

Синергетический синтез дискретных систем управления продольным движением БПЛА

Г. Е. Веселов

Южный федеральный университет, г. Таганрог
gev@sfnedu.ru

Аннотация. В статье рассматривается процедура синтеза дискретного регулятора продольным движением беспилотного летательного аппарата. Синтез выполнен с использованием метода аналитического конструирования агрегированных дискретных регуляторов синергетической теории управления. Применение данного подхода позволяет гарантировать выполнение технологической задачи управления беспилотным летательным аппаратом, а также асимптотически устойчивое поведение синтезированной системы.

Ключевые слова: нелинейный синтез, дискретный регулятор, управление движением, беспилотный летательный аппарат, инвариантное многообразие

I. ВВЕДЕНИЕ

Все более широкое применение в различных сферах (агропромышленный комплекс, доставка грузов, мониторинг пожаров и др.) в настоящее время находят беспилотные летательные аппараты (БПЛА) [1-3]. Одним из наиболее распространенных типов БПЛА является летательный аппарат с жестким крылом. Данный тип БПЛА при сопоставимых массогабаритных размерах обладает рядом преимуществ по сравнению с другими типами аппаратов. Так, в частности, БПЛА с жестким крылом способны совершать более продолжительные автономные полеты, на большей высоте и с большей скоростью. При этом на работу БПЛА оказывает влияние ветровое воздействие, которое может привести, по меньшей мере, к отклонению БПЛА от желаемой траектории движения, или же к возникновению нештатных ситуаций и авариям [4, 5].

Решению задачи синтеза систем управления БПЛА посвящено достаточно большое количество исследований. Применительно к данной задаче используются современные методы и подходы теории управления. Так, например, в работах [6, 7] применительно к решению задачи синтеза систем управления БПЛА применяется метод бэкстеппинг. Применение данного подхода демонстрирует хорошие результаты по качеству управления БПЛА по сравнению с линейными законами управления. Однако, представленные процедуры синтеза нелинейного управления в работе [6] не позволяют обеспечить робастность системы к изменению параметров объекта управления. Данная проблема частично решена в работе [7], в которой проведена модификация метода бэкстеппинг с целью того, чтобы синтезированные законы управления не зависели от параметров БПЛА. В работах [8, 9] к проблеме синтеза законов управления БПЛА применен метод нелинейного управления с прогнозирующей моделью, демонстрирующий хорошие результаты для управления БПЛА в режимах автономной посадки. Результаты исследования, представленные в работах [10, 11] демонстрируют

применение методов управления со скользящим режимом, в работе [12] – метода нечеткого управления, в работах [13, 14] – H_∞ -управление, в работах [15, 16] – метода динамической инверсии, а в работе [17] – метода адаптивного управления. Каждый из предложенных подходов имеет свои ограничения по рассматриваемым режимам работы БПЛА, информации о состоянии, параметрах и внешних воздействиях.

Одним из эффективных подходов к проектированию систем управления пространственным движением БПЛА является применение теории и методов синергетической теории управления (СТУ). В работах [18-20] представлено применение основного метода СТУ – метода аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР) к решению рассматриваемой проблемы. Применение данного подхода демонстрирует серьезные преимущества по сравнению с другими известными подходами. Синтезируемые системы методом АКАР обладают асимптотической устойчивостью, инвариантностью к действию внешних неизмеряемых возмущений, робастностью. Однако классический метод АКАР позволяет синтезировать непрерывную систему управления. При этом, в настоящее время, при реализации систем управления используются различного рода цифровые устройства, которые вносят дополнительные особенности в процесс функционирования систем: дискретизация по времени, квантование, задержка в выработке управляющего воздействия. Поэтому в данной статье предлагается рассмотреть синтез дискретных систем управления БПЛА с применением метода аналитического конструирования агрегированных дискретных регуляторов (АКАДР) [21, 22], который базируется на принципах и подходах СТУ и расширяет область применения данной теории.

II. ПРОЦЕДУРА СИНТЕЗА

Рассмотрим математическую модель продольного движения гипотетического БПЛА с учетом аэродинамических сил и моментов. Математическая модель справедлива при следующих общепринятых допущениях [23]:

- аэродинамические связи, обусловленные зависимостью коэффициентов аэродинамических сил и моментов от пространственного облика БПЛА, являются несущественными. Это означает, что при малых угловых скоростях движения БПЛА можно выделить коэффициенты, относящиеся к движению в плоскости симметрии, и коэффициенты, относящиеся к движению вне этой плоскости;
- инерционные и кинематические связи несущественны.

