4. *SDN homepage on Open Networking Foundation*. URL: <https://www.opennetworking.org/sdn-definition> (accessed: 09.04.2020).
5. McKeown N. Software-defined networking. *INFOCOM keynote talk*, 2009, vol. 17 (2), pp. 30–32.
6. Hu F., Hao Q., Bao K. A survey on software-defined network and openflow: From concept to implementation. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 2014, vol. 16 (4), pp. 2181–2206.
7. *Telecommunications Network and Service Architectures on EFORT*. URL: http://efort.com/media_pdf/ARCHITECTURES_EFORT_ENG.pdf (accessed: 12.04.2020).
8. Gluhov V.V., Ilin I.V. Project portfolio structure in a telecommunications company. *International Conference on Next Generation Wired/Wireless Networking*, 2014, Springer, Cham, pp. 509–518.
9. Mochalov V.P., Bratchenko N.Yu., Yakovlev S.V. Analytical model of object request broker based on Corba standard. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1015, no. 2, p. 022012. DOI: 10.1088/1742-6596/1015/2/022012.
10. Mochalov V.P. et al. Distributed Management System for Infocommunication Networks Based on TM Forum Framework. *REMS 2018: Russian Federation & Europe Multidisciplinary Symposium on Computer Science and ICT, NCFU, North-Caucasus Federal University Stavropol, Russia, October 2018*.

Received 24.05.2020

УДК 621.391.8

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФАКТА ИСКАЖЕНИЯ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОМЕХОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ПРИЕМНИК РБЛА

*Сагдеев К.М., Линец Г.И., Мельников С.В., Исаев А.М., Исаев М.А.
Северо-Кавказский федеральный университет, Ставрополь, РФ
E-mail: territoreer@yandex.ru*

Предложен способ, позволяющий достоверно определять факт искажения навигационного поля GPS/ГЛОНАСС и идентифицировать помеховые воздействия за счет использования дополнительной информации, получаемой в процессе обработки навигационных параметров в вычислителе навигационного приемника. С целью идентификации состояния навигационного поля GPS/ГЛОНАСС предложено введение типовых классов. Используется сравнительная оценка текущих результатов навигационных измерений с расчетными значениями, полученными экстраполированием некоторого участка с достоверными измерениями и байесовский вероятностный подход при решении задачи обнаружения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия. Разработанный способ позволяет с высокой достоверностью оценивать состояние навигационного поля GPS/ГЛОНАСС, а при его искажении идентифицировать вид помехового воздействия. Результаты работы рекомендуется использовать для усовершенствования алгоритма управления роботизированным беспилотным летательным аппаратом с целью расширения его функциональных возможностей в автономном режиме работы в условиях воздействия преднамеренных или естественных помех.

Ключевые слова: *местопределение, роботизированный беспилотный летательный аппарат, искажение навигационного поля, преднамеренные помехи, обработка навигационных параметров*

Введение

Для роботизированных беспилотных летательных аппаратов (РБЛА) процедура определения навигационных параметров по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) должна производиться с высокой степенью достоверности [1]. Однако в условиях помехового воздействия измеренные оценки навигационных параметров будут значительно отличаться от истинных значений. Особенно опасны случаи, когда величина ошибки превышает

максимально допустимое значение. Они могут рассматриваться как факты искажения (нарушения целостности) навигационного поля (НП). О возникновении таких фактов система управления РБЛА должна быть оперативно оповещена, причем не позднее заранее установленного времени, которое определяется, как правило, моментом очередного обновления навигационной информации, т. е. должна осуществляться в режиме реального времени.

Анализ источников [2–7] показал, что для повышения достоверности принимаемых навига-

ционных параметров разработаны системы контроля целостности НП, реализуемые различными способами. Они основаны на измерительной избыточности и использовании дополнительных источников измерений, получивших название функциональных дополнений.

Для РБЛА в режиме автономного полета неприемлемы алгоритмы и способы контроля целостности НП, требующие наличия сложной системы, состоящей из космических, наземных и автономных функциональных дополнений. Из-за ограничений на массогабаритные показатели в РБЛА допустим только автономный контроль целостности, представляющий потребителям функциональные дополнения (ABAS) с использованием собственных средств, которые расположены на борту.

Система ABAS использует в качестве избыточных данных результаты измерений от других бортовых систем объекта, таких как барометрический высотомер, гироскопические датчики, акселерометры, магнитный компас. Для класса малогабаритных РБЛА, реализуемых на базе бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), существующие ABAS являются малоэффективными. Это объясняется тем, что используемые в БИНС гироскопы и акселерометры на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС) характеризуются повышенной шумностью. Они обладают большой погрешностью измерений и не могут обеспечивать требуемую точность измерений.

Анализ показал, что алгоритмы и способы автономного контроля целостности НП, приведенные в работах [2–13], невозможно реализовать в РБЛА в режиме автономного полета. Они не позволяют обеспечить требуемую достоверность определения факта искажения НП и идентифицировать виды помехового воздействия.

Таким образом, целью статьи является разработка способа, позволяющего с высокой вероятностью определять факт искажения НП и идентифицировать помеховые воздействия за счет использования дополнительной информации, получаемой в процессе обработки навигационных параметров в вычислителе навигационного приемника (НПР) без дополнительных аппаратных затрат. В основу способа положено сочетание двух подходов к обработке навигационных параметров:

- изложенного в работах [9–11], в которых происходит сравнительная оценка текущих результатов навигационных измерений с расчетными значениями, полученными экстраполи-

рованием некоторого участка с достоверными измерениями;

- авторского, базирующегося на применении байесовского вероятностного подхода к решению задачи обнаружения факта искажения НП и идентификации помехового воздействия.

