УДК 623.094

С. В. Петраш, Р. В. Дзюбчук, А. О. Хабчук, С. А. Григорчук

ПІДХІД ДО ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ ПОВІТРЯНОГО ОБ'ЄКТА ОКРЕМИМ РАДІОТЕХНІЧНИМ ЗАСОБОМ, ЩО ПРАЦЮЄ В ПАСИВНОМУ РЕЖИМІ

У статті запропоновано підхід до визначення параметрів руху повітряного джерела радіовипромінювання окремим радіотехнічним засобом (РТЗ), що працює в пасивному режимі, шляхом вимірів пеленгів та визначення типу літака. Досліджено вплив неточностей припущень про крейсерську швидкість літака та тип бортової радіолокаційної станції на загальну похибку запропонованого підходу.

Постановка проблеми в загальному вигляді. У збройних конфліктах сьогодення одну з найважливіших ролей відіграє авіація й уявити будь-який етап збройної боротьби без неї практично неможливо. Крім того, Україна є учасницею Договору про відкрите небо, згідно із яким вона повинна щорічно надавати дозвіл на здійснення певної кількості спостережних польотів над своєю територією, а також має право на спостережні польоти над територіями інших країн-учасниць [1]. Згідно з умовами Договору сторона, яка здійснює спостережний політ, повинна чітко дотримуватися плану польоту. Це також стосується і звичайних пасажирських авіарейсів. Проте на практиці бувають випадки умисного або ненавмисного відхилення від визначеного маршруту руху літака, що може становити потенційну небезпеку для забезпечення національної безпеки у сфері збереження державної таємниці щодо військових об'єктів або режимів роботи зразків озброєння та військової техніки, особливо тих, які забезпечують протиповітряну оборону нашої держави. У зв'язку з цим завдання визначення маршрутів руху літаків військової та цивільної авіації щодо своєчасного виявлення відхилень від визначеного плану польоту дуже важливе. При цьому використання радіолокаційних станцій системи протиповітряної оборони України, які працюють в активному режимі, небажане, оскільки виникає ймовірність їх викриття, визначення режимів їх роботи. Більш доцільним є використання з цією метою пасивних РТЗ.

Огляд останніх досліджень і публікацій. Задачі визначення параметрів руху повітряних рухомих об'єктів пасивними РТЗ приділяється значна увага дослідників [2 – 6]. Окремо слід відзначити роботу [7], в якій розглянуто проблеми інформаційного забезпечення управління рухомими об'єктами та запропоновано створити державну інтегровану інформаційну систему, яка б об'єднувала можливості різнотипних засобів і систем. У зазначених роботах вирішувалась проблема визначення координат рухомих об'єктів за допомогою двох і більше РТЗ у складних умовах обстановки. Але можливі випадки, коли для спостереження за рухомим об'єктом доступний лише один РТЗ.

Таким чином, ***метою статті*** є розробка підходу до визначення параметрів руху об'єктів окремим РТЗ, що працює в пасивному режимі роботи.

Виклад основного матеріалу. Виконання завдань, які стоять перед літаками військової та цивільної авіації, та й їх безпечний рух взагалі неможливий без обладнання

© С. В. Петраш, Р. В. Дзюбчук, А. О. Хабчук, С. А. Григорчук, 2013

літаків різноманітними за призначенням та принципом роботи радіоелектронними системами. Найбільш поширеними серед них є панорамні радіолокаційні станції (РЛС) (забезпечують автономну навігацію та радіолокаційний моніторинг місцевості), РЛС забезпечення безпеки польотів і радіонавігаційні системи. Проведений аналіз бортових РЛС повітряних об'єктів різного типу показав таке:

характеристики та параметри сигналів випромінювання бортової радіолокаційної апаратури в більшості випадків дозволяють визначити її тип та тип літака, на якому вона встановлена;

тактико-технічні характеристики повітряних об'єктів, особливо цивільної авіації, широкодоступні;

у зоні супроводження пасивного РТЗ моніторингу повітряний об'єкт перебуває в середньому від 2 до 6 хв, що дозволяє вважати його рух у межах даної зони прямолінійним та рівномірним, особливо це справедливо для літаків пасажирської та військово-транспортної авіації.