С учетом данных допущений модель продольного движения БПЛА можно записать как

$$\begin{aligned}\dot{V}_k(t) &= -g \sin \theta + \frac{P}{m} \cos(\varphi + \vartheta - \theta) + \\ &+ \frac{qS}{m} (c_x \cos(\vartheta - \theta) - c_y \sin(\vartheta - \theta)) + \frac{W_k}{m}; \\ \dot{\theta}(t) &= -\frac{g}{V_k} \cos \theta + \frac{P}{mV_k} \sin(\varphi + \vartheta - \theta) + \\ &+ \frac{qS}{mV_k} (c_x \sin(\vartheta - \theta) + c_y \cos(\vartheta - \theta)); \\ \dot{\omega}_z(t) &= \frac{qSb_A}{I_z} m_z; \\ \dot{x}(t) &= V_k \cos \theta \cos \Psi^*; \\ \dot{H}(t) &= V_k \sin \theta; \\ \dot{\vartheta}(t) &= \omega_z,\end{aligned}\quad (1)$$

где V_k – путевая скорость; θ – угол наклона траектории полета к горизонту; Ψ^* – текущий угол пути; ω_z – угловая скорость вращения по координате z ; x – дальность полета; H – высота полета; ϑ – угол тангажа; P – сила тяги двигателя БПЛА; g – ускорение свободного падения; q – скоростной напор, зависящий от величины воздушной скорости и плотности воздуха $q = \frac{\rho V_k^2}{2}$; S – площадь крыла аппарата; m – масса БПЛА; b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла; I_z – момент инерции БПЛА относительно оси z координатной системы; φ – угол между вектором тяги и осью Ox связанной системы координат; W_k – сила ветрового возмущения.

При этом для гипотетической компоновочной схемы гипотетического БПЛА уравнения сил и моментов, входящих в уравнения движения (2), представляются как

$$\begin{aligned}c_x &= c_x^0 + c_x^\alpha (\vartheta - \theta) + c_x^{\delta_h} \delta_h; \\ c_y &= c_y^0 + c_y^\alpha (\vartheta - \theta) + c_y^{\delta_h} \delta_h; \\ m_z &= m_z^\alpha (\vartheta - \theta) + \frac{l}{V_k} m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\delta_h} \delta_h,\end{aligned}\quad (2)$$

где c_x^0 , c_x^α , $c_x^{\delta_h}$, c_y^0 , c_y^α , $c_y^{\delta_h}$ – коэффициенты аэродинамических сил; m_z^α , $m_z^{\omega_z}$, $m_z^{\delta_h}$ – коэффициенты аэродинамических моментов; l – размах крыла; δ_h – угол отклонения руля высоты.

Таким образом, математическая модель (1), (2) описывает поведение БПЛА в продольной плоскости движения с учетом его конкретной компоновочной схемы. Данная модель является существенно нелинейной, и получение ее точной дискретной модели затруднено. Поэтому при синтезе дискретного регулятора целесообразно использовать приближенные методы представления модели в разностном виде. Одним из наиболее простых, но в то же время, показывающим достаточную для управления точность аппроксимации, является метод Эйлера. Тогда, в соответствии с процедурой метода АКАДР, применим к системе (1), (2) процедуру разностной аппроксимации по формуле

Эйлера. В результате получим следующую модель БПЛА, описывающую его поведение в дискретные моменты времени:

$$\begin{aligned}V_k[k+1] &= T_0 \frac{P[k]}{m} \cos(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]) + \\ &+ V_k[k] - T_0 g \sin \theta[k] + \frac{T_0}{m} W_k[k] + \\ &+ T_0 \frac{qS}{m} \left(c_x \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) - \right. \\ &\left. - T_0 c_y \sin(\vartheta[k] - \theta[k]) \right); \\ \theta[k+1] &= T_0 \frac{P[k]}{mV_k[k]} \sin(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]) + \\ &+ \theta[k] - T_0 \frac{g}{V_k[k]} \cos \theta[k] + \\ &+ T_0 \frac{qS}{mV_k[k]} \left(c_x \sin(\vartheta[k] - \theta[k]) + \right. \\ &\left. + c_y \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) \right);\end{aligned}\quad (3)$$

