

7. Galkin A.G., Kovalyov A., Okunev A.V. Assessing remained service time of contact-line support under the constant load. *Advances in Intelligent Systems and Computing*. 2020. Vol. 1115. Pp. 693–702.

8. Kovalyov A.A., Galkin A.G. *Ustroistvo dlya izmereniya ugla naklona osi opory kontaktnoi seti (varianty)*. [A device for measuring the inclination angle of the contact system support axis (options)] Patent for invention RU 2340476 C1, December 10, 2008. Application No. 2007125430/11 dated July 05, 2007.

9. Kovalyov A.A. *Formirovanie upravlyayushhikh vozdeistvii na kontaktnoi seti s uchytom protsessa razregulirovok opor*: dis. kand. techn. nauk: 05.22.07 [Formation of management actions in the catenary taking into account the process of misalignment of supports: a Ph.D. (Engineering) diss.: 05.22.07. Ural state transport university. Ekaterinburg, 2008.

10. Efanov D.V., Gross V.A., Romanchikov A.M., Bolotskii D.N., Vasil'ev A.Yu. *Sistema i sposob nepreryvnogo monitoringa sostoyaniya kontaktnoi seti relsovogo transporta* [The system and method of continuous monitoring of the state of the rail transport catenary]. Patent for invention RU 2701887 C1, October 02, 2019. Application No. 2018129315 dated August 10, 2018.

11. Efanov D.V., Osadchii G.V., Sedykh D.V., Barch D.V. Organizatsiya nepreryvnogo monitoringa uglov naklona opor zheleznodorozhnoi kontaktnoi seti [Organization of continuous monitoring of tilt angles of railway catenary supports]. *Transport Urala* [Transport of the Urals], 2017. No. 2 (53). Pp. 37–41.

12. Efanov D.V., Osadchii G.V., Barch D.V., Belyi A.A. Permanent monitoring systems of the contact-wire of railroad catenary: the main tasks of implementation. *2019 IEEE East-West Design and Test Symposium, EWDTS 2019*, 2019. Pp. 8884442.

13. Aksyonov N.A., Kovalyov A.A. *Sposob kontrolya ugla naklona opor kontaktnoi seti zheleznykh dorog* [A method of controlling the inclination angle of railway catenary supports]. Patent for invention RU 2660195 C1, July 05, 2018. заявка No. 2017116774 dated May 12, 2017.

14. Aksyonov N.A., Kovalyov A.A. *Razrabotka pribora po kontrolyu ustanovochnykh parametrov opory kontaktnoi seti* [Development of a device for monitoring the installation parameters of the catenary supports]. *Innovatsionnyi transport* [Innovative transport], 2017. No. 4 (26). Pp. 49–53.

15. Aksyonov N.A. *Sovremennye sposoby opredeleniya stepeni razregulirovki opor kontaktnoi seti* [Modern methods of determining the degree of misalignment of catenary supports]. *Innovatsionnyi transport* [Innovative transport], 2016. No. 4 (22). Pp. 48–51.

Информация об авторах

Амиров Султан Файзулаевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой электроснабжения, Ташкентский государственный транспортный университет, г. Ташкент, e-mail: amirovsvf@bk.ru

Бадретдинов Тимур Наильевич – докторант кафедры электроснабжения, Ташкентский государственный транспортный университет, г. Ташкент, e-mail: tim_bad2107@mail.ru

Баянов Илдар Назипович – докторант, доцент кафедры электроснабжения, Ташкентский государственный транспортный университет, г. Ташкент, e-mail: ildar-lili@yandex.ru

Information about the authors

Sultan F. Amirov – Doctor of Engineering Science, Professor, head of the Subdepartment of Power Supply, Tashkent State Transport University, Tashkent. e-mail: amirovsvf@bk.ru

Timur N. Badretdinov – Doctoral student of the Subdepartment of Power Supply, Tashkent State Transport University, Tashkent, e-mail: tim_bad2107@mail.ru

Ildar N. Bayanov – Doctoral student, acting Associate Professor of the Subdepartment of Power Supply, Tashkent State Transport University, Tashkent, e-mail: ildar-lili@yandex.ru

DOI 10.26731/1813-9108.2021.2(70).145-153

УДК 621.396.96

Анализ влияния траектории движения динамического управляемого объекта на точность определения навигационных параметров

В. В. Ерохин¹, **В. А. Караченцев²**, **Н. П. Малисов²**

¹ Иркутский государственный университет путей сообщения, г. Иркутск, Российская Федерация

² Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск, Российская Федерация

✉ Ww_erohin@mail.ru

Резюме

Для реализации требований международной организации гражданской авиации по увеличению пропускной способности и эффективности использования воздушного пространства разработана стратегия зональной навигации и ее составляющая – свободная маршрутизация полетов. Целью исследований является анализ влияния траектории динамического управляемого объекта на точность определения координат при зональной навигации и свободной маршрутизации полетов. В статье проведен анализ влияния выбранного маршрута полета на точность определения навигационных параметров в рамках использования алгоритма расширенного фильтра Калмана. Показано, что существует однозначная зависимость радиальной погрешности, геометрического фактора и меры наблюдаемости от угла поворота траектории. На основе проведенного анализа предложено использовать меру наблюдаемости для формирования критерия оптимизации при реализации зональной навигации. Методами имитационного статистического моделирования подтверждена однозначная зависимость между геометрическим фактором, мерой наблюдаемости и следом ковариационной матрицы оши-

бок фильтрации для различных траекторий движения динамического управляемого объекта. Предложенный подход представляется более рациональным по сравнению с вычислением ковариационной матрицы ошибок оценивания при практической реализации алгоритмов оптимального управления в навигационном процессоре благодаря уменьшению объема вычислений. Результаты проведенного анализа позволяют в дальнейшем рассматривать максимум меры наблюдаемости в качестве решающего правила в задачах оптимизации траектории, в том числе и в алгоритмах управления наблюдениями.

