

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ РОБАСТНОГО УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ДЛЯ МОНИТОРИНГА МОРСКИХ АКВАТОРИЙ

**Ключевые слова:** робастное управление, оптимизация, квадрокоптер, мониторинг, переменная структура.

### Введение

Использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяет значительно расширить функциональные возможности средств визуального оперативного мониторинга технических объектов различного назначения. Например, постоянно возрастающая интенсивность эксплуатации морских и речных судов в ограниченных водных акваториях требует обеспечения безопасности мореплавания при выполнении различных технологических задач: маневрирование и буксировка, бункеровка топливом, погрузочно-разгрузочные грузовые операции, в том числе на открытых рейдах. Анализ статистики аварийности эксплуатации мирового морского флота позволяет отметить, что около 70 % аварийных случаев происходит вследствие причин субъективного характера. Это обусловлено, в том числе, недостаточной информационной обеспеченностью процессов принятия операторских решений в экстремальных эксплуатационных условиях. Использование БПЛА (квадрокоптеров) для навигационного и экологического контроля морской среды позволит расширить информационную оценку безопасности мореплавания, возможности маневрирования морских подвижных объектов и предотвращения аварийных ситуаций. Это позволит капитанам судов и операторам (диспетчерам), регулирующим морской трафик судов, с учетом возникновения экстремальных ситуаций принимать эффективные управляющие решения.

Для выполнения поставленных функциональных задач квадрокоптер должен обеспечить маневрирование с выполнением требуемых показателей экономичности, а также точности и быстродействия, определенных требованиями позиционирования визуальной камеры мониторинга, с учетом функционирования в условиях влияния морской окружающей среды, которая характеризуется переменными воздушными потоками с возможным шквальным изменением скорости и направления ветра, различными условиями возмущающего воздействия на квадрокоптер.

Развитие робастно-оптимальных систем управления подвижными объектами основано на фундаментальных работах В.М. Кунцевича [1], С.В. Емельянова [2], И. Горовица [3]. Развитие методов управления квадрокоптерами, в том числе для обслуживания судов и мониторинга морской среды, описано в работах А.А. Туника и В.Б. Ларина [4], Д. Островского [5], Т. Фоссена [6] и других ученых. В них проблемы робастно-оптимальных систем управления рассмотрены на основе синтеза эффективных ПИ, ПИД-регуляторов; оптимального управления с использованием функций Ляпунова; систем со статическими обратными связями, основанными на использовании линейных матричных неравенств; построения ограниченной обратной связи с обеспечением дополнительных свойств переходных процессов; систем стабилизации на основе количественной теории обратной связи и других подходов.

### Постановка задачи исследования

Система управления движением квадрокоптера с требуемой точностью на заданной траектории при выполнении задач мониторинга водных акваторий требует использования оптимальных по расходу энергии управляющих алгоритмов при ограниченных энергетических ресурсах квадрокоптера. Маневрирование квадрокоптера на заданной траектории определяет высокие требования к точности управления, в то же время характер выполняемых функциональных задач мониторинга трафика для сравнительно невысоких скоростей судов предполагает обеспечение достаточного запаса быстродействия квадрокоптера. Проблема управления квадрокоптером также осложняется необходимостью учета случайного воздействия на квадрокоптер неконтролируемого (неизмеримого) ветрового воздействия, характерного для морского нерегулярного волнения. Таким образом, формируются требования обеспечения оптимальной траектории  $\mathbf{X}_{opt}(t)$  стабилизации движения квадрокоптера по всем заданным управляемым координатам с выполнением оптимального критерия минимального расхода энергии

$$J = \int_0^T Q(\mathbf{X}, \mathbf{U}) dt = \min, \quad (1)$$

где  $Q$  — квадратичный функционал;  $\mathbf{X}$  — вектор управляемых координат;  $\mathbf{U}$  — вектор управления;  $T$  — время переходного процесса управления.

С учетом неопределенности информации о действии неконтролируемых внешних возмущений (при этом собственные параметры модели квадрокоптера можно принять достаточно точно определенными) задаем требования к значениям вектора ошибок управления  $\mathbf{E}(t)$  следующим образом:

$$\ddot{\mathbf{E}}(t) + \mathbf{G}_1 \dot{\mathbf{E}}(t) + \mathbf{G}_2 \mathbf{E}(t) = 0, \quad (2)$$

где  $\mathbf{G}_1, \mathbf{G}_2$  — матрицы весовых коэффициентов.