$$\begin{aligned}\omega_z[k+1] &= \omega_z[k] + T_0 \frac{qSb_A}{I_z} m_z; \\ x[k+1] &= x[k] + T_0 V_k[k] \cos \theta[k] \cos \Psi^*; \\ H[k+1] &= H[k] + T_0 V_k[k] \sin \theta[k]; \\ \vartheta[k+1] &= \vartheta[k] + T_0 \omega_z[k]; \\ c_x &= c_x^0 + c_x^\alpha (\vartheta[k] - \theta[k]) + c_x^{\delta_h} \delta_h[k]; \\ c_y &= c_y^0 + c_y^\alpha (\vartheta[k] - \theta[k]) + c_y^{\delta_h} \delta_h[k]; \\ m_z &= m_z^\alpha (\vartheta[k] - \theta[k]) + \frac{l}{V_k[k]} m_z^{\omega_z} \omega_z[k] + \\ &+ m_z^{\delta_h} \delta_h[k],\end{aligned}\quad (4)$$

где kT_0 – дискретный момент времени, T_0 – шаг дискретизации по времени.

Математическая модель (3), (4) имеет два канала управляющих воздействий: $P[k]$ – сила тяги двигателя БПЛА и $\delta_h[k]$ – угол отклонения руля высоты. При этом технологической задачей движения БПЛА в продольной плоскости является поддержание заданной курсовой скорости V_k^0 и высоты полета H^0 . Таким образом, для рассматриваемой системы управления мы можем ввести два технологических инварианта:

$$\begin{aligned}V_k - V_k^0 &= 0; \\ H - H^0 &= 0,\end{aligned}$$

которые должны гарантированно выполняться в синтезируемой системе управления.

Движение БПЛА подвержено воздействию ветрового возмущения W_k , которое может оказать существенное влияние на выполнение технологических задач, так же параметры модели известны с определенной точностью и могут изменяться в процессе функционирования системы. Поэтому, в соответствии, с процедурой метода АКАДР расширим модель (3) дополнительными уравнениями оценки внешних и внутренних возмущений:

$$\begin{aligned}
V_k[k+1] &= T_0 \frac{P[k]}{m} \cos(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]) + \\
&+ V_k[k] - T_0 g \sin \theta[k] + z_1[k] + \\
&+ T_0 \frac{qS}{m} \left(c_x \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) - \right. \\
&\left. - T_0 c_y \sin(\vartheta[k] - \theta[k]) \right); \\
\theta[k+1] &= T_0 \frac{P[k]}{m V_k[k]} \sin(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]) + \\
&+ \theta[k] - T_0 \frac{g}{V_k[k]} \cos \theta[k] + z_2[k] + \\
&+ T_0 \frac{qS}{m V_k[k]} \left(c_x \sin(\vartheta[k] - \theta[k]) + \right. \\
&\left. + c_y \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) \right); \\
\omega_z[k+1] &= \omega_z[k] + T_0 \frac{qS b_A}{I_z} m_z; \\
x[k+1] &= x[k] + T_0 V_k[k] \cos \theta[k] \cos \Psi^*; \\
H[k+1] &= H[k] + T_0 V_k[k] \sin \theta[k]; \\
\vartheta[k+1] &= \vartheta[k] + T_0 \omega_z[k]; \\
z_1[k+1] &= T_0 \eta_1 (V_k[k] - V_k^0); \\
z_2[k+1] &= T_0 \eta_2 (H[k] - H^0),
\end{aligned} \tag{5}$$

где $z_1[k]$, $z_2[k]$ – оценки внутренних и внешних возмущающих воздействий, η_1 , η_2 – коэффициенты уравнений оценки.

