

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ КООРДИНАТОМЕТРИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ АНОМАЛЬНОСТИ (ИСКАЖЕНИЯ) СПУТНИКОВЫХ СИГНАЛОВ

Гончаров В.М. *, Зайцев А.В. **, Лупанчук В.Ю. ***

*Военная академия Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого,
ул. Карбышева, 8, Балашиха, Московская область, 143900, Россия*

* e-mail: vladimir-goncharov.1986@mail.ru

** e-mail: ug253@mail.ru

*** e-mail: raketofflu@mail.ru

Статья поступила в редакцию 14.09.2020

Рассматривается проблема оценивания состояния системы координатометрии беспилотного летательного аппарата в условиях аномальности (искажений) результатов измерений, полученных от спутниковых навигационных систем. В качестве дополнительного источника информации рассматривается оптико-электронная система, состоящая из телевизионного и тепловизионного информационных каналов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, координатометрия, состояние системы координатометрии, фильтр Калмана, область коррекции, высота коррекции, искажение спутниковых сигналов.

Введение

Навигационная система беспилотного летательного аппарата (БПЛА) малой дальности и ближнего радиуса действия рассматривается как комплексная навигационная система, имеющая в своем составе бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), работающую непрерывно при измерении текущего ускорения, горизонтального и вертикального углов, и приемник потребителя спутникового сигнала от группировки космической навигационной системы ГЛОНАСС/GPS, периодически корректирующей текущую навигационную информацию от БИНС, в том числе в дифференциальном режиме функционирования.

Спутниковые навигационные системы (СНС) обеспечивают необходимую достоверность измерений и точность определения местоположения путем коррекции БИНС, но существуют неблагоприятные факторы, снижающие требуемые характеристики позиционного метода навигации [1].

В качестве дополнительных измерителей для коррекции БИНС на борту БПЛА могут использоваться измерители, основанные на различных физических принципах оценивания параметров движения. Известны навигационные системы, основанные на визуальной навигации БПЛА [2–8].

Задачами исследования повышения точности координатометрии БПЛА с применением оптико-электронных систем (ОЭС) занимаются как отечественные (В.В. Алексеев, Ю.В. Визильтер, И.Н. Белоглазов, Б.А. Алпатов, Н.Е. Ким, Н.Е. Бодунков, Д.Н. Степанов, Д.Н. Овакимян, Е.М. Лунев, А.Е. Гриценко, В.Н. Степашкин, Н.И. Сельвесюк, Ю.Д. Воробьев, Р.Н. Садеков), так и зарубежные (S. Grzonka, A. Vachrach, G. Conte, P. Doherty, A. Cesetti) ученые. Исследования в данной предметной области ведут предприятия промышленности: «Лаборатория зрительных систем ИППИ РАН», «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», ИПС РАН имени А.К. Айламазяна, ООО «Визиллект Сервис», АО «НИИ ТП» и др.

Математическая постановка задачи исследования

Дано:

1. Летно-технические характеристики БПЛА:

$$XS^{БПЛА} = \langle V_{пов}, R_{пов}, T_{max}, V_{max}, H_{max}, V_{min}, H_{min}, V_v, R_{опт}, R_{max}, t_{доп} \rangle,$$

где $V_{пов}, R_{пов}$ – скорость и радиус поворота; $T_{max}, V_{max}, H_{max}$ – максимальные значения продолжительности, скорости и высоты полета; V_v – вертикальная скорость; $R_{опт}, R_{max}$ – оптимальный и максимальный радиусы действия приемной антенны; $t_{доп}$ – допустимое время прямолинейного полета с момента отсутствия сигналов от СНС.

2. Характеристики накопления погрешностей навигационных систем БПЛА:

$$XS^{НС} = \langle XS^{БИНС}, XS^{СНС} \rangle,$$

где $XS^{БИНС} = \langle \Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z, \Delta\alpha_x, \Delta\alpha_y, \Delta\alpha_z \rangle$ – характеристики инструментальных погрешностей БИНС по соответствующим осям, состоящих из погрешностей датчиков угловой скорости (ДУС) $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ и погрешностей акселерометров $\Delta\alpha_x, \Delta\alpha_y, \Delta\alpha_z$;

$$XS^{СНС} = \langle \Delta t_{пэвч}, \Delta t_{дзск}, \Delta t_{шпа} \rangle$$
 – характеристики погрешностей приемника сигналов от СНС, вызванных смещением шкалы времени эталона высокой частоты $\Delta t_{пэвч}$, динамическим запаздыванием следящих контуров $\Delta t_{дзск}$, шумами приемной аппаратуры $\Delta t_{шпа}$.

3. Характеристики информационно-измерительных устройств (ИИУ) БПЛА:

$$XS^{ИИУ} = \langle XS^{БВ}, XS^{ОЭС}, XS^{ММ} \rangle,$$

где $XS^{БВ} = \langle a, l_{тр}, d_{тр}, v_{тр}, u_H \rangle$ – характеристики баровысотомера, влияющие на точность измерений (a – постоянная времени, за которое проводка статического давления и корпус датчика заполняются воздухом; $l_{тр}, d_{тр}, v_{тр}$ – длина, диаметр и объем трубопровода соответственно; u_H – белый шум);

$$XS^{ОЭС} = \langle f, \alpha_r, \alpha_b, f_k \rangle$$
 – характеристики ОЭС (f – фокусное расстояние; α_r, α_b – горизонталь-

ный и вертикальный углы обзора; f_k – частота обновления изображения);

$$XS^{ММ} = \langle \sigma_{ММ} \rangle$$
 – характеристики магнитометра ($\sigma_{ММ}$ – среднеквадратическая погрешность (СКП) определения магнитного азимута).

Ограничения и допущения:

- продолжительность полета БПЛА

$$t^n \in \{t_{тек}^n\} | t_{тек}^n = \overline{0, T_{max}} \cap f \left(E \left(t^{C^o}, n_{II}^{3P}, \sum t_{ФАКБ} \right), \rho^{MS} \right)$$

определяется максимальным значением T_{max} , установленным производителем; емкостью аккумуляторной батареи E , зависящей от температуры окружающего воздуха t^{C^o} ; количеством циклов «заряд-разряд» n_{II}^{3P} ; суммарным временем функционирования $\sum t_{ФАКБ}$; мощностью ρ^{MS} , зависящей от множества факторов;

– подстилающая поверхность позволяет выявлять достаточное количество точек μ_{min} для проведения масштабирования и поворота сравниваемых изображений;

– входные возмущения $w(t)$ и ошибки измерений $v(t)$ ИИУ БПЛА являются гауссовскими белыми шумами с нулевым математическим ожиданием $M[w(t)] = M[v(t)] = 0$.

Требуется: уменьшить среднеквадратическую погрешность позиционирования БИНС в условиях аномальности сигналов от СНС, найти оценку текущего положения БПЛА \hat{X}, \hat{Y} , которая обеспечит минимальную среднюю квадратическую ошибку:

$$J(t) = M_{\hat{X}, \hat{Y}} \left\{ \left\| X(t) - \hat{X}(t) \right\|^2, \left\| Y(t) - \hat{Y}(t) \right\|^2 \right\} \text{ при } J(t) \rightarrow \min. \tag{1}$$

Методика определения местоположения БПЛА в автономном режиме полета при отсутствии спутниковых сигналов

На борту БПЛА отсутствует заблаговременно подготовленная информация о подстилающей поверхности, в связи с этим рассматривается возможность формирования областей коррекции в полете. В процессе полета: рассчитывается период формирования областей коррекции $T_{ФОК}$; форми-

руются текущие изображения I , с использованием фотокамеры, которые объединяются в области коррекции (ОК) Q_i ; главный оптический луч ОЭС направлен вертикально вниз (плановая съемка). При сравнении эталонного изображения с текущим применяются методы идентификации особых точек, с помощью которых формируется дополнительная информация, позволяющая корректировать БИНС БЛА при отсутствии спутниковых сигналов

Рассматривается ситуация, когда момент начала формирования очередной области коррекции $ABCD$ совпадает с моментом наступления нештатной ситуации (точка E), а траектория БПЛА представляет прямолинейный участок полета от точки старта [9].

