

Розділ IV

“Експлуатація і ремонт радіоелектронного обладнання літаків, вертольотів та авіаційних ракет”

Тема 14. “Радіотехнічні системи управління ракетами”

**Доцент кафедри
кандидат технічних наук, доцент Войчук В. А.**

Київ 2012

Навчальна та виховна мета

1. Ознайомити з призначенням, різновидами, принципами побудови, особливостями технічної експлуатації і бойового застосування радіотехнічних систем управління ракетами.
2. Виховувати у студентів – майбутніх фахівців авіації Повітряних Сил ЗСУ самостійність, творчу ініціативу, наполегливість та високу відповідальність за якісну організацію технічної експлуатації та вміле бойове застосування РЕО літаків, вертольотів і авіаційних ракет.

Навчальні питання

1. Загальні відомості про радіотехнічні системи управління ракетами.
2. Радіолокаційні системи самонаведення ракет.
3. Системи командного радіоуправління.
4. Радіопідірвачі.

*

Контрольні завдання (РТС УР)

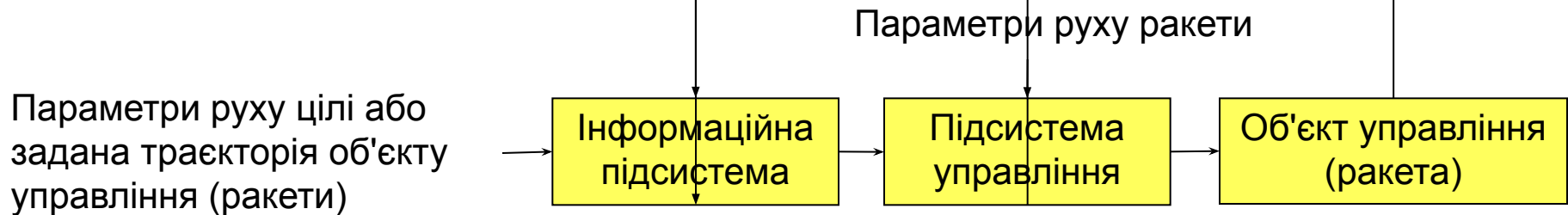
1. При яких умовах наведення ракети на ціль прямим методом буде з мінімальним перевантаженням (1 бал)?
2. При яких умовах наведення ракети на ціль методом погоні буде з максимальним перевантаженням (1 бал)?
3. Намалюйте і обґрунтуйте траєкторію польоту винищувача, який самонаводиться методом паралельного зближення в задню напівсферу цілі під ракурсом $\frac{3}{4}$, якщо ціль здійснює розворот в сторону винищувача (1 бал).
4. Який параметр і яким технічним засобом повинен відслідковувати координатор голівки самонаведення ракети, щоб реалізувати метод паралельного зближення (1 бал)?
5. Запропонуйте методику визначення оптимального положення упередженої точки при командному наведенні ракети на неманевруючу ціль (1 бал).
6. Запропонуйте методику визначення оптимального положення упередженої точки при командному наведенні ракети на маневруючу ціль (1 бал).

Примітка. Мінімальна сума балів по цій темі для отримання позитивної оцінки – 3.0.
Максимальна сума зарахованих балів по темі – 5.0.

1. Загальні відомості про РТС управління ракетами

Призначення, склад і принципи побудови

Система радіоуправління (СРУ) – це комплекс функціонально зв'язаних радіотехнічних та інших технічних засобів, призначених для автоматичного або напіваавтоматичного управління об'єктом (літаком, ракетою) з метою його виведення в задану точку або у задане положення відносно іншого об'єкту при дії дестабілізуючих факторів.



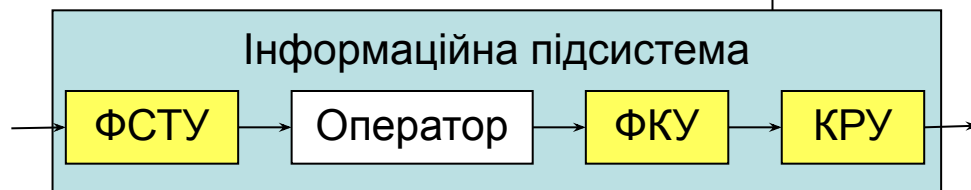
Інформаційна підсистема видає сигнали відхилення ракети від потрібної траєкторії. Джерелами інформації являються РЛС, ІЧ пеленгатори, інші засоби отримання інформації про ціль, радіотехнічні системи передачі інформації, датчики параметрів польоту ракети, стану ракети і її підсистем та ін.. Шляхом обробки інформації відповідними алгоритмами обчислювача (аналогового або цифрового) визначається сигнал відхилення (СВ) ракети від потрібної траєкторії.

Підсистема управління (система управління ракетою - СУР) безпосередньо відповідно СВ впливає на органи управління ракетою (на об'єкт управління) для усунення помилок наведення.

При *автоматичному* управлінні ракетою апаратура інформаційної підсистеми знаходиться *на ракеті*.

