

УДК 656.71.052:519.24

М. Д. ОГОРОДНІЙЧУК, докт. техн. наук, С. О. ПОНОМАРЕНКО, канд. техн. наук
(Державний науково-дослідний інститут авіації, м. Київ)

КОМПЕНСАЦІЯ ТРАЄКТОРНИХ НЕСТАБІЛЬНОСТЕЙ, ПРУЖНИХ КОЛИВАНЬ КОНСТРУКЦІЇ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ПРИ РОБОТІ РАДІОЛОКАЦІЙНОЇ СТАНЦІЇ ІЗ СИНТЕЗОВАНОЮ АПЕРТУРОЮ АНТЕНИ

Показано характер впливу різних типів завад на роботу авіаційної радіолокаційної станції із синтезуванням апертури антени (РСА), проведено аналіз залежності характеристик роботи РСА від похибок визначення параметрів польоту безпілотних літальних апаратів (БпЛА) та запропоновано алгоритм адаптивного квазі-оптимального локально-ковзного згладжування для компенсації траєкторної нестабільності і пружних коливань конструкції БпЛА.

Показан характер влияния различных типов помех на работу авиационной радиолокационной станции с синтезированием апертуры антенны (РСА), проведен анализ зависимости характеристик работы РСА от погрешностей определения параметров полета БпЛА и предложен алгоритм адаптивного квазиоптимального локально-скользящего сглаживания для компенсации траекторной нестабильности и упругих колебаний конструкции БпЛА.

Showing the impact of different types of noises at work of aviation radar with antenna aperture synthesizing (SAR), analysis of SAR characteristics depending on error determination UAV flight parameters and algorithm of adaptive quasi-optimal locally smooth sliding for compensate of trajectory instability and elastic waves of UAV was proposed

Класифікація завад, що впливають на роботу РСА. Робота радіолокаційної станції із синтезуванням апертури антени (РСА) відбувається в умовах впливу різних видів завад, що викликають зниження ефективності функціонування РСА. Ступінь зниження ефективності РСА безпосередньо пов'язана зі зміною характеристик радіолокаційного зображення (РЛЗ) під впливом різних завад.

Ступінь впливу завад істотно залежить від характеру взаємодії завади і сигналу. За цією ознакою завади розділяються на два типи: мультиплікативні та адитивні. Вплив мультиплікативних завад призводить до паразитних амплітудної і фазової модуляції корисного сигналу. Адитивні завади створюють маскувальний шум, на тлі якого спостерігаються корисні сигнали. За своїм характером завади розділяються на регулярні (детерміновані) і випадкові (статистичні), способи фільтрації яких різні [1, 2]. У табл. 1 надана класифікація основних видів завад.

Для ефективної роботи РСА, що встановлюються на БпЛА, принципово важливим є точне визначення параметрів польоту БпЛА, оскільки через відносно низьку масу і швидкість польоту вони суттєво змінюються під впливом турбулентності атмосфери, вібрацій двигунів, похибок бортового обладнання. До основних завад (чинників), що спричиняють похибки визначення параметрів польоту БпЛА, можна віднести траєкторну нестабільність БпЛА, пружні коливання конструкції, похибки системи управління та похибки інерціальних вимірювачів. Розглянемо детальніше ці фактори.

Аналіз залежності характеристик роботи РСА від похибок визначення параметрів польоту БпЛА. При формуванні РЛ зображення в РСА відбувається управління як реальною, так і синтезованою діаграмами спрямованості (СДС) антени. Закони управління визначаються заданим видом огляду земної поверхні. При цьому сканування СДС здійснюється шляхом використання

