходження реалізацій. Системи, де розбіжність між заданою та фактичними реалізаціями визначається на основі пошуку максимуму (екстремуму) їх взаємної кореляційної функції, називають

Кореляційно-Екстремальними Системами (КЕС).

Наведення ракети за допомогою КЕС може виконуватися на протязі всього часу її польоту, але при цьому необхідно запам'ятовувати надзвичайно великий об'єм інформації про рельєф земної поверхні.

Для суттєвого зменшення об'єму еталонної карти ракета наводиться за допомогою автономної системи, а КЕС вимикається періодично, над заздалегідь обраними районами корекції (РК), і коректує дані, одержані автономною системою. Характер траєкторії польоту автономно керованої ракети при використанні інформації про рельєф місцевості в районах корекції зображено на рис.10.11.

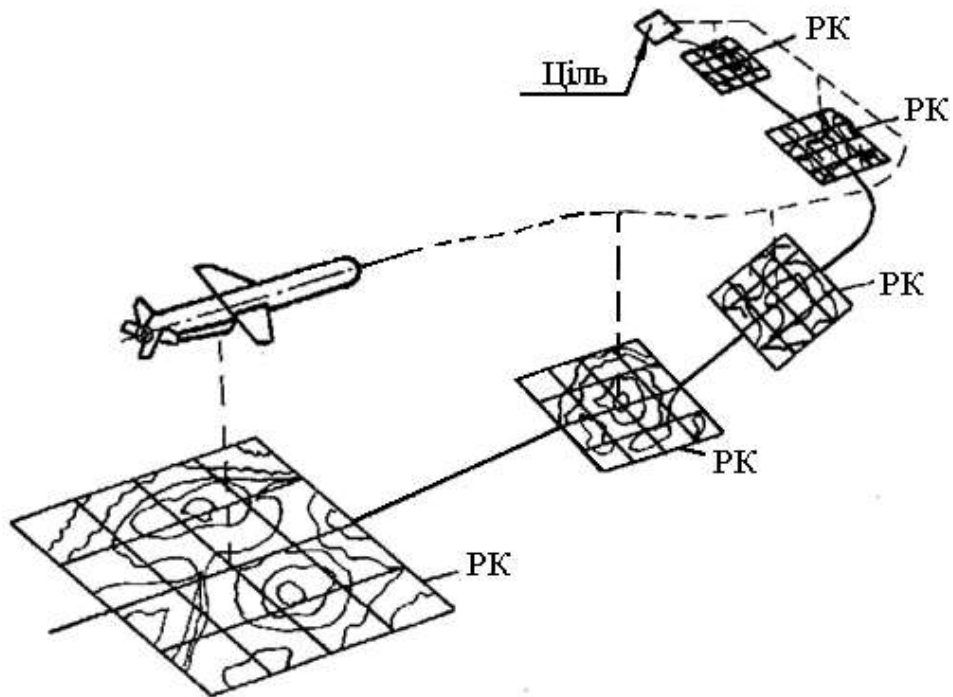


Рис.10.11. Траєкторія автономно керованої ракети над районами корекції

Використання КЕС для корекції автономно керованих ракет стало можливим завдяки широкому використанню цифрових пристроїв для зберігання еталонної карти і виконання операції пошуку екстремуму, а також формування параметра розбіжності. При зберіганні даних еталонної карти в цифровому вигляді смугу географічної карти вздовж заданого маршруту розбивають на комірки. В кожній комірці визначають середню висоту і заносять її у вигляді числа в цифровий заповідаючий пристрій. Так при виготовленні карти РК розміром 2x10 км, комірки якої мають сторони 100x100 м, необхідно запам'ятати 2000 чисел. Кількість таких карт в системі може бути до 20. Суттєво зменшити об'єм пам'яті можна при квантуванні висоти на два рівні (бінарна карта), коли в даній комірці записують одиницю, якщо вона перевищує деякий рівень, і нуль, якщо перевищення немає. На рис.10.12.ф, для прикладу, зображена така бінарна

карта, що складається з 49 комірок. Заштриховані ділянки відповідають запису в пам'яті запминаючого пристрою одиниць, а чисті – нулів. Припустимо, що ракета має летіти за напрямком ОХ. В процесі польоту над РК вимірюється текуча висота рельєфу. Результати виміру розбиваються на часові дискети, кантуються на 2 рівні і у вигляді нулів і одиниць записуються в запминаючий пристрій.

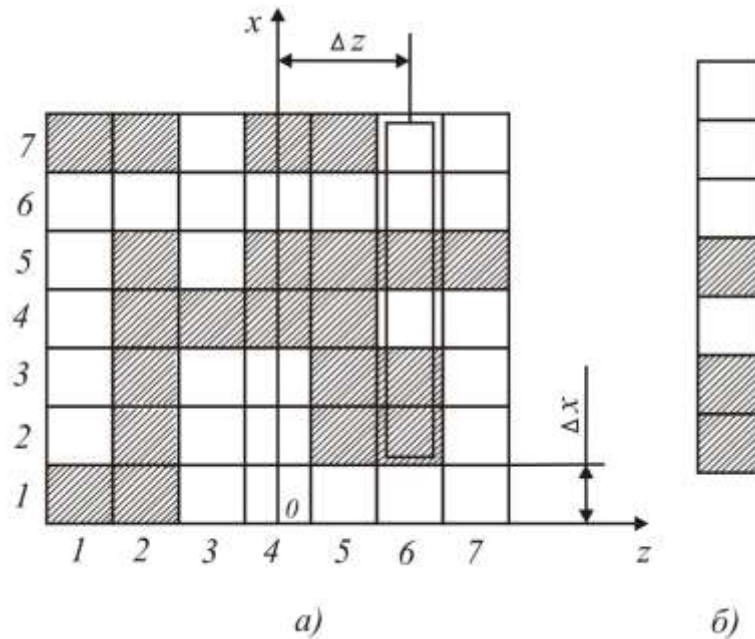


Рис.10.12. Бінарна карта та реалізація виміру рельєфу

Умовно така реалізація зображена на рис.10.12, б. Після запису починається порівняння фактичних даних x еталонними для пошуку максимуму їх взаємної кореляційної функції. Знаходження такого максимуму дозволяє визначити ту ділянку еталонної карти, з якою найбільш точно збігається одержана реалізація. Для нашого прикладу неважко визначити методом звичайного перебору, що фактичні дані про рельєф місцевості збігаються з шостим стовпчиком і рядками 2...7. Якщо б політ ракети проходив без помилок, то заміряна реалізація відповідала порядку нулів і одиниць в стовпчику 4 та рядках за номерами від 1 до 7. Тобто, параметри Δx і Δz характеризують розбіжність вздовж лінії шляху і бокове відхилення відповідно. Ці параметри надходять до автономної системи для її корекції.

У нашому прикладі, завдяки його елементарності, неважко знайти найкращий збіг одержаних даних і еталонних. Для реальних систем такий пошук є надзвичайно складною задачею. Тому її розв'язанню приділяють серйозну увагу.

Спрощена структурна схема автономної системи наведення з КЕС зображена на рис.10.13.

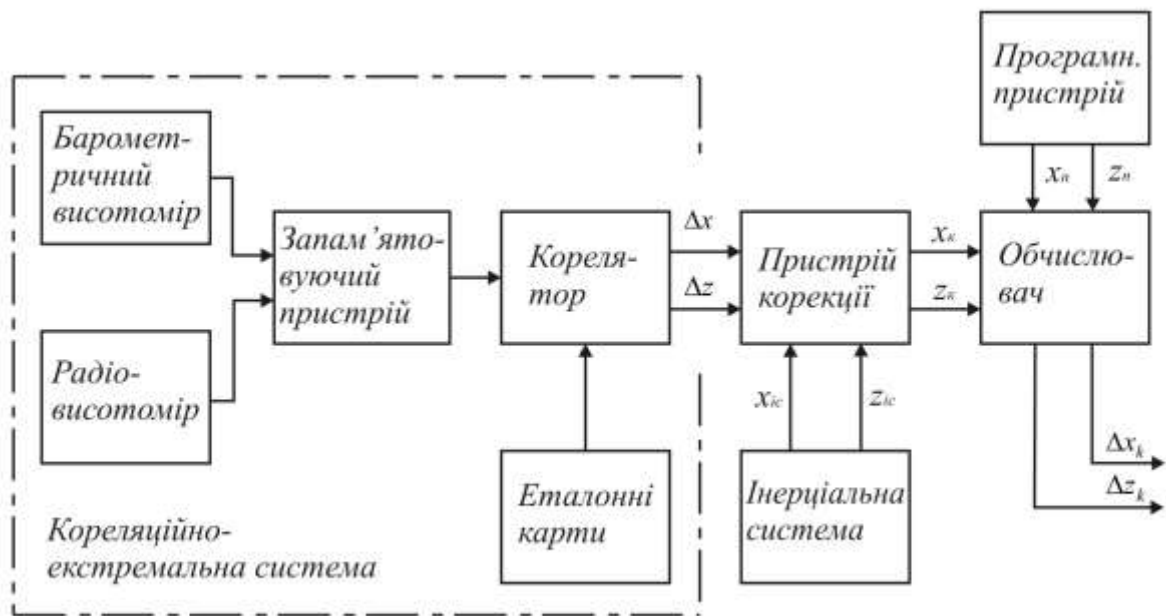


Рис.10.13 Автономна система наведення з кореляційно-екстремальною системою

Над районом корекції запам'ятовуючий пристрій накопичує дані в цифровій формі про результати вимірювання рельєфу місцевості за допомогою барометричного та радіотехнічного висотомірів. В кореляторі обчислюється екстремум взаємної кореляційної функції і визначаються розбіжності ΔX і ΔZ , що служать поправками до координат X_{ic} і Z_{ic} , котрі визначаються інерціальною системою. Тому скоректовані дані знаходяться за формулами:

$$X_K = X_{IK} + \Delta X$$

$$Z_K = Z_{IK} + \Delta Z$$

Значення X_K і Z_K надходять до обчислювача. Сюди ж з програмного пристрою надходять програмні значення X_n і Z_n . Обчислювач, порівнюючи X_K і X_n , визначає параметр керування:

$$\Delta X = X_n - X_K,$$

Котрий відповідає діяльності, що залишилось летіти ракеті до наступного району корекції або до цілі. Параметр керування за курсом визначається формулою:

$$\Delta Z = Z_n - Z_K$$

Суттєвими перевагами розглянутої системи наведення є: автономність функціонування від метеоумов, часу доби і року, незначні габарити і маса. Головний недолік її полягає в тому, що система не може використовувати при польоті ракети над морем і рівною поверхнею.

Глава 11. Системи стабілізації авіаційних керованих ракет. Автопілоти.

11.1. Призначення системи стабілізації керованої ракети.

Для зміни напрямку польоту ракети необхідно змінювати величину і напрямок сумарної керованої сили. У більшості випадків для створення керуючих сил, або керуючих перевантажень, змінюють кутове положення корпусу ракети відносно вектора швидкості. Для цього використовують відповідні канали системи стабілізації, тому що однією з задач цієї системи і є підтримка необхідно (постійного чи змінного) кутового положення ракети. Ракета, у загальному випадку, стабілізується відносно трьох осей, у відповідності з цим система стабілізації має три канали, що керують положенням ракети по тангажу, курсу і крену.

Для того, щоб сформулювати основні вимоги до системи стабілізації, що одночасно виконує і функцію керування нормальним перевантаженнями, необхідно розглянути динамічні особливості ракет.

Для більшості сучасних ракет характерним є слабе затухання збуреного руху ракети, особливо при її польоті на значних висотах. Це пояснюється зміною динамічних характеристик ракети, які суттєво залежать від висоти і швидкості польоту. Тому система стабілізації повинна добре демпфірувати рух ракети. Демпфірування необхідно для того, щоб полегшити виконання умов стійкості контуру наведення, до складу якого входить система стабілізації. Ступінь демпфірування вільних коливань системи стабілізації повинна вибиратись такою, щоб величина пере регулювання перевантаження не перевищувала 30%.

Таким чином, можна сформулювати три головні задачі для систем стабілізації:

1. Стабілізація осей ракети відносно просторової кутової орієнтації осей ракети.
2. Стабілізація динамічних характеристик ракети, як елемента системи регулювання.
3. Стабілізація статичних передаючих чисел ракети.

Перша задача зумовлена необхідністю виконувати функцію наведення ракети на ціль, коли інформаційною системою формується сигнал керування, згідно з яким ракета, для створення відповідного перевантаження, повинна знаходитись під цілком визначеними кутами атаки та ковзання.

Друга та третя задачі близькі за своїм характером. Внаслідок того, що умови польоту ракети можуть змінюватися в широких межах за рахунок змін швидкості та висоти польоту, маси, моментів інерції і центрування ракети внаслідок вигорання палива, а також аеродинамічних коефіцієнтів (з-за зміни числа Маха),

будуть змінюватися і її динамічні характеристики. До таких характеристик відносяться запаси стійкості, перехідні процеси, а також еквівалентні суми пропускання.

Аналогічно будуть змінюватися і статичні характеристики ракети, зокрема коефіцієнти передачі, що зв'язують і в сталому режимі польоту величину команди зі значенням нормального прискорення ракети, кутової швидкості її обертання та ін.

Роль системи стабілізації і полягає в забезпеченні стабільності статичних і динамічних характеристик ракети в усіх режимах її польоту.

Динамічні та статичні характеристики ракети, яка є елементом системи наведення, не можуть обиратися задовільно, а повинні визначатися відповідно до умов, при котрих необхідно забезпечити оптимальні параметри всієї системи наведення в цілому. Для цього необхідно знати вплив окремих аеродинамічних і конструктивних параметрів ракети на її динамічні характеристики. Цей вплив може бути дослідженим, за допомогою передаточних функцій ракети.

Для одержання передаточних функцій використовують динамічні та кінематичні рівняння, що описують просторовий рух ракети. В загальному випадку, ракету, що є об'єктом автоматичного регулювання, можна представити сукупністю трьох динамічних ланок, котрі характеризують її рух по тангажу, курсу і крену (рис 11.1).

Якщо розглядати осесиметричні ракети з декартовим керуванням, то вихідними координатами ракети будуть кути обертання рулів тангажу, курсу і крену ($\delta_B, \delta_r, \delta_K$) і зображуючи дії у вигляді сил $F(F_x, F_y, F_z)$ і моментів $M(M_x, M_y, M_z)$ прикладених до ракети зовні. Вихідними координатами ракети є кінематичні параметри її руху ($v, \theta, \psi, \vartheta, \varphi, \alpha, \beta, \gamma, \dots$).

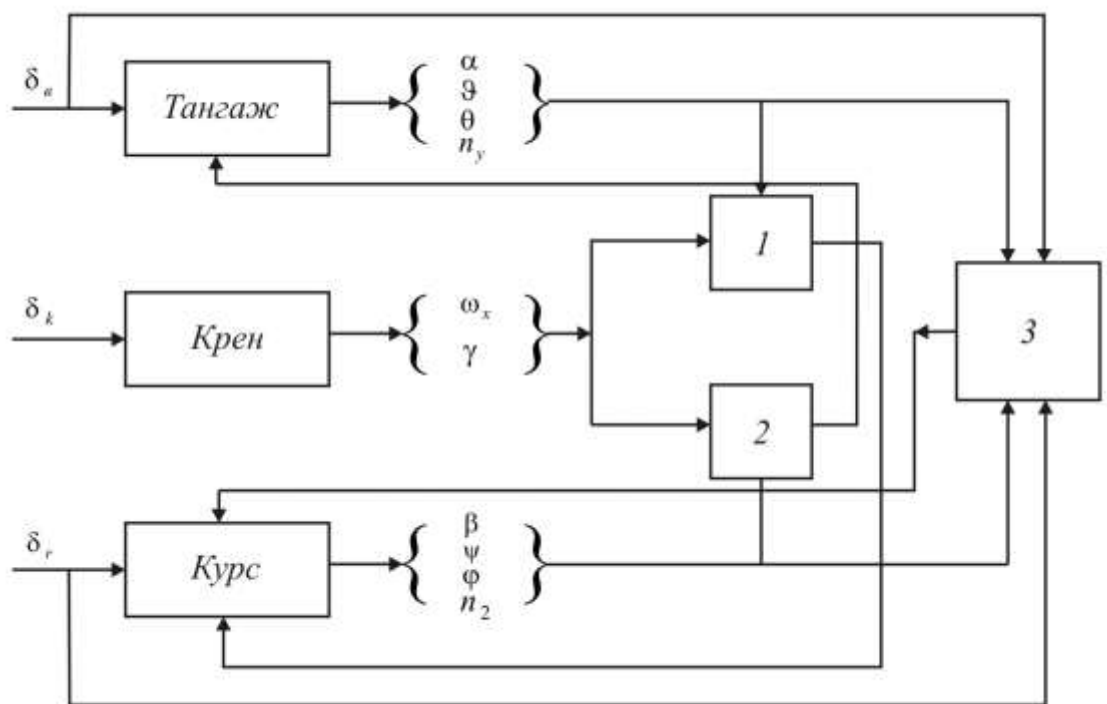


Рис.11.1. Блок-схема ракети з урахуванням взаємозв'язку каналів

При керуванні ракетою в трьох площинах між каналами існують зв'язки. Так, наприклад, внаслідок руху ракети у вертикальній та горизонтальній площинах при несиметричному обтіканні виникають моменти від «косого обдування», що збурюють рух ракети по крену. Цей взаємозв'язок каналів на рис.11.1 зображений структурним елементом 3. Крім того, канали пов'язані між собою в наслідок гіроскопічних, кінематичних і інерційних зв'язків, позначених на схемі структурними елементами 1 і 2.

Аналіз просторового руху ракети з врахуванням взаємозв'язків каналів є надзвичайно складною задачею. При аналітичних дослідженнях руху ракети з метою спрощення нехтують взаємозв'язками каналів, що дозволяє розглядати рух ракети незалежним криволінійним рухом у горизонтальній та вертикальній площинах, а також незалежним рухом по крену, причому канали тангажу та курсу є ідентичними.

11.2 Передаточна функція ракети як об'єкта керування.

Канали керування ракетою у вертикальній та горизонтальній площинах можна розглядати незалежними та ідентичними. З метою спрощення аналізу одержимо передаточну функцію ракети для її руху у вертикальній площині. На основі рівнянь (1.20), (1.26), (1.5) запишемо рівняння руху центра маси ракети:

$$m\nu\dot{\theta} = P \sin \alpha - G \cos \theta + Y; \quad (11.1)$$

рівняння кутового руху ракети:

$$J_{z1} \ddot{\vartheta} = M_{z1кер} + M_{z1ст} + M_{z1демп}, \quad (11.2)$$

де $M_{z1кер}$ - керуючий момент; $M_{z1ст}$ - стабільний момент; $M_{z1демп}$ - демпфіруючий момент;

Рівняння зв'язку кутів:

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (11.3)$$

Рівняння (11.1), (11.2), (11.3) є нелінійними, тому що нелінійними є залежності підйому сили і моментів від кутів α і δ , а також внаслідок присутності в рівняннях тригонометричних функцій.

Для лінеаризації цієї системи рівнянь будемо вважати, що підйомну силу, керуючий і стабілізуючий моменти можна представити у вигляді добутку постійних коефіцієнтів на кут атаки або відхилення від руля:

$$Y = Y^\alpha * \alpha;$$

$$M_{z1_{кер}} = M_{z1}^\delta * \delta;$$

$$M_{z1_{cm}} = M_{z1}^\alpha * \alpha,$$

А демпфіруючий момент:

$$M_{z1_{дем}} = M_{z1}^\omega * \dot{\mathcal{G}}$$

Це припущення залишається справедливим в межах значень кутів атаки та відхилення рулів, менших за критичні.