Постановка задачи

Допустим, что для оценки состояния НП GPS/ГЛОНАСС доступны для измерения и вычисления следующие данные:

- выборка из $N \geq 30$ достоверных измерений координат местоопределения (МО) РБЛА;
- отношение «сигнал/помеха» h в измерительных каналах;
- время получения пакетов GPS/ГЛОНАСС;
- ошибка времени получения пакетов GPS/ГЛОНАСС;
- геометрический фактор снижения точности по местоположению РБЛА P_{DOP} .

Необходимо разработать способ, позволяющий:

- определять факт искажения НП;
- идентифицировать вид помехового воздействия;
- определять факт изменения текущего состояния НП;

В качестве ограничений будем считать, что состояние НП описываются ограниченным множеством, состоящим из пяти классов:

- нормальное (неискаженное) состояние;
- аномальное состояние, когда скачкообразно возникают аномально высокие ошибки в оценке МО РБЛА;
- незначительно искаженное состояние, приводящее к медленному накоплению ошибки МО РБЛА;
- активный спуфинг, проявляющийся в преднамеренной подмене координат МО для плавного ухода РБЛА с заданного маршрута движения;
- энергетическое подавление, при котором отношение «сигнал/помеха» резко уменьшается до величины, меньшей порога чувствительности НПР.

Разработка способа

Известно, что навигационные сигналы, поступающие на вход НПР совместно с шумами и помехами различного вида, являются случайными величинами, распределенными по случайному закону [14]. Поэтому полученная в процессе приема радионавигационных сигналов последовательность оценок погрешностей местоопределения (МО) РБЛА также имеет случайное распределение.

В условиях, когда отношение «сигнал/помеха» $h = S/J$ на входе измерительных каналов НПР превышает предусмотренную интерфейсными контрольными документами ГНСС нормативную величину, равную 45 дБм/Гц, фактором, влияющим на точность оценки навигационных параметров, является только аддитивный шум на входе НПР [15; 16]. В этом случае средние значения оценок МО приблизительно совпадают с их истинными значениями, а незначительные погрешности попадают в заданный доверительный интервал. Данный факт является признаком, по которому определяется, что НП находится в нормальном (неискаженном) состоянии.

При наличии дополнительных преднамеренных или непреднамеренных возмущающих воздействий средние значения оценок МО оказываются отличными от истинных значений, и превышение их модулей некоторых пороговых значений интерпретируется как факт нарушения целостности НП. Выбор порогов должен производиться с учетом необходимости обеспечения требуемого значения доверительной вероятности и позволять идентифицировать классы помехового воздействия.

Для определения факта искажения НП воспользуемся подходом, изложенным в [9–11]. Его суть заключается в полиномиальной аппроксимации некоторого массива из N достоверных измерений $R = (R_1, R_2, \dots, R_j, \dots, R_N)$ в виде оценок МО РБЛА на интервале времени $t \in [t_o, t_a]$ с шагом τ , равным периоду поступления навигационных параметров. Аппроксимация осуществляется полиномом m -й степени. Исследования показали [10; 11], что для аппроксимации траектории движения РБЛА с заданной точностью достаточно использовать полиномы 5-й или 6-й степени.

Для массива оцениваемых координат МО РБЛА, представленного в виде матрицы-столбца $\mathbf{R}$, получим следующую систему уравнений [14]:

$$\mathbf{V}^T \times \mathbf{V} \times \mathbf{C} = \mathbf{V}^T \times \mathbf{R}, \quad (1)$$

где $\mathbf{V}$ – матрица Вандермонда размером $N \times (m+1)$, элементы которой задаются следующим образом: $V_{i,j} = t_i^j$ ($i = 0, N-1$; $j = 0, m$). Вектор $\mathbf{C}$ искомых коэффициентов полинома размерности $(m+1) \times 1$ определяется из решения уравнения:

$$\mathbf{C} = (\mathbf{V}^T \times \mathbf{V})^{-1} \times \mathbf{V}^T \times \mathbf{R}. \quad (2)$$

В результате аппроксимирующая функция, совпадающая в $N+1$ точках с распределением достоверных измерений координат МО, имеет вид

$$F(t) = \sum_{j=0}^m C_j t^j. \quad (3)$$

Для расчета следующей координаты МО производится процедура экстраполяции. Подставляя в аппроксимирующий полином значения полученных коэффициентов и значение времени $t_s = t_a + \tau$, выводим значение экстраполируемой функции для следующего отсчета координат на заданном временном интервале, то есть

$$F(t_s) = \sum_{j=0}^m C_j t_s^j. \quad (4)$$

Если измерения R в матрице-столбце $\mathbf{R}$ некоррелированные и имеют дисперсию, описываемую вектором σ_R^2 , то корреляционная матрица ошибок коэффициентов полинома равна

$$\mathbf{K}_C = (\mathbf{V}^T \times \mathbf{V})^{-1} \times \sigma_R^2. \quad (5)$$

В результате задача определения факта искажения НП сводится к различению двух гипотез: а) является ли отклонение оцениваемой координаты МО от расчетной координаты результатом ошибок измерений; б) имеется ли аномальное измерение, которое необходимо исключить из обработки.

Наиболее сложно обнаружить факт искажения НП, когда отношение «сигнал/помеха» $h = S/J$ на входе измерительных каналов НПР уменьшается незначительно – на 10...20 дБм/Гц. Здесь возможны два случая. Первый случай характеризуется активным навязыванием ложных координат МО для увода РБЛА с маршрута полета или его принудительной посадки. Второй случай характерен тем, что из-за возмущений в ионосфере могут происходить замирания, вызванные многолучевыми переотражениями от окружающих объектов.