При *неавтоматичному* управлінні з участю оператора апаратура інформаційної підсистеми розміщена *на ракеті* і *на носії* ракети. Формувач сигналів траєкторного управління (ФСТУ) шляхом аналізу інформації про взаємне положення ракети і цілі видає оператору інформацію про відхилення ракети від потрібної траєкторії. На підставі цієї інформації оператор корегує політ ракети за допомогою формувача команд управління (ФКУ). Команди управління передаються ракеті через командну радіолінію управління (КРУ).

Параметри руху цілі відносно ракети або руху цілі і ракети відносно носія



СУР виводить ракету на ціль для її враження. Радіопідірвач забезпечує підрив бойової частини ракети. У випадку зіткнення ракети з ціллю підрив бойової частини здійснює контактний підірвач. У випадку промаху спрацьовує система самоліквідації.

СУ ракетами

Автономні

Після пуску не потребують додаткової інформації від носія або цілі

*

Неавтономні

Після пуску для формування команд управління потребують додаткову інформацію від носія і цілі

Комбіновані

Включають елементи автономних і неавтономних систем, які застосовуються на різних етапах польоту ракети

Дестабілізуючі фактори призводять до відхилення ракети від потрібної траєкторії та профілю польоту.

Система управління ракетою (СУР) виявляє ці відхилення і виробляє параметри управління Δ_r і Δ_v в горизонтальній та вертикальній площинах, які забезпечують усунення цих відхилень.

Відхилення ракети від потрібної траєкторії або профілю польоту контролюється інформаційною системою ракети або її носія і використовується для видачі команд управління, які утримують ракету на заданій траєкторії. При нормальній роботі СУР

$$\Delta \approx 0.$$

В автономних СУР параметр управління Δ формується шляхом порівняння запрограмованих (заданих) параметрів власного руху (положення) ракети з фактичними, які контролюються за допомогою бортових інформаційних систем – гіроскопічних, інерційних, астронавігаційних, доплерівських, радіолокаційних, радіонавігаційних, телевізійних, радіоастрономічних, барометричних, управління по орієнтирам та інших.

Автономні СУР застосовуються для управління ракетами з метою враження нерухомих цілей з відомими координатами а також на першому етапі польоту ракети безпосередньо після її пуску для враження рухомих цілей в неавтономних і комбінованих СУР. В останньому випадку завдяки застосуванню автономної СУР на першому етапі її польоту значно збільшується можлива дальність пуску ракет.

В неавтономних СУР для формування *параметру управління Δ* використовується *інформація*, яка надходить *від цілі* (система самонаведення) або *з пункту управління* (командна система радіоуправління, система управління по радіозоні).

В системах *самонаведення* команди управління ракетою формуються на основі аналізу сигналів, що надходять від цілі – оптичних, інфрачервоних, радіолокаційних, власного випромінювання цілі. Радіолокаційні системи самонаведення можуть бути активними, напівактивними чи пасивними.

В *командних* системах управління відповідні команди формуються на носії і передаються ракеті по командній радіолінії. Вимірвальна апаратура інформаційної підсистеми розміщується повністю на носії або частково на ракеті (наприклад, телевізійна камера) та на носії.

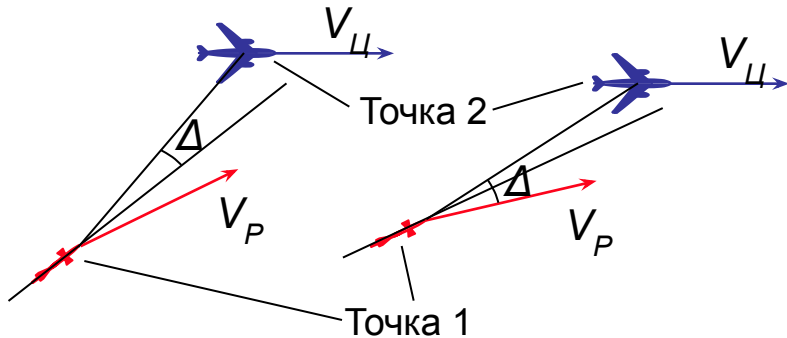
В системах управління *по радіозоні* апаратура носія створює радіозону, яка задає траєкторію руху ракети. Бортове обладнання ракети для формування команд управління визначає поточне відхилення ракети від осі радіозони.

Неавтономні СУР застосовуються для управління ракетами при враженні рухомих і нерухомих цілей.

В комбінованих СУР для формування *параметру управління Δ* використовується обидва способи отримання і використання інформації. Комбіновані системи управління ракетами шляхом застосування на кожному з етапів польоту ракети найбільш раціональної системи управління забезпечують максимальну якість управління ракетою і велику дальність її пуску. Наприклад, наведення на ціль ракети великої дальності дії здійснюється спочатку по програмі, потім самонаведенням напівактивним способом і наприкінці самонаведенням активним способом.

Методи наведення

Двохточкові методи самонаведення



Метод наведення – це спосіб задання траєкторії польоту ракети для враження цілі.

Самонаведення ракети на ціль здійснюється *двохточковим методом* на основі оцінки бортовою апаратурою ракети взаємного положення ракети (1 точка) і цілі (2 точка).