© М. Д. ОГОРОДНІЙЧУК, С. О. ПОНОМАРЕНКО, 2015

Таблиця 1. Класифікація основних видів завад при роботі РСА

Тип завади	Вид завади	Характер завади
Адитивна	Відбиття від тла місцевості	Випадкова
	Внутрішні шуми приймача	Випадкова
	Активна перешкода	Випадкова
Адитивна, мультиплікативна	Пасивна перешкода	Випадкова
Мультиплікативна	Нестабільність функції відображення об'єкта	Детермінована, випадкова
	Неоднорідність середовища поширення	Випадкова
	Траєкторні нестабільності РЛС	Детермінована, випадкова
	Нестабільність роботи блоків РЛС	Детермінована, випадкова

відповідних опорних функцій. Однак незалежно від виду огляду характер і параметри сигналів управління визначаються або апріорними даними про режим польоту, або апостеріорними значеннями параметрів руху БпЛА. Якщо вид траєкторії фазового центра антени, на яку розрахована опорна функція (опорна траєкторія), фіксований і відомий, то опорна функція може бути заздалегідь введена в пам'ять системи обробки. При довільній опорній траєкторії, коли вона змінюється від одного інтервалу корекції до іншого, опорна функція розраховується для кожного інтервалу окремо під час польоту на основі визначення параметрів руху БпЛА.

Як фіксовану траєкторію польоту БпЛА зазвичай використовують прямолінійну траєкторію. У найпростішому випадку бокового огляду при рівномірному прямолінійному польоті для формування РЛЗ, у принципі, потрібно вимірювати лише шляхову швидкість БпЛА V_a . Однак реально жоден літальний апарат не може літати цілком рівномірно і прямолінійно. І в першу чергу, це твердження відноситься до такого виду носіїв РСА, як БпЛА.

Справа в тому, що при польоті БпЛА в атмосфері відбувається безперервна зміна напрямку і швидкості вітру, тиску і густини повітря і т. п., у зв'язку з чим виникають випадкові відхилення режиму польоту БпЛА від заданого. Система управління БпЛА, з одного боку, не завжди встигає реагувати на всі ці зміни і підтримувати заданий режим польоту, з іншого боку, – сама вносить елементи випадковості в рух БпЛА. Найбільш характерним прикладом у цьому відношенні є помилки пілотування з боку оператора БпЛА. Усякі випадкові відхилення від заданого режиму польоту прийнято називати траєкторними нестабільностями (ТН). До ТН відносять відхилення БпЛА від програмної траєкторії польоту, його кутові коливання, випадкові зміни модуля і напрямку вектора швидкості і т. п.

Траєкторні нестабільності є реакцією БпЛА як твердого тіла на вплив турбулентної атмосфери і шумів системи управління. Разом з тим, варто мати на увазі, що конструкція БпЛА є гнучкою. Пружні зсуви елементів конструкції БпЛА під дією аеродинамічних сил при польоті в турбулентній

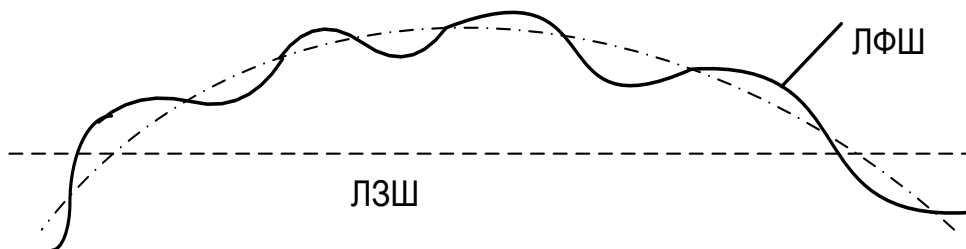


Рис. 1. Типовий вид ліній заданого і фактичного шляху носія РСА

атмосфері називають пружними коливаннями конструкції (ПКК). У реальних умовах польоту ТН і ПКК діють на роботу РСА одночасно і викликають випадкові відхилення траєкторії фазового центра антени від опорної, що ілюструється рис. 1. На рисунку штриховою лінією показана лінія заданого шляху (ЛЗШ), штрих-пунктиром – відхилення від неї через ТН, а суцільною – лінія фактичного шляху (ЛФШ) з урахуванням ТН і ПКК. Випадкові відхилення від заданого режиму польоту притаманні всім літальним апаратам.

