

7. Меркулов В. И., Тетеруков А. Г., Гребенников В. Б. Алгоритм многоцелевого сопровождения источников радиозлучения с подвижного носителя // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 7. С. 14–17.

8. Небабин В. Г., Сергеев В. В. Методы и техника радиолокационного распознавания. М.: Радио и связь, 1984. 152 с.

9. Селекция и распознавание на основе локационной информации / А. Л. Горелик, Ю. Л. Барабаш, О. В. Кришошеев, С. С. Эпштейн. М.: Радио и связь, 1990. 240 с.

A. V. Kvasnov

JSC "Zaslon" (Saint Petersburg)

## Method of Radio-Emitting Target Identification from Passive Spatial Diversity Radio-Electronic Stations on the Basis of Student's *t*-Test

*The method of radar plot identification from the passive spatial diversity radio electronic stations is described. As mathematical model it's used Student's t-test to check statistical hypotheses about averages. It was conducted simulation of the algorithm that showed his efficiency, and also considered an example of its realization.*

Radar Plot Identification, Radio Emitting Target, Radio Emitting Targets Identification, Passive Radio Electronic Stations, Spatial Diversity Stations

Статья поступила в редакцию 14 июня 2016 г.

10. Справочник по прикладной статистике: в 2 т. Т. 1 / под ред. Э. Ллойда, У. Ледермана, Ю. Н. Тюрина. М.: Финансы и статистика, 1989. 510 с.

11. Кваснов А. В., Поляков В. Б. Анализ алгоритмов сканирования воздушного пространства АФАР для сокращения времени поиска надводных и аэродинамических целей // Радиопромышленность. 2016. № 2. С. 40–46.

УДК 621.391

А. И. Соколов, Ю. С. Юрченко

Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет "ЛЭТИ" им. В. И. Ульянова (Ленина)

## Использование пространственной информации при комплексировании инерциальных и радиотехнических систем летательных аппаратов

*Рассмотрены схемы комплексирования, содержащие инерциальную систему навигации и радиотехнические (спутниковую и дальномерную или радиолокационную) системы с бортовыми приемо-передающими антеннами. Предложено учитывать информацию инерциальной системы навигации для выбора рабочей антенны радиотехнической системы и учета ее смещения относительно центра масс летательного аппарата.*

### Инерциальные и радиотехнические системы, рабочая антенна, центр масс летательного аппарата, комплексирование

Комплексирование навигационных систем летательных аппаратов (ЛА) предполагает объединение инерциального и радиотехнических способов навигации [1]. Такие системы находят широкое применение в авиации для определения географических и взаимных координат ЛА. При определении географических координат выполняются навигационные измерения относительно маяков с известными координатами и рассчитываются географические координаты [1], при определении взаимных координат – измеряются координаты своего ЛА относительно соседних

ЛА [2], [3]. Для повышения надежности измерений во всех случаях используется комплексирование радиотехнических и автономных способов навигации [4]–[6]. Для определения взаимных координат ЛА в качестве радиотехнических способов возможно применение спутникового [2], [3], [5] и радиолокационного [6] способов. При этом необходимо решить следующие задачи:

– выбрать рабочую антенну с наилучшими условиями передачи и приема сигналов (при наличии нескольких антенн на ЛА);

– учесть положение рабочей антенны относительно центра масс ЛА.

**Спутниково-дальномерная навигация.** Взаимные координаты ЛА определяются с использованием спутниковой навигационной системы (СНС), линии передачи данных (ЛПД) и дальномерной навигационной системы (ДНС) [2]. ДНС благодаря своей высокой надежности является важным дополнением СНС. Для улучшения обзора пространства в ДНС ЛА применяются антенные системы из нескольких антенн [7]. Чаще всего антенная система ДНС содержит две антенны – носовую и кормовую, диаграммы направленности (ДН)  $F(\alpha)$  которых (1 и 2 соответственно) перекрываются (рис. 1).