Ключевые слова

динамический управляемый объект, оптимизация, наблюдаемость, управление траекторией, фильтр Калмана, погрешность навигационных определений, траектория, геометрический фактор

Для цитирования

Ерохин В.В. Анализ влияния траектории движения динамического управляемого объекта на точность определения навигационных параметров / В. В. Ерохин, В. А. Караченцев, Н. П. Малисов // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2021. – № 2 (70). – С. 145–153. – DOI: 10.26731/1813-9108.2021.2(70).145-153

Информация о статье

поступила в редакцию: 10.03.2021, поступила после рецензирования: 05.04.2021, принята к публикации: 16.04.2021

Analysis of the influence of the trajectory of motion of a dynamic controlled object on the accuracy of determining navigation parameters

V. V. Erokhin¹✉, V. A. Karachentsev², N. P. Malisov²

¹ Irkutsk State Transport University, Irkutsk, the Russian Federation

² The Irkutsk branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, the Russian Federation

✉ Ww_erohin@mail.ru

Abstract

To implement the requirements of the International Civil Aviation Organization of increasing the capacity and use efficiency of airspace, an area navigation strategy and its component – free flight routing – have been developed. The aim of the research is to analyze the influence of the trajectory of a dynamic controlled object on the accuracy of determining coordinates in the course of area navigation and free flight routing. This article analyzes the influence of the chosen flight route on the accuracy of determining the navigation parameters within the framework of the Kalman's extended filter algorithm. It is shown that there is an unambiguous dependence of the radial error, geometric factor, and observability measure on the trajectory rotation angle. Based on the analysis, it is proposed to use the observability measure to form an optimization criterion in the process of implementation of area navigation. The methods of statistical simulation have confirmed the unambiguous relationship between the geometric factor, the observability measure and the trace of the covariance matrix of filtering errors for various trajectories of movement of a dynamic controlled object. The proposed approach seems to be more rational in comparison with the calculation of the covariance matrix of the estimation errors while practically implementing optimal control algorithms in the navigation processor because of the reduction in the amount of computations. The results of the analysis allow us to consider the maximum of the observability measure as a decision rule in the problems of trajectory optimization, as well as in observation control algorithms.

Keywords

dynamic controlled object, optimization, observability, trajectory control, Kalman's filter, navigation definition errors, trajectory, geometric factor

For citation

Erokhin V. V., Karachentsev V. A., Malisov N. P. Analiz vliyaniya traektorii dvizheniya dinamicheskogo upravlyаемого ob"ekta na tochnost' opredeleniya navigatsionnykh parametrov [Analysis of the influence of the trajectory of motion of a dynamic controlled object on the accuracy of determining navigation parameters]. *Sovremennye tekhnologii. Sistemyi analiz. Modelirovanie [Modern Technologies. System Analysis. Modeling]*, 2021, No. 2 (70), pp. 145–153. – DOI: 10.26731/1813-9108.2021.2(70).145-153

Article info

Received: 10.03.2021, Revised: 05.04.2021, Accepted: 16.04.2021

Введение

При классическом полете наведение таких динамических управляемых объектов (ДУО), как воздушные суда и беспилотные летательные аппараты обеспечивается за счет наземных радионавигационных средств, а маршруты прокладывают через ази-

мутальные радиомаяки, что приводит к серьезному уплотнению маршрутов. В то же время полеты проходят через заданные пункты по утвержденным трассам, которые имеют ряд изломов. Для реализации требований международной организации гражданской авиации по увеличению пропускной спо-

собности и эффективности использования воздушного пространства разработана стратегия свободной маршрутизации полетов. Согласно данной стратегии экипажам предоставляется возможность выполнять полет по оптимальному, в соответствии с заданным критерием, маршруту [1, 2]. При решении задачи построения маршрута полета необходимо учитывать требованиями безопасности, условия воздушной обстановки, расхода топлива, длительности полета, точностные характеристики самолетовождения и др. [3, 4]. Предлагаемый подход позволит повысить безопасность и экономичность авиационных перевозок, а также рационально использовать воздушное пространство [5].

Основная цель свободной маршрутизации полетов заключается в выведении ДУО по требуемой траектории в заданную область пространства за минимальный интервал времени при высокой точности навигационных определений и обеспечении требуемого уровня безопасности полетов. При этом достигаются экономия топлива и времени за счет распределения ДУО по наиболее коротким маршрутам. Реализация свободной маршрутизации полетов возможна только при высокой точности навигационного обеспечения за счет комплексной обработки информации в инерциально-спутниковых системах навигации (ИССН) [6, 7]. В то же время, при решении ряда задач, системы спутниковой навигации не удовлетворяют требуемым навигационным характеристикам, что обусловлено влиянием различных показателей, в том числе геометрического фактора (ГФ) [6, 7]. Погрешности, обусловленные влиянием дестабилизирующих факторов, существенно влияют на точность навигации. Далее представлены маршруты полета при зональной и классической навигации (рис. 1) (HDOP – Horizontal Dilution of Precision – горизонтальный геометрический фактор).

Для устранения недостатков спутниковой навигации применяют функциональные дополнения [7], в частности, контрольно-корректирующие станции. В качестве канала обмена навигационной информацией предлагается использовать ультракоротковолновую линию передачи данных радиовещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В). При организации обмена навигационной информацией взаимодействующие объекты системы АЗН-В представляют собой навигационные опорные точки (НОТ) [8]. Пропадание сигналов навигационных спутников (НС) в случае преднамеренных и непреднамеренных помех снижает точность местоопределения в бортовой аппаратуре глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), в то же время абоненты АЗН-В создают избыточное количество НОТ [8–11]. В ГНСС НОТ являются НС, которые находятся на фиксированных орбитах и формируют более стабильный ГФ. В системе АЗН-В НОТ могут быть подвижные и неподвижные объекты: наземные станции, воздушные и морские суда и др. Объекты АЗН-В образуют многопозиционную систему, погрешности определения координат в которой зависят от траектории (маршрута) полета ДУО (рис. 2).