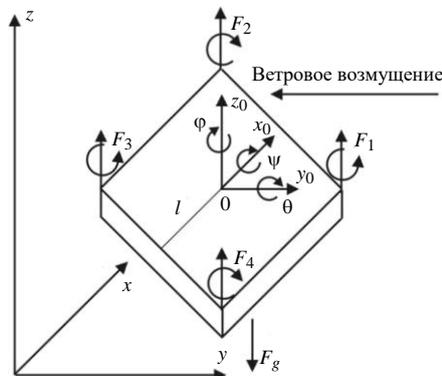


Рис. 1

Динамика движения квадрокоптера описывается системой из шести дифференциальных уравнений второго порядка [3–6] с учетом воздействия ветрового возмущения. Сложность полного описания физического воздействия ветрового возмущения на квадрокоптер предполагает [7] выделение следующих составляющих воздушного потока: высокочастотные случайные пульсации; низкочастотные кусочно-постоянные компоненты в горизонтальных (постоянный ветер) и вертикальных направлениях (восходящий или нисходящий потоки). Таким образом, движение квадрокоптера описывается следующей системой дифференциальных уравнений [4]:

$$\begin{cases}
\dot{v}_x = \left[ \left( \sum_{j=1}^4 F_j \right) (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi) - a_1 v_x^2 - c_1 f_x \right] / m; \\
\dot{v}_y = \left[ \left( \sum_{j=1}^4 F_j \right) (\sin \varphi \sin \theta \cos \psi + \cos \varphi \sin \psi) - a_2 v_y^2 - c_2 f_y \right] / m; \\
\dot{v}_z = \left[ \left( \sum_{j=1}^4 F_j \right) \cos \theta \cos \psi - F_g - a_3 v_z^2 - c_3 f_z \right] / m; \\
\dot{\omega}_\theta = l(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4 - a_4 \omega_\theta^2 - c_4 f_\theta) / J_1; \\
\dot{\omega}_\psi = l(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4 - a_5 \omega_\psi^2 - c_5 f_\psi) / J_2; \\
\dot{\omega}_\varphi = C(F_1 - F_2 + F_3 - F_4 - a_6 \omega_\varphi^2 - c_6 f_\varphi) / J_3; \\
\dot{x} = v_x; \quad \dot{y} = v_y; \quad \dot{z} = v_z; \\
\dot{\theta} = \omega_\theta; \quad \dot{\psi} = \omega_\psi; \quad \dot{\varphi} = \omega_\varphi.
\end{cases} \quad (3)$$

Здесь  $m$  — масса квадрокоптера;  $x, y, z$  — продольно-горизонтальная, поперечно-горизонтальная и вертикальная координаты;  $v_x, v_y, v_z$  — продольно-горизонтальная, поперечно-горизонтальная и вертикальная скорости;  $\varphi, \psi, \theta$  — углы рыскания, крена и тангажа;  $\omega_\varphi, \omega_\psi, \omega_\theta$  — угловые скорости рыскания, крена и тангажа;  $F_j$  — компоненты вектора подъемной силы каждого ротора;  $F_g$  — сила тяжести;  $f_x, f_y, f_z, f_\theta, f_\psi, f_\varphi$  — компоненты ветрового воздействия;  $J_1, J_2, J_3$  — моменты инерции относительно продольной, поперечной и вертикальной осей;  $l$  — расстояние от ротора до центра масс;  $C$  — коэффициент момента рыскания;  $a_i, c_i$  — параметры модели квадрокоптера.

Известные соотношения устанавливают взаимозависимость между подъемной силой роторов и компонентами управляющих сил [5]:

$$\begin{aligned}
U_1 &= F_1 + F_2 + F_3 + F_4; \quad U_2 = -F_1 - F_2 + F_3 + F_4; \\
U_3 &= -F_1 + F_2 + F_3 - F_4; \quad U_4 = F_1 - F_2 + F_3 - F_4.
\end{aligned} \quad (4)$$

### Синтез робастно-оптимальной системы управления квадрокоптером

Систему уравнений (3) для модели квадрокоптера в векторно-матричной форме с учетом (4) запишем в виде

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}_\mathbf{X} \mathbf{X}(t) + \mathbf{B}_\mathbf{X} \mathbf{U}(t) + \mathbf{C} \mathbf{f}(t) - \mathbf{g}, \quad (5)$$

где  $\mathbf{X}$  — вектор управляемых координат состояния размерности (12\*1);  $\mathbf{A}_\mathbf{X}$  — матрица (12\*12) параметров квадрокоптера, компоненты которой зависят от управляемых координат;  $\mathbf{B}_\mathbf{X}$  — матрица (12\*4) параметров управления, компоненты которой зависят от управляемых координат;  $\mathbf{U}$  — вектор управлений (4\*1);  $\mathbf{C}$  — матрица (12\*12) параметров возмущающего воздействия на квадрокоптер;  $\mathbf{f}(t)$  — вектор (12\*1) ветровых возмущений;  $\mathbf{g}$  — вектор (12\*1) с компонентой ускорения свободного падения.

Предлагаемый подход базируется на использовании обратных связей с переменной структурой и включает следующие основные этапы: планирование оптимальной траектории; определение моментов переключения управляющих функций в цепях обратной связи объекта; синтез управляющих функций в соответствующих цепях обратной связи многомерного объекта, изложены для нелинейных моделей [8–10].

