

Труды МАИ. 2024. № 138  
Trudy MAI, 2024, no. 138

Научная статья

УДК 629.7.05

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182667>

## **ОПТИКО-ВИЗИРНАЯ                    КОРРЕКЦИЯ                    ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ                    СИСТЕМ                    ДИСТАНЦИОННО ПИЛОТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**Николай Павлович Старостин<sup>1✉</sup>, Александр Владимирович Чернодаров<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Раменское приборостроительное конструкторское бюро,

Раменское, Московская область, Россия

<sup>2</sup>Научно-производственное объединение «НаукаСофт»,

Москва, Россия

<sup>1</sup>[stark201288@gmail.com](mailto:stark201288@gmail.com)✉

<sup>2</sup>[chernod@mail.ru](mailto:chernod@mail.ru)

*Аннотация.* Рассматривается задача оптико-визирной коррекции бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) при отсутствии или ухудшении спутниковой информации. Оценивается возможность применения для этой цели оптико-электронных средств, входящих в состав систем дистанционного управления летательными аппаратами. Такое управление реализуется человеком-оператором по каналу передачи видео изображения земной поверхности без использования радиолокационных средств. Представлены алгоритмы формирования оптико-инерциальных наблюдений при визировании наземных ориентиров с известными и неизвестными координатами. Результаты математического моделирования

подтвердили достаточно высокую потенциальную точность оптико-инерциального позиционирования с обобщенным фильтром Калмана в контуре оценивания ошибок БИНС.

**Ключевые слова:** дистанционно пилотируемый летательный аппарат, инерциальная навигационная система, глобальная навигационная спутниковая система, оптико-электронная система, обобщенный фильтр Калмана

**Для цитирования:** Старостин Н.П., Чернодаров А.В. Оптико-визирная коррекция инерциальных навигационных систем дистанционно пилотируемых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182667>

Original article

## **OPTICAL-SIGHTING CORRECTION OF INERTIAL SYSTEMS OF REMOTELY PILOTED AIRCRAFT**

**Nikolai P. Starostin<sup>1</sup>✉, Alexander V. Chernodarov<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Ramenskoye Instrument-Making Plant, JSC,  
Ramenskoye, Moscow Region, Russia

<sup>2</sup>Research Production Association «NaukaSoft»,  
Moscow, Russia

<sup>1</sup>[stark201288@gmail.com](mailto:stark201288@gmail.com)✉

<sup>2</sup>[chernod@mail.ru](mailto:chernod@mail.ru)

**Abstract.** The problem of optical-sighting correction of strapdown inertial navigation systems (SINS) of remotely piloted aircraft (RPA) in the absence or deterioration of satellite

information due to natural and intentional interference is considered. The possibility of using optical-electronic means included in the remote control systems of RPA for this purpose is being estimated. Such control is implemented by a human operator via a video transmission channel of an image of the earth's surface without the use of radar facilities. Algorithms for the formation of optical-inertial observations during periodic sighting of ground landmarks with known and unknown coordinates are presented. Such observations are formed as the difference between the azimuth and elevation angle of the landmark measured by a video camera and calculated by the SINS in the coordinate system associated with the RPA. With optimal processing of optical-inertial observations, it is possible to estimate both positional and angular errors of the SINS. The generalization of the SINS video correction technology is associated with the optimal processing of optical-inertial observations when sighting landmarks with unknown coordinates. In this paper, such observations are formed on the basis of solving the inverse problem of trajectory measurements. When solving such a problem, the coordinates of a ground landmark are determined using trajectory measurements from a RPA. The coordinates of the RPA and the sighting angles of the reference landmark are measured at two points along the flight path. The coordinates of the RPA are determined using the SINS, and the sighting angles of the landmark are determined using the onboard optical-electronic system (OES). The problem of optical-inertial positioning of a landmark is solved using the triangulation method. The errors of the inertial positioning of the RPA and the ground reference landmark are estimated using angular optical-sighting measurements. The paper also considers the features of the use of OES when placing a video camera in a gimbal. Mathematical modeling was performed using signals recorded in flight from the global navigation satellite system (GNSS) and from SINS

sensors: fiber-optic gyros and accelerometers. A helicopter was used as a prototype of the RPA in the flight experiment, and the inertial-satellite navigation system SINS-500NS developed by “NaukaSoft” Research & Production Association, Ltd., (Moscow) was considered as the object of studies. The technology for using flight data in modeling an optical-inertial positioning system includes the following procedures:

- reckoning of flight and navigation parameters based on recorded signals from SINS sensors;
- formation of coordinates of ground landmarks by adding increments to GNSS data;
- using GNSS data as a reference for estimating SINS errors when processing observations by the extended Kalman filter (EKF).

The results of mathematical modeling showed a fairly high potential accuracy of optical-inertial positioning with the EKF in the errors estimation loop of the SINS. The conducted studies confirmed the possibility of optical-inertial positioning of RPA based on SINS of average accuracy with errors along the flight route at the level of 200 meters, taking into account correction intervals of about 5 minutes and writing off estimates of drift of SINS sensors.