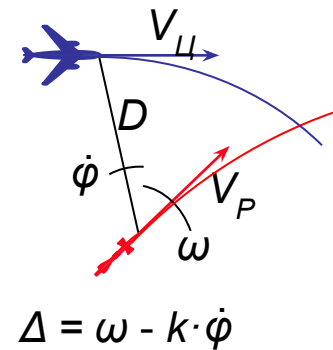
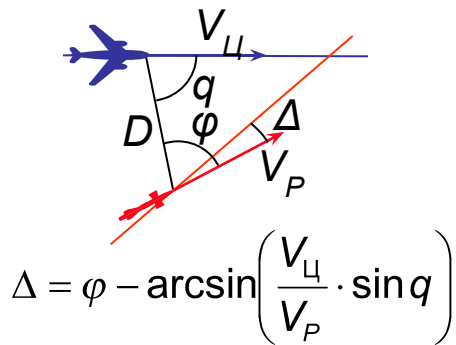
1. Пряме наведення. При зближенні *ось ракети повинна співпадати з напрямком на ціль*. Параметр управління Δ – кут між напрямком на ціль і віссю ракети – контролюється радіолокатором або теплопеленгатором.

2. Наведення по кривій погоні. При зближенні *вектор швидкості ракети повинен співпадати з напрямком на ціль*. Параметр управління Δ – кут між напрямком на ціль і вектором швидкості ракети – контролюється радіолокатором або теплопеленгатором.

Методи прямого наведення і погоні прості, але при атаці швидкісних і маневруючих цілей для їх реалізації потрібні *перевантаження ракети не завжди припустимі* - ракета сходить з заданої траєкторії.

Для зменшення перевантажень застосовують наведення з *постійним упередженням по напрямку*.

Пряме наведення і погоня застосовуються для наведення ракет на *нерухомі або малорухомі* цілі.



3. Наведення методом паралельного зближення. При зближенні вектор швидкості ракети повинен співпадати з напрямком на розраховану упереджену точку зустрічі з ціллю. Параметр управління Δ – кут між напрямком в упереджену точку і вектором швидкості ракети або кутова швидкість $\dot{\varphi}$ лінії візування цілі.

4. Наведення пропорційним методом. При зближенні кутова швидкість ракети ω повинна бути пропорційною $\dot{\varphi}$ - швидкості обертання лінії візування цілі. Параметр управління Δ – різниця між розрахованою і фактичною кутовими швидкостями обертання ракети або між заданим і фактичним нормальним прискоренням ракети.

При наведенні методами паралельного або пропорційного зближення *кривизна траєкторії ракети не перевищує кривизну траєкторії цілі*. Ці методи застосовуються для наведення на *швидкісні та маневруючі* цілі.

Трьохточкові методи наведення

Наведення ракети на ціль *трьохточковим методом* звичайно здійснюється *апаратурою, розміщеною на носії*.

На основі оцінки взаємного положення носія (1 точка), ракети (2 точка) і цілі (3 точка) або упередженої точки УТ (3 точка) центр мас ракети утримується на прямій лінії, що з'єднує точки 1 і 3.

Положення упередженої точки вибирається таким, щоб в цій точці опинились ракета і ціль в кінці наведення. При наведенні в упереджену точку зменшуються потрібні перевантаження ракети.



Параметр управління – кут φ між напрямками носій-ціль (або носій-упереджена точка) і носій-ракета або величина лінійного відхилення ракети h від напрямку носій-ціль. Вимірювання параметру управління здійснюється апаратурою носія з передачею інформації по командній радіолінії на ракету або безпосередньо апаратурою ракети.

Перевантаження ракети при наведенні не перевищують припустимі тільки при атаці в задню напівсферу цілі.

2. Радіолокаційні системи самонаведення ракет

Активні системи самонаведення

Основою інформаційної системи являється бортова активна РЛС ракети, яка повинна видавати інформацію для формування параметру управління ракетою.

Метод наведення	Поточна інформація, потрібна для визначення параметру управління
Пряме наведення	Кут між віссю ракети і напрямком на ціль
Погоня	Кут між вектором швидкості ракети і напрямком на ціль
Паралельне зближення	Кут між вектором швидкості ракети і лінією візування цілі або кутова швидкість лінії візування цілі
Пропорційне зближення	Кутова швидкість лінії візування цілі

Координатор ракети для контролю напрямку на ціль і кутової швидкості лінії візування цілі повинен супроводжувати ціль по кутовим координатам.

*

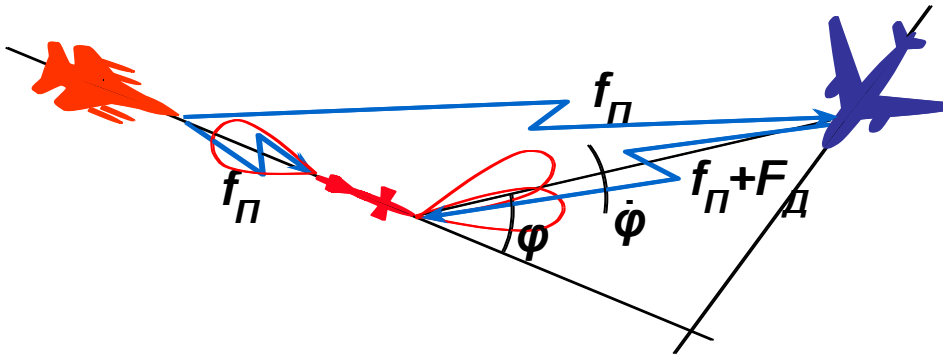
Переваги активних систем самонаведення:

- автономність;
- незалежність від метеоумов і власного випромінювання цілі;
- можливість додаткової селекції по швидкості (дальності).