В обоих случаях точностные характеристики МО будут искажены незначительно, что не позволяет их легко обнаружить, поскольку средние значения оценок МО оказываются близкими к истинным. Это накладывает достаточно высокие требования на чувствительность и достоверность алгоритмов обнаружения помехового воздействия.

Для устранения данного недостатка в предлагаемом способе используется байесовский вероятностный подход к решению задачи обнаружения факта искажения НП и идентификации помехового воздействия [18; 19]. При этом переменными, характеризующими состояние НП, являются оценки МО, то есть пространственные координаты местоположения РБЛА, входящие в вектор состояния потребителя ГНСС. Применение этого подхода основано на вычислении условной вероятности появления такого события, как текущее состояние D_k НП, при условии, что

в результате измерений получен конкретный набор значений признаков R . В качестве идентификационных признаков выступают оценки МО $R = (R_1, R_2, \dots, R_j, \dots, R_N)$, при этом учитываются их среднее значение μ_R и σ_R среднеквадратические погрешности (СКП). Поскольку данные признаки являются случайными величинами, возможность появления конкретной реализации случайной величины R_j характеризуется вероятностью $P(R_j)$.

Исходя из ограничений постановки задачи, НП в процессе полета РБЛА может находиться в одном из K состояний $D = (D_1, D_2, \dots, D_k, \dots, D_K)$, которые определяются типовыми классами: нормальное (неискаженное) состояние; аномальное состояние, когда скачкообразно возникают аномально высокие ошибки в оценке МО по отдельным измерительным каналам НПП; незначительно искаженное состояние, приводящее к медленному изменению МО, при этом возможна их оценка с допустимой погрешностью; активный спуфинг, проявляющийся в подмене координат МО для плавного увода РБЛА с заданного маршрута движения или его принудительной посадки; энергетическое подавление, при котором отношение «сигнал/помеха» по всем каналам НПП резко уменьшается до величины, меньшей порога чувствительности – 13...15 дБм/Гц [17], что приводит к скачкообразному и быстрому изменению координат МО.

Для вероятностной оценки состояния НП при использовании совокупности признаков по полученной выборке МО воспользуемся формулой Байеса [18; 19]:

$$p(D_k/R_j) = \frac{p(D_k)p(R_j/D_k)}{P(R)} = \frac{p(D_k)p(R_j/D_k)}{\int_D p(D)p(R_j/D)dD}, \quad (6)$$

где $p(D_k/R_j)$ – апостериорная плотность распределения нахождения НП в состоянии D_k при получении комплекса признаков R_j , то есть это та величина, которая определяется для решения задачи распознавания классов (в данном случае различения состояний НП); $p(R_j/D_k)$ – априорная плотность распределения случайной величины R_j при условии, что НП находится в состоянии D_k . Она имеет смысл функции правдоподобия и определяется путем статистической обработки выборки из N оцениваемых измерений координат МО, погрешности которых распределены по нормальному закону. Для определения

функции правдоподобия в заданном доверительном интервале $\pm$ «две сигмы» необходимо для конкретной реализации совокупности признаков R_j рассчитать их выборочное среднее μ_R и выборочную среднеквадратическую погрешность (СКП) σ_R ; $p(D_k)$ – априорная плотность распределения конкретного состояния D_k НП определяется путем статистической обработки выборки из N оцениваемых измерений координат МО, как частота такого события N_k , при котором оцениваемое МО входит в установленный доверительный интервал, соответствующий состоянию НП D_k , то есть $P(D_k) = N_k/N$; $P(R)$ – априорная вероятность появления конкретной реализации совокупности признаков R для всех возможных состояний НП, носит смысл масштабирующего множителя, который для генеральной выборки равен единице.

Рассчитанная статистическим образом функция правдоподобия $p(R_j/D_k)$ позволяет оценить, насколько корректно получены значения конкретной реализации признаков R_j , содержащиеся в выборке из N элементов, при известном априорном состоянии НП D_k .

С целью обеспечения нормальности распределения объем выборки устанавливается равным $N \geq 30$. Время ее формирования при поступлении навигационных параметров с периодом 0,1...0,5 с составляет от 3 до 15 с. Это достаточно большое время, поэтому такой объем приемлем для РБЛА вертолетного или мультироторного типа, имеющих возможность зависать в одной точке. Для РБЛА самолетного типа объем выборки может быть уменьшен до $N \leq 20$ с использованием при этом поправочных коэффициентов Стьюдента для определения доверительного интервала.

Таким образом, применение байесовского подхода позволяет после статистической обработки признаков получить апостериорную плотность распределения возможных значений вероятности нахождения НП в одном из классов его состояний. За счет применения формулы Байеса априорная плотность распределения, установленная до анализа данных из принятой выборки признаков, превращается в апостериорную. Это позволяет оценить достоверность попадания состояния НП в зону, относящуюся к какому-либо определенному классу. При этом следует учитывать, что формулу (6) необходимо применять итерационно после поступления каждой новой порции данных. Тогда текущее распределение считается априорным, а с поступлением новых данных получается апостериорное распределение, становящееся априорным для следующей

итерации. Кроме того, следует заметить, что применение байесовского подхода требует дополнительного времени, которое расходуется на машинное обучение вычислителя НПР статистически оценивать текущее состояние НП по полученным признакам в виде эмпирического распределения координат МО РБЛА.