Вага ракети G систематичною складовою сил, що діють на ракету, тому при виведенні передаточної функції ракети її вага не враховується.

У зв'язку з малістю кута атаки $\sin \alpha \approx \alpha$, а також враховуючи згадані припущення і беручи до уваги знаки аеродинамічних коефіцієнтів, рівняння (11.1), (11.2), (11.3) запишеться у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} m\nu \dot{\theta} &= P\alpha + Y^\alpha \alpha; \\ J_{z1} \ddot{\mathcal{G}} &= -M_{z1}^\alpha \delta - M_{z1}^\omega \dot{\mathcal{G}} \\ \mathcal{G} &= \theta + \alpha \end{aligned} \right\}$$

Введемо коефіцієнти

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= \frac{p + Y^\alpha}{m\mathcal{G}} = \frac{p + C_y^\alpha \frac{\rho \nu^2}{2} S_{KP}}{m\mathcal{G}}; \\ a_2 &= \frac{M_{z1}^\omega}{J_{z1}} = \frac{m_{z1}^\omega}{J_{z1}} * \frac{\rho \mathcal{G}^2}{2} S_{KP} \mathcal{G}_\alpha; \\ a_3 &= \frac{M_{z1}^\alpha}{J_{z1}} = \frac{m_{z1}^\alpha}{J_{z1}} * \frac{\rho \mathcal{G}^2}{2} S_{\mathcal{G}_\alpha}; \\ a_4 &= \frac{M_{z1}^\delta}{J_{z1}} = \frac{m_{z1}^\delta}{J_{z1}} * \frac{\rho \mathcal{G}^2}{2} S_{\mathcal{G}_\alpha}, \end{aligned} \right\}, \quad (11.2)$$

де $m_{z1}^{\omega}, m_{z1}^{\alpha}, m_{z1}^{\delta}$ - похідні коефіцієнта аеродинамічного моменту за кутовою швидкістю обертання ракети відносно осі Z_I , за кутами атаки і відхилення рулів відповідно.

За фізичним змістом коефіцієнт a_1 характеризує маневрові здібності ракети, тобто це величина, що характеризує кутову швидкість зміни напрямку вектора швидкості ракети під дією аеродинамічних і газодинамічних керуючих сил. Коефіцієнти a_2 , a_3 та a_4 називають відповідно коефіцієнтом аеродинамічного демпфювання, статичної стійкості та ефективності руля.

З врахуванням введених коефіцієнтів можна записати:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\vartheta} + a_2 \dot{\vartheta} + a_3 \alpha &= a_4 \delta; \\ -a_1 \alpha + \dot{\theta} &= 0; \\ \vartheta - \alpha - \theta &= 0, \end{aligned} \right\}$$

Або в оперативній формі $(p = \frac{d}{dt})$:

$$\left. \begin{aligned} (p^2 + a_2 p) \vartheta + a_3 \alpha &= a_4 \delta; \\ -a_1 \alpha + \theta &= 0; \\ \vartheta - \alpha - \theta &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (11.4)$$

Кут відхилення руля δ при аналізі властивостей ракети, як об'єкта керування, є вихідною величиною. Для розв'язання рівнянь (11.4), тобто для визначення залежності $\vartheta, \alpha, \theta$ від δ , необхідно звернутися до теорії визначників. Якщо в першому рядку визначника записати коефіцієнти величин $\vartheta, \alpha, \theta$ з першого рівняння, у другому рядку – з другого і в третьому – з третього рівняння, то одержимо визначник:

$$\Delta = \begin{vmatrix} p^2 + a_2 p & a_3 & 0 \\ 0 & -a_1 & p \\ 1 & -1 & -1 \end{vmatrix} = p[p^2 + (a_1 + a_2)p + (a_3 + a_1 a_2)]$$

Визначники $\Delta_{\vartheta}, \Delta_{\alpha}$ і Δ_{θ} одержимо шляхом заміни у визначнику системи відповідно першого, другого і третього стовпчиків вільними членами рівнянь (11.4).

Результати обчислення цих визначників такі:

$$\left. \begin{aligned} \Delta_{\mathcal{G}} &= a_4(a_1 + p)\delta; \\ \Delta_{\alpha} &= pa_4\delta; \\ \Delta_{\theta} &= a_1a_4\delta. \end{aligned} \right\}$$

Маючи на увазі, що:

$$\mathcal{G} = \frac{\Delta_{\mathcal{G}}}{\Delta}; \quad \alpha = \frac{\Delta_{\alpha}}{\Delta}; \quad \theta = \frac{\Delta_{\theta}}{\Delta};$$

передаточні функції ракети, Що відображають залежність кута тангажу \mathcal{G} , кута атаки α

і кута траєкторії θ від кута відхилення δ , мають вигляд:

$$\left. \begin{aligned} W_{\delta}^{\mathcal{G}}(p) &= \frac{a_4(a_1 + p)}{p[p^2 + (a_1 + a_2)p + (a_3 + a_1a_2)]}; \\ W_{\delta}^{\alpha}(p) &= \frac{a_4}{[p^2 + (a_1 + a_2)p + (a_3 + a_1a_2)]}; \\ W_{\delta}^{\theta}(p) &= \frac{a_1a_4}{p[p^2 + (a_1 + a_2)p + (a_3 + a_1a_2)]}. \end{aligned} \right\} \quad (11.5)$$

Функції (11.5) можна привести до загального вигляду, для чого введемо позначення:

$$\begin{aligned} K_{\delta} &= a_4; \\ \omega_0 &= \sqrt{a_3 + a_1a_2}; \\ 2\xi &= \frac{a_1 + a_2}{\sqrt{a_3 + a_1a_2}}; \\ T_v &= \frac{1}{a_1} \end{aligned} \quad (11.6)$$

де K_{δ} - коефіцієнт ефективності руля, ω_0 - частота особистих коливань ракети, ξ – відносний коефіцієнт демпфірування, T_v - аеродинамічна постійна часу.

Таким чином, авіаційна керована ракета, при вхідному параметрі δ і вихідному параметрі α еквівалентна коливальній рамці.

Використовуючи позначення (11.6) і вираз (11.7) перепишемо передаточні функції

$W_{\delta}^{\mathcal{G}}(p)$ і $W_{\delta}^{\theta}(p)$ у вигляді :

$$W_{\delta}^{\mathcal{G}}(p) = W_{\delta}^{\alpha}(p) \frac{a_1 + p}{p} = W_{\delta}^{\alpha}(p) \frac{1 + T_v p}{T_v p}. \quad (11.8)$$

$$W_{\delta}^{\theta}(p) = W_{\delta}^{\alpha}(p) \frac{a_1}{p} = W_{\delta}^{\alpha}(p) \frac{1}{T_v p}. \quad (11.9)$$

При розгляді процесу наведення ракети в якості вихідного параметру часто приймається нормальне перевантаження ракети $n = \frac{v}{g} \dot{\theta}$ або в операторній формі

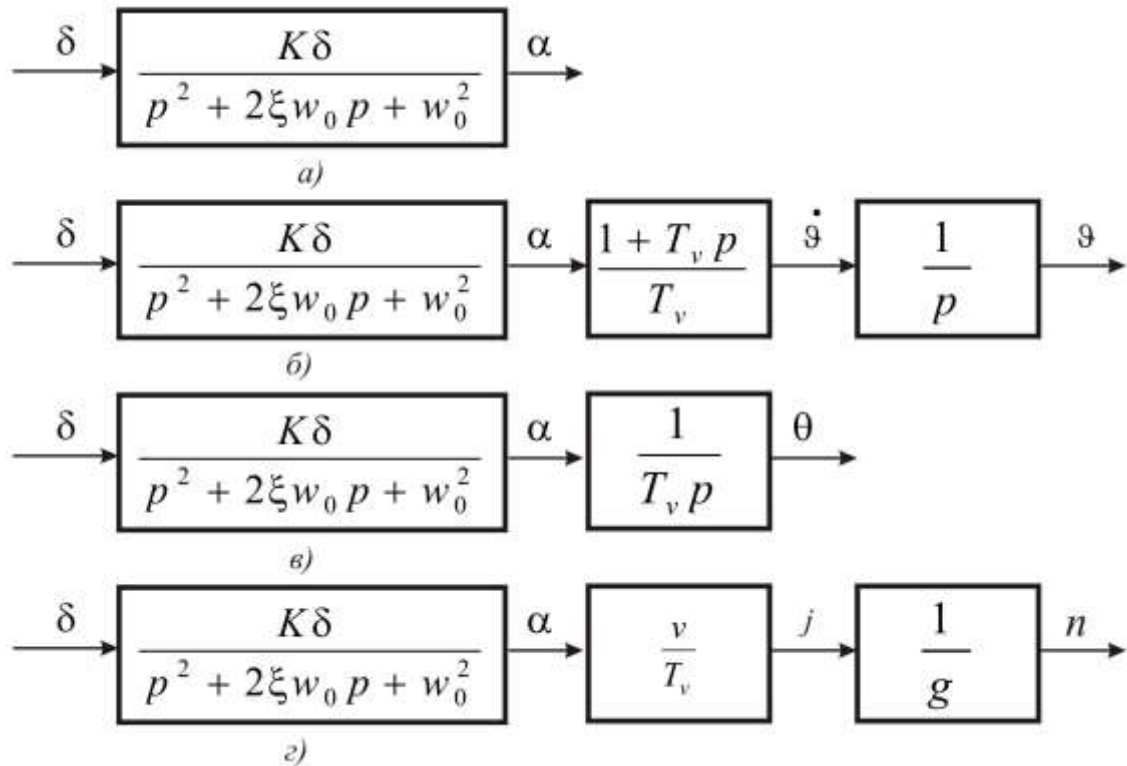
$$n = \frac{v}{g} \theta p \quad (11.10)$$

З використанням (11.9) і (11.10) передаточну функцію $W_{\delta}^n(p)$, що відображає залежність нормального перенавантаження ракети від кута відхилення руля, запишемо у вигляді:

$$W_{\delta}^n(p) = W_{\delta}^{\theta}(p) \frac{v}{g} p = W_{\delta}^{\alpha}(p) \frac{v}{T_v} \cdot \frac{1}{g}. \quad (11.11)$$

Структурні динамічні схеми ракети у відповідності з виразами (11.7), (11.8), (11.9) і (11.11) зображені на рис.11.2 а), б), в) і г) відповідно. Основу динамічних структурних схем ракети, як об'єкта керування, складає коливальна ланка

$W_{\delta}^n(p)$. Суттєвим при розгляді вихідних параметрів ракети \mathcal{G} і θ (рис.11.2. б,в) є наявність в структурних схемах інтегруючої ланки, тому що вона впливає на процес зміни параметрів \mathcal{G} і θ при заміні δ . Зокрема,



11.2. Структурні динамічні ритми ракети

У випадку, коли $\delta = \text{const}$ в сталому режимі руху, ракета повертається на сталий кут атаки α (див. рис.11.2, а), виконує політ з сталим значенням прискорення чи перевантаження (див. рис.11.2, г), а кути ϑ і θ зростають (див. рис.11.2. б, в).

11.3. Властивості ракети як об'єкта керування

Властивості ракети як об'єкта керування можуть бути установлені, якщо проаналізувати зміст коефіцієнтів (11.6) що входять до передаточних функцій (11.7), (11.8), (11.9) та (11.11).

Коефіцієнт ефективності руля K_δ характеризує статичну керованість ракети, тобто її здібність змінювати кут атаки при відхиленні рулів. Якщо знехтувати впливом демпфірування ракети, що при розгляді сталого польоту є цілком допустимим, то коефіцієнт ефективності руля збігається з коефіцієнтом балансової залежності (2.28). При цьому існує суперечність між статичною стійкістю і керованістю ракети. Дійсно, при збільшенні статичної стійкості керованість знижується. Тому, в процесі проектування ракети, між цими параметрами необхідно знаходити компроміс.

Величина коефіцієнта K_δ визначається тільки конструктивними та аеродинамічними характеристиками ракети і, в наслідок обмеженості керуючих моментів і сил, не може бути покращена системою керування.

Постійна часу T_v характеризує кут атаки, необхідний для створення кутової

швидкості θ . При збільшенні висоти польоту, внаслідок зменшення щільності повітря, постійна часу T_v зростає.

Частота власних коливань ракети ω_0 пов'язана оберненою залежністю до постійної часу ракети T_ρ :

$$\omega_0 = \frac{2\xi}{T_\rho} [\text{rad}/\text{c}]$$

Як видно з сутності коефіцієнтів a_1, a_2 та a_3 , частота власних коливань ракети ω_0 залежить від її розмірів (моменту інерції), ступеня статичної стійкості, швидкісного напору і може змінюватись в широких межах. Так, наприклад, при зміні висоти польоту ракети від 0 до 30000 метрів величина ω_0 може зменшуватись на порядок. Така зміна частоти власних коливань ракети і, особливо, її малі значення в області великих висот є небажаною при проектуванні системи стабілізації.

Намагання збільшити частоту особистих коливань при польоті ракети на великих висотах вимагає збільшення її статичної стійкості, що, у свою чергу, знижує керованість ракети і обмежує висоту її використання. Тому стабілізувати частоту власних коливань ракети шляхом вибору її конструктивних параметрів неможливо. Цю задачу повинна вирішувати система стабілізації.

Відносний коефіцієнт демпфірування ξ також залежить від коефіцієнтів a_1, a_2 та a_3 , тому він порівняно мало залежить від швидкості ракети, але значно залежить від висоти польоту і при зміні висоти від 0 до 30000 м відносний коефіцієнт демпфірування, так само як і частота власних коливань, зменшується майже на один порядок. Разом з тим, відносний коефіцієнт демпфірування не залежить від статичної стійкості ракети. З теорії автоматичних систем відомо, що зниження коефіцієнту демпфірування призводить до збільшення пере регулювання та часу регулювання, що негативно відіб'ється на точності наведення ракети. Таким чином, параметри T_v, ω_0 і ξ , що визначають властивості ракети як об'єкта керування, є суттєво нестационарними і сильно залежать від умов польоту, особливо від висоти бойового використання ракети. Для створення ефективної системи керування згадані параметри необхідно стабілізувати за допомогою апаратури стабілізації.

Для забезпечення стабілізації динамічних характеристик ракети використовують принцип зворотного зв'язку. Проілюструємо цей принцип на прикладі узагальненої структурної схеми системи стабілізації, що зображена на рис.11.3. Ракета, що має передаточну функцію $W_p(p)$, охоплюється колом зворотного зв'язку з передаточною функцією $W_{33}(p)$.

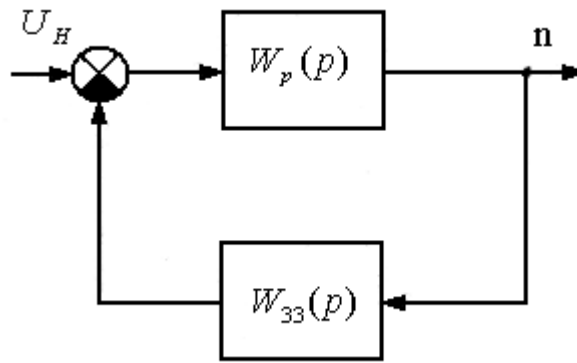


Рис.11.3. Структурна схема системи стабілізації

Передаюча функція замкненої системи визначається співвідношенням

$$\Phi(p) = \frac{W_p(p)}{1 + W_{33}(p)W_p(p)}. \quad (11.12)$$

В тому інтервалі частот, де виконується умова

$$|W_{33}(j\omega)W_p(j\omega)| \gg 1$$

Вираз (11.12) можна спростити :

$$\Phi(p) = \frac{W_p(p)}{1 + W_{33}(p)W_p(p)} \approx \frac{1}{W_{33}(p)}.$$

Це означає, що у загальному інтервалі частот властивості замкненої системи стабілізації практично не залежать від характеристик ракети, а залежать тільки від характеристик кола зворотного зв'язку.

Таким чином, охоплення ракети зворотнім зв'язком дозволяє виключити або суттєво зменшити вплив не стаціонарності параметрів передаючої функції ракети як об'єкта керування і, за допомогою параметрів кола зворотного зв'язку, придати системі стабілізації необхідні якості і властивості. Для реалізації кола зворотного зв'язку використовуються датчики лінійного прискорення та датчики кутових параметрів руху ракети.

11.4. Стабілізація динамічних характеристик ракети за допомогою акселерометра та швидкісного гіроскопа.

Стабілізація динамічних характеристик ракети забезпечується контуром зворотного зв'язку системи стабілізації ракети від'ємних зворотних зв'язків за нормальним прискоренням і кутовою швидкістю руху ракети відносно її центра маси.

Для формування сигналів зворотних зв'язків використовуються датчики

лінійних прискорень, що вимірюють нормальне прискорення (перевантаження) ракети, датчиків кутових швидкостей, а також необхідні коректуючі фільтри.

Система стабілізації з датчиком лінійного прискорення

Контур стабілізації з датчиком лінійного прискорення до свого складу включає структурну схему ракети (рис.11.2, г), акселерометр – датчик лінійного прискорення і рульовий привід.

Якщо припустити, що нормальне прискорення вимірюється без інерційним акселерометром, що має передаточну функцію K_j , а рульовий привід є без інерційною ланкою з передаточною функцією K_{PI} , то структурна схема системи стабілізації з датчиком лінійного прискорення буде мати вигляд, що зображений на рис.11.4.

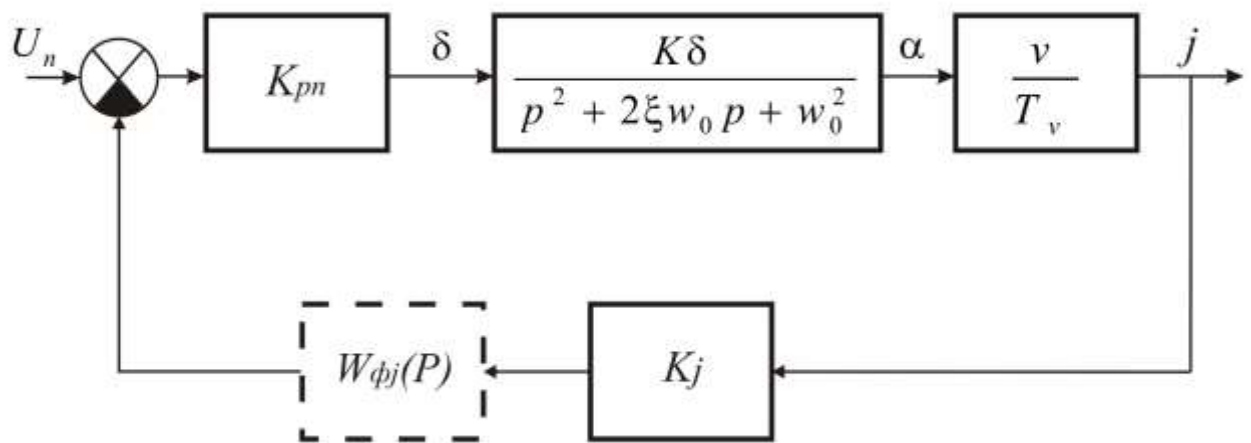


Рис.11.4. Система стабілізації з датчиком лінійного прискорення.

