



<http://dx.doi.org/10.35596/1729-7648-2022-20-1-65-72>

*Оригинальная статья / Original paper*

УДК 629.7.05

## МЕТОДИКА СИНТЕЗА УСТРОЙСТВА УПРАВЛЕНИЯ ПО МЕТОДУ АНАЛИТИЧЕСКОГО КОНСТРУИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ ЗАДАЧИ НАВЕДЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВДОЛЬ ГИПЕРБОЛЫ

В.В. ЛЕГКОСТУП, С.А. ШАБАН, В.Э. МАРКЕВИЧ

*ОАО «АЛЕВКУРП» (д. Королёв Стан, Республика Беларусь)*

*Поступила в редакцию 7 октября 2021*

© Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники, 2022

**Аннотация.** Целью статьи является изложение методики получения структуры оптимального регулятора, позволяющего осуществить наведение на плоскости летательного аппарата в точку цели, используя разность дальностей до двух навигационных позиций. Особенностью данной системы является то, что одна разность дальностей между летательным аппаратом и двумя навигационными позициями не позволяет полностью описать положение летательного аппарата на плоскости, а описывает, фактически, линию положения в виде гиперболы. Задача наведения решается выбором гиперболы, проходящей через точку цели, выводом летательного аппарата на заданную гиперболу с последующим его движением вдоль данной гиперболы. При этом выбор необходимой гиперболы является достаточно тривиальной задачей в отличие от задачи определения структуры устройства регулирования. Регулятор, полученный на основе метода аналитического конструирования оптимального регулятора, по результатам компьютерного моделирования показал свою работоспособность.

**Ключевые слова:** разностно-дальномерная навигационная система, системы автоматического управления, синтез оптимального регулятора, летательный аппарат.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Для цитирования.** Легкоступ В.В., Шабан С.А., Маркевич В.Э. Методика синтеза устройства управления по методу аналитического конструирования оптимального регулятора для задачи наведения летательного аппарата вдоль гиперболы. Доклады БГУИР. 2022; 20(1): 65-72.

## PROCEDURE OF THE SYNTHESIS OF CONTROL DEVICE BY THE METHOD OF ANALYTICAL DESIGN OF THE OPTIMAL REGULATOR FOR THE PROBLEM OF AIRCRAFT GUIDANCE ALONG A HYPERBOLA

VICTOR V. LEGKOSTUP, SERGEY A. SHABAN, VITALY E. MARKEVICH

*JSC «ALEVKURP» (vil. Korolev Stan, Republic of Belarus)*

*Submitted 7 October 2021*

© Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, 2022

**Abstract.** The purpose of the article is to describe the methodology for obtaining the structure of the optimal

controller, which provides the guidance of the aircraft to the target point on the plane, using the method of time difference of arrivals (TDoA) for two navigation positions. The main feature of the system is that one measurement of time difference of arrivals between the aircraft and two navigation positions does not allow to describe the position of the aircraft on the plane fully. It describes only the line of position (LOP) in the form of a hyperbola. The aiming problem is solved by choosing a hyperbola passing through the target point, bringing the aircraft to a given hyperbola, followed by its movement along this hyperbola. In this case, the choice of the target hyperbola is a trivial task, in contrast to the task of determining the structure of the control system implementing the right and effective guidance law. The regulator obtained on the basis of the method of analytical design of the optimal regulator, according to the results of the computer simulation, showed its operability.

**Keywords:** time difference of arrival navigation, control system, linear quadratic regulator, aircraft.

**Conflict of interests.** The authors declare no conflict of interests.

**For citation.** Legkostup V.V., Shaban S.A., Markevich V.E. Procedure of the Synthesis of Control Device by the Method of Analytical Design of the Optimal Regulator for the Problem of Aircraft Guidance Along a Hyperbola. Doklady BGUIR. 2022; 20(1): 65-72.