Недоліки активних систем самонаведення:

- мала дальність дії бортової РЛС ракети, необхідне попереднє виведення ракети в положення, яке забезпечує виявлення цілі координатором ракети;
- низька кутова розділююча спроможність, потрібна додаткова селекція цілей по дальності або по швидкості;
- складність.

Напіваактивні системи самонаведення



В РЛС імпульсного випромінювання відбитий ціллю сигнал підсвітлювання бортової РЛС винищувача частоти $f_p + F_d$ супроводжується за напрямком координатором ракети – визначається параметр управління φ або $\dot{\varphi}$.

Додаткова селекція цілі по дальності здійснюється порівнянням моментів прийому прямого (хвостовою антеною) і відбитого (носовою антеною) сигналів підсвітлювання.

В РЛС квазібезперервного випромінювання відбиті сигнали селектуються по швидкості порівнянням частот прямого (хвостова антена) і відбитого (носова антена) сигналів підсвітлювання.

Сучасні координатори ракет являються моноімпульсними слідкуючими пеленгаторами. Завдяки цьому:

- координатор нечутливий до амплітудно модульованих перешкод, які створює ціль;
- забезпечується висока точність пеленгації.

Селекція цілі по дальності чи швидкості зближення при імпульсному випромінюванні здійснюється слідкуючими системами дальності або швидкості.

На пускових установках голівка самонаведення (ГСН) на фоні потужних сигналів передавача бортової РЛС літака приймати слабкі відбиті сигнал не може. Тому тільки після пуску ГСН для виявлення атакуємої цілі здійснює її пошук. Щоб уникнути помилок (коли ціль не одна) і прискорити початок самонаведення, ще на підвісці в ГСН видається і запам'ятовується цілевказання по кутовим координатам і швидкості (дальності).

Після пуску ракети ціль може змінити параметри польоту. Тому вводиться спеціальний канал *радіокорекції* для передачі на ракету змін в параметрах цілі.

Для координаторів характерні помилки типу кутовий шум, які є наслідком того, що при зближенні з ціллю її кутові розміри зростають і ціль вже не сприймається, як точкова. Це враховується алгоритмом системи управління ракетою.

Переваги напівактивних ГСН:

- велика дальність дії при малих розмірах і масі;
- незалежність від метеоумов і власного випромінювання цілі;
- можливість додаткової селекції по швидкості (дальності);
- можливість корекції параметрів каналу управління ракетою після її пуску.

Недоліки напівактивних ГСН:

- необхідність підсвітлювання цілі до моменту її враження;
- можливість створення перешкод по каналу опорного сигналу (радіокорекції);
- складність обладнання ракети.

Пасивні системи самонаведення

Координатор пасивної ГСН супроводжує ціль по її власному (тепловому) випромінюванню або по випромінюванню радіоелектронного обладнання цілі.

Потужне теплове інфрачервоне (ІЧ) випромінювання в діапазоні 1.8 ... 6 мкм створюють силові установки літаків та вертольотів в основному у їх задню напівсферу (ЗНС). Високі просторова селекція і чутливість теплових голівок самонаведення (ТГС) дозволяють по цілевказанню виявити і супроводжувати ціль у її ЗПС ще до пуску. Після пуску така пасивна система самонаведення ракети діє автономно.

Пасивні радіолокаційні голівки самонаведення (ПРГС) застосовуються в ракетах “повітря-РЛС” для враження випромінюючих радіоелектронних об'єктів (РЛС). Як і в ТГС, цілевказання, виявлення і захоплення цілі на супроводження здійснюється до пуску ракети.

Пуск здійснюється при досягненні дозволеної дальності пусків. *Момент пуску визначається непрямыми методами – по наземним орієнтирам при відомих координатах об'єкту, базовим або кутомістним методом при невідомих координатах.*

