

СТРУКТУРНЫЙ СИНТЕЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПАРАПЛАНА

К.Ю. Котов¹, А.М. Свитова^{1,2}, Е.Д. Семенюк^{1,2}, М.А. Соболев¹

¹Институт автоматики и электрометрии СО РАН
630090, Новосибирск, пр. Коптюга, 1, Россия
kotov@idisys.iae.nsk.su
тел: +7 (383) 333-26-25

²Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск, ул. Пирогова, 2, Россия
тел: +7 (383) 330-32-44

Ключевые слова: парашют, метод структурного синтеза, бином Ньютона, продольное и боковое движение.

Abstract

This paper presents a control algorithm applied to a paramotor unmanned aerial vehicle. The nonlinear controller is designed based on the use of the required differential equation of behavior of the regulator parameters in time using a structural synthesis-based methodology. The paramotor stabilization performance, in its altitude and course stabilization modes, is studied using simulations.

Введение

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА), в том числе и парашюты, широко используются как для военных, так и для гражданских целей [1].

Движение парашюта описывается системой сложных, существенно нелинейных, дифференциальных уравнений. Режим полета определяется многими взаимосвязанными параметрами, при этом использование классического подхода, где сложное движение летательного аппарата разбивается на простейшие виды его (продольное и боковое движение и т.д.) затрудняется усилением перекрестных связей между параметрами из-за наличия маятниковых колебаний при движении парашюта.

В большинстве источников [1-3] основным подходом к разработке систем автоматического управления является линеаризация и декомпозиция модели динамики движения парашюта и применение классических методов теории линейных систем для установления оптимальных величин параметров регулятора. Как правило, получаемые при этом регуляторы требуют настройки коэффициентов при изменении параметров траектории или изменения структуры системы [2, 4].

Более перспективным, по мнению авторов, является синтез структуры системы управления движением парашюта на основе использования требуемого дифференциального уравнения поведения регулируемых параметров во времени. Применяемый подход [5-7], позволяет использовать полное нелинейное описание объекта, синтезировать систему управления с постоянной структурой и обеспечить заданное качество регулирования при изменении параметров траектории и внешних возмущениях.

1 Описание объекта и постановка задачи управления

По аналогии с [2] рассмотрим нелинейную математическую модель динамики движения парашюта.

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 параплана;

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

где $[I_B^B]^B$ – момент инерции параплана 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 . Соотношения, связывающие силы и моменты с управляющими воздействиями приведены в [2].

Ставится задача управления параметрами режимов полета или совокупностью фазовых координат, а именно, курсового угла и высоты полета. Требуется определить управляющие параметры f_T , δ_L и δ_R , обеспечивающие поддержание требуемых значений курсового угла ψ_{ref} и высоты z_{ref} .

2 Синтез алгоритма управления

Введем в рассмотрение ошибки выполнения заданий ψ_{ref} и z_{ref} :

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

Задачей синтеза является нахождение такого управления, чтобы свести с течением времени эти ошибки к нулю. Следуя принятому методу синтеза, составим требуемые дифференциальные уравнения для их изменения во времени [5]:

$$(6) \quad S_z(\Delta z^{(j)}) = 0; S_\psi(\Delta \psi^{(j)}) = 0.$$

Здесь и далее индекс (j) обозначает порядок производной по времени; $j = 0 \dots n$ [5]. Далее будем полагать, что процессы установления требуемых значений заканчиваются за существенно меньший промежуток времени, чем процессы изменения самих требуемых значений. Такое предположение позволяет считать задания кусочно-постоянными функциями, а их производные по времени равными нулю. Тогда уравнения (6) принимают вид:

$$(7) \quad S_z(z^{(j)}, z_{ref}) = 0; S_\psi(\psi^{(j)}, \psi_{ref}) = 0.$$

Как и в большинстве механических систем, в уравнениях (1), (2) динамики параплана от управляющих воздействий зависят только вторые производные координат z и ψ . Исходя из этого, порядок требуемых дифференциальных уравнений (7) может быть равен двум, однако далее будет показано, что в случае управления движением параплана, целесообразно выбирать более высокий порядок требуемых уравнений, задавая тем самым и скорость нарастания управляющих сигналов.

