

УДК 621.396

ШВИДКІСТЬ РУХУ ШТУЧНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ТА ЇЇ ВИЗНАЧЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ РАДАРА НЕКОГЕРЕНТНОГО РОЗСІЯННЯ

В. О. Пуляєв, Л. Я. Ємельянов, А. Є. Мірошніков

Інститут іоносфери НАН та МОН України, м. Харків, Україна

e-mail: pulyayev@kpi.kharkov.ua, leonid.ya.emelyanov@gmail.com, moneytu@gmail.com

Розглянуто методологічні особливості приймання й обробки когерентних радіолокаційних сигналів відбиття від функціонуючих на орбітах навколосезного космічного простору космічних апаратів та елементів космічного сміття. Аналізуються способи отримання за допомогою наземних спеціалізованих радіолокаційних засобів інформації про складові вектора швидкості руху цих об'єктів. Запропоновано задіяти функціонуючі високоенергетичні радіолокаційні установки з метою надійного контролю руху космічних об'єктів, в тому числі елементів космічного сміття з малими (кілька квадратних сантиметрів) перетинами розсіяння. Запропонований спосіб визначення радіальної (уздовж променя радара) складової швидкості руху космічного об'єкта включає в себе виділення когерентного сигналу відбиття, отримання при аналого-цифровому перетворенні цифрових вибірок сигналу, сформованих у квадратурній залежності для кожної пари сусідніх вибірок, розрахунок фазових характеристик когерентних сигналів, визначення викликаного ефектом Доплера фазового зсуву для ряду цифрових вибірок протягом радіоімпульсного сигналу відбиття, статистичне усереднення за час відбиття і, як результат, обчислення радіальної складової швидкості руху об'єкта. Складова швидкості, що пов'язана з горизонтальним (уздовж поверхні Землі) рухом, розраховується за вимірюваним часом перебування космічного об'єкта в зоні дії променя радіолокатора. Виконано оцінку потенційної точності визначення швидкості об'єктів. На підставі експериментальних даних, отриманих на радарі некогерентного розсіяння Інституту іоносфери (Харків), наведено приклади визначення вертикальної і горизонтальної складових швидкості космічного об'єкта. Представлено структурну схему радара, задіяного для визначення розглянутих характеристик руху космічних об'єктів паралельно з вимірами параметрів геокосмосу. Розроблені способи сприяють вирішенню багатьох практичних завдань безпеки космічних польотів, діяльності систем супутникового зв'язку, функціонування космічних станцій, оптимального позиціонування об'єктів на орбіті.

Ключові слова: радар некогерентного розсіяння; космічні об'єкти; когерентне відбиття; фазові характеристики сигналу; радіальна та горизонтальна швидкості.

1. Вступ

Для забезпечення надійного функціонування на орбіті Землі космічних

апаратів (КА), до переліку яких належать космічні станції, супутники зв'язку, метеорологічні супутники та ін., потрібен постійний контроль параметрів їх руху.

Одним із параметрів є оцінка вектору швидкості КА, яка потрібна для обчислення показників орбіти. Через вплив варіацій магнітного поля та інших збурюючих сил результати цих розрахунків потребують постійного уточнення та прогнозування. Це також необхідно у зв'язку з фізичним опором середовища, що виникає через появу на шляху космічних орбітальних апаратів частинок іоносферної плазми, в результаті чого апарати набувають небажаної складової швидкості руху в напрямку Землі.

Ще однією проблемою, яка стала актуальною в останні роки, є загрозове забруднення навколоземного космічного простору об'єктами штучного походження – космічним сміттям, в наслідок чого значно ускладнилася проблема безпеки існування супутників та космічних станцій. До космічного сміття належать супутники, які вийшли з ладу, відокремлювані при маневрах ступені ракет-носіїв і різноманітні деталі космічних апаратів та ін. Як показали результати спостережень, найбільша щільність розташування цих частинок спостерігається в областях навколоземних орбіт від 400 до 2000 км [1], тобто на висотах, що найчастіше використовуються метеорологічними супутниками, супутниками зв'язку і супутниками моніторингового зондування. Як наслідок, міжнародному космічному співтовариству доводиться багато уваги приділяти проблемам виявлення, каталогізації положення та відстеження параметрів орбіт небажаних об'єктів, а також розробці методів та засобів, які б сприяли підвищенню рівня безпеки від зіткнень КА з космічним сміттям (наприклад, [2, 3]).

2. Аналіз питання

Як показали результати аналізу публікацій,

розв'язанню проблеми контролю вектора швидкості руху космічних апаратів присвячено багато робіт. Так, в джерелі [4] іде мова про використання моделі руху КА в гравітаційному полі Землі, що дало змогу реалізувати статистичне моделювання процесу навігаційного оцінювання орбіт КА. Представлений аналітичний підхід для прогнозування параметрів руху КА є наочним, проте дає лише наближені оцінки параметрів орбіти апарату. Для розв'язання задачі статистичного оцінювання параметрів руху КА у [5, 6] запропоновано варіаційний метод найменших квадратів.

Також широко відомі способи траєкторних вимірювань швидкості космічних апаратів, для реалізації яких пропонується залучати навігаційну інформацію [7–9]. У цьому випадку аналізуються результати поточних навігаційних вимірювань, що проводяться бортовою апаратурою КА, працюючої по сигналам супутникової навігаційної системи. Для отримання з КА навігаційної інформації та її аналізу служать наземні радіолокаційні системи.

Як приклад, у такому режимі працює національний центр управління та випробування космічних засобів Державного космічного агентства України [7]. У своєму складі він має станцію приймання інформації з КА “Січ”, станцію обробки інформації з метеорологічних супутників і станцію взаємодії з КА “Meteosat”. Особливістю функціонування такої апаратури є те, що результативність відстеження траєкторії космічних літальних об'єктів висока, якщо вони мають значний ефективний переріз розсіяння (від квадратного метра і більше). Такі розміри мають більшість КА, виведених на орбіту. Наземна апаратура, якщо вона забезпечена антенними системами з

ефективною поверхнею до сотень квадратних метрів, у цьому випадку цілком справляється з поставленим завданням. Якщо на борту КА немає апаратури для зв'язку з навігаційними супутниками, контроль параметрів його руху є ускладненим. До того ж, необхідні способи отримання інформації про рух у навколосезному просторі дрібних частинок елементів космічного сміття. Знаходячись на орбітах космічних апаратів, такі частинки в більшості випадків залишаються невидимими і є джерелом небезпеки зіткнення з КА.

Метою роботи є розробка способів визначення складових вектору швидкості руху космічних апаратів, а також елементів космічного сміття, що мають перетин розсіяння від декількох квадратних сантиметрів, за допомогою наземних спеціалізованих радіолокаційних засобів.

3. Розв'язання проблеми

Найбільш точним і надійним джерелом знання орбіти КА і елементів космічного сміття є безпосереднє відстеження їх положення за допомогою радіолокаційних систем, що мають високий енергетичний потенціал. Такі системи містять в собі антени з ефективною поверхнею в десятки тисяч квадратних метрів, радіопередавачі, що працюють у дециметровому або метровому діапазонах радіохвиль з імпульсною потужністю в декілька мегават, високочутливі радіоприймачі та спеціалізовані швидкодіючі пристрої обробки інформації. До таких систем, зокрема, належать системи, що використовують метод некогерентного розсіяння (НР) радіохвиль [10], який дозволяє в широкому діапазоні висот (до декількох тисяч кілометрів) визначати швидкість руху плазмових утворень. Для

цього у світі створена мережа спеціалізованих РЛС – радарів некогерентного розсіяння, до складу яких входять потужні (до 10 МВт) радіопередавачі, радіоприймачі з рівнем шуму до 300 К та унікальні антени. Системи обробки радарів використовують методи накопичення, аналізу та статистичної оцінки кореляційних характеристик [11] сигналу некогерентного розсіяння на просторово-часових теплових флуктуаціях концентрації електронів, що мають колективний переріз розсіяння в одиниці квадратних сантиметрів.

Іоносферна обсерваторія Інституту іоносфери НАН та МОН України, яка знаходиться приблизно в 50 км від Харкова, містить радар із zenітною дводзеркальною параболічною антеною діаметром 100 м і радар із повноповоротною антеною діаметром 25 м [12]. Ефективні площі антен складають відповідно 3700 та 290 м². Обидва радари працюють в імпульсному режимі з несною частотою $f_0 \approx 158$ МГц і частотою слідування радіоімпульсів 24,4 Гц. Пікова імпульсна потужність передавачів становить до 3,6 МВт (зазвичай вона встановлюється близько 2 МВт). Тривалість імпульсних елементів складеного зондувального сигналу залежить від режиму роботи радара і може бути встановлена в межах 40–800 мкс. За допомогою радарів визначаються параметри іоносфери (концентрація електронів, температури іонів та електронів, радіальна швидкість руху іоносферної плазми та склад іонів) у діапазоні висот 60–1500 км. Радари виконано за когерентною схемою, що дозволяє вимірювати доплерівське зміщення (нуль–десятки герц) спектра прийнятого сигналу відносно робочої частоти радіолокатора (158003600 Гц) та обчислювати швидкість руху заряджених частинок іоносферної плазми [13]. Для

кореляційної обробки можна використовувати квадратурні сигнали як ті, що виділяються на низькій частоті із використанням синхронного детектування, так і ті, що виділяються на проміжній частоті радіоприймача.

Для спроможності реєстрації доплерівських зміщень використовують супергетеродинне перетворення прийнятого сигналу відбиття на проміжну частоту $f_{\text{пр}}$ (близько 1 МГц) радіоприймального пристрою. Це дозволяє в процесі їх аналізу розрахувати малі (від нуля до сотень метрів за секунду) значення швидкості руху заряджених частинок іоносферної плазми [14].