При отсутствии информации о положении источника сигнала используют суммарную ДН антенной системы (рис. 2). Недостатком суммарной ДН является интерференция сигналов, особенно сильно проявляющаяся при углах пеленга, близких к 90 и 270°.

Использование суммарной ДН оправдано при взлете и посадке ЛА, но в общем случае может быть причиной неустойчивой связи с объектами, расположенными в области интерференции. Другим недостатком такой антенной системы является распределение излучаемой мощности между двумя антеннами. Можно отказаться от использования суммарной ДН и выполнять последовательное переключение антенн, чтобы выбрать рабочую антенну с наилучшими условиями передачи и приема сигналов, но такой способ связан с потерей части энергии сигнала из-за перерывов в работе канала связи.

Для надежного выбора рабочей антенны требуется информация о положении источника сигнала относительно ДН. При наличии инерциальной навигационной системы такая информация существует, но в упомянутых литературных источниках ее использование не рассмотрено. Особенно полезно использовать пространственную информацию при тесной интеграции инерциальной и радиотехнических навигационных систем [8], [9]. Использование пространственной информации при выборе рабочей антенны позволяет повысить энергию излучаемого запросного сигнала по сравнению с суммарной ДН и дополнительно в случае ДНС высокой точности скомпенсировать ошибку измерения дальности, возникающую из-за смещения рабочей антенны относительно центра масс ЛА.

При использовании пространственной информации необходимо выполнять преобразование координат из местной географической системы, которая является навигационной системой координат (НСК), в связанную систему координат (ССК) ЛА. ССК имеет оси крена, тангажа, рыскания и начало в центре масс ЛА. НСК имеет две оси, расположенные в горизонтальной плоскости и направленные на север ( $N$ ) и восток ( $E$ ), вертикальную ось ( $D$ ), направленную вниз, и начало координат в точке расположения объекта (в центре масс ЛА). Преобразование координат упрощается благодаря тому, что в современных бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС), используемых на ЛА, вычисляется матрица (или кватернион) преобразования из ССК объекта в НСК  $C_B^N$  [9], [10]. Это преобразование необходимо потому, что в БИНС инерциальные датчики угловой скорости и ускорения

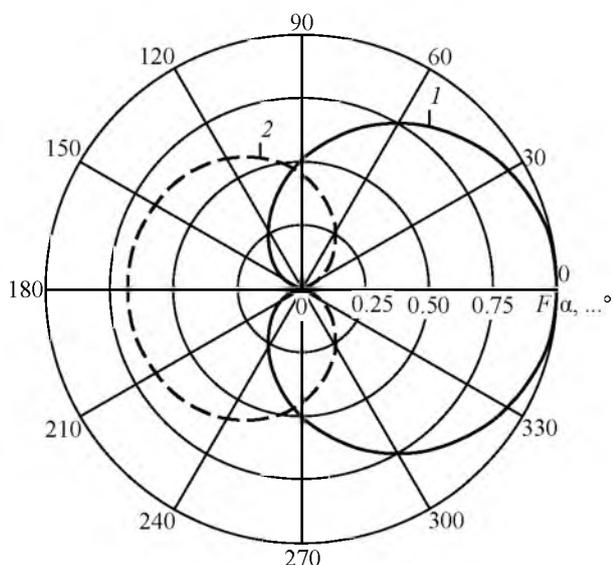


Рис. 1

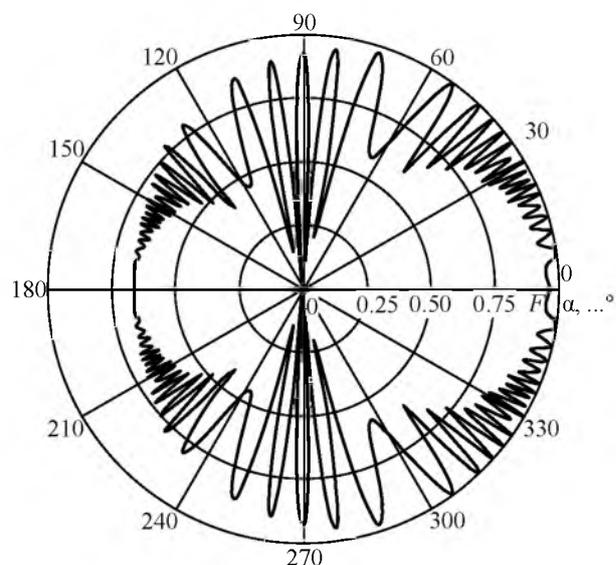


Рис. 2

жестко связаны с корпусом объекта и выполняют измерения в ССК, а координаты и вектор скорости вычисляются в НСК.