Полагаем, что переходные процессы по высоте и курсовому углу должны быть монотонны и не иметь перерегулирования. Данному требованию удовлетворяют требуемые дифференциальные уравнения с характеристическим полиномом Ньютона [4]. Например, уравнения 3-го порядка на базе полинома Ньютона имеют вид:

$$(8) \quad \begin{cases} S_z = z_d^{(3)} + 3\omega_{0z}z_d^{(2)} + 3\omega_{0z}^2z_d^{(1)} + \omega_{0z}^3z - \omega_{0z}^3z_{ref}, \\ S_w = \psi_d^{(3)} + 3\omega_{0\psi}\psi_d^{(2)} + 3\omega_{0\psi}^2\psi_d^{(1)} + \omega_{0\psi}^3\psi - \omega_{0\psi}^3\psi_{ref}, \end{cases}$$

где ω_{0z} и $\omega_{0\psi}$ – константы, определённые для желаемого времени переходного процесса, $z_d^{(j)}$ и $\psi_d^{(j)}$ – требуемые значения j -ых производных [5].

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

$$(9) \quad \begin{cases} z_d^{(1)}(z_d^{(j)}, z, z_{ref}, t) - z^{(1)}(f_T, z, t) = 0, \\ \psi_d^{(1)}(\psi_d^{(j)}, \psi, \psi_{ref}, t) - \psi^{(1)}(\delta_L, \delta_R, \psi, t) = 0, \end{cases}$$

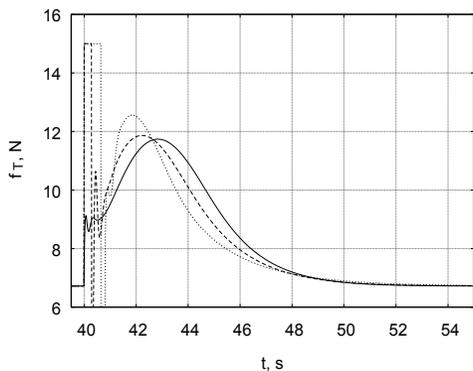
где $j = 2 \dots n$.

В общем случае решить систему уравнений (9) относительно искомого управляющего воздействия затруднительно, поэтому управляющее устройство должно быть выполнено в виде блока, непрерывно решающего конечное уравнение (9). Для этого может быть использован какой-либо поисковый или оптимизационный алгоритм [5, 6].

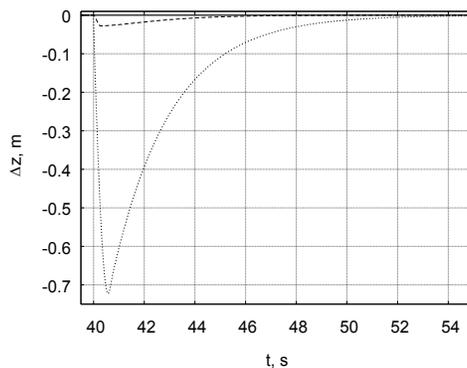
3 Результаты моделирования

Для реализации на компьютере непрерывной математической модели, её заменили дискретной моделью с малым шагом дискретизации по времени (0,01 секунды). Параметры модели взяты из работы [2].

В ходе работы были проведены численные эксперименты, в которых управляющее воздействие определялось из решения уравнений (9) методом градиента. В качестве желаемых дифференциальных уравнений использовались уравнения, построенные на основе полинома Ньютона. На Рисунках 1 и 2 точечной, пунктирной и сплошной кривыми изображены переходные процессы, соответствующие желаемым уравнениям 1-го, 2-го и 3-го порядка, соответственно.