Для виявлення ролі акселерометра в колі зворотного зв'язку одержимо передаточну функцію для замкненого контуру у вигляді:

$$\Phi(p) = \frac{j(p)}{U_n(p)} = \frac{W(p)}{1 + W(p)},$$

де $W(p)$ - передаточна функція розімкненого контуру. На основі рис.11.4. запишемо :

$$\Phi(p) = \frac{\frac{K_{PI} K_\delta \nu K_j}{T(p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2)}}{1 + \frac{K_{PI} K_\delta \nu K_j}{T(p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2)}} =$$

$$= \frac{K_{PI} K_\delta \nu K_j}{T_\nu(p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2) + K_{PI} K_\delta \nu K_j}.$$

Поділимо чисельник і знаменник на T_ν , а також помножимо і поділимо чисельник і другий доданок знаменника ω_0^2 . В результаті цього одержимо :

$$\Phi(p) = \frac{\frac{K_{PI} K_\delta \nu K_j \omega_0^2}{T_\nu \omega_0^2}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2 + \frac{K_{PI} K_\delta \nu K_j \omega_0^2}{T_\nu \omega_0^2}}$$

Позначимо

$$K_\nu = \frac{K_\delta}{T_\nu \omega_0^2},$$

і з урахуванням цього запишемо:

$$\Phi(p) = \frac{K_{PI} K_\nu K_j \omega_0^2 \nu}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + (1 + K_{PI} K_\nu K_j \nu) \omega_0^2}. \quad (11.13)$$

Вираз (11.13) показує, що система стабілізації з датчиком лінійного прискорення в колі зворотного зв'язку еквівалентна коливальній ланці. Порівняльний аналіз виразів (11.13) і (11.7) дає змогу зробити висновок, що введення зворотного зв'язку за прискоренням призводить до збільшення частоти власних коливань в $\sqrt{1 + K_{PI} K_j K_\nu \nu}$ разів і до зменшення демпфірування. Тобто, інерційність ракети зменшується (зменшується постійна часу ракети $T_p = 2\xi / \omega_0$, що означає підвищення керованості ракети. Разом з тим збільшується коливальність ракети – коливання стають менш згасаючими.

Крім стабілізації динамічних характеристик ракети, використання зворотного зв'язку за нормальним прискоренням вносить елементи пристосованості до зміни зовнішніх умов польоту. Одне і те ж значення вхідної величини U_H буде викликати на різних висотах різні кути відхилення руля, але

при цьому буде зберігатися пропорційність між U_H та \dot{j} . Без використання зворотного зв'язку за прискоренням така пропорційність може бути можливою тільки при незмінних умовах польоту (v, H) та незмінній масі ракети. Одночасно такий контур стабілізує ракету за нормальним прискоренням, тому що будь які відхилення перевантаження ракети від необхідного (внаслідок дії збурюючих сил) будуть сприйняті датчиком лінійних прискорень, який сформує відповідний сигнал і подасть його зі знаком « - » до входу контуру.

Замкнений контур, що включає ракету і акселерометр у колі зворотного зв'язку, називається Контуром стабілізації перевантаження.

Система стабілізації з датчиком кутової швидкості

Розглянемо вплив кола зворотного зв'язку з датчиком кутової швидкості, який вимірює кутову швидкість обертання ракети навколо її центру маси, на динамічні характеристики ракети.

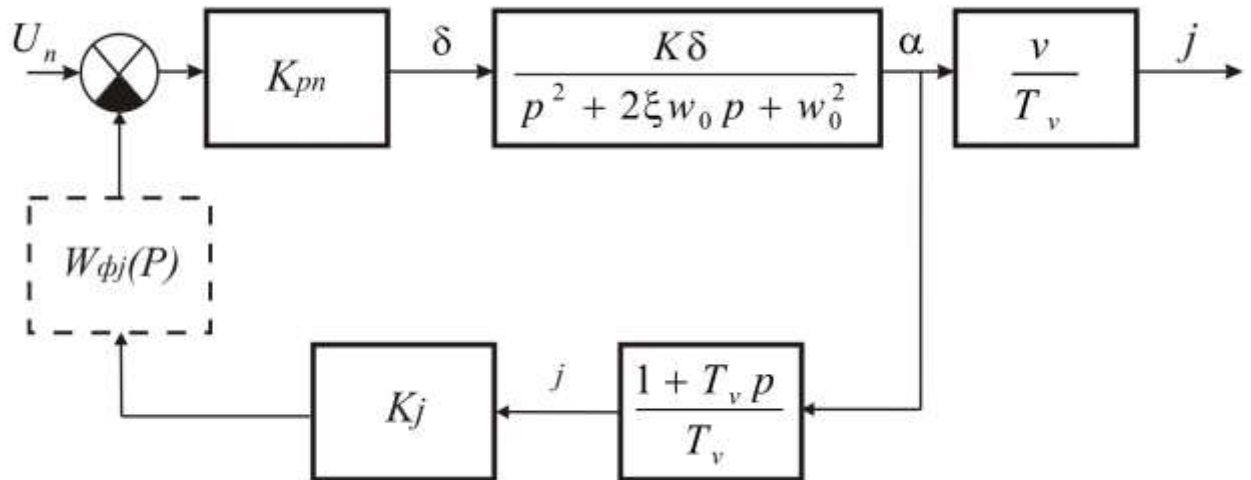


Рис.11.5. Система стабілізації з датчиком кутової швидкості.

Приймаючи припущення, що кутова швидкість корпусу ракети вимірюється без інерційним датчиком кутової швидкості з передаточною функцією $K_{\dot{j}}$, на основі рис.11.2 б,г одержимо структурну динамічну схему системи стабілізації з датчиком кутової швидкості (рис.11.5).

Використавши таку ж методику, що і у попередньому випадку, одержимо передаточну функцію ракети, охопленої від'ємним зворотним зв'язком за кутовою швидкістю руху ракети відносно її центру маси. В результаті одержимо:

$$\Phi(p) = \frac{j(p)}{U_H(p)} = \frac{K_{PI} K_v K_j \omega_0^2 v}{p^2 + (2\xi + K_{PI} \omega_0 K_v K_j T_v) \omega_0 p + (1 + K_{PI} K_v K_j) \omega_0^2}. \quad (11.14)$$

Одержане співвідношення показує, що використання датчика кутової швидкості в колі зворотного зв'язку збільшує частоту власних коливань ракети (третій доданок знаменника виразу (11.14), а також призводить до збільшення коефіцієнта демпфірування (другий доданок знаменника виразу (11.14)).

Замкнений контур, що включає ракету і датчик кутової швидкості в колі зворотного зв'язку називається контуром демпфірування.

Таким чином, використання датчика лінійного прискорення та датчика кутової швидкості руху ракети відносно її центру маси дає змогу стабілізувати динамічні характеристики ракети як об'єкту керування. При цьому динамічні характеристики ракети можуть бути задані шляхом підбору коефіцієнтів передачі

K_j і K_v . Разом з тим, вирази (11.13) і (11.14) свідчать, що передаточні функції контуру стабілізації перевантаження і контуру демпфірування залежать від швидкості ракети v . У зв'язку з тим, що у більшості ракет швидкість v змінюється у широких межах, для ефективної стабілізації динамічних характеристик ракети необхідно врахувати цю зміну, наприклад пропорційно до v змінювати коефіцієнти K_j і K_v .

Іноді зміна коефіцієнтів K_j і K_v призводить до зменшення запасу стійкості системи стабілізації за амплітудою та фазою. З метою забезпечення необхідного запасу стійкості системи стабілізації за амплітудою та фазою в колі зворотного зв'язку послідовно з датчиками лінійного прискорення та кутової швидкості вмикають коректуючі фільтри $W_{\phi_j}(p)$ та $W_{\phi_v}(p)$ (на рис.11.4 і 11.5 зображені пунктиром).

11.5. Структурна схема каналу стабілізації ракети за курсом і тангажем

Для якісної стабілізації динамічних характеристик авіаційної керованої ракети до складу каналів курсу і тангажу (котрі є ідентичними) одночасно входять контури стабілізації перевантаження і демпфірування.

Розглянемо структуру одного з цих каналів стабілізації.

Для складання структурної схеми каналу стабілізації необхідно врахувати динамічні властивості елементів, що входять до складу каналу, - підсилювачів і рульового приводу.

У зв'язку з тим, що інерційність підсилювача потужності набагато нижча від інерційності рульового приводу, перший вважається безінерційним і приймається у вигляді підсилюючої ланки з коефіцієнтом підсилення K_{Π} . Найбільшого поширення серед рульових приводів зазнали приводи з жорстким зворотним зв'язком. Передаточна функція такого рульового приводу приймається у вигляді аперіодичної ланки з передаточною функцією

$$W_{\Pi} = \frac{K_{\Pi}}{T_{\Pi} p + 1}$$

Структурна схема каналу стабілізації ракети зображена на рис.11.6. Канал стабілізації складається з контуру демпфірування 1 та контуру стабілізації перевантаження 2. До контуру стабілізації перевантаження входить ланка $1/g$, що дозволяє виконати перехід від прискорення ракети j до перевантаження n .

Датчик кутової швидкості з передаточною функцією $K_{\dot{\nu}}$ перетворює параметр $\dot{\nu}$ у напругу $U_{\dot{\nu}}$, а датчик перевантаження з передаточною функцією K_n перетворює параметр n у напругу U_n . Коректуючі фільтри $W_{\phi_j}(p)$ та $W_{\phi_{\dot{\nu}}}(p)$ забезпечують стійкість каналу стабілізації.

Найбільш повно відображає склад і структуру каналу стабілізації закон керування.

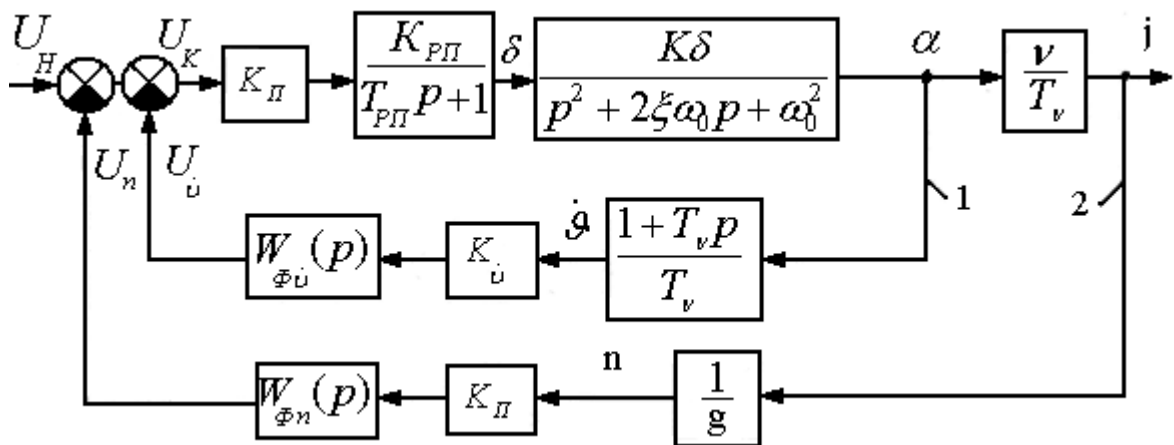


Рис.11.6. Структурна схема каналу стабілізації.

Закон керування – це математична залежність, що відображає закон зміни кута відхилення руля δ від параметрів ракети, що вимірюються відповідними датчиками.

З рис.11.6. видно, що кут відхилення руля δ залежить від сигналу наведення U_H , а також сигналів зворотних зв'язків U_n та $U_{\dot{\nu}}$. Ці сигнали є електричними.

Сигнал наведення U_n формується інформаційною системою. Наприклад, при методі пропорційного самонаведення за допомогою слідкуючого координатора цілі вимірюється кутова швидкість лінії дальності ω_D , а сигнал наведення формується згідно з виразом:

$$U_n = W_{KC} \frac{N_0}{g} \nu_{3\phi} \omega_D, \quad (11.15)$$

де W_{KC} - передаточна функція координатора цілі.

Для формування сигналів зворотних зв'язків U_n та $U_{\dot{\vartheta}}$ необхідно виконати математичні операції:

$$U_{\dot{\vartheta}} = W_{\Phi\dot{\vartheta}}(p)K_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} \quad (11.16)$$

$$U_n = W_{\Phi\Pi}(p)K_{\Pi}n \quad (11.17)$$

На основі сигналів U_n , $U_{\dot{\vartheta}}$ та U_H формується сигнал керування :

$$U_K = U_H - U_n - U_{\dot{\vartheta}} \quad (11.18)$$

Сигнал керування U_K підсилюється і надходить до рульового приводу, тому можна записати:

$$\delta = K_n \frac{K_{\Pi\Pi}}{T_{\Pi\Pi}p + 1} U_K \quad (11.19)$$

Підставляючи у вираз (11.19) вирази (11.15)..(11.17) одержимо рівняння закону керування для нашого випадку у вигляді:

$$\delta = K_n \frac{K_{\Pi\Pi}}{T_{\Pi\Pi}p + 1} \left[W_{KC} \frac{N_0}{g} v_{36} \omega_D - W_{\Phi\Pi}(p)K_{\Pi}n - W_{\Phi\dot{\vartheta}}(p)K_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} \right].$$

Таким чином, рівняння закону керування для конкретної системи стабілізації дає змогу визначити, які параметри вимірюються і за яким алгоритмом виконується перетворення цих параметрів у кут відхилення руля. У зв'язку з тим, що закон керування – це алгоритм функціонування автопілоту – апаратної частини системи керування.

11.6. Стабілізація руху ракети за креном.

В процесі польоту ракети внаслідок несиметричного обтікання на неї діють збурюючі моменти, що викликають обертання ракети навколо повздовжньої осі. Для правильного функціонування каналів курсу і тангажу, а також для створення умов нормального функціонування вимірювачів параметрів руху, необхідно керувати рухом ракети за креном.

В залежності від типу системи наведення, а також від складу вимірювальних пристроїв, розміщених в ракеті, можливі три випадки:

- необхідна стабілізація нульового або заданого кута крену;
- необхідна стабілізація або обмеження кутової швидкості обертання ракети за креном;
- стабілізація руху ракети за кутом і кутовою швидкістю обертання за креном не потрібні.

Стабілізація нульового або заданого кута крену є необхідною для нормального функціонування керованої ракети з РГС, що використовує радіовипромінювання з фіксованою орієнтацією вектора поляризації. При відхиленні антенного пристрою за креном на кути, близькі до 90^0 відносно напрямку вектора поляризації випромінювання БРЛС, коефіцієнт підсилювання антени зменшується на кілька порядків.

При теленаведенні обертання ракети за креном на кут 90^0 призведе до переплутування каналів: замість відпрацювання команд наведення в горизонтальній площині ракета почне наводитись у вертикальній площині, і навпаки.

При самонаведенні і автономному наведенні стабілізація ракети за креном необхідна для того, щоб забезпечити задану точність вимірювачів параметрів руху ракети, наприклад, гіроскопів і акселерометрів.

Іноді апаратура системи керування може нормально функціонувати і при обертанні ракети відносно повздовжньої осі, але в цьому випадку необхідно стабілізувати або обмежувати кутову швидкість обертання ракети за креном для забезпечення стійкості процесу наведення. Можливість появи нестійкості процесу наведення ракети на ціль при деякому значенні кутової швидкості

ω_{x1} пояснюється наступним. Нехай в польоті необхідно створити керуючу силу \bar{Y} у вертикальній площині (рис.11.7). Внаслідок запізнення τ , що зумовлене постійними часу системи керування і ракети, як об'єкта керування, напрямок реально створюваної сили \bar{Y}^* буде поверненим на кут

$$\varphi = \omega_{x1}\tau, \quad (11.20)$$

тобто ракета буде виконувати маневр не тільки у вертикальній площині, а і у горизонтальній. При збільшенні кутової швидкості ω_{x1} до такого значення, коли

$$\omega_{x1}\tau = \frac{\pi}{2},$$

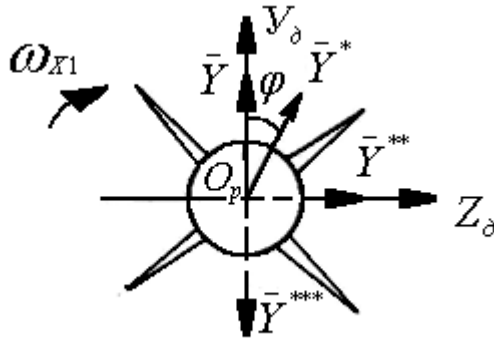


Рис.11.7. Виникнення нестійкості наведення при обертанні ракети за креном.

реально створювана керуюча сила \bar{Y}^{**} буде прикладена до ракети в горизонтальній площині, тобто замість необхідного вертикального маневру, ракета буде виконувати маневр в горизонтальній площині. Якщо ж

$$\omega_{x1}\tau = \pi,$$

то до ракети буде прикладена керуюча сила \bar{Y}^{***} , що прикладена до маневру ракети в протилежний бік, тобто наведення ракети стає неможливим.

Для забезпечення якісного наведення ракети необхідно, щоб кут φ , обчислений за формулою (11.20), не перевищував допустиме значення φ_0 . Задовільне функціонування систем керування сучасних ракет забезпечується при $\varphi_0 < 20 \dots 25$ градусів.

Для дослідження різних питань руху ракети за креном використовують передаточну функцію ракети за креном у такому вигляді:

$$W_{\delta\gamma}^{\gamma}(p) = \frac{K_{\gamma}}{p(T_{\gamma}p + 1)}, \quad (11.21)$$

де:

$$K_{\gamma} = -\frac{M_x^{\delta x}}{M_x^{\omega x}};$$

$$T_{\gamma} = -\frac{J_x}{M_x^{\omega x}};$$

K_{γ} і T_{γ} - коефіцієнт підсилення і постійна часу каналу крену;

$M_x^{\delta x}$ і $M_x^{\omega x}$ - обертаючий і демпфіруючий аеродинамічні моменти;

J_x - момент інерції відносно осі O_{x1} . Наявність у передаточній функції (11.21) послідовно з'єднаних інерційної та інтегруючої ланок свідчить про те, що ракета не має аеродинамічної стійкості і обертається за креном до того часу, поки відхилені елерони.

Найпростішою системою стабілізації кутової швидкості крену є ракета з ролеронами (див.рис.2.13). При використанні ролеронів задача стабілізації кутової швидкості крену вирішується чисто аеродинамічними засобами, тому ефективною така система є при польоті в щільних шарах атмосфери порівняно невеликих керованих ракет, для котрих збурюючі моменти крену невеликі.

Для придання ракеті необхідних динамічних характеристик руху за кутовою швидкістю крену і стабілізації цих характеристик ракету охоплюють зворотнім зв'язком за кутовою швидкістю $\dot{\gamma}$. Структурна схема такої системи стабілізації зображена на рис.11.8, де використані такі позначення: $K_{дг}$ - передаточна функція вимірювача кутової швидкості крену – диференціюючого гіроскопа; $K_{пе}$ - передаточна функція приводу елеронів;

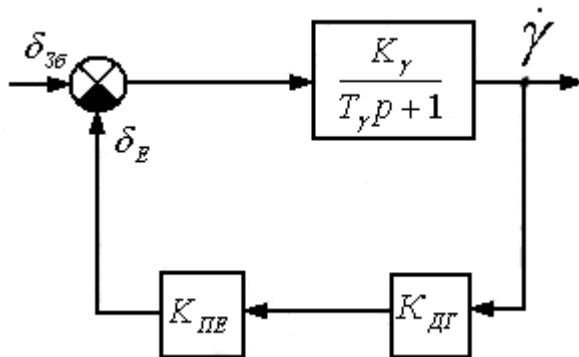


Рис.11.8. Структурна схема системи стабілізації кутової швидкості крену

δ_E - кут відхилення елеронів; δ_{36} - кут збурення по крену.