Перераховані фактори дозволяють розробити підхід до визначення параметрів руху повітряних об'єктів за допомогою лише одного пасивного РТЗ. Суть підходу полягає в такому.

Будь-яка бортова РЛС характеризується певним сектором огляду простору, який у більшості випадків відомий. Типовим вважається сектор огляду «$\pm 60^{o}$» відносно осьової лінії літака в горизонтальній площині. Позначимо цей кут *α*. Припустимо, що РТЗ, розміщеним у точці А, відмічено роботу бортової РЛС літака у секторі, який обмежений променями *a* і *b* протягом часу *t* (рис. 1). Аналіз виміряних параметрів бортової РЛС дозволяє зробити висновок про її тип та належність до конкретного типу літака. Вважаючи, що літак рухається із крейсерською швидкістю, яка відома, визначимо пройдений ним шлях:

$$S(t) = Vt, \tag{1}$$

де V – крейсерська швидкість літального засобу;

t – час, за який літак пройшов відстань від початкового до кінцевого пеленга в зоні роботи РТЗ.

Нехай промінь **a** буде визначати початковий пеленг об'єкта α_1, а промінь **b** – його кінцевий пеленг α_2. Тоді відмітити об'єкт на пеленгу α_1 можна лише у випадку, коли кут ВСА не більший кута α відхилення променя його бортової РЛС від осьової лінії. На основі цього факту приходимо до висновку, що при вході в зону роботи РТЗ кут між напрямком польоту об'єкта **c** та променем **a** не міг бути більшим α.

На пеленгу, який визначається променем **b**, літак вийшов із зони супроводження. Це могло відбутися лише у випадку, коли кут між напрямком його польоту **c1** та променем **b** приблизно дорівнює α (при меншому куті ціль продовжувала б залишатися на супроводженні, а при більшому контакт з літаком був би втрачений значно раніше). Перемістимо пряму **c1** паралельно самій собі до тих пір, поки вона не перетне промінь **a** у точці входу літака в зону супроводження С. У результаті переміщення отримуємо точку виходу цілі із зони супроводження D та напрямок її польоту в межах зони

супроводження **d**. При переміщенні прямої CD паралельно самій собі в межах сектора супроводження отримуємо множину значень дальності, на якій міг знаходитися повітряний об'єкт щодо РТЗ. Проте відрізок CD фактично є шляхом, пройденим літаком при крейсерській швидкості за час її супроводження. Це дозволяє однозначно визначити положення відрізка CD на променях **a** та **b**.