В качестве источника пространственной информации в комплексной системе целесообразно использовать матрицу преобразования  $C_b^n$ . Эта матрица определяется численным решением дифференциального уравнения Пуассона [10]:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \times \omega^b, \quad (1)$$

где  $\omega^b$  – вектор угловой скорости, измеряемый БИНС;  $\times$  – символ умножения матриц. Точка над обозначением величины означает ее производную по времени.

Антенная система ДНС обычно жестко закреплена на корпусе объекта, поэтому положение источника сигнала относительно ДН определяется в ССК. С другой стороны, определение азимута  $\alpha$  и угла места  $\beta$  источника сигналов в приемной аппаратуре выполняется в НСК. Таким образом, для определения положения источника относительно ДН необходимо выполнить преобразование из НСК в ССК, обратное преобразованию  $C_b^n$ . Благодаря ортогональности этой матрицы обратное преобразование находится транспонированием:  $C_n^b = [C_b^n]^T$  [10].

Вычисление положения источника сигналов относительно ДН в ССК выполняется в следующем порядке [9]. Сначала формируется вектор направления источника в НСК с использованием углов места и азимута источника. Эти углы вычисляются с помощью данных о географических координатах своего и соседнего ЛА (координаты соседнего ЛА передаются по ЛПД). Угол места  $\beta$  в НСК отсчитывается относительно плоскости горизонта, а угол азимута  $\alpha$  – относительно направления на север. Вектор направления  $N^n$  в НСК имеет вид

$$N^n = [\cos \beta \cos \alpha \quad \cos \beta \sin \alpha \quad -\sin \beta]^T.$$

Затем вычисляется вектор направления в ССК  $N^b$  с помощью матрицы  $C_b^n$ :

$$N^b = (C_b^n)^T N^n.$$

Далее определяется коэффициент усиления антенны приемопередатчика дальномерных сигналов  $K_a$  в направлении на источник сигналов. При наличии двух антенн определяются коэффи-

циенты усиления носовой антенны  $K_{a1}$  и кормовой антенны  $K_{a2}$  и выбирается антенна с большим коэффициентом усиления.

Если антенны имеют равные или близкие коэффициенты усиления, следует выбрать антенну, максимум ДН которой перемещается в направлении на источник.

Определение перемещения вектора направления осуществляется следующим способом. Угол  $\xi$  между вектором направления на источник сигналов  $N^b$  и вектором направления максимума ДН носовой антенны  $N_{1max}$  определяется из выражения

$$\cos \xi = N^b \cdot N_{1max},$$

где "." – символ скалярного произведения.

Движению вектора направления в сторону максимума соответствует уменьшение угла  $\xi$  и увеличение произведения  $N^b \cdot N_{1max}$  и положительное значение производной этой величины по времени:

$$d(N^b \cdot N_{1max})/dt = \dot{N}^b \cdot N_{1max}.$$

Выполним преобразование  $\dot{N}^b = (\dot{C}_b^n)^T N^n$  и, воспользовавшись (1), окончательно получим:

$$d(N^b \cdot N_{1max})/dt = (\dot{C}_b^n)^T N^n \cdot N_{1max} = (C_b^n \times \omega^b)^T N^n \cdot N_{1max}.$$

Полученное выражение зависит от вектора направления на источник сигналов, вектора угловой скорости вращения ЛА и матрицы преобразования координат. Выбор антенны выполняется в соответствии со знаком этой производной: носовая антенна – при положительном значении, кормовая – отрицательном.