В отличие от существующей модели визуальной навигации, когда происходит непрерывный анализ подстилающей поверхности, разработана модель определения периода формирования $T_{\text{ФОК}}$ областей коррекции Q_i , позволяющая уменьшить количество ресурсоемких вычислений O при учете инструментальных погрешностей БИНС $\Delta_{\text{БИНС}}$, характеристик ОЭС $XS^{\text{ОЭС}}$, вертикальной скорости V_v , радиус $R_{\text{пов}}$ и скорости $V_{\text{пов}}$ разворота:

$$M : Q^* \in \{Q_i\} | T_{\text{ФОК}} \in f(XS^{\text{БПЛА}}, XS^{\text{БПЛА}}) \quad (2)$$

при $O < O_{\text{сущ}}$,

где $i = \overline{1, T_{\text{max}} / T_{\text{ФОК}}}$ — количество областей коррекции Q_i ; $O_{\text{сущ}}$ — существующее количество ресурсоемких вычислений при непрерывном анализе подстилающей поверхности.

Продолжительность полета по расчетной траектории определяем по формуле [10]

$$t_{\text{рт}}^2 = \left(T_{\text{ФОК}} - \frac{t_{\text{ОК}}}{2} + t_{\text{доп}} \right)^2 + \left(\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}} \right)^2, \quad (3)$$

где $t_{\text{ОК}}$ — продолжительность создания ОК; $t_{\text{доп}}$ — допустимая продолжительность прямолинейного полета, с момента наступления нештатной ситуации; $R_{\text{пов}}$ — радиус поворота БПЛА; $V_{\text{пов}}$ — скорость полета БПЛА при совершении разворота; $\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}}$ — продолжительность совершения разворота БПЛА, определяется из формулы длины окружности, в данном случае ее половины.

Продолжительность бескоррекционного полета $t_{\text{бкп}}$ находим по формуле

$$t_{\text{бкп}}^{\text{max}} = t_{\text{доп}} + \pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}} + t_{\text{рт}}. \quad (4)$$

Компенсировать накопленную погрешность $\Delta_{\text{БИНС}}$ в течении времени $t_{\text{бкп}}^{\text{тек}}$ возможно достигением высоты H_2 .

Высоту H_2 , с которой в обзор ОЭС полностью попадает сформированная ОК, определяем по формуле

$$H_2 = \frac{\Delta t_{\text{бкп}}^{\text{тек}}}{\text{tg} \frac{\alpha_{\Gamma}}{2}} + H_1, \quad (5)$$

где α_{Γ} — горизонтальный угол обзора ОЭС.

Для применения формулы (5) в практических целях необходимо учитывать максимальную вертикальную скорость V_v БПЛА:

$$H_2 - H_1 < \left(\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}} + t_{\text{рт}} \right) \cdot V_v, \quad (6)$$

где $\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}} + t_{\text{рт}}$ — время, в течение которого БПЛА способен увеличивать высоту полета до очередной ОК.

Переместив H_1 в формуле (5) в левую часть и подставив оставшуюся часть в выражение (6), получим:

$$\frac{\Delta_{\text{БИНС}}(t_{\text{бкп}}^{\text{тек}})}{\text{tg} \frac{\alpha_{\Gamma}}{2}} < \left(\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}} + t_{\text{рт}} \right) \cdot V_v. \quad (7)$$

Для определения предельного отклонения $\Delta_{\text{БИНС}}(t_{\text{бкп}})$ за время бескоррекционного полета $t_{\text{бкп}}$ проведено моделирование накопления ошибки позиционирования БПЛА с инструментальными погрешностями БИНС. По значениям СКП позиционирования, взятым через каждые 50 с, с применением метода наименьших квадратов, для функции вида

$$\Delta_{\text{БИНС}}(t_{\text{бкп}}^{\text{тек}}) = a_1 \cdot (t_{\text{бкп}}^{\text{тек}})^2 + a_2 \cdot t_{\text{бкп}}^{\text{тек}} + a_3 \quad (8)$$

определены коэффициенты квадратического полинома a_1, a_2, a_3 , зависящие от точности применяемой БИНС. При моделировании входные возмущения и ошибки измерений акселерометров и ДУС принимались гауссовскими белыми шумами с нулевым математическим ожиданием.

Коэффициенты квадратического полинома a_1, a_2, a_3 определялись путем решения системы уравнений:

$$\begin{cases} a_1 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^4 + a_2 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^3 + a_3 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^2 = \\ = \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^2 \Delta_{\text{БИНС}i}; \\ a_1 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^3 + a_2 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^2 + a_3 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i = \\ = \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i \Delta_{\text{БИНС}i}; \\ a_1 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i^2 + a_2 \sum_{i=1}^5 (t_{\text{БКП}}^{\text{тек}})_i + 5 = \sum_{i=1}^5 \Delta_{\text{БИНС}i}. \end{cases} \quad (9)$$

Подставив в условие (7) вместо $\Delta_{\text{БИНС}}$ формулу (8), вместо $t_{\text{БКП}}^{\text{тек}}$ формулу (4), вместо $t_{\text{рт}}$ квадратный корень формулы (3), приравняв полученное выражение к нулю и решив относительно $T_{\text{ФОК}}$, найдем четыре корня уравнения.

Анализ полученных корней уравнения показал, что только один из них удовлетворяет условию (7) и имеет область решений в действительных числах. Математическая модель, определяющая период формирования областей коррекции $T_{\text{ФОК}}$ с учетом инструментальных погрешностей БИНС, характеристик ОЭС α_r , допустимой продолжительности $t_{\text{доп}}$ прямолинейного полета,

продолжительности разворота $\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}}$ и максимальной скорости вертикального полета V_V имеет вид

$$T_{\text{ФОК}} = - \frac{\left(2t \cdot a_1 - \sqrt{2} \cdot \sqrt{\frac{\zeta}{V_{\text{пов}}}} + a_1 \cdot t_{\text{ОК}} \right)}{2a_1}, \quad (10)$$

где

$$\begin{aligned} \zeta = & V_{\text{пов}}^2 a_2^2 - V_{\text{пов}} a_2 \sqrt{k_1} + 2t_{\text{доп}}^2 V_{\text{пов}} a_1^2 + V_{\text{пов}} V_V^2 \text{tg} \frac{\alpha_r}{2} - \\ & - 2V_{\text{пов}} a_1 a_3 + 4\pi R_{\text{пов}} t_{\text{доп}} a_1^2 - 2R_{\text{пов}} a_1 \pi \sqrt{k_1} - \\ & - 2t_{\text{доп}} V_{\text{пов}} a_1 \sqrt{k_1} + V_{\text{пов}} V_V \text{tg} \frac{\alpha_r}{2} \sqrt{k_1} + 2\pi R_{\text{пов}} a_1 a_2 + \\ & + 2t_{\text{доп}} V_{\text{пов}} a_1 a_2 + k_5 V_{\text{пов}} - 2\pi R_{\text{пов}} V_V a_1 \text{tg} \frac{\alpha_r}{2} + k_2; \\ & k_1 = k_2 + k_3 + k_4 + k_5; \quad k_2 = -4t_{\text{доп}} a_1 V_V \frac{\alpha_r}{2}; \\ & k_3 = -4t_{\text{доп}} a_1 a_3; \quad k_4 = V_V^2 \left(\frac{\alpha_r}{2} \right)^2 + a_2^2; \quad k_5 = -2V_V a_2 \text{tg} \frac{\alpha_r}{2}. \end{aligned}$$

Разработанная математическая модель позволяет определять период формирования областей коррекции, зависящий от характеристик систем летательного аппарата в условиях периодической обработки информации о подстилающей поверхности.

Определение периода $T_{\text{ФОК}}$ является обязательным условием для функционирования алгоритма формирования областей коррекции. Рассмотрим основные этапы алгоритма А1:

Этап 1. Ввод исходных данных. Исходными данными алгоритма являются: $T_{\text{ФОК}}$ — период формирования областей коррекции; t_0 — время начала полета; $t_{\text{доп}}$ — допустимое время прямолинейного полета с момента наступления нештатной ситуации; T_{max} — максимальная продолжительность полета БПЛА.

Этап 2. Функционирование счетчика областей коррекции до значения, равного количеству циклов за максимальное время полета БПЛА $T_{\text{max}}/T_{\text{ФОК}}$.