Стосовно проблеми, що розглядається, цей метод має потенційну можливість для відстеження параметрів траєкторії штучних космічних об'єктів, зокрема елементів космічного сміття. Визначення вектору швидкості руху цих об'єктів пропонується

проводити шляхом вимірювань доплерівських зміщень частоти відбитих від об'єктів сигналів відносно частоти випромінених радаром сигналів, а також шляхом обліку часу перебування об'єктів у зоні дії променя радара некогерентного розсіяння. Таким чином, йдеться про оцінку складової швидкості руху, яка характеризує напрям руху об'єктів уздовж променя радара (радіальна швидкість), і про оцінку складової, що пов'язана з горизонтальним (уздовж поверхні Землі) рухом об'єктів.

Для розгляду суті запропонованих способів проаналізуємо наступну інформацію.

Рис. 1 інформує про кількість уламків від різноманітних космічних об'єктів, їх розміри та інтервали зайнятих ними висот. Виділяються характерні висотні діапазони, на які протягом доби припадають найбільш часті радіолокаційні відбиття [1].

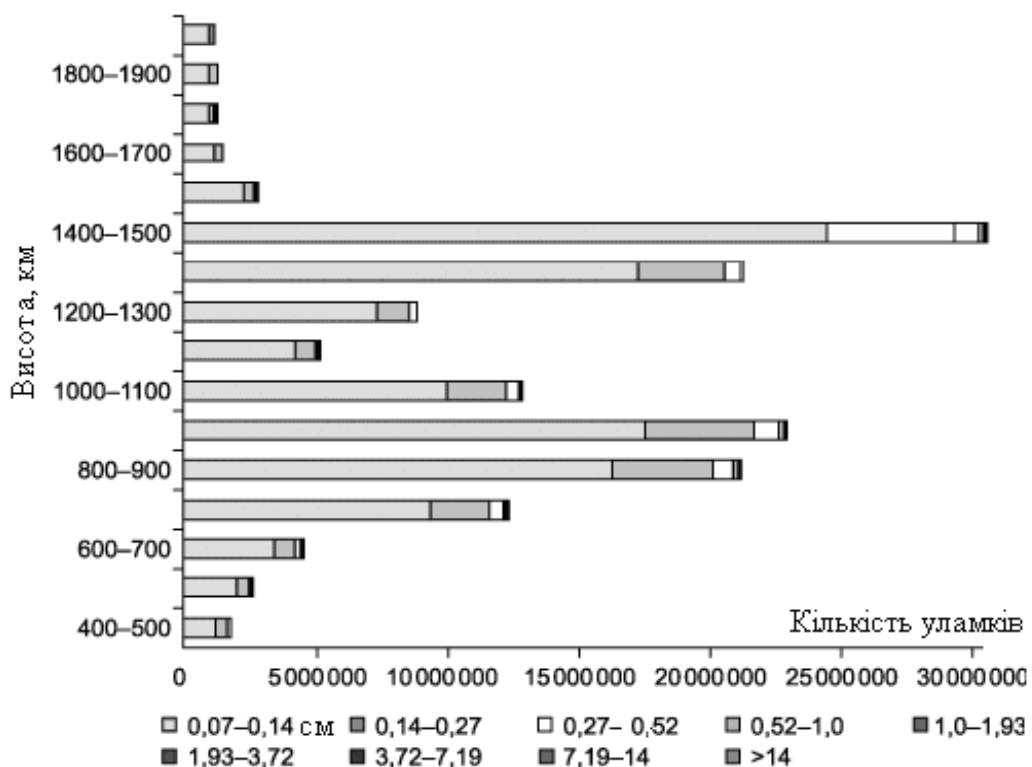


Рис. 1. Розподіл елементів космічного сміття уздовж висотного діапазону

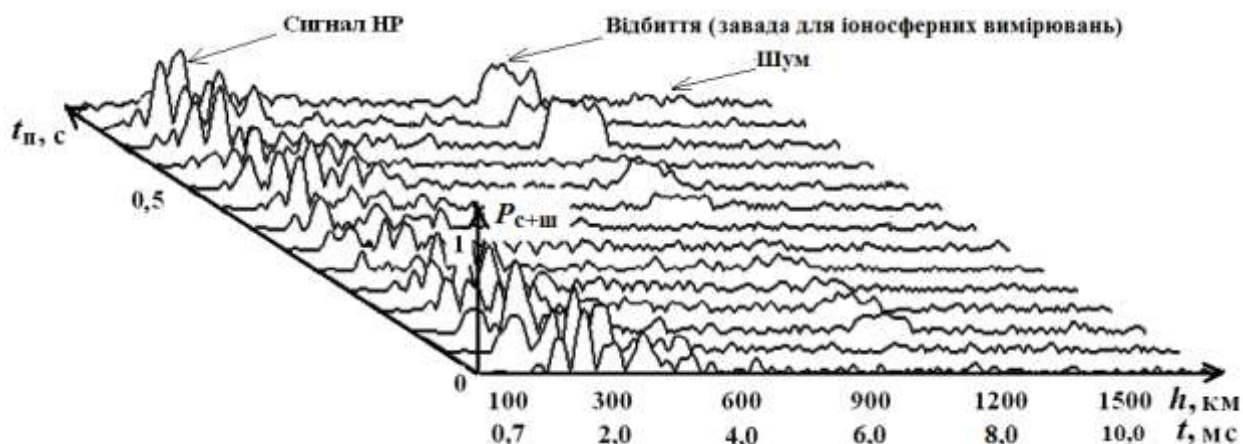


Рис. 2. Висотно-часові залежності потужності сигналу, що реєструється (сигналу НР та відбиття від космічного об'єкту (завада) на фоні шуму; t – радіолокаційна затримка, яка відповідає висоті h при вертикальному зондуванні, $t_{\text{п}}$ – час початку чергової радіолокаційної розгортки)

Для дослідження іоносфери корисним сигналом є сигнал, некогерентно розсіяний іоносферною плазмою. Він є шумоподібним з характеристиками, які залежать від стану плазми, і приймається на тлі космічного та апаратного шуму. Параметри іоносфери визначаються з виміряних спектра або кореляційних функцій сигналу розсіяння. Під час вимірювань параметрів іоносфери також приймаються когерентні радіоімпульсні сигнали відбиття від КА і елементів космічного сміття, що потрапляють в діаграму спрямованості антени (рис. 2). Вони є завадою для іоносферних вимірювань. Тому програма обробки для отримання іоносферних даних вилучає їх та здійснює заміну у процесі інтерполяції, користуючись інформацією з сусідніх, не пошкоджених відбиттями ділянок дальності радіолокаційної розгортки. Однак сигнали відбиття доцільно використовувати для визначення параметрів траєкторії космічних об'єктів, зокрема, дальності (висоти) та швидкості, застосовуючи спеціальну обробку.

В результаті підвищення швидкодії та обсягу пам'яті обчислювальної техніки

останнім часом з'явилася можливість значного збільшення швидкості цифрової обробки сигналів і обсягу аналізованих даних. Це дозволяє записувати в пам'ять пристрою обробки значення вибірок сигналу на проміжній частоті (близько 1 МГц) з малими (частки мікросекунд) часовими інтервалами між ними для кожної радіолокаційної розгортки [14]. Використовуючи дискретні відліки сигналу на кожній розгортці, можна одночасно здійснювати відбраковування завад для отримання іоносферної інформації і виділяти сигнали відбиття від космічних об'єктів для визначення параметрів їхньої траєкторії.

На рис. 3 показано цифровані результати вимірювання напруги сигналу $U(h)$ на виході тракту проміжної частоти $f_{\text{пр}}$ у вигляді набору з 80 радіолокаційних розгортки протягом частини одного із сеансів вимірювання, тривалість якого 1 хв. Зображено частину кожної розгортки, повна тривалість якої (період імпульсного випромінювання радара) дорівнювала 41 мс. В даному сеансі космічний об'єкт реєструвався на відстані близько 490 км протягом близько 2 с. Видно, що сигнал

відбиття від об'єкта значно виділяється на тлі корисного НР сигналу і шуму.

На рис. 4 наведена одна з радіолокаційних розгортки із сигналом відбиття від космічного об'єкта, що знаходиться на висоті ~ 495 км (для харківського радара НР початок шкали дальності, в даному випадку висоти, відповідає середині зондувального імпульсу,

тому дальність (при вертикальному зондуванні висота) до об'єкта відповідає середині сигналу відбиття). На початку розгортки видно випромінюваний радіоімпульс передавача, ослаблений антенним комутатором і бланкуванням приймача. У лівій частині розгортки на фоні шуму є присутнім НР сигнал.

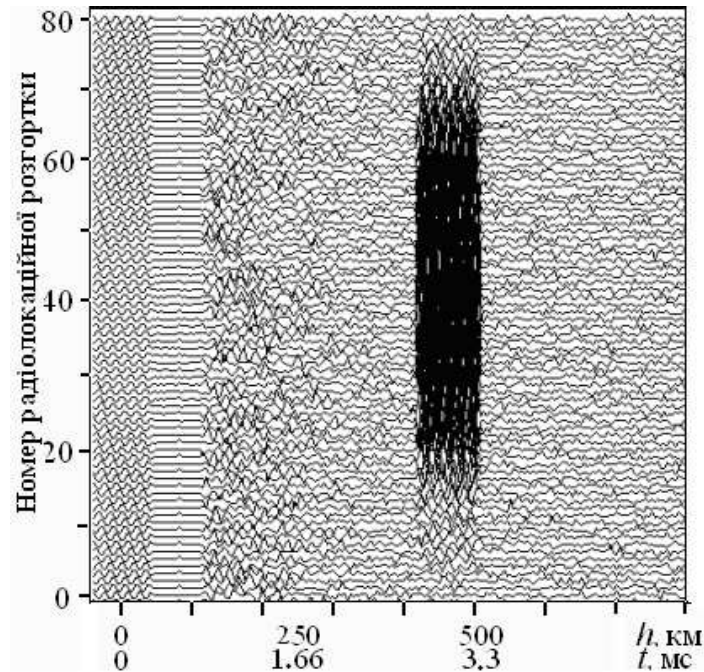


Рис. 3. Зображення цифрових відліків напруги сигналу на виході тракту ПЧ (суміші НР сигналу, шуму та зареєстрованого сигналу відбиття від космічного об'єкта) протягом ряду радіолокаційних розгортки дальності (відображено кожний сотий відлік)