Решение второй задачи – учета положения рабочей антенны относительно центра масс ЛА – актуально, если погрешность ДНС меньше размеров ЛА. В известных применениях ДНС [2] положения антенн относительно центра масс ЛА не учитываются. Так как дальность измеряется между антеннами запросчика и ответчика ДНС, возникает неопределенность в измерениях дальности, если используется несколько антенн, установленных в различных частях ЛА. Эта неопределенность незначительна, если погрешность ДНС намного больше размеров ЛА. Например, при использовании стандартного дальномера ДМЕ погрешность на малых даль-

ностях составляет  $2\sigma = 200$  м, что намного превышает размеры ЛА [1]. Такая высокая погрешность объясняется малой шириной спектра сигналов DME. Однако если для измерений использовать широкополосный сигнал, погрешность дальномерных измерений снижается до единиц метров и при определении дальности до ЛА необходимо учитывать положение антенн на корпусе. Это требование особенно существенно при определении взаимных координат ЛА.

Рассмотрим задачу уточнения расстояния между центрами масс двух ЛА на основе спутниководальномерной навигации (рис. 3). Положим, что центры масс своего и соседнего ЛА расположены в точках  $0$  и  $0_i$  соответственно. Антенны для передачи и приема запросного и ответного сигналов расположены в точках  $A_0$  (свой ЛА) и  $A_i$  ( $i$ -й соседний ЛА). Положение антенн относительно центров масс определяется в НСК векторами положения  $\mathbf{V}_0$  и  $\mathbf{V}_i$ .

Задача заключается в том, чтобы по результатам измерений относительной дальности  $D_{отн}$ , выполняемых с помощью ДНС, определить уточненную относительную дальность  $D_{ут}$ .

Расчет уточненного вектора относительного положения при использовании спутникового способа навигации состоит в следующих действиях.

Сначала определяются относительные координаты точки  $0_i$   $[x_{отн} \ y_{отн} \ z_{отн}]$ . Для этого сравниваются координаты в НСК своего и соседнего ЛА, полученные спутниковым навигационным способом (координаты соседнего ЛА пере-

даются по ЛПД). Затем определяются направляющие косинусы отрезка  $00_i$ :

$$\cos \alpha_x = \frac{x_{отн}}{|X_{отн}|}; \quad \cos \alpha_y = \frac{y_{отн}}{|X_{отн}|}; \quad \cos \alpha_z = \frac{z_{отн}}{|X_{отн}|}, \quad (2)$$

$$\text{где } |X_{отн}| = \sqrt{x_{отн}^2 + y_{отн}^2 + z_{отн}^2}.$$

Далее линия  $A_0A_i$  параллельным переносом перемещается в позицию  $0_iD$ . В треугольнике  $A_00D$  сторона  $0A_0$  является вектором положения антенны относительно центра масс своего ЛА, сторона  $A_0D$  – вектором положения антенны соседнего ЛА с обратным знаком  $-\mathbf{V}_i$ , а сторона  $0D$  является разностью векторов:

$$\Delta = \mathbf{V}_0 - \mathbf{V}_i. \quad (3)$$

Для определения  $\Delta$  представим векторы в виде

$$\mathbf{V}_0 = [x_0 \ y_0 \ z_0]^T; \quad \mathbf{V}_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T.$$

Тогда

$$\Delta = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T = [x_0 - x_i \ y_0 - y_i \ z_0 - z_i]^T. \quad (4)$$

Для проведения расчетов по (4) необходимо передавать от соседнего ЛА и принимать своим ЛА значения составляющих вектора  $\mathbf{V}_i$ .