Одержимо передаточну функцію замкненої системи стабілізації кутової швидкості крену:

$$\begin{aligned} \Phi_{\delta E}^{\gamma}(p) &= \frac{\frac{K_{\gamma}}{T_{\gamma}p+1}}{1 + \frac{K_{\gamma}}{T_{\gamma}p+1} K_{дг} K_{пе}} = \frac{K_{\gamma}}{T_{\gamma}p+1 + K_{\gamma} K_{дг} K_{пе}} = \\ &= \frac{K_{\gamma}}{1 + K_{\gamma} K_{дг} K_{пе}} * \frac{1}{\frac{T_{\gamma}}{1 + K_{\gamma} K_{дг} K_{пе}} p + 1}, \end{aligned} \quad (11.22)$$

Порівнюючи (11.22) та (11.21), бачимо, що завдяки зворотному зв'язку за кутовою швидкістю крену постійна часу системи стабілізації менше постійної часу ракети в $(1 + K_\gamma K_{дг} K_{пс})$ разів. Тобто, ефект зворотного зв'язку за кутовою швидкістю крену є еквівалентним зниженню інерційності ракети. В результаті перехідний процес згасає значно швидше. Збільшуючи коефіцієнти $K_{дг}$ та $K_{пс}$ можна покращити швидкодію системи стабілізації.

Для стабілізації кута крену ракети виникає необхідність у вимірюванні відхилення фактичного кута крену від необхідного. Фактичний кут крену вимірюють вільним гіроскопом.

За допомогою вільного гіроскопа, що вимірює різницю між необхідним і фактичним кутом крену, ракету охоплюють зворотним зв'язком за креном: сигнал помилки надходить до привода елеронів, котрі створюють момент, спрямований на усунення помилки.

Структурна схема системи стабілізації крену ракети зображена на рис.11.9. В колі зворотного зв'язку знаходиться вільний гіроскоп-датчик кута крену, що має передаточну функцію $K_{вг}$.

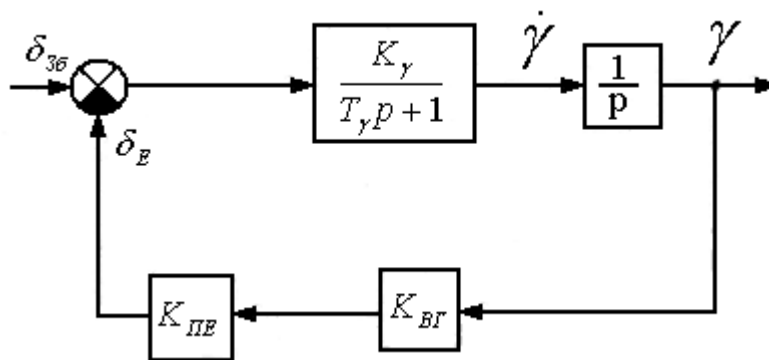


Рис.11.9. Структурна схема системи стабілізації кута крену

Передаточна функція замкненої системи стабілізації кута крену має вигляд:

$$\begin{aligned} \Phi_{\delta\epsilon}^\gamma(p) &= \frac{\frac{K_\gamma}{p(T_\gamma p + 1)}}{1 + \frac{K_\gamma}{p(T_\gamma p + 1)} K_{вг} K_{пс}} = \\ &= \frac{K_\gamma}{p(T_\gamma p + 1) + K_\gamma K_{вг} K_{пс}}, \end{aligned} \quad (11.23)$$

тобто така система є коливальною.

Збільшення добутку $K_{вг} K_{пс}$ у виразі (11.23) призводить до зменшення

сталої помилки стабілізації крену, але при цьому збільшується коливальність системи. Щоб забезпечити необхідну величину сталої помилки при хорошій якості перехідного процесу, в коло зворотного зв'язку вводять датчик кутової швидкості крену – диференціюючий гіроскоп, що дозволяє забезпечити необхідне демпфірування коливального процесу.

Структурна схема системи стабілізації крену ракети з вільним і диференціюючим гіроскопом зображена на рис.11.10.

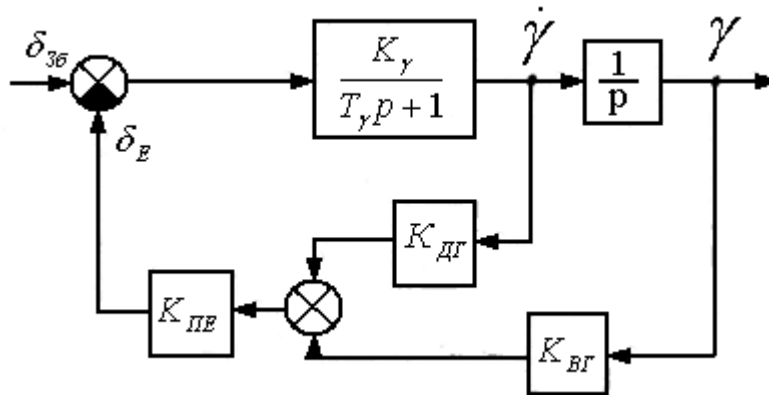


Рис.11.10. Система стабілізації крену з вільними та диференціюючими гіроскопами

Таким чином, якщо ракету необхідно стабілізувати за кутовою швидкістю крену, апаратура стабілізації включає до свого складу диференціюючий гіроскоп. У випадку стабілізації крену ракети, до складу апаратури стабілізації обов'язково входить вільний гіроскоп і, крім нього, може входити диференціюючий гіроскоп.

11.7. Автопілоти

Комплекс апаратури, що входить до складу системи стабілізації створює автопілот. Основним рівнянням автопілота, що визначає його склад та структуру, є рівняння закону керування (див.розд.11.5), що в узагальненому випадку має вигляд:

$$\delta = f(\omega_D, v_{36}, N_0, n, \theta, \vartheta \dots).$$

Це рівняння в розгорнутій формі являє собою складну систему диференціальних рівнянь, що характеризують динамічні властивості всіх елементів системи керування. Найчастіше при проектуванні автопілотів для осесиметричних ракет канали керування є незалежними, тому автопілот виконують таким, що складається з трьох незалежних каналів – тангажу, курсу і крену.

Типова блок-схема одного з каналів автопілота зображена на рис.11.11. Всі пристрої автопілота можна звести до чотирьох основних блоків: підсилювально-перетворювального, чутливих елементів, обмежень та зміни структури і рульових приводів.

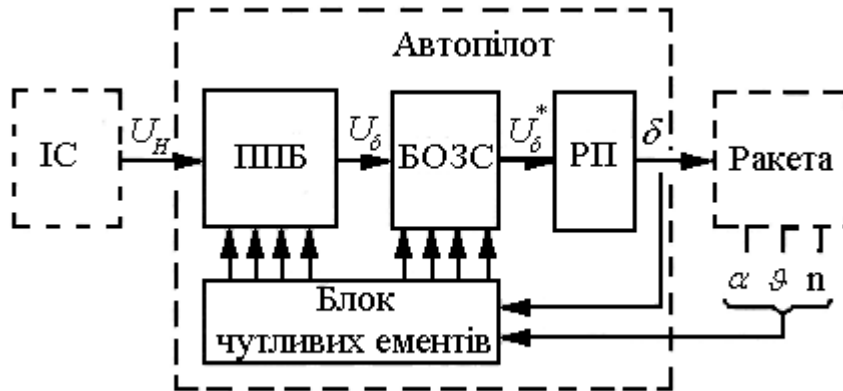


Рис.11.11. Типова блок-схема одного з каналів автопілота:

ІС – інформаційна система; ППБ – підсилювально-перетворювальний блок; БОЗС – блок обмежень та змін структури; РП – рульовий привід.

Метою функціонування автопілота є відхилення керма на необхідний кут δ . До входу підсилювально-перетворюючого блоку надходять з інформаційної системи сигнал наведення U_H , а з блоку чутливих елементів сигнали, що є пропорційними до кінематичних параметрів руху ракети. В підсилювально-перетворюючому блоці формується сигнал керування U_δ . Цей сигнал у подальшому в блоці обмежень та зміни структури обмежується за максимальною величиною, головним чином виходячи з міркувань міцності ракети та стійкості її руху. Обмежений сигнал керування U_δ^* надходить до кермових приводів, котрі відхиляють рулі за деяким законом, що забезпечує наведення ракети на ціль у відповідності до прийнятого методу наведення.

До складу блока чутливих елементів входять вимірювачі кутового положення ракети (позиційні гіроскопи), датчики кутової швидкості, датчики лінійних прискорень (див. розд. 5.8.). Крім згаданих датчиків можуть використовуватися датчики кутів атаки, швидкісного напору, висоти та інші.

Головними елементами підсилювально-перетворювального блока є підсилювачі, суматори і корегуючі фільтри.

Блок обмежень та зміни структури включає до свого складу обмежувачі перевантаження ракети та схеми зміни структури автопілота.

Різновиди та конструкція рульових приводів розглядалась у розд. 4.1.

Розглянемо основні елементи автопілота.

Операційні підсилювачі

Для перетворення сигналів керування з використанням операцій додавання, інтегрування, диференціювання, фільтрування і для інших лінійних перетворень використовуються операційні підсилювачі.

Операційний підсилювач являє собою підсилювач постійного струму з великим коефіцієнтом підсилювання, з непарним числом каскадів і великим вихідним опором. Вхідні сигнали, що підлягають перетворенню надходять до входу операційного підсилювача через вхідні кола $Z_{вх}$, що можуть складатись із з'єднань резисторів, конденсаторів, котушок індуктивності. Вихідний сигнал операційного підсилювача надходить до його входу через коло $Z_{зв}$ зворотного зв'язку. Цей зворотний зв'язок є від'ємним, тому, що підсилювач має непарне число каскадів. Якщо операційний підсилювач має декілька вихідних кіл, то він

одночасно з перетворенням виконує і додавання вхідних сигналів (рис. 11.12).

Рис. 11.12. Суматорний операційний підсилювач

На основі операційних підсилювачів можна створити активні корегуючі фільтри (рис. 11.13). На рис. 11.13, а зображено корегуючий

Рис.11.13. Корегуючі фільтри на основі операційних підсилювачів
фільтр, що має передаточну функцію

$$W(p) = -\frac{T_1 P}{T_0 P + 1},$$

$$\text{де } T_1 = R_1 C_1 ; T_0 = C_2 R_1 .$$

Корегуючий фільтр, що зображений на рис 11.13, б має передаточну функцію у вигляді

$$W(p) = -k \frac{T_1 p + 1}{T_0 p + 1},$$

$$\text{де } k = R_2 / R_1 ; T_1 = R_1 C_1 ; T_0 = R_2 C_2 .$$

З використанням операційних підсилювачів можна створити і інші корегуючі фільтри з більш складною структурою.

Таким чином, операційні підсилювачі дозволяють порівняно просто складати схеми для перетворення сигналів у відповідності з досить складними передаточними функціями. Перевагою активних корегуючих фільтрів у порівнянні з пасивними є те, що вони не послаблюють вхідний сигнал.

Обмежувачі перевантаження

Максимальне нормальне перевантаження, що діє на ракету, не повинно перевищувати деяке граничне перевантаження, що визначається умовами міцності конструкції. Якщо ракета призначена для польоту в широкому діапазоні швидкостей і висот, то при проектуванні системи стабілізації необхідно вирішувати питання обмеження максимальних нормальних перевантажень. Коли не передбачати спеціальних заходів, то одному і тому ж сигналові наведення будуть відповідати великі перевантаження при великих швидкісних напорах і малі перевантаження при малих швидкісних напорах. Сигнал наведення на малих висотах може бути дуже великим із-за початкових помилок наведення. Якщо при цьому весь сигнал наведення буде використаним для створення перевантаження, то воно виявляється настільки великим, що приведе до руйнування самої ракети, розраховувати ж міцність конструкції ракети на такий випадок недоцільно, тому, що маса її виявиться надзвичайно великою.

Як відомо, величина, перевантаження ракети визначається кутом відхилення

рулів, тому для обмеження перевантаження необхідно обмежувати ці кути. У зв'язку з цим можливі способи обмеження максимальних перевантажень можуть бути поділені на дві групи. До першої групи відносяться способи, пов'язані з обмеженням відхилення рулів, а до другої - з обмеженням сигналу наведення.

Один з найпростіших способів першої групи полягає в механічному обмеженні відхилення рулів до деякого постійного кута за допомогою упора. Обмежити кут відхилення руля можна також обмежуючи за амплітудою напругу сигналу, що надходить до рулевих: приводів. Такі обмежувачі називаються статичними. Вони можуть ефективно використовуватися тільки для ракет, що мають не широкий діапазон зміни швидкостей та висот.

Якщо ракета призначена для польоту в широкому діапазоні швидкісних напорів, то для обмеження перевантаження використовують динамічні обмежувачі.

Сутність динамічного обмеження перевантаження полягає в тому, що починати обмеження необхідно з урахуванням інерційності ракети як об'єкта керування та тенденції зміни фактичного перевантаження. Умову не перевищення фактичного перевантаження ракети n_ϕ граничного значення $n_{гран}$ у першому наближенні можна записати у такому вигляді:

$$n_\phi + \dot{n}_\phi \tau \leq n_{гран}, \quad (11.24)$$

де \dot{n}_ϕ - швидкість зміни фактичного перевантаження ракети; τ - постійна часу ракети.

Обмежувати перевантаження ракети необхідно починати тоді, коли виконується умова:

$$n_\phi + \dot{n}_\phi \tau = n_{гран} \quad (11.25)$$

При виконанні умови (11.25) динамічний обмежувач повинен обмежувати сигнал наведення U_n на такому рівні, що має місце на момент початку обмеження. іноді динамічний обмежувач при досягненні умови (11.25) не обмежує сигнал наведення, а обнуляє його за таким алгоритмом:

$$U_{н\,обм} = K_{обм} U_n,$$

$$K_{обм} = \begin{cases} 1 & \text{при } n_\phi + \dot{n}_\phi \tau < n_{гран} ; \\ 0 & \text{при } n_\phi + \dot{n}_\phi \tau \geq n_{гран} , \end{cases} \quad (11.26)$$

$U_{н\,обм}$ - обмежений сигнал наведення.

При $K_{обм} = 1$ обмеження перевантаження не виконується. Якщо починає виконуватися умова (11.27), то $K_{обм} = 0$ і коло сигналу наведення розмикається, в результаті чого рулі прямують до нульового положення. При цьому перевантаження ракети зменшується, знову починає діяти умова (11.26) і замикається коло наведення – рулі відхиляються і перевантаження збільшується.

В результаті такої дії динамічного обмежувача виникає, високочастотний

коливальний режим зміни перевантаження ракети біля $n_{гран}$ рис. (11.14).

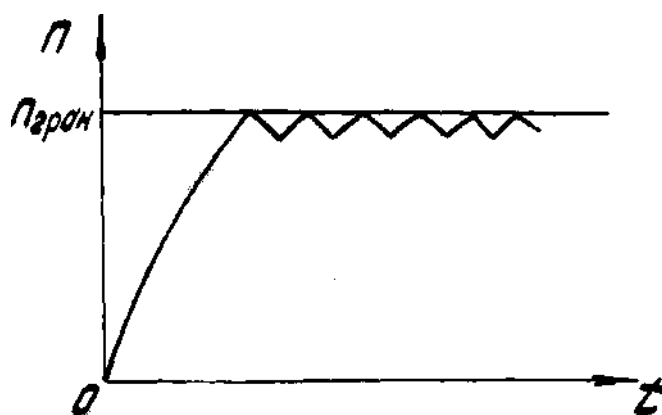


Рис. 11.14. Коливальний режим зміни перевантаження ракети

В сучасних автопілотах для більш точного прогнозування характеру зміни перевантаження \dot{n}_ϕ на час τ , динамічний обмежувач використовує інформацію про кутову швидкість коливань ракети, кути відхилення рулів і їх похідні, кути атаки та ін. При цьому алгоритми дії динамічного обмежувача можуть бути досить складними.

Схема зміни структури автопілота

Точність наведення та умови бойового використання ракети суттєво залежить від динамічних характеристик контурів стабілізації.

При сталій структурі системи стабілізації не завжди вдається досягти високої швидкодії і малого перерегулювання, котрі, як відомо, знаходяться у діалектичній суперечності.

Одним із шляхів збільшення швидкодії (зменшення постійної часу) контурів стабілізації, з одночасним зменшенням перерегулювання перехідного процесу, є автоматична зміна під час перехідного процесу величини 2ζ коефіцієнта демпфірування контуру стабілізації.

Щоб установити необхідний характер зміни величини 2ζ , при якому підвищується швидкодія контуру стабілізації і зменшується перерегулювання перехідних процесів, звернемося до розгляду рис. 11.15., що ілюструє вплив коефіцієнта демпфірування на перехідний процес лінійного коливального контуру. Рисунок показує, що постійна часу τ зменшується при зменшенні коефіцієнта демпфірування 2ζ , але при цьому збільшується перерегулювання перевантаження n_n , необхідного для наведення.

Рис. 11.15

Дійсно, при $\zeta_1 < \zeta_2$ необхідне значення перевантаження досягається через деякий час $\tau_1 < \tau_2$. Але перерегулювання в контурі з коефіцієнтом ζ_1 більше, ніж в контурі з коефіцієнтом ζ_2 .

Тому, якщо коефіцієнт демпфірування автоматично змінювати таким чином, щоб при великій різниці між необхідним значенням перевантаження n_n і фактичним n_ϕ значення ζ було малим, а при зменшенні різниці $n_n - n_\phi$ коефіцієнт ζ зростав, то в такому контурі збільшиться швидкодія і зменшиться перерегулювання перехідних процесів при керуванні рухом ракети.

Одним з найбільш простих алгоритмів зміни коефіцієнта демпфірування може бути такий:

$$\xi = \begin{cases} \xi_1 & \text{при } n_n - n_\phi > \Delta n_{\text{нор}}; \\ \xi_2 & \text{при } n_n - n_\phi \leq \Delta n_{\text{нор}}, \end{cases}$$

(11.28)

де $\Delta n_{\text{нор}}$ - поріг перемикання коефіцієнта ξ .

Алгоритм (11.28) реалізується за допомогою нелінійного логічного елемента, що в сучасній технічній літературі одержав назву ψ -комірка. До складу ψ -комірки входять два корегуючі фільтри $W(\xi_1)$ і $W(\xi_2)$ (рис. 11.17), кожен з котрих може вмикатися входом X та виходом Y в коло стабілізації і при цьому забезпечується коефіцієнт демпфірування ξ_1 і ξ_2 . Піднімальний пристрій ВП формує сигнал, котрий в пороговому пристрої ПП порівнюється з порогом $\Delta n_{\text{нор}}$. Якщо $\Delta n > \Delta n_{\text{нор}}$, то блок перемикання БП вмикає в коло стабілізації фільтр $W(\xi_1)$, при $\Delta n \leq \Delta n_{\text{нор}}$ - фільтр $W(\xi_2)$. В результаті дії такої ψ -комірки перехідний процес контуру стабілізації буде відповідати графіку, що зображений на рис. 11.16.

Рис. 11.16

Рис.11.17. Схема зміни структури автопілота

Алгоритми зміни структури сучасних автопілотів можуть бути складнішими, ніж алгоритм 11.28. Для покращення якісних характеристик контурів стабілізації алгоритм перемикання коефіцієнта ξ може враховувати додаткові параметри, такі як кутова швидкість, і кутове прискорення коливань ракети.

Функціональна схема автопілота

Як відомо, (див. розд. 5.2), апаратура керування ракетою повинна створити умови безпечного відділення ракети від носія на етапі старту з наступним переходом до етапу наведення ракети на ціль.