В умовах польоту через ТН і ПКК фіюзеляж носія згинається, що призводить до похибок визначення модуля і кутової орієнтації вектора „ціль – фазовий центр антени РСА”. Наприклад, для транспортного літака пружні деформації середньої частини фіюзеляжу, де зазвичай встановлюється антена РСА, досягають величин 30 кут. хв. При розмірі антени $L_{\text{гориз}} = 1,5$ м ці деформації в польоті призводять до похибок визначення фазового центра антени РСА до 1,5 мм.

Для компенсації траєкторних нестабільностей і пружних коливань конструкції, що впливають на синтезування апертури, в сучасних РСА передбачається спеціальна система їх компенсації, яка створюється з використанням інерціальних вимірювачів. Вимогами до таких систем компенсації є забезпечення визначення відхилень траєкторії носія РСА із похибками не більше 1 мм для довжини хвилі 3 см [1].

При фіксованій опорній траєкторії ТН і ПКК викликають амплітудні і фазові спотворення відбитих сигналів РСА, що називають траєкторними. У результаті появи траєкторних спотворень оптимальність обробки сигналів порушується. З ростом інтенсивності спотворень погіршується роздільна здатність РСА за азимутом, збільшуються помилки

у визначенні координат об'єктів, звужується динамічний діапазон сигналів РЛЗ. У деяких випадках зображення може бути цілком зруйноване.

Для одержання якісного радіолокаційного зображення і поліпшення роздільної здатності РСА необхідно точно знати координати фазового центра антени і швидкість руху носія РСА. У результаті теоретичних і експериментальних досліджень, а також моделювання на ЕОМ доведена неможливість забезпечення стійкого зображення без застосування спеціальних заходів стосовно ТН і ПКК [1, 2]. У зв'язку із цим задача вивчення впливу ТН і ПКК БпЛА на відхилення фазового центра антени РСА БО та компенсації їх впливу набуває надзвичайної актуальності.

Вплив ТН на характеристики РСА має різний характер. Ступінь впливу залежить від максимального збільшення фази на краях інтервалу синтезування. Наприклад, постійна помилка в радіальному прискоренні, що викликає квадратичне збільшення фази на інтервалі синтезування, призводить до погіршення роздільної здатності РСА і зменшення динамічного діапазону. Помилки вимірювань радіальної швидкості і радіального прискорення, що враховуються при побудові опорної функції, обумовлені помилками визначення координат і швидкості носія.

Узагальнено вплив помилок визначення параметрів польоту БпЛА на характеристики РСА подано у табл. 2 [3, 4, 5], де Δ_1 – помилка визначення координат об'єкта; Δ_2 – загальний зсув зображення; Δ_3 – погіршення роздільної здатності уздовж лінії шляху; Δ_4 – погіршення роздільної здатності перпендикулярно лінії шляху; Δ_5 – зсув зображення по азимуту; Δ_6 – зсув зображення по дальності; Δ_7 – втрата яскравості зображення; Δ_8 – збільшення бокових пелюстків діаграми спрямованості антени.

Таблиця 2. Вплив помилок визначення параметрів польоту БпЛА на характеристики РСА

Похибки визначення параметрів польоту БпЛА		Δ_1	Δ_2	Δ_3	Δ_4	Δ_5	Δ_6	Δ_7	Δ_8
Вздовж лінії шляху	Координати	+							
	Швидкість			+					+
	Прискорення			+		+		+	+
По висоті	Координати	+							
	Швидкість		+						
	Прискорення			+	+		+	+	+
Перпендикулярно лінії шляху	Координати								
	Швидкість		+						
	Прискорення			+	+			+	

Аналіз вимог до точності координатно-часового забезпечення сучасних РСА авіаційного базування показує, що для одержання високої роздільної здатності припустимі похибки вимірювання радіального прискорення мають бути не більшими 10^{-4} м/с², швидкості – 0,01...0,3 м/с, похилої дальності до цілі – 0,01...0,1 м [3].