Найдя из (4) вектор  $\Delta$ , с учетом (3), (4) определим его направляющие косинусы:

$$\cos \Delta_x = \frac{\delta_x}{|\Delta|}; \quad \cos \Delta_y = \frac{\delta_y}{|\Delta|}; \quad \cos \Delta_z = \frac{\delta_z}{|\Delta|}, \quad (5)$$

$$\text{где } |\Delta| = \sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}.$$

Используя направляющие косинусы (2) и (5), получим косинус угла  $\gamma$  между отрезками  $0D$  и  $00_i$ :

$$\cos \gamma = \cos \alpha_x \cos \Delta_x + \cos \alpha_y \cos \Delta_y + \cos \alpha_z \cos \Delta_z. \quad (6)$$

Уточненное значение дальности между ЛА  $D_{ут}$  определяется как длина стороны треугольника  $D00_i$ , в котором длина стороны  $0_iD$  равна  $D_{отн}$ , длина стороны  $0D$  составляет  $\sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}$ , а угол  $\gamma$  определен из (6).

Поскольку в реальных условиях всегда  $D_{отн} \geq \sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}$  (расстояние между ЛА всегда превышает их размеры), задача имеет единственное решение.

Определим угол  $\delta$  из выражения

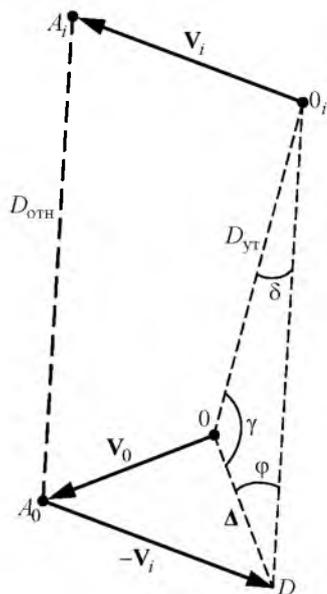


Рис. 3

$$\sin \delta = \frac{\sin \gamma \sqrt{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}}{D_{\text{отн}}}$$

Затем определим угол  $\varphi$ :  $\varphi = \pi - \delta - \gamma$ . Тогда уточненное значение дальности

$$D_{\text{ут}} = D_{\text{отн}} K, \tag{7}$$

где  $K = \sin \varphi / \sin \gamma$ .

Вычисления по (2)–(7) предполагают наличие в бортовом вычислителе значений векторов положения антенн относительно центра масс, представленных в ССК. Эти значения для используемой в данный момент рабочей антенны преобразуются в НСК с помощью матрицы преобразования и включаются в информационное сообщение, которое передается каждым ЛА для всех соседних ЛА.

На рис. 4 показан пример расчета значений коэффициента  $K$ , используемого для вычисления уточненного значения дальности (7), отвечающих следующему эксперименту. В начале сеанса ( $t = 0$ ) соседний ЛА отстает от своего ЛА на 20 м и движется с большей скоростью параллельным курсом со смещением на 30 м. В конце сеанса ( $t = 300$  с) он догоняет свой ЛА и они движутся параллельно. На соседнем ЛА рабочей является носовая антенна, на своем ЛА – кормовая антенна. Антенны смещены относительно центров масс на расстояние  $L$ , являющееся параметром эксперимента. Расчет показывает, что диапазон изменения коэффициента  $K$  увеличивается с ростом расстояния антенн от центра масс ЛА  $L$ .

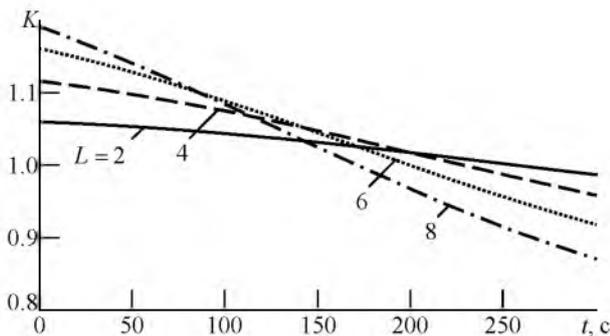


Рис. 4

**Радиолокационная навигация.** Рассмотрим уточнение относительного положения ЛА с использованием радиолокационной навигации с учетом положения рабочих антенн.