**Keywords:** remotely piloted aircraft, inertial navigation system, global navigation satellite system, optical-electronic system, extended Kalman filter

**For citation:** Starostin N.P., Chernodarov A.V. Optical-sighting correction of inertial systems of remotely piloted aircraft. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL:

<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182667>

## Введение

Современное состояние дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) [1-3] характеризуется совершенствованием их пилотажно-навигационного оборудования. Информационным ядром ДПЛА являются, как правило, инерциально-спутниковые навигационные системы (ИСНС) [4-7]. В ИСНС глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) [8] обеспечивают высокоточное позиционирование, а инерциальные (ИНС) [9,10] - определение угловой ориентации ДПЛА. Однако применение ГНСС для позиционирования ДПЛА имеет ряд ограничений, связанных с воздействием естественных и имитационных помех [11-14]. В то же время наличие в составе бортового оборудования ДПЛА видеокамеры [15,16] и канала передачи изображения [17] земной поверхности для дистанционного пилотирования позволяет расширить навигационные возможности ИСНС на основе дополнительного оптико-электронного позиционирования. Для такого позиционирования могут быть использованы видимые наземные ориентиры. Традиционными являются следующие подходы, использующие видео информацию от оптико-электронных систем (ОЭС) для позиционной коррекции ИНС:

- коррекция ИНС путем пролета ДПЛА над наземными ориентирами с известными координатами. Такой подход требует точного полета над ориентиром, что не всегда может быть реализовано;
- коррекция ИНС с использованием бортовых дальномеров и измеренных углов визирования наземного ориентира. Включение дальномеров в состав ИСНС не всегда представляется возможным из-за ограничений на размеры и массу бортового оборудования ДПЛА.

Указанные подходы, кроме того, не обеспечивают оценку ошибок углов ориентации ИНС при обработке позиционных наблюдений с помощью обобщенного фильтра Калмана (ОФК) [18].

Предлагается выполнять коррекцию ИНС путем слежения на экране индикатора оптико-электронной системы за изображениями ориентиров, которые находятся на видимом расстоянии от ДПЛА. Изображение, полученное с помощью видеокамеры, привязано к координатной сетке в плоскости индикатора. С учетом фокусного расстояния видеокамеры азимуту и углу места линии визирования ориентира будет соответствовать точка на экране индикатора. Коррекция ИНС реализуется на основе обработки с помощью ОФК оптико-инерциальных наблюдений углов визирования.

Опираясь на известные подходы оптико-электронного позиционирования, предлагается корректировать ИНС с использованием пассивной видео локации наземных ориентиров без применения дальномеров. Рассматриваются следующие варианты формирования оптико-инерциальных наблюдений для оценки ошибок бесплатформенной ИНС (БИНС) с помощью ОФК:

- наблюдения в виде разности прогнозируемых по информации БИНС и измеренных с помощью бортовой ОЭС углов визирования наземного ориентира, а именно: азимута и угла места ориентира. Координаты наземного ориентира полагаются известными. Видео камера может быть жестко закреплена в корпусе ДПЛА. Тогда углы визирования определяются в связанной с ДПЛА системе координат. Если видео камера размещена в стабилизированном карданном подвесе,

то углы визирования могут определяться относительно осей сопровождающего трехгранника опорной системы координат;

- наблюдения углов визирования наземного ориентира с неизвестными координатами. Для реализации таких наблюдений предлагается выполнять подготовительные процедуры, связанные с определением координат отслеживаемого ориентира методом триангуляции для разнесенных положений ДПЛА на траектории полета.

Переход на оптико-инерциальное позиционирование ДПЛА выполняется при обнаружении потери спутниковой информации [19-21] и наличии на экране индикатора видимого наземного ориентира.

### **1. Оптико-инерциальные наблюдения при визировании наземных ориентиров с известными координатами**

Оптико-инерциальные наблюдения могут быть сформированы с учетом взаимосвязи проекций линии визирования наземного ориентира на оси навигационных трехгранников, связанных с наземным ориентиром и видеокамерой.

Пусть единичный вектор  $\bar{e}$  направлен вдоль линии визирования наземного ориентира. Такой вектор в проекциях на оси связанной с видеокамерой системы координат  $oxyz$  будет иметь вид

$$\bar{e}_{xyz} = [e_x e_y e_z]^T, \quad (1)$$

$$\text{где } e_x = \cos \alpha \cos \beta; e_y = \sin \beta; e_z = \sin \alpha \cos \beta; \quad (2)$$

$\alpha; \beta$  – азимут и угол места ориентира в связанной с видеокамерой системе координат.

С учетом соотношения (1) могут быть определены прогнозируемые по информации БИНС значения углов визирования

$$\alpha = \operatorname{arctg}(e_z / e_x); \quad (3)$$

$$\beta = \operatorname{arcsin} e_y, \quad (4)$$

где  $\bar{e}_{xyz} = C\bar{e}_{ENH}; \quad (5)$

$\bar{e}_{ENH} = [e_E e_N e_H]^T$  - единичный вектор в проекциях на оси сопровождающего

трехгранника  $oENH$  геодезической системы координат;

$$e_E = \Delta E / D; e_N = \Delta N / D; e_H = \Delta H / D;$$

$$D = \sqrt{\Delta E^2 + \Delta N^2 + \Delta H^2}; \Delta E = (\lambda_{op} - \lambda) R_\lambda \cos \varphi;$$

$$\Delta N = (\varphi_{op} - \varphi) R_\varphi; \Delta H = R_{op} - R;$$

$\varphi_{op}; \varphi$  - соответственно геодезическая широта ориентира и ДПЛА;

$\lambda_{op}; \lambda$  - соответственно геодезическая долгота ориентира и ДПЛА;

$R_\varphi; R_\lambda$  - радиусы кривизны земного эллипсоида;  $R_{op}; R$  - величины радиусов -

векторов ориентира и ДПЛА;  $\Delta H$  - разность высот ориентира и ДПЛА над земным

эллипсоидом;  $C$  - матрица направляющих косинусов (МНК), связывающая проекции

вектора  $\bar{e}$  в базисах  $oxyz$  и  $oENH$ . Для указанных трехгранников принята

традиционная [22] последовательность поворотов по углам ориентации с учетом

направления осей в связанной с ДПЛА системе координат [23].

