

Разработка экстремальной системы поддержания требуемой высоты полета парашлана

К. Ю. Котов¹, Р. Ю. Епифанов²

ИАиЭ СО РАН, Новосибирск, Россия¹

НГУ, Новосибирск, Россия²

rostepifanov@gmail.com(Епифанов Р.Ю.)

В докладе рассмотрена задача построения системы экстремально-го регулирования для поддержания заданной высоты полета парашлана. Построена функция качества объекта, представляющая собой отношение коэффициента подъемной силы к силе лобового сопротивления. Применен алгоритм поиска экстремума, основанный на методе синхронного детектирования. Эффективность алгоритма подтверждается результатами численного эксперимента.

Ключевые слова: управление полетом парашлана, поддержания наивыгоднейшего угла атаки, метод синхронного детектирования

1. Уравнения движения

В работе исследуется задача минимизация потребления энергии парашланом при поддержании высоты полета. Для моделирования движения парашлана обозначим координаты парашлана в инерциальной системе отсчета $X = [x, y, z]^T$, углы Эйлера $[\phi, \theta, \psi]^T$, скорость центра масс в системе отсчета, связанной с центром масс, через $V = [u, v, w]^T$, а угловую скорость через $\Omega = [p, q, r]^T$. Кинематика движения парашлана задается следующей системой:

$$(1) \quad \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi/c_\theta & c_\phi/c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$

где c_ϕ , s_ϕ , t_ϕ обозначают $\cos(\phi)$, $\sin(\phi)$, $tg(\phi)$, соответственно, для θ , ψ аналогично. Динамика парашлана задается системой уравнений:

$$(2) \quad \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = A^{-1}B + A^{-1}S \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{bmatrix} + A^{-1}T \begin{bmatrix} th \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

где

$$(3) \quad A = \begin{bmatrix} M & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} W + F_{A_D}^C + F_{A_L}^C + F_A^B - M\tilde{\Omega}V \\ M_A^C + \tilde{X}_C(F_{A_D}^C + F_{A_L}^C) + \tilde{X}_F F_A^F - \tilde{\Omega}I\Omega \end{bmatrix}$$

$$S = 0.5\rho S_C \|V + \tilde{\Omega}X_C\|^2 \begin{bmatrix} S_{F_a^C} \\ (S_{M_a^C} + \tilde{X}_C S_{F_a^C}) \end{bmatrix}, T = \begin{bmatrix} E \\ \tilde{X}_E \end{bmatrix}$$

В уравнениях (2), (3) введены следующие обозначения : X_C, X_B, X_E векторы смещения крыла C , фюзеляжа B и мотора E от центра масс параплана, M и I матрицы масс и инерции параплана, F_A^C – сила, действующая на крыло параплана, F_A^B – сила, действующая на фюзеляж параплана, $S_{F_a^C}$ и $S_{M_a^C}$ – сила и момент сил создаваемые отклонением элеронов, th – величина силы тяги двигателя, \tilde{X} кососимметричная матрица вектора X . Точные выражения для данных величин приведены в [2].

2. Постановка задачи

В данной работе ставится задача поддержания высоты парапланом с минимизацией расхода энергии. Задача делится на подзадачи: поддержание требуемой высоты полета и минимизация расхода энергии за счет величины отклонения элеронов. Для решения первой подзадачи был взят ПД-регулятор из [2].

Для решения второй подзадачи была взята экстремальная характеристика равная функции аэродинамического качества летательного аппарата. Это позволяет максимизировать дистанцию полета при поддержании требуемой высоты.

В математическом виде задачу минимизации расхода энергии за счет величины отклонения элеронов при постоянном угле набора высоты можно представить в виде

$$(4) \quad th_{min} = \left(\frac{C_L(\alpha)}{C_D(\alpha)} \right)_{max} \rightarrow \delta_s,$$

где $C_L(\alpha)$ – коэффициент подъемной силы параплана, $C_D(\alpha)$ – коэффициент силы лобового сопротивления, α – угол атаки.