## Введение

Метод разностно-дальномерной навигации на плоскости требует использования по меньшей мере трех навигационных позиций, позволяющих получить два разностно-дальномерных измерения местоположения беспилотного летательного аппарата (БЛА) и преобразовать их в декартовы или какие-либо другие удобные координаты. На основании полученных координат можно сформировать требуемые команды управления БЛА для осуществления его движения в некоторую заданную точку. На аналогичном принципе основана навигация БЛА с использованием спутниковых навигационных систем (СНС). При этом важным преимуществом такой системы является пассивный характер работы абонентского радионавигационного оборудования, что снижает его стоимость и увеличивает скрытность абонента.

В данной работе рассмотрен способ наведения БЛА на плоскости в точку цели с использованием разностно-дальномерной информации от двух навигационных позиций, что не позволяет сформировать полную систему навигационных уравнений. В таком случае на борту БЛА имеется возможность оценить лишь гиперболу своего местоположения. Определяя также гиперболу местоположения цели, имеется возможность осуществить движение летательного аппарата на выбранную гиперболу с последующим БЛА движением вдоль нее непосредственно до момента встречи с целью. При этом остается неясным закон формирования команд управления БЛА, что явилось предметом исследования в данной работе.

## Методика синтеза оптимального регулятора

В общем случае оптимальный регулятор может быть получен с помощью различных, связанных так или иначе между собой методов оптимизации, таких как метод максимума Понтрягина, метод динамического программирования Беллмана, использование вариационного исчисления. Во многих практических задачах выбор производится в пользу метода динамического программирования как наиболее универсального. Однако далеко не всегда удается получить решение уравнения Беллмана, представляющее собой оптимальный закон управления. Довольно распространенной практикой является линеаризация модели управляемой системы и использование квадратичного критерия качества работы системы регулирования. В таком случае при удовлетворении условия управляемости системы регулятор может быть получен решением уравнения Рикатти. Если ищется стационарное решение, то такой метод в отечественной литературе иногда называют методом аналитического конструирования оптимального регулятора (АКОР) в постановке Лётова – Калмана [1].

Применяя метод АКОР, произведем синтез контура управления для решения плоскостной задачи наведения БЛА в целевую точку. Для этого представим движение БЛА в бистатической разностно-дальномерной навигационной системе, координаты которого задаются в эллиптической системе координат (рис. 1). Вдоль гиперболы положения, заданной условием  $\tau = \text{const}$ , на БЛА действует ускорение  $W_\tau$ . Вдоль эллипса положения, заданного условием  $\sigma = \text{const}$ , на БЛА действует ускорение  $W_\sigma$ . Орты  $e_\sigma, e_\tau$  формируют базис касательного пространства эллиптической системы координат.  $\Pi_1, \Pi_2$  – навигационные пункты. При этом если вектор скорости БЛА близок к касательной к гиперболе положения, то нормальное ускорение БЛА близко к ускорению  $W_\sigma$ .

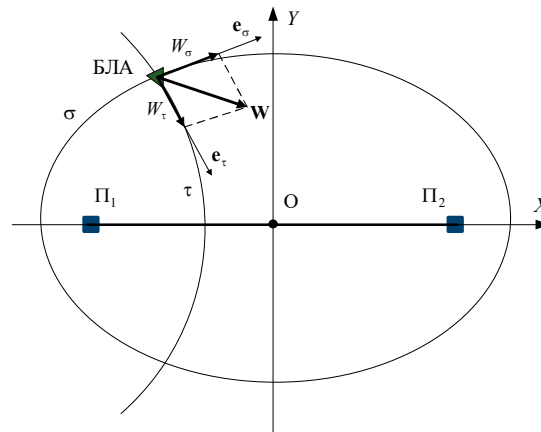


Рис. 1. Проекция вектора ускорения БЛА на базисные векторы касательного пространства эллиптической системы координат

Fig. 1. Projection of UAV acceleration on the basis of the tangent space of the elliptical coordinate system

