

УДК 681.5

УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ПАРАПЛАНА В РЕЖИМЕ ПРЕСЛЕДОВАНИЯ ЦЕЛИ

А.С. Димова*Институт автоматики и электрометрии СО РАН*

Россия, 630090, Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

E-mail: kotov@idisys.iae.nsk.su**К.Ю. Котов***Институт автоматики и электрометрии СО РАН*

Россия, 630090, Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

E-mail: kotov@idisys.iae.nsk.su**Е.Д. Семенюк***Институт автоматики и электрометрии СО РАН*

Россия, 630090, Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

E-mail: kotov@idisys.iae.nsk.su**М.А. Соболев***Институт автоматики и электрометрии СО РАН*

Россия, 630090, Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1

E-mail: kotov@idisys.iae.nsk.su

Ключевые слова: парашан, управление траекторным движением, преследование цели, метод структурного синтеза.

Аннотация: Рассматривается задача управления траекторным движением парашана с двигательной установкой. Структура нелинейной системы управления построена на основе алгоритмического решения требуемого дифференциального уравнения поведения регулируемых параметров во времени. Эффективность предложенного подхода подтверждается результатами численного моделирования.

1. Введение

В настоящее время наиболее востребованными способами управления беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) являются автоматическое и полуавтоматическое управление. Системы, реализующие такое управление, обеспечивают эффективное и безопасное эксплуатирование БПЛА при решении задач военного назначения, мониторинга, картографирования и многих других. К современным и перспективным типам БПЛА относятся управляемые парашанные системы [1].

Движение парашюта описывается системой сложных, существенно нелинейных, дифференциальных уравнений. В работе [2] авторами предложен способ синтеза системы управления движением парашюта на основе использования требуемых дифференциальных уравнений поведения регулируемых параметров во времени.

В [2] предполагалось, что текущее значение производной регулируемой величины зависит только от управляющего воздействия с определяющим вкладом. В данной работе сформулирована задача управления объектом, где каждая фазовая величина изменяется под действием не только собственного управления, но и других (взаимных) управлений.

Эффективность предложенной системы управления подтверждается результатами численного моделирования.

2. Описание объекта управления

Рассмотрим нелинейную математическую модель динамики движения парашюта [3]. Основу модели составляют уравнения динамики и кинематики:

$$(1) \quad m^B \frac{d[v_B^G]^B}{dt} + m^B [\Omega^{BG}] [v_B^G]^B = [f]^B,$$

где f^B – это сумма всех сил, действующих на тело, в системе координат центра масс, $[\Omega^{BG}]^B$ – кососимметричная матрица угловых скоростей, m^B – масса парашюта;

$$(2) \quad [I_B^B]^B \frac{d[\omega^{BG}]^B}{dt} + [\Omega^{BG}] [I_B^B]^B [\omega^{BG}]^B = [M_B]^B,$$

где $[I^{BB}]^B$ – момент инерции парашюта относительно центра тяжести, в системе координат центра масс, $[M_B]^B$ – сумма моментов сил, действующих на тело, в системе координат центра масс;

$$(3) \quad [\dot{x}_B^G]^G = [v_B^G]^G.$$

$$(4) \quad \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

где T – матрица преобразования координат, связанных с центром масс, в географические координаты. Стабилизация полета по высоте обеспечивается регулированием тяги f_T , по курсу – изменением угла управляющих поверхностей δ_L и δ_R .

Ставится задача управления параметрами режимов полета или совокупностью фазовых координат, а именно, координатами центра масс аппарата. Требуется определить управляющие параметры f_T , δ_L и δ_R , обеспечивающие поддержание требуемых значений x_{ref} , y_{ref} , z_{ref} координат x , y , z .

3. Постановка задачи и алгоритм управления

Для упрощения задачи примем допущение о том, что параплан совершает движение в продольной плоскости (x, z) . Введем в рассмотрение ошибки выполнения заданий:

$$(5) \quad \Delta x = x - x_{ref}; \Delta z = z - z_{ref}.$$

Задачей синтеза является нахождение таких значений тяги f_T и симметричного отклонения управляющих поверхностей $\delta_S = \delta_L = \delta_R$, чтобы свести с течением времени эти ошибки к нулю. Следуя принятому методу синтеза, составим требуемые дифференциальные уравнения для изменения величин x, z во времени [4]:

$$(6) \quad S_x(x^{(j)}, x_{ref}) = 0; S_z(z^{(j)}, z_{ref}) = 0.$$

Здесь и далее индекс (j) обозначает порядок производной по времени; $j = 0 \dots n$.

Полагаем, что переходные процессы по переменным x, z должны быть монотонны и не иметь перерегулирования. Данному требованию удовлетворяют требуемые дифференциальные уравнения с характеристическим полиномом Ньютона. В работе [2] показано, что в случае управления движением параплана, целесообразно выбирать порядок требуемых уравнений выше второго, для исключения перегрузок в каналах управления.

Например, уравнения 3-го порядка на базе полинома Ньютона имеют вид:

$$(7) \quad \begin{cases} S_z = z_d^{(3)} + 3\omega_{0z}z_d^{(2)} + 3\omega_{0z}^2z_d^{(1)} + \omega_{0z}^3z - \omega_{0z}^3z_{ref}, \\ S_x = x_d^{(3)} + 3\omega_{0x}x_d^{(2)} + 3\omega_{0x}^2x_d^{(1)} + \omega_{0x}^3x - \omega_{0x}^3x_{ref}, \end{cases}$$

где ω_{0z} и ω_{0x} – константы, определённые для желаемого времени переходного процесса, $z_d^{(j)}$ и $x_d^{(j)}$ – требуемые значения (j) -ых производных.