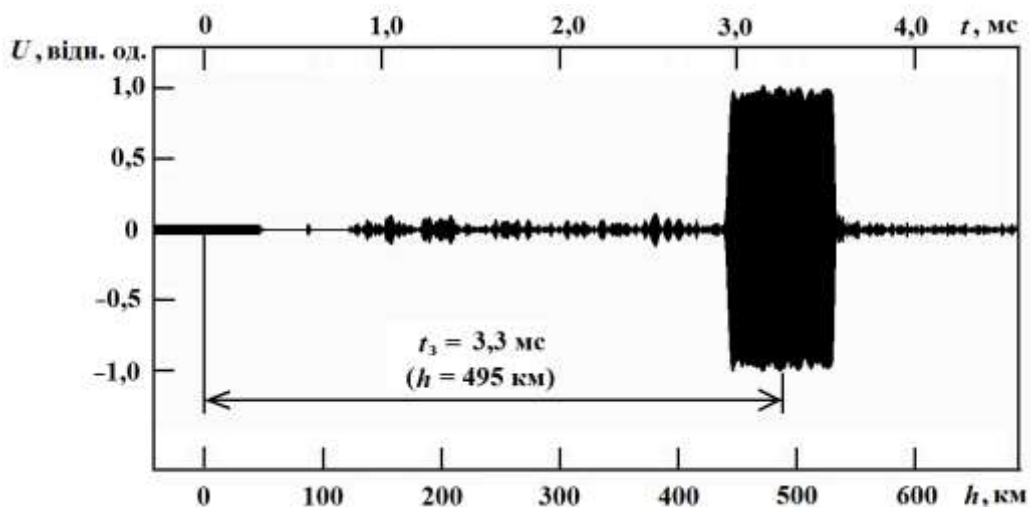


Рис. 4. Детальне зображення прийнятого сигналу в одній з радіолокаційних розгортки дальності

Розглянемо варіанти аналізу прийнятих сигналів відбиття з метою виявлення радіальної та горизонтальної складових швидкостей космічного об'єкту.

Радіальна складова швидкості. З метою розширення інформаційних можливостей радара НР пропонується додатково до обробки НР сигналу проводити аналіз сигналів, зареєстрованих як відбиття. Це дає можливість визначати відстань до космічного об'єкту та радіальну складову його швидкості. Для цього доцільно отримати квадратурні складові відбитого сигналу на проміжній частоті в процесі його цифрового перетворення і по ним розрахувати набіг фаз, який виникає в результаті ефекту Доплера.

Розглянемо детальне зображення напруги відбитого сигналу, який виділено на проміжній частоті $f_{\text{пр}} = T_{\text{пр}}^{-1}$. На рис. 5 представлено фрагмент з його 16 періодів $T_{\text{пр}}$ при загальній кількості в кілька сотень (N) періодів на розгортці при тривалості зондувального імпульсу $T_{\text{імп}} = 660$ мкс. Для отримання квадратурних відліків сигналу в складі радіоприймального пристрою використовується швидкісний АЦП і формуються імпульси опитування АЦП з періодом, рівним чверті періоду сигналу проміжної частоти при відсутності доплерівського зміщення, тобто $\Delta\tau = T_{\text{пр}}/4$, як описано в [14, 15].

На рис. 5 ілюструється випадок з рухомим щодо радара об'єктом. Доплерівське

зміщення частоти проявляється в даному випадку зі знаком плюс (рух у напрямку до радара). Оскільки період вхідного сигналу зменшився, відліки U_i (точки) в моменти опитування АЦП поступово з часом t змінюють своє значення.

У цій ситуації в системі обробки радара має бути задіяний фазовий аналізатор, який реалізує високочутливий спосіб отримання інформації про фазові зміни в структурі сигналу.

Для аналізу розподілу фази, перш за все, пропонується виконати розрахунок значень обвідної сигналу (на базі двох сусідніх відліків, які є квадратурними складовими) як $\sqrt{U_i^2 + U_{i+1}^2}$ на початку кожного i -го періоду і як $\sqrt{U_{i+4}^2 + U_{i+4+1}^2}$ в його кінці. Тут $i = 1, 2, \dots, n$ – це номери цифрових відліків, що належать до сигналу когерентного відбиття від космічного об'єкту, $n = T_{\text{імп}}/\Delta\tau$.

Миттєві значення фаз дорівнюють відповідно:

$$\varphi_i = \arcsin\left(\frac{U_i}{\sqrt{U_i^2 + U_{i+1}^2}}\right), \quad (1)$$

$$\varphi_{i+4} = \arcsin\left(\frac{U_{i+4}}{\sqrt{U_{i+4}^2 + U_{i+4+1}^2}}\right)$$

Для випадку, що зображений на рис. 5, $\varphi_i \neq \varphi_{i+4}$ через наявність доплерівського зміщення частоти.

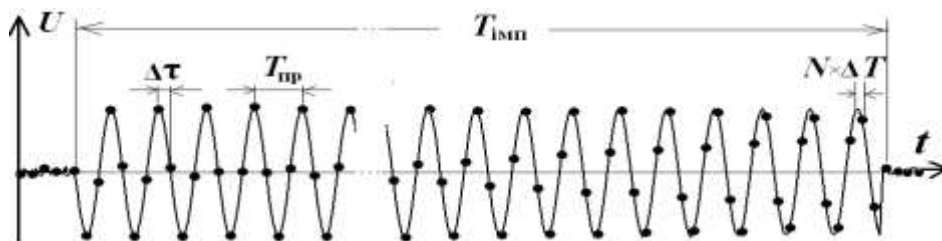


Рис. 5. Фрагмент сигналу відбиття з моментами його цифрового перетворення

Усереднена за період тривалості ($T_{\text{імп}}$) відбитого сигналу різниця фаз визначається за формулою

$$\Delta\varphi = \frac{1}{n-5} \sum_{i=1}^{n-5} (\varphi_{i+4} - \varphi_i). \quad (2)$$

Використовуючи (2), визначаємо радіальну (уздовж променя антени) складову швидкості руху об'єкта V_r

$$V_r = -\frac{c\Delta\varphi}{4\pi f_0 T_{\text{пр}}} \text{ або } V_r = -\frac{c\Delta\varphi f_{\text{пр}}}{4\pi f_0}, \quad (3)$$

де c – швидкість світла, $c=299792458$ м/с.

Формулу (3) отримано з використанням відомих виразів:

$$\begin{aligned} f_d &= -f_0 \frac{2V_r}{c}, \\ f_c &= f_0 + f_d = f_0 - f_0 \frac{2V_r}{c}, \\ f_{c\text{ пр}} &= f_{\text{пр}} + f_d = f_{\text{пр}} - f_0 \frac{2V_r}{c}, \\ f_d &= \frac{1}{2\pi} \frac{d\varphi}{dt}. \end{aligned}$$

В даному випадку:

$$f_d = \frac{1}{2\pi} \frac{\Delta\varphi}{T_{\text{пр}}} = \frac{1}{2\pi} \Delta\varphi f_{\text{пр}}.$$

Тут f_c – частота сигналу на вході радіоприймача, $f_{c\text{ пр}}$ – частота сигналу на виході тракту проміжної частоти, f_d – доплерівська добавка до частоти сигналу при русі літального об'єкта із швидкістю V_r в радіальному напрямку. В даному випадку $V_r > 0$ означає видалення об'єкта від радару, а $V_r < 0$ його наближення, аналогічно тому, як заведено в методі некогерентного розсіяння ($V_{\text{пл}} > 0$ при русі плазми вгору, $V_{\text{пл}} < 0$ при низхідному русі плазми).

Однозначність обчислень дотримується, якщо різниця фаз $\Delta\varphi$ знаходиться в межах $[-\pi/2, \pi/2]$. Таким чином із (3) отримуємо межі визначення радіальної швидкості

об'єкту V_r $[-cf_{\text{пр}}/8f_0, cf_{\text{пр}}/8f_0]$. Для харківського радару $f_0=158003600$ Гц, $f_{\text{пр}}=972400$ Гц, і межі вимірюваної швидкості становлять ± 230000 м/с.

Горизонтальна складова швидкості. Аналізуючи час перебування об'єкта в зоні дії променя радіолокатора, додатково можна розрахувати і складову його швидкості, що пов'язана з горизонтальним, уздовж поверхні Землі, рухом. Для цього в систему обробки паралельно з фазовим аналізатором пропонується ввести обчислювач, алгоритм роботи якого наступний.

Так само, як і у випадку вимірювання швидкості руху в радіальному напрямку, протягом сеансу вимірювань формується і зберігається в пам'яті масив відліків напруг $U_{i,j}$ прийнятого і перетвореного на проміжну частоту сигналу. По закінченню сеансу в цьому масиві виділяються ті m розгортки, в яких присутній відбитий сигнал. На кожній розгортці цей сигнал займає її частину, що відповідає тривалості зондувального сигналу, з кількістю відліків n . Таким чином, розмірність тієї частини масиву, де присутне відбиття у вигляді напружень $U_{i,j}$ ($i = 1, 2, \dots, m$, а $j = 1, 2, \dots, n$) становить $m \times n$, де i – номер розгортки, а j – номер цифрового відліку відбитого від об'єкта сигналу на i -й розгортці (номер висоти).

Для кожної i -й розгортки обчислюється потужність відбитого сигналу з використанням квадратурних значень напруг:

$$P_{i,j} = U_{i,j}^2 + U_{i,j+1}^2, j = 1, 2, \dots, n-1. \quad (4)$$

На рис. 6 приведено умовне зображення поверхні, що сформована з елементів $P_{i,j}$ та пов'язана з формою діаграми спрямованості антени радару.