Учитывая то обстоятельство, что ширина полосы пропускания системы стабилизации БЛА, как правило, значительно превышает ширину полосы пропускания контура наведения, влиянием системы стабилизации можно пренебречь и не учитывать ориентацию БЛА в пространстве, что является распространенной практикой при синтезе систем управления БЛА [2]. Также примем гипотезу, что при движении БЛА вдоль гиперболы положения его скорость меняется незначительно в сравнении с управляющими нормальными ускорениями, что также широко применяется при построении систем управления [2]. Тогда упрощенное кинематическое выражение, связывающее изменение гиперболы положения БЛА и проекцию его ускорения  $W_\sigma$ , описывается выражением, полученным в [3]:

$$W_\sigma = c[2\dot{\sigma}\dot{\tau} + \sigma\ddot{\tau}], \quad (1)$$

где  $W_\sigma$  – нормальное к гиперболе положения ускорение;  $c$  – половина расстояния между навигационными позициями;  $\sigma$  – координата, характеризующая эллипс положения БЛА в эллиптической системе координат;  $\tau$  – координата, характеризующая гиперболу положения БЛА в эллиптической системе координат.

Следящие системы управления для выработки управляющего воздействия используют ошибку обработки задающего воздействия. В данном случае в качестве сигнала ошибки естественно использовать разность между целевой гиперболической координатой  $\tau_{ц}$  и текущей гиперболической координатой  $\tau_{б}$  объекта управления. Тогда выражение (1) можно переписать в виде

$$c[2\dot{\sigma}\dot{\tau}_{отн} + \sigma\ddot{\tau}_{отн}] = W_\sigma, \quad (2)$$

где  $\tau_{отн} = \tau_{б} - \tau_{ц}$  – гиперболическая координата БЛА относительно целевой.

Запишем выражение (2) в пространстве состояний:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -\frac{2\dot{\sigma}}{\sigma}x_2 + u + \xi \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где  $x_1 = \tau_{\text{он}}$ ;  $x_2 = \dot{\tau}_{\text{он}}$ ;  $u = \frac{W_{\sigma}}{c\sigma}$  – управляющее траекторией движения БЛА воздействие;  $\xi$  – возмущающее воздействие в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием и СКО, равным  $\frac{\sigma_{\xi}}{c\sigma}$ , описывающее неизвестное случайное ускорение цели и неточность кинематического выражения.

Регулятор по методу АКОР строится на основании доступных фазовых координат БЛА и точки цели. Учитывая то, что рассматривается наведение на неподвижную или малоподвижную целевую точку, будем ограничиваться учетом оценки гиперболической координаты точки цели и ее первой производной. Также, зная передаточную функцию БЛА от управляющего рулями воздействия к нормальному ускорению относительно оптимальной траектории полета БЛА, достаточно производить оценку гиперболической координаты БЛА и ее первой производной. Таким образом, измеритель параметров положения точки цели и БЛА полностью выводится из (3). Модель системы для задачи управления принимает вид

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \zeta_1 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= -\frac{2\dot{\sigma}}{\sigma}x_4 + u + \zeta_2 \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где  $x_1 = \tau_{\text{ц}}$  – гиперболическая координата точки цели;  $x_2 = \dot{\tau}_{\text{ц}}$  – гиперболическая скорость точки цели;  $x_3 = \tau_{\text{б}}$  – гиперболическая координата БЛА;  $x_4 = \dot{\tau}_{\text{б}}$  – гиперболическая скорость БЛА;  $\zeta_1 = \frac{\zeta_{W_{\text{ц}}}}{c\sigma_{\text{ц}}}$  – возмущающее воздействие на входе фильтра координат точки цели;  $\sigma_{\text{ц}}$  – эллиптическая координата точки цели;  $\zeta_{W_{\text{ц}}}$  – белый гауссовский шум ускорения точки цели;  $\zeta_2 = \frac{\zeta_{W_{\text{б}}}}{c\sigma_{\text{б}}}$  – возмущающее воздействие на входе фильтра координат БЛА;  $\zeta_{W_{\text{б}}}$  – белый гауссовский шум ускорения БЛА;  $u = \frac{W_n}{c\sigma_{\text{б}}}$  – управляющее воздействие.