Математическая модель (5), (4) является моделью синергетического синтеза адаптивных стратегий управления БПЛА. Очевидно, что на первом этапе синтеза возможно решение первой технологической задачи – стабилизации курсовой скорости БПЛА, тогда для системы (5), (4) можно ввести совокупность макропеременных, учитывающей первый технологический инвариант:

$$\begin{aligned}
\psi_1[k] &= V_k[k] - V_k^0 + z_1[k]; \\
\psi_2[k] &= \theta[k] - \nu[k],
\end{aligned} \tag{6}$$

где $\nu[k]$ – функция, которая будет определена в дальнейшей процедуре синтеза. Макропеременные (6) должны удовлетворять решению $\psi_1[k] = \psi_2[k] = 0$ основных функциональных уравнений [21, 22]:

$$\begin{aligned}
\psi_1[k+1] + \lambda_1 \psi_1[k] &= 0; \\
\psi_2[k+1] + \lambda_2 \psi_2[k] &= 0,
\end{aligned} \tag{7}$$

где λ_1 , λ_2 – коэффициенты, которые в силу обеспечения асимптотически устойчивого решения $\psi_1[k] = \psi_2[k] = 0$ системы уравнений (7), должны удовлетворять условию $|\lambda_i| < 1$, $i = 1, 2$.

В соответствии с СТУ [18, 21] в окрестности инвариантных многообразий $\psi_1[k] = 0$ и $\psi_2[k] = 0$ происходит динамическая декомпозиция исходной

модели синергетического синтеза (5), (4). Из $\psi_1[k] = 0$, в силу (6), получаем, что

$$V_k[k] - V_k^0 = -z_1[k], \tag{8}$$

а из $\psi_2[k] = 0$:

$$\theta[k] = \nu[k]. \tag{9}$$

Тогда, с учетом (8), первое уравнение оценки в (5) становится автономным

$$z_1[k+1] = -T_0 \eta_1 z_1[k]$$

и его решение $z_1[k] = 0$ будет асимптотически устойчивым при условии $|T_0 \eta_1| < 1$.

С учетом связей (8), (9) модель синергетического синтеза (5), (4) в окрестности пересечения инвариантных многообразий $\psi_1[k] = 0 \cap \psi_2[k] = 0$ декомпозируется и может быть представлена как

$$\begin{aligned}
\omega_z[k+1] &= \omega_z[k] + T_0 \frac{qS b_A}{I_z} m_z; \\
x[k+1] &= x[k] + T_0 (V_k^0 - z_1[k]) \cos \nu[k] \cos \Psi^*; \\
H[k+1] &= H[k] + T_0 (V_k^0 - z_1[k]) \nu[k]; \\
\vartheta[k+1] &= \vartheta[k] + T_0 \omega_z[k]; \\
z_2[k+1] &= T_0 \eta_2 (H[k] - H^0), \\
c_x &= c_x^0 + c_x^\alpha (\vartheta[k] - \nu[k]) + c_x^{\delta_h} \delta_h[k]; \\
c_y &= c_y^0 + c_y^\alpha (\vartheta[k] - \nu[k]) + c_y^{\delta_h} \delta_h[k]; \\
m_z &= m_z^\alpha (\vartheta[k] - \nu[k]) + \frac{l}{V_k^0 - z_1[k]} m_z^{\omega_z} \omega_z[k] + \\
&+ m_z^{\delta_h} \delta_h[k].
\end{aligned} \tag{10}$$

При этом в силу того, что при попадании в системы в окрестность пересечения $\psi_1[k] = 0 \cap \psi_2[k] = 0$ можно предположить, что угол наклона траектории полета к горизонту $\theta[k]$ будет достаточно мал, то в третьем уравнении декомпозированной системы (10) выполнена замена $\sin \theta[k] \approx \theta[k] \stackrel{\theta[k] = \nu[k]}{\Rightarrow} \sin \nu[k] \approx \nu[k]$.

Из совместного решения уравнений (6) и (7), с учетом модели синтеза (5), (4), получим обобщенные выражения для управляющих воздействий

$$\begin{aligned}
P[k] &= a_1 \left\{ a_2 \left(\lambda_2 \nu[k] + \nu[k+1] - \right. \right. \\
&\left. \left. - (1 + \lambda_2) \theta[k] - z_2[k] \right) V_k[k] + \right. \\
&+ (1 + T_0 \eta_1 + \lambda_1) a_3 (V_k[k] - V_k^0) + a_4 \theta[k] + \\
&\left. + (1 + \lambda_1) a_3 z_1[k] + a_5 + a_6 \right\};
\end{aligned} \tag{12}$$