Ядром штатного пілотажно-навігаційного обладнання БпЛА, як правило, є інерціальні навігаційні системи, що призначені для визначення навігаційних параметрів БпЛА у визначеній системі координат. Смуга частот пропускання цих систем є набагато вужчою, ніж спектр частот ТН, що дозволяє з їх допомогою визначити лише низькочастотні відхилення БпЛА від заданої траєкторії польоту. Таке пілотажно-навігаційне обладнання не повністю задовольняє вимоги до компенсації ТН. Для цієї задачі необхідні вимірювальні засоби і алгоритми, що можуть визначати, враховувати і компенсувати широкосмугові шуми і забезпечувати малі помилки на інтервалі синтезування [6].

Через ТН, ПКК, похибки інерціальних вимірювачів та з інших причин можуть виникати похибки кутового положення діаграми спрямованості антени, радіальної швидкості і прискорення.

У першому наближенні ТН і ПКК можна вважати стаціонарними випадковими процесами з нульовим математичним сподіванням і кореляційною функцією лінійних і кутових відхилень виду [4]

$$R_i \approx D_i \exp \left\{ -\tau^2 / T_i^2 \right\} \cos [\pi \tau / 2 \tau_i], \quad (1)$$

де D_i – дисперсія лінійного (кутового) відхилення; $\tau_i^3 T_i$ – параметри функції кореляції, причому $T_i \gg \tau_i$. Для часу синтезування апертури $T \leq 1$ с справедливі співвідношення $T_i \gg \tau_i > T$ для ТН і $T_i > \tau_i \gg T$ для ПКК.

Конкретні параметри ТН і ПКК залежать від типу БпЛА. Так, τ_i для ТН можуть коливатись у межах 2...12 с, для кутових коливань – 1...5 с, а для ПКК, зазвичай, мають значення менше 1 с. Значення T_i можна охарактеризувати співвідношенням $T_i / \tau_i = 5...10$. Середньоквадратичне значення (СКЗ) лінійних відхилень для ТН складають від одиниць до десятків метрів, кутових відхилень по крену і курсу – до 1...2° (по тангажу – в 3...5 разів менше), а для пружних коливань – від десятих часток міліметра до кількох сантиметрів у залежності від гнучкості конструкції і її положення на БпЛА.

На спотворення сигналу РСА впливають атмосферні неоднорідності (тропосферні флуктуації

амплітуди і фази), приймально-передавальні блоки РСА і флуктуації при перевідбитті радіолокаційного сигналу. Середньоквадратичне відхилення спотворень фази сигналу під впливом цих джерел завад може досягати одиниць градусів, а середньоквадратичне відхилення спотворень фази сигналу через ТН, ПКК і похибки інерціальних вимірювачів може досягати десятків і навіть сотень градусів [4].

При фіксованій опорній траєкторії можливим варіантом рішення задачі компенсації впливу ТН і ПКК є вимірювання параметрів руху БпЛА, обчислення на цій основі відхилення фазового центра антени від опорної траєкторії і корекція відбитого сигналу з урахуванням обчисленого відхилення. При цьому, у свою чергу, виникає питання про склад, структуру і характеристики вимірювачів параметрів руху БпЛА.

На жаль, штатні навігаційні засоби БпЛА, які призначені для його управління, не забезпечують точність визначення істинних параметри руху БпЛА, яка необхідна для роботи РСА. Виникає потреба в додатковій компенсації низькочастотних і високочастотних складових похибок навігаційних вимірювань. При довільній опорній траєкторії питання про вимірювання параметрів руху БпЛА стає настільки важливим, що всі інші задачі, які пов'язані з розробкою РСА, можна вирішувати лише після його закриття.