Систему уравнений (4) можно записать в векторно-матричном виде:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{G}\zeta, \quad (5)$$

где  $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \tau_{\text{ц}} \\ \dot{\tau}_{\text{ц}} \\ \tau_{\text{б}} \\ \dot{\tau}_{\text{б}} \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{2\dot{\sigma}}{\sigma} \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ ;  $\mathbf{u} = [u]$ ;  $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ ;  $\zeta = \begin{bmatrix} \zeta_1 \\ \zeta_2 \end{bmatrix}$ .

Дисперсия случайного процесса  $\zeta$  описывается матрицей  $\mathbf{Q}_0 = \begin{bmatrix} \sigma_{\zeta_1}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\zeta_2}^2 \end{bmatrix}$ .

Ввиду того, что измерения положений БЛА и точки цели осуществляются различными измерительными системами, будем считать, что процессы  $\zeta_1$  и  $\zeta_2$  некоррелированные и матрица  $\mathbf{Q}_0$  является диагональной.

Требование к эффективности работы системы управления можно выразить в виде следующего функционала качества [4], подлежащего минимизации:

$$J = M \left\{ q_0 (\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}})^2 + \int_0^{t_F} [q_1 (\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}})^2 + q_2 (\dot{\tau}_{\text{ц}} - \dot{\tau}_{\text{б}})^2 + r u^2] dt \right\} \rightarrow \min. \quad (6)$$

В теории систем управления выводится принцип разделения, или стохастической эквивалентности [5], в соответствии с которым задача синтеза стохастической оптимальной линейной системы управления при неточной (или неполной) информации разделяется на две задачи: синтеза устройств оптимального измерения и детерминированного линейного оптимального управления. Задача синтеза устройства измерения в данной работе не рассматривается. Следовательно, в функционале (6) можно опустить операцию взятия математического ожидания и рассматривать задачу построения детерминированного регулятора, руководствуясь функционалом

$$J = q_0 c^2 \sigma_{\text{ц}}^2 (\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}})^2 + \int_0^{t_F} [q_1 (\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}})^2 + q_2 (\dot{\tau}_{\text{ц}} - \dot{\tau}_{\text{б}})^2 + r u^2] dt \rightarrow \min, \quad (7)$$

где  $q_0$  – коэффициент штрафа за ошибку наведения в терминальный момент времени  $t_F$ ;  $\sigma_{\text{ц}}$  – эллиптическая координата точки цели;  $q_1$  – коэффициент штрафа за ошибку наведения на активном участке траектории движения БЛА;  $q_2$  – коэффициент штрафа за скорость изменения ошибки наведения на активном участке траектории движения БЛА;  $r$  – коэффициент штрафа за затрачиваемую на управление энергию.

Запишем функционал (7) в векторно-матричном виде:

$$J = \mathbf{x}_F^T \mathbf{S}_F \mathbf{x}_F + \int_0^{t_F} [\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + r u^2] dt \rightarrow \min, \quad (8)$$

где  $\mathbf{x}_F$  – вектор состояния системы в терминальный момент времени  $t_F$ ;

$$\mathbf{S}_F = \begin{pmatrix} q_0 c^2 \sigma_{\text{ц}}^2 & 0 & -q_0 c^2 \sigma_{\text{ц}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q_0 c^2 \sigma_{\text{ц}}^2 & 0 & -q_0 c^2 \sigma_{\text{ц}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} - \text{матрица коэффициентов штрафов ошибки наведения}$$

в терминальный момент времени  $t_F$ ;

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} q_1 & 0 & -q_1 & 0 \\ 0 & q_2 & 0 & -q_2 \\ -q_1 & 0 & q_1 & 0 \\ 0 & -q_2 & 0 & q_2 \end{pmatrix} - \text{матрица коэффициентов штрафов ошибки наведения}$$

на активном участке траектории движения БЛА.