Этап 3. Проверка условия начала формирования области коррекции:

$$t_{\text{тек}}^{\text{п}} = T_{\text{ФОК}} \cdot i + t_0. \quad (11)$$

Переход на этап 4 осуществляется в случае выполнения формулы (11), иначе осуществляется переход на этап 12.

Этап 4. Формирование изображений i -й области коррекции I_{Q_i} в течение $t_{\text{ОК}}$. Объединение изображений в область коррекции на борту или наземном пункте управления.

Этап 5. Разделение сформированной области коррекции на 9 зон.

Этап 6. Выявление идентифицируемых особых точек подстилающей поверхности μ .

Этап 7. Проверка условия равенства количества особых точек минимальному числу $\mu = 5$, при этом чтобы μ_{\min} определялось в разных зонах. При невыполнении условия осуществляется переход на этап 4, иначе выполняется этап 8.

Этап 8. Определение координат особых точек, которые являются опорными для определения местоположения БПЛА в отсутствие сигналов от СНС, расположенных наиболее близко к центру зоны.

Уравнивание опорных точек с применением маршрутной фототриангуляции по способу связок [11]. Применение данного способа позволяет построить фотограмметрическую сеть области коррекции в геоцентрической системе координат, без определения элементов взаимного ориентирования снимков. Дополнительным преимуществом является совместное уравнивание фотограмметрических и бортовых измерений, учитывая их веса.

В качестве исходных данных используются уравнения, связывающие координаты точки местности $X^{\text{OT}}, Y^{\text{OT}}, Z^{\text{OT}}$ с координатами точки фотографирования $X^{\text{БПЛА}}, Y^{\text{БПЛА}}, Z^{\text{БПЛА}}$:

$$\begin{aligned} x - x_0 &= -f \frac{a_1 (X^{\text{OT}} - X^{\text{БПЛА}}) + b_1 (Y^{\text{OT}} - Y^{\text{БПЛА}}) + c_1 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}})}{a_3 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}}) + b_3 (Y^{\text{OT}} - Y^{\text{БПЛА}}) + c_3 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}})}; \\ y - y_0 &= -f \frac{a_2 (X^{\text{OT}} - X^{\text{БПЛА}}) + b_2 (Y^{\text{OT}} - Y^{\text{БПЛА}}) + c_2 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}})}{a_3 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}}) + b_3 (Y^{\text{OT}} - Y^{\text{БПЛА}}) + c_3 (Z^{\text{OT}} - Z^{\text{БПЛА}})}, \end{aligned} \quad (12)$$

где x, y — координаты пикселя опорной точки на изображении; x_0, y_0 — координаты пикселя главной точки изображения; a_i, b_i, c_i — направляющие косинусы, зависящие от угловых элементов внешнего ориентирования снимка α, ω, χ .

Для каждой определяемой точки μ , изобразившейся на снимке j , составляем два уравнения:

$$\begin{cases} a_{\mu_j} \delta X^{\text{БПЛА}} + b_{\mu_j} \delta Y^{\text{БПЛА}} + c_{\mu_j} \delta Z^{\text{БПЛА}} + d_{\mu_j} \delta \alpha + e_{\mu_j} \delta \varpi + f_{\mu_j} \delta \chi + g_{\mu_j} \delta X^{\text{OT}} + h_{\mu_j} \delta Y^{\text{OT}} + i_{\mu_j} \delta Z^{\text{OT}} + l_{\mu_j} = \vartheta_{\mu_j}; \\ a'_{\mu_j} \delta X^{\text{БПЛА}} + b'_{\mu_j} \delta Y^{\text{БПЛА}} + c'_{\mu_j} \delta Z^{\text{БПЛА}} + d'_{\mu_j} \delta \alpha + e'_{\mu_j} \delta \varpi + f'_{\mu_j} \delta \chi + g'_{\mu_j} \delta X^{\text{OT}} + h'_{\mu_j} \delta Y^{\text{OT}} + i'_{\mu_j} \delta Z^{\text{OT}} + l'_{\mu_j} = \vartheta'_{\mu_j}, \end{cases} \quad (13)$$

где $a, b, c, d, e, f, g, h, i, l, a', b', c', d', e', f', g', h', i', l'$ — частные производные, известные из фотограмметрии; $\delta X^{\text{БПЛА}}, \delta Y^{\text{БПЛА}}, \delta Z^{\text{БПЛА}}, \delta \alpha, \delta \varpi, \delta \chi, \delta X^{\text{OT}}, \delta Y^{\text{OT}}, \delta Z^{\text{OT}}$ — поправки к приближенным значениям; так как съемка плановая, то приближенные углы $\alpha = \varpi = \chi = 0$.

Уравнения поправок можно представить в матричной форме:

$$\bar{B}'_{\mu_j} \bar{\delta}'_{\mu} + \bar{B}'_{\mu_j} \bar{\delta}_j + \bar{l}_{\mu_j} = \bar{\vartheta}_{\mu_j}. \quad (14)$$

Построение сети фототриангуляции способом связок позволяет наиболее эффективно использовать значения элементов внешнего ориентирования снимков, полученных в полёте.

Использование начальных приближений координат особых точек позволяет применять модифицированный метод Ньютона — метод секущих, который уменьшает количество вычислений, так как матрица нормальных уравнений в процессе итераций обращается только один раз. Итерационный процесс метода секущих выполняется по формуле [12]

$$x_{k+1} = x_k + \frac{f(x_k)(x_{k-1} - x_k)}{f(x_{k-1})f(x_k)}, \quad (15)$$

где $k = 1, 2, 3, \dots$; x_0 и x_1 — начальные приближения.

Высокий порядок сходимости в сочетании с минимальными вычислительными затратами является наиболее уместным при реализации на борту БПЛА. Окончание итераций контролируют с помощью проверок на малость поправок, т.е. $|x_k - x_{k-1}| < 1$ м.

Этап 9. Расчет погрешности коррекции БПЛА в режиме стабилизированного горизонтального обратного полета на высоте по наблюдению n опорных точек по формуле

$$\sigma_{\text{расч}} = \sqrt{\frac{10}{n} \left(\sigma_{\text{ОТ}}^2 + \frac{H_2^2}{f^2} \sigma_{\text{и}}^2 + \frac{1}{3} \left(\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2} \right)^2 \sigma_{h\sim}^2 \right) \cdot \frac{1 + \frac{2}{3} \left(\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2} \right)^2 + \frac{14}{45} \left(\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2} \right)^4}{\left(\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2} \right)^4}}, \quad (16)$$

где $\sigma_{\text{ОТ}}^2$ — дисперсия ошибок координат опорных точек; $\sigma_{\text{и}}^2$ — дисперсия снятия координат опорной точки с изображения; $\sigma_{h\sim}^2$ — дисперсия ошибки высоты опорных точек; $\alpha_{\text{Г}}$ — горизонтальный

угол обзора ОЭС; H_2 — высота, $H_2 = H_1 + \frac{\Delta_{\text{БИНС}}(t_{\text{БКП}}^{\text{max}})}{\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2}}$.

Так, при $\sigma_{\text{ОТ}} = 5$ м, $\sigma_{\text{и}} = 0,01$ мм, $\sigma_{h\sim} = 15$ м, $\tan \frac{\alpha_{\text{Г}}}{2} = 0,432$, $f = 0,03$ м, $H_2 = 1000$ м, $n = 3$ точность коррекции $\sigma_{\text{расч}} = 53$ м, при $n = 9$, $\sigma_{\text{расч}} = 30$ м. Анализ формулы показал, что увеличение количества наблюдаемых ориентиров уменьшает ошибку позиционирования в \sqrt{n} раз, в связи с этим на этапе 5 осуществляется разделение на 9 зон, что ограничивает размерность матрицы нормальных уравнений, а распределение по зонам повышает точность расчета обратной фотограмметрической засечки.

Этап 10. Расчет характеристик области коррекции Q_i . Определяются: высота формирования H_{1Q_i} , координаты геометрического центра $X_{Q_i}^{\text{Ц}}, Y_{Q_i}^{\text{Ц}}$ и угловые точки области коррекции $X_{Q_i}^{\text{A}}, Y_{Q_i}^{\text{A}}, X_{Q_i}^{\text{B}}, Y_{Q_i}^{\text{B}}, X_{Q_i}^{\text{C}}, Y_{Q_i}^{\text{C}}, X_{Q_i}^{\text{D}}, Y_{Q_i}^{\text{D}}$.