На етапі старту автопілот реалізує стартовий маневр. Траєкторія стартового маневру може бути прямолінійною або криволінійною, наприклад політ ракети з постійним перевантаженням "вниз-вліво" або "вниз-вправо" в залежності від того, на якій площині крила знаходилась ракета перед пуском (лівій або правій).

На етапі наведення автопілот реалізує керування ракетою у відповідності до вибраного методу наведення. При цьому автопілот виконує функції стабілізації біля опорної траєкторії, стабілізацію динамічних характеристик, обмеження перевантаження і кутів відхилення рулів, зміну структури контурів стабілізації, адаптації характеристик контурів до умов бойового використання

ракети.

Функціональна схема одного з каналів автопілота зображена на рис. 11.18. До складу каналу автопілота входить блок стартового маневру БСМ, динамічний обмежувач ДО, суматор Σ , підсилювач зі змінним коефіцієнтом підсилення П, схема зміни структури СЗС, підсилювач потужності ПП, статичний обмежувач СО, рульовий привід РП, датчики лінійного прискорення ДЛП та кутової швидкості ДКШ, корегуючі фільтри КФ.

Переведення автопілота з режиму стартового маневру в режим наведення виконується за допомогою контакту К реле часу РЧ. Реле часу спрацьовує з затримкою. Тривалість затримки визначає час стартового маневру. Для сучасних ракет ця затримка становить від кількох десятих до одиниць секунд. Початок відліку затримки визначається командою «схід», що формується в момент відокремлення ракети від пускового пристрою.

Рис. 11.18. Функціональна схема одного каналу автопілота

Під час стартового маневру блок БСМ через контакт К подає до входу динамічного обмежувача сигнал стартового перевантаження $n_{ст}$. Цей сигнал перетворюється відповідним чином і призводить до обертання рулів на кут δ за допомогою рульового приводу РП. Виникаючі під час старту збурення лінійного і кутового руху ракети вимірюються датчиками ДЛП і ДКШ. Сигнали з цих датчиків надходять до інверсних входів суматора Σ , завдяки чому реалізується від'ємний зворотний зв'язок. Сигнали датчиків підсилюються і надходять до рульових приводів. Рульові приводи обертають рулі таким чином, щоб керуючі моменти компенсували збурення перевантажень і кутових швидкостей.

Після закінчення стартового маневру реле часу спрацьовує, внаслідок чого контакт К відмикає, від динамічного обмежувача блок стартового маневру і підключає до нього інформаційну систему ІС. З цього моменту починається етап наведення. Величина, необхідного для наведення перевантаження n_n з інформаційної системи надходить до динамічного обмежувача, де при необхідності обмежується і далі надходить до суматора Σ . До інверсних входів суматора надходять також сигнали з датчиків ДЛП і ДКШ, скореговані відповідним чином за допомогою корегуючих фільтрів КФ, де віднімаються від сигналу наведення. На виході суматора формується сигнал керування U_k . Сигнал U_k надходить до підсилювача П, коефіцієнт підсилення котрого налаштовується у відповідності до умов польоту ракети Н, V.

Схема зміни структури СЗС в залежності від відхилення фактичного

перевантаження від необхідного на основі аналізу тенденції зміни перевантаження і кутової швидкості перемикає коефіцієнт демпфірування таким чином, щоб у цілому контур наведення мав високу швидкодію і малу величину перерегулювання.

Як і в режимі стартового маневру, в режимі наведення датчики ДЛП і ДКШ, що входять до контурів стабілізації перевантаження і демпфірування відповідно, забезпечують стабілізацію ракети за перевантаженням і її кутовою швидкістю, а також стабілізують динамічні характеристики ракети залежно від умов польоту. Параметри корегуючих фільтрів визначаються таким чином, щоб забезпечити стійкість контурів стабілізації.

ГЛАВА 12. Стійкість і точність наведення ракет

12.1. Динамічна структурна схема контуру наведення ракети

Дослідження стійкості і точності наведення ракет базується на використанні положень теорії автоматичного керування. Для таких досліджень необхідно мати динамічну структурну схему контуру наведення ракети. Динамічна структурна схема зображується у вигляді ланцюжка, направлених ланок з відповідними передаточними функціями і функціональними залежностями. Вона характеризує перетворення інформації складовими елементами і математично описується сукупністю операцій, які виконує система наведення над величинами, що вимірюються.

Одержимо динамічну структурну схему контуру наведення ракети у вертикальній площині для метода пропорційного самонаведення. При цьому зазначимо, що використана методика може дозволити скласти динамічну структурну схему контуру наведення і для інших методів, а ідентичність каналів дозволить поширити одержані висновки і для аналізу горизонтального каналу наведення.

Згідно з рис. 5.3 контур наведення складається з інформаційної системи, автопілота, ракети, як об'єкта керування, і кінематичної ланки.

Вертикальний канал автопілота і сама ракета створюють канал стабілізації ракети за тангажом. Структурна схема цього каналу зображена на рис. 11.6.

Властивості кінематичної ланки розглянуті у розділі 5.7, а її передаточна функція описується виразом (5.34).

Сигнал наведення U_n при методі пропорційного самонаведення, на основі (5.17), запишеться у вигляді:

$$U_n = \frac{N}{g} V_{зб} \omega_D k_n \quad (12.1)$$

де k_n - коефіцієнт передачі, що дозволяє перетворити величину $n_n = NV_{зб} \omega_D / g$ у напругу U_n .

Параметр ω_D вимірюється за допомогою слідкуючого координатора цілі, передаточну функцію $W_k(p)$ якого записують у вигляді:

$$W_{\kappa}(p) = \frac{k_{\kappa}}{T_{\kappa} p + 1} \quad (12.2)$$

де k_{κ} і T_{κ} - коефіцієнт підсилення і постійна часу слідкуючого координатора цілі.

Використовуючи структурні схеми, зображені на рис. 5.16 і рис. 11.6, а також вирази (5.34), (12.1) і (12.2) одержимо динамічну структурну схему контуру наведення ракети, що зображена на рис 12.1.

При розгляді стійкості і точності наведення ракети вхідним параметром розглянутого контуру слід вважати нормальне прискорення цілі j_u , що характеризує її маневр.

З аналізу рис. 12.1 витікає, що контур наведення ракети є багатовимірною системою автоматичного регулювання. Крім зовнішнього контуру, що замикається через кінематичну ланку, схема містить два внутрішніх контури, що характеризують динамічні властивості керованої ракети як об'єкта керування.

12.2. Стійкість систем наведення ракет

При визначенні умов стійкості наведення ракет будемо користуватися динамічною структурною схемою контуру наведення, зображеного на рис. 12.1. При цьому зведемо припущення, завдяки чому значно спрощується задача знаходження умов стійкості без суттєвих втрат у загальності одержаних результатів.

Як показано у розділі 11.4, внутрішні контури - контур стабілізації перевантаження і контур демпфірування - дозволяють стабілізувати динамічні характеристики ракети у широкому діапазоні висот та швидкостей, тому постійну часу ракети $T_p = \frac{2\xi}{\omega_0}$, що характеризує її інерційні властивості, можна вважати незмінною.

Якщо врахувати, що постійна часу слідкуючого координатора T_{κ} набагато менша, ніж постійна часу ракети T_p , то можна прийняти припущення про без інерційне формування сигналу наведення інформаційною системою.

Ці припущення дозволяють інформаційну систему, автопілот і динаміку ракети, вхідним параметром для яких є ω_D , а вихідним j , замінити еквівалентною аперіодичною ланкою

$$W_{\omega_D}^j(p) = \frac{K_e}{T_p p + 1} \quad (12.3)$$

де $K_e = N_0 V_{36}$ - еквівалентний коефіцієнт передачі інформаційної системи.

Тоді динамічна структурна схема контуру наведення ракети (див. рис. 12.1) для дослідження стійкості наведення приводиться до схеми, що зображена на рис. 12.2. Вхідним параметром для цього контуру є нормальне

перевантаження цілі j_u , а вихідним параметром – ω_D .

Рис. 12.2. Еквівалентна динамічна структурна схема контуру наведення

Передаточна функція замкнутого контуру наведення, зображеного на рис. 12.2, дорівнює:

$$\Phi(p) = \frac{K_{\kappa\lambda}(T_p p + 1)}{T_{\kappa\lambda} T_p p^2 + (T_{\kappa\lambda} - T_p)p + K_e K_{\kappa\lambda} - 1} \quad (12.4)$$

Для визначення умов стійкості наведення необхідно розглянути характеристичне рівняння контуру. З виразу (12.4) характеристичне рівняння записується у такому вигляді:

$$T_{\kappa\lambda} T_p \lambda_x^2 + (T_{\kappa\lambda} - T_p) \lambda_x + K_e K_{\kappa\lambda} - 1 = 0 \quad (12.5)$$

Оскільки $T_{\kappa\lambda} \geq 0$ і $T_p > 0$, контур наведення буде стійким, якщо

$$T_{\kappa\lambda} - T_p > 0, \quad (12.6)$$

$$K_e K_{\kappa\lambda} - 1 > 0. \quad (12.7)$$

Враховуючи, що $T_{\kappa\lambda} = D/2V_{зб}$, $K_{\kappa\lambda} = 1/2 V_{зб}$, умови стійкості (12.6) і (12.7) перепишуться у вигляді:

$$T_p < T_{\kappa\lambda} = \frac{D}{2V_{зб}}; \quad (12.8)$$

$$K_e > \frac{1}{K_{\kappa\lambda}} = 2V_{зб}. \quad (12.9)$$

Нерівність (12.9) зумовлює обмеження на мінімальне допустиме значення коефіцієнта K_e . Якщо $K_e = N_0 V_{зб}$, то умова (12.6) приймає вигляд:

$$N_0 V_{зб} \succ 2V_{зб};$$

або

$$N_0 \succ 2,$$

тобто стійкість наведення забезпечується при умові, що навігаційна постійна N_0 буде більшою ніж два.

Нерівність (12.8) зумовлює обмеження на величину D , при якій наведення ракети залишається стійким. Стійким наведення буде при:

$$\dot{D} \succ 2V_{зб} T_p.$$

З моменту часу, коли починає, виконуватися умова

$$D \leq 2V_{зб} T_p$$

наведення стає нестійким, тобто керування ракетою припиняється. Дальність $D_{в} = 2V_{зб} T_p$, на якій керування ракетою стає неможливим з-за умови стійкості, називається дальністю вимикання. Для сучасних ракет величина $D_{в}$ може сягати кількох сотень метрів.

12.3. Загальна характеристика помилок наведення ракет

Пуски авіаційних керованих ракет неминуче супроводжуються розсіюванням траєкторій, що пов'язане з помилками наведення ракети. Помилки наведення відхиляють дійсну траєкторію ракети відносно кінематичної траєкторії, що проходить через ціль.

За помилку наведення авіаційної керованої ракети вважають мінімальну відстань між траєкторією центрів мас цілі і ракети. Ця мінімальна відстань називається промахом.

При виводі формули, за допомогою якої можна оцінити промах керованої ракети, необхідно розглянути кінематику руху ракети поблизу цілі з врахуванням особливостей методу наведення. Реальний рух ракети відносно цілі характеризується значними відносними швидкостями. Це дає змогу вважати, що протягом короткого проміжку часу при підльоті ракети до цілі перша стає некерованою, швидкість її не змінюється, а ціль не встигає виконати будь-який маневр.

Для знаходження промаху вводиться поняття поточного промаху. Поточним промахом називають мінімальну відстань між ракетою і ціллю в площині розсіювання, що мала б місце при умові, що починаючи з даного моменту часу t , процес наведення припиняється, а вектори швидкості ракети і цілі залишаються незмінними за величиною і напрямком. Площина розсіювання проходить через центр маси цілі і розташована перпендикулярно до вектора відносної швидкості

ракети і цілі.

Позначивши $h_{ук}$ кінцевий і h_{yt} поточний промахи ракети для вертикальної площини, будемо мати

$$h_{ук} = h_{yt} /_{t=t_K}$$

де t_K - момент часу закінчення наведення.

На рис. 12.13 точки O_p і O_u визначають точки положення ракети і цілі у вертикальній площині $O_p X_g Y_g$ для поточного моменту часу t .

Рис. 12.3. Промах керованої ракети

Якщо припустити, що починаючи з моменту часу t , цілі і ракета рухаються рівномірно і прямолінійно з швидкостями V_u і V_p відповідно, то ракета у відносному русі буде пересуватися за напрямком вектора

$$\bar{V}_e = \bar{V}_p - \bar{V}_u$$

і пройде на мінімальній відстані від цілі h_{yt} , що знаходиться в площині розсіювання $a - a$. З рис. 12.1 витікає, що

$$h_{yt} = D \sin \mu \quad (12.10)$$

Але

$$D \omega_{Dy} = V_e \sin \mu, \quad (12.11)$$

де ω_{Dy} кутова швидкість вектора \bar{D} у вертикальній площині.

Виразивши величину $\sin \mu$ з (12.2) і підставивши її у (12.1), маємо:

$$h_{yt} = \frac{D^2}{V_e} \omega_{Dy}. \quad (12.12)$$

Якщо у (12.3) D , V_e і ω_{Dy} замінити на D_k , V_{ek} і $\omega_{D_{yk}}$, де індексом « K » позначені величини D , V_e і ω_{Dy} для моменту t_k , то одержимо кінцевий промах h_y . Аналогічно обчислюється промах ракети і для горизонтальної площини:

$$h_{zt} = \frac{D^2}{V_e} \omega_{Dz}, \quad (12.13)$$

де ω_{Dz} кутова швидкість вектора \bar{D} у горизонтальній площині.

Враховуючи, що в реальному наведенні ракети кут μ не перевищує кількох градусів, можна вважати, що відносна швидкість \bar{V}_e дорівнює швидкості зближення $v_{зб}$, тому у формулах (12.12) і (12.13) замість v_e використовують $v_{зб}$.

Помилки наведення ракети на ціль за своїм характером можуть бути систематичними і випадковими, а за причинами виникнення їх прийнято поділяти на динамічні, флуктуаційні та інструментальні.

Систематичними помилками називаються такі, котрі при спусках ракет залишаються постійними або змінюються за відомими законами. Ці помилки

можуть бути виявлені і усунуті за допомогою відповідних поправок.

Систематичні помилки наведення викликають систематичне відхилення дійсної траєкторії ракети від кінематичної. Траєкторією, по якій би рухалась кожна ракета при незмінних умовах пусків і при наявності тільки систематичних помилок, називають **середньою**. Перетин середньою траєкторією площини розсіювання визначає центр розсіювання точок перетину дійсних траєкторій з цією площиною.

Випадковими помилками називаються помилки, що при кожному пускові ракети можуть мати різні значення величини і знаку, причому невідомо завчасно які саме. Ці помилки викликають випадкові відхилення дійсних траєкторій від середньої траєкторії. Можна вважати, що випадкові помилки наведення ракети підпорядковуються нормальному закону розподілу.

Динамічними помилками наведення ракет називають відхилення ракет від цілі в площині розсіювання, що виникли в результаті відпрацювання ракетою зовнішніх збурень, зумовлених рухом цілі і самої ракети. При цьому припускають, що вхідні збурення не пов'язані з випадковими завадами та інструментальними помилками. Головними причинами динамічних помилок є обмежені можливості ракети по створенню перевантажень та помилки перехідних процесів, що мають місце у контурі наведення, перш за все, запізнення у відпрацюванні команд.

Флуктуаційні помилки - це відхилення ракети, що зумовлені внаслідок випадкових збурень у контурі наведення. Причинами виникнення випадкових збурень є:

- коливання амплітуди і енергетичного центра сигналу цілі.;
- внутрішні шуми апаратури керування;
- природні завади;
- штучні завади.

Інструментальними помилками називають помилки, що виникають внаслідок обмеженої точності та нестабільності функціонування апаратури керування. Інструментальні помилки складаються з інструментальних помилок окремих пристроїв, що входять до складу апаратури керування - координатора цілі, автопілота і інших елементів контуру наведення.

12.4. Динамічні помилки наведення ракет

Динамічну помилку системи наведення ракети для однієї, наприклад, вертикальної, площини можна знайти як значення поточного промаху $h_t = h_{yt}$ наприкінці процесу наведення при врахуванні, що головним джерелом динамічної помилки наведення є маневр цілі - її нормальне прискорення. Це означає, що динамічна помилка самонаведення ракети у вертикальній площині:

$$h_g = h_{tk}$$

де h_{tk} - промах ракети в кінці процесу наведення.

Для знаходження h_g необхідно розглянути перш за все методику визначення поточного промаху $h_t = h_{yt}$. З врахуванням приблизної рівності, на основі формули (12.12) запишемо формулу для визначення h_t у такому вигляді:

$$h_t = \frac{D^2}{V_{зб}} \omega_D \quad (12.14)$$

У формулі (12.14) швидкість зближення $V_{зб}$ і дальність D вважаються відомими. В цій ситуації задача про обчислення h_t зводиться до визначення кутової швидкості ω_D вектора дальності, для чого необхідно проаналізувати динамічну структурну схему контуру наведення.

Приймаючи ті ж припущення, що і у розділі 12.2, на основі рис.12.2 і формули (12.14), динамічну структурну схему контуру самонаведення можна зобразити так, як це показано на рис. 12.4.

Рис.12.4. Структурна схема формування промаху

з рис 12.4 одержуємо:

$$h_t = \frac{D^2}{V_{зб}} \Phi(p) j_u, \quad (12.15)$$

де $\Phi(p)$ - передаточна функція замкненого контуру наведення, що має вигляд (12.4).

З врахуванням (12.4) перепишемо (12.15) у такому вигляді:

$$h_t = \frac{K_{кл} (T_p p + 1)}{T_{кл} T_p p^2 + (T_{кл} - T_p) p + K_e K_{кл} - 1} \frac{D^2}{V_{зб}} j_u. \quad (12.16)$$

Для сталого режиму ($p = 0$), коли $j_u = const$, стале значення динамічної помилки наведення запишеться у вигляді:

$$h_{tc} = \frac{K_{кл}}{K_e K_{кл} - 1} \frac{D^2}{V_{зб}} j_u, \quad (12.17)$$

Пам'ятаючи, що

$$K_{кл} = 1/2 V_{зб}, \quad K_e = N_0 V_{зб},$$

вираз (12.17) приводиться до вигляду:

$$h_{tc} = \frac{D^2}{V_{зб}^2 (N_0 - 2)} j_u. \quad (12.18)$$

Замінивши у виразі (12.18) D на D_k і $V_{зб}$ на $V_{збк}$, маємо остаточно:

$$h_{gc} = \frac{D_k^2}{V_{зб}^2 (N_0 - 2)} j_u. \quad (12.19)$$

Так, наприклад, якщо $D_k = 200$ м, $V_{зб} = 600$ м/с, $N_0 = 4$, $j_u = 70$ м/с², то одержимо $h_{gc} = 3,9$ м.

З формули (12.19) витікає, що для зменшення динамічної помилки наведення необхідно зменшувати час некерованого польоту ракети $t_{нк} = D_k / V_{збк}$ і збільшувати N_0 , при цьому суттєвим є те, що $N_0 \neq 2$.

Момент часу припинення керування ракетою t_k може наступити при наявності хоча б одного із факторів: втрати стійкості контуру наведення і «осліплення» координатора цілі.

Величина D_k , що входить до формули (12.19), вибирається за алгоритмом;

$$D_k = \max \{D_g; D_{осл}\}, \quad (12.20)$$

де D_g - дальність вимикання; $D_{осл}$ - дальність «осліплення», на якій координатор стає неспроможним вимірювати координати цілі.