Тогда закон оптимального управления БЛА будет выглядеть следующим образом (учитывая симметричность матрицы  $\mathbf{S}$ ):

$$u = -\frac{1}{r} \mathbf{B}^T \mathbf{S} \mathbf{x} = -\frac{1}{r} (s_{14} x_1 + s_{24} x_2 + s_{34} x_3 + s_{44} x_4), \quad (9)$$

где величина  $\mathbf{S}$  определяется дифференциальным уравнением Риккати

$$\dot{\mathbf{S}} = -\mathbf{S} \mathbf{A} - \mathbf{A}^T \mathbf{S} + \frac{1}{r} \mathbf{S} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{S} - \mathbf{Q} \quad (10)$$

с начальным условием  $\mathbf{S}(t_F) = \mathbf{S}_F$ . Элементы матрицы  $\dot{\mathbf{S}}$  в (10) выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \dot{s}_{11} &= q_1 - \frac{s_{14}^2}{r}; & \dot{s}_{12} &= s_{11} - \frac{s_{14}s_{24}}{r}; & \dot{s}_{22} &= q_2 + 2s_{12} - \frac{s_{24}^2}{r}; \\
 \dot{s}_{13} &= -q_1 - \frac{s_{14}s_{34}}{r}; & \dot{s}_{23} &= s_{13} - \frac{s_{24}s_{34}}{r}; & \dot{s}_{33} &= q_1 - \frac{s_{34}^2}{r}; \\
 \dot{s}_{14} &= s_{13} + \frac{2\dot{\sigma}s_{14}}{\sigma} - \frac{s_{14}s_{44}}{r}; & \dot{s}_{24} &= -q_2 + s_{14} + s_{23} + \frac{2\dot{\sigma}s_{24}}{\sigma} - \frac{s_{24}s_{44}}{r}; \\
 \dot{s}_{34} &= s_{33} + \frac{2\dot{\sigma}s_{34}}{\sigma} - \frac{s_{34}s_{44}}{r}; & \dot{s}_{44} &= q_2 + 2s_{34} + \frac{4\dot{\sigma}s_{44}}{\sigma} - \frac{s_{44}^2}{r}.
 \end{aligned} \tag{11}$$

Так как точный момент времени окончания процесса наведения неизвестен, перейдем к задаче поиска оптимального закона управления на бесконечном интервале времени, используя функционал

$$J = \int_0^{\infty} [q_1(\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}})^2 + q_2(\dot{\tau}_{\text{ц}} - \dot{\tau}_{\text{б}})^2 + ru^2] dt \rightarrow \min. \tag{12}$$

Для такого случая необходимо определить стационарное значение  $\mathbf{S}$  в (10), используя условие  $\dot{\mathbf{S}} = 0$ . Такая система уравнений может иметь множество решений, однако условиям устойчивости удовлетворяет только одно, соответствующее неотрицательной определенности матрицы  $\mathbf{S}$  [4]. Используемые в (9) элементы матрицы  $\mathbf{S}$  примут следующий вид:

$$\begin{aligned}
 s_{14} &= -\sqrt{q_1 r}; & s_{24} &= -r \sqrt{\frac{4\dot{\sigma}^2}{\sigma^2} + 2\sqrt{\frac{q_1}{r} + \frac{q_2}{r}}}; \\
 s_{34} &= \sqrt{q_1 r}; & s_{44} &= r \left( \sqrt{\frac{4\dot{\sigma}^2}{\sigma^2} + 2\sqrt{\frac{q_1}{r} + \frac{q_2}{r}}} - \frac{4\dot{\sigma}^2}{\sigma^2} \right).
 \end{aligned} \tag{13}$$

Для случая наведения вне линии базы или при небольших скоростях БЛА, когда  $\frac{4\dot{\sigma}^2}{\sigma^2} \ll 2\sqrt{\frac{q_1}{r} + \frac{q_2}{r}}$ , уравнения (13) могут быть записаны в упрощенной форме:

$$\begin{aligned}
 s_{14} &= -\sqrt{q_1 r}; & s_{24} &= -\sqrt{r(2\sqrt{q_1 r} + q_2)}; \\
 s_{34} &= \sqrt{q_1 r}; & s_{44} &= \sqrt{r(2\sqrt{q_1 r} + q_2)}.
 \end{aligned} \tag{14}$$