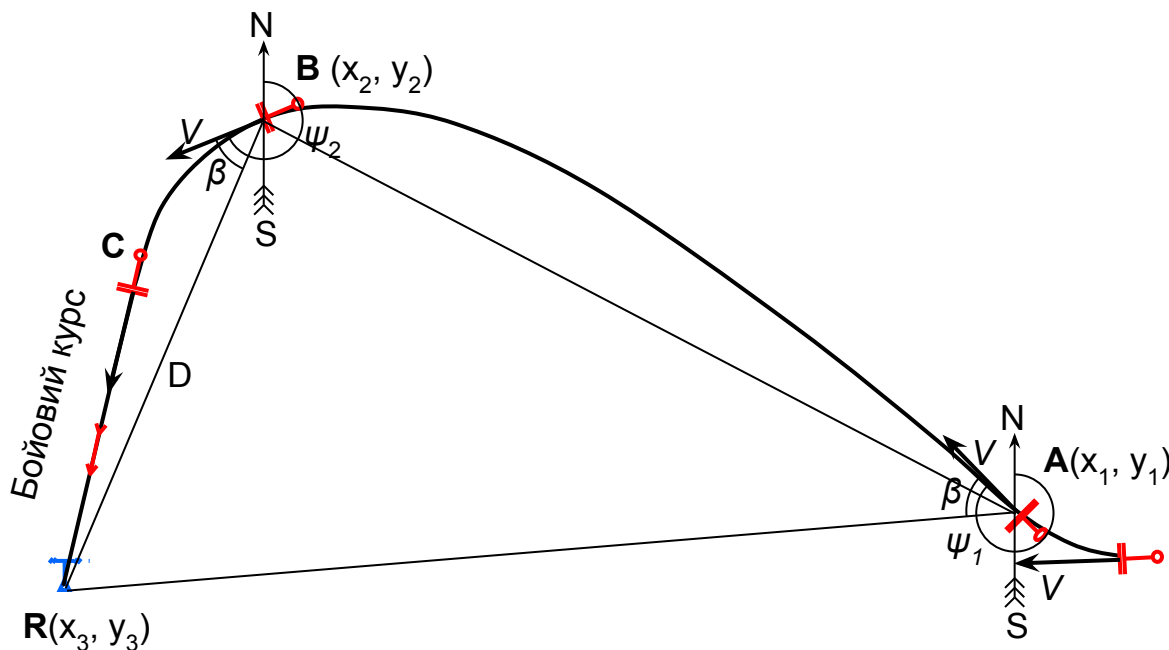
Політ ракети здійснюється *на опорній висоті*. Момент початку пікірування на ціль визначається по досягненні *розрахункового кута місця*.

Базовий метод визначення дальності РЛС

Після переходу до супроводження атакуємої РЛС пасивним радіолокатором літака здійснюється розворот в бік від напрямку на РЛС. Коли курсовий кут РЛС β досягне певного значення (точка **A**), фіксуються координати і курс ψ_1 літака. Політ продовжується з постійним курсовим кутом РЛС $\beta = const$ до точки **B**, в якій теж фіксуються координати і курс ψ_2 літака. По цій інформації визначається напрямок на РЛС з точок **A** і **B**, розраховується координати точки **R**, в якій розташована РЛС, і дальня $R_{\Gamma max}$ та ближня $R_{\Gamma min}$ границі зони дозволених пусків ракет.

Після прольоту точки **B** здійснюється розворот на РЛС і пуск ракет при входженні в зону дозволених пусків.

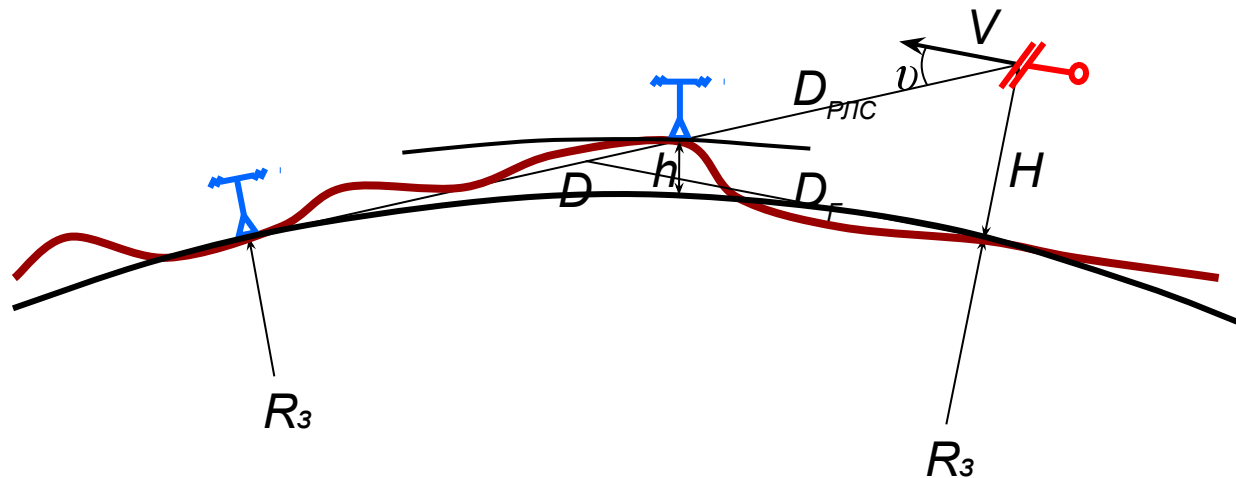
При $\beta=28^\circ$ середньоквадратична помилка визначення дальності РЛС становить близько 5% від цієї дальності.



Кутомістний метод визначення дальності РЛС

Сутність кутомістного способу у тому, що за допомогою пасивної бортової РЛС визначається кут місця наземної (корабельної) РЛС u , а радіовисотоміром – істинна висота польоту H . По висоті польоту і куту місця знаходиться відстань $D_f \approx H/u$, яка співпадала б з дійсною відстанню, якби земна поверхня була плоскою. Оскільки відстань до РЛС невідома, то неможливо скорегувати помилки, пов'язані із сферичністю земної поверхні. Тому, хоч сучасні пасивні РЛС і забезпечують вимірювання кута місця з помилками лише $0,3...0,35$ градуси, обчислення дальності РЛС кутомістним методом супроводжується помилками до $25...30\%$.