Если видеочамера жестко закрепляется в корпусе ДПЛА, то МНК  $C$  определяется по углам истинного курса, тангажа и крена, вычисляемых БИНС.



Если видео камера размещается в карданном подвесе, то ее можно стабилизировать в плоскости горизонта по углам тангажа, крена и в азимуте по информации БИНС. В этом случае МНК  $S$  формируется с учетом ориентации видео камеры только в азимуте.

При наличии информации ГНСС ошибки БИНС оцениваются с помощью ОФК в  $i$ -й момент времени по инерциально-спутниковым наблюдениям

$$Z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{БИНС}}^T - [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{ГНСС}}^T; \quad (6)$$

$$Z_{V(i)} = [V_E V_N V_H]_{(i)\text{БИНС}}^T - [V_E V_N V_H]_{(i)\text{ГНСС}}^T, \quad (7)$$

где  $V_E; V_N; V_H$  - проекции вектора относительной скорости на оси сопровождающего трехгранника  $oENH$ ;  $h$  - высота ДПЛА над земным эллипсоидом.

При потере спутниковой информации и обнаружении наземного ориентира ошибки БИНС оцениваются по оптико-инерциальным наблюдениям, которые формируются как разности вычисленных по информации БИНС и измеренных ОЭС углов визирования наземного ориентира

$$Z_{\alpha\beta(i)} = [\alpha_i \beta_i]_{\text{БИНС}}^T - [\alpha_i \beta_i]_{\text{ОЭС}}^T. \quad (8)$$

В ОФК используются как сигналы наблюдений (6) – (8), так и их модели вида  $Z_i = H_i x_i + \vartheta_i$ . Для наблюдений (8) матрица  $H_i$  связи с вектором ошибок БИНС  $x_i$  формируется путем варьирования соотношений (3), (4) по входящим в них параметрам. Здесь  $\vartheta_i$  – вектор ошибок наблюдений.

При размещении видео камеры в карданном подвесе [24] необходимо учитывать в наблюдениях ошибки визирования ориентира из-за неточной стабилизации плоскости измерения азимута  $\alpha$  и угла места  $\beta$ . Взаимосвязь ошибок измерения углов визирования ориентира  $\Delta\alpha$ ,  $\Delta\beta$  и ошибок  $x_{\delta}$  независимых элементов МНК  $C$ , вычисляемых БИНС и используемых для стабилизации видеокамеры, вытекает из соотношений (2), (5) и имеет вид

$$[\Delta\alpha \ \Delta\beta]_{(i)OЭС}^T = C_{\alpha\beta}^* H_{\alpha\beta} x_{\delta(\text{БИНС})}, \quad (9)$$

где  $C_{\alpha\beta}^* = (C_{\alpha\beta}^T C_{\alpha\beta})^{-1} C_{\alpha\beta}^T$ ;

$$C_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} -\sin\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta \\ 0 & \cos\beta \\ \cos\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \end{bmatrix};$$

$$H_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} e_N & c_{2,2}e_N & -c_{1,2}e_E & e_H & -c_{2,1}e_E & c_{1,1}e_E \\ -c_{2,2}e_E & e_N & c_{0,2}e_E & e_{2,1}e_E & e_H & -c_{0,1}e_H \\ c_{1,2}e_E & -c_{0,2}e_E & e_N & -c_{1,1}e_E & c_{0,1}e_E & e_H \end{bmatrix};$$

$$x_{\delta(\text{БИНС})} = [\Delta c_{0,1} \Delta c_{1,1} \Delta c_{2,1} \Delta c_{0,2} \Delta c_{1,2} \Delta c_{2,2}]^T;$$

$c_{i,j}$  - элементы МНК  $C$ .

## 2. Оптико-инерциальные наблюдения при визировании наземных ориентиров с неизвестными координатами

Рассматривается обратная задача траекторных измерений. Известно [25,26], что прямая задача таких измерений связана с определением траектории полета ДПЛА с помощью двух разнесенных на земной поверхности ОЭС с известными

геодезическими координатами. При решении обратной задачи определяются координаты наземного ориентира с использованием траекторных измерений с борта ДПЛА. Такие измерения включают координаты ДПЛА и углы визирования ориентира в двух точках траектории полета. Координаты ДПЛА определяются с помощью БИНС, а углы визирования ориентира – с помощью ОЭС. Задача оптико-инерциального позиционирования решается триангуляционным методом. Для этого необходимо видеокамеру размещать в карданном подвесе и стабилизировать в горизонтальной плоскости. Необходимо также стабилизировать карданный подвес в азимуте относительно его ориентации в начальной точке измерений. Схема траекторных измерений триангуляционным методом показана на рисунке 1.