Закон управления БЛА на основании выражения (9) примет следующий вид:

$$u = -\frac{1}{r} [s_{14}(x_1 - x_3) + s_{24}(x_2 - x_4)] = \frac{1}{r} \left[ \sqrt{q_1 r}(\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}}) + \sqrt{r(2\sqrt{q_1 r} + q_2)}(\dot{\tau}_{\text{ц}} - \dot{\tau}_{\text{б}}) \right]. \tag{15}$$

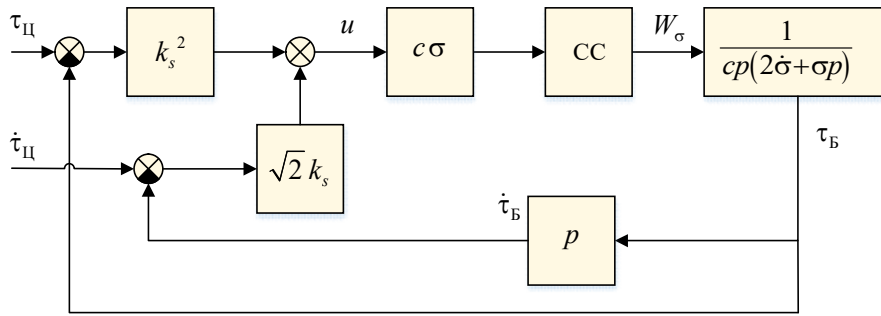
Из полученного выражения видно, что устройство управления представляет собой пропорционально-дифференцирующий регулятор (ПД-регулятор). При отказе от дополнительного демпфирования в регуляторе закон управления можно свести к одному параметру:

$$u = k_s^2 (\tau_{\text{ц}} - \tau_{\text{б}}) + \sqrt{2} k_s (\dot{\tau}_{\text{ц}} - \dot{\tau}_{\text{б}}), \tag{16}$$

где  $k_s^2 = \sqrt{\frac{q_1}{r}}$  – параметр, определяющий полосу пропускания и устойчивость системы.

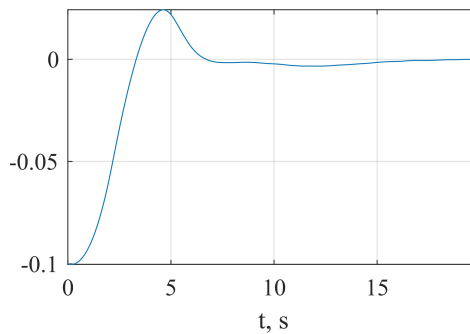
После того как были получены выражения для фильтра оптимального управления, необходимо также получить структуру и коэффициенты фильтра оптимальной фильтрации гиперболической координаты  $\tau_{\text{б}}$ .

Структурная схема полученного контура управления БЛА изображена на рис. 2.



**Рис. 2.** Структурная схема упрощенного контура управления БЛА, синтезированного методом АКОР:  
 CC – система стабилизации БЛА;  $p$  – оператор дифференцирования  
**Fig. 2.** Block diagram of the simplified obtained UAV control loop: CC – UAV stabilization system;  
 $p$  – the differentiation operator

Используя полученное выражение закона управления БЛА (16), было выполнено компьютерное моделирование. В качестве начальных значений были приняты следующие параметры: длина базы  $c = 2000$  м, скорость движения БЛА  $V = 100$  м/с, координата цели  $\tau_{Ц} = 1,47$ , параметр контура  $k_s^2 = 2$ . Ошибка регулирования полученного контура как функция времени приведена на рис. 3. После десяти секунд полета наблюдается некоторый рост ошибки в отрицательную область из-за возникновения динамической ошибки, обусловленной движением БЛА вблизи линии базы, где гипербола положения имеет наивысшую кривизну.