Стоит отметить, что только первые производные доступны для физического измерения и оценивания. Поэтому дальнейшее нахождение управляющих воздействий удобно осуществлять, исходя из условия поддержания функциональных соотношений:

$$(8) \quad \begin{cases} z_d^{(1)}(z_d^{(j)}, z, z_{ref}, t) - z^{(1)}(f_T, \delta_S, t) = 0, \\ x_d^{(1)}(x_d^{(j)}, x, x_{ref}, t) - x^{(1)}(f_T, \delta_S, t) = 0, \end{cases}$$

где $j = 2 \dots n$.

Решение системы уравнений (8) может быть сведено к нахождению экстремума функции вида:

$$(9) \quad F(f_T, \delta_S) = F_x(f_T, \delta_S)^2 + F_z(f_T, \delta_S)^2.$$

Здесь F_x, F_z – левые части уравнений в (8). Алгоритмическое решение уравнения (9) представляет наибольший интерес для практики. В этом случае управляющее устройство должно быть выполнено в виде блока, непрерывно решающего конечное уравнение $F(f_T, \delta_S) = 0$. Для этого может быть использован какой-либо поисковый или оптимизационный алгоритм [4].

Будем придерживаться методики предложенной в [4]. Искомое значение экстремума функции (9) будем фиксировать на выходе интегратора:

$$(10) \quad \begin{cases} \dot{f}_T = u_1, \\ \dot{\delta}_S = u_2. \end{cases}$$

Согласно [4] искомая структура управления:

$$(11) \quad \begin{cases} u_1 = -\frac{1}{T_1} F F_1, \\ u_2 = -\frac{1}{T_2} F F_2. \end{cases}$$

где $F_1 = \frac{\partial F}{\partial f_T}$, $F_2 = \frac{\partial F}{\partial \delta_S}$. Степень аппроксимации желаемых траекторий $z_d^{(1)}$, $x_d^{(1)}$ зависит от постоянных коэффициентов T_1, T_2 .

4. Экспериментальные результаты

На Рисунке 1 приведены результаты численного моделирования траекторного движения парашюта при совместном нахождении управляющих воздействий f_T , δ_S из соотношений (8). Желаемые дифференциальные уравнения по координатам x, z имеют третий порядок. Изменение целевой высоты на 4 метра происходит в момент времени 20 и 50 секунд. Координата x_{ref} увеличивается с постоянной скоростью 3.849 м/с.

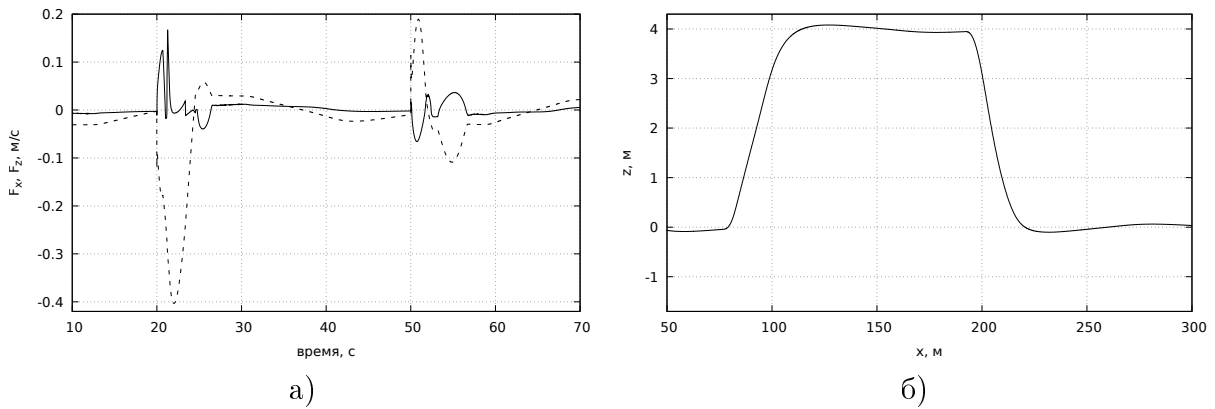


Рис. 1. Движение парашюта вдоль желаемой траектории: а — отклонение от желаемой траектории (F_x - сплошная линия, F_z - пунктирная линия); б — траектория движения в плоскости (x, z) .

5. Заключение

Предложен метод управления движением парашюта, предназначенный для поддержания заданных значений высоты и курсового угла. Структура нелинейной системы управления построена на основе алгоритмического решения требуемого дифференциального уравнения поведения регулируемых параметров во времени. Разработан численный метод решения нелинейного дифференциального уравнения относительно потребных управляющих воздействий на основе градиентного спуска.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (17-48-540019p_a).

Список литературы

1. Yakimenko O.A. Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
2. Котов К.Ю., Свитова А.М., Семенюк Е.Д., Соболев М.А. Структурный синтез системы автоматического управления полетом парашюта // Труды XIX Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». 12-15 сентября 2017 г., Самара, Россия. Самара: ООО «Офорт», 2017. С. 141-145.
3. Umenberger J., Goktogan A. H. Guidance, Navigation and Control of a Small-Scale Paramotor // Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation. 2012. P. 3-5.
4. Бойчук Л.М. Метод структурного синтеза нелинейных систем автоматического управления. Рипол Классик, 1971.
5. Золотухин Ю.Н. и др. Робастное управление подвижными объектами в группе лидер-ведомые с использованием метода структурного синтеза // Автометрия. 2015. Т. 51, № 5. С. 82.