Радиолокационная навигация позволяет определить в НСК вектор относительного положения  $X_{\text{отн}}$ , расположенный между антеннами  $A_0$  и  $A_i$  (рис. 5). Чтобы определить уточненный вектор

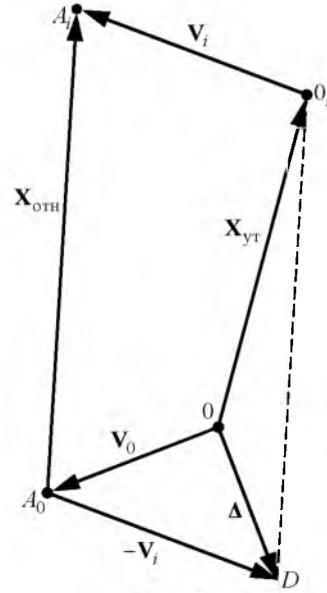


Рис. 5

положения  $X_{\text{ут}}$ , переместим вектор  $X_{\text{отн}}$  в позицию  $O_i D$  и получим треугольник  $O_i D$ .

Уточненный вектор положения  $X_{\text{ут}}$  определяется из этого треугольника:

$$X_{\text{ут}} = X_{\text{отн}} + \Delta, \tag{8}$$

где  $\Delta$  – разность векторов положения антенн, определяемая по (2) и (3).

При вычислении (8) радиолокационное измерение, содержащее дальность  $d = |X_{\text{отн}}|$ , азимут  $\alpha$  и угол места  $\beta$ , преобразуется в вектор  $X_{\text{отн}}$ :  $X_{\text{отн}}^T = [d \cos \beta \sin \alpha \quad d \cos \beta \cos \alpha \quad -d \sin \beta]$ .

Тогда уточненное значение вектора относительного положения  $X_{\text{ут}}$  определяется выражением

$$X_{\text{ут}} = \begin{bmatrix} d \cos \beta \sin \alpha \\ d \cos \beta \cos \alpha \\ -d \sin \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_0 - x_i \\ y_0 - y_i \\ z_0 - z_i \end{bmatrix}$$

В приведенных выражениях предполагалось использование НСК со следующим направлением осей: ось  $x$  направлена на север (угол азимута измеряется от направления на север), ось  $y$  – на восток, а ось  $z$  – от спутника к Земле. Поэтому знак последнего элемента вектора  $X_{\text{отн}}$  инвертирован.

**Анализ погрешностей оценки относительной дальности.** Погрешности оценки относительной дальности зависят от погрешностей измерения координат ЛА. Оценим эти погрешности.

Рассмотрим треугольник  $O_i D$  (рис. 3, 5). При использовании современных БИНС погреш-

ностью угловой ориентации стороны  $OD$  можно пренебречь (точки  $O$  и  $D$  фиксированы). Координаты точки  $O_i$  определяются с погрешностью (для двух ЛА решение задачи можно рассматривать на плоскости; тогда точка  $O_i$  находится в области эллипса ошибок рассеяния навигационной системы). Будем полагать, что дальномерный канал для обоих способов навигации характеризуется достаточно высокой точностью, поэтому точка  $O_i$  находится на линии положения (дуге радиусом  $DO_i$ ) в области  $ab$ , а отрезок  $OO_i$  располагается в некотором секторе (рис. 6, а). Неопределенность положения точки  $O_i$  в дальнейшем будем называть погрешностью пеленгации соседнего ЛА.

При малых ошибках часть дуги, расположенную между точками  $a$  и  $b$ , заменим отрезком длиной  $2\varepsilon$ , перпендикулярным к  $DO_i$ . Тогда дополнительная ошибка определения длины отрезка  $OO_i$ , создаваемая погрешностью пеленгации, составит  $\varepsilon \sin \delta$ . Таким образом, влияние погрешностей пеленгации соседнего ЛА зависит, в основном, от величины угла  $\delta$  в треугольнике  $OO_iD$ , т. е. от соотношения сторон  $OD$  и  $DO_i$  (см. рис. 3, 5).