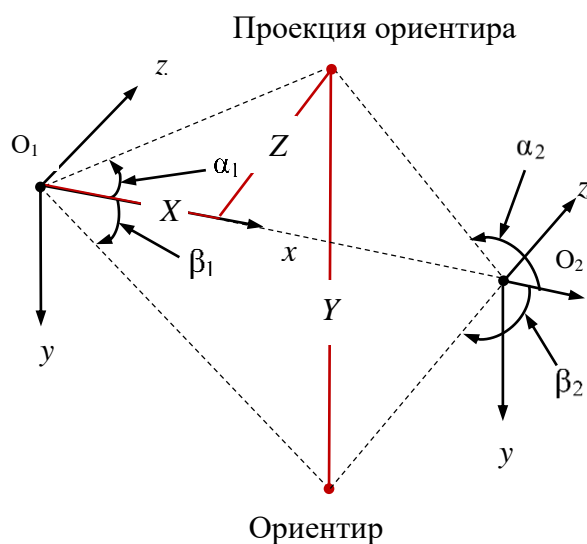


Рис. 1. Схема траекторных измерений триангуляционным методом

В соответствии с рисунком 1 линейные координаты ориентира  $X, Y, Z$  в системе координат  $o_1xyz$ , связанной с видеокамерой, могут быть вычислены по следующим соотношениям

$$X = dtg\alpha_2 / (tg\alpha_2 - tg\alpha_1);$$

$$Y = d \sin \alpha_2 \sin(\beta_1 + \mu_1 / 2) / [\sin(\alpha_2 - \alpha_1) \cos(\beta_1 + \mu_1)];$$

$$Z = dtg\alpha_2 tg\alpha_1 / (tg\alpha_2 - tg\alpha_1),$$

где  $d$  – расстояние между точками  $o_1$  и  $o_2$ , соответствующих двум местоположениям видеокамеры;  $\alpha_1$ ;  $\beta_1$ ;  $\alpha_2$ ;  $\beta_2$  - измеренные видеокамерой углы визирования ориентира в точках  $o_1$  и  $o_2$ . Вершина трехгранника  $o_1xyz$  совпадает с начальными координатами видеокамеры  $\varphi_{o_1}$  и  $\lambda_{o_1}$  на траектории полета  $o_1 - o_2$ .

При реализации рассматриваемого подхода к позиционированию наземного ориентира необходимо координатам  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  ставить в соответствие их геодезические эквиваленты. Для этого указанные координаты проектируются на оси геодезического сопровождающего трехгранника  $oENH$  с использованием углов ориентации ДПЛА, считаемых БИНС. Далее с учетом средней величины радиуса-вектора местоположения видео камеры на участке траектории  $o_1 - o_2$  определяются геодезические координаты наземного ориентира. В итоге коррекция БИНС может быть выполнена с учетом измеренных углов визирования ориентира в точке  $o_2$  путем обработки наблюдений (8) с помощью ОФК.

### 3. Анализ результатов исследований

Исследование потенциальных возможностей навигационного комплекса ДПЛА, включающего ГНСС, БИНС и ОЭС, выполнено на полунатурной модели инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500НС [27] среднего класса точности. Эксперименты проводились по зарегистрированным на flash-память

полетным данным ГНСС и инерциального измерительного модуля (ИИМ), включающего размещенные по ортогональным осям три акселерометра и три волоконно-оптических гироскопа. Летный эксперимент проводился на вертолете. Параметры полета вертолета и ДПЛА полагались идентичными.

Схема комплексирования БИНС, ГНСС и ОЭС представлена на рисунке 2, где  $Y_{\text{ПНПП}}$  - вектор пилотажно-навигационных параметров полета;  $\hat{Y}_{\text{БИНС}(i/i-1)}$ ;  $\hat{Y}_{(i/i)\text{БИНС}}$  - прогнозируемые и скорректированные оценки ПНПП, сформированные БИНС после обработки наблюдений в  $i$ -й и  $i-1$  моменты времени.

На рисунке 3 показана траектория полета вертолета в плане, определенная ГНСС, где  $\Delta\varphi_R = [\varphi(t) - \varphi(t_0)]R$ ;  $\Delta\lambda_R = [\lambda(t) - \lambda(t_0)]R \cos \varphi$ ;

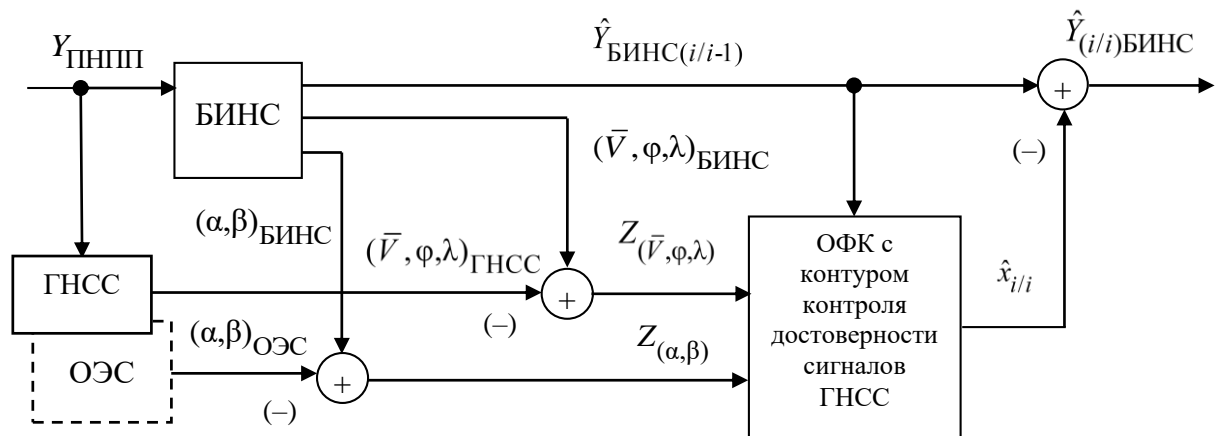


Рис. 2. Схема комплексирования БИНС, ГНСС и ОЭС

$R$  – величина радиус-вектора местоположения БИНС.