Оскільки реально відбитий від космічного об'єкта сигнал приймається на тлі шуму і НР сигналу, доцільно значення $P_{i,j}$ уздовж кожної розгортки усереднити за формулою

$$P_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n P_{i,j}. \quad (5)$$

Як результат, отримуємо узагальнену (від розгортки до розгортки) часову залежність потужності P_i сигналу відбиття (рис. 6). Визначаємо часовий інтервал перебування об'єкта в промені антени:

$$\Delta t = T_p(k_2 - k_1). \quad (6)$$

Тут T_p – період проходження зондувальних імпульсів (тривалість радіолокаційної розгортки), k_1 і k_2 – номери розгортки, в інтервалі між якими значення потужності P_i перевищує рівень половини максимального значення $P_{i \max}$. Ширина Δd діаграми спрямованості вертикально

спрямованої антени за рівнем половинної потужності обмежена кутом розкриття α відповідно до виразу

$$\Delta d = 2h \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}, \quad (7)$$

де h – висота відбиття.

Горизонтальна складова швидкості руху об'єкта визначається як

$$V_{hor} = \frac{\Delta d}{\Delta t}. \quad (8)$$

У разі використання поворотної антени для зондування простору в похилому напрямку довжина Δd шляху прольоту об'єктів через діаграму спрямованості збільшується (рис. 7). У цьому випадку замість (7) слід використовувати вираз

$$\Delta d = \frac{2R \operatorname{tg}(\alpha/2)}{\sin \beta},$$

де β – кут нахилу променя антени радара до горизонту.

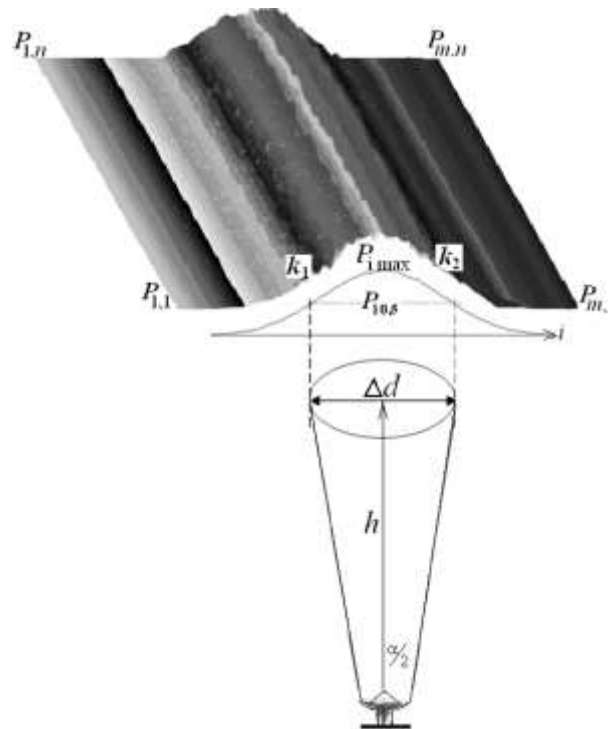


Рис. 6. Потужність сигналу відбиття, зареєстрованого на m розгортках з кількістю вибірок n сигналу на кожній розгортці

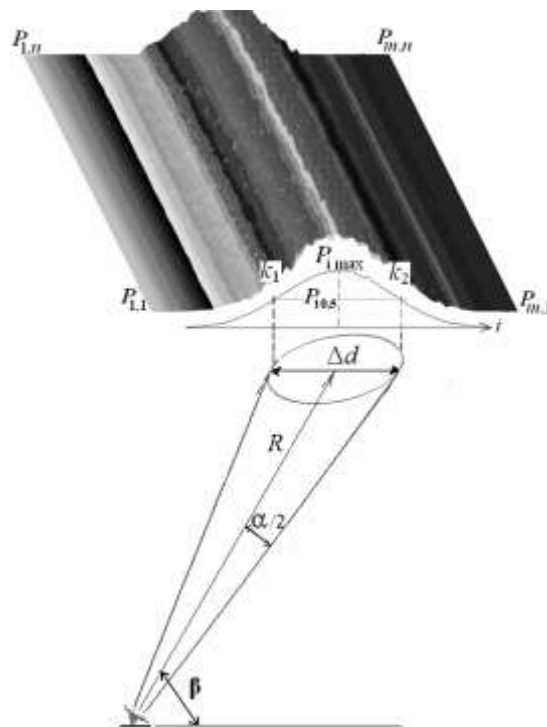


Рис. 7. Потужність відбитого сигналу при похилому зондуванні

4. Точність оцінки швидкості руху космічного об'єкту

Можливості радара. На підставі оцінки відношення сигнал/шум розглянемо можливості радара.

Виходячи з основного рівняння радіолокації при використанні однієї приймально-передавальної антени

$$P_c = \frac{P_{\text{імп}} G_A S_{\text{eff}} S_A}{16\pi^2 R^4 L}$$

і наявності шуму на вході приймача, вираз відношення сигнал/шум q при узгодженому приймачі ($\Delta F_{\text{пр}} = 1/T_{\text{імп}}$) і нехтуванні втратами в тракці ($L=1$) має вигляд [16]

$$q = \frac{P_{\text{імп}} G_A S_{\text{eff}} S_A T_{\text{імп}}}{16\pi^2 R^4 k T_c}$$

Тут P_c – потужність прийнятого сигналу відбиття від космічного об'єкту, $P_{\text{імп}}$ – імпульсна потужність передавача, G_A – коефіцієнт підсилення антени, S_{eff} – ефективна площа розсіяння цілі, S_A –

ефективна площа поверхні антени, $T_{\text{імп}}$ – тривалість зондувального імпульсу, $\Delta F_{\text{пр}}$ – ефективна ширина смуги пропускання приймача, R – відстань до об'єкту (при вертикальному зондуванні висота $h=R$), k – постійна Больцмана, T_c – ефективна температура системи.

Ефективна площа розсіяння S_{eff} залежить від виду об'єкта. Для розрахунку S_{eff} приймаємо як об'єкт ціль у вигляді квадратної площадки зі сторонами $a \times a$. Із [17] $S_{\text{eff}} = 4\pi a^4 / \lambda^2$, де λ – довжина хвилі.

У табл. 1 представлені розрахункові значення відношення сигнал/шум q в залежності від лінійних розмірів космічного об'єкта для ряду висот в припущенні, що об'єкт рухається по круговій орбіті з першою космічною швидкістю, яка визначається виразом [18]

$$V_{\text{ікосм}} = \sqrt{\mu_0 / r},$$

де μ_0 – гравітаційний параметр Землі ($\mu_0 = 3,98602 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$), r – радіус-вектор з центру Землі до космічного об’єкту ($r = R_3 + h$, R_3 – радіус Землі, $R_3 = 6371 \cdot 10^3 \text{ м}$).

В розрахунках використано такі числові значення: $P_{\text{імп}} = 2 \text{ МВт}$, $T_{\text{імп}} = 660 \text{ мкс}$, $G_A = 41,1 \text{ дБ}$, $S_A = 3700 \text{ м}^2$, $\lambda = 1,897 \text{ м}$. Температура системи T_c зазвичай змінюється протягом доби в межах 470–980 К. Для розрахунку

було обрано її мінімальне та максимальне значення.

Із табл. 1 і рис. 8 видно, що при використанні радара метрового діапазону хвиль з прийнятно-передавальною антеною великих розмірів (з високим коефіцієнтом посилення) можуть бути виявлені об’єкти з розмірами одиниць сантиметрів і більше (як критерій прийнято $q > 0,1$).

Таблиця 1а. Залежність відношення сигнал/шум від розмірів, ефективної площі розсіяння і висоти об’єкта за найгіршими умовами приймання сигналу ($T_c = 980 \text{ К} = \text{max}$)

| $a, \text{ см}$ | 1 | 2.5 | 3.5 | 5 | 10 | 15 | 20 | 25 | 30 |
|-------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| $S_{\text{eff}}, \text{ м}^2$ | $3.49 \cdot 10^{-8}$ | $1.36 \cdot 10^{-6}$ | $5.24 \cdot 10^{-6}$ | $2.18 \cdot 10^{-5}$ | $3.49 \cdot 10^{-4}$ | $1.77 \cdot 10^{-3}$ | $5.58 \cdot 10^{-3}$ | $1.36 \cdot 10^{-2}$ | $2.83 \cdot 10^{-2}$ |
| $h, \text{ км}$ | | | | | | | | | |
| 300 | 0.1269 | 4.957 | 19.04 | 79.3 | 1269 | 6424 | 20304 | 49570 | 102789 |
| 600 | 0.0079 | 0.3098 | 1.1902 | 4.957 | 79.3 | 401 | 1269 | 3098 | 6424 |
| 900 | 0.0016 | 0.0612 | 0.2351 | 0.9792 | 15.67 | 79.3 | 250 | 611 | 1269 |
| 1200 | 0.0005 | 0.0194 | 0.0744 | 0.3098 | 4.957 | 25.09 | 79.3 | 193 | 401 |
| 1500 | 0.0002 | 0.0079 | 0.0305 | 0.1269 | 2.030 | 10.28 | 32.5 | 79.3 | 164 |

Таблиця 1б. Залежність відношення сигнал/шум від розмірів, ефективної площі розсіяння і висоти об’єкта за найкращими умовами приймання сигналу ($T_c = 470 \text{ К} = \text{min}$)

| $a, \text{ см}$ | 1 | 2.5 | 3.5 | 5 | 10 | 15 | 20 | 25 | 30 |
|-------------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| $S_{\text{eff}}, \text{ м}^2$ | $3.49 \cdot 10^{-8}$ | $1.36 \cdot 10^{-6}$ | $5.24 \cdot 10^{-6}$ | $2.18 \cdot 10^{-5}$ | $3.49 \cdot 10^{-4}$ | $1.77 \cdot 10^{-3}$ | $5.58 \cdot 10^{-3}$ | $1.36 \cdot 10^{-2}$ | $2.83 \cdot 10^{-2}$ |
| $h, \text{ км}$ | | | | | | | | | |
| 300 | 0.2646 | 10.33 | 39.70 | 165 | 2646 | 13395 | 42336 | 103360 | 214327 |
| 600 | 0.0165 | 0.6460 | 2.48 | 10.3 | 165 | 837 | 2646 | 6460 | 13395 |
| 900 | 0.0033 | 0.1276 | 0.49 | 2.04 | 32.6 | 165 | 523 | 1276 | 2646 |
| 1200 | 0.0010 | 0.0404 | 0.15 | 0.646 | 10.3 | 52.3 | 165 | 404 | 837 |
| 1500 | 0.0004 | 0.0165 | 0.063 | 0.264 | 4.23 | 21.4 | 68 | 165 | 343 |