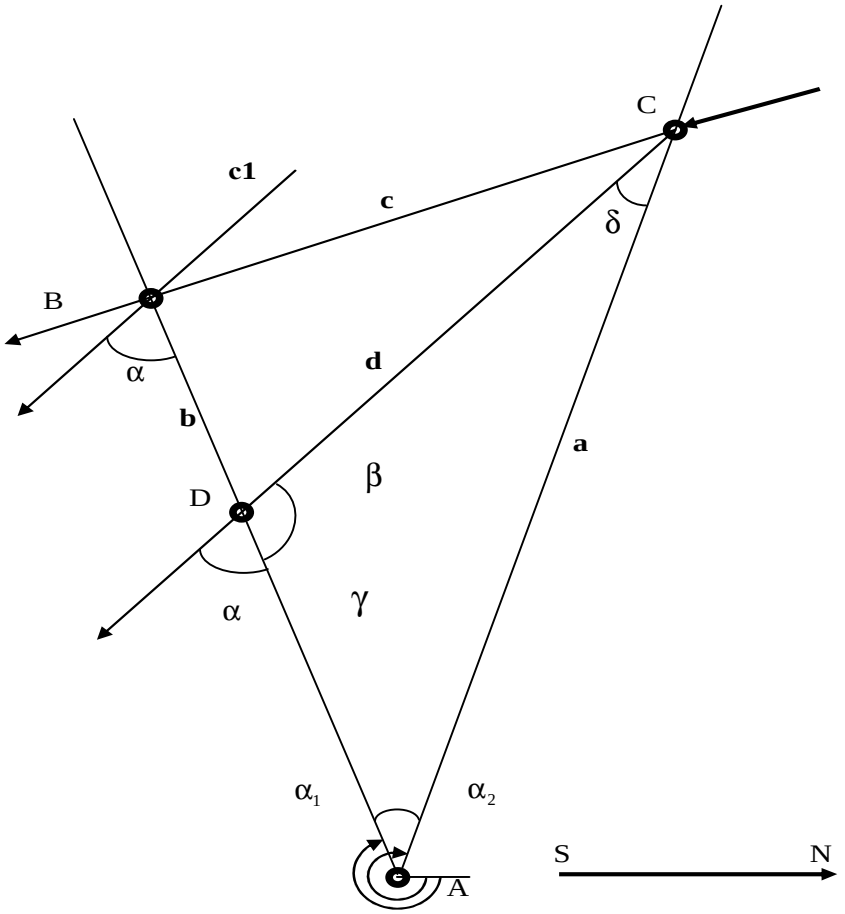

Рис. 1. Маршрут руху літального засобу

Розглянемо трикутник ACD.

Сторона DC дорівнює пройденому шляху $S(t)$, який визначається формулою (1). Кут DAC визначимо як різницю між початковим та кінцевим пеленгом цілі:

$$DAC = \beta = \alpha_1 - \alpha_2 . \tag{2}$$

Визначимо кут ADC. Його значення залежатиме від принципу огляду поверхні Землі бортовою РЛС, тобто переднього чи бокового огляду:

$$ADC = \gamma = \frac{360 - 2\alpha}{2} = 180 - \alpha . \tag{3}$$

Якщо бортова РЛС бокового огляду, то значення α визначатиметься як

$$\alpha = 90 - \frac{k_O}{2}, \tag{4}$$

Якщо переднього огляду, то

$$\alpha = 180 - \frac{k_O}{2}, \tag{5}$$

де k_O – сектор сканування бортової РЛС.

Знаючи два кути трикутника, можемо визначити третій кут:

$$DCA = \delta = 180 - \beta - \gamma = 180 - (180 - \alpha) - \beta = \alpha - \beta. \tag{6}$$

Застосувавши теорему синусів, визначимо дві інші сторони трикутника ADC:

$$AD = d \cdot \frac{sin\,\delta}{sin\,\beta}, \tag{7}$$

$$AC = a = d \cdot \frac{sin\,\gamma}{sin\,\beta}. \tag{8}$$

Таким чином, визначено відстань до рухомого повітряного об'єкта на початковому та кінцевому пеленгу, що дозволяє оцінити район його польоту. Він збігатиметься з прямою CD з точністю, яка визначається точністю припущень про крейсерську швидкість повітряного об'єкта та про прямолінійність і рівномірність його руху в зоні спостереження.

Розробленому підходу до визначення параметрів руху повітряних об'єктів за допомогою одного РТЗ притаманні похибки, викликані припущенням про апріорно невідому швидкість повітряного об'єкта та сектор огляду бортової РЛС, якщо він не достовірно відомий. Похибка визначення швидкості буде призводити до зміни довжини відрізка AD і, як результат, його переміщення паралельно самому собі у межах сектора супроводження. Похибка встановлення сектора огляду бортової РЛС призведе до зміни кута нахилу відрізка AD. У результаті обидві похибки будуть викликати зміну довжин відрізків AC та AD, які є шуканими інформативними параметрами. З метою визначення максимальної похибки даного методу врахуємо вплив на точність розрахунків обох вказаних факторів одночасно.

Розглянемо вплив похибок на прикладі зміни довжини відрізка AD (для відрізка AC міркування будуть аналогічні). Оскільки під впливом похибок відрізок AD переміщується паралельно самому собі, то зміна довжини AC загальну похибку не збільшить.

Згідно з формулами (8) та (3)

$$AC = d \cdot \frac{sin\,\gamma}{sin\,\beta} = d \cdot \frac{sin(180 - \alpha)}{sin\,\beta} = d \cdot \frac{sin\,\alpha}{sin\,\beta}. \tag{9}$$

Використовуючи формулу (1), для **d** отримаємо

$$d = S(t) = V \cdot t. \tag{10}$$

Похибка може мати як позитивні, так і негативні значення. Проте для розрахунків буде цікавити лише її модуль. Загальну похибку вирахуємо, віднявши від довжини $AC_{\Delta 1}$ (з похибкою) довжину AC в ідеальних умовах (без похибки Δ), та розрахуємо вплив абсолютного значення похибки на збільшення довжини $AC_{\Delta 1}$, ввівши у (9) значення похибок збільшення пройденого шляху **d** (10), що буде залежати від помилки визначення крейсерської швидкості та значення помилки визначення сектора огляду бортової РЛС:

$$AC_{\Delta 1} = (d + \Delta d)\frac{sin\alpha + \Delta sin\alpha}{sin\beta} = d_{\Delta}\frac{sin_{\Delta}\alpha}{sin\beta}, \tag{11}$$