Этап 11. Сохранение изображений I_{Q_i} , характеристик области коррекции Q_i и координат опорных точек.

Этап 12. Проверка выполнения условия подтверждения достоверности, по информации от БИНС и ИИУ, и наличия сигналов от СНС. В случае подтверждения осуществляется переход на

этап 3, иначе осуществляется расчет координаты X_F, Y_F, H_F точки F начала разворота на область коррекции и сохранение координаты точки E нештатной ситуации.

Этап 13. Проверка выполнения условия

$$t_{\text{БКП}} < t_{\text{доп}}. \quad (17)$$

При выполнении условия осуществляется останова алгоритма, иначе этап 12.

Выходными данными алгоритма формирования областей коррекции являются сформированные области коррекции, которые позволяют БПЛА возвратиться к точке старта с применением комплексного алгоритма функционирования.

В условии отсутствия сигналов от СНС требуется разработать алгоритм А2, который рассчитывает маршрут M_j с минимальной длиной L , из множества всевозможных маршрутов, таким образом, чтобы расстояние между любыми последовательными точками маршрута не превышало продолжительности бескоррекционного полета $t_{\text{БКП}}^{\text{max}}$:

$$A2: M_j \in \{M\} \left| \sum_{j=1}^j L_{M_j - M_{j+1}} \rightarrow \min \right. \quad (18)$$

при условии $\frac{L_{M_j - M_{j+1}}}{V_{\text{БПЛА}}} \leq t_{\text{БКП}}^{\text{max}}$,

где $j = \overline{1, J}$, J – количество точек маршрута; $M_1 = M_F$ – точка F разворота; $M_j = M_c$ – точка старта.

Алгоритм расчета маршрута полета А2 основан на методе Дейкстры [13, 14]. Отличительной особенностью разработанного алгоритма является построение маршрута таким образом, чтобы время, затрачиваемое БПЛА на преодоление расстояния между областями коррекции, не превышало расчетной продолжительности бескоррекционного полета $t_{\text{бкп}}$. Рассмотрим алгоритм расчета маршрута полета А2 комплексного алгоритма.

Этап 1. Ввод исходных данных. Исходными данными алгоритма являются: $t_{\text{бкп}}^{\text{тек}}, t_{\text{бкп}}^{\text{макс}}$ – текущая и максимальная продолжительности бескоррекционного полета; $X_{Q_i}^{\text{ц}}, Y_{Q_i}^{\text{ц}}$ – координаты геометрических центров областей коррекции; $K_c = \langle X_c, Y_c \rangle$ – координаты точки старта; $V^{\text{БПЛА}}$ – скорость полета БПЛА; α_r – горизонтальный угол обзора ОЭС; $K_F^{\text{БИНС}} = \langle X_F^{\text{БИНС}}, Y_F^{\text{БИНС}} \rangle$ – координаты точки F начала совершения разворота; H_{1Q_i} – высота, на которой были получены изображения i -й области коррекции; $\Delta_{\text{БИНС}}(t_{\text{бкп}}^{\text{тек}})$ – функция накопления СКП позиционирования БИНС; I_{M_j} – геопространственные изображения.

Этап 2. Формирование вершин графа. Вершинами графа являются координаты: геометрических центров областей коррекции, точек старта и начала совершения разворота $X_F^{\text{БИНС}}, Y_F^{\text{БИНС}}$.

Этап 3. Расчет веса дуг между сформированными вершинами, представляющими продолжительности полета БПЛА, по формуле

$$c_{rk} = \frac{\sqrt{(X_r - X_k)^2 + (Y_r - Y_k)^2}}{V^{\text{БПЛА}}}, \quad (19)$$

где c_{rk} – продолжительность полета БПЛА между вершинами графа, $r = \overline{1, i+2}, k = \overline{1, i+2}, i$ – количество сформированных областей коррекции.

Этап 4. Формирование матрицы весов c , таким образом, что c_{rk} меньше $t_{\text{бкп}}^{\text{макс}}$.

Этап 5. Присвоение вершинам $v(x_i) = \infty$ для всех $x_i \neq V_F$. Считать эти пометки временными. Присвоение $\rho = s$.

Этап 6. Присвоение исходной точке $v(V_F) = 0$. Считать эту метку постоянной.

Этап 7. Для всех $x_i \in \Gamma(\rho)$, метки которых временные, изменить метки в соответствии со следующим выражением:

$$\min[v(x_i), v(\rho) + c(\rho, x_i)] \rightarrow v(x_i). \quad (20)$$

Среди всех вершин с временными метками необходимо найти такую, для которой $v(x_i^*) = \min[v(x_i)]$.

Этап 8. Считать метку вершины x_i^* постоянной и присвоить $\rho = x_i^*$.

Этап 9. Если $\rho = t$, то $v(\rho)$ является длиной кратчайшего пути.

Этап 10. Проверка выполнения условия, является ли вершина с найденной минимальной меткой $V_{er_i}^*$ точкой старта V_{er_c} . В случае невыполнения условия осуществляется переход на этап 7.

Этап 11. Построение маршрута M_j по постоянным меткам ρ от точки начала разворота V_{er_F} до точки старта, где $j = \overline{1, J}$ – номер точки маршрута, J – количество точек маршрута БПЛА.

Результатом работы алгоритма является маршрут M_j полета через сформированные области коррекции к точке старта (цели).

Этап 12. Функционирование счетчика точек маршрута M_j .

Этап 13. Проверка выполнения условия, являются ли координаты очередной точки K_{M_j} координатами точки старта K_c . В случае выполнения условия осуществляется выход из комплексного алгоритма, иначе алгоритм А3.

Для каждой точки маршрута M_j , кроме точки старта, выполняется алгоритм А3 расчета высоты полета БПЛА, с которой будут осуществляться коррекционные поправки. Рассмотрим алгоритм расчета высоты полета А3 комплексного алгоритма.

Требуется разработать алгоритм А3 расчета высоты H_{2M_j} полета БПЛА, из множества возможных высот от H_1 , на которой сформирована ОК, до H_{\max} БПЛА, учитывающий характеристики ОЭС $XS^{OЭС}$ и погрешность позиционирования $\Delta_{\text{БИНС}}$ за продолжительность достижения очередной ОК:

$$\begin{aligned} \text{А3: } H_{2M_j} \in \{H_1 - H_{\max}\} | H_{2M_j} = \\ = f \left(\Delta_{\text{БИНС}} \left(\frac{L_{M_j - M_{j+1}}}{V_{\text{БПЛА}}} \right), H_1, XS^{OЭС} \right). \end{aligned} \quad (21)$$

Выполнение алгоритма обусловлено тем, что нет необходимости набора максимальной высоты, с которой возможно сопоставление особых точек подстилающей поверхности.

Алгоритм расчета периода формирования областей коррекции А1 разработан при учете прямолинейного маршрута полета БПЛА, недопущения достижения расчетной максимальной продолжительности бескоррекционного полета между областями коррекции $t_{\text{БКП}}^{\max}$ с учетом совершения разворота за время $\pi \frac{R_{\text{пов}}}{V_{\text{пов}}}$.

Если маршрут M_j полета выполняется не по прямолинейному направлению, то достаточная высота, компенсирующая погрешность отклонения расчетных координат БИНС от истинных, будет ниже, тем самым повышается вероятность достоверного определения особых точек подстилающей поверхности.

Этап 14. Совершение разворота к очередной точке маршрута.

Этап 15. Расчет времени $t_{M_j - M_{j+1}}$ достижения очередной точки маршрута M_{j+1} . Продолжительность полета определяется временем с момента последней коррекции БИНС и до момента достижения очередной точки маршрута.

Этап 16. Расчет максимального смещения над геометрическим центром области коррекции $\Delta_{\text{БИНС}} \left(t_{M_j - M_{j+1}} \right)$ в зависимости от времени $t_{M_j - M_{j+1}}$ достижения очередной точки маршрута M_{j+1} .