Для більш точного, ніж дає формула (1), врахування і компенсації низькочастотного впливу ТН і ПКК пропонується використовувати навігаційні параметри польоту БпЛА, що визначені за допомогою штатної інерціальної навігаційної системи БпЛА або приймальної апаратури супутникової навігаційної системи, а також додаткового блока інерціальних вимірювачів, який встановлюється поблизу фазового центра антени РСА.

Для зменшення впливу високочастотних похибок на роботу РСА пропонується застосовувати алгоритм адаптивного квазіоптимального локально-ковзного згладжування (ЛКЗ) даних однопараметричних рівноточних вимірювань впливу ТН і ПКК [7].

Алгоритм адаптивного квазіоптимального локально-ковзного згладжування. Вихідні дані: дані вимірювань ξ параметрів з постійним інтервалом дискретизації t_d і похибками вимірювань з дисперсією σ_ξ^2 .

Необхідно здійснити ЛКЗ з метою зменшення швидко флуктуючих помилок.

Розв'язання задачі здійснюється в 4 етапи, якими є: побудова системи ортогональних базисних функцій (ОБФ);

оптимальна оцінка коефіцієнтів згладжувального степеневого полінома (ЗСП);

оптимізація степені \hat{m} і структури ЗСП;

розрахунок значень згладженого $\hat{\xi}$ параметра, його похідних $\hat{\xi}^s$ і оцінка їх дисперсій $\sigma_{\hat{\xi}^s}^2$, $s = 0, 1, 2, \dots$

1. Для розв'язання задачі визначаємо: тривалість інтервалу ЛКЗ так, щоб на ньому було розташовано непарне число точок n ; максимально можливу ступінь m_{max} ЗСП, істотно меншу, ніж n . Початок відліку локального часу t суміщаємо з середньою точкою інтервалу ЛКЗ. Вибираємо як перші два ОБФ $p_0(t) = t^0 = 1$; $p_1(t) = t^1 = t$.

Розраховуємо решту ОБФ за формулою

$$p_k(t) = t p_{k-1}(t) - \alpha_{k-2} p_{k-2}(t) \quad 2 \leq k \leq m_{max}, \quad (2)$$

де допоміжний коефіцієнт

$$\alpha_{k-2} = \frac{\sum_{i=1}^n t_i p_{k-1}(t_i) p_{k-2}(t_i)}{\sum_{i=1}^n [p_{k-2}(t_i)]^2}.$$

Визначаємо похідні $p_k^s(t)$ $s = 1, 2$ і т.д., якщо необхідно буде визначати похідні ЗСП.

Раз побудована система ОБФ і їх похідних може використовуватись багато разів на різних за номерами інтервалах ЛКЗ і навіть при згладжуванні різних параметрів за умови однакових t_d , n і якщо в межах кожного параметра дані вимірювань є рівноточними.

2. Оптимізація коефіцієнтів ЗСП і визначення їх дисперсій робиться за формулами

$$\hat{a}_k = \frac{\sum_{i=1}^n p_k(t_i) \xi_i}{\sum_{i=1}^n [p_k(t_i)]^2}; \quad \sigma_{\hat{a}_k}^2 = \frac{\sigma_{\xi}^2}{\sum_{i=1}^n [p_k(t_i)]^2}, \quad 0 = k \leq m_{max} \quad (3)$$

3. Оптимізація степені \hat{m} і структури ЗСП здійснюється за алгоритмами:

А: якщо $n \leq 10$, то $\alpha = 0,05$, якщо $10 < n < 20$, то $\alpha = 0,025$, інакше $\alpha = 0,005$.