12.5. Флуктуаційні помилки наведення ракет

Флуктуаційними помилками називаються відхилення ракети від динамічної траєкторії, що виникають внаслідок випадкових збурень в контурі наведення. Причинами виникнення випадкових збурень є:

- коливання амплітуди або енергетичного центру відбитого або випромінюваного ціллю сигналу, тобто амплітудні та кутові флуктуації сигналів цілі;
- внутрішні шуми радіоелектронної апаратури;
- радіоелектронні чи оптичні завади створені супротивником.

Флуктуаційні помилки є випадковими і їх характеризують математичним сподіванням і дисперсією флуктуаційного промаху h_ϕ .

Найбільш достовірні характеристики флуктуаційних помилок можна одержати методами змішаного моделювання контурів наведення, що може бути реалізовано тільки при наявності реальних джерел завад і відповідних радіоелектронних пристроїв обробки сигналів. На практиці необхідно знати завадостійкість системи наведення ще на етапі проектування. В таких умовах звертаються до математичного моделювання контурів наведення і їх аналітичного дослідження. Аналітичним шляхом можна одержати тільки порівняно "грубі" оцінки флуктуаційних помилок.

Із всієї сукупності джерел флуктуаційних помилок на кінцевому етапі наведення, якщо не діють штучні завади, найбільший вплив чинять кутові та амплітудні флуктуації вхідних сигналів, що призводять до появи помилок виміру кутових координат та складових кутової швидкості вектора дальності.

На основі формули (12.14) для поточного флуктуаційного промаху ракети у вертикальній площині, нехтуючи незначними на практиці помилками виміру D і $V_{зб}$, знаходимо

$$h_{\phi t} = \frac{D^2}{V_{зб}} \omega_{\phi} \quad (12.21)$$

де ω_{ϕ} , - кутова швидкість вектора дальності, зумовлена дією завад на інформаційну систему.

Математичне сподівання флуктуацій ω_{ϕ} при відсутності штучних завад можна вважати рівним нулю. Тому необхідно знаходити тільки дисперсію $D_{h\phi}$ промаху h .

Виконуючи відоме з теорії ймовірностей правило знаходження дисперсії

$$D_{h\phi} = \frac{\partial h_{\phi}}{\partial \omega_{\phi}} D_{\omega},$$

де $\frac{\partial h_{\phi}}{\partial \omega_{\phi}}$ - частинна похідна, D_{ω} - дисперсія флуктуації, ω_{ϕ} ,

запишемо:

$$D_{h\phi} = \frac{D^4}{V_{зб}^2} D_{\omega}. \quad (12.22)$$

Якщо в (12.21) D , $V_{зб}$ і D_{ω} замінити на D_{κ} , $V_{зб\kappa}$ і $D_{\omega\kappa}$, де символ «к» відображає значення D , $V_{зб}$ і D_{ω} в кінці процесу наведення, то визначимо дисперсію кінцевого флуктуаційного промаху ракети:

$$D_{h\phi\kappa} = \frac{D_{\kappa}^4}{V_{зб\kappa}^2} D_{\omega\kappa}. \quad (12.23)$$

Величина D_{κ} в (12.23) визначається за алгоритмом (12.20).

З (12.23) видно, що задача по визначенню $D_{h\phi\kappa}$ звелася до знаходження $D_{\omega\kappa}$.

Щоб приблизно обчислити дисперсію D_{ω} , знання якої дозволяє визначити $D_{\omega\kappa}$, можна використати динамічну структурну схему контуру самонаведення, зображеного на рис. 12.5. Ця схема одержана на основі схеми, зображеної на рис. 12.1. На рис.12.5 передаточною функцією $W_{AP}(p)$ моделюються автопілот і динаміка ракети, а передаточні функції $W_{КП}(p)$ і $W_{IC}(p)$ характеризують кінематичну ланку і інформаційну систему відповідно.

Рис. 12.5. Структурна схема формування флуктуацій ω_{ϕ}

Вхідним сигналом в схемі на рис. 12.5 є флуктуаційна помилка $\Delta U_{нф}$ формування сигналу наведення, а вихідним - ω_{ϕ} . На основі (12.1) флуктуаційна помилка $\Delta U_{нф}$ записується у вигляді:

$$\Delta U_{нф} = \frac{N}{g} V_{зб} k_n \Delta \omega_{\phi},$$

де $\Delta \omega_{\phi}$ - флуктуаційна помилка вимірювання $\Delta \omega_D$.

Якщо відома імпульсна характеристика $g(t, \tau)$ системи з вхідним і вихідним параметрами $\Delta U_{нф}$ і ω_{ϕ} відповідно, то D_{ω} можна знайти, використовуючи правила визначення дисперсій на виходах лінійних систем. В реальних умовах точне аналітичне визначення $g(t, \tau)$ для нестационарних систем, до яких відноситься контур наведення ракети, неможливе, тому на практиці використовують приблизні методи знаходження D_{ω} . Використання принципу «заморожування» змінних коефіцієнтів у рівняннях, що характеризують процес наведення ракет, дає змогу одержати таке рівняння [14]

$$D_{\omega} = \frac{N_0^2 V_{зб}^2 k_{\kappa}^2 \left(G_{\varepsilon} + \frac{G_u}{K_n} \right)}{4D(Dk_{\kappa} - 2V_{зб})}, \quad (12.24)$$

де k_{κ} - коефіцієнт передачі слідкуючого координатора цілі; k_n - коефіцієнт підсилення електронного тракту координатора цілі; G_{ε} - спектральна щільність кутових флуктуацій сигналу цілі; G_u - спектральна щільність флуктуацій амплітуди сигналу цілі. Підставивши (12.24) в (12.22), одержимо:

$$D_{нф} = \frac{N_0^2 D^3 k_{\kappa}^2 \left(G_{\varepsilon} + \frac{G_u}{k_n^2} \right)}{2(Dk_{\kappa} - 2V_{зб})} \quad (12.25)$$

Так, при $N_0 = 3$, $D = 250$ м; $k_{\kappa} = 5$ 1/с; $G_{\Sigma} = G_{\varepsilon} + G_u / k_n^2 = 6 \cdot 10^{-7} \text{ рад}^2 \cdot \text{с}$; $V_{зб} = 500$ м/с, за допомогою формули (12.25) одержимо $D_{нф} = 2.1$ м2.

Формула (12.25) дає змогу приблизно оцінити вплив організованих завад на величину $D_{нф}$, але для цього необхідно визначити спектральні щільності G_{ε} і G_u , що створюють завади на вході інформаційної системи.

12.6. Інструментальні помилки наведення

Інструментальними помилками наведеній називаються помилки, що виникають внаслідок обмежень точності і нестабільності функціонування апаратури керування.

Величина інструментальних помилок у значній мірі залежить від стану техніки, своєчасності і якості проведення технічного обслуговування, точності регулювання елементів і схем, виставки номінальних параметрів апаратури.

Сукупність факторів, що викликають появу інструментальних помилок, умовно можна розділити на три групи.

Перша група - припущення при конструктивному вирішенні задачі наведення, а також похибки методів вимірювання координат цілі і алгоритмів формування параметрів керування.

Однією з найбільш характерних помилок цієї групи є так звана «помилка обтікача». Антени головок самонаведення ракет розташовуються у головній частині ракети під радіопрозорим ковпаком - обтікачем. Стінки обтікача повинні витримувати значні силові і теплові навантаження. Форма обтікача, по можливості, не повинна погіршувати аеродинамічні характеристики ракети. В обтікачі величина заломлення променя залежить від величини кута між віссю симетрії обтікача і лінією ракета - ціль. На рис. 12.6 зображена схема виникнення помилки обтікача $\Delta\varphi_{об}$.

Електромагнітне випромінювання від цілі C поширюється шляхом C - a_2 - a_1 - A , і у точках a_2 , a_1 двічі заломлюється. Дійсний пеленг цілі складає кут φ_c . Антена своїм рівносигнальним напрямком орієнтується за напрямком A - a_1 , тобто вимірний кут φ_v відрізняється від φ_c на величину помилки $\Delta\varphi_{об} = \varphi_c - \varphi_v$.

Помилка обтікача залежить від величини кута пеленгу цілі φ_c . У зв'язку з тим, що кут пеленгу при наближенні ракети до цілі є випадковою величиною, помилка, обтікача $\Delta\varphi_{об}$ також є випадковою.

Вплив обтікача на точність вимірювання величини кутової координати цілі призводить до того, що контур наведення виявляється охопленим додатковим зворотним зв'язком. Цей зворотний зв'язок може приймати як від'ємні так і додатні значення. При додатному зворотному зв'язку контур наведення може погіршувати свою стійкість, внаслідок чого можуть значно зростати помилки наведення ракети.

Для покращення стійкості контуру та зменшення помилок наведення ракети до сигналу наведення необхідно зводити компенсаційну поправку на обтікач. Розбіг характеристик обтікачів і необхідність забезпечення стійкості контуру наведення призводить до того, що ця поправка, не повністю виключає випадкову і систематичну складову помилки наведення.

Друга група - конструктивні і схемні недоліки виробничі допуски і похибки регулювання Рис. 12.6. Виникнення помилки обтікача в параметрів складових елементів контуру наведення ракети.

До системи керування входить велика кількість елементів і схем, що мають обмеження точності своїх номіналів. Їх регулювання виконується з певними допусками. Крім того, у процесі експлуатації авіаційної техніки можливі розбалансування схем, зсув нулів і ін. Інструментальні помилки такого типу залежать від стану техніки, термінів її експлуатації, своєчасності і якості

профілактичних і регламентних робіт на ній.

Третя група - обмежені можливості і помилки людини-оператора, що приймає участь у функціонуванні контуру наведення. Оператор вносить інструментальну помилку наведення, якщо він визначає координати цілі і є ланкою в контурі наведення ракети. Тому мову про інструментальну помилку оператора можна вести при розгляді систем теленаведення.

ГЛАВА 13. Основи бойового застосування і експлуатації авіаційних керованих засобів ураження

13.1. Зв'язок апаратури керування авіаційних засобів ураження з апаратурою літака-носія

Всі функціональні частини апаратури керування (головка самонаведення, автопілот, підривач та ін.) об'єднані в єдиний функціонуючий комплекс за допомогою електросистеми. За допомогою електросистеми виконується також, зв'язок апаратури керування авіаційного засобу ураження з системою керування озброєнням (СКО) літака-носія.

До складу електросистеми авіаційного керованого засобу ураження входять:

- електроджгутова мережа;
- штепсельні роз'єми;
- пристрої комутації режимів функціонування системи керування (релейні перемикачі, програмні пристрої, реле часу та ін.).

На етапі транспортування, в сумісному польоті засобу ураження з літаком-носієм, авіаційна, керована ракета (бомба) і система керування озброєнням літака-носія складають єдиний функціонуючий комплекс. Після відділення керованого засобу ураження від літака-носія керована ракета (бомба) виконує політ як автономний функціонуючий комплекс.

Всі кола електросистеми авіаційного керованого засобу ураження і відповідні їм кола апаратури літака-носія поділяються на такі:

- кола блокування та сигналізації;
- кола живлення;
- кола перемикання режимів функціонування системи керування;
- кола цілеспрямування та підготовки;

кола контролю та зворотних зв'язків.

Кола блокування та сигналізації забезпечують сигналізацію наявності засобу ураження на пусковому пристрої, типу ракети чи бомби, або їх системи наведення (РГС, ІГС), місця розташування засобу ураження (номер точки підвішування), а також, блокування вмикання (створює неможливість вмикання) кіл живлення керованої ракети (бомби) у випадку несправного або небезпечного стану бойової частини, запобіжно-виконуючого пристрою, двигуна та ін.

Кола живлення забезпечують надходження від обладнання літака-носія до апаратури засобу ураження всіх видів енергії, що необхідні для сумісного польоту:

постійного струму (напругою +27В);

змінного струму (однофазного, трифазного; частотою 400Гц, 1000 Гц);

стисненого газу (азот, фреон).

Постійний струм (напругою 27 В) використовується для живлення споживачів постійного струму, що знаходяться на керованому засобі ураження (блоки живлення окремих агрегатів і підсистем, комутуючі пристрої, електродвигуни постійного струму та ін.).

Змінний струм використовується для живлення споживачів змінного струму - трансформаторно-випрямляючих блоків, двигунів змінного струму, гіроскопічних пристроїв. Найчастіше використовуються однофазний струм напругою 115 В та трифазний струм напругою 208 В частотою 400 Гц і трифазний струм напругою 36 В частотою 1000 Гц.

Стиснений газ використовується для охолодження фотоприймального пристрою оптичної головки самонаведення (азот) або для установаження необхідного температурного режиму у відсіках ракети (фреон).

Кола перемикання режимів функціонування забезпечують перемикання та комутацію апаратури систем керування у відповідності до заданих режимів функціонування. Найчастіше сумісне функціонування апаратури літака та керованого засобу ураження може виконуватися у таких режимах:

- розжарення;

- підготовка.;

- пуск.

В режимі "розжарення" від СКО до керованого засобу ураження колами живлення надходять всі види енергії. При цьому, для прискореного входження апаратури в номінальний режим спочатку можуть надходити форсовані напруги, а після входження в номінальний режим вони зменшуються до щадячих (наприклад, для роботи гіроскопів: форсована напруга - 38 В, щадяча - 22 В).

В режимі "підготовка" виконується повне вмикання апаратури керування ракетою, після чого з СКО до апаратури ракети надходять сигнали цілеспрямування і підготовки агрегатів до пуску, а з ракети до СКО надходять сигнали готовності. В режимі "підготовка" може виконуватися також вбудований контроль апаратури наведення. Для цього з СКО до ракети надходять тестові значення параметрів цілеспрямування. У випадку правильного відпрацювання тестів формується команда про справний стан

апаратури керування.

Режим "пуск" починається з моменту натискання льотчиком бойової кнопки (БК). При натисканні БК в ракеті запускаються автономні джерела електричної, газової енергії. Після виходу цих джерел на номінальний режим в СКО з системи енергопостачання ракети надходить команда виходу на режим (наприклад, ця команда може називатися СВР - сигнал виходу на режим), і тільки після цього комутується коло запуску запалювача РДТП. При спрацюванні РДТП ракета відділяється від пускового пристрою.

Кола цілеспрямування та підготовки забезпечують подання сигналів цілеспрямування і разових команд для перемикання режимів функціонування системи керування.

Сигналами цілеспрямування можуть бути:

параметри руху цілі ($H_{ц}$, $\vartheta_{ц}$, тип цілі, ЗПС, ППС...);

параметри руху носія ($H_{н}$, $\vartheta_{н}$, $\alpha_{н}$);

параметри відносного руху носія і цілі (ω_D , ε , ν , D_0 , \dot{D}_0 ...).

Сигнали цілеспрямування, в залежності від конструктивних особливостей СКО, можуть передаватися до апаратури ракети в аналоговому або цифровому вигляді. Аналогові сигнали передаються, як правило, за допомогою електропровідних ліній зв'язку. Для передачі цифрової інформації в сучасній авіаційній техніці використовуються біфілярні лінії зв'язку, схема такої лінії зображена на рис 13.1.

Рис.13.1. Біфілярна лінія зв'язку

Біфілярна лінія зв'язку - це дротовий коаксіальний кабель, до кожної з дротин якого корисна інформація надходить у вигляді імпульсів однакової амплітуди, але протилежних знаків. Наприклад, необхідно передати логічну 1. У цьому випадку верхньою дротиною передається позитивний імпульс ($U_{вх1}$), а нижньою дротиною - негативний імпульс такої ж амплітуди ($U_{вх2}$). У пункті прийому ці імпульси віднімаються від'ємним пристроєм, тобто $U_{вих} = U_{вх1} - U_{вх2}$. В результаті такого віднімання корисна інформація на виході біфілярної лінії зв'язку подвоюється. Якщо на таку лінію зв'язку подіє зовнішнє електромагнітне збурення, то в обох дротинах наведуться синфазні і однополярні сигнали (завада), які у віднімальному пристрої взаємно компенсуються. Таким чином, біфілярні лінії зв'язку мають високу завадостійкість по відношенню до зовнішніх електромагнітних випромінювань при передачі цифрової інформації.

Кола контролю і зворотних зв'язків забезпечують контроль технічного стану апаратури керування і контроль стану блоків та агрегатів ракети. Ці кола

використовуються для контролю параметрів ракети та її систем як при наземному контролі, так і при вбудованому контролі в сумісному польоті ракети з носієм.

При підготовці ракети до пуску в польоті окремі її системи та агрегати повинні виходити на режим у цілком визначеній послідовності, порушення якої може призвести до нештатної ситуації. Так, наприклад, двигунна установка ракети може вмикатися тільки після виходу на режим системи енергопостачання, про що інформує разова команда – сигнал виходу на режим – СВР. Для безпечного відділення ракети від літака-носія, під час її старту, рулі повинні знаходитись у нульовому положенні або відхилені на необхідний кут. Інформація про нульове положення рулів (НПР) формується за допомогою кінцевих вимикачів, що знаходяться в рульовому приводі. Якщо сигнал НПР відсутній, то коло запуску ракети блокується і пуск її стає неможливим з метою уникнення зіткнення ракети з літаком-носієм.

13.2. Області пусків авіаційних керованих засобів ураження

Особливості бойового використання авіаційних керованих засобів ураження визначаються величиною області їх пусків. Областю

пуску називають сукупність точок повітряного простору навколо цілі, при виконанні пуску з котрих ракета вражає ціль з необхідною ймовірністю. Чим більшими є розміри області пусків ракети, тим кращими будуть бойові можливості літака-носія, озброєного такою ракетою. Розміри областей пусків ракет залежать від багатьох факторів, головними з яких є характеристики літака-носія і його бортового обладнання, що використовується для підготовки до пуску і наведення ракети, а також енергобалістичні характеристики ракети, характеристики її системи керування, підривного пристрою і бойової частини.

При виконанні розрахунків області пусків необхідно інтегрувати систему рівнянь, що описує процес наведення ракети на ціль з врахуванням методу наведення, а також обмежень на процес наведення, що діють з боку літака-носія і його прицільної системи, енергобалістичних характеристик ракети і її системи керування. Інтегрування системи рівнянь припиняються при невиконанні хоча б однієї умови, зумовленої переліченими обмеженнями.

Для ураження цілі ракетою повинні виконуватися такі умови:

1) по забезпеченню надійного створення керуючої сили та надійного функціонування неконтактного підривача:

$$g_{збл} \geq g_{збл \min};$$

2) по міцності конструкції ракети:

$$n_{nom} \leq n_{дон};$$

3) по зведенню підривача:

$$t_k \geq t_{36};$$

4) загальний час наведення ракети t_k не повинен перевищувати час функціонування системи енергопостачання t_{CE} :

$$t_k \prec t_{CE};$$

5) по знаходженню цілі в межах допустимих кутів пеленгу $\varepsilon_{\text{дон}}, \nu_{\text{дон}}$:

$$\varepsilon \leq \varepsilon_{\text{дон}}; \quad \nu \leq \nu_{\text{дон}};$$

6) по кутовій швидкості вектора дальності:

$$\omega_D \leq \omega_{D\text{дон}}$$

7) по дальності захоплення D_3 цілі голівкою самонаведення:

$$D_0 \prec D_3 \quad \text{для оптичних систем};$$

$$D_0 \prec KD_3 \quad \text{для радіотехнічних систем};$$

де K - коефіцієнт, що приймає значення $K - 1,5$ без корекції траєкторії; $K > 1,5$ при наявності радіокорекції траєкторії на інерціальній частині траєкторії; D_0 - дальність пуску ракети;

8) швидкість \mathcal{G}_n та перевантаження n_n носія на момент пуску ракети не повинні виходити за межі допустимих значень:

$$\mathcal{G}_{n \min} \leq \mathcal{G} \leq \mathcal{G}_{n \max};$$

$$n_n \prec n_{n \text{ дон}};$$

9) прицільна станція літака-носія повинна надійно виконати цілеспрямування слідкуючого координатора, що є можливим при виконанні умов захоплення цілі.