Этап 17. Расчет высоты полета H_{2M_j} для определения коррекционных поправок. Высота полета определяется по формуле

$$H_{2M_j} = H_{1M_j} + \frac{\Delta_{\text{БИНС}} \left(t_{M_j - M_{j+1}} \right)}{\tan \frac{\alpha_{\Gamma}}{2}}. \quad (22)$$

Выходными данными алгоритма А3 является высота полета H_{2M_j} , на которой выполняется алгоритм А4 определения коррекционных поправок.

Этап 18. Увеличение высоты полета БПЛА до значения H_{2M_j} .

Этап 19. Поиск общих точек на эталонных и текущем изображениях.

Этап 20. Проверка условия подтверждения принадлежности текущего изображения, полученного от ОЭС, к данной области коррекции. При невыполнении условия осуществляется переход на этап 19, иначе на этап 21.

Этап 21. Определение местоположения БПЛА по опорным точкам подстилающей поверхности. Коррекция БИНС. Переход на этап 13.

Реализация математической модели и алгоритмов позволила разработать методику определения местоположения БПЛА в отсутствие сигналов от СНС. Методика функционирует в автоматическом режиме с момента наступления нештатной ситуации, позволяет в отсутствие сигналов от СНС определять маршрут и высоту полета. Рассмотрим основные этапы функционирования методики.

Этап 1. Ввод исходных данных. Исходными данными алгоритма являются: $t_{\text{БКП}}^{\text{тек}}$ — текущая продолжительность бескоррекционного полета; K_E — координаты нештатной ситуации; $t_{\text{доп}}$ — допустимая продолжительность прямолинейного полета; K_F — координаты точки совершения разворота; $t_{\text{БКП}}^{\max}$ — максимальная продолжительность бескоррекционного полета; $\Delta_{\text{БИНС}} \left(t_{\text{БКП}}^{\text{тек}} \right)$ — функция накопления СКП позиционирования БИНС; $XS^{\text{БПЛА}}$ — летно-технические характеристики БПЛА; $XS^{OЭС}$ — характеристики ОЭС; I_{Q_i} — изображения сформированных областей коррекции; H_{1Q_i} — высоты, с которых формировались

области коррекции; $X_{Q_i}^H, Y_{Q_i}^H$ — координаты геометрических центров областей коррекции.

В методике определения местоположения параллельно функционируют два процесса. В первом процессе, этапы 2—6, выполняется комплексный алгоритм. Во втором процессе реализован оптимальный фильтр Калмана, использующий при обработке информации коррекционные поправки комплексного алгоритма [14—19].

Этапы 2—6. Выполнение комплексного алгоритма, рассмотренного выше.

Этап 7. Формирование начальных исходных данных для фильтра Калмана. Формируются: \bar{x} — вектор состояния навигационных параметров; F — переходная матрица навигационных параметров; P_0 — ковариационная матрица; R — матрица ошибок измерений координат по эталонным изображениям.

Этап 8. Функционирование счетчика с шагом дискретности k .

Этап 9. Вычисление оценки прогноза вектора состояния \bar{x} в k -й момент времени.

Этап 10. Вычисление прогноза матрицы ковариации P в k -й момент времени.

Этап 11. Формирование нулевого вектора измерений z_k .

Этап 12. Проверка условия наличия дополнительных измерений ОЭС — результата функционирования комплексного алгоритма. При выполнении условия осуществляется переход на этап 13, иначе на этап 14.

Этап 13. Формирование вектора измерений z_k по информации комплексного алгоритма.

Этап 14. Расчет коэффициента усиления K_k фильтра Калмана.

Этап 15. Расчет матрицы ковариации P_k с использованием результата, полученного на этапе 10.

Этап 16. Расчет текущей оценки вектора навигационных параметров:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k (z_k - H\hat{x}_{k/k-1}).$$

Этап 17. Проверка условия позиционирования БПЛА на расстоянии менее 100 м от точки старта. При выполнении условия осуществляется этап 18, иначе этап 8.

Этап 18. Выполнение режима посадки БПЛА.

Анализ применения формулы (10) показал, что увеличение точности применяемой БИНС, максимальной вертикальной скорости, скорости при

развороте и уменьшение допустимой продолжительности прямолинейного полета позволяет увеличить период формирования областей коррекции и уменьшить количество ресурсоемких вычислений на борту БПЛА.

Моделирование продемонстрировало квадратическую зависимость продолжительности расчета маршрута от количества областей коррекции. В связи с этим маршрут должен определяться в течение допустимой продолжительности прямолинейного полета.

Для получения ошибки позиционирования, модель погрешностей была представлена в векторно-матричной форме:

$$\bar{x}_{k+1}^n = F_k^n x_k^n + \Gamma_k \bar{w}_k, \quad (23)$$

где индексы k и $k+1$ — номер дискретного момента времени, шаг дискретизации Δt ; $F_k^n = I + A^n \Delta t$ — переходная матрица погрешностей;

$$\bar{x}_{k+1}^n = \begin{bmatrix} \Delta\varphi & \Delta\lambda & \Delta V_{Xg} & \Delta V_{Zg} & \Delta\alpha & \Delta\beta & \Delta\chi \\ \Delta\omega_{Xg} & \Delta\omega_{Yg} & \Delta\omega_{Zg} & \Delta\alpha_{Xg} & \Delta\alpha_{Zg} \end{bmatrix}^T$$

— вектор состояния погрешностей; A^n — матрица состояния погрешностей размерностью 12×12 ; Γ_k — матрица возмущений размерностью 12×5 ; I — единичная матрица размерностью 12×12 ;

$\bar{w}_k = \begin{bmatrix} \Delta\omega_{Xg}^{сл} & \Delta\omega_{Yg}^{сл} & \Delta\omega_{Zg}^{сл} & \Delta\alpha_{Xg}^{сл} & \Delta\alpha_{Zg}^{сл} \end{bmatrix}^T$ — вектор случайных белозумных составляющих размерностью 5×1 , значения которого генерировались последовательностью псевдослучайных чисел. При моделировании реализации случайной величины для нормального распределения использовался метод Бокса—Мюллера. Независимо генерировались стандартные равномерные случайные числа U_1 и U_2 , которые использовались в следующих формулах [20]:

$$\begin{aligned} Z_1 &= \sigma \sqrt{-2 \ln(1 - U_1)} \cos(2\pi U_2); \\ Z_2 &= \sigma \sqrt{-2 \ln(1 - U_1)} \sin(2\pi U_2), \end{aligned} \quad (24)$$

где Z_1, Z_2 — независимые случайные числа; σ — стандартное отклонение нормального распределения.

Матрица состояния имеет следующий вид:

$$A^n = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{V_{Zg}}{R \cos^2 \varphi} & 0 & 0 & \frac{1}{R \cos \varphi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -n_{Zg} & n_{Yg} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & n_{Xg} & 0 & -n_{Yg} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ U_3 \cos \varphi + \frac{V_{Zg}}{R \cos^2 \varphi} & 0 & 0 & \frac{\operatorname{tg} \varphi}{R} & 0 & u_{Xg} & -u_{Zg} & 0 & -\Delta t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{R} & 0 & -u_{Xg} & 0 & u_{Yg} & 0 & 0 & -\Delta t & 0 & 0 \\ U_3 \sin \varphi & 0 & 0 & \frac{1}{R} & u_{Zg} & -u_{Yg} & 0 & -\Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta t}{\tau_w} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta t}{\tau_w} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta t}{\tau_w} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

где n_{Xg}, n_{Yg}, n_{Zg} — проекции вектора кажущегося ускорения на ребра связанного трехгранника; u_{Xg}, u_{Yg}, u_{Zg} — проекции вектора угловой скорости; R — радиус Земли.

Матрица возмущения Γ_k размерностью 12×5 имеет следующий вид:

$$\Gamma_k = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sigma_D \Delta t \sqrt{2 / \tau_w} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_D \Delta t \sqrt{2 / \tau_w} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_D \Delta t \sqrt{2 / \tau_w} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_V \Delta t \sqrt{2 / \tau_v} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_V \Delta t \sqrt{2 / \tau_v} \end{bmatrix}, \quad (26)$$

где σ_D, σ_V — средние квадратические погрешности дрейфа ДУС и измерения скорости акселерометрами; τ_w, τ_v — постоянные времени ДУС и акселерометров.