В работе [8] приведены результаты исследования эффекта уменьшения погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы при маневрировании ДУО. В частности, отмечено увеличение наблюдаемости определения курса при измерениях скорости. Кроме того, в [12] приведена иллюстрация зависимости среднеквадратического отклонения (СКО) определения курса от геометрии решения задачи определения местоположения и рассмотрены различные методы траекторного управления наблюдением. Результаты исследований [13] демонстрируют изменение ГФ при маневрировании ДУО.

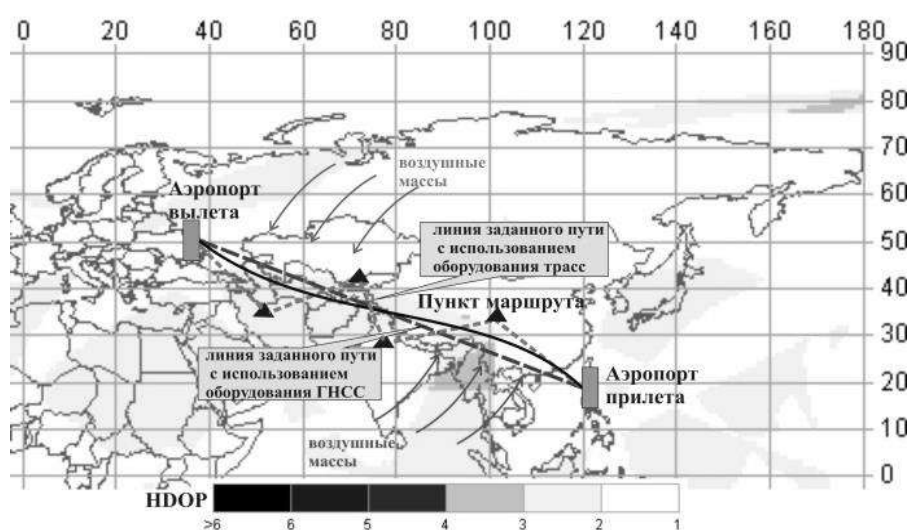


Рис. 1. Маршруты полета при классической и зональной навигации

Fig. 1. Flight routes for classical and area navigation

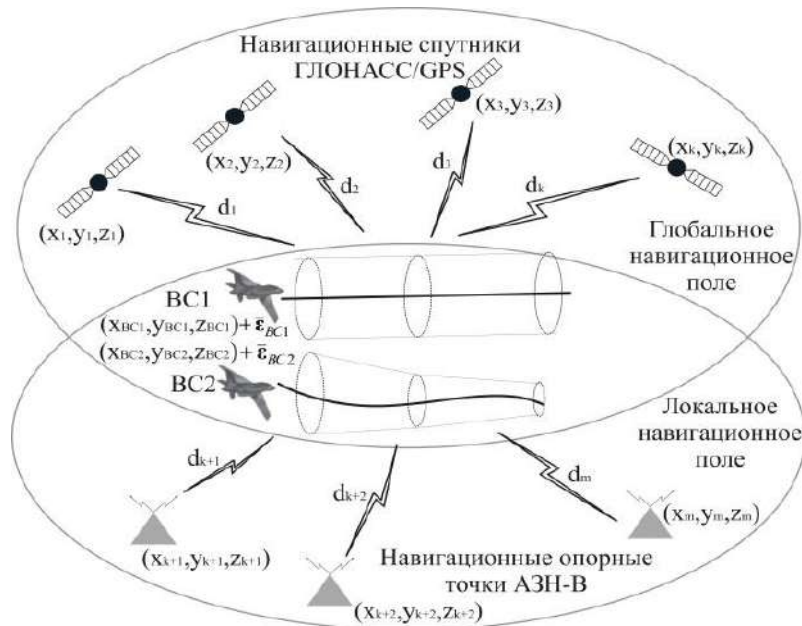


Рис. 2. Обмен информацией между взаимодействующими объектами в системе радиовещательного автоматического зависимого наблюдения

Fig. 2. Exchange of information between interacting objects in the system broadcast automatic dependent surveillance

Погрешности навигационных определений в ИССН зависят от различных условий функционирования, в том числе от ГФ, характеризующего взаимное положение объектов. Изменение маршрута полета может повысить, либо снизить точность позиционирования, что обуславливается характером маневрирования и начальным состоянием системы.

Цель работы – исследование влияния траектории ДУО на точность определения координат при свободной маршрутизации полетов.

Математическая модель

Для построения траектории при движении по маршруту применим модель ДУО, имитирующую управляемый полет, которая характеризуется вектором переменных состояний:

$$x(t) = [x(t), y(t), z(t), V(t), \psi(t), m(t)]^T, \quad (1)$$

где x, y, z – пространственные координаты; V – истинная воздушная скорость; ψ – курс; m – масса [14].

Динамика переменных вектора (1) представлена системой дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx}{dt} \equiv \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{V} \\ \dot{\psi} \\ \dot{m} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V \cos \psi \cos \gamma + w_x \\ V \sin \psi \cos \gamma + w_y \\ V \sin \gamma + w_h \\ (T - d) / m - g_0 \sin \gamma \\ L \sin \varphi / (mV) \\ -\eta T \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где φ – угол крена; γ – угол наклона траектории; d – сила лобового сопротивления; g_0 – ускорение свободного падения; L – подъемная сила; T – сила тяги двигателя; η – расход топлива; $W = [w_x, w_y, w_z]$ – вектор скорости ветра.