Додаткові помилки викликає незнання рельєфу місцевості.



Дальність дії системи самонаведення

Дальність дії системи самонаведення (D_c) – це максимальна відстань між ракетою і ціллю, починаючи з якої для управління ракетою використовуються сигнали траєкторного управління і забезпечується задана точність наведення.

3. Системи командного радіоуправління

Принцип дії командних систем



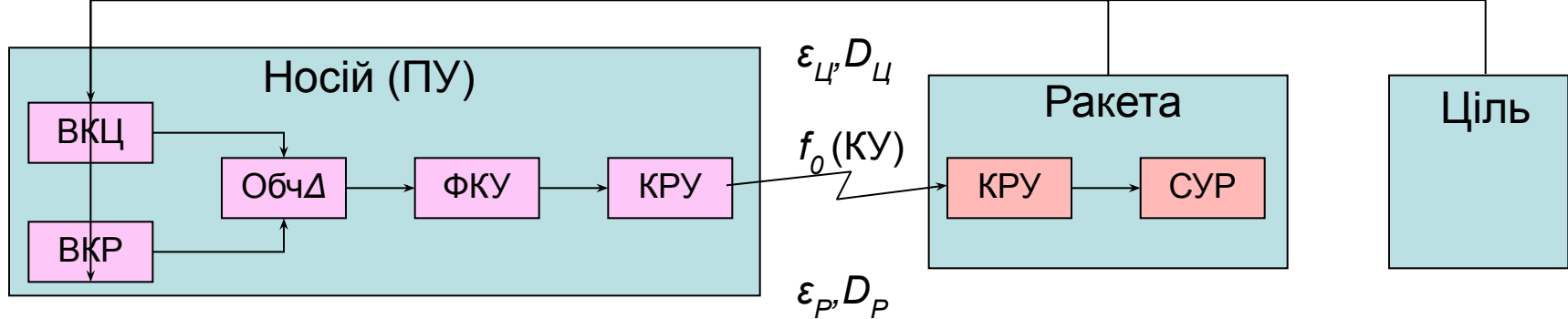
Суміщення на одній прямій пункту управління (літака – носія ракети), цілі (упередженої точки) і ракети забезпечується командами ПУ, які виробляються по результатам контролю поточного положення ракети відносно заданої траєкторії польоту. Параметром управління являється кутове ε або лінійне h відхилення ракети від заданої траєкторії.

Кутове відхилення ε контролюється бортовою апаратурою носія шляхом відстежування напрямків на ціль і ракету.

Лінійне відхилення розраховується: $h = \varepsilon \cdot D$. Поточна дальність D ракети контролюється дальноміром носія або розраховується: $D = \int V(t) \cdot dt$ чи $D \approx V_{\text{сер}} \cdot t$, де $V_{\text{сер}}$ і t - середня швидкість ракети і час її польоту після старту.

Поточне значення параметру управління передається на ракету по радіотелеметричній лінії.

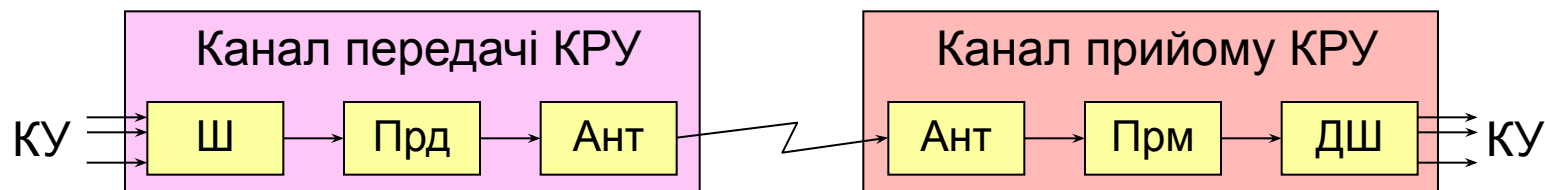
Можливий варіант, коли параметр управління розраховується апаратурою ракети. В цьому випадку по телеметричній лінії на ракету передаються поточні результати контролю положення ракети і цілі.



Інформацію про координати цілі $\varepsilon_{Ц}, D_{Ц}$ і ракети $\varepsilon_{Р}, D_{Р}$ носій отримує за допомогою радіолокаційних вимірювачів координат цілі (ВКЦ) і ракети (ВКР). ВКЦ – РЛС активного типу, а ВКР – РЛС з активною відповіддю. Поточні координати цілі і ракети обчислювачем параметрів управління (ОбчД) використовуються для визначення параметру управління ракетою.

Поточне значення параметру управління та інша інформація в формувачі команд управління (ФКУ) перетворюються в команди управління.

Передаюча частина багатоканальної командної радіолінії управління (КРУ) передає ці команди на робочій частоті. Приймочна частина КРУ ракети з прийнятого радіосигналу виділяє команди управління для системи управління ракетою (СУР). Шифратор (Ш) і дешифратор (ДШ) КРУ являються засобами захисту від перешкод.