Навигационные параметры определялись по формуле

$$\bar{x}_{k+1} = F_k \bar{x}_k + x_k^п, \quad (27)$$

где \bar{x}_{k+1} – вектор состояния,

$$\bar{x}_{k+1} = [\varphi \ \lambda \ V_{Xg} \ V_{Zg} \ \alpha \ \beta \ \chi \ \omega_{Xg} \ \omega_{Yg} \ \omega_{Zg} \ \alpha_{Xg} \ \alpha_{Zg}]^T;$$

$F_k = I + A\Delta t$ – переходная матрица; A – матрица состояния навигационной системы размерностью 12×12 , состоящая из нулей, кроме $A(1,3) = 1/R$ и $A(2,4) = 1/R(\cos \varphi)$.

Исходные данные модели погрешностей:
– параметры погрешностей вектора состояния

$$\Delta\varphi = 1''; \Delta\lambda = 1''; \Delta V = 0,1 \text{ м/с}; \Delta\alpha = \Delta\beta = \Delta\chi = \\ = \Delta\omega_{Xg} = \Delta\omega_{Yg} = \Delta\omega_{Zg} = \Delta\alpha_{Xg} = \Delta\alpha_{Zg} = 0;$$

– параметры матрицы состояния

$$n_{Xg} = n_{Yg} = n_{Zg} = 0$$

(скорость полета БПЛА является постоянной величиной)

$$U_3 = 7,292115 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}, R = 6371 \text{ км}, \\ \Delta t = 1 \text{ с}, \tau_w = 180 \text{ с};$$

– параметры матрицы возмущений

$$\sigma_D = 10 \text{ }^\circ/\text{ч}, \sigma_V = 7,5 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2, \tau_v = 180 \text{ с};$$

– параметры вектора возмущения задавались генератором случайных чисел с нормальным законом распределения.

Параметры вектора состояния навигационной системы:

$$\varphi = 55,8^\circ \text{ с.ш.}, \lambda = 38^\circ \text{ в.д.}, V = 70 \text{ км/ч}, \\ \alpha = \beta = \chi = \omega_{Xg} = \omega_{Yg} = \omega_{Zg} = \alpha_{Xg} = \alpha_{Zg} = 0.$$

Фильтр Калмана реализован с применением двух блоков. В первом блоке (блоке прогноза) вычисляется оценка вектора состояния \hat{x} в k -й момент времени и ее матрица ковариации:

$$\hat{x}_{k/k+1} = F_k \cdot \hat{x}_{k-1}; \\ P_{k/k-1} = F_k \cdot P_{k-1} \cdot F_k^T + \Gamma_k \Gamma_k^T, \quad (28)$$

где $\hat{x}_{k/k+1}$ – оценка прогноза на один шаг вперед;

$P_{k/k-1}$ – матрица ковариации прогноза на один шаг вперед.

Во втором блоке вычисляется искомая текущая оценка \hat{x}_k и матрица ковариации P_k ее ошибок. Для этого используются результаты, полученные в блоке прогноза, и измерение z_k , рассчитанное по алгоритму А4:

$$K_k = P_{k/k-1} H^T (H P_{k/k-1} H^T + R)^{-1}; \\ P_k = P_{k/k-1} - K_k H P_{k/k-1}; \\ \hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k (z_k - H \hat{x}_{k/k-1}), \quad (29)$$

где K_k – коэффициент усиления фильтра Калмана; H – матрица наблюдений.

Высота полета рассчитывалась с помощью разработанного алгоритма. Внесение коррекционных поправок осуществлялось включением приемника сигналов от СНС. Производился расчет высоты для следующей области коррекции и т.д. При полете к точке старта погрешность позиционирования БИНС БПЛА была в пределах до 0,5 км, при этом во всех случаях операторами было отмечено, что в обзор ОЭС попала территория, принимаемая за область коррекции.

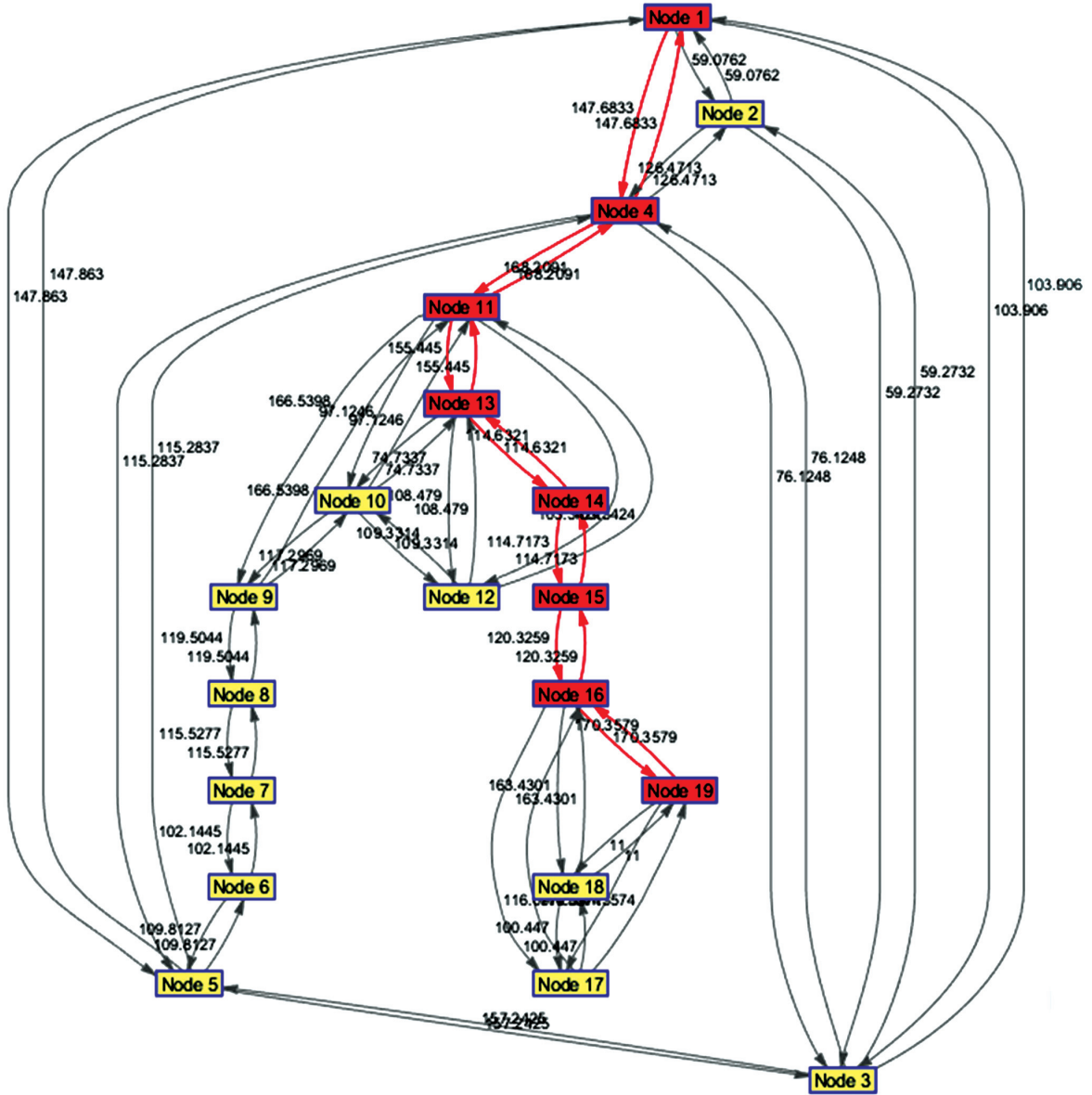
Результаты моделирования

Представлен результат алгоритма расчета маршрута полета БПЛА на основе метода Дейкстры (см. рисунок, а). Показан кратчайший путь к конечной точке в условиях отсутствия или аномальности спутниковых сигналов.