Для получения непосредственно достоверной апостериорной вероятности $P(D_k/R_j)$ воспользуемся способом максимизации апостериорной плотности (МАП), позволяющим найти точку, в которой она максимальна. Для этого, прологарифмировав формулу Байеса, получим

$$\begin{aligned} \ln(p(D_k/R_j^*)) &= \\ &= \ln(p(D_k)) + \ln(p(R_j/D_k)) - \ln(P(R)). \end{aligned} \quad (7)$$

Тогда задача максимизации выражения (6) по параметру D_k примет вид

$$L = \ln(p(R_j/D_k)) + \ln(p(D_k)) \rightarrow \max. \quad (8)$$

Из (8) видно, что данный способ максимизирует логарифмы правдоподобия и априорного распределения вероятности конкретного состояния НП. Второе слагаемое выступает в роли своеобразного регулятора машинного обучения, поскольку чем больше вероятность $P(D_k)$, тем при меньшем объеме выборки можно получить более точное значение достоверной вероятности, и наоборот.

Применим способ МАП для решения задачи обнаружения факта искажения НП, тогда оценка погрешности текущего МО РБЛА находится из уравнения

$$\Delta R_j = R_j - F(t_j), \quad (9)$$

где $F(t_j)$ – экстраполированное значение текущей координаты МО.

Будем считать, что погрешности МО распределены по нормальному закону, тогда

$$\begin{aligned} \ln(p(R_j/D_k)) &= \\ &= \ln\left(\frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_k^2}} \exp\left(-\frac{(R_j - F(t_j))^2}{2\sigma_k^2}\right)\right) = \quad (10) \\ &= -\frac{1}{2} \ln(2\pi \cdot \sigma_k^2) - \frac{(R_j - F(t_j))^2}{2\sigma_k^2}. \end{aligned}$$

Первое слагаемое в формуле (10) есть величина постоянная для текущего распределения, следовательно, максимизация логарифма правдоподобия осуществляется за счет минимизации второго слагаемого. В результате задача максимизации логарифма правдоподобия обучающей

Рисунок 1. Преобразование априорной плотности вероятности в апостериорную плотность при помощи функции правдоподобия

выборки сводится к минимизации квадратичной погрешности, то есть

$$(R_j - F(t_j))^2 \rightarrow \min. \quad (11)$$

Таким образом, установлено, что чем больше погрешность МО, тем больше функция правдоподобия, указанная на рисунке 1 красным цветом (в черно-белом изображении правая кривая), уведит максимум апостериорной плотности, изображенной синим цветом (центральный график), от максимума априорной плотности (штриховая линия). Это означает, что величины погрешностей МО РБЛА можно использовать для оценки состояния НП, поскольку они существенно возрастают под воздействием помех. В результате между максимумами априорных и апостериорных плотностей вероятностей появляется существенное различие, позволяющее ввести пороговое значение, по которому можно устанавливать принадлежность состояния НП к одному из классов.

Следовательно, для принятия решения о наличии факта искажения НП и идентификации видов помехового воздействия необходимо определить пороговые значения. С учетом нормальности распределения оценок МО, опираясь на способ максимального правдоподобия, установим предельную среднюю квадратическую погрешность (СКП) для достоверного интервала $\pm$ «две сигмы» как удвоенное минимально возможное отклонение для текущего состояния НП.

Предельное СКП, зависящее от отношения «сигнал/шум» h_k на входе измерительных каналов НПР, равно [14]:

$$\Delta_k = 2P_{\text{dop}} \sqrt{(\delta t c)^2 + \frac{(c)^2}{2h_k F^2}}, \quad (12)$$

где P_{dop} – геометрический фактор снижения точности координаты по местоположению; F – эффективная (среднеквадратическая) ширина спектра навигационного сигнала; δt – ошибка времени НПР; c – скорость света.

Для построения решающего правила по критерию минимизации СКП воспользуемся следующим неравенством:

$$\frac{1}{2} \ln(2\pi \cdot \sigma_k^2) + \frac{(R_j - F(t_j))^2}{2\sigma_k^2} \leq \Delta_k. \quad (13)$$

Тогда, согласно этому критерию, для обнаружения факта искажения НП необходима проверка неравенства (14), а для идентификации видов помехового воздействия – проверка неравенств (15), то есть

$$\Delta R_j \leq \theta_1 = \sqrt{2\sigma_k^2 (\Delta_1 - 0,5 \ln(2\pi\sigma_k^2))}, \quad (14)$$

$$\Delta R_j > \theta_k = \sqrt{2\sigma_k^2 (\Delta_k - 0,5 \ln(2\pi\sigma_k^2))}, \quad (15)$$

где $k = \overline{2, K}$.

Таким образом, если погрешность МО превосходит минимальное пороговое значение θ_1 , то имеем факт искажения НП. Дальнейшее сравнение погрешности МО с другими пороговыми значениями θ_k ($k = 2 \dots K$) позволит идентифицировать вид помехового воздействия по принадлежности состояния НП к тому или иному классу.

Идентификацию активного спуфинга предлагается осуществлять в процессе полета РБЛА путем зависания РБЛА в одной точке пространства (при обнаружении состояния НП $D_k \in D_{sp}$). Если при контроле $h_k \geq h_n = 45$ дБм/Гц имеем факт нормального состояния НП, но при этом не будет выполняться неравенство (14), но выполняется одно из неравенств (15), такую ситуацию следует идентифицировать как активное навязывание неправильных координат МО. Математическое условие факта активного навязывания неправильных координат МО запишем в виде

$$D_k \in D_{sp} \text{ if } h_k \geq h_n \cap \exists k = 2 \dots 5, \quad (15)$$

$$\Delta R_j > \sqrt{2\sigma_k^2 (\Delta_k - 0,5 \ln(2\pi\sigma_k^2))}.$$

Таким образом, приведенная в статье совокупность математических выражений, выполняемых в определенной последовательности, представляет собой способ, позволяющий достоверно определять факт искажения НП и идентифицировать его состояние с использованием типовых классов.