$$\delta_h[k] = -a_7 \left\{ \cos(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]) \times \right. \\ \left. \times (\lambda_2 v[k] + v[k+1] - (1 + \lambda_2)\theta[k] - z_2[k]) V_k[k] + \right. \\ \left. + a_8 (V_k[k] - V_k^0) - a_9 \theta[k] - a_{10} z_1[k] - a_{11} - a_{12} \right\}, \quad (13)$$

$$\text{где } a_1 = \frac{m}{T_0 (c_x^{\delta_h} \sin \varphi - c_y^{\delta_h} \cos \varphi)};$$

$$a_2 = c_x^{\delta_h} \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) - c_y^{\delta_h} \sin(\vartheta[k] - \theta[k]);$$

$$a_3 = c_y^{\delta_h} \cos(\vartheta[k] - \theta[k]) + c_x^{\delta_h} \sin(\vartheta[k] - \theta[k]);$$

$$a_4 = \frac{T_0 S q}{m} (c_x^{\delta_h} c_y^\alpha - c_y^{\delta_h} c_x^\alpha);$$

$$a_5 = g T_0 (c_x^{\delta_h} \cos \vartheta[k] - c_y^{\delta_h} \sin \vartheta[k]);$$

$$a_6 = \frac{q S T_0}{m} (c_y^{\delta_h} (c_x^0 + c_x^\alpha \vartheta[k]) - c_x^{\delta_h} (c_y^0 + c_y^\alpha \vartheta[k])); \quad a_7 = \frac{a_1}{q S};$$

$$a_8 = (1 + \lambda_1 + T_0 \eta_1) \sin(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]);$$

$$a_9 = \frac{q S T_0}{m} (c_x^\alpha \sin \varphi - c_y^\alpha \cos \varphi);$$

$$a_{10} = (1 + \lambda_1) \sin(\varphi + \vartheta[k] - \theta[k]); \quad a_{11} = g T_0 \cos(\varphi + \vartheta[k]);$$

$$a_{12} = \frac{q S T_0}{m} ((c_x^0 + c_x^\alpha \vartheta[k]) \sin \varphi - (c_y^0 + c_y^\alpha \vartheta[k]) \cos \varphi).$$

Для декомпозированной модели синтеза (10), (11) введем макропеременную, учитывающую второй технологический инвариант:

$$\psi_3[k] = H[k] - H^0 + z_2[k], \quad (14)$$

удовлетворяющую решению $\psi_3[k] = 0$ функционального уравнения

$$\psi_3[k+1] + \lambda_3 \psi_3[k] = 0, \quad (15)$$

где $|\lambda_3| < 1$. При попадании изображающей точки системы в окрестность многообразия $\psi_3[k] = 0$, в замкнутой системе будет выполняться условие

$$H[k] - H^0 = -z_2[k],$$

а следовательно второе уравнение оценки примет вид

$$z_2[k+1] = -T_0 \eta_2 z_2[k]$$

и, аналогично, его решение $z_2[k] = 0$ будет асимптотически устойчивым при условии $|T_0 \eta_2| < 1$. При этом будет гарантированно выполняться второе технологическое условие для синтезируемой системы – стабилизация высоты полета БПЛА: $H[k] = H^0$.

Из совместного решения (14), (15) с учетом декомпозированной модели синтеза (10), (11) получим выражение для «внутреннего» управления

$$v[k] = - \frac{\left(\frac{1}{T_0} + \eta_2 + \lambda_3 \right) (H[k] - H^0) + \frac{\lambda_3}{T_0} z_2[k]}{V_k^0 - z_1[k]}. \quad (16)$$

Из выражения (16) с учетом модели синергетического синтеза (5) можно получить выражение для $v[k+1]$, которое необходимо для вычисления управляющих воздействий (12) и (13), однако, в рамках данной статьи, это выражение не приведено ввиду своей громоздкости и малой информативности.

Таким образом, синтезирован векторный закон управления продольным движением БПЛА, гарантирующий асимптотически устойчивое решение уравнений замкнутой системы, а также инвариантность к действию внешних неизмеряемых возмущений.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Проведем исследование синтезированной замкнутой дискретной системы управления продольным движением БПЛА. При моделировании использовались параметры гипотетического БПЛА, представленные в табл. I.