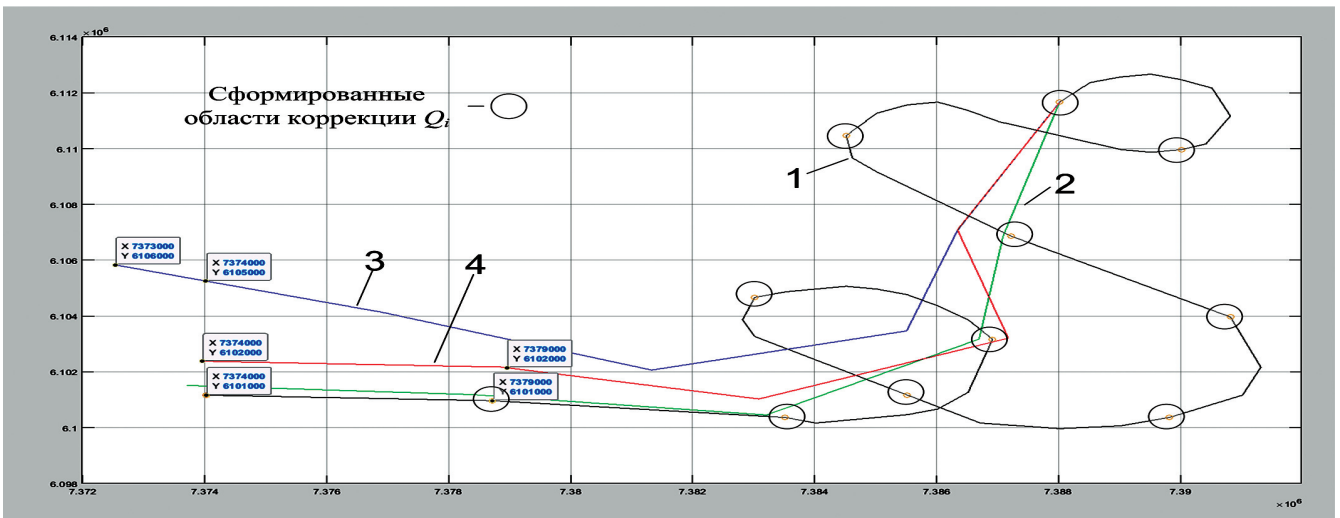
На рисунке (см. б) изображены маршруты полета БПЛА: 1 – до пропадания сигналов от СНС; 2 – при работе идеальной БИНС; 3 – при работе реальной БИНС; 4 – при работе реальной БИНС с коррекцией координат местоположения в областях коррекции.

В целях определения СКП позиционирования использовались значения дисперсий из ковариационной матрицы, применяемой в фильтре Калмана. Зависимости предельной СКП позиционирования от времени с применением методики определения местоположения и без нее приведены на рисунке (см. в).

Эксперимент показал, что в отсутствие коррекции БИНС БПЛА накапливает предельную

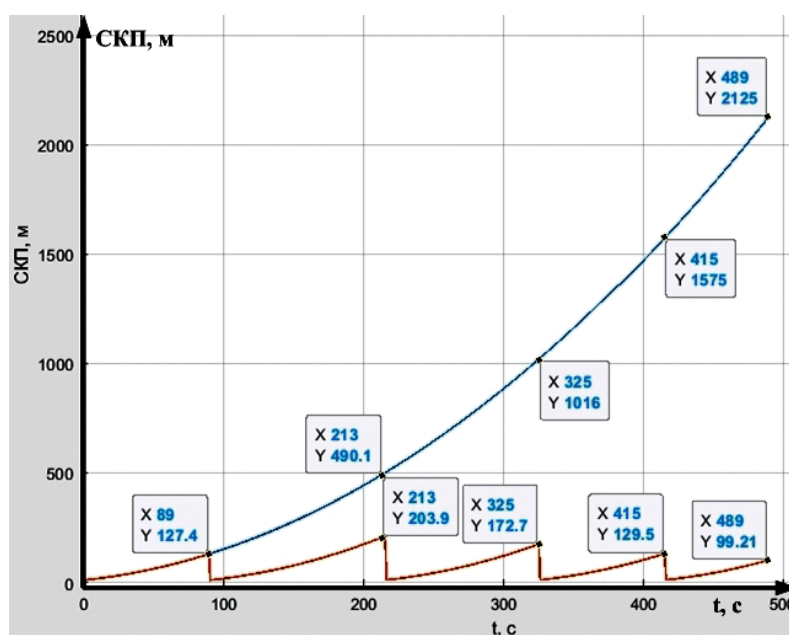


a)



b)

Результаты моделирования координатметрии БПЛА (начало)



в)

Результаты моделирования координатометрии БПЛА (окончание)

СКП позиционирования в среднем 150 м за первые минуты полета. С учетом этого и максимально возможной скорости БПЛА (120 км/ч), можно заключить, что на удалении 5 км от точки старта предельная СКП позиционирования, при обратном полете, составит около 300 м, а это может привести к потере БПЛА. Коррекция БПЛА по сформированным областям коррекции позволила уменьшить СКП до 200 м.

В ходе натурного эксперимента была выявлена необходимость формирования первой области коррекции через $0,5T_{\text{ФОК}}$ для уменьшения высоты полета и отклонения над точкой старта. Формирование дополнительной области коррекции позволило уменьшить СКП БПЛА до 100 м.

Результаты моделирования и эксперимента доказали достижение цели исследования по уменьшению СКП позиционирования с применением методики определения местоположения БПЛА в отсутствие сигналов от СНС. Так, для БПЛА малой дальности предельная СКП позиционирования была уменьшена до 100 м, при обратном полете в отсутствие сигналов от СНС на расстоянии 5—7 км от точки старта.

Выводы

Значимость научных результатов заключается в развитии теории инерциальной навигации: определении периода формирования областей коррекции с учетом характеристик БПЛА; описании накопления предельной СКП позиционирования

коэффициентами квадратического полинома, применяемого в расчете высоты полета, достаточной для наблюдения области коррекции.

Представлена математическая модель периода формирования областей коррекции с учетом инструментальных погрешностей БИНС на микромеханических элементах. Разработан алгоритм расчета маршрута полета БПЛА на основе метода Дейкстры, позволяющий определить кратчайший путь к конечной точке в условиях отсутствия или аномальности спутниковых сигналов, при этом время, затрачиваемое на преодоление расстояния между областями коррекции, не превышает расчетной продолжительности бескоррекционного полета.

Библиографический список

1. Беркович С.Б., Котов Н.И., Махаев А.Ю. и др. Оценка эффективности вариантов построения интегрированных комплексов навигации, наведения и целеуказания в условиях воздействия помех специального вида // Известия института инженерной физики. 2017. № 1(43). С. 2-13.
2. Шаров С.Н., Петухова Е.С., Дворяшин М.С. и др. Система автономной посадки беспилотного летящего аппарата на движущееся судно. Патент RU 110070 U1. Бюл. № 31, 10.11.2011.
3. Завьялов Р.А., Зайнуллин А.В., Порошкин К.В., Ямалиев Р.Р. Беспилотный летательный аппарат для мониторинга протяженных объектов. Патент RU 137016 U1. Бюл. № 3, 27.01.2014.