Всі перелічені умови можна звести до трьох угруповань:

умови 1...4 зумовлюють обмеження, що накладаються на пуск ракети її енерго-балістичними характеристиками;

умови 5...7 зумовлюють обмеження на пуск ракети з боку її системи керування;

умови 8...9 зумовлюють обмеження на пуск ракети, що діють з боку літака-носія.

Область пусків ракети, що зумовлена умовами 1...4 без врахування умов 5...9 називається балістичною областю пусків (БОП) (див. розд. 3.5).

Область простору, зумовлена умовами 5...7, є областю можливих захоплень (ОМЗ) цілі (див. розд. 6. 9).

На основі БОП та ОМЗ будують область можливих пусків (ОМП) ракети,

під котрою розуміють множину точок геометричного простору навколо цілі, об'єднуючу БОП і ОМЗ.

Область пусків, що зумовлена умовами 1...9, тобто область пусків, що враховує БОП, ОМЗ і обмеження з боку літака-носія, називається областю дозволених пусків (ОДП).

Геометрично ОМП та ОДП являють собою тривимірні геометричні фігури, розрахунки яких є достатньо складною задачею, а наочність одержаних результатів є низькою.

Разом з тим, при розгляді ракет класу "повітря-повітря", з врахуванням тактичних міркувань та можливостей прицільної системи літака-носія, ракети пускаються таким чином, що ціль і носій на момент пуску знаходиться на рівних висотах, або на висотах, що відрізняються незначно. Тому доцільно ОМП і ОДП зображувати двомірними у вигляді їх перетинів горизонтальними площинами для різних висот.

Для зручності ОМП будують відносно цілі, а ОДП будують відносно літака-носія в полярній системі координат. На рис. 13.2 зображена ОМП ракети класу "повітря-повітря" в координатах дальності D до цілі і курсового кута q цілі. Початок цієї системи координат знаходиться в центрі мас цілі C на момент пуску ракети. Лінією A позначено геометричне місце точок, що відповідають мінімальній дальності можливих пусків ракети для даного значення курсового кута цілі q , а лінією B - геометричне місце точок, що відповідають максимальній дальності пуску для даних кутів q .

Рис. 13.2.

На рис. 13.3 зображена область дозволених пусків ракети класу "повітря-повітря" в координатах дальності D до цілі і кутів пеленгу $\pm \nu$. Початок цієї системи координат знаходиться в центрі мас носія H на момент пуску ракети.

Для аналізу можливостей авіаційних керованих засобів ураження у вертикальній площині будують перетини ОМП і ОДП вертикальною площиною.

Рис. 13.3.

На рис. 13.4 зображено вигляд ОМП ракети класу "повітря-повітря" для вертикальної площини в координатах дальності D і висоти H . при польоті цілі зі швидкістю \bar{q}_i на висоті H_i максимальна дальність пуску ракети з задньої півсфери визначається точкою 1, а з передньої півсфери - точкою 4. Мінімальна дальність пуску - відповідно з задньої півсфери точкою 2, з передньої півсфери точкою 3

Рис. 13.4.

На рис. 13.5. зображено ОДП ракети класу повітря-повітря" у вертикальній площині в координатах дальності D і висоти H .

Рис. 13.5

Як свідчать рис. 13.4 і 13.5, ОМІ і ОДП несиметричні відносно висоти H . При збільшенні висоти діапазон дальностей пуску ракети розширюється. Це пояснюється тим, що щільність повітря при зростанні висоти зменшується і дальність польоту ракети збільшується.

При розгляді авіаційних керованих засобів ураження класу "повітря-поверхня" необхідно врахувати, що швидкість наземних цілей у порівнянні зі швидкістю ракети є надто малою величиною, або наземні цілі є цілком нерухомими. Завдяки цьому ОМП при атаці наземних цілей є симетричними відносно цілі, тому що дальність пуску не залежить від напрямку атаки наземної цілі. У зв'язку з цим достатню інформацію про можливості авіаційної керованої ракети класу "повітря-поверхня" можна одержати, маючи тільки вертикальний перетин ОМП (рис 13.6). ОМП у цьому випадку обмежена кутами ε_{\min} і ε_{\max} , і дальностями D_{\min} і D_{\max}

Рис. 13.6

Дальня межа ОМП D_{\max} визначається з умови:

$$D_{\max} = \min \{D_g, D_{EBX}, D_{CK\max}\},$$

де D_g - дальність виявлення цілі; D_{EBX} - дальність польоту ракети, зумовлена енерго-балістичними характеристиками, $D_{CK\max}$ - максимальна дальність дії системи керування.

Межа мінімальних дальностей пуску D_{\min} визначається умовами безпеки літака-носія, що попереджують попадання літака до зони розльоти осколків бойової частини ракети.

Область кидання керованої бомби з горизонтального польоту, що має початкову частину балістичної траєкторії до виходу на траєкторію, зумовлену методом наведення, характеризується висотами H_{\min} , H_{\max} та боковими межами: передньою l_n і задньою l_z (рис. 13.7). Числові значення цих меж залежать від дальності виявлення цілі, типу системи керування і аеродинамічних характеристик керованої бомби.

Рис.13.7

Розглянуті області пусків авіаційних керованих засобів ураження мають велике значення для аналізу їх бойових можливостей і ефективності.

Область можливих пусків широко використовується для всебічної оцінки бойових можливостей ракети, її ефективності, а також для порівняльного аналізу керованих ракет одного призначення як на етапі проектування, так і на етапі експлуатації.

Область дозволених пусків використовується при безпосередньому бойовому використанні керованих засобів ураження.

Для цього у відповідності до конкретних умов польоту носія і цілі за допомогою досить складних алгоритмів, (що включають до свого складу моделі наведення керованого засобу ураження, системи керування, руху літака-носія, руху цілі та ін.) на борту літака-носія обчислюються ОДП і відображаються на індикаторі прицільної системи у вигляді, подібному до рис. 13.3, або у вигляді позначок D_{\min} і D_{\max} на пристрої візуалізації польотної інформації в кабіні льотчика.

13.3. Основи бойового застосування авіаційних керованих засобів ураження

При розгляді питань бойового застосування авіаційних керованих засобів ураження необхідно врахувати їх клас, тип системи керування, режими використання та багато інших факторів. Загальними операціями при бойовому застосуванні будь-якого керованого засобу ураження є підготовка його систем і підсистем до пуску, виконання цілеспрямування і операцій попереднього прицілювання, пуск і виведення засобу ураження на режим наведення, котрий, як відомо, може бути режимом самонаведення, теленаведення або автономного наведення. Але кожна з цих операцій має свої особливості і відмінності при застосуванні конкретних авіаційних засобів ураження.

Розглянемо особливості бойового застосування авіаційних керованих ракет класів "повітря-повітря" та "повітря-поверхня".

Сучасна винищувальна авіація використовує самонавідні авіаційні керовані ракети класу "повітря-повітря" з радіолокаційними або оптичними системами наведення.

До складу системи керування озброєнням (СКО) типового винищувача входять:

- оглядово-прицільна система (бортова радіолокаційна станція, оптично-електронна прицільна станція, нашоломна прицільна система);

- обчислювальна система;

- система керування зброєю, що безпосередньо виконує зв'язок обладнання літака-носія з ракетою.

В залежності від інформаційного забезпечення пуску ракет СКО може функціонувати у трьох типових режимах:

- режим повного приладного забезпечення (ППЗ);

- режим неповного приладного забезпечення (НПЗ);

- режим " $\varphi = 0$ ".

Режим ППЗ є головним режимом функціонування СКО, Він реалізується при захопленні цілі радіолокаційною і оптично-електронною прицільними станціями, що дає змогу сформувати всі необхідні сигнали цілеспрямування - кутові параметри цілі, дальність до цілі, швидкість зближення.

Режим НПЗ реалізується при супроводженні цілі тільки за кутовими параметрами, а інші параметри - дальність, швидкість зближення, - прогнозуються, або приймаються середніми значеннями.

Режим " $\varphi = 0$ " устатковується при відмові прицільних систем або втраті їх працездатності внаслідок дії завад, У цьому режимі кутове наведення поля

зору ракети на ціль виконується льотчиком шляхом візуального наведення поздовжньої осі винищувача на ціль.

Ракети з радіолокаційними системами самонаведення використовуються, як правило, при функціонуванні СКО у режимі ППЗ. Ракети з оптичними системами самонаведення можуть використовуватися у всіх названих режимах функціонування СКО, але найбільш повно реалізуються можливості ракети у режимі ППЗ.

На рис. 13.8 зображена схема бойового застосування авіаційної керованої ракети класу "повітря-повітря" з радіолокаційною системою самонаведення. Перед зльотом літака-носія апаратура ракети переводиться в режим "Розжарення" (точка Р), завдяки чому колами живлення до ракети від систем носія надходять всі необхідні види енергії.

При вході винищувача у зону, де можливим є знаходження повітряної цілі, вмикається прицільна система. З моменту надійного захоплення прицільною системою цілі апаратура ракети вручну або автоматично переводиться в режим "Підготовка" (точка П) . У цьому режимі від СКО до апаратури ракети надходять сигнали цілеспрямування і підготовки систем до умов пуску. Після завершення відпрацювання сигналів цілеспрямування і підготовки систем до умов пуску, апаратурою ракети формується команда готовності, яка надходить до обчислювача СКО. Якщо при цьому винищувач знаходиться в області дозволених пусків ракети, то СКО формує команду про дозвіл пуску, наприклад "Пуск дозволено" (ПД). Ця команда висвічується льотчику на відповідному індикаторі і свідчить про те, що ракету можна пускати.

Рис. 13.8. Схема бойового застосування ракети класу "повітря-повітря" з РГС.

При натисканні льотчиком бойової кнопки (БК) в ракеті запускаються

автономні джерела електричної та газової енергії. При виході цих джерел на номінальний режим з ракети до СКО надходить сигнал виходу на режим джерел енергії (СВР), котрий "дає дозвіл" на запалювання РДТП. РДТП спрацьовує і ракета відділяється від пускового пристрою (точка 1), виконуючи стартовий маневр. Після відходження ракети від винищувача на безпечну відстань починається етап наведення (точка 2). Перша частина етапу наведення до моменту траєкторного захоплення цілі являє собою інерціальне наведення, а після захоплення цілі - самонаведення. В залежності від протяжності інерціального наведення воно може бути з радіокорекцією або без радіокорекції. Якщо дальність пуску D_0 менше $1,5D_3$ (D_3 - дальність захоплення цілі РГС), то радіокорекція не виконується.

Протягом інерціального наведення ціль пересувається з положення Ц1 в положення Ц3. Інерціальна система наведення керує ракетою таким чином, щоб до моменту закінчення інерціального наведення ракета зайняла таке положення (точка 3), щоб ціль (точка Ц3) знаходилась в межах діаграми направленості ДН антени РГС. На відстані D_3 між ракетою і ціллю РГС виконує траєкторне захоплення цілі, після чого починається етап самонаведення. При безпосередньому наближенні до цілі по інформації з РГС остаточно зводиться підривач (точка 4). При прольоті ракети повз ціль, що займає положення Ц5 (або при попаданні ракети в ціль) за допомогою підривача спрацьовує бойова частина ракети (точка 5), уражаючи повітряну ціль.

Якщо дальність пуску D_0 перевищує $1,5 D_3$, то для досягнення відповідної точності інерціального наведення, у випадку маневру цілі, необхідно передавати на ракету сигнали радіокорекції (РК). Сигнали РК розраховуються таким чином, щоб при пересуванні маневруючої цілі з положення МЦ1 в положення МЦ3, ракета наводилася в точку M_3 , що знаходиться від маневруючої цілі $M_{Ц3}$ на відстані D_3 , а сама маневруюча ціль повинна знаходитися в межах діаграми направленості D_H РГС,

Після траєкторного захоплення маневруючої цілі система керування ракети переходить в режим самонаведення. В точці M_4 зводиться підривач, а в точці M_5 спрацьовує бойова частина, уражаючи повітряну ціль, що знаходиться у положенні $M_{Ц5}$.

Якщо на ракеті використовується напіваактивна РГС, то БРЛС винищувача повинна опромінювати повітряну ціль від моменту пуску ракети до моменту спрацювання її бойової частини.

У випадку використання на ракеті активної РГС, опромінювання повітряної цілі БРЛС для наведення не виконується, але при використанні інерціального наведення з радіокорекцією протягом інерціального наведення (ділянка траєкторії ракети $1...M_3$) необхідно опромінювати ціль для вимірювання параметрів її руху з метою розрахунку сигналів РК.

На рис. 13.9 зображена схема, бойового застосування авіаційної керованої ракети класу "повітря-повітря" з інфрачервоною голівкою самонаведення. На відміну від радіолокаційних систем, інфрачервоні системи самонаведення є пасивними, тому вони дозволяють реалізовувати тактичний принцип повітряного бою "пустив-забув".

На етапі сумісного польоту з носієм апаратура ракети з інфрачервоною системою наведення виконує ті ж операції, що і апаратура ракети з радіолокаційною системою наведення, але режим "Підготовка" закінчується захопленням повітряної цілі інфрачервоною головкою самонаведення, коли ракета знаходиться на пусковому пристрої. Якщо інфрачервона головка самонаведення захопила ціль, а винищувач знаходиться в області дозволених пусків ракети, то льотчик може виконувати пуск. При цьому ракета може бути пущена як по не маневруючій цілі (C_1) так і по маневруючій цілі (C_2). Після відділення ракети від пускового пристрою (точка 1) ракета виконує стартовий маневр. На момент закінчення стартового маневру (точка 2) система керування ракети переходить в режим самонаведення. При підльоті ракети до цілі голівка самонаведення посилає на підривач команду на остаточне зведення підривача, (точка 3), який, спрацювавши, приводить в дію бойову частину (точка 4), уражаючи повітряну ціль. Винищувач після пуску ракети може виконувати будь-який маневр.

Рис. 13.9. Схема бойового застосування ракети класу "повітря-повітря" з інфрачервоною системою самонаведення

При бойовому застосуванні авіаційних керованих ракет класу "повітря-поверхня" на етапі транспортування зберігається така ж послідовність операцій, що і при застосуванні керованих ракет класу "повітря-повітря". Але, у залежності від типу наземної цілі, її міцності, стану протиповітряної оборони та інших факторів, політ керованої ракети може виконуватися за різними траєкторіями (рис. 13.10). Траєкторія 1 використовується при командному наведенні на легкоязливую ціль (наприклад, наземна радіолокаційна станція). Якщо наземна ціль має високу міцність (наприклад, підземна споруда), то ефективно ураження її досягається тоді, коли кут зустрічі ракети з поверхнею цілі складає 40-80 градусів. У цьому випадку політ ракети виконується за траєкторією 2 або 3. Політ ракети за траєкторією 2 дозволяє виконувати пуск з максимальних дальностей, але сама атакуюча ракета стає легкоязливою по відношенню до засобів протиповітряної оборони цілі. Якщо ціль захищена засобами протиповітряної оборони, то доцільною траєкторією польоту ракети є траєкторія 3, коли відразу після пуску ракети вона знижується на мінімальну

висоту, а при підльоті до цілі виконує "гірку", чим забезпечується ураженням цілі зверху. Така ж траєкторія польоту ракети використовується при атаці надводних цілей - кораблів, що характеризуються сильною протиповітряною обороною. Траєкторій 3 забезпечує значно меншу дальність пуску ракети, ніж траєкторія 2. Політ ракети за траєкторіями 2 і 3 реалізується комбінованою системою наведення - на першому етапі автономною системою, на другому етапі - системою самонаведення або системою теленаведення другого виду.

Рис.13.10. Бойове застосування керованих ракет класу "повітря-поверхня"

13.4. Основи технічного обслуговування авіаційних керованих засобів ураження

13.4.1. Фактори, що впливають на технічний стан і обслуговування

Старіння виробів і втрата бойових властивостей, що закладалися при їх конструюванні і виробництві, проходить під дією великої кількості різноманітних факторів.

Діючі на стан виробів фактори можна умовно поділити на об'єктивні і суб'єктивні. До об'єктивних факторів відносяться ті, що не залежать від дії обслуговуючого персоналу при збереженні і експлуатації виробів, а до суб'єктивних - ті що залежать.

Об'єктивні фактори, що впливають на технічний стан виробів, можна поділити на чотири групи: оточуюче середовище, біологічні шкідники, умови роботи виробів і досконалість конструкції.

Оточуюче середовище - це повітря з існуючими вологістю, тиском і

температурою, забрудненістю промисловими газами або пилом (наприклад, внаслідок піщаних бурь), атмосферні опади, сонячна радіація, радіоактивність місцевості.

При проектуванні авіаційних засобів ураження приймають так звані розрахункові (нормальні) умови оточуючого середовища (наприклад, нормальний стан атмосфери характеризується такими параметрами: тиск 760 мм ртутного стовпчика, температура +20°C, відносна вологість 70%) і допустимі відхилення від розрахункових, у рамках котрих буде виконуватися зберігання і експлуатація керованих засобів ураження, у загальному випадку, чим більшими будуть відхилення параметрів оточуючого середовища від середніх (нормальних) умов, тим більшим буде вплив середовища на стан виробів.

Велике значення для збереження має чистота оточуючого повітря. В повітрі знаходяться різні тверді частинки у вигляді пилу, піску, промислових газів з продуктами згорання твердих палив.

Засміченість повітря прискорює процес старіння виробів і вимагає проведення додаткових профілактичних заходів, щоб компенсувати його вплив. Але найбільший вплив на вироби має висока вологість і температурні коливання, особливо при переході межі 0°C від мінусової температури до плюсової. Контактуючи з поверхнею металів, сплавів, полімерів, волога створює умови для протікання хімічних реакцій і електрохімічних перетворень. Виникають явища корозії, руйнуються герметичні ущільнення, з'являється окислення контактів в електророз'ємах і т.д. Гігроскопічні матеріали в конструкції виробів, вбираючи вологу, набухають, втрачають свої властивості. Волога сприяє розвитку плісені і грибків, що здібні руйнувати багато матеріалів.

Стан вологості атмосфери оцінюється абсолютною і відносною вологістю повітря. Абсолютна вологість - це кількість водяної пари, що міститься в 1 м³ повітря. Чим більше водяної пари знаходиться у повітрі, тим ближче пара знаходиться до стану насиченості. Але при підвищенні температури повітря кількість водяної пари, що необхідна для його насиченості, також зростає. Тому більш зручно користуватися показником відносної вологості. Відотною вологістю повітря називають відношення абсолютної вологості до такої кількості пари, що необхідна для насиченості 1 м³ повітря при даній температурі.

Температура, при якій повітря стає, насиченим водяною парою, називається температурою точки роси. Якщо температуру насиченого повітря почати знижувати, то пара буде інтенсивно конденсуватися і випадати з повітря у вигляді капель роси. Така картина спостерігається, коли в холодне сховище надходить тепле повітря. Для запобігання покривання росою виробів, сховища повинні мати природну або примусову вентиляцію.