При радиолокационной навигации значение  $\varepsilon$  зависит от среднеквадратической погрешности измерения угла  $\sigma_{РЛС}$  (погрешности пеленгации) и от расстояния  $\rho$  (длины отрезка  $OO_i$ ), причем дополнительная погрешность определения этой длины

$$\Delta\rho_{РЛС} = \sigma_{РЛС}\rho \sin \delta. \quad (9)$$

При спутниковой навигации значение  $\varepsilon$  зависит только от точности измерения относительных координат ЛА (от среднеквадратической погрешности  $\sigma_{СНС}$ ), причем дополнительная погрешность определения  $\rho$

$$\Delta\rho_{СНС} = \sigma_{СНС} \sin \delta. \quad (10)$$

Длина отрезка  $OD$  зависит от относительного направления движения ЛА. При полете строим ЛА

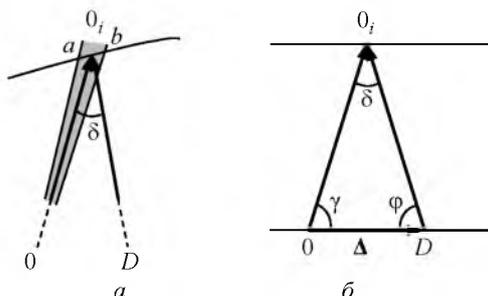


Рис. 6

двигаются параллельными курсами и векторы положения антенн практически параллельны. В этом случае возможны 2 варианта использования антенн:

- использование только носовых или только кормовых антенн на обоих ЛА;
- использование носовой антенны на одном ЛА и кормовой – на другом.

В первом варианте выбора антенн длина вектора разности  $\Delta$  близка к нулю и дополнительная ошибка минимальна. Таким образом, при движении строим желательнее использовать только носовые или кормовые антенны на всех ЛА.

Во втором варианте длина вектора  $\Delta$  принимает наибольшее значение и для однотипных ЛА близка к длине корпуса. Возможна ситуация, когда угол  $\delta$  также принимает наибольшее значение (при равенстве сторон треугольника  $OD$  и  $O_iD$ , рис. 6, б). Заметим, что именно в этой ситуации коэффициент  $K$  (7) равен единице.

Значение угла  $\delta$  при этом определяется из выражения  $\sin(\delta/2) = \chi/2$  или, с учетом формул тригонометрии,

$$\cos \delta = 1 - \chi^2/2, \quad (11)$$

где  $\chi$  определяется как отношение сторон  $OD$  и  $OO_i$  треугольника (т. е. отношение длины корпуса ЛА к расстоянию между центрами масс ЛА  $\rho$ ).

С использованием (9)–(11) выполнен расчет дополнительной среднеквадратической погрешности определения расстояния между центрами масс ЛА для радиолокационного способа  $\Delta\rho_{РЛС}$  и для спутникового способа  $\Delta\rho_{СНС}$  (см. таблицу). При расчете использованы значения  $L = 8$  м,  $\sigma_{РЛС} = 1^\circ$ ,  $\sigma_{СНС} = 5$  м.

| Параметр                      | $\rho, \text{ м}$ |       |       |       |       |       |
|-------------------------------|-------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
|                               | 20                | 40    | 100   | 200   | 400   | 1000  |
| $\delta, \dots^\circ$         | 47                | 23    | 9.2   | 4.6   | 2.3   | 0.92  |
| $\sin \delta$                 | 0.733             | 0.392 | 0.159 | 0.079 | 0.039 | 0.016 |
| $\Delta\rho_{РЛС}, \text{ м}$ | 0.256             | 0.274 | 0.278 | 0.279 | 0.279 | 0.279 |
| $\Delta\rho_{СНС}, \text{ м}$ | 3.666             | 1.959 | 0.797 | 0.399 | 0.199 | 0.079 |
| $\chi$                        | 0.8               | 0.4   | 0.16  | 0.08  | 0.04  | 0.016 |