При моделировании координаты наземного ориентира  $\varphi_{\text{ор}}$ ;  $\lambda_{\text{ор}}$  формировались по сигналам ГНСС, а именно:  $\varphi_{\text{ор}} = \varphi_{\text{ГНСС}} + \Delta\varphi_{\text{ор}}$ ;  $\lambda_{\text{ор}} = \lambda_{\text{ГНСС}} + \Delta\lambda_{\text{ор}}$ ;  $R_{\text{ор}} = R_3$ ;  $R_3$

- значение радиуса Земли в точке местонахождения ориентира;  $\Delta\varphi_{op}R=1600\text{м}$ ;  
 $\Delta\lambda_{op}R\cos\varphi=800\text{м}$ . Полагалось, что видеокамера жестко закреплена в корпусе ДПЛА.

В инерциально-спутниковом режиме использовались наблюдения (6), (7), а в оптико-инерциальном – наблюдения (8).

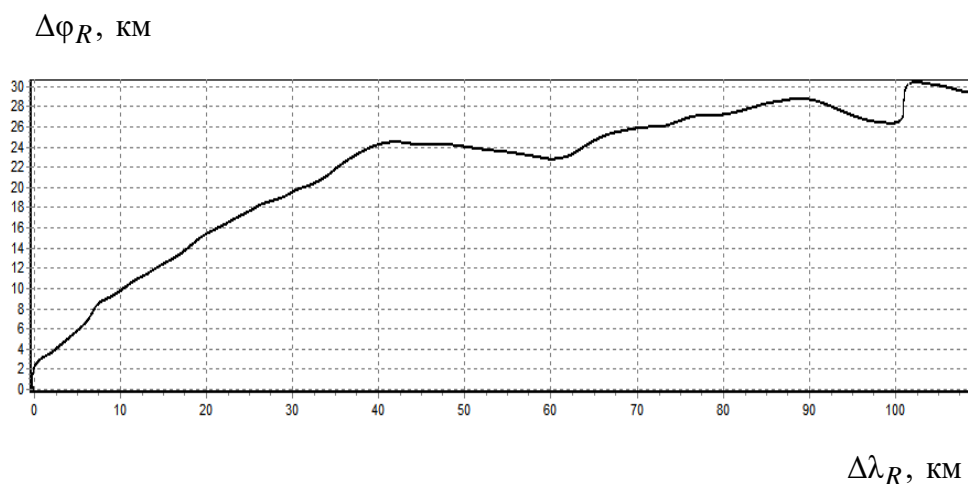


Рис. 3. Траектория полета в плане

В инерциально-спутниковом режиме использовались наблюдения (6), (7), а в оптико-инерциальном – наблюдения (8).

На рисунке 4 показана круговая ошибка оценки местоположения ДПЛА  $\Delta S$  в инерциально-спутниковом режиме определения координат с шагом коррекции от ГНСС 10 секунд, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_\varphi^2 + \delta_\lambda^2}; \delta_\varphi = (\varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{ГНСС}})R_\varphi; \delta_\lambda = (\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{ГНСС}})R_\lambda \cos\varphi_{\text{ГНСС}}.$$

Результаты получены с учетом списывания сформированных ОФК оценок ошибок как пилотажно-навигационных параметров БИНС, так и дрейфов чувствительных элементов ИИМ. Можно видеть, что в таком режиме счисления параметров полета позиционная ошибка не превышает 20 метров.

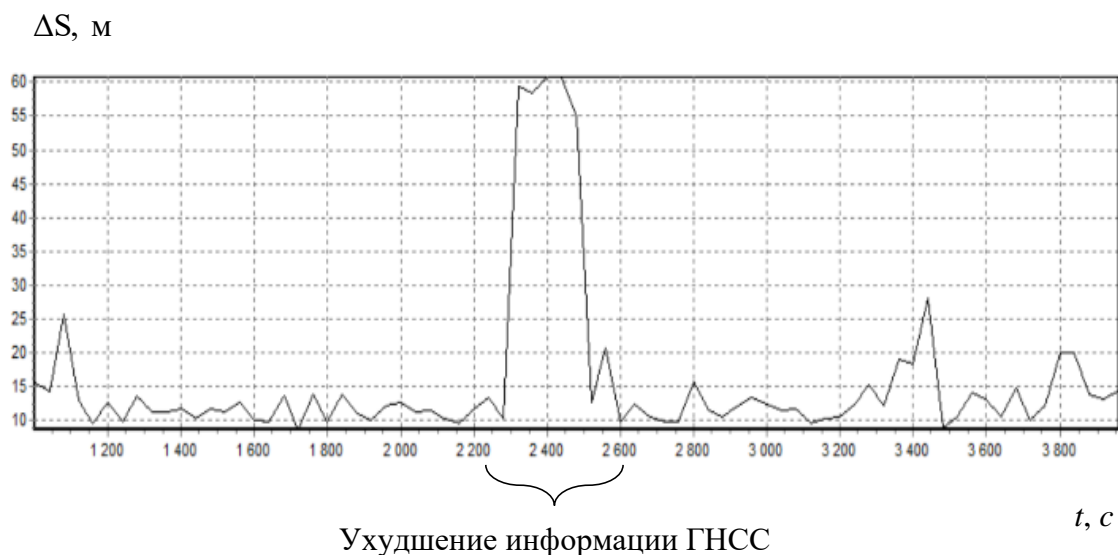


Рис. 4. Круговая ошибка оценки местоположения ДПЛА в инерциально-спутниковом режиме