де $d\Delta = (d + \Delta d);$ $\qquad sin_{\Delta}\alpha = sin\alpha + \Delta sin\alpha.$

На основі (9) $AC_{\Delta 1}$ (дальність з похибкою) дорівнюватиме:

$$AC_{\Delta 1} = \frac{d\,sin\alpha + d\Delta\,sin\alpha + \Delta d\,sin\alpha + \Delta d \cdot \Delta\,sin\alpha}{sin\beta}. \tag{12}$$

Тоді загальна похибка підходу може бути розрахована за виразом

$$\Delta_{\Sigma 1} = \frac{d \cdot \left(sin\alpha \cdot \left(cos(\Delta\alpha) - 1\right) + cos\alpha \cdot sin(\Delta\alpha)\right) + t \cdot \Delta V\,sin\alpha + t \cdot \Delta V\,sin\alpha}{sin(\beta)} \times$$
$$\times t \cdot \Delta V\left(\left(cos(\Delta\alpha) - 1\right) + cos\alpha \cdot sin(\Delta\alpha)\right). \tag{13}$$

Також помилка визначення дальності до повітряного об'єкта залежить від помилки визначення пеленга РТЗ. Дана помилка буде визначатись як різниця між дальністю, визначеною з урахуванням помилки, та дальністю, визначеною без урахування помилки:

$$\Delta\Sigma_2 = AC_{\Delta 2} - AC = d \cdot \frac{sin\gamma}{sin(\beta + 2 \cdot \beta)} - d \cdot \frac{sin\gamma}{sin\beta}. \tag{14}$$

Найбільша сумарна похибка розробленого підходу визначається як сума похибок $\Delta\Sigma_1$ та $\Delta\Sigma_2$:

$$\Delta\Sigma = \Delta\Sigma_1 + \Delta\Sigma_2. \tag{15}$$

Проведемо дослідження всіх складових похибок, ступеня та межі впливу кожної з них на загальний результат визначення дальності до повітряного об'єкта.

Аналіз залежності похибки визначення дальності до літака від неточності визначення крейсерської швидкості літального засобу показує, що вона лінійна (рис. 2). У реальних умовах відхилення крейсерської швидкості при русі літаків пасажирської або військово-транспортної авіації не перевищує значення 60 км/год, а це відповідає відхиленню визначеного значення дальності до літального засобу від реального його положення на

величину, не більшу 8%. При цьому змінюється лише дальність, а напрямок руху літального засобу залишається незмінним.