Б: для $0 \leq m \leq m_{max}$ визначаються суми зважених квадратів відхилень ξ параметрів за формулами

$$Q(m) = \frac{1}{\sigma_{\xi}^2} \sum_{i=1}^n (\xi_i - \tilde{\xi}_i)^2, \quad \text{де } \tilde{\xi}_i = \sum_{k=0}^m \hat{a}_k p_k(t_i); \quad (4)$$

або

$$Q(m) = Q(m-1) - \frac{\hat{a}_m^2}{\sigma_{\hat{a}_m}^2}, \quad (5)$$

де $Q(-1)$ розраховується до початку циклу по t за формулою

$$Q(-1) = \frac{1}{\sigma_{\xi}^2} \sum_{i=1}^n \xi_i^2. \quad (6)$$

В: оптимізація степені \hat{m} і структури ЗСП здійснюється за критерієм α значущості Фішера:

для $0 \leq m \leq m_{max}$, якщо $\frac{\hat{a}_m^2}{\sigma_{\hat{a}_m}^2} = \frac{\hat{a}_m^2 (n - m - 1)}{\sigma_{\hat{a}_m}^2 Q(m)} \geq F_{1, n-m-1, \alpha}$,

то $\hat{m}_1 = m$;

для $0 \leq k \leq m_{max}$, якщо $\frac{\hat{a}_k^2}{\sigma_{\hat{a}_k}^2} = \frac{\hat{a}_k^2 (n - \hat{m}_1 - 1)}{\sigma_{\hat{a}_k}^2 Q(\hat{m}_1)} \geq F_{1, n-\hat{m}_1-1, \alpha}$,

то $\hat{m}_2 = k$.

Г: уточнення оптимальної структури ЗСП:

для $0 \leq k \leq m_{max}$, якщо $\frac{\hat{a}_k^2}{\sigma_{\hat{a}_k}^2} = \frac{\hat{a}_k^2 (n - \hat{m}_2 - 1)}{\sigma_{\hat{a}_k}^2 Q(\hat{m}_2)} \geq F_{1, n-\hat{m}_2-1, \alpha}$,

то $\hat{m} = k$,

$a_k^* = \hat{a}_k$, $\sigma_{a_k^*}^2 = \frac{\sigma_{\hat{a}_k}^2 Q(\hat{m})}{n - \hat{m} - 1}$, інакше $a_k^* = 0$, $\sigma_{a_k^*}^2 = 0$;

якщо $\left| \frac{Q(\hat{m}) - Q(\hat{m}_2)}{Q(\hat{m}) + Q(\hat{m}_2)} \right| > \varepsilon$, то $\hat{m}_2 = \hat{m}$, $Q(\hat{m}_2) = Q(\hat{m})$ і по-

вторно виконуються оператори, починаючи з мітки Г, інакше робиться перехід до виконання 4-го етапу.

4. Розраховуємо значення згладженого параметра, його похідних і їх дисперсій за формулами

$$\hat{\xi}^s(t_i) = \sum_{k=1}^{\hat{m}} a_k^* p_k^s(t_i), \quad \hat{\sigma}_{\hat{\xi}^s}^2 = \sum_{k=1}^{\hat{m}} \sigma_{a_k^*}^2 [p_k^s(t_i)]^2. \quad (7)$$

Слід мати на увазі таке:

оптимальна \hat{m} ступінь, структура і коефіцієнти ЗСП у загальному випадку змінюються зі зміною інтервалів ЛКЗ, автоматично пристосовуючись до поточної форми параметра, дані вимірювань якого піддаються згладжуванню;

найвища точність згладжування забезпечується в центрі інтервалу ЛКЗ, тому на першому інтервалі ЛКЗ $\hat{\xi}^s$ і $\sigma_{\hat{\xi}^s}^2$ розраховуємо в точках з номерами $1 \leq i \leq (n+1)/2$, на останньому інтервалі ЛКЗ $\hat{\xi}^s$ і $\sigma_{\hat{\xi}^s}^2$ розраховуємо в точках з номерами $(n+1)/2 \leq i \leq n$, на решті інтервалів в ЛКЗ $\hat{\xi}^s$ і $\sigma_{\hat{\xi}^s}^2$ розраховуємо тільки в точці з номером $i = (n+1)/2$;

результатами згладжування можуть бути: вказані вище номери точок інтервалів ЛКЗ, перераховані в номери точок на інтервалі вимірювань, згладжені значення $\hat{\xi}^s$ параметрів їх СКП $\sigma_{\hat{\xi}^s}$ у цих точках;

значення оптимальної степені ЗСП на відповідних інтервалах.