На рисунке 5 показана круговая ошибка оценки местоположения БПЛА в комбинированном инерциально-спутниковом ( $1000\text{c} < t < 2400\text{c}$ ) и инерциальном режиме с оптико-визирной коррекцией ( $t > 2400\text{c}$ ).

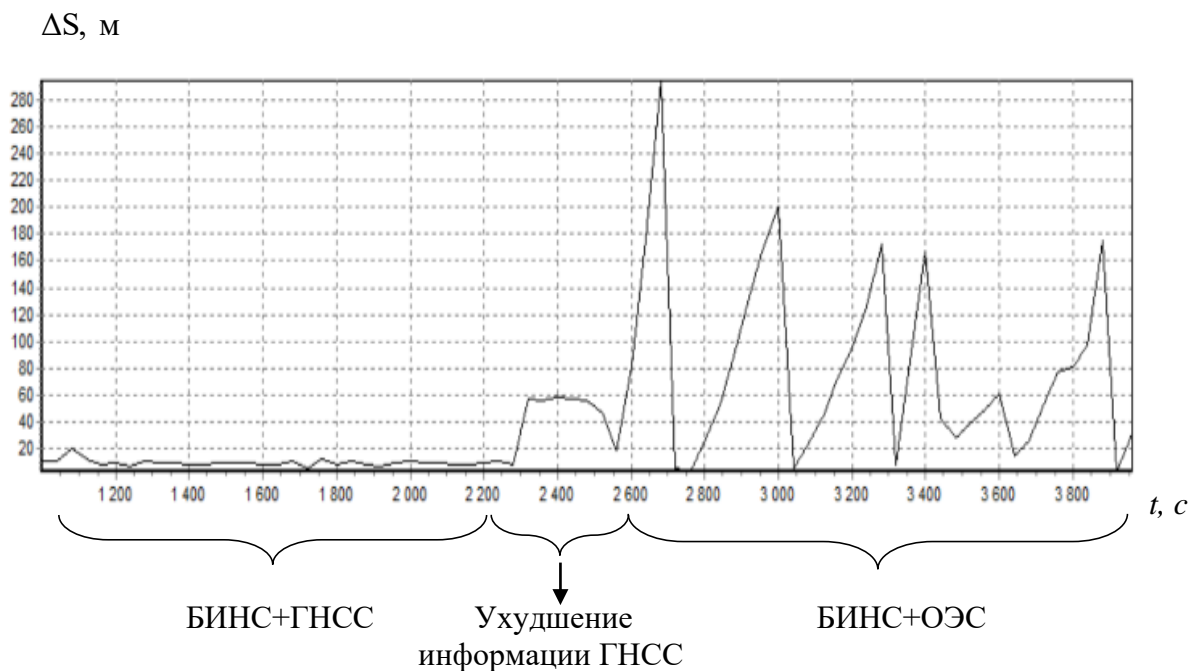


Рис. 5. Круговая ошибка оценки местоположения ДПЛА в комбинированном оптико-инерциально-спутниковом режиме

Шаг оптико-визирной коррекции 300с со среднеквадратичными ошибками определения азимута и угла места ориентира 20 угловых минут.

Можно видеть, что в этом случае круговая позиционная ошибка инерциального счисления координат не превышает 200 метров. Некоторое уменьшение динамики нарастания ошибок БИНС связано с уточнением и списанием оценок дрейфов чувствительных элементов ИИМ, получаемых в процессе оптико-инерциального позиционирования.

### **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Оптико-электронные средства, входящие в состав бортового оборудования ДПЛА, могут быть использованы не только для управления по видео каналу, но и для оценки ошибок БИНС при потере спутниковой информации с использованием наблюдений наземных ориентиров с известными и неизвестными координатами. Предлагается формировать сигналы наблюдений в виде разностей измеренных и прогнозируемых по информации БИНС углов визирования ориентиров. Для оценки ошибок БИНС такие наблюдения обрабатываются с помощью ОФК. Проведенные исследования подтвердили возможность оптико-инерциального позиционирования ДПЛА на базе БИНС средней точности с ошибками на маршруте полета на уровне 200 метров с учетом интервалов коррекции порядка 5 минут и списания оценок дрейфов чувствительных элементов БИНС.