При использовании различных антенн в ближней зоне имеет преимущество радиолокационный способ навигации. Однако при больших расстояниях между ЛА ( $\chi \leq 0.1$ ) начинают сказываться ошибки угломерного канала, поэтому выбор антенны и способа навигации становится несущественным.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационная радионавигация: справ. / под ред. А. А. Сосновского. М.: Транспорт, 1990. 264 с.
2. Орлов В. К., Герчиков А. Г., Чернявский А. Г. Локальные радиотехнические системы межсамолетной навигации. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ "ЛЭТИ", 2011. 123 с.
3. Пат. RU 2478979 С1. МПК G01C 5/14. Дальномерная радиотехническая система ближней навигации ЛА / С. В. Бабуров, Ю. Г. Волчок, Т. Б. Гальперин, А. Г. Герчиков, П. К. Никольский, В. К. Орлов, Б. В. Пономаренко, А. Г. Чернявский. Опубл. 10.04.2013. Бюл. № 10.
4. Гаврищук В. В., Соколов А. И., Юрченко Ю. С. Моделирование и исследование комплексной навигационной системы, содержащей ДМЕ, ДВС и датчик курса // Вопр. радиоэлектроники. Сер. РЛТ. 2009. Вып. 2. С. 156–165.
5. Пат. US 2010/0106416 A1. Int. Cl. G01C 21/00, G06F 17/00. Aircraft navigation using the global positioning system, inertial reference system and distance measurements / Т. Е. Yochum. Publ. 29.04.2010.
6. Пат. US 2005/6926233 B1. Int. Cl. B64C 03/00, B64C 09/00, B64C 13/18, B64C 13/20, G05D 01/10. Au-

tomatic formation flight control system (AFFCS) – a system for automatic formation flight control of vehicles not limited to aircraft, helicopters, or space platforms / С. J. John. Publ. 09.08.2005.

7. Шатраков Ю. Г., Ривкин М. И., Цыбаев Б. Г. Самолетные антенные системы. М.: Машиностроение, 1979. 184 с.

8. Пат. РФ 2558699 С1. МПК G01C 21/00, G01C 23/00. Комплексный способ навигации летательных аппаратов / В. И. Бабуров, Т. Б. Гальперин, А. Г. Герчиков, В. К. Орлов, О. И. Саута, А. И. Соколов, Ю. С. Юрченко. Опубл. 10.08.2015. Бюл. № 22.

9. Соколов А. И., Юрченко Ю. С. Использование пространственной информации в комплексных инерциально-спутниковых навигационных системах // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2015. Вып. 5. С. 51–57.

10. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. 2<sup>nd</sup> ed. Cambridge: MIT Press, 2007. 558 p.

A. I. Sokolov, Yu. S. Yurchenko

Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI"

### Using of Spatial Information for Integration of Inertial and Radiotechnical Systems of Aircrafts

*The schemes of integration containing the inertial system of navigation and radiotechnical (satellite and rangefinder or radiolocation) system with on-board transceivers antennas are considered. It is proposed to take into account information of the inertial system of navigation for the choice of working antenna of the radiotechnical system and taking into account its offset from the center of mass of the aircraft.*

Inertial and Radiotechnical Systems, Working Antenna, Center of Mass of the Aircraft, Integration

Статья поступила в редакцию 16 сентября 2016 г.

УДК 621.396.96

О. С. Миронов

АО «НПП "Радар ммс"» (Санкт-Петербург)

## Режим высокой частоты повторения импульсов в сверхширокополосной радиолокации

*Рассмотрены режимы работы сверхкороткоимпульсной радиолокации с низкой и высокой частотами повторения импульсов. Предложено использование пачек сверхкоротких импульсов в радиолокации. Приведены достоинства, недостатки и возможные области применения указанного метода радиолокационного зондирования.*

### Сверхкороткий импульс, сверхширокополосный сигнал, импульсная модуляция, высокая частота повторения, пачка импульсов

В развитии радиоэлектронных систем в последнее время выделяют два основных направления, различающиеся типом излучаемого сигнала [1].

К первому направлению относятся системы, основанные на гармонических сигналах. Указан-

ные системы составляют практически всю современную радиоэлектронную технику – от радиовещания до радиолокации. В них традиционно используются гармонические сигналы различных частотных диапазонов, модулированные тем или