Результаты исследований

С целью апробации разработанного способа проведено исследование состояния НП GPS/ГЛОНАСС в рамках выполнения научного проекта «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием беспилотной инерциальной навигационной системы» (см. далее).

Для идентификации и определения факта искажения НП GPS/ГЛОНАСС использовались данные навигационного приемника NEOM8N производства фирмы U-BLOX. В результате исследования установлены следующие предельные значения СКП [20]:

$\Delta_1 = 1,5$ Pdop (метр) – нормальное (неискаженное) состояние НП при $h_s \geq 45$ дБм/Гц (см. рисунок 2, а);

$\Delta_2 = 5$ Pdop (метр) – незначительно искаженное состояние НП при $h_s = 40 \dots 33$ дБм/Гц, вызванное эффектом отражения навигационных сигналов и, как следствие, интерференционными замираниями (см. рисунок 2, б);

$\Delta_3 = 8$ Pdop (метр) – искаженное состояние НП при $h_s = 33 \dots 28$ дБм/Гц, вызванное ионосферными возмущениями (см. рисунок 2, в);

$\Delta_4 = 30$ Pdop (метр) – нарастающая преднамеренная помеха при $h_s = 28 \dots 15$ дБм/Гц (см. рисунок 2, г);

$\Delta_5 = 50$ Pdop (метр) – скачкообразное энергетическое подавление при $h_s = 20 \dots 10$ дБм/Гц (см. рисунки 2, д и е).

На рисунке 2, а представлен пример распределения погрешностей МО РБЛА для так называемого «чистого неба», то есть нормального состояния НП. Данные результаты получены при Pdop = 1, отношениях «сигнал/помеха» в измерительных каналах НПР – не менее 45 дБм/Гц, ошибки времени $\delta t = 1 \dots 2$ нс. При данных условиях горизонтальная погрешность координаты не превышает 0,9 м, а рассчитанная предельная СКП Δ_1 составляет 1,5 м. Следовательно, если погрешность МО РБЛА имеет распределение, попадающее в требуемый доверительный интервал $\pm$ «две сигмы» с вероятностью 0,95, следует считать, что НП находится в нормальном состоянии.

Первоначальное обучение НПР следует проводить в исходном местоположении РБЛА после его перехода в режим слежения при условии, что НП находится в нормальном состоянии D_n .

Примеры, подтверждающие возможность осуществления процедуры идентификации помехового воздействия, приведены на рисунках 2, б–е. Как только погрешность МО РБЛА превышает одно из пороговых значений θ_k , по установленному критерию принимается решение о виде помехового воздействия.

Процедуру переобучения производят после определения факта искажения НП при его переходе из одного состояния в другое. В этом случае доверительная вероятность нахождения НП в предыдущем состоянии существенным образом

Рисунок 2. Примеры распределения погрешностей МО РБЛА при различных состояниях НП

уменьшается, что приводит к снижению достоверности. При искаженном (подавленном) состоянии НП изменившаяся и сместившаяся по оси абсцисс функция правдоподобия еще более существенно уводит максимум апостериорной плотности от максимума априорной плотности (см. рисунок 1).

На рисунке 2, б представлен пример распределения погрешностей МО РБЛА при нахождении ННР в месте, где происходит незначительное искажение НП за счет интерференционных замираний. Данные результаты получены при $P_{dop} = 1...1,5$; отношениях «сигнал/помеха» в измерительных каналах ННР – 40...33 дБм/Гц; ошибки времени $\delta t = 2...4$ нс. Видно, что НП переходит из нормального состояния, ограниченного радиусом 1,5 м, в искаженное состояние, затем на некоторое время возвращается в нормальное состояние и после этого опять переходит в искаженное состояние. Поэтому переобучение также проводится после возвращения поля в нормальное состояние (по окончании искажающих эффектов или помехового воздействия). Процедуру переобучения следует проводить в режиме зависания РБЛА до тех пор, пока сформируется обучающая выборка, позволяющая определить, что ННР находится в новом состоянии с вероятностью 0,95.

На рисунке 2, в представлен пример распределения погрешностей МО РБЛА при нахождении ННР в искаженном поле, вызванном ионосферными возмущениями. Данные результаты получены при $P_{dop} = 1...2$, отношениях «сигнал/помеха» в измерительных каналах – 33...28 дБм/Гц, ошибки времени $\delta t = 2...5$ нс.

На рисунке 2, г показан пример распределения нарастающей погрешности МО РБЛА при приближении ННР к источнику преднамеренной помехи. Данные результаты получены при $P_{dop} = 1...2$, отношениях «сигнал/помеха» в измерительных каналах – 45...25 дБм/Гц, ошибки времени $\delta t = 2...6$ нс. На рисунке 2, д представлен пример распределения быстро нарастающей погрешности МО РБЛА при попадании ННР в зону энергетического подавления. Данные результаты получены при $P_{dop} = 1...3,5$, отношениях «сигнал/помеха» в измерительных каналах – 45...10 дБм/Гц, ошибки времени $\delta t = 2...23$ нс. На рисунке 2, е отражен пример распределения погрешностей МО РБЛА после полного энергетического подавления с последующим восстановлением НП. Данные результаты получены при $P_{dop} = 1...3,5$, отношении «сигнал/помеха» в измерительных каналах – сначала убывающей

45...–10 дБм/Гц, а затем возрастающей –10...40 дБм/Гц, ошибки времени δt от 2 до 500 нс и от 500 до 5 нс.