## Список источников

1. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. - М.: Техносфера, 2015. – 312 с.
2. Верба В.С., Татарский Б.Г. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х кн. Принципы построения и особенности применения комплексов с БПЛА: монография. – М.: Радиотехника, 2016. Кн. 1. – 512 с.
3. Фетисов В.С., Неугодникова Л.М. Беспилотные авиационные системы: терминология, классификация, структура. - М.: Лань, 2024. – 132 с.
4. Красильщиков М.Н., Себряков Г.Г. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.
5. Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394 с.
6. Noureldin A., Karamat T., Georgy J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Heidelberg: Springer-Verlag, 2013.
7. Ермаков П.Г., Гоголев А.А. Сравнительный анализ схем комплексирования информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов бесплатформенных инерциальных навигационных систем беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=156253>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-11](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-11)
8. Харисов В.Н., Перов А.И. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.

9. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 512 с.
10. Titterton D.H., Weston J.L. Strapdown Inertial Navigation Technology, Reston, AIAA, 2004. DOI: [10.1049/pbra017e](https://doi.org/10.1049/pbra017e)
11. Макаренко С.И. Противодействие беспилотным летательным аппаратам: монография. – СПб.: Научные технологии, 2020. – 204 с.
12. Пешехонов В.Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. № 1 (116). С. 3-11. DOI: [10.17285/0869-7035.0084](https://doi.org/10.17285/0869-7035.0084)
13. Schmidt G.T. GPS Based Navigation Systems in Difficult Environments // Gyroscopy and Navigation, 2019, vol. 10, no 2, pp. 41 - 53. DOI: [10.1134/S207510871902007X](https://doi.org/10.1134/S207510871902007X)
14. Chernodarov A.V. Monitoring and Adaptive Robust Protection of the Integrity of GNSS/SINS Observations in Urban Environments // 11th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes (SAFERPROCESS 2022), IFAC-PapersOnLine, 2022, vol. 55 (6), pp. 378–383. DOI: [10.1016/j.ifacol.2022.07.158](https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2022.07.158)
15. Моисеев В.С. Комплексы бортового оборудования перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2021. – 248 с.
16. Стрелец М.Ю., Бибиков С.Ю. Грибов Д.И. и др. Интегрированный комплекс бортового оборудования беспилотного летательного аппарата. Патент 2767938 РФ, МПК G01C 23/00, 22.03.2022. Бюл. № 9.

17. Гель В.Э., Евдокимов Е.В., Сенин О.Г. Обоснование принципов построения канала управления, телеметрии и информационных каналов малогабаритного БПЛА // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Серия: Естественные и технические науки. 2021. № 1. С. 69-73.
18. Maybeck P.S. Stochastic Models, Estimation and Control. N.Y., Academic Press, 1982, vol. 2.
19. Иванов С.А. Контроль инерциально-спутниковых наблюдений по комбинированным критериям согласия // Труды МАИ. 2020. № 115. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=119922>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-08](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-08)
20. Шипко В.В. Помехоустойчивое комплексирование мульти- и гиперспектральных изображений в оптико-электронных комплексах информационного обеспечения современных и перспективных вертолетов // Труды МАИ. 2020. № 110. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=112863>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-12](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-12)
21. Chernodarov A.V., Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Polyakova A.A. Flight Development of an Integrated Navigation System Based on MEMS Sensors, Resistant to Unstable Satellite Information // 31st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2024, St. Petersburg, CSRI Electropribor, 2024.
22. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1979. – 296 с.
23. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 52 с.

24. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1978. – 320 с.
25. Кринецкий Е.И., Александровская Л.Н., Шаронов А.В., Голубков А.С. Летные испытания ракет. – М.: Машиностроение, 1979. – 464 с.
26. Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Kharkov V.P., Chernodarov A.V. Inertial Satellite Compensation of Trajectory Instabilities of Optoelectronic Positioning Systems on a Swinging Base // 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020, Saint Petersburg, CSRI Electropribor, 2020, IEEE, 9133859. DOI: [10.23919/ICINS43215.2020.9133859](https://doi.org/10.23919/ICINS43215.2020.9133859)
27. Chernodarov A.V., Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Starostin N.P. Investigation of the Emergency Mode of the SINS-500NS Strapdown Inertial-Satellite Navigation System Based on Flight Data // 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2023, St. Petersburg, CSRI Electropribor, 2023, IEEE Xplore: 06 July 2023. DOI: [10.23919/ICINS51816.2023.10168464](https://doi.org/10.23919/ICINS51816.2023.10168464)

## References

1. Biard R.U., MakLein T.U. *Small unmanned aerial vehicles: theory and practice*. Princeton, NJ, Princeton University Press, 2012.
2. Verba V.S., Tatarskii B.G. *Kompleksy s bespilotnymi letatel'nymi apparatami. V 2-kh kn. Printsipy postroeniya i osobennosti primeneniya kompleksov s BPLA: monografiya* (Complexes with unmanned aerial vehicles. In 2 books: Principles of construction and features of application of complexes with UAVs), Moscow, Radiotekhnika, 2016, Book 1, 512 p.