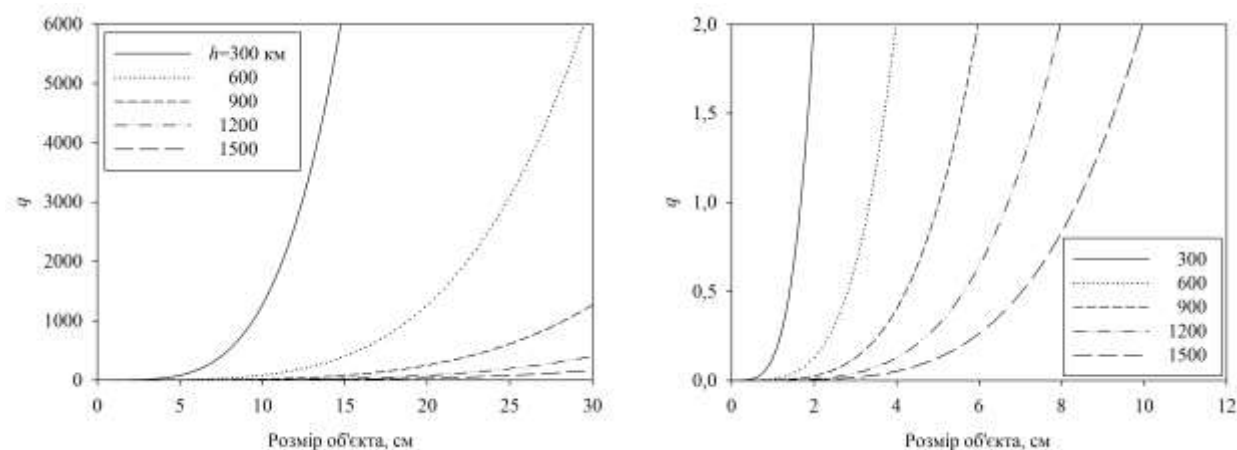


Рис. 8. Залежність відношення сигнал/шум від ефективної площі розсіяння та висоти космічного об’єкта

Рис. 8 ілюструє залежність q від розмірів космічного об'єкту для різних висот його орбіти за найгіршими умовами приймання сигналу.

Горизонтальна складова швидкості. Задача визначення горизонтальної складової швидкості об'єкта зводиться до визначення двох моментів виявлення відбитого сигналу – при входженні космічного об'єкта в зону променя антени і виході з цієї зони. Оскільки потужність суміші НР сигналу і шуму, на тлі яких виявляється відбитий сигнал, змінюється з часом (що пов'язано зі станом іоносфери і рівнем шумової температури неба), як критерій виявлення доцільно вибрати рівень потужності P_0 , при якому, наприклад, дотримується рівність $P_0 = 1,1P_{\text{нр+ш}}$, де $P_{\text{нр+ш}}$ – потужність суміші НР сигналу і шуму, які є незалежними випадковими процесами з нормальним законом розподілу. Значення $P_{\text{нр+ш}}$ визначається по ряду замірів до появи сигналу відбиття на тій же ділянці радіолокаційної розгортки, де виявлено відбитий сигнал. Виявлення відбиття також може здійснюватися за зміненням виглядом автокореляційної функції сигналу, що приймається.

Припустимо, що кут розкриття антени α відомий і потужність прийнятого сигналу (суміші відбитого сигналу, НР сигналу і шуму) $P_{\text{нр}} > P_0$. У цьому випадку основними параметрами, що впливають на похибку, є моменти початку (t_1) і кінця (t_2) виявлення. Кожен з них вимірюється з дискретністю в один період радіолокаційної розгортки T_p . Закон розподілу рівномірний. При цьому дисперсії вимірювання часу на початку і кінці виявлення сигналу відбиття та відповідні середньоквадратичні похибки дорівнюють

$$D_{t_1} = D_{t_2} = \frac{T_p^2}{12}, \quad \sigma_{t_1} = \sigma_{t_2} = \frac{T_p}{\sqrt{12}}.$$

Оскільки $\Delta t = t_2 - t_1$, дисперсія та середньоквадратична похибка вимірювання тривалості прольоту космічного об'єкта дорівнюють відповідно

$$D_{\Delta t} = 2D_{t_{1,2}} = \frac{T_p^2}{6}, \quad \sigma_{\Delta t} = \frac{T_p}{\sqrt{6}}. \quad (9)$$

Оцінимо похибку вимірювання горизонтальної швидкості при вертикальному зондуванні. Як видно з виразу (7), для визначення ширини діаграми спрямованості необхідно вимірювати висоту h , яка пов'язана з радіолокаційним часом затримки виразом $h = ct_3/2$. Вираз потенційної середньоквадратичної похибки t_3 при зондуванні радіоімпульсом з прямокутною обвідною має вигляд [16]

$$\sigma_{t_3} = \frac{T_0}{2\pi\sqrt{q}}. \quad (10)$$

Похибка вимірювання висоти

$$\sigma_h = \frac{cT_0}{4\pi\sqrt{q}}. \quad (11)$$

Похибка визначення ширини діаграми спрямованості на підставі (7 і 11)

$$\sigma_{\Delta d} = 2\sigma_h \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = \frac{cT_0}{2\pi\sqrt{q}} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \quad \text{або}$$

$$\sigma_{\Delta d} = \frac{c}{2\pi f_0 \sqrt{q}} \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}.$$

Оскільки вимірювані параметри Δt та h (і, відповідно, Δd) є незалежними, потенційна відносна середньоквадратична похибка визначення горизонтальної швидкості, виходячи з (8), дорівнює

$$\delta_{V_{\text{гор}}} = \sqrt{\delta_{\Delta d}^2 + \delta_{\Delta t}^2},$$

де $\delta_{\Delta d} = \sigma_{\Delta d} / \Delta d$ і $\delta_{\Delta t} = \sigma_{\Delta t} / \Delta t$ – відносні похибки довжини та часу прольоту, причому $\delta_{\Delta d} = \delta_{\Delta h}$, $\delta_{\Delta h}$ – відносна похибка визначення висоти.

У таблицях 2 і 3 наведені результати розрахунку ряду параметрів та їх похибок для різних умов. Як вхідні параметри для розрахунку використані наступні: висота h , відповідна їй перша космічна швидкість $V_{\text{косм}}$, відношення q потужності відбитого

від об'єкта сигналу до потужності суміші НР сигналу і шуму, а також параметри радара НР ($T_p = 0.04098$ с, f_0 , α). В даному випадку час прольоту визначався як $\Delta t = \Delta d / V_{\text{косм}}$, а Δd – з виразу (7).

Таблиця 2. Залежність відносних середньоквадратичних похибок $\delta_{\Delta d} = \delta_h$ від відношення сигнал/шум

| q | 0.1 | 0.5 | 1 | 5 | 10 | 20 | 50 |
|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| $\sigma_h, \text{М}$ | 4.77 | 2.14 | 1.51 | 0.68 | 0.48 | 0.34 | 0.21 |
| $h, \text{км}$ | | | | | | | |
| 300 | $1.59 \cdot 10^{-5}$ | $7.12 \cdot 10^{-6}$ | $5.03 \cdot 10^{-6}$ | $2.25 \cdot 10^{-6}$ | $1.59 \cdot 10^{-6}$ | $1.13 \cdot 10^{-6}$ | $7.12 \cdot 10^{-7}$ |
| 600 | $7.96 \cdot 10^{-6}$ | $3.56 \cdot 10^{-6}$ | $2.52 \cdot 10^{-6}$ | $1.13 \cdot 10^{-6}$ | $7.96 \cdot 10^{-7}$ | $5.63 \cdot 10^{-7}$ | $3.56 \cdot 10^{-7}$ |
| 900 | $5.31 \cdot 10^{-6}$ | $2.37 \cdot 10^{-6}$ | $1.68 \cdot 10^{-6}$ | $7.50 \cdot 10^{-7}$ | $5.31 \cdot 10^{-7}$ | $3.75 \cdot 10^{-7}$ | $2.37 \cdot 10^{-7}$ |
| 1200 | $3.98 \cdot 10^{-6}$ | $1.78 \cdot 10^{-6}$ | $1.26 \cdot 10^{-6}$ | $5.63 \cdot 10^{-7}$ | $3.98 \cdot 10^{-7}$ | $2.81 \cdot 10^{-7}$ | $1.78 \cdot 10^{-7}$ |
| 1500 | $3.18 \cdot 10^{-6}$ | $1.42 \cdot 10^{-6}$ | $1.01 \cdot 10^{-6}$ | $4.50 \cdot 10^{-7}$ | $3.18 \cdot 10^{-7}$ | $2.25 \cdot 10^{-7}$ | $1.42 \cdot 10^{-7}$ |

Таблиця 3. Результати розрахунку параметрів, їх похибок та відносної середньоквадратичної похибки горизонтальної складової швидкості космічного об'єкта для ряду висот

| $h, \text{км}$ | $V_{\text{косм}}, \text{М/с}$ | $\Delta d, \text{м}$ | $\Delta t, \text{с}$ | $\delta_{\Delta t}$ | $\Delta h = 38.55 \text{ м}$ | | $\Delta h = 4000 \text{ м}$ | |
|----------------|-------------------------------|----------------------|----------------------|---------------------|--------------------------------|---------------------------|--------------------------------|---------------------------|
| | | | | | $\delta_h = \delta_{\Delta d}$ | $\delta_{V_{\text{hor}}}$ | $\delta_h = \delta_{\Delta d}$ | $\delta_{V_{\text{hor}}}$ |
| 300 | 7729.91 | 6283.41 | 0.8129 | 0.0146 | $3.71 \cdot 10^{-5}$ | 0.0146 | $3.85 \cdot 10^{-3}$ | 0.0151 |
| 600 | 7561.75 | 12566.83 | 1.6619 | 0.0071 | $1.85 \cdot 10^{-5}$ | 0.0071 | $1.92 \cdot 10^{-3}$ | 0.0074 |
| 900 | 7404.11 | 18850.24 | 2.5459 | 0.0046 | $1.24 \cdot 10^{-5}$ | 0.0046 | $1.28 \cdot 10^{-3}$ | 0.0048 |
| 1200 | 7255.93 | 25133.66 | 3.4639 | 0.0034 | $9.27 \cdot 10^{-6}$ | 0.0034 | $9.62 \cdot 10^{-4}$ | 0.0035 |
| 1500 | 7116.31 | 31417.07 | 4.4148 | 0.0027 | $7.42 \cdot 10^{-6}$ | 0.0027 | $7.70 \cdot 10^{-4}$ | 0.0028 |

Розрахунки показали, що відносна похибка висоти в залежності від відношення q (див. табл. 2) значно менше похибки висоти $\delta_{\Delta h}$, викликаної дискретним зчитуванням її значень з кроком Δh , і похибки визначення часу прольоту $\delta_{\Delta t}$ (див. табл. 3). Зазвичай для вимірювання параметрів іоносфери вибирається крок $\Delta h \approx 4$ км. Однак, є можливість отримувати дані з мінімальним кроком по висоті, що дорівнює 38.55 м. У табл. 3 наводяться результати розрахунку похибки горизонтальної складової швидкості об'єкта для цих двох варіантів – різниця вкрай мала.