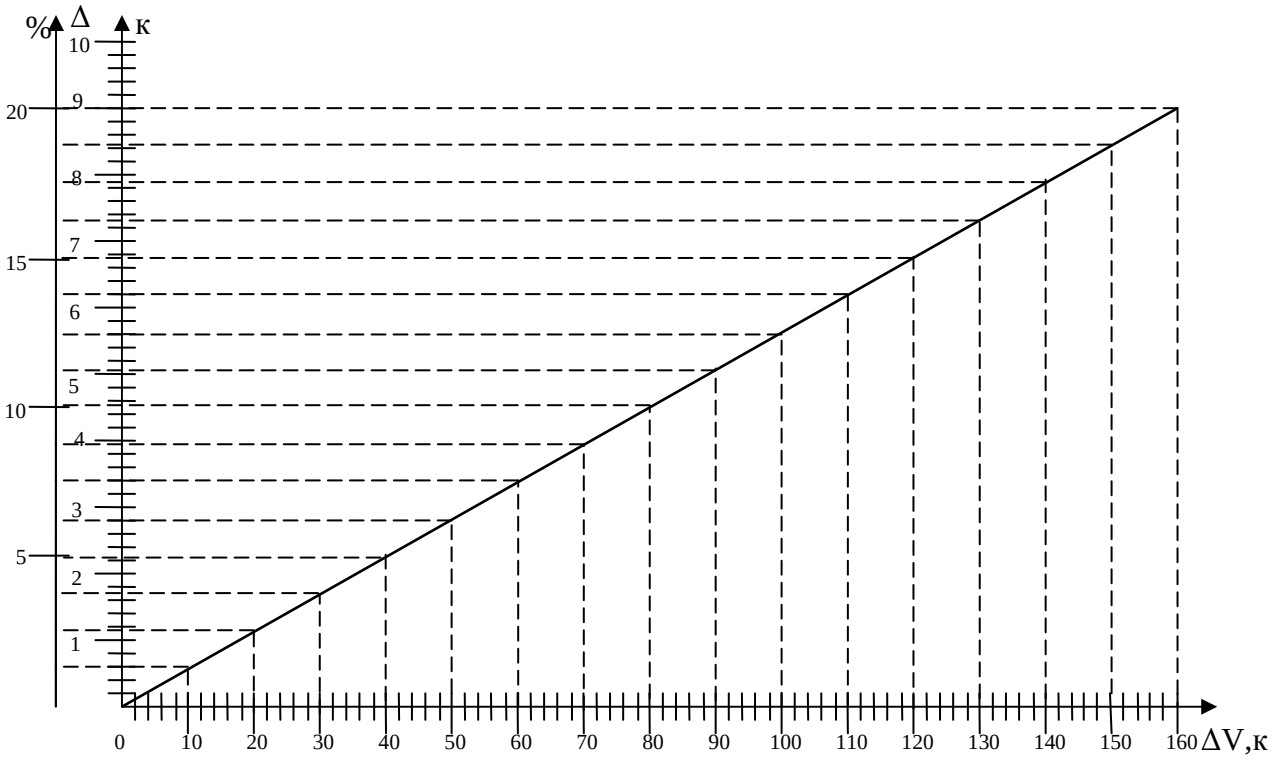

Рис. 2. Графік залежності похибки визначення дальності до літака від неточності визначення крейсерської швидкості літального засобу

З графіка залежності похибки визначення дальності до літака від неточності припущення про кут огляду бортової РЛС (рис. 3) видно, що вона також має лінійний характер. У реальних умовах відхилення визначеного значення дальності до літального засобу від реального його положення становитиме величину, не більшу 0,5%. Але, на відміну від попереднього випадку, призводить до незначної зміни напрямку руху літального засобу.

З рис. 4 видно, що залежність похибки визначення дальності до літака від неточності визначення пеленга на джерело радіовипромінювання РТЗ є параболічною. У реальних умовах похибка визначення пеленга рідко перевищує значення 1^0, а це дорівнює відхиленню визначеного значення дальності до літального засобу від реального його положення на величину, не більшу 12%. Напрямок руху літального засобу при цьому залишається незмінним.

Проведені дослідження показують, що точність запропонованого підходу до визначення параметрів руху повітряного об'єкта окремим РТЗ, що працює в пасивному режимі, значною мірою визначається ймовірністю правильної ідентифікації типу літака, за яким здійснюється спостереження. У разі забезпечення контролю за літаками, що здійснюють пасажирські авіаперевезення або спостережні польоти у рамках Договору про відкрите небо [1], дану ймовірність можна вважати близькою до 1. У такому разі загальна похибка визначення маршруту руху літака буде знаходитися в межах 10–15% від дальності до нього.