ТАБЛИЦА I. ПАРАМЕТРЫ БПЛА

Параметр	Значение	Ед. изм.	Параметр	Значение	Ед. изм.
m	56	кг	l	2,707	м
b_A	0,35	м	I_z	31,3	кг·м ²
S	1,05	м ²	q	679	кг/м ²
φ	0,5	рад	Ψ^*	0,09	рад
c_x^0	-0,0508	м/с ²	C_x^α	0,002	м/с ²
$c_x^{\delta_h}$	0,0006	м/с ²	C_y^0	0,0704	м/с ²
c_y^α	5,0013	м/с ²	$C_y^{\delta_h}$	5,0057	м/с ²
m_z^α	0,0051	м/с ²	$m_z^{\eta_z}$	-16,0505	м/с ²
$m_z^{\delta_h}$	0,0591	м/с ²	g	9,81	м/с ²

Параметры синтезированного дискретного регулятора продольным движением БПЛА представлены в табл. II.

ТАБЛИЦА II. ПАРАМЕТРЫ РЕГУЛЯТОРА

Параметр	Значение	Параметр	Значение
T_0	0,1 с	λ_1	-0,7
λ_2	-0,7	λ_3	-0,8
η_1	2	η_2	0,5

Результаты моделирования представлены на рис. 1–4. Моделирование проводилось в условиях воздействия кусочно-постоянного неизмеряемого возмущения, характер изменения которого представлен на рис. 3. Задачей управления являлось выход БПЛА на высоту $H^0 = 200$ м со скоростью $V_k^0 = 80$ м/с. При моделировании учитывались ограничения, накладываемые на величины управляющих воздействий (рис. 4). Так для силы тяги двигателя было введено ограничение:

$$P = \begin{cases} 500, & \text{при } P \geq 500 \\ P, & \text{при } 0 < P < 500, \\ 0, & \text{при } P \leq 0 \end{cases}$$

а на угол поворота руля высоты:

$$\delta_h = \begin{cases} 1, & \text{при } \delta_h \geq 1 \\ \delta_h, & \text{при } -1 < \delta_h < 1. \\ -1, & \text{при } \delta_h \leq -1 \end{cases}$$

Представленные результаты моделирования на рис. 2 демонстрируют, что БПЛА выходит на заданную высоту полета и выдерживает ее при движении в продольной плоскости при воздействии на него ветрового возмущения.

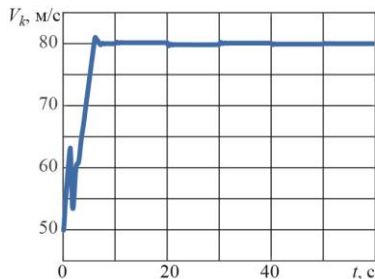


Рис. 1. Изменение курсовой скорости БПЛА

Из результатов моделирования, представленных на рис. 1, можно сделать вывод, что замкнутая система обеспечивает поддержание заданной курсовой скорости БПЛА, при этом ветровое возмущение оказывает незначительное влияние на скорость, что приводит к незначительным отклонениям от заданного состояния.

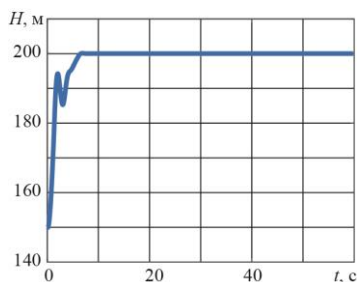


Рис. 2. Изменение высоты полета БПЛА

Представленные результаты моделирования подтверждают, что в синтезированной дискретной системе управления продольным движением БПЛА выполняются поставленные цели управления – движение БПЛА в продольной плоскости на заданной высоте с требуемой скоростью. При этом на траекториях движения системы обеспечивается асимптотическая устойчивость замкнутой системы и инвариантность к действию внешних неизмеряемых возмущений.