Видно, що відносна середньоквадратична похибка горизонтальної складової швидкості космічного об'єкта становить частки–одиночки відсотків і зменшується з висотою. Основний внесок вносить похибка визначення часу прольоту.

Радіальна складова швидкості. Для оцінки точності визначення радіальної складової швидкості об'єкту спочатку треба оцінити похибку оцінки різниці фаз, за якою обчислюється швидкість за виразами (2) та (3). Для цього скористаємося рекомендаціями, що наведені в [16].

Розглянемо корисний сигнал $S(t)$, що має вид радіоімпульсу з прямокутною огибаючою $A(t)$:

$$S(t) = A(t) \cos(2\pi f_0 t + \varphi),$$

$$\text{де } A(t) = \begin{cases} A, & -\frac{T_{\text{имп}}}{2} \leq t \leq \frac{T_{\text{имп}}}{2}, \\ 0, & t < -\frac{T_{\text{имп}}}{2}, t > \frac{T_{\text{имп}}}{2}. \end{cases}$$

Для фази φ_i сигнальна функція для такого сигналу має вид

$$J_c(\varphi) = \frac{2}{N_0} \int_{-\frac{T_{\text{имп}}}{2}}^{\frac{T_{\text{имп}}}{2}} A^2(t) \frac{\cos(\varphi - \varphi_i) + \cos(2\pi f_0 t + \varphi + \varphi_i)}{2} dt \approx \\ \approx q \cos(\varphi - \varphi_i),$$

де $N_0/2$ – спектральна густина білого шуму.

Перша похідна

$$\frac{dJ_c}{d\varphi} = -q \sin(\varphi - \varphi_i).$$

Друга похідна

$$\frac{d^2 J_c}{d\varphi^2} = -q \cos(\varphi - \varphi_i).$$

Прирівнюючи $\varphi = \varphi_i$, отримуємо

$$\frac{d^2 J_c}{d\varphi^2} = -q.$$

Дисперсія оцінки фази

$$\sigma_\varphi^2 = -\left(\frac{d^2 J_c}{d\varphi^2} \right)^{-1}.$$

Середньоквадратична похибка оцінки фази φ_i

$$\sigma_\varphi = \frac{1}{\sqrt{q}}.$$

Така ж похибка є при оцінці фази φ_{i+4} . Тому середньоквадратична похибка оцінки різниці фаз дорівнює

$$\sigma_{\Delta\varphi} = \frac{2}{\sqrt{q}}.$$

Якщо провести усереднення згідно з виразом (2), ця похибка дорівнює

$$\sigma_{\Delta\varphi} = \frac{2}{\sqrt{qn_n}},$$

де n_n – кількість незалежних замірів протягом прийнятого радіоімпульсу, що залежить від інтервалу кореляції шуму або суміші шумоподібного НР сигналу та шуму в тракці проміжної частоти радіоприймача: $n_n = [T_{\text{имп}}/\tau_{\text{кор}}]$.

Виходячи з виразу (3), отримуємо середньоквадратичну похибку оцінки радіальної швидкості для однієї радіолокаційної розгортки

$$\sigma_{V_r} = \frac{cf_{\text{пр}}}{4\pi f_0} \sigma_{\Delta\varphi} = \frac{cf_{\text{пр}}}{2\pi f_0 \sqrt{qn_n}}.$$

Вважаючи, що V_r визначається протягом часу перебування об'єкту в зоні спостереження радару, для визначення похибки за цей час використовуємо значення кількості періодів зондування як $m = [\Delta t/T_p]$. Тоді

$$\sigma_{\Delta\varphi}(\Delta t) = \frac{2}{\sqrt{qn_n m}}$$

і потенційна середньоквадратична похибка оцінки радіальної швидкості за час спостереження за об'єктом дорівнює

$$\sigma_{V_r}(\Delta t) = \frac{cf_{\text{пр}}}{2\pi f_0 \sqrt{qn_n m}}.$$

В табл. 4 наведено результати розрахунку середньоквадратичної похибки оцінки різниці фаз та відносної середньоквадратичної похибки оцінки радіальної швидкості δ_{V_r} за час спостереження за об'єктом. Для розрахунку використовувались ті ж параметри, що і для табл. 2 та 3, а також $n_n = T_{\text{имп}} f_{\text{пр}} = 642$.

Видно, що спосіб достатньо чутливий до відношення сигнал/шум.

Із результатів обчислення (табл. 1–4) впливає те, що для неспотвореного приймання сигналів відбиття від космічних

об'єктів треба використовувати окремий канал приймального пристрою з високим динамічним діапазоном (має значення відношення сигнал/шум від частин одиниць до сотень тисяч).

Таблиця 4. Залежність середньоквадратичної похибки оцінки різниці фаз та відносної середньоквадратичної похибки оцінки радіальної швидкості від відношення сигнал/шум та висоти спостереження об'єкту

| | h , км | Δt , с | q m | 0.5 | 1 | 5 | 10 | 50 | 100 | 1000 | 5000 |
|-----------------------------------|-------------|----------------|------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $\sigma_{\Delta\varphi}$, рад | 300 | 0.8129 | 19 | 0.02561 | 0.01811 | 0.00810 | 0.00573 | 0.00256 | 0.00181 | 0.00057 | 0.00026 |
| | 600 | 1.6619 | 40 | 0.01765 | 0.01248 | 0.00558 | 0.00395 | 0.00177 | 0.00125 | 0.00039 | 0.00018 |
| | 900 | 2.5459 | 62 | 0.01418 | 0.01003 | 0.00448 | 0.00317 | 0.00142 | 0.00100 | 0.00032 | 0.00014 |
| | 1200 | 3.4639 | 84 | 0.01218 | 0.00861 | 0.00385 | 0.00272 | 0.00122 | 0.00086 | 0.00027 | 0.00012 |
| | 1500 | 4.4148 | 107 | 0.01079 | 0.00763 | 0.00341 | 0.00241 | 0.00108 | 0.00076 | 0.00024 | 0.00011 |
| σ_{V_r} , м/с | 300 | 0.8129 | 19 | 7521 | 5318 | 2378 | 1682 | 752 | 532 | 168 | 75 |
| | 600 | 1.6619 | 40 | 5184 | 3665 | 1639 | 1159 | 518 | 367 | 116 | 52 |
| | 900 | 2.5459 | 62 | 4164 | 2944 | 1317 | 931 | 416 | 294 | 93 | 42 |
| | 1200 | 3.4639 | 84 | 3577 | 2529 | 1131 | 800 | 358 | 253 | 80 | 36 |
| | 1500 | 4.4148 | 107 | 3169 | 2241 | 1002 | 709 | 317 | 224 | 71 | 32 |

5. Приклади розрахунків

Для прикладу розглянемо випадок, зображений на рис. 4, який мав місце за наступними умовами.

Зондування проводилося у вертикальному напрямку із застосуванням дводзеркальної антени типа Кассегрена діаметром 100 м. Кут розкриття її діаграми спрямованості дорівнює $\alpha=1.2^\circ$. Відбиття від космічного об'єкту зареєстровано на висоті ~ 495 км. Тривалість сигналу відбиття уздовж розгортки, що пов'язана з тривалістю зондувального імпульсу, дорівнювала $T_{\text{имп}}=660$ мкс (що відповідає протяжності по висоті ~ 100 км). Період сигналу на проміжній частоті $T_{\text{пр}}=1.028$ мкс. Оскільки період слідування імпульсів опитування АЦП дорівнював $\Delta\tau=0.257$ мкс, кількість квадратурних відліків відбиття уздовж розгортки дорівнювала $n = T_{\text{имп}}/\Delta\tau = 2568$. До уваги бралися розгортки з номерами $i = 1, 2, \dots, 80$.

В даному випадку отримано такі дані за період спостереження об'єкту.

Відношення сигнал/шум $q \approx 3210$.

Розрахунок фазового зсуву сигналу за формулами (1) і (2) показав значення $\Delta\varphi = 2.48 \cdot 10^{-6}$ рад. Його середньоквадратична похибка $\sigma_{\Delta\varphi} = 0.12 \cdot 10^{-6}$ рад. Обчислення за формулою (3) вертикальної складової швидкості об'єкту дало $V_r = -0.36$ м/с, $\sigma_{V_r} = 0.0164$ м/с, $\delta_{V_r} = 0.46$. Ці дані свідчать про те, що об'єкт поступово наближається до поверхні Землі.