3. Fetisov V.S., Neugodnikova L.M. *Bespilotnye aviatsionnye sistemy: terminologiya, klassifikatsiya, struktura* (Unmanned aircraft systems: terminology, classification, structure), Moscow, Lan', 2024, 132 p.
4. Krasil'shchikov M.N., Sebryakov G.G. *Sovremennye informatsionnye tekhnologii v zadachakh navigatsii i navedeniya bespilotnykh manevrennykh letatel'nykh apparatov* (Modern information technologies in the problems of navigation and guidance of unmanned maneuverable aerial vehicles), Moscow, FIZMATLIT, 2009, 556 p.
5. Emel'yantsev G.I., Stepanov A.P. *Integrirovannye inertzial'no-sputnikovye sistemy orientatsii i navigatsii* (Integrated Inertial-Satellite Orientation and Navigation Systems), Saint Petersburg, OAO «Kontsern «TsNII «Elektropribor», 2016, 394 p.
6. Noureldin A., Karamat T., Georgy J. *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration*, Heidelberg: Springer-Verlag, 2013.
7. Ermakov P.G., Gogolev A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156253>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-11](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-11)
8. Kharisov V.N., Perov A.I. *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* (GLONASS. Principles of Construction and Operation), Moscow, Radiotekhnika, 2010, 800 p.
9. Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye i bikvaternionnye modeli i metody mekhaniki tverdogo tela i ikh prilozheniya. Geometriya i kinematika dvizheniya* (Quaternion and biquaternion models and methods of solid mechanics and their applications. Geometry and kinematics of motion), Moscow, FIZMATLIT, 2006, 512 p.
10. Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Reston, AIAA, 2004. DOI: [10.1049/pbra017e](https://doi.org/10.1049/pbra017e)

11. Makarenko S.I. *Protivodeistvie bespilotnym letatel'nykh apparatam* (Counteracting unmanned aerial vehicles), Saint Petersburg, Naukoemkie tekhnologii, 2020, 204 p.
12. Peshekhonov V.G. *Giroskopiya i navigatsiya*, 2022, no. 1 (116), pp. 3-11. DOI: [10.17285/0869-7035.0084](https://doi.org/10.17285/0869-7035.0084)
13. Schmidt G.T. *GPS Based Navigation Systems in Difficult Environments, Gyroscopy and Navigation*, 2019, vol. 10, no 2, pp. 41 - 53. DOI: [10.1134/S207510871902007X](https://doi.org/10.1134/S207510871902007X)
14. Chernodarov A.V. Monitoring and Adaptive Robust Protection of the Integrity of GNSS/SINS Observations in Urban Environments, *11th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes (SAFERPROCESS 2022)*, IFAC-PapersOnLine, 2022, vol. 55 (6), pp. 378–383. DOI: [10.1016/j.ifacol.2022.07.158](https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2022.07.158)
15. Moiseev V.S. *Kompleksy bortovogo oborudovaniya perspektivnykh bespilotnykh vertoletov* (On-board equipment complexes for promising unmanned helicopters), Kazan', Redaktsionno-izdatel'skii tsentr «Shkola», 2021, 248 p.
16. Strelets M.Yu., Bibikov S.Yu. Gribov D.I. et al. *Patent 2767938 RF, MPK G01S 23/00*, 22.03.2022. Byul. no. 9.
17. Gel' V.E., Evdokimov E.V., Senin O.G. *Sovremennaya nauka: aktual'nye problemy teorii i praktiki. Seriya: Estestvennyye i tekhnicheskie nauki*, 2021, no. 1, pp. 69-73.
18. Maybeck P.S. *Stochastic Models, Estimation and Control*. N.Y., Academic Press, 1982, vol. 2.
19. Ivanov S.A. *Trudy MAI*, 2020, no. 115. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=119922>. DOI: [10.34759/trd-2020-115-08](https://doi.org/10.34759/trd-2020-115-08)
20. Shipko V.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 110. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=112863>. DOI: [10.34759/trd-2020-110-12](https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-12)

21. Chernodarov A.V., Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Polyakova A.A. Flight Development of an Integrated Navigation System Based on MEMS Sensors, Resistant to Unstable Satellite Information, *31st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2024*, Saint Petersburg, CSRI Electropribor, 2024.
22. Bromberg P.V. *Teoriya inertsiyal'nykh sistem navigatsii* (Inertial navigation systems theory), Moscow, Nauka, GRFML, 1979, 296 p.
23. *GOST 20058-80. Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere* (Aircraft dynamics in atmosphere. GOST 20058-80), Moscow, Izdatel'stvo standarty, 1981, 52 p.
24. Rivkin S.S. *Stabilizatsiya izmeritel'nykh ustroystv na kachayushchemsya osnovanii* (Stabilization of Measuring Devices on a Swinging Base), Moscow, Nauka, GRFML, 1978, 320 p.
25. Krinetskii E.I., Aleksandrovskaya L.N., Sharonov A.V., Golubkov A.S. *Letnye ispytaniya raket* (Missile Flight Tests), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 464 p.
26. Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Kharkov V.P., Chernodarov A.V. Inertial Satellite Compensation of Trajectory Instabilities of Optoelectronic Positioning Systems on a Swinging Base, *27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020*, Saint Petersburg, CSRI Electropribor, 2020, IEEE, 9133859. DOI: [10.23919/ICINS43215.2020.9133859](https://doi.org/10.23919/ICINS43215.2020.9133859)
27. Chernodarov A.V., Gorshkov P.S., Patrikeev A.P., Starostin N.P. Investigation of the Emergency Mode of the SINS-500NS Strapdown Inertial-Satellite Navigation System Based on Flight Data, *30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2023*, Saint Petersburg, CSRI Electropribor, 2023, IEEE Xplore: 06 July 2023. DOI: [10.23919/ICINS51816.2023.10168464](https://doi.org/10.23919/ICINS51816.2023.10168464)

Статья поступила в редакцию 01.08.2024

Одобрена после рецензирования 05.09.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 01.08.2024; approved after reviewing on 05.09.2024; accepted for publication on 25.10.2024