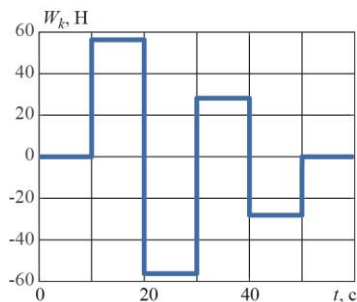


Рис. 3. Изменение силы ветра, действующего на БПЛА

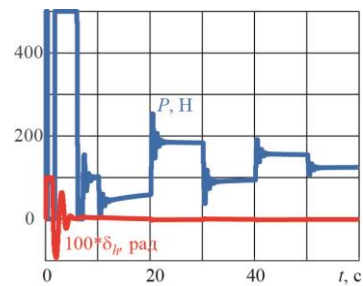


Рис. 4. Изменение управляющих воздействий БПЛА

Одной из не маловажных проблем синтеза систем управления является то, что параметры объекта управления, как правило, известны с определенной погрешностью. Кроме того, некоторые параметры объекта могут изменяться в процессе функционирования. Поэтому актуальной является задача обеспечения робастности системы.

На рис. 5, 6 представлены результаты компьютерного исследования синтезированной системы при изменении некоторых параметров БПЛА. При моделировании предполагалось, что в регуляторе защиты расчетные значения массы БПЛА m , скоростного напора q и момента инерции БПЛА относительно оси z координатной системы I_z , представленные в табл. I. При этом данные параметры были подвержены изменению. Набор данных параметров был выбран не случайно. Это обосновывается тем, что масса БПЛА может изменяться в зависимости от оборудования, которое он может комплектоваться, либо в тех случаях, когда с помощью БПЛА осуществляется транспортировка груза. Изменение массы непосредственно ведет и к изменению момента инерции. Скоростной напор также может меняться при полете БПЛА на разных высотах, в различных климатических зонах и при разных скоростях.

Траектория I на рис. 5 и 6 соответствует переходному процессу курсовой скорости и высоты полета БПЛА для случая, когда расчетные значения совпадают с действительными, то есть это является идеальным случаем. Траектория II на этих рисунках соответствует случаю, когда в регуляторе используются расчетные значения, но при моделировании БПЛА данные параметры имели другие значения: $m = 45$, $q = 800$, $I_z = 25$. Переходные процессы III для случая, когда истинные параметры имеют значения: $m = 70$, $q = 500$, $I_z = 35$.

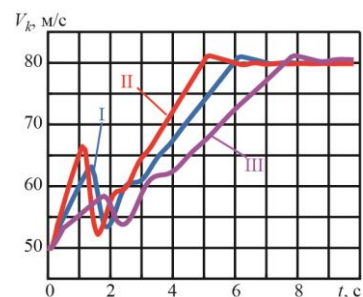


Рис. 5. Изменение курсовой скорости БПЛА

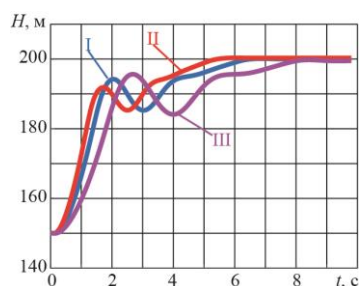


Рис. 6. Изменение высоты полета БПЛА

Полученные результаты моделирования демонстрируют робастность синтезированной системы к изменению параметров.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в данной статье представлена процедура синтеза дискретных синергетических стратегий управления БПЛА при движении в продольной плоскости. Синтезированная дискретная система управления, полученная с использованием принципов СТУ и синергетического метода АКАДР, гарантирует выполнение заданных технологических инвариантов, обеспечивающих требуемый технологический режим движения в продольной плоскости. При этом представленные результаты исследования синтезированной системы подтверждают теоретические выводы об ее асимптотической устойчивости, инвариантности к действию внешних неизмеряемых возмущений и робастности.

Следует отметить, что применение принципов и методов СТУ не требует от разработчика системы проведение существенных упрощений математической модели движения БПЛА. При синтезе системы управления используются достаточно полные нелинейные модели движения, адекватно описывающие поведение БПЛА в большой области изменения его переменных состояния. Полученные законы управления имеют достаточно сложную форму, однако как показано в [18], при некоторых упрощениях могут сохранять возлагаемые на них функции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] Yang L., Liu Z., Wang X., Xu Y. An optimized image-based visual servo control for fixed-wing unmanned aerial vehicle target tracking with fixed camera // *IEEE Access*, 2019, no. 7, PP. 68455–68468.
- [2] Mathisen S.G., Leira F.S., Helgesen H.H., Gryte K., Johansen T.A. Autonomous ballistic airdrop of objects from a small fixed-wing unmanned aerial vehicle // *Autonomous Robots*, 2020, no. 44(5), PP. 859–875.
- [3] Kwak J., Park J.H., Sung Y. Emerging ICT UAV applications and services: Design of surveillance UAVs // *International Journal of Communication Systems*, 2021, no. 34(2), P. 4023.
- [4] Wang B.H., Wang D.B., Ali Z.A., Ting B., Wang H. An overview of various kinds of wind effects on unmanned aerial vehicle // *Measurement and Control*, 2019, Vol. 52, no. 7-8, PP. 731–739.
- [5] Liu C., Chen W.H. Disturbance rejection flight control for small fixed-wing unmanned aerial vehicles // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, vol. 39, no. 12, PP. 2810–2819.