Согласно методике расчета η , силы L и d , приведенной в [15], вычисления производятся следующим образом:

$$L = \frac{C_L S \rho}{2} V^2; \quad d = \frac{C_d S \rho}{2} V^2,$$

где C_d – коэффициент лобового сопротивления; C_L – коэффициент подъемной силы; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыла.

В (1), (2) значения величин $z, V, m, T, \gamma, \varphi$ задаются исходя из действующих ограничений на параметры ДУО. Управляющими сигналами являются угол наклона траектории γ , тяга двигателя T , угол крена φ .

Постановка задачи

Уравнения (2) в векторно-матричной форме имеют стандартный вид:

$$\frac{dx(t)}{dt} = F(t)x(t) + B(t)u(t) + G(t)w(t), \quad (3)$$

$$x(0) = M[x(0)],$$

где $u(t)$ – вектор управляющих сигналов; $u(t) \in U$ – множество допустимых значений управлений; $F(t)$ – матрица динамики системы; $B(t)$ – матрица коэффициентов управления; $w(t)$ – белый гаусс-

совский шум с нулевым математическим ожиданием и корреляционной матрицей

$M[w(t)w(t)^T] = Q(t)\delta(t - \tau)$; $Q(t)$ – положительно определенная матрица штрафов; $G(t)$ – матрица интенсивности шумов; $M[\bullet]$ – операция вычисления математического ожидания [16].

Для получения уравнения измерений необходимо учесть, что определение местоположения ДУО осуществляется в псевдодалномерном режиме, т. е. результаты навигационных измерений представляют собой псевдодалности (ПД):

– ДУО – НС D_1, D_2, \dots, D_m , где m – число принимаемых сигналов от НС;

– ДУО – НОТ $D_{m+1}, D_{m+2}, \dots, D_n$, где n – число принимаемых сигналов от НОТ.

Уравнение наблюдений имеет следующий вид:

$$\xi(t) = H(t)x(t) + n(t),$$

где $H(t) = \left[\frac{\partial h^T(x(t))}{\partial(x(t))} \right]^T$ – матрица якоби с элементами $\left\{ \frac{\partial h_i(x)}{\partial x_j} \right\}$; $n(t)$ – белый гауссовский шум измерения с корреляционной матрицей $M[n(t)n(t)^T] = R(t)\delta(t - \tau)$.

$$\text{Элементы матрицы } H = \left[\frac{\partial D_{НС}}{\partial \mathbf{x}} \quad \frac{\partial D_{НОТ}}{\partial \mathbf{x}} \right]^T$$

определяются как частные производные ПД по соответствующим переменным вектора состояния $x(t)$, в частности

$$H_{1,i} = \frac{\partial D_i}{\partial x} = \frac{x_i - x}{D_i},$$

где $D_i = c\tau_i(t) = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + c\Delta t$

– значение псевдодалности от местоположения ДУО до i -го НС или НОТ; x_i, y_i, z_i – координаты i -го НС или НОТ; $\tau_i(t) = t_2 - t_1$ – длительность временного интервала между моментами t_1 и t_2 (задержка сигнала); c – скорость распространения радиоволн; Δt – расхождение шкал времени НС и ДУО.

Комплексная обработка навигационной информации

Используя методологию синтеза расширенного фильтра Калмана [16] получим комплексный алгоритм навигационных определений в иссн, оптимальный по критерию

$$M[(x(t) - \hat{x}(t))(x(t) - \hat{x}(t))^T] = \min,$$

который имеет вид:

$$\frac{d\hat{x}(t)}{dt} = F(t)\hat{x}(t) + K(t)\left(\xi(t) - \frac{\partial h(\Delta x(t), t)}{\partial(\Delta x)} \hat{x}(t)\right), \quad (4)$$

$$K(t) = P(t) \frac{\partial h(\Delta x(t), t)}{\partial(\Delta x)} R^{-1}(t), \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{dP(t)}{dt} &= F(t)P(t) - \\ &- P(t) \left[\frac{\partial h(\Delta x(t), t)}{\partial(\Delta x)} \right]^T R^{-1}(t) \left[\frac{\partial h(\Delta x(t), t)}{\partial(\Delta x)} \right] P(t) + \\ &+ P(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t). \end{aligned} \quad (6)$$

где $\hat{x}(t)$ – оптимальная оценка вектора состояния $x(t)$; $K(t)$ – матричный коэффициент усиления; $P(t)$ – матрица ошибок фильтрации.

В реальности движение ДУО характеризуется уравнением

$$\frac{dx_g(t)}{dt} = F_g(t)x_g(t) + G_g(t)u(t) + \eta(t), \quad (7)$$

$$x_g(0) = M[x_g(0)],$$

где $x_g(t) \in X$ – действительный вектор состояния ДУО; $\eta(t)$ – белый шум [17].

В соответствии с уравнениями (2)–(7) получим выражение для ошибки фильтрации:

$$\varepsilon(t) = x_g(t) - \hat{x}(t);$$

$$\begin{aligned} \frac{d\varepsilon}{dt} &= (F(t) - K(t)H(t))\varepsilon(t) + G(t)u(t) + \\ &+ \Delta F(t)x_g(t) + \eta(t) - K(t)n(t), \end{aligned} \quad (8)$$

где $\Delta F(t) = F_g(t) - F(t)$.