**Рис. 3.** Зависимость сигнала ошибки контура управления от времени  
**Fig. 3.** Time dependence of error of the obtained control loop

### Заключение

В работе была рассмотрена методика получения структуры оптимального контура наведения БЛА на плоскости в точку цели, используя разность расстояний от БЛА до двух навигационных позиций. Также было проведено упрощение закона управления, в результате чего был получен стационарный ПД-регулятор с одним параметром, определяющим ширину полосы пропускания устройства управления. При выводе уравнений оптимального регулятора использовался функционал минимума суммы квадратов ошибок по положению и по скорости на всей траектории полета БЛА. Результаты компьютерного моделирования подтвердили, что полученный контур является работоспособным и имеет приемлемые характеристики регулирования.

### Список литературы

1. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружение летательных аппаратов. Т. 1. Теоретические основы. Москва: Радиотехника; 2012.
2. Кун А.А., Лукьянов В.Ф., Шабан С.А. Основы построения систем управления ракетами. Минск: Издание академии; 2001.

3. Легкоступ В.В., Маркевич В.В. Уравнения кинематики беспилотного летательного аппарата в эллиптической системе координат при наведении по разностно-дальномерной навигационной информации. *Системный анализ и прикладная информатика*. 2021;(1):12-20.
4. Орлов Е.В. *Проектирование систем телеуправления*. Ижевск: Издательский дом «Удмуртский университет»; 2000.
5. Bryson A.E.Jr., Ho Yu-Chi. *Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control*. Washington, DC: Hemisphere; 1975.

### References

1. [Radio-electronic complexes of navigation, guidance and control of the aircraft. Vol. 1. Theoretical foundations]. Moscow: Radio Engineering; 2012. (In Russ.)
2. Kun A.A., Luk'yanov V.F., Shaban S.A. [Osnovy postroyeniya sistem upravleniya raketami]. Minsk: Izdaniye akademii; 2001. (In Russ.)
3. Legkostup V.V., Markevich V.E. [Methodology of determining of the transfer function of engagement kinematics of accelerations of an aircraft and its elliptic coordinates used for thr guidance based on time difference of arrival]. *System analysis and applied information science*. 2021;(1):12-20. (In Russ.)
4. Orlov Ye.V. [Proyektirovaniye sistem teleupravleniya]. Izhevsk: Izdatel'skiy dom «Udmurtskiy universitet»; 2000. (In Russ.)
5. Bryson A.E.Jr., Ho Yu-Chi. *Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control*. Washington, DC: Hemisphere; 1975.

### Вклад авторов / Authors' contribution

Все авторы в равной степени внесли вклад в написание статьи.

All authors equally contributed to the writing of the article.

#### Сведения об авторах

Легкоступ В.В., научный сотрудник  
ОАО «АЛЕВКУРП».

Шабан С.А., к.т.н., ведущий научный сотрудник  
ООО «Научно-производственное объединение  
САМЕРА».

Маркевич В.Э., к.т.н., заместитель директора  
ООО «Научно-производственное объединение  
САМЕРА».

#### Information about the authors

Legkostup V.V., Researcher at JSC "ALEVKURP".

Shaban S.A., Cand. of Sci., Leading Researcher at  
Ltd. "SAMERA".

Markevich V.E., Cand. of Sci., Deputy Director of  
Ltd. "SAMERA".

#### Адрес для корреспонденции

220043, Республика Беларусь,  
г. Минск, пр. Независимости, д. 95, кор. 7,  
ОАО «АЛЕВКУРП»;  
тел. +375-25-532-27-25;  
e-mail: legkostupvv@gmail.com  
Легкоступ Виктор Валерьевич

#### Address for correspondence

220043, Republic of Belarus,  
Minsk, Nezavisimosti Ave. 95, bld. 7,  
JSC "ALEVKURP";  
tel. +375-25-532-27-25;  
e-mail: legkostupvv@gmail.com  
Legkostup Victor Valer'evich