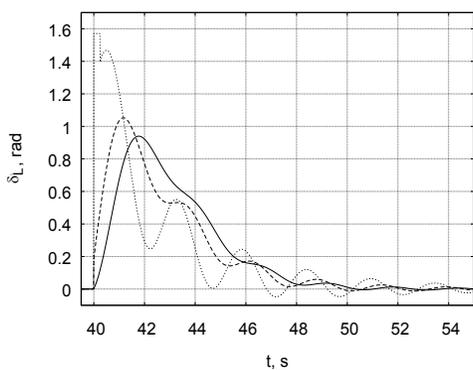


(а) величина тяги

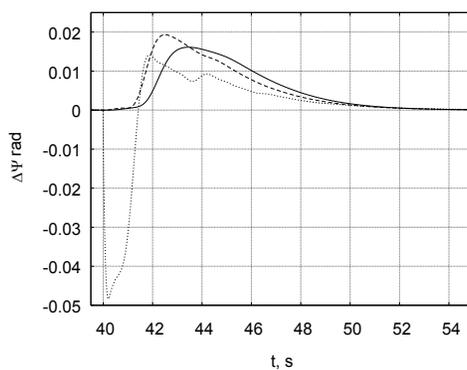


(б) ошибка по высоте

Рисунок 1 – Переходные процессы в канале управления высотой



(а) угол наклона левой управляющей поверхности



(б) ошибка по курсовому углу

Рисунок 2 – Переходные процессы в канале управления курсовым углом

На Рисунках 1 и 2 изображены результаты моделирования в случае управления высотой в продольной плоскости и курсовым углом в поперечной плоскости независимо. Значения целевой высоты и целевого курсового угла равны 5 м и 1.57 рад, соответственно.

При достижении максимально допустимых значений управляющих воздействий f_T , δ_L , δ_R возникают значительные отклонения высоты z и курсового угла ψ от требуемых значений, Рисунок 1 (б), 2 (б).

Изменение угла наклона управляющих поверхностей не достигает максимальных значений в случае использования полиномов порядка 2 или 3 в желаемых дифференциальных уравнениях, Рисунок 2(а). Желательно использовать полином степени 3 или выше для уменьшения амплитуды колебаний в поперечной плоскости.

Для исключения перегрузки в канале управления тягой необходимо использовать полином степени 3 или выше, Рисунок 1(а).

На Рисунке 3 приведены результаты численного моделирования траекторного движения парашюта при совместном нахождении управляющих воздействий f_T , δ_L , δ_R из соотноше-

ний (9). Желаемые дифференциальные уравнения по высоте и курсовому углу имеют третий порядок. Увеличение целевого курсового угла на 1.57 радиана происходит через каждые 40 секунд. Увеличение целевой высоты на 5 метров происходит в моменты времени равные 20 и 180 секундам.

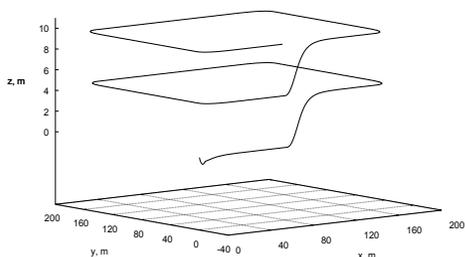


Рисунок 3 – Моделирование траекторного движения

4 Заключение

Результатом данной работы является 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. В дальнейшей работе будет проведена экспериментальная проверка предложенного метода на прототипе автоматизированной системы управления.

5 Благодарности

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

Список литературы

- [1] Yakimenko O. A. Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control. – American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2015. – 937 p.
- [2] Umenberger J., Goktogan A. H. Guidance, Navigation and Control of a Small-Scale Paramotor // Robotics and Automation, Australasian Conference on. – 2012. – pp. 1-10
- [3] Котов К. Ю. и др. Автоматизированная система управления полетом парашюта // Проблемы управления и моделирования в сложных системах. – 2016. – С. 410-414
- [4] Мирошник И. В. Теория автоматического управления // Линейные системы. СПб.: Питер. – 2005. – 336 с.
- [5] Бойчук Л. М. Метод структурного синтеза нелинейных систем автоматического управления. – Рипол Классик, 1971. – 112 с.
- [6] Крутько П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления // М.: Машиностроение. – 2004. – 576 с.
- [7] Золотухин Ю. Н. и др. Робастное управление подвижными объектами в группе лидер-ведомые с использованием метода структурного синтеза // Автометрия. – 2015. – Т. 51. – №. 5. – С. 82-91.