З урахуванням (4), (5) і (6) одержано: $k_2 - k_1 = 34$, $\Delta t = 1.394$ с, $\sigma_{\Delta t} = 0.015$ с. Обчислена за формулою (7) ширина діаграми спрямованості антени на висоті 495 км дорівнює $\Delta d = 10.37$ км. Горизонтальна складова швидкості руху об'єкту за виразом (8) становить $V_{\text{hor}} = 7440$ м/с, $\sigma_{V_{\text{hor}}} = 79$ м/с, $\delta_{V_{\text{hor}}} = 0.0106$.

Обчислена згідно з [18] перша космічна швидкість на висоті 495 км дорівнює 7619 м/с (в разі кругової орбіти) або більшою (при еліптичній орбіті). Таким чином, отримана нами реальна швидкість руху об'єкта менше першої космічної швидкості на 2.4%, що може свідчити про ймовірне поступове сходження його з орбіти.

Причиною цього може бути вплив як внутрішніх, так і зовнішніх чинників, що збурюють рух космічного об'єкту (наприклад, поломка апарату та його некероване зниження, або спеціальне гальмування двигунами і зведення апарату з орбіти як відпрацьованого свій ресурс та ін.).

6. Апаратурна реалізація

На рис. 9 наведена структурна схема радару НР, задіяного для обчислення параметрів руху космічних об'єктів згідно з приведеними вище алгоритмами. Його штатним режимом є випромінювання зондувальних радіоімпульсів на частоті f_0 , приймання розсіяного сигналу з супергетеродинним переносом його спектру на проміжну частоту $f_{\text{пр}}$ та обчислення кореляційних характеристик перетвореного в АЦП в цифрову форму сигналу НР, які призначені для оцінки параметрів іоносферної плазми. Задавальна система формує радіоімпульсний сигнал для передавача і сигнали гетеродинів для приймача. При цьому забезпечується

когерентна структура радару, яка дає можливість визначати доплерівське зміщення частоти сигналів і, як наслідок, швидкостей руху іоносферної плазми та космічних об'єктів.

Введений в структуру радару НР фазовий аналізатор, обробляючи сигнали відбиття від літальних об'єктів одночасно з роботою корелятора, може в реальному часі видавати результати розрахунку радіальної (відносно радару) складової швидкості V_r руху цих об'єктів, а обчислювач – ще й значення горизонтальної складової швидкості V_{hor} .

На всі структурні елементи радару подаються імпульсні сигнали керування від синхронізатора радару, а на АЦП фазового аналізатора та обчислювача додатково формуються імпульси опитування АЦП із сигналу синхронного гетеродина за допомогою спеціального формувача. Оскільки сигнали НР і відбиття відрізняються за характеристиками, доцільно використовувати окремі канали приймача і АЦП, що є найбільш прийнятними для цих сигналів.

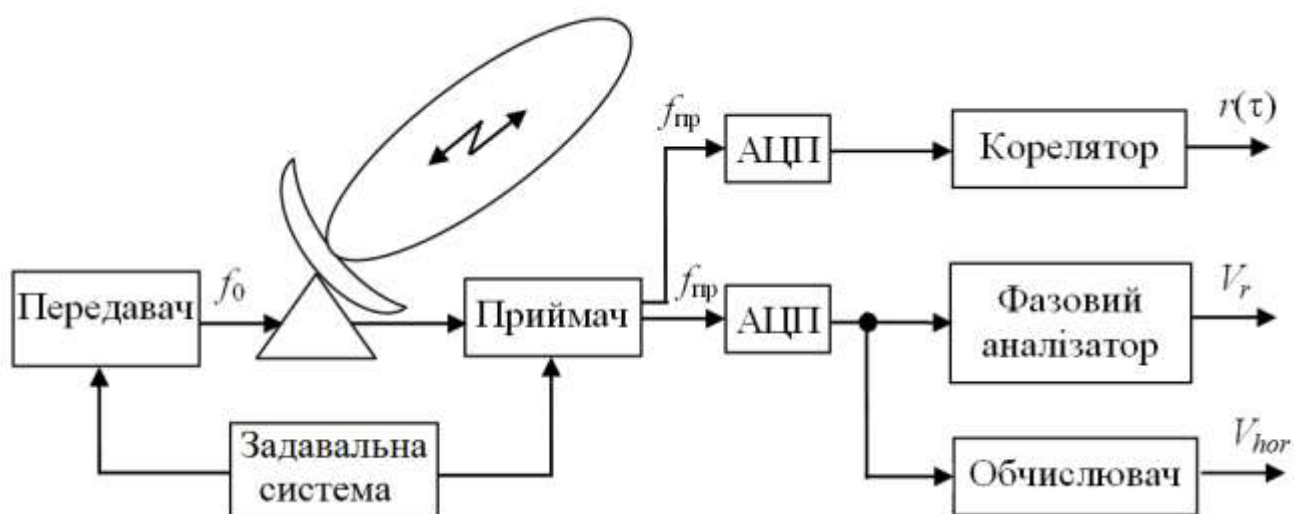


Рис. 9. Структурна схема радару НР, задіяного для обчислення параметрів руху космічних об'єктів

7. Висновки

Розроблено способи радіотехнічних вимірювань характеристик когерентних сигналів, що несуть інформацію про поведінку штучних космічних об'єктів (літальних апаратів і космічного сміття), у разі, коли відбувається зондування навколоземного космічного простору з використанням радару некогерентного розсіяння. Запропоновано розширити функціональні можливості цього радару, а саме – одночасно з визначенням швидкості плазми в геокосмосі розраховувати і швидкість штучних космічних об'єктів, що потрапляють в поле його зору. Для цього пропонується проводити виділення на фоні шуму й аналіз прийнятих радіоприймальною системою когерентних сигналів відбиття (при перетині космічних об'єктів діаграми спрямованості антени) одночасно з аналізом сигналів некогерентного розсіяння і отриманням інформації із спостереження геокосмосу. Проведено аналіз можливостей радару НР Інституту іоносфери та оцінку точності визначення параметрів руху об'єктів за різними умовами. Наведено приклади розрахунків, які демонструють можливість отримання даних про рух штучних космічних об'єктів. Представлено структурну схему радару НР, задіяного для обчислення вказаних параметрів руху космічних об'єктів. Розроблені способи сприяють розв'язанню багатьох практичних задач у тих галузях, які з метою безпеки космічних польотів охоплюють діяльність систем супутникового зв'язку, безпеку функціонування космічних станцій, оптимального позиціонування об'єктів на орбіті та ін.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Адушкин В.В., Козлов С.И., Петров В.И. Экологические проблемы и риски воздействия ракетно-космической техники на окружающую природную среду : справ. пособие. Москва: Изд-во “Анкил”, 2000. 640 с.
2. Kastinen D., Torbjørn Tveito T., Vierinen J., and Granvik M. Radar observability of near-Earth objects using EISCAT 3D. *2020 Annales Geophysicae*, EGU. DOI: 10.5194/angeo-2020-19.
3. Rajan N. Morgan T. Lambour R. Kupiec I. Orbital debris size estimations from radar cross section measurements. *2001. Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany. Ed.: Huguette Sawaya-Lacoste. ESA SP-473, Vol. 1, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, ISBN 92-9092-733-X, 2001. P. 83–88 (2001ESASP.473...83R).
4. Цымбал М.С. Определение скорости космического аппарата в негеостационарных системах персональной спутниковой связи. *Космические аппараты и технологии*. г. Железнодорожск, Краснодарский край, Российская федерация. Вып. 2, № 4. 2018. С. 198–203. DOI: 10.26732/2618-7957-2018-4-198-203.
5. Миронов В.И., Миронов Ю.В., Юсупов.М. Вариационное оценивание параметров движения космических аппаратов по критерию наименьших квадратов. *Информационно-управленческие системы*. Вып. 58, №1. 2015. С. 14–18.
6. Аверьянов А.В., Эсаулов К.А., Молчанов О.Е., Белая Т.И. Система автономной навигации малого космического аппарата, *Известия вузов, Приборостроение*. Вып. 58, № 1. 2015. С. 9–15.
7. Государственное космическое агентство Украины. Национальный центр управления и испытания космических средств, Киев, Украина. 2020. - URL: <https://spacecenter.dov.ua/dzz/>.
8. Нос І.А., Солонець О.І., Чумак Б.О. Підвищення точності траєкторних вимірювань за рахунок інформації з космічних навігаційних систем // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків. 2014. Випуск 2(39), ISSN 2073-7378 90.
9. Конін В.В., Шишков Ф.О. Дослідження супутникової навігації для космічних апаратів // Збірник тез доповідей науково-практичної конференції НЦУВКЗ “Системи геофізичного моніторингу: Сьогодні та майбутнє”. 8 червня 2018 року, смт. Городок, Україна.