Заключение

В статье представлен новый способ обработки навигационных параметров, позволяющий определять факт искажения НП и идентифицировать помеховое воздействие на ННР, установленный на борту РБЛА.

Практическая реализация в ННР разработанного способа позволяет в режиме реального времени:

- с доверительной вероятностью 0,95 проводить оценку текущего состояния НП по полученным измерениям координат МО РБЛА;
- принимать достоверное решение о наличии или отсутствии факта искажения НП по критерию МАП;
- при наличии факта искажения НП проводить идентификацию вида помехового воздействия путем отнесения его к одному из типовых классов;
- при обнаружении факта активного спуфинга и энергетического подавления НП GPS/ГЛОНАСС осуществлять переход к навигационным данным, получаемым от автономной системы управления РБЛА бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

При изменении сигнально-помеховой обстановки данный способ обеспечивает в течение короткого времени определение факта изменения состояния НП.

Достоинством разработанного способа, в отличие от ранее существующих, является возможность его использования в алгоритмах управления РБЛА, что расширяет его функциональные возможности в автономном режиме работы в условиях воздействия естественных и преднамеренных помех.

Данные исследования выполнены при поддержке научного проекта «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы» Федеральной Целевой Программы на 2014–2020 годы (уникальный идентификатор RFMEFI57818X0222) при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования России. Выполнение работы производилось на базе ЦКП СКФУ с использованием оборудования «Аппаратно-программный комплекс пассивного мониторинга ионосферы NovAtel GPStation-6».

Литература

1. Филиппов А.А., Бажин Д.А., Хлобыстов А.Н. Повышение эффективности управления беспилотного летательного аппарата в условиях помех // Информационно-управляющие системы. 2014. № 6 (73). С. 45–50.
2. Бойков Д.В. Алгоритм автономного контроля целостности навигационного поля // Технические науки в России и за рубежом: материалы III международной научной конференции. 2014. С. 27–32.
3. Аппаратура контроля навигационного поля ГНСС / М.К. Головин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. № 6 (52). С. 31–38.
4. Иванов А.В., Негуляева А.П., Москвитин С.П. Автономный контроль целостности навигационных данных спутниковых радионавигационных систем способами сравнения и невязок // Вестник ТГТУ. 2016. Т. 22. № 3. С. 358–367.
5. Контроль навигационного поля системы ГЛОНАСС / Д.И. Марарескул [и др.] // Материалы XXI МНПК, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем акад. М.Ф. Решетнева. 2017. Т. 1. С. 277–279.
6. Ташков С.А., Булочников Д.Ю., Шатовкин Р.Р. Исследование существующих способов автономного контроля целостности навигационных данных // NovaInfo.Ru. 2018. № 91. С. 42–46.
7. Хусаинов Н.Ш. Разработка алгоритма автономного контроля целостности для бортовой части системы радионавигации // Известия ТРТУ (ЮФУ). Технические науки. 2007. № 1. С. 188–194.
8. Технология создания высокоточного определения навигационных параметров объектов в условиях действия помех различного происхождения с использованием спутниковой радионавигационной системы «ГЛОНАСС» / И.Н. Карцан [и др.] // Отчет о прикладных научных исследованиях. Проект 14.574.21.0131. URL: <https://4science.ru/conference2015/theses/14.574.21.0131> (дата обращения: 21.12.2019).
9. Гладков И.А., Василенко В.В., Зубчик М.Н. Способ обнаружения несанкционированного воздействия на точностные характеристики космических навигационных систем. Патент RU 2586076 С1, бюл. № 16.
10. Кукушкин С.С., Гладков И.А. Оценка состояния навигационного поля космических навигационных систем // Двойные технологии. 2008. № 3. С. 4–11.
11. Гладков И.А. Применение полиномов Лагранжа в задачах контроля состояния навигационного поля. Персональный сайт Игоря Александровича Гладкова. URL: <http://gladkov35.ru/sboy-navigatsii> (дата обращения: 12.12.2019).
12. Авдеев В.А., Кошкарров А.С., Коннов Е.В. Обнаружение помех в частотных диапазонах космических навигационных систем // Радиотехника. 2015. № 10. URL: <http://jre.cplire.ru/alt/oct15/12/text.html> (дата обращения: 15.12.2019).
13. Куршин А.В. Повышение точности определения местоположения потребителей ГЛОНАСС путем увеличения частоты закладок временной информации на спутники // Труды МАИ». 2012. № 57. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30710> (дата обращения: 16.12.2019).
14. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. С. 362–367.
15. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2. Редакция 5.1. М.: РНИИКИ, 2008. 74 с.
16. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3. Редакция 1.0. М.: АО «Российские космические системы», 2016. 57 с.
17. Глобальные навигационные спутниковые системы. Приемник персональный. Технические требования: межгосударственный стандарт ГОСТ 31379-2009. Введен 01.10.2011.
18. Bishop C.M. Pattern Recognition and Machine Learning. New York: Springer Science+Business Media, 2006. URL: <https://www.microsoft.com/en-us/research/uploads/prod/2006/01/Bishop-Pattern-Recognition-and-Machine-Learning-2006.pdf> (дата обращения: 20.12.2019).
19. Дьяконов А.Г. Байесовский подход. Анализ малых данных. URL: <https://dyakonov.rg/2018/07/30/байесовский-подход> (дата обращения: 18.12.2019).
20. Разработка методики управления РБЛА в условиях отсутствия или искажения навигационного поля // Отчет о ПНИЭР за II этап «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа

с использованием бесплатной инерционной навигационной системы» ФЦП на 2014–2020 годы (уникальный идентификатор RFMEFI57818X0222). Рук. Линец Г.И. Ин-

ститут информационных технологий и телекоммуникаций. Ставрополь, 2019.