Крім того, доцільно накопичувати відомості про оцінку дисперсії швидко змінюваних помилок на інтервалі вимірювань

$$\hat{\sigma}_{\xi}^2 = \frac{\sum_{j=1}^{n_p} [\xi_j - \hat{\xi}_j]^2}{n - m_{\nu} - 1} \quad (8)$$

окремо для кожного вимірюваного параметра.

Алгоритм адаптивного квазіоптимального локально-ковзного згладжування досліджувався в широкому діапазоні умов при $\Delta t = 1$ с, $n = 9, 13, 17, 19, 21, 25$, $n/m = 4$, $m_{max} = 6$, змінюванні $\xi = 7500 \dots 16000$ умовних одиниць, $\sigma_{\xi} = 1, 5, 15, 45$ умовних одиниць, кількості траєкторій 6840, некорельованих і корельованих похибках вимірювань з часом кореляції $\tau_k = 0, 1, 3, 5$ с і періодом коливань $T_k = 6,28$ і 11 с.

Дослідження з використанням F критерію значущості Фішера показали, що при згладжуванні даних:

- з некорельованими похибками середній виграш в точності $W = 2,46$, відсоток програшів $4,2\%$ з максимальним програшем $2,7$;

- з корельованими похибками середній виграш в точності $W = 1,48$, відсоток програшів $2,65\%$ з максимальним програшем $1,72$.

На реальних даних при $\tau = 1 \dots 1,3$ с, $\sigma_{\xi} = 10 \dots 15$ умовних одиниць, 940 траєкторій, кореляція похибок при обробці не враховувалась, результати: виграш в точності: середній по інтервалу – $2,31$, всередині інтервалу – $3,16$, на краях – $1,41$. Відсоток програшів – $0,5\%$ з максимальним програшем $1,03$.

Застосування запропонованого алгоритму при синтезуванні апертури антени авіаційних РСА дозволить у $1,5 \dots 3$ рази покращити точність визначення і компенсації високочастотних завад від пружних

коливань конструкції безпілотної літальної апарата, що зменшить їх вплив на роботу РСА.

Список використаної літератури

1. Кондратенков Г. С. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли : учеб. пособие для вузов / Г. С. Кондратенков, А. Ю. Фролов; под ред. Г. С. Кондратенкова. – М. : Радиотехника, 2005. – 368 с.
2. Радиолокационные станции обзора Земли / под ред. Г. С. Кондратенкова. – М. : Сов. радио, 1983. – 286 с.
3. Добриков В. А. Определение траектории авиационного носителя радиолокатора с синтезированной апертурой / В. А. Добриков, В. А. Авдеев, Д. А. Гаврилов // Известия ВУЗ-ов. Сер. Приборостроение. – 2009. – Том 52. – № 1. – С. 10–14.
4. Антипов В. Н. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны / В. Н. Антипов, В. Т. Горяинов; под ред. В. Т. Горяинова. – М. : Сов. радио, 1988. – 286 с.
5. Неронский Л. Б. Микроволновая аппаратура дистанционного зондирования поверхности Земли и атмосферы. Радиолокаторы с синтезированной апертурой антенны : учеб. пособие / Л. Б. Неронский, В. Ф. Михайлов, И. В. Браги. Ч. 2. – СПб : СПбГУАП, 1999. – 220 с.
6. Огороднийчук М. Д. Узагальнений алгоритм сумісної обробки на борту ЛА навігаційних даних вимірювачів з елементами наземного, повітряного і космічного базування / М. Д. Огороднийчук // Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – 2005. – Вип. 1 (8). – С. 97 – 107.
7. Огороднийчук Н. Д. Обработка траекторной информации / Н. Д. Огороднийчук. Ч. 2. Адаптивное оптимальное сглаживание. – К. : КВВА-ИУ, 1986. – 224 с.