*

Система командного радіоуправління випищувача

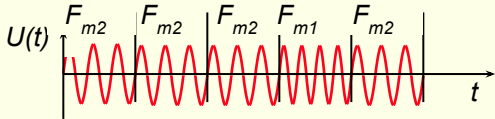
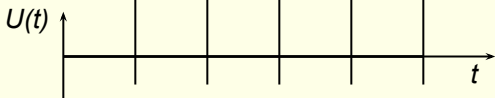
В системах управління озброєнням сучасних випищувачів командне радіоуправління ракетами після їх пуску застосовується для корекції алгоритмів управління ракетами на етапі від пуску ракет до початку супроводження цілі голівками самонаведення ракет.

Команди управління формуються і передаються по радіоканалу підсвітлювання цілі напівактивним радіолокаційним ГСН ракет.

Для передачі команд управління ракетою класу „повітря-повітря” іноді застосовується код з основою 3; його алфавіт складається з символів „-1”, „0” та „+1”.

Для кодування сигналів кожного з трьох символів можна застосовувати коди з основою 2, наприклад, 5-розрядний код 1-1-1-0-1.

В трійковій системі використовується „прямий” код, тобто послідовність символів 1-1-1-0-1, „зворотній” код, який є інверсією прямого коду, тобто послідовність символів 0-0-0-1-0, і так званий „нульовий” код, при якому відсутнє кодування первинних сигналів. Якщо для кодування використати частотну модуляцію сигналу з частотами F_{m1} і F_{m2} , які відповідають елементарним двійковим символам „0” і „1” коду, то кожному з трьох символів алфавіту відповідатимуть сигнали згідно таблиці.

Символ алфавіту	Код модуляції	Сигнал модуляції
+1	$F_{M2} - F_{M2} - F_{M2} - F_{M1} - F_{M2}$	
-1	$F_{M1} - F_{M1} - F_{M1} - F_{M2} - F_{M1}$	
0	Без модуляції	

Код сигналу	Команда
+1; +1	поправка +3Δ
+1; 0	поправка +2Δ
0; +1	поправка +Δ
0; 0	поправка 0
0; -1	поправка -Δ
-1; 0	поправка -2Δ
-1; -1	поправка -3Δ

Двохрозрядними словами в трійковій системі зчислення можна, наприклад, передати наведений в таблиці набір з шести поправок величиною, кратною Δ , якогось з параметрів управління ракетою.

Залишившись кодами (-1; +1) та (+1; -1) можна передати ще дві разові команди.



4. Радіопідірвачі

Загальні відомості

Підрив бойової частини (БЧ) ракети може здійснюватись:

- командами з носія (низька точність визначення моменту підриву БЧ, можливість порушення роботи КРУ перешкодами);
- командами, які формуються спеціальними пристроями (підірвачами) ракети, побудованими за різними фізичними принципами: контактні, таймери, радіопідірвачі.

Контактні підірвачі звичайно застосовують у якості дублюючих.

Таймери застосовують для самоліквідації при невдалій атаці.

Радіопідірвач (РП) видає команду на підрив бойової частини ракети шляхом аналізу сигналу, отриманого за допомогою радіохвиль.

Пасивні РП потребують попереднього знання характеру і параметрів радіовипромінювання цілі, погано захищені від перешкод.

Напівактивні РП потребують безперервного підсвітлювання цілі, чутливі до перешкод на частоті підсвітлювання.

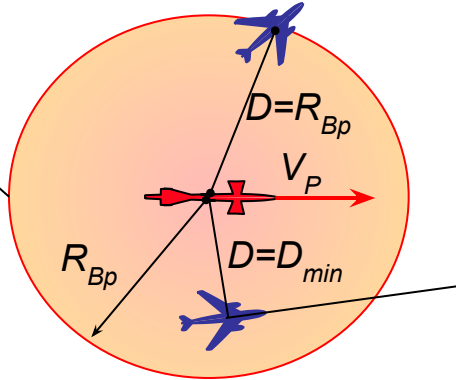
Активні РП автономні і вільні від недоліків пасивних та напівактивних, але складні.

Імпульсний режим випромінювання в РП застосовується рідко через наявність “мертвої” зони.

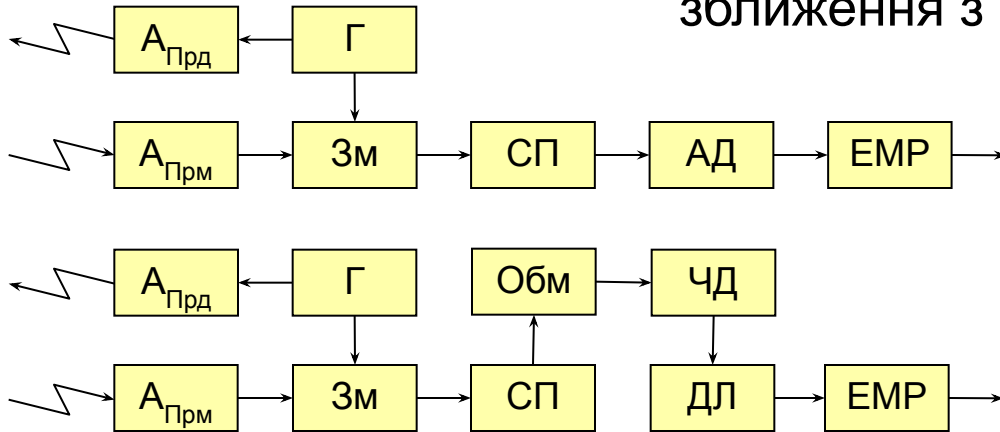
Переважає більшість РП відноситься до активного типу з безперервним випромінюванням.