Из (8) следует, что ошибка фильтрации содержит как детерминированную, так и флуктуационную составляющие. При этом детерминированная составляющая зависит как от структуры системы обработки информации, определяемой составом внутренних связей, так и от соответствия $F_g(t)$ и $F(t)$. Таким образом:

$$M\|\varepsilon(t)\|^2 = \|\bar{\varepsilon}(t)\|^2 + tr\{P(t)\}, \quad (9)$$

где $\bar{\varepsilon}(t)$ – математическое ожидание $\varepsilon(t)$; $tr\{P(t)\}$ – математическая операция по вычислению следа ковариационной матрицы [18].

С учетом того, что $tr\{P(t)\}$ не зависит от $\eta(t)$ и $n(t)$ запишем:

$$\begin{aligned} \frac{d\varepsilon(t)}{dt} &= (F(t) - K(t)H(t))\bar{\varepsilon}(t) + \\ &+ G(t)u(t) + \Delta F(t)x_g(t). \end{aligned}$$

Погрешности навигационных определений в ИССН зависят от интенсивности шумов и помех, а также от ГФ. Отличительной особенностью свободной маршрутизации полетов является возможность управления взаимным положением ДУО на основе изменения параметров траекторного движения.

Для оценки влияния маршрута полета на точность определения координат используется ГФ K – коэф-

фициент, учитывающий взаимное положение НОТ и ДУО. Значение ГФ определяется по формуле [7]:

$$K = \left(\text{tr} \left[(H^T H)^{-1} \right] \right)^{-1/2}. \quad (10)$$

Элементы в составе матрицы $H = \begin{bmatrix} \frac{\partial D_{HC}}{\partial x} & \frac{\partial D_{HOT}}{\partial x} \\ \vdots & \vdots \end{bmatrix}^T$ вычисляются как частные производные ПД $D = |D_{HC1}, \dots, D_{HCn}, D_{HOT1}, \dots, D_{HOTm}|^T$ по соответствующим переменным вектора состояния $x = |x, y, z, \tau|^T$:

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial D_{HC1}}{\partial x} & \frac{\partial D_{HC1}}{\partial y} & \frac{\partial D_{HC1}}{\partial z} & \frac{\partial D_{HC1}}{\partial \tau} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial D_{HCn}}{\partial x} & \frac{\partial D_{HCn}}{\partial y} & \frac{\partial D_{HCn}}{\partial z} & \frac{\partial D_{HCn}}{\partial \tau} \\ \frac{\partial D_{HOT1}}{\partial x} & \frac{\partial D_{HOT1}}{\partial y} & \frac{\partial D_{HOT1}}{\partial z} & \frac{\partial D_{HOT1}}{\partial \tau} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial D_{HOTm}}{\partial x} & \frac{\partial D_{HOTm}}{\partial y} & \frac{\partial D_{HOTm}}{\partial z} & \frac{\partial D_{HOTm}}{\partial \tau} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_{HC1} - x}{D_{HC1}} & \frac{y_{HC1} - y}{D_{HC1}} & \frac{z_{HC1} - z}{D_{HC1}} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_{HCn} - x}{D_{HCn}} & \frac{y_{HCn} - y}{D_{HCn}} & \frac{z_{HCn} - z}{D_{HCn}} & 1 \\ \frac{x_{HOT1} - x}{D_{HOT1}} & \frac{y_{HOT1} - y}{D_{HOT1}} & \frac{z_{HOT1} - z}{D_{HOT1}} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_{HOTm} - x}{D_{HOTm}} & \frac{y_{HOTm} - y}{D_{HOTm}} & \frac{z_{HOTm} - z}{D_{HOTm}} & 1 \end{bmatrix}$$

где n – число псевдодалностей до спутников; m – число псевдодалностей до НОТ (наземных, воздушных).

Среднеквадратическая радиальная ошибка σ_{CPO} (CPO) и среднеквадратическое сферическое отклонение σ_{CCO} (CCO) определяются по формулам:

$$\sigma_{CPO} = \sigma_{ПД} K_{XY}; \sigma_{CCO} = \sigma_{ПД} K,$$

где $\sigma_{ПД}$ – СКО погрешности определения ПД [7].

Использование ГФ для анализа точности местоопределения по данным многопозиционных радионавигационных систем позволяет проводить параметрические исследования без учета данных о точности определения ПД [7].

Ввиду того, что наблюдаемость переменных состояния ДУО является необходимым условием их качественной оценки, перед синтезом навигационного процессора на основе фильтра Калмана требуется исследовать ИССН на наблюдаемость. Характеристикой точности оценки навигационных параметров является мера наблюдаемости, которая при бесконечно малом значении времени наблюдения $\Delta t = t_k - t_0$ определяется выражением:

$$\Gamma = \int_{t_0}^{t_k} H^T H dt = H^T H \Delta t. \quad (11)$$

Очевидно, что чем больше значение $\det \Gamma$, тем выше точность оценки $\hat{x}(t)$. При этом, если наблюдается только часть элементов $x(t)$, то $\det \Gamma = 0$, следовательно, вектор $x(t)$ не определяется [18]. Значит, мера наблюдаемости может выступать в качестве показателя эффективности при анализе влияния маршрута (траектории) полета ДУО на точность оценки переменных состояния.

Такими образом, $\det \Gamma$ может использоваться как мера наблюдаемости системы траекторного управления ДУО. С помощью меры наблюдаемости можно дать количественную оценку «хорошо» и «слабо» наблюдаемым навигационным параметрам, что даст возможность принимать решение об управлении траекторией полета с целью повышения точности позиционирования. Предложенный подход анализа влияния траектории движения ДУО на точность местоопределения позволит проводить системный анализ навигационного обеспечения свободной маршрутизации полетов.