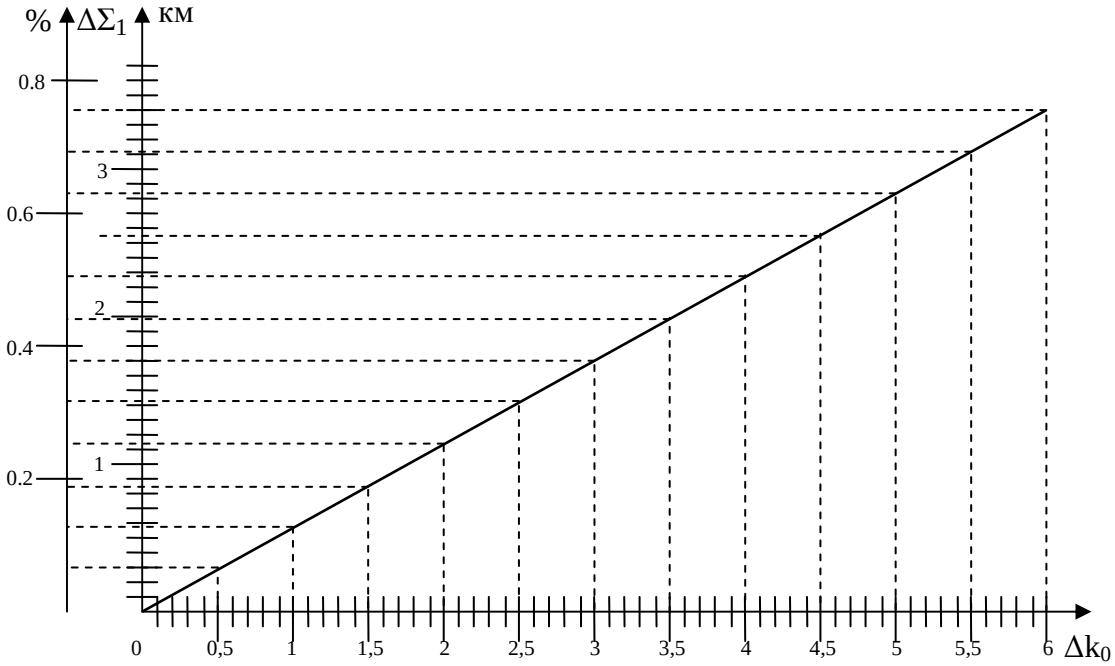

Рис 3. Графік залежності похибки визначення дальності до літака від неточності припущення про кут огляду бортової РЛС

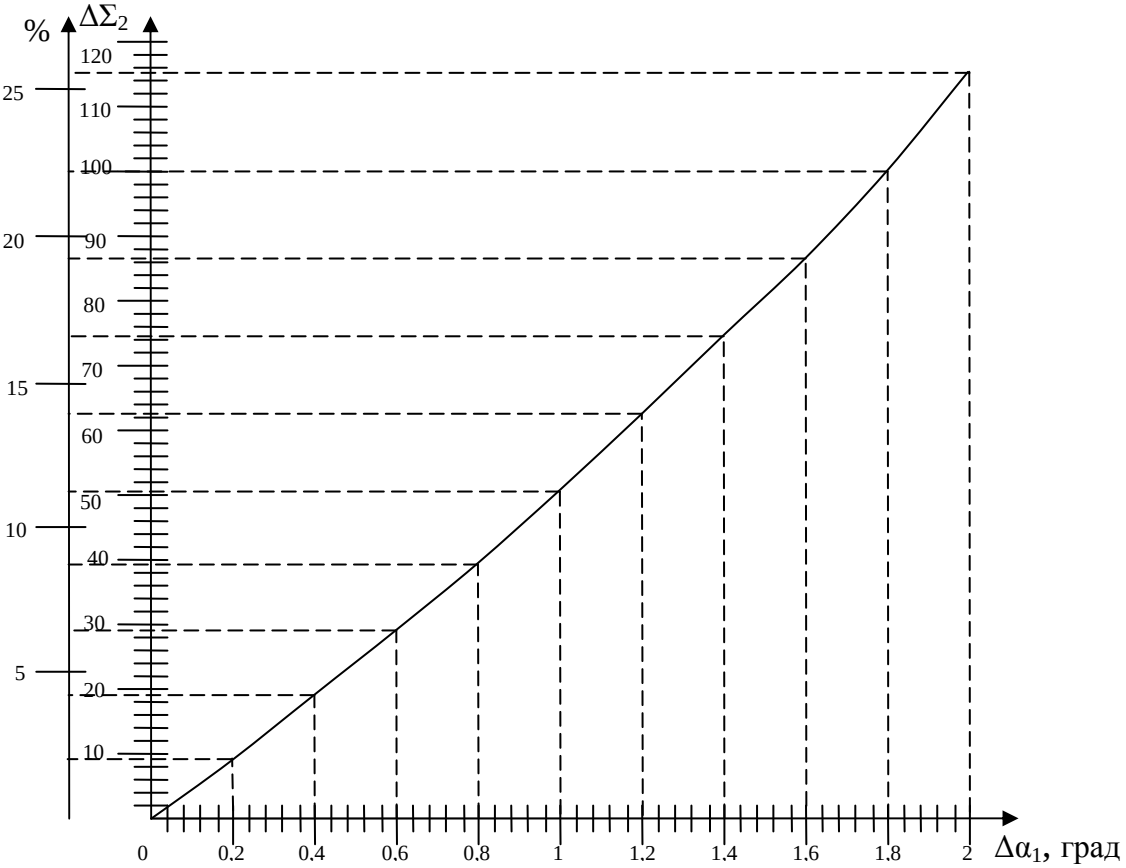

Рис. 4. Графік залежності помилки визначення дальності до літака від похибки визначення пеленга