Получено 22.04.2020

Садгеев Константин Мингалеевич, к.т.н., доцент кафедры инфокоммуникаций (ИК) Северо-Кавказского федерального университета (СКФУ). 355028, Россия, Ставропольский край, Ставрополь, пр. Кулакова, 2, корп. 9. Тел. +7 865 295-69-97. E-mail: skm63@yandex.ru

Линец Геннадий Иванович, д.т.н., заведующий кафедрой ИК СКФУ. 355028, Россия, Ставропольский край, Ставрополь, пр. Кулакова, 2, корп. 9. Тел. +7 865 295-69-97. E-mail: kbytw@mail.ru

Мельников Сергей Владимирович, аспирант кафедры ИК СКФУ. 355028, Россия, Ставропольский край, Ставрополь, пр. Кулакова, 2, корп. 9. Тел. +7 865 295-69-97. E-mail: territoireer@yandex.ru

Исаев Александр Михайлович, старший преподаватель межинститутской базовой кафедры СКФУ. 355028, Россия, Ставропольский край, Ставрополь, пр. Кулакова, 2, корп. 9. Тел. +7 865 295-69-97. E-mail: quaternion77@gmail.com

Исаев Михаил Александрович, аспирант кафедры ИК СКФУ. 355028, Россия, Ставропольский край, Ставрополь, пр. Кулакова, 2, корп. 9. Тел. +7 865 295-69-97. E-mail: mrraptor26@gmail.com

METHOD FOR DETERMINING THE NAVIGATION FIELD DISTORTION AND THE IDENTIFICATION OF INTERFERENCE ON THE RUAV RECEIVER

*Sagdeev K.M., Linets G.I., Melnikov S.V., Isaev A.M., Isaev M.A.
North-Caucasus Federal University, Stavropol, Russian Federation
E-mail: skm63@yandex.ru*

The scientific problem under consideration is associated with the problem of monitoring the integrity of the navigation field and ensuring the accuracy of positioning of robotic unmanned aerial vehicles under conditions of natural distortion of the navigation field and deliberate interference. The aim of the article is to develop a method that can reliably determine the fact of distortion of the navigation field and identify interference effects through the use of additional information obtained during the processing of navigation parameters in the navigation receiver. In order to identify the status of the GPS / GLONASS navigation field, the introduction of typical classes is proposed. The research uses a comparative assessment of the current results of navigational measurements with calculated values obtained by extrapolating a certain area with reliable measurements and a Bayesian probabilistic approach to solve the problem of detecting the fact of distortion of the navigation field and identifying the interference effect. The developed method allows to assess the state of the navigation field with high reliability and, when it is distorted, to identify the type of interference. The results are recommended to be used to improve the control algorithm of the unmanned aerial vehicles with the aim of expanding its functional capabilities in stand-alone operation under conditions of intentional and natural interference.

Keywords: *location, robotic unmanned aerial vehicle, navigation field distortion, intentional interference, processing navigation parameters*

DOI: 10.18469/ikt.2020.18.2.07

Sagdeev Konstantin Mingaleevich, North-Caucasus Federal University, 2 (building 9), Kulakov Avenu, Stavropol, Stavropol Territory, 355028, Russian Federation. PhD in Technical Science, Associate Professor. Tel. +7 865 295-69-97. E-mail: skm63@yandex.ru

Linets Gennadiy Ivanovich, North-Caucasus Federal University, 2 (building 9), Kulakov Avenue, Stavropol, Stavropol Territory, 355028, Russian Federation. Doctor of Technical Science, Associate Professor, Head of Infocommunication Department. Tel. +7 865 295 69 97. E-mail: kbytw@mail.ru

Melnikov Sergey Vladimirovich, North-Caucasus Federal University, 2 (building 9), Kulakov Avenue, Stavropol, Stavropol Territory, 355028, Russian Federation. PhD Student of Infocommunication Department. Tel. +7 865 295-69-97. E-mail: territoreer@yandex.ru

Isaev Alexander Michaylovich, North-Caucasus Federal University, 2 (building 9), Kulakov Avenue, Stavropol, Stavropol Territory, 355028, Russian Federation. Senior Teacher of Inter-Institute Basic Department. Tel. +7 865 295-69-97. E-mail: aisaev@stilsoft.ru

Isaev Michael Alexandrovich, North-Caucasus Federal University, 2 (building 9), Kulakov Avenue, Stavropol, Stavropol Territory, 355028, Russian Federation. PhD Student of Infocommunication Department. Tel. +7 865 295-69-97. E-mail: mrraptor26@gmail.com