Мера наблюдаемости может характеризовать наблюдаемость переменных вектора состояния ДУО в вертикальной и горизонтальной плоскостях и позволяет количественно определить «хорошо» и «слабо» наблюдаемые координаты. Поэтому меру наблюдаемости компонент оцениваемого вектора состояния можно использовать для решения задачи оптимизации траектории с целью минимизации погрешностей определения координат ДУО. При таком подходе решающее правило оптимизации будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} u(t) &= \arg \min_{u(t) \in U} (\text{tr}[P(t)]) = \\ &= \arg \min_{u(t) \in U} ((\text{tr}[(H(t)^T H(t))^{-1}])^{1/2}) = \\ &= \arg \max_{u(t) \in U} (\det[H(t)^T H(t)]). \end{aligned}$$

Проведенный анализ указывает на однозначную зависимость радиальной погрешности, геометрического фактора и меры наблюдаемости от параметров траекторного движения. На основе проведенного анализа предложено использовать меру наблюдаемости для формирования критерия оптимизации при реализации зональной навигации. Предложенный подход представляется более рациональным по сравнению с вычислением ковариационной матрицы ошибок оценивания при практической реализации алгоритмов оптимального управления в навигационном процессоре благодаря уменьшению объема вычислений.

Моделирование и обсуждение результатов

Методами имитационного статистического моделирования проведены исследования рассмотренных характеристик. Моделировалась ситуация воздушной обстановки в районе аэроузла «Раздолье» (рис. 6). Для анализа возможных ситуаций выбраны пересекающиеся трассы P 173, UA 310 и UR 478. Воздушные суда (ВС) движутся по данным маршрутам на эшелоне $H = 10\ 600$ м. В процессе движения ВС вычисляет координаты на основе псевдодальномерных, моделей навигационных измерений и орбитального движения спутников по данным альманаха, а также при использовании сигнала станции АЗН-В. В качестве исходных данных для моделирования использовались параметры характеризующие работу ГНСС и АЗН-В:

– шумы измерений $\sigma_{D,GNSS} = 33$ м, $\sigma_{\dot{D},GNSS} = 0,1$ м/с, $\sigma_{D,AZH} = 10$ м, $\sigma_{\dot{D},AZH} = 0,05$ м/с;

– дискретность отсчетов моделирования полета ДОУ по траектории $dt = 0,001$ с;

– дискретность поступления данных и обработки измерений в фильтре Калмана $dT_1 = 0,2$ с.

Выполнялось построение маршрутов полета ВС на основе модели (1), (2): кривая 1 соответствует траектории при полете по наикратчайшему маршруту при зональной навигации? 2 – классической траектории полета на радиомаяк.

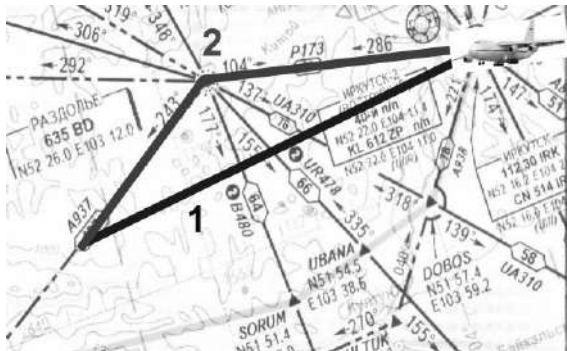


Рис. 3. Моделируемые траектории полета
Fig. 3. Simulated flight paths

Далее представлены результаты расчета радиальной среднеквадратической погрешности местопределения (рис. 4), в соответствии с выражением (6) для моделируемых траекторий (см. рис. 3): кривая 1 соответствует траектории полета 1; кривая 2 – траектории 2 маршрутного полета по промежуточным пунктам маршрута.

Представлены графики горизонтального ГФ HDOP, рассчитанные по формуле (10) для моделируемых траекторий (рис. 5).

На (рис. 6) представлены графики меры наблюдаемости, полученные в результате расчетов на основе выражения (11) для моделируемых траекторий.

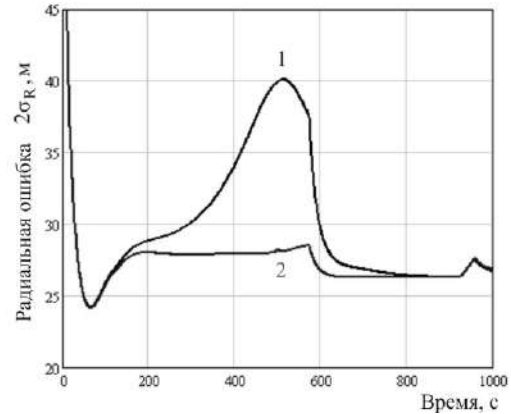


Рис. 4. Среднеквадратическая радиальная ошибка
Fig. 4. Root mean square radial error