4. *Вилкова Н.Н., Шахрай В.И., Арзуманян Э.П.* Система управления беспилотным летательным аппаратом. Патент RU 155323 U1. Бюл. № 27, 27.09.2015.
5. *Лунев Е.М.* Повышение точности определения навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотограмметрических измерений на этапе посадки // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 150-159.
6. *Qadir A., Semke W., Neubert J.* Implementation of an Onboard Visual Tracking System with Small Unmanned Aerial Vehicle (UAV) // International Journal of Innovative Technology & Creative Engineering. 2011. Vol. 1. No. 10, pp. 17-25.
7. *Zhang J., Liu W., Wu Y.* Novel technique for vision-based UAV navigation // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2011. Vol. 47. No. 4, pp. 2731 – 2741. DOI: 10.1109/TAES.2011.6034661
8. *Woo J., Son K., Li T., Kim G., Kweon I.S.* Vision-based UAV Navigation in Mountain Area // IAPR Conference on Machine Vision Applications MVA'2007 (16-18 May 2007; Tokyo, Japan), pp. 236-239.
9. *Гончаров В.М., Лупанчук В.Ю.* Методика определения высоты полета беспилотного летательного аппарата для коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы с использованием интеллектуальной системы геопространственной информации // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. 2020. Т. 22. № 1. С. 18-31. DOI: 10.18127/j19998554-202001-02
10. *Лупанчук В.Ю., Куканков С.Н., Гончаров В.М.* Способ коррекции бесплатформенной навигационной системы беспилотного летательного аппарата малой дальности с использованием интеллектуальной системы геопространственной информации. Патент RU 2722599 С1. Бюл. № 16, 02.06.2020.
11. *Лобанов А.М.* Фотограмметрия: Учебник для вузов. — 2-е изд. — М.: Недра, 1984. — 552 с.
12. *Калиткин Н.Н.* Численные методы. — М.: Наука, 1978. — 512 с.
13. *Кристофидес Н.А.* Теория графов. Алгоритмический подход. — М.: Мир, 1978. — 432 с.
14. *Гончаров В.М.* Программа маршрутизации полета беспилотного летательного аппарата на основе метода Дейкстры с длиной ребра графа, ограниченной продолжительностью бескоррекционного полета бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019665397. Бюл. № 12, 22.11.2019.
15. *Степанов О.А.* Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. — Изд. 3-е, испр. и доп. — СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2017. — 509 с.
16. *Степанов О.А.* Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. — Изд. 3-е. — СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. — 370 с.
17. *Kalman R.E.* A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems // Journal of Fluids Engineering. 1960. Vol. 82. No. 1, pp. 35-45. DOI: 10.1115/1.3662552
18. *Бабич О.А.* Обработка информации в навигационных комплексах. — М.: Машиностроение, 1991. — 512 с.
19. *Неусытин К.А.* Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. — М.: Изд-во МГОУ, 2009. — 500 с.
20. ГОСТ Р ИСО 28640-2012. Статистические методы. Генерация случайных чисел. — М.: Стандартинформ, 2014. — 40 с.

COORDINATES MEASURING TECHNIQUES IMPROVING OF UNMANNED AERIAL VEHICLE IN CONDITIONS OF ABNORMALITY (DISTORTION)

Goncharov V.M.* , Zaicev A.V. , Lupanchuk V.Yu.*****

*Military Academy of Strategic Rocket Troops named after Peter the Great (SRTMA),
8, Karbysheva str., Balashikha, Moscow region, 143900, Russia*

* e-mail: vladimir-goncharov.1986@mail.ru

** e-mail: ug253@mail.ru

*** e-mail: raketofflu@mail.ru

Abstract

The article regards the problem of the coordinates measuring system state assessing of the short range and near-in operating radius unmanned aerial vehicle

(UAV) in conditions of abnormality (distortions) of measurement results obtained from the satellite navigation system (SNS). Optoelectronic system, incorporating both TV and thermal imaging

information channels, as well as laser rangefinder of the target indicator is being considered as an extra information source.

This article urgency is stipulated by the necessity of positioning the short range and near-in operating radius UAV with restricted mass and size parameters without employing additional or high-accuracy measurement instruments onboard with full (partial) absence of satellite signals in autonomous flight mode.

The purpose of the article consists in preserving the UAV current position determining accuracy in conditions of partial or complete absence of the signals from the SNS.

The object of research is the UAV navigation system.

The subject of the research is navigation information processing processes in conditions of partial or complete absence of the satellite signal.

The scientific novelty of the research is stipulated by the development and scientific substantiation of a comprehensive technique for optimal estimation of the UAV current position by visual navigation method, allowing correction amendments forming to refine the UAV spatial position in the presence of the extra information source.

Theoretical significance of the results consists in supplementing of visual navigation methods by forming coefficients, characterizing the sparseness of the terrain exceptional points and actual share of the reference image generality from the current one, allowing determine the UAV's sufficient altitude over exceptional points of the underlying terrain. Computation of the correction image period forming, with the regard to the instrumental errors of the strapdown inertial navigation system (SINS) based on micro-electrical and micromechanical systems was performed as well.

Practical significance of the research lies in application of integrated technique in the small-sized vehicles positioning problems in the absence of signals from the SNS, as well as substantiating intelligent image processing employing high-performance, small-sized equipment on board the UAV.

The experiment demonstrated that in the absence of the SINS correction, the UAV accumulates the maximum positioning RMS error on an average of 150 m during the first minutes of flight. With regard to this and the maximum possible UAV speed of the of 120 km / h, at a distance of 5 km from the launch point the limiting RMS error of positioning, during the return flight, will be about 300 m, which can lead to the UAV loss. The UAV correction according to

the formed correction areas allows to reducing the RMS error to 200 m.

Keywords: unmanned aerial vehicle, coordinateometry, state coordinateometry, Kalman filter, correction area, correction height, distortion of satellite signals.

References

1. Berkovich S.B., Kotov N.I., Makhaev A.Yu. et al. *Izvestiya instituta inzhenernoi fiziki*, 2017, no. 1(43), pp. 2-13.
2. Sharov S.N., Petukhova E.S., Dvoryashin M.S. et al. *Patent RU 110070 U1*, 10.11.2011.
3. Zav'yalov R.A., Zainullin A.V., Poroshkin K.V., Yamaliev R.R. *Patent RU 137016 U1*, 27.01.2014.
4. Vilkova N.N., Shakhrai V.I., Arzumanyan E.P. *Patent RU 155323 U1*, 27.09.2015.
5. Lunev E.M. Improving the accuracy of UAV navigation parameters during landing on the basis of photogrammetric measurements. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 150-159.
6. Qadir A., Semke W., Neubert J. Implementation of an Onboard Visual Tracking System with Small Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *International Journal of Innovative Technology & Creative Engineering*, 2011, vol. 1, no. 10, pp. 17-25.
7. Zhang J., Liu W., Wu Y. Novel technique for vision-based UAV navigation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, vol. 47, no. 4, pp. 2731-2741. DOI: 10.1109/TAES.2011.6034661
8. Woo J., Son K., Li T., Kim G., Kweon I.S. Vision-based UAV Navigation in Mountain Area. *IAPR Conference on Machine Vision Applications MVA'2007 (16-18 May 2007; Tokyo, Japan)*, pp. 236-239.
9. Goncharov V.M., Lupanchuk V.Yu. *Neirokomp'yutery: razrabotka, primeneniye*, 2020, vol. 22, no. 1, pp. 18-31. DOI: 10.18127/j19998554-202001-02
10. Lupanchuk V.Yu., Kukankov S.N., Goncharov V.M. *Patent RU 2722599 CI*, 02.06.2020.
11. Lobanov A.M. *Fotogrammetriya (Photogrammetry)*, Moscow, Nedra, 1984, 552 p.
12. Kalitkin N.N. *Chislennyye metody (Numerical methods)*, Moscow, Nauka, 1978, 512 p.
13. Christofides N. *Graph theory. An algorithmic approach (Computer science and applied mathematics)*. Academic Press, 1975, 400 p.
14. Goncharov V.M. *Svidetel'stvo o registratsii programmy dlya EVM RU 2019665397*, 22.11.2019.
15. Stepanov O.A. *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoi informatsii. Ch. 1. Vvedeniye v teoriyu otsenivaniya (Fundamentals of the theory of estimation with applications to problems of processing navigation information. Part 1. Introduction to the theory of estimation)*. 3rd ed. Saint Petersburg, TsNII "Elektropribor", 2017, 509 p.

16. Stepanov O.A. *Primenenie teorii nelineinoi fil'tratsii v zadachakh obrabotki navigatsionnoi informatsii* (Application of the theory of nonlinear filtering in problems of navigation information processing). 3rd ed. Saint Petersburg, TsNII "Elektropribor", 2003, 370 p.
17. Kalman R.E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Journal of Fluids Engineering*, 1960, vol. 82, no. 1, pp. 35-45. DOI: 10.1115/1.3662552
18. Babich O.A. *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh* (Information processing in navigation complexes), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 512 p.
19. Neusypin K.A. *Sovremennye sistemy i metody navedeniya, navigatsii i upravleniya letatel'nymi apparatami* (Modern systems and methods of guidance, navigation and control of aircraft), Moscow, MGOU, 2009, 500 p.
20. *Statisticheskie metody. Generatsiya sluchainykh chisel. GOST R ISO 28640-2012* (Statistical methods. Random variate generation. State Standard R ISO 28640-2012), Moscow, Standartinform, 2014, 40 p.