References

1. Filippov A.A., Bazhin D.A., Hlobystov A.N. Improving unmanned aerial vehicle control in a changing environment. *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*, 2014, no. 6 (73), pp. 45–50. (In Russian.)
2. Boykov D.V. Algorithm for autonomous navigation field integrity monitoring. *Tekhnicheskie nauki v Rossii i za rubezhom*: proc. of 3rd international scientific and practical conference, 2014, pp. 27–32. (In Russian.)
3. Golovin M.K. et al. GNSS navigation field monitoring equipment. *Vestnik SibGAU*, 2013, no. 6 (52), pp. 31–38. (In Russian.)
4. Ivanov A.V., Negulyaeva A.P., Moskvitin S.P. Autonomous control of the integrity of navigation data of satellite radio navigation systems by comparison methods and discrepancies. *Vestnik TGTU*, 2016, vol. 22, no. 3, pp. 358–367. (In Russian.)
5. Marareskul D.I. et al. Monitoring the navigation field of the GLONASS system. *Materialy 21st Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii, posvyashchennoj pamyati general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva*, 2017, vol. 1, pp. 277–279. (In Russian.)
6. Tashkov S.A., Bulochnikov D.Yu., Shatovkin R.R. Investigation of existing methods of autonomous control of the integrity of navigation data. *NovaInfo.Ru*, 2018, no. 91, pp. 42–46. (In Russian.)
7. Husainov N.Sh. Development of an autonomous integrity control algorithm for the airborne part of the radio navigation system. *Izvestiya TRTU (YUFU). Tekhnicheskie nauki*, 2007, no. 1, pp. 188–194. (In Russian.)
8. Kartsan I.N. et al. The technology for creating high-precision determination of the navigation parameters of objects under the influence of interference of various origins using the GLONASS satellite radio navigation system. *Otchet o prikladnykh nauchnykh issledovaniyakh*. URL: <https://4science.ru/conference2015/theses/14.574.21.0131> (accessed: 21.12.2019). (In Russian.)
9. Gladkov I.A., Vasilenko V.V., Zubchik M.N. *Method for detecting unauthorized effects on the accuracy characteristics of space navigation systems*. Patent RF, 10.06.2016. (In Russian.)
10. Kukushkin S.S., Gladkov I.A. Assessment of the state of the navigation field of space navigation systems. *Dvojnye tekhnologii*, 2008, no. 3, pp. 4–11. (In Russian.)
11. Gladkov I.A. Application of Lagrange polynomials in problems of monitoring the state of a navigation field. *Personal'nyj sayt Igorya Aleksandrovicha Gladkova*. URL: <http://gladkov35.ru/sboy-navigatsii> (accessed: 12.12.2019). (In Russian.)
12. Avdeev V.A., Koshkarov A.S., Konnov E.V. Detection of interference in the frequency ranges of space navigation systems. *Radioelektronika*, 2015, no. 10. URL: <http://jre.cplire.ru/alt/oct15/12/text.html> (accessed: 15.12.2019). (In Russian.)

13. Kurshin A.V. Improving the accuracy of determining the location of GLONASS consumers by increasing the frequency of bookmarks of temporary information on satellites. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30710> (accessed: 16.12.2019). (In Russian.)
14. *GLONASS. Principles of construction and operation*. Ed. by A.I. Perova, 2nd ed., revised and enlarged. Moscow: Radiotekhnika, 2010, pp. 362–367. (In Russian.)
15. *Global navigation satellite system GLONASS. Interface control document. Navigation radio signal in the ranges L1, L2. Revision 5.1*. Moscow: RNIKP, 2008, 74 p. (In Russian.)
16. *Global navigation satellite system GLONASS. Interface control document. Open access navigation signal with code division in the L3 band. Revision 1.0*. Moscow: AO «Rossijskie kosmicheskie sistemy», 2016, 57 p. (In Russian.)
17. *GOST 31379-2009. Global navigation satellite systems. The receiver is personal. Technical specifications*. Moscow: Federal'noye agentstvo po tekhnicheskomu regulirovaniyu i metrologii, 2011. (In Russian.)
18. Bishop C.M. *Pattern recognition and machine learning*. New York: Springer Science+Business Media, 2006, 758 p. URL: <https://www.microsoft.com/en-us/research/uploads/prod/2006/01/Bishop-Pattern-Recognition-and-Machine-Learning-2006.pdf> (accessed: 20.12.2019).
19. D'yakonov A.G. Bayesian approach. Small data analysis. *KvaziNauchnyj blog Aleksandra D'yakonova*. URL: <https://dyakonov.org/2018/07/30/байесовский-подход> (accessed: 18.12.2019). (In Russian.)
20. Development of a control method for the UAV in the absence or distortion of the navigation field. *Otchet o PNIER za vtoroy etap «Razrabotka robotizirovannogo bespilotnogo letatel'nogo apparata multi-rotornogo tipa s ispolzovaniem besplatformennoy inertsialnoy navigatsionnoy sistemy» Federal'noy TSelevoy Programmy na 2014-2020 godyi (unikalnyi identifikator RF-MEF157818X0222)*. Header G.I. Linets, Institute of Information Technologies and Telecommunications. Stavropol, 2019. (In Russian.)

Received 22.04.2020

УДК 629.7

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОЛЕТА МУЛЬТИРОТОРНОГО БЛА

Исаев А.М., Линец Г.И., Исаев М.А., Мельников С.В.
Северо-Кавказский федеральный университет, Ставрополь, РФ
E-mail: quaternion77@gmail.com

Предложен программно-аппаратный комплекс моделирования полета мультироторного беспилотного летательного аппарата, позволяющий реализовать работу в режиме, близком к реальному времени, в пакете программ MatLab/Simulink. С целью получения адекватных характеристик управляемости и оценки времени полета разработаны и верифицированы имитационные модели воздушных винтов и бесколлекторных двигателей. Системная модель беспилотного летательного аппарата позволяет комбинировать различные воздушные винты, бесколлекторные электромоторы, аккумуляторные батареи, проводить тестирование программного обеспечения системы управления в режимах автоматического, полуавтоматического, ручного управления, при различных сочетаниях внешних факторов, таких как высота полета относительно уровня моря, направления и силы ветра, имитировать ошибки определения координат и высоты. Результаты работы использованы для отработки режимов полета реального мультироторного беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: программно-аппаратный комплекс, имитационное моделирование, системная модель, мультироторный беспилотный летательный аппарат, квадрокоптер