10. Evans J.V. Theory and practice of ionosphere study by Thomson scatter radar. *IEEE*, Vol. 57, No 4, 1969. P. 496–530. DOI: 10.1109/PROC.1969.7005.
11. Rogozhkin E.V., Pulyayev V.A. Digital technologies for ionosphere probing by the incoherent radio-scattering technique. *Telecommunications and Radio Engineering (English translation of Elektrosvyaz and Radiotekhnika)*, Vol. 76(6), P. 551–556 . DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v76.i6.80.
12. Domnin I.F., Chepurnyy Ya.M., Emelyanov L.Ya., Chernyaev S.V., Kononenko A.F., Kotov D.V., Bogomaz O.V., Iskra D.A. Kharkiv Incoherent Scatter Facility. *Bulletin of the National Technical University “Kharkiv Politechnic Institute”: scientific papers. Issue: Radiophysics and ionosphere*. Kharkiv: NTU “KhPI”. 2014. No. 47 (1089). P. 28–42.
13. Yemelyanov L. Ya. Radio physical observations of plasma drift velocities in the ionosphere near the maximum of solar cycle 24. *Telecommunications and Radio Engineering*. Vol. 74, No 20. 2015. P. 1841–1855. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v74.i20.
14. Emelyanov L., Miroshnikov A., Domnin I., Rogozhkin E. Features of Signals Reception and Processing at the Kharkiv Incoherent Scatter Radar. *2018 International Conference on Information and Telecommunication Technologies and Radio Electronics (UkrMiCo) 10–14 Sept. 2018, Odesa, Ukraine*, IEEE Conference Publications. – 2018. DOI: 10.1109/UkrMiCo43733.2018.9047518.
15. Miroshnikov A., Pulyayev V., Emelyanov L., Rogozhkin E. Determination of the Incoherent Scatter Signal Statistical Characteristics. *2019 IEEE 39th International Conference on Electronics and Nanotechnology at the National Technical University of “Igor Sikorsky Polytechnic Institute”*, ELNANO 2019. Kyiv, Ukraine. P. 774–777. DOI: 10.1109/ELNANO.2019.8783823.
16. Черногор Л.Ф. Дистанционное радиозондирование атмосферы и космоса: Учебное пособие. Х.: ХНУ имени В.Н. Каразина. 2009. 500 с.
17. Белоцерковский Г.Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства. Москва: Сов. Радио, 1975. 336 с.
18. Солодов А.В. Инженерный справочник по космической технике. Москва: Воениздат, 1977. 430 с.
19. rocket and space technology on the natural environment: handbook. *Issue: Moscow: Publishing house “Ankil”*, (640 p.). (In Russ.).
20. Kastinen D., Torbjørn Tveito T., Vierinen J., and Granvik M. Radar observability of near-Earth objects using EISCAT 3D. *2020 Annales Geophysicae*, EGU. DOI: 10.5194/angeo-2020-19.
21. Rajan N. Morgan T. Lambour R. Kupiec I. Orbital debris size estimations from radar cross section measurements. *2001. Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany. Ed.: Huguette Sawaya-Lacoste. ESA SP-473, Vol. 1, Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division, ISBN 92-9092-733-X, 2001, p. 83–88 (2001ESASP.473...83R).
22. Tsybmal M.S. (2018). Determining the speed of a spacecraft in non-geostationary systems of personal satellite communications. *Spacecraft and Technologies, Issue: “Information Satellite Systems named after Acad. M.F. Reshentneva”*, Zheleznogorsk, Krasnodar Territory, Russian Federation, vol. 2, no. 4, 198–203. doi: 10.26732/2618-7957-2018-4-198-203 (In Russ.).
23. Mironov V.I. , Mironov Yu.V., Yusupov R.M. (2015). Variational estimation of spacecraft motion parameters by the least squares criterion. *Management Information Systems*, vol. 58, no 1, 14–18. (In Russ.).
24. Averyanov A.V. , Esaulov K.A. , Molchanov O.E, Belaya T.I. (2015). The system of autonomous navigation of a small spacecraft. *Izvestiya Vuzov, Instrument Making*, vol. 58, no. 1, 9–15. (In Russ.).
25. State Space Agency of Ukraine. National Space Management and Testing Center, Kyiv, Ukraine. Retrieved from <https://spacecenter.dov.ua/dzz/>.
26. Nose I.A., Solonets O.I., Chumak B.O. Improving the accuracy of trajectory measurements due to information from space navigation systems // *Collection of scientific works of Kharkiv University of the Air Force named after Ivan Kozhedub*, Kharkiv. 2014. Issue 2 (39), ISSN 2073-7378 90.
27. Konin V.V., Shishkov F.O. Research of satellite navigation for spacecraft // *Collection of abstracts of the scientific-practical conference of NCUVKZ “Geophysical monitoring systems: New and future”*. June 8, 2018, urban village Gorodok, Ukraine.
28. Evans J.V. (1969). Theory and practice of ionosphere study by Thomson scatter radar. *Proceedings of the IEEE*, vol. 57, no 4, 496–530. doi: 10.1109/PROC.1969.7005.
29. Rogozhkin E.V., Pulyayev V.A. (2017). Digital technologies for ionosphere probing by the incoherent

REFERENCES

1. Adushkin V.V. , Kozlov S.I., Petrov V.I. (2000). Environmental problems and risks of the impact of

- radio-scattering technique. *Telecommunications and Radio Engineering (English translation of Elektrosvyaz and Radiotekhnika)*, vol. 76 (6), 551–556. doi: 10.1615/TelecomRadEng.v76.i6.80.
12. Domnin I.F., Chepurnyy Ya.M., Emelyanov L.Ya., Chernyaev S.V., Kononenko A.F., Kotov D.V., Bogomaz O.V., Iskra D.A. (2014). Kharkiv Incoherent Scatter Facility. *Bulletin of the National Technical University "Kharkiv Politechnic Institute": scientific papers. Issue: Radiophysics and ionosphere*. Kharkiv: NTU "KhPI" no. 47 (1089), pp. 28–42.
 13. Yemelyanov L.Ya. (2015). Radio physical observations of plasma drift velocities in the ionosphere near the maximum of solar cycle 24. *Telecommunications and Radio Engineering (English translation of Radiotekhnika)*, vol. 74, no 20, 1841–1855. doi: 10.1615/TelecomRadEng.v74.i20.
 14. Emelyanov L., Miroshnikov A., Domnin I., Rogozhkin E. (2018). Features of Signals Reception and Processing at the Kharkiv Incoherent Scatter Radar. *International Conference on Information and Telecommunication Technologies and Radio Electronics (UkrMiCo) 10–14 Sept. 2018, Odesa, Ukraine, IEEE Conference Publications*. doi: 10.1109/UkrMiCo43733.2018.9047518.
 15. Miroshnikov A., Pulyayev V., Emelyanov L., Rogozhkin E. (2019). Determination of the Incoherent Scatter Signal Statistical Characteristics. *IEEE 39th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO-2019), Kyiv, Ukraine, April 16–18, 2019, Proceedings, 774–777*. doi: 10.1109/ELNANO.2019.8783823.
 16. Chernogor L.F. Remote Radio Sensing of the Atmosphere and Space Environment: Textbook. Kharkiv: Kharkiv V.N. Karazin National University. 2009. 500 pp. (In Russ.).
 17. Belotserkovsky G.B. Fundamentals of radar and radar devices. Moscow: Sov. Radio, 1975. 336 p.
 18. Solodov A.V. (1977). Engineering reference book for space technology. *Issue: Moscow: Military Publishing, 430 pp.* (In Russ.).

The Speed of Movement of Artificial Space Objects and Its Determination Using Incoherent Scatter Radar

V. O. Pulyaev, L. Ya. Emelyanov,
A. E. Miroshnikov

Institute of ionosphere, NAS and MES of Ukraine, Kharkiv, Ukraine

Methodological features of reception and processing of coherent radar signals of reflections from spacecraft and space debris operating in orbits of near-earth space are considered. Methods of obtaining information on these objects motion velocity vector components using specialized ground-based radar facilities are analyzed. We proposed to use functioning high-energy radar facilities to reliably monitor the movement of space objects, including space debris with small (several square centimeters) scattering cross sections. The proposed method for determining the radial (along the radar beam) component of the space object movement velocity includes the extraction of a coherent reflection signal, obtaining, during analog-to-digital conversion, digital signal samples formed in a quadrature dependence for each pair of adjacent samples, calculating the phase characteristics of coherent signals, determining the Doppler-induced phase shift for a series of digital samples throughout the radio-pulse reflection signal, statistical averaging of the phase shift over the time of reflection and, as a result, the calculation of the radial component of the object's velocity. The velocity component associated with the horizontal (along the Earth's surface) motion is calculated from the measured time spent by the space object in the radar beam coverage area. The estimation of the potential accuracy of determining the speed of objects is carried out. Based on experimental data obtained with the incoherent scatter radar of the Institute of Ionosphere (Kharkiv), examples of determining the vertical and horizontal components of the velocity of a space object are given. The block diagram of the radar used to determine the considered characteristics of the movement of space objects in parallel with the measurements of the parameters of the geospace is presented. The developed methods contribute to the solution of many practical problems of space flight safety, the activities of satellite communication systems, the operation of space stations, the optimal positioning of objects in orbit.

Key words: incoherent scatter radar; space objects; coherent reflection; signal phase characteristics; radial and horizontal speed.

Скорость движения искусственных космических объектов и ее определение с помощью радара некогерентного рассеяния

В. А. Пуляев, Л. Я. Емельянов,
А. Е. Мирошников

*Институт ионосферы НАН и МОН
Украины, г. Харьков, Украина*

Рассмотрены методологические особенности приема и обработки когерентных радиолокационных сигналов отражений от функционирующих на орбитах околоземного космического пространства космических аппаратов и элементов космического мусора. Анализируются способы получения с помощью наземных специализированных радиолокационных средств информации о составляющих вектора скорости движения этих объектов. Предложено задействовать функционирующие высокоэнергетические радиолокационные установки с целью надежного контроля движения космических объектов, в том числе элементов космического мусора с малыми (несколько квадратных сантиметров) сечениями рассеяния. Предложенный способ определения радиальной (вдоль луча радара) составляющей скорости движения космического объекта включает в себя выделение когерентного сигнала отражения, получение при аналого-цифровом преобразовании цифровых выборок сигнала, сформированных в квадратурной зависимости для каждой пары соседних выборок, расчет фазовых характеристик когерентных

сигналов, определение вызванного эффектом Доплера фазового сдвига для ряда цифровых выборок на протяжении радиоимпульсного сигнала отражения, статистическое усреднение фазового сдвига за время отражения и, как результат, вычисление радиальной составляющей скорости движения объекта. Составляющая скорости, связанная с горизонтальным (вдоль поверхности Земли) движением, рассчитывается по измеренному времени пребывания космического объекта в зоне действия луча радиолокатора. Выполнена оценка потенциальной точности определения скорости объектов. На основании экспериментальных данных, полученных на радаре некогерентного рассеяния Института ионосферы (Харьков), приведены примеры определения вертикальной и горизонтальной составляющих скорости космического объекта. Представлена структурная схема радара, задействованного для определения рассматриваемых характеристик движения космических объектов параллельно с измерениями параметров геокосмоса. Разработанные способы содействуют решению многих практических задач безопасности космических полетов, деятельности систем спутниковой связи, функционирования космических станций, оптимального позиционирования объектов на орбите.

Ключевые слова: радар некогерентного рассеяния; космические объекты; когерентное отражение; фазовые характеристики сигнала; радиальная и горизонтальная скорости.

Стаття надійшла до редакції 23.09.2020