3. Алгоритм управления. Результаты численного эксперимента

Контур автоматического управления включает в себя синхронный детектор и исполнительный механизм в виде интегрирующего звена.

Алгоритм регулирования работает следующим образом. Если режим полета отличается от экстремального, то в контуре управления формируется сигнал $\delta_s = c_\delta(\delta_{base} + \Delta\delta\sin(\omega t))$, где δ_{base} – исполнительный механизм в виде интегрирующего звена, зависящий от вычисляемого градиента $\frac{dK(\alpha)}{d\alpha}$ (K – экстремальная характеристика), $\Delta\delta$ – амплитуда поискового сигнала. Алгоритм регулирования будет функционировать до тех пор, пока фактический угол атаки α не станет равным экстремальному углу атаки α_{ext} , при котором $\frac{dK(\alpha)}{d\alpha} = 0$

Численный эксперимент проводился при следующих начальных условиях: высота полета 5000 м, скорость полета парашюта $[1, 0, 0]^T \frac{м}{с}$, величина угла отклонения элеронов 0. Результаты эксперимента приведены на графике 1. На графике 1(б) видно, что значение угла атаки достигает экстремального значения (синяя линия).

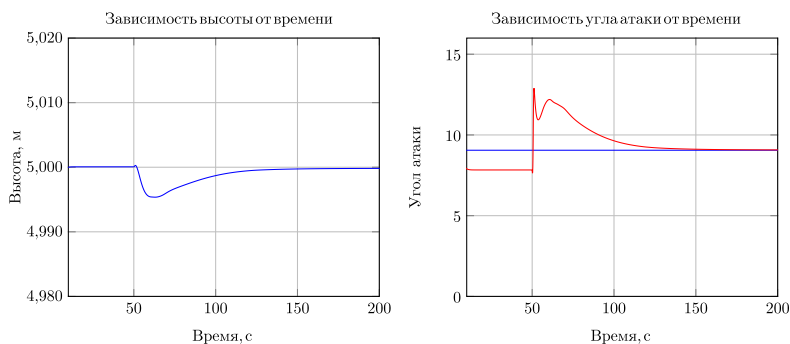


Рис. 1: График зависимости высоты полета от времени и график зависимости угла атаки от времени

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Проект № 17-48-540019).

Список литературы

1. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. М.: Наука, 1964.
2. Котов К.Ю., Милованова А.М., Семенюк Е.Д., Соболев М.А. Автоматизированная система управления полетом парашюта // Тр. XVIII Межд. конф. Самара: Самарский НЦ РАН, 2016 – С. 316 – 320

Development of Extreme Maintenance System of Required Paraglider Flight Altitude

K. U. Kotov¹, R. U. Epifanov²

IAE SB RAS, Novosibirsk, Russia¹

NSU, Novosibirsk, Russia²

rostepifanov@gmail.com (R. U. Epifanov)

In this paper the extreme management of maintenance required altitude problem is considered. The extreme function of paraglider L/D ratio is constructed. Based on synchronous detection method peak-seeking algorithm is applied. The efficiency of algorithm is applied the numerical experiment result.

УДК 62-50

Управление асинхронным электроприводом в условиях неопределенности

С. А. Кочетков

ИПУ РАН, Москва, Россия

ser711@yandex.ru

В статье рассмотрена задача слежения за заданным значением угловой скорости вращения асинхронного электропривода в условиях неопределенности параметров математической модели, описывающей поведение электродвигателя, а также наличия внешних неконтролируемых возмущений. Предложен оригинальный разрывный закон управления, с помощью которого обеспечивается асимптотическая сходимости ошибки слежения к нулю.

Ключевые слова: разрывное управление, асинхронный двигатель, неопределенности параметров

Электроприводы различного типа (электроприводы переменного и постоянного тока) широко используются в качестве исполнительных устройств в подавляющем большинстве электромеханических систем [1]: роботов-манипуляторов, мобильных роботах, электромобилях, токарных станках, прокатных станах и т.д. Основной из задач, которая ставится перед разработчиками систем управления подобными установками, является задача слежения за заданным сигналом. В наиболее общей постановке данная проблема должна решаться с помощью