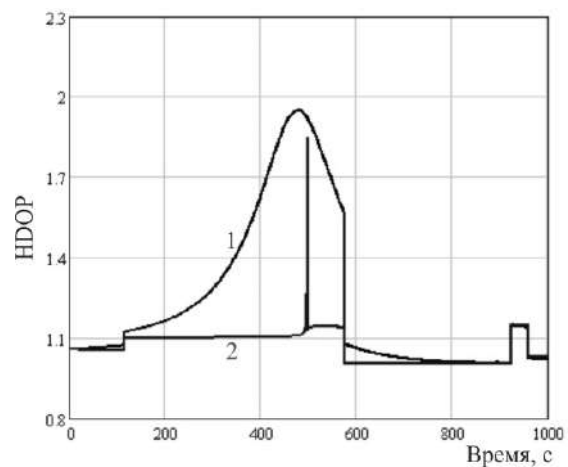


Рис. 5. Геометрический фактор
Fig. 5. Geometric factor

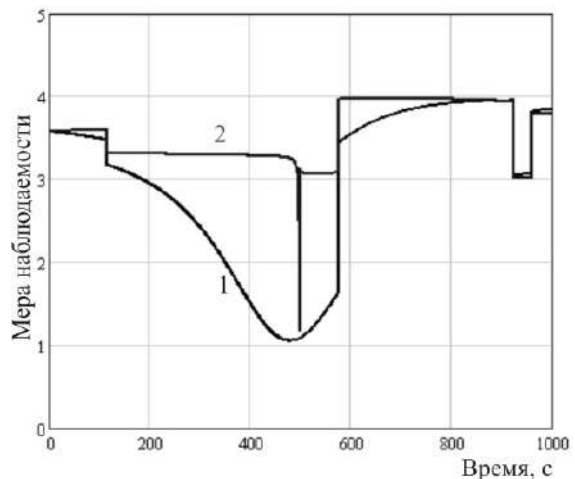


Рис. 6. Мера наблюдаемости
Fig. 6. Measure of observability

Результаты исследований (см. рис. 4–6), указывают на существование однозначной зависимости радиальной погрешности, ГФ и меры наблюдаемости от траектории полета. Чем больше значение \det

Γ , тем выше точность оценки $\hat{x}(t)$, если наблюдается только часть элементов $x(t)$, то $\det \Gamma = 0$, следовательно, вектор $x(t)$ не определяется. В то же время, чем больше $\det \Gamma$, тем выше точность оценки $\hat{x}(t)$. Таким образом, мера наблюдаемости может выступать в качестве показателя эффективности при анализе влияния траектории полета на точность оценки навигационных параметров.

При максимальном значении меры наблюдаемости достигается минимизация геометрического фактора и радиальной погрешности, что дает основания для применения максимума меры наблюдаемости в формировании решающего правила в задачах свободной маршрутизации полетов, в том числе и в алгоритмах управления наблюдениями. При практической реализации алгоритмов оптимального управления в специализированных навигационных процессорах изложенный в статье подход представляет

ся более рациональным за счет уменьшения объема вычислений по сравнению с вычислением ковариационной матрицы ошибок оценивания.

Заключение

Анализ результатов исследований показывает существование однозначной зависимости радиальной погрешности определения местоположения, ГФ и меры наблюдаемости от траектории полета.

Результаты исследования влияния маршрута полета на точность местоопределения ДУО позволяют проводить информационный анализ навигационного обеспечения системы траекторного управления и выполнять планирование маршрута полета.

Обоснована возможность использования меры наблюдаемости при формировании решающего правила в алгоритмах оптимизации траектории полета ДУО.

Список литературы

1. Maolaisha A. Free-Flight Trajectory Optimization by Mixed Integer Programming : a thesis submitted to fulfillment of the requirements for the degree of master in science. Applied Mathematics and Optimization Series (AMOS). Hamburg, 2015. 74 p.
2. Toratani D. Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management : doctoral Thesis. Yokohama National University, 2016. 101 p.
3. Rub'en Ant'on Guijarro. Commercial aircraft trajectory optimization using optimal control : bachelor Thesis. Universidad Carlos III de Madrid, 2015. 64 p.
4. Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization / M. Soler, A. Olivares, E. Staffetti, P. Bonami // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2013. Vol. 36(5). P. 1267–1277.
5. Wickramasinghe N.K., Harada A., Miyazawa Y. Flight trajectory optimization for an efficient air transportation system // Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2012. Pp. 1–12.
6. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г.И. Емельянец, А.П. Степанов. СПб. : Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. 394 с.
7. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
8. Шестаков И.Н., Крыжановский Г.А. Расширение поля СРНС с помощью наземных станций АЗН-В // Науч. вестн. МГТУ ГА. 2014 (210). С. 114–117.
9. Investigation and realisation of integrated navigation system using optimal pseudo sensor enhancement method / Ya.M. Madany, El-Sayed A. El-Badawy, Nour Eldin H. Ismail et al. // IET Radar, Sonar & Navigation. 2019. Vol. 13. DOI: 10.1049/iet-rsn.2018.5295.
10. Cho T., Lee C., Choi. S. Multi-Sensor Fusion with Interacting Multiple Model Filter for Improved Aircraft Position Accuracy // Sensors. 2013. Vol. 13. P. 4122–4137. DOI: 10.3390/s130404122.
11. Strohmeier M., Lenders V., Martinovic I. On the Security of the Automatic Dependent Surveillance-Broadcast // Protocol IEEE Communications Surveys & Tutorials. 2014. Vol. 17 (2). P. 1065–1087.
12. Методы траекторного управления наблюдением в интегрированных многодатчиковых двухпозиционных системах радиомониторинга воздушного базирования / В.И. Меркулов, Д.А. Миляков, О.Е. Радоминов и др. // Журнал радиоэлектроники. 2016. № 4. С. 1–64.
13. Aleshechkin A.M., Erokhin V.V. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system // Gyroscopy and Navigation. 2017. Vol. 8. Iss. 1. P. 15–23.
14. Монаков А.А., Киселев В.Ю. Предсказание траектории воздушного судна в автоматизированных системах управления воздушным движением // Информационно-управляющие системы. 2015. № 4. С. 33–40.
15. User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA). Revision 3.12 [Electronic resource]. Access mode: URL: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/field_tabs/content/documents/sesar/user-manual-bada-3-12.pdf (accessed date: 06/05/2017).
16. Bruce P., A Gibbs. Advanced Kalman filtering, least-squares and modeling: a practical handbook. John Wiley & Sons, Inc., publication, 2011. 605 p.
17. Тятюшкин А.И. Многометодная технология оптимизации управляемых систем. Новосибирск : Наука, 2006. 343 с.
18. Карапетян Р.М. Алгоритмы оценки качества и синтеза линейных систем управления. Рига : ЛПИ ВНТОМ, 1989. 52 с.