Висновки. У статті запропоновано підхід до визначення параметрів руху повітряного об’єкта окремим пасивним РТЗ. Проведене імітаційне дослідження показало, що найбільш суттєво на точність запропонованого підходу впливають похибки, викликані неточністю допущення про крейсерську швидкість літака, та похибки визначення пеленга даного РТЗ. У більшості практичних випадків похибка визначення дальності знаходяться у межах

15%, а напрямку руху у межах 5^{o}, що дозволяє використовувати даний підхід для наближеного визначення маршруту руху літального засобу.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Договір з відкритого неба (Постатейна характеристика) [Електронний ресурс]. – Режим доступу : http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/994_316.
2. Смирнов Ю. А. Радиотехническая разведка / Ю. А. Смирнов. – М. : Воениздат, 2001. – 456 с.
3. Принципи створення пасивної багатопозиційної радіолокаційної просторово рознесеної системи в зоні дії радіолокаційної станції дальнього виявлення / [Г. В. Пєвцов, А. Я. Яцуценко, Д. В. Карлов та ін.] // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2010. – Вип. 2 (4). – С. 91–97.
4. Жовноватюк Р. М. Визначення параметрів рухомих джерел радіовипромінювання пасивними системами радіомоніторингу / Р. М. Жовноватюк // Збірник наукових праць Військового інституту Київського національного університету імені Тараса Шевченка. – К. : ВІКНУ. – 2007. – № 8. – С. 72–80.
5. Писарчук О. О. Методика визначення координат рухомих об'єктів за інформацією від несинхронізованих у часі та просторі вимірювачів / О. О. Писарчук, А. Л. Мельник // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. – Житомир : ЖВІ НАУ. – 2009. – Вип. 2. – С. 175–182.
6. Сащук І. М. Методика визначення модуля вектора лінійної швидкості джерела радіовипромінювання пасивною системою радіомоніторингу / І. М. Сащук, Р. М. Жовноватюк, С. І. Болобан // Вісник ЖДТУ. – 2011. – № 1 (56). – С. 72–74.
7. Створення державної інтегрованої інформаційної системи забезпечення управління рухомими об'єктами (зв'язок, навігація, спостереження) України – виклик XXI століття / В. В. Корнієнко, М. Ф. Бондаренко, В. Т. Гандабура, Я. С. Яцків // Наука та інновації. – 2007. – Т. 3. № 1. – С. 4–32.

Подано 14.08.13

С. В. Петраш, Р. В. Дзюбчук, А. А. Хабчук, С. А. Григорчук

ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТА ОТДЕЛЬНЫМ ТЕХНИЧЕСКИМ СРЕДСТВОМ, РАБОТАЮЩИМ В ПАССИВНОМ РЕЖИМЕ

В работе предложен подход к определению параметров движения воздушного источника радиоизлучения отдельным радиотехническим средством, работающим в пассивном режиме, путем измерения пеленгов и определения типа самолета. Исследовано влияние ошибок допущений о крейсерской скорости самолета и типа его бортовой радиолокационной станции на общую погрешность предложенного подхода.

S. V. Petrash, R. V. Dziubchuk, A. A. Khabchuk, S. A. Hrihorchuk

APPROACH TO DETERMINATION OF OBJECT MOVEMENT PARAMETERS BY THE INDEPENDENT TECHNICAL MEANS WORKING IN THE PASSIVE MODE

The approach to determination of aerial radio source movement parameters by the independent radiotechnical means working in the passive mode by the way of bearing measurement and aircraft type definition is proposed in the work. The influence of assumptions errors about the plane cruiser speed and the type of its airborne radar station on the general error of the offered approach is investigated.