- [6] Kumar K. S., Arya H., Joshi A. Longitudinal Control of Agile Fixed-Wing UAV Using Backstepping // *IEEE Aerospace Conference*, 2019, pp. 1–11.
- [7] Safwat E., Weiguo Z., Kassem M., Mohsen A. Robust Nonlinear Flight Controller for Small Unmanned Aircraft Vehicle based on Incremental BackStepping // *AIAA Scitech Forum*, 2020. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2020-0854>.
- [8] Stastny T., Siegart R. Nonlinear model predictive guidance for fixed-wing UAVs using identified control augmented dynamics // *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2018. P. 432–442.
- [9] Mathisen S.H., Fossen T.I., Johansen T.A. Non-linear model predictive control for guidance of a fixed-wing UAV in precision deep stall landing // *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2015. P. 356–365.
- [10] Gunes U., Sel A., Kasnakoglu C., Kaynak U. Output feedback sliding mode control of a fixed-wing UAV under rudder loss // *AIAA Scitech Forum*, 2019. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-0911>.
- [11] Hervás J.R., Kayacan E., Reyhanoglu M., Tang H. Sliding mode control of fixed-wing uavs in windy environments // *13th International Conference on Control Automation Robotics and Vision*, 2014. PP. 986–991.
- [12] Gomez J.F., Jamshidi M. Fuzzy logic control of a fixed-wing unmanned aerial vehicle // *2010 World Automation Congress*, 2010. P. 1–8.
- [13] Apkarian P., Noll D. Nonsmooth H_∞ synthesis // *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol 51, no. 1, PP. 71–86.
- [14] Uyulan C., Yavuz M.T. Robust H_∞ control applied on a fixed wing unmanned aerial vehicle // *Advances in aircraft and spacecraft science*, 2019, Vol. 6, no. 5. PP. 371–389.
- [15] Cao S., Shen L., Zhang R., Yu H., Wang X. Adaptive Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control Based on Neural Network for UAV Maneuver // *Proceeding of the 2019 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, 2019. PP. 642–647.
- [16] Lungu M. Backstepping and dynamic inversion combined controller for auto-landing of fixed wing UAVs // *Aerospace Science and Technology*, 2020. Vol. 96. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105526>.
- [17] Xi A., Zhao Y. L_1 adaptive control of the flying wing UAV with unknown time-varying disturbances // *11th Asian Control Conference (ASCC)*, 2017. PP. 543–648.
- [18] Колесников А.А. Новые нелинейные методы управления полетом. М.: Физматлит, 2013. 196 с.
- [19] Колесников А.А., Кобзев В.А., Нгуен Ф. Синергетический синтез систем управления движением самолетов-амфибий, функционирующих в экстремальных условиях // *Известия ЮФУ. Технические науки*, 2010. №5. С. 150–155.
- [20] Veselov G. E., Ingabire A. Synergetic control of fixed-wing UAVs in the presence of wind disturbances // *19th IEEE International Conference on Industrial Informatics, INDIN 2021, Mallorca, 21 July 2021 – 23 July 2021*. URL: <https://doi.org/10.1109/INDIN45523.2021.9557487>.
- [21] Веселов Г.Е. Аналитическое конструирование агрегированных дискретных регуляторов на основе последовательно-параллельной совокупности инвариантных многообразий // *Новые концепции общей теории управления: Сборник научных трудов / Под ред. А.А.Красовского*. Таганрог: ТРТУ, 1995. С. 141–151.
- [22] Veselov G., Kondratiev I., Semenov V. Synergetic synthesis of aggregated discrete regulators for induction motors // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021. Vol. 1029, No. 118. URL: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1029/1/012027>
- [23] Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.