References

1. Maolaaiasha A. Free-flight trajectory optimization by mixed integer programming. A thesis submitted to fulfillment of the requirements for the degree of master in science. Applied Mathematics and Optimization Series (AMOS) # 24. University of Hamburg. 2015. 74 p.
2. Toratani D. Study on simultaneous optimization method for trajectory and sequence of air traffic management: doctoral thesis. Yokohama National University, 2016. 101 p.
3. Rub'en Ant'on Guijarro. Commercial aircraft trajectory optimization using optimal control: Bachelor Thesis. Universidad Carlos III de Madrid, 2015. 64 p.
4. Soler M., Olivares A., Staffetti E., Bonami P. Multiphase mixed-integer optimal control approach to aircraft trajectory optimization. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2013. Vol. 36(5). Pp. 1267–1277.
5. Wickramasinghe N.K., Harada A., Miyazawa Y. Flight trajectory optimization for an efficient air transportation system. Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012. Pp. 1–12.
6. Emelyantsev G.I., Stepanov A.P. Integrirovannye inertial'no-sputnikovye sistemy orientatsii i navigatsii [Integrated inertial-satellite systems of orientation and navigation]. In Peshekhonov V.G., the member of the RAS (ed.) St. Petersburg: The State Research Center of the Russian Federation OAO «Elektropribor» Group of Companies Publ., 2016. 394 p.
7. GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya [GLONASS. Principles of construction and functioning] In Perov A.I., Kharisov V.N. (eds.) 4th ed., rev. and abridged. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2010. 800 p.
8. Shestakov I.N., Kryzhanovskii G.A. Rasshirenie polya SRNS s pomoshchyu nazemnykh stantsii AZN-V [Expansion of the SRNS field with the help of ground stations ADS-B]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA* [Scientific bulletin of MSTU CA]. 2014 (210). Pp. 114–117.
9. Madany Ya.M., El-Badawy El-Sayed A., Ismail Nour Eldin H., Soliman A.M. Investigation and realisation of integrated navigation system using optimal pseudo sensor enhancement method. *Journal: IET Radar, Sonar & Navigation*, 2019. Vol. 13 [Electronic media]. DOI: 10.1049/iet-rsn.2018.5295. URL: <https://digital-library.theiet.org/content/journals/10.1049/iet-rsn.2018.5295>. (Accessed: February 16, 2019).
10. Cho T., Lee C., Choi S. Multi-sensor fusion with interacting multiple model filter for improved aircraft position accuracy. *Sensors*, 2013. Vol. 13. Pp. 4122–4137; DOI:10.3390/s130404122.
11. Strohmeier M., Lenders V., Martinovic I. On the security of the automatic dependent surveillance-broadcast. *Protocol IEEE communications surveys & tutorials*, 2014. Vol. 17 (2). Pp. 1065–1087.
12. Merkulov V.I., Milyakov D.A., Radominov O.E., Chernov V.S. Metody traektorного upravleniya nablyudeniem v integrirovannykh mnogodatchikovykh dvukhpozitsionnykh sistemakh radiomonitoringa vozdušnogo bazirovaniya [Methods of the trajectory control of observation in integrated multi-sensor two-position airborne radio monitoring systems], *Zhurnal radioelektroniki* [Radio electronics journal], 2016. No. 4. Pp. 1–64.
13. Aleshechkin A.M., Erokhin V.V. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system. *Gyroscope and Navigation*, 2017. Vol. 8. Iss. 1. Pp. 15–23.
14. Monakov A.A., Kiselev V.Yu. Predskazanie traektorii vozdušnogo sudna v avtomatizirovannykh sistemakh upravleniya vozdušnym dvizheniem [Predicting the trajectory of an aircraft in automated air traffic control systems. Informatsionno-upravlyayushchie sistemy [Information and control systems], 2015. No. 4. Pp. 33–40.
15. User manual for the base of aircraft data (BADA). Revision 3.12 [Electronic media]. URL: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/field_tabs/content/documents/sesar/user-manual-bada-3-12.pdf (Accessed: May 06, 2017).
16. Bruce P., Gibbs A. Advanced Kalman filtering, least-squares and modeling: a practical handbook. John Wiley & Sons, Inc., publication, 2011. 605 p.
17. Tyatyushkin A.I. Mnogometodnaya tekhnologiya optimizatsii upravlyayemykh sistem [Multi-method technology of optimizing controlled systems]. Novosibirsk: Nauka Publ., 2006. 343 p.
18. Karapetyan R.M. Algoritmy otsenki kachestva i sinteza lineynykh sistem upravleniya [Algorithms of quality assessment and synthesis of linear control systems]. Riga, 1989. 52 p.

Информация об авторах

Ерохин Вячеслав Владимирович – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедры информационных систем и защиты информации, Иркутский государственный университет путей сообщения, г. Иркутск, e-mail: Ww_erohin@mail.ru
Караченцев Виталий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск e-mail: kara1126@mail.ru
Малисов Николай Павлович – ст. преподаватель кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования, Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск e-mail: malisovnik@mail.ru

Information about the authors

Vyacheslav V. Erokhin – Doctor of Engineering Science, Associate Professor, Associate Professor of the Subdepartment of Information Systems and Information Security, Irkutsk State Transport University, Irkutsk, e-mail: Ww_erohin@mail.ru
Vitalii A. Karachentsev – Ph.D. in Engineering Science, Associate Professor of the Subdepartment of Aviation Radioelectronic Equipment, Irkutsk branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, e-mail: kara1126@mail.ru
Nikolai P. Malisov – Senior Lecturer at the Subdepartment of Aviation Radioelectronic Equipment, Irkutsk Branch of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, e-mail: malisovnik@mail.ru