Біологічні шкідники, як правило, діють на електро- і радіопристрої, прилади, гумотехнічні елементи, електричні провідники. Дрібні гризуни найчастіше псують чохли, ізоляцію проводів, дерев'яну тару. Для захисту керованих засобів ураження від гризунів всі конструктивні отвори виробів закривають спеціальними личками і захисними ковпаками, а у сховищах

розкладають різноманітні знешкоджувачі гризунів.

Грибкові утворення небезпечні тим, що концентрують у собі вологу оточуючого повітря, чим прискорюють корозію металів і створюють умови для розкладання органічних речовин. Особливо чутливими до грибків і плісень є чохли, дерев'яна тара, ізоляційні матеріали. Найчастіше плісень створюється у теплих вологих приміщеннях, де відсутня вентиляція. Для боротьби з грибами використовується хімічне і дубильне просочування, а також проводиться контроль за мікрокліматом у приміщеннях, де зберігаються вироби.

Великої шкоди виробам можуть завдавати комахи, особливо терміти, що поширені в місцевостях з спекотним кліматом. Ці комахи можуть поселятися в електророз'ємах, пустотах, зазорах, електричних пристроях. Терміти об'їдають ізоляцію проводів, гумові деталі, внаслідок чого на виробах необхідно виконувати капітальний ремонт. З інших шкідливих комах відомі міль, що псує шерстяні та фетрові вироби, і жуки-точильники, що вражають дерев'яні конструкції. Найчастіше для боротьби з комахами використовують хімічні способи знищення: сприскування, спилювання, просочування хімічними речовинами.

Досконалість конструкції - це комплекс факторів, що впливають на хід старіння і зносу виробів. Під старінням слід розуміти протікання незворотних фізико-хімічних процесів в матеріалах виробів, що призводять до виникнення відмов і несправностей. Одні і ті ж елементи конструкції можуть бути виготовлені з різних матеріалів, що мають різні фізичні і хімічні властивості і котрі по різному будуть реагувати на оточуюче середовище та умови експлуатації. Тобто, інтенсивність виходу з ладу таких виробів буде не однаковою.

Під зносом розуміють зміну розмірів деталей, стану їх поверхностей, виникнення люфтів, тріщин, зломів, порушення контактних систем. Швидкість зносу та виходу з ладу виробів залежить від режимів та умов роботи: стану злітно-посадочної смуги аеродрому, своєчасності і якості виконання регламентних і профілактичних робіт, їх періодичності.

Суб'єктивні фактори, що впливають на якісний стан і технічне обслуговування виробів, - це ті фактори, що залежать від виконавця робіт (людини, суб'єкта). До них відносяться, перш за все, навченість особового складу, що залучається до експлуатації і зберігання авіаційних керованих засобів ураження і дисциплінованість виконання передбачених операцій і робіт.

До виконання технічного обслуговування керованих засобів ураження допускається особовий склад, що глибоко засвоїв питання конструкції і особливості експлуатації виробів на землі і у повітрі, апаратуру контролю і засоби наземного обслуговування.

13.4.2. Мета технічного обслуговування

Вся авіаційна техніка, в тому числі і авіаційні керовані засоби ураження, в процесі експлуатації і збереження підлягають систематичному контролю їх стану.

На рис. 13.11 зображено графік, що показує, як внаслідок дії різних факторів (вологість, чистота атмосфери, старіння) поступово знижується функція безвідмовності $W(t)$ керованої ракети. На момент часу $t_{кр}$ (критичний час) функція $W(t)$, знижуючись досягає такого рівня $W_{дон}$, нижче котрого стає недоцільним бойове застосування такої ракети, тому що її ефективність буде нижчою, ніж розрахована. Крім того, така ракета може бути небезпечною при її використанні на землі і у повітрі. Тому на виробах по винні своєчасно виконуватися передбачені інструкціями та іншою технічною документацією регламентні і профілактичні роботи, ремонт, а якщо необхідно, то і доробки. Головна мета всіх цих робіт полягає у тому, щоб не допустити зниження бойових властивостей виробів, що знаходяться на збереженні в запасах або експлуатуються в авіаційних частинах, нижче, ніж допустимий рівень $W_{дон}$. Самі роботи такого плану називають технічним обслуговуванням.

Рис. 13.11. Зниження рівня безвідмовності при відсутності технічного обслуговування виробу досягає такого рівня $W_{дон}$, нижче котрого стає недоцільним бойове застосування такої ракети, тому що її ефективність буде нижчою, ніж розрахована. Крім того, така ракета може бути небезпечною при її використанні на землі і у повітрі. Тому на виробах по винні своєчасно виконуватися передбачені інструкціями та іншою технічною документацією регламентні і профілактичні роботи, ремонт, а якщо необхідно, то і доробки. Головна мета всіх цих робіт полягає у тому, щоб не допустити зниження бойових властивостей виробів, що знаходяться на збереженні в запасах або експлуатуються в авіаційних частинах, нижче, ніж допустимий рівень $W_{дон}$. Самі роботи такого плану називають технічним обслуговуванням.

Таким чином, під технічним обслуговуванням авіаційних керованих засобів ураження розуміють комплексробіт, що виконуються на виробах в мету підтримки їх справності, бойової придатності та безпеки при використанні. Графік на рис. 13.12 показує, як після виконання передбаченого технічного обслуговування на момент часу t_{moi} функція безвідмовності $W(t)$ поновлюється до початкового рівня. Завдяки цьому виробу знову надаються високі бойові якості.

Рис. 13.12. Поновлення рівня безвідмовності за рахунок технічного обслуговування виробів

У загальному випадку, технічне обслуговування включає проведення зовнішніх оглядів, регламентних і профілактичних робіт, доробок, різних видів ремонту. Об'єм, зміст і періодичність робіт з технічного обслуговування керованих засобів ураження установлюється у відповідності до експлуатаційно-технічної документації на вироби.

Найбільш поширеною та відповідальною операцією при виконанні робіт по технічному обслуговуванню є контроль технічного стану авіаційних керованих засобів ураження.

13.5. Принципи контролю технічного стану авіаційних керованих засобів ураження

Авіаційні засоби ураження як об'єкти контролю являють собою комплекс взаємодіючих систем, пристроїв і приладів, в основу побудови яких закладені різні фізичні принципи та явища.

Серед них радіо- та оптиколокаційні системи, радіоелектронні пристрої, гіроскопічні, електромеханічні, піротехнічні прилади та агрегати, газогенератори, порохові двигуни, детонуючі та вибухові пристрої. У зв'язку з наявністю у складі керованої ракети піротехнічних та вибухових систем, вона є об'єктом підвищеної небезпеки при експлуатації. У зв'язку з цим при виконанні контролю технічного стану авіаційних керованих засобів ураження дотримуються таких положень.

Піротехнічні пристрої (газогенератори, запалювачі, детонатори), порохові ракетні двигуни, бойові частини зберігаються у спорядженому стані у складі ракети або окремо і на функціонування не перевіряються. При цьому вважається, що при дотриманні необхідних умов зберігання згадані пристрої зберігають свої властивості і характеристики на протязі всього терміну експлуатації керованих засобів ураження.

Перед початком будь-яких робіт, пов'язаних з перевіркою систем і підсистем керованого засобу ураження на функціонування, кола керування запалюванням піротехнічних пристроїв розмикаються за допомогою спеціальних запобіжних роз'ємів, а запобіжно-виконуючий пристрій повинен знаходитися у безпечному стані. Якщо ці вимоги не виконуються, то спеціальні блокуючі пристрої виключають можливість подачі будь-якого електричного сигналу на ракету.

При перевірці на функціонування електромеханічних систем і силових агрегатів, що у автономному польоті ракети приводяться у дію від газогенератора, замість гарячого газу використовується стиснене повітря від наземних джерел. Найбільш складною і відповідальною системою ракети, що підлягає контролю, є її система керування .

В процесі експлуатації виникають зміни характеристик і параметрів системи керування, що у свою чергу, призводить до зміни тактико-технічних характеристик авіаційних засобів ураження. Для визначення відповідності тактико-технічних характеристик до заданих необхідно контролювати технічний стан та параметри системи керування,

На сьогоднішній день існують такі методи контролю технічного стану:

параметричний контроль;

функціональний контроль;

контроль за характеристиками вихідних сигналів системи;

контроль за показником якості.

При параметричному контролі технічний стан системи оцінюється шляхом виміру параметрів як окремих блоків і пристроїв, так і системи керування у цілому і порівнянням результатів виміру а допусками. Цей метод контролю є найбільш повним і достовірним. Але він вимагає великих затрат часу, значної кількості контрольно-вимірювальної апаратури і високої кваліфікації обслуговуючого персоналу. Параметричний контроль використовується на ремонтних підприємствах при усуненні складних несправностей та відмов у функціонуванні.

Функціональний контроль використовується для якісної оцінки функціональних властивостей системи керування. Результатом такого контролю, як правило, є повідомлення типу "справний" або "брак". Цей метод контролю є найбільш оперативним.

При контролі системи за характеристиками вихідних сигналів до входу надходять змінні в часі або фіксовані стимулюючі сигнали - стимули і вимірюються параметри вихідних сигналів - реакції. Шляхом порівняння реакцій з допусками, визначають технічний стан системи керування.

Метод контролю за показником якості дозволяє одержати об'єктивну оцінку працездатності системи, дає змогу прогнозувати і порівнювати технічний стан різних типів систем, призначених для вирішення однакових задач. Через складності технічної реалізації і установа для складних систем аналітичної залежності показника якості від параметрів системи, цей метод поки що широкого поширення не зазнав, але він є дуже перспективним.

Найбільшого поширення для контролю технічного стану авіаційних засобів ураження зазнали метод функціонального контролю та метод контролю за характеристиками вихідних сигналів системи.

Функціональний контроль найчастіше використовується для оперативного контролю технічного стану ракети в складі комплексу авіаційного озброєння літака-носія в режимі вбудованого контролю. При цьому, з системи керування озброєнням до апаратури ракети надходять всі необхідні напруги живлення, команди, що встановлюють відповідні режими її функціонування і вхідні стандартні для системи керування сигнали. Якщо система керування справна, то за результатами відпрацювання цих сигналів в ракеті формуються сигнали готовності, що свідчать про справність ракети. Якщо ракета несправна, то сигнали готовності відсутні. Схема функціонального контролю пояснюється на рис. 13.13.

Рис. 13.13. Схема функціонального контролю

Метод контролю за характеристиками вихідних сигналів використовується для контролю технічного стану системи керування ракети при виконанні регламентних робіт.

Одним з різновидів цього методу є контроль за крізними коефіцієнтами передачі. Для реалізації контролю за крізними коефіцієнтами передачі необхідно виділити в системі керування такі кола послідовно з'єднаних ланок, які б охоплювали всі елементи системи, а кількість цих кіл була б мінімальною.

Для типової системи керування ракети в кожному її каналі можна виділити три кола:

- коло зовнішнього контуру наведення;
- коло стабілізації перевантаження;
- коло демпфірування.

До входів цих кіл надходять нормовані стимули, що формуються апаратурою контролю. Ці стимули відпрацьовуються системою керування, внаслідок чого на її виході з'являється відповідна реакція. Найбільш зручною реакцією для інструментального контролю є реакція у вигляді кута відхилення руля.

Крізний коефіцієнт передачі K визначається за формулою:

$$K = \frac{\delta}{U_{cm}}$$

де: δ - кут відхилення руля U_{cm} - реакція формування стимулу вимірювання реакції і визначення крізного коефіцієнта виконується за допомогою автоматизованої системи контролю. На основі допускового порівняння визначеного крізного коефіцієнта передачі з його еталонною величиною приймаються рішення про стан підконтрольної системи.

Для перевірки функціонування зовнішнього контуру наведення ракети (рис. 13.14) до входу інформаційної системи (ГСН) подають

Рис. 13.14. Схема контролю ракети за крізними коефіцієнтами передачі стимул у вигляді кутової швидкості пересування імітатора цілі - ω_D (наприклад, пересування коліматорної насадки з необхідною кутовою швидкістю ω_D). В цьому випадку крізний коефіцієнт передачі за кутовою швидкістю лінії дальності визначається формулою:

$$K_{\omega D} = \frac{\delta}{\omega_D}.$$

Для перевірки функціонування внутрішніх контурів стабілізації перевантаження та демпфірування до входів цих контурів надходять стимули - сигнали пропорційні заданим значенням перевантаження n і кутової швидкості корпусу ракети ω відповідно. Крізні коефіцієнти передачі за перевантаженням K_n та кутовою швидкістю корпусу ракети K_ω визначаються формулами:

$$K_n = \frac{\delta}{n}; \quad K_\omega = \frac{\delta}{\omega}.$$

Якщо в системі керування ракети передбачена зміна її параметрів у відповідності до умов бойового використання, то крізні коефіцієнти передачі $K_{\omega D}$, K_n , K_ω визначаються для різних умов бойового використання ($\nu, H, t \dots$).

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Авиационные ракеты/ Под ред. В.А.Чумакова. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1974. - 404 о,
2. Авиационные системы информации оптического диапазона/ Ю.В.Еайбородин, В.А.Волков, В.К.Вялов и др./Под ред. Л.З.Криксу-нова. - М.: Машиностроение, 1985. - 264 с.
3. Алешков М.Н. Физические основы ракетного оружия. - М.: Воениздат, 1972. - 312с.
4. Барсуков Ф.И., Величкин А.И., Сухарев А.Д. Телевизионные системы летательных аппаратов. - М.: Сов. радио, 1979. - 196 с.
5. Григорьев В.Г. Авиационные управляемые ракеты. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1984. - 230 о.
6. Дудник П.И., Чересов Ю.П. Авиационные радиолокационные устройства. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1986. - 534 с.
7. Казаков И.Е., Мишаков А.Ф. Авиационные управляемые ракеты. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1985. - 422 с.
8. Казаков И.Е., Гладков Д.И., Криксунов Л.З. Системы управления и динамика наведения ракет. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1973. - 498 с.
9. Кравчук И.С. Информационные системы авиационных ракет. - Киев: КИ ВВС, 1993. - 200 с.
10. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники. - М.: Сов. радио, 1978. - 400с.
11. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения. - М.: Машиностроение, 1970. - 236 с.
12. Лазарев Л.П. Оптико-электронные приборы наведения летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1984. - 478 с.
13. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1973. - 616с.
14. Максимов М.В., Горгонов Г.И., Чернов В.С. Авиационные системы радиоперехвата. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1984. - 364 о.
15. Мирошников М.М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. - Л.: Машиностроение. 1983. - 698 с.
16. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. - М.: Воениздат, 1980. - 294 с.
17. Новиков Ю.Н., Спесивов Г.А. Авиационные управляемые ракеты. - Киев: КВВАИУ. 1986. - 228 с.
18. Чуйко В.С. Внешняя баллистика авиационных ракет и снарядов. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1976. - 236 с.
19. Якушников Ю.Г., Луканцев В.Н., Колосов М.П. Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. - М.: Радио и связь, 1981. - 180 о.

ЗМІСТ

ГЛАВА 6. Оптичні координатори цілі.....	3
6.1. Принципи побудови ОКЦ.....	3
6.2. Класифікація оптичних координаторів цілі	10
6.3. Оптичні координатори цілі а амплітудно-фазовою модуляцією.....	12
6.4. Оптичні координатори цілі з частотно-фазовою модуляцією ..	16
6.5. Оптичні координатори цілі з часотмпульсною модуляцією	20
6.6. Лазерні координатори цілі	24
6.7. Телевізійні оптичні координатори цілі.....	28
6.8. Основні характеристики оптичного випромінюванняці лей	33
6.9. Максимальна дальність дії ОКЦ.....	38
6.10. Оптичні завади та шляхи підвищення завадостійкості ОКЦ	44
 ГЛАВА 7. Радіотехнічні координатори цілі.....	50
7.1. Принципи побудови радіотехнічних координаторів цілі	50
7.2. Класифікація РКЦ.....	54
7.3. Антенні пристрої РКЦ.....	56
7.4. Імпульсний РКЦ з амплітудно-фазовою пеленгацією	62
7.5. Амплітудно-фазовий РКЦ з неперервним опромінюванням цілі	66
7.6. РКЦ з амплітудною пеленгацією	71
7.7. РКЦ з фазовою пеленгацією цілі.....	73
7.8. Селекція цілей в імпульсних РКЦ.....	76
7.9. Селекція цілей в РКЦ з неперервним сигналом...	79
7.10. Пристрій захоплення цілі в РКЦ з неперервним опромінюванням цілі	82
7.11. Завади, що діють на РКЦ	85
7.12. Шляхи досягнення завадостійкості РКЦ.....	88
7.13. Максимальна дальність дії РКЦ.....	90
 ГЛАВА 8. Вимірювачі параметрів керування в системах самонаведення	96
8.1. Принципи побудови вимірювачів параметрів керування в системах самонаведення	96
8.2. Слідкуючий координатор цілі з одногіроскопним приводом...	100
8.3. Одногіроскопний слідкуючий координатор цілі з винесеним моментним датчиком	104
8.4. Слідкуючий координатор цілі з гіростабілізатором	107
8.5. Слідкуючий координатор цілі зі швидкісною стабілізацією	111
8.6. Принципи цілеспрямування систем самонаведення..	113
ГЛАВА 9. Принципи побудови систем теленаведення ракет...	116
9.1. Системи теленаведення ракет	116
9.2. Вимірювачі параметрів розбіжності для систем командного радіонаведення	119
9.3. Пристрої формування команд систем теленаведення ракет	122
9.4. Командна радіолінія керування.....	126
9.5. Шифратори і дешифратори командних радіоліній керування з фазоімпульсною модуляцією	129

ГЛАВА 10. Автономні і комбіновані системи наведення ракет	135
10.1. Принципи побудови автономних і комбінованих систем наведення ракет.....	135
10.2. Методи автономного наведення ракет на нерухомі цілі	138
10.3. Автономні вимірювачі параметрів руху ракети..	143
10.4. Комбінований вимірювач параметрів розбіжності для наведення ракет класу "повітря-повітря".	147
10.5. Принципи побудови автономних систем наведення з корекцією за наземними орієнтирами.....	150
ГЛАВА II. Системи стабілізації авіаційних керованих ракет.	
Автопілоти	156
11.1. Призначення системи стабілізації керованої ракети.....	156
11.2. Передаточна функція ракети як об'єкта керування	159
11.3. Властивості ракети як об'єкта керування	165
11.4. Стабілізація динамічних характеристик ракети за допомогою акселерометра і швидкісного гіроскопа	167
11.5. Структурна схема каналу стабілізації ракети за курсом і тангажом	172
11.6. Стабілізація руху ракети за креном.....	174
11.7. Автопілоти	180
ГЛАВА 12. Стійкість і точність наведення ракет	191
12.1. Динамічна структурна схема контура наведення ракети.....	191
12.2. Стійкість систем наведення ракет	192
12.3. Загальна характеристика помилок наведення ракет	196
12.4. Динамічні помилки наведення ракет	199
12.5. Флюктуаційні помилки наведення ракет.....	201
12.6. Інструментальні помилки наведення	205
ГЛАВА ІЗ. Основи бойового застосування і експлуатації авіаційних керованих засобів ураження	207
13.1. Зв'язок апаратури керування авіаційних засобів ураження з апаратурою літака-носія	207
13.2. Області пусків авіаційних керованих засобів ураження.....	210
13.3. Основи бойового застосування авіаційних керованих засобів в ураження.....	216
13.4. Основи технічного обслуговування авіаційних керованих засобів в ураження	222
13.5. Принципи контролю технічного стану авіаційних керованих засобів в ураження.....	226
ЛІТЕРАТУРА.....	232

Підписано до друку
Примірників
Замовник
Друкарня ВК ВПС