Принципи дії радіопідірвачів

Зона враження



Для ракет з ізотропною бойовою частиною застосовують РП, які спрацьовують при попаданні цілі в зону враження ($D \leq R_{Bp}$) або при досягненні мінімальної дальності до цілі, яка опинилась у зоні враження ($R_{Bp} \geq D = D_{min}$). Для цього РП повинен вимірювати дальність цілі, а в другому випадку – ще і швидкість зближення з ціллю.



А – антена;

Г – генератор НВЧ;

Зм – змішувач;

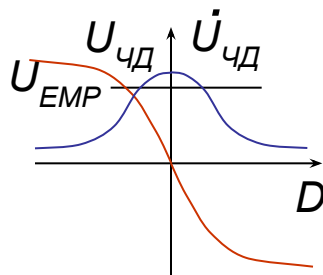
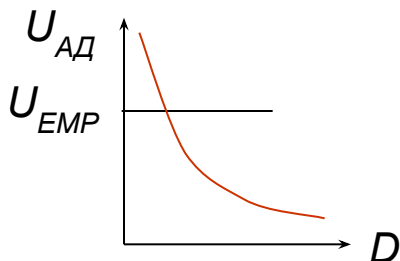
СП – селективний підсилювач сигналів доплерівської частоти;

АД, ЧД – амплітудний та частотний детектори;

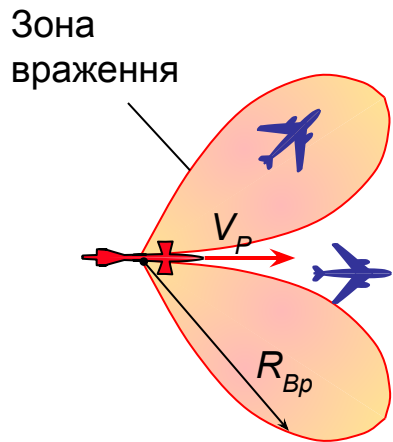
Обм - обмежувач;

ДЛ – диференціюючий ланцюжок;

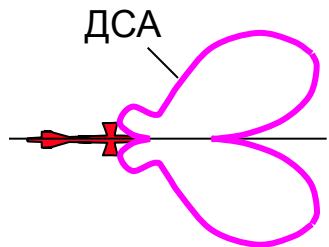
EMP – електромеханічне реле (пороговий пристрій)



*



Для ракет з анізотропною бойовою частиною теж застосовують РП, які спрацьовують при попаданні цілі в зону враження ($D \leq R_{Bp}$). Для цього антена РП повинна мати ДСА, головний пелюсток якої по формі наближається до форми границі зони враження.



РП ракет з анізотропною бойовою частиною повинні контролювати дальність цілі, щоб у разі промаху ліквідувати ракету. Вимірювання дальності здійснюється частотним методом.

Знищення ракет у разі промаху може здійснюватись по команді з носія або самоліквідатором.

Для унеможливлення передчасного підриву ракети призначені пристрої взведення РП, які спрацьовують після пуску ракети.

Живлення РП забезпечується від батарей або генераторів. Додатковий захист від передчасного спрацювання РП забезпечується подачею електроліту в батарею тільки після старту ракети та приведенням в дію генератора зустрічним потоком повітря або відпрацьованими газами двигуна ракети.

Питання для самоконтролю

1. Порівняльна характеристика автономних, неавтономних та комбінованих методів наведення.
2. Сутність та засоби двохточкових способів наведення.
3. Сутність та засоби трьохточкових способів наведення.
4. Призначення радіопідірвачів.
5. Особливості основних типів радіопідірвачів.

Завдання на самостійну роботу

1. Конспект по темі заняття доповнити матеріалом з навчального посібника і рекомендованих підручників.
2. Презентації АК ППЦ.ppt та РТС УР.ppt.
3. Радиоэлектронное оборудование. Под ред. В.М. Сидорина. – М.: Воениздат, 1990, с. 234-247.
4. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов. Ч. 1. Под ред. В.И.Ветроградова. – М.: Воениздат, 1979. с. 250-270.
5. О.В.Власов, И.В.Смокин. Радиооборудование летательных аппаратов. – М.: Воениздат, 1971, с. 202-204, 237-247, 289-294.
6. В.А.Войчук, В.І.Романенко, Д.В.Васягін. Експлуатація й ремонт радіоелектронного обладнання літаків, вертольотів та авіаційних ракет. (Електронний підручник). – К.: НАУ, 2011, тема 14.
- 7.