Планирование траектории динамического объекта, в общем случае нелинейного нестационарного вида, для заданных критериев оптимальности и граничных условий заключается в определении необходимого количества отрезков траектории с постоянными значениями соответствующих производных координат состояния, а также моментов времени переключения управляющих функций в цепях обратных связей при переходе с начального отрезка на заданный отрезок траектории. Переключение управляющих функций изменяет структурную конфигурацию обратных связей и решает задачу обеспечения оптимальной траектории объекта с требуемым порядком производной координаты состояния с соответствующим позитивным или негативным постоянным значением.

Переход подвижного объекта от начального отрезка траектории к заданному отрезку, с учетом ограничений управления, можно представить следующими уравнениями для вектора координат состояния:

$$\mathbf{X}_{\text{opt}}(t_i^s) = \mathbf{X}(t_{i-1}^s) + \dots \pm \mathbf{X}^{(k)}(t_{i-1}^s) \frac{(t_i^s - t_{i-1}^s)^k}{k!}, \quad (6)$$

где  $t_i^s$  — моменты переключения управления для  $i$ -го отрезка траектории;  $k$  — порядок высших производных координат состояния.

При этом размерность вектора координат состояния  $X$  для уравнений вида (6) сокращается до значений скоростей квадрокоптера  $6 \times 1$ , так как указанные уравнения связывают шесть исходных переменных  $\{x, y, z, \theta, \psi, \phi\}$  с соответствующими производными (в том числе скоростями и ускорениями).

Синтез управляющих функций определяется на основе уравнений соответствующего баланса сил (моментов) и их производных, при которых на определенных отрезках траектории выполняются условия постоянства соответствующих производных координат состояния. В этом случае для квадрокоптера учитываются только переменные, входящие в уравнения сил и моментов системы (3).

Траектории вида (6) подвижного объекта в координатной форме при позитивных значениях производных вектора координат состояния будут оптимальны относительно критерия (1) при движении подвижного объекта с минимальным возможным числом минимальных возможных значений производных вектора координат  $\min_k \min_{\mathbf{X}(t_0)} \{\dot{\mathbf{X}}^{(k)}[\mathbf{X}(t_0), t]\}$  для выполнения всех заданных граничных условий.

В данном случае моменты переключения управляющих функций в обратных связях обеспечивают только выполнение заданных граничных условий (в отличие от задачи максимального быстродействия, когда переключения максимальных значений управления также минимизируют время переходного процесса [8]) и рассчитываются путем решения системы алгебраических уравнений, формируемых на основе вида планируемых оптимальных траекторий с учетом заданных граничных условий. Управляющие функции в цепях обратных связей обеспечивают траектории с минимумом расхода энергии, поэтому полученные значения управления определяют физические требования к минимальным значениям подъемной силы роторов квадрокоптера, необходимых для выполнения всех требуемых граничных условий.

Предположим, что влияние неконтролируемого воздействия ветра будет компенсировано корректирующим робастным контуром управления, рассмотренном ниже. Следует отметить, что конфигурация четырехроторного квадрокоптера не обеспечивает возможность формирования оптимальных (программных) траекторий по всем управляемым координатам. Возможный подход к разрешению проблемы неполной управляемости системы (5) — сформировать старшие координаты  $\{x, y, z\}$  (для которых формируются оптимальные траектории управления) и младшие

управляемые координаты  $\{\theta, \psi, \phi\}$  (управляемые ПИД-регуляторами) [9, 10]. Предлагаемое разделение переменных допустимо при выполнении заданных функциональных задач мониторинга водных акваторий, которые предполагают точную стабилизацию по высоте и горизонтальным координатам, при этом угловая ориентация квадрокоптера является вспомогательной задачей, обеспечивающей выполнение поступательной ориентации. При этом уравнения баланса сил, моментов и их производных формируются только для поступательных скоростей квадрокоптера, а необходимая первичная информация об угловой ориентации будет поступать в текущем режиме из системы управления ПИД-регуляторами.

Для обеспечения движения квадрокоптера на представленных отрезках траектории стабилизации, используя дифференциальное преобразование векторно-матричного уравнения (5) с учетом вышепринятых допущений для условий, например, второй и третьей нулевой производной вектора координат  $\bar{\mathbf{X}} = (v_x \ v_y \ v_z)^T$ , формируем соответствующие уравнения баланса сил и моментов, а также их производных:

- для отрезка траектории с выполнением условия  $\ddot{\bar{\mathbf{X}}}(t) = 0$ :

$$\mathbf{A}_X \dot{\bar{\mathbf{X}}}(t) + \dot{\mathbf{A}}_X \bar{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}_X \dot{\mathbf{U}}(t) + \dot{\mathbf{B}}_X \mathbf{U}(t) = 0;$$

- для условия  $\ddot{\bar{\mathbf{X}}}(t) = 0$ :

$$\mathbf{A}_X \ddot{\bar{\mathbf{X}}}(t) + 2\dot{\mathbf{A}}_X \dot{\bar{\mathbf{X}}}(t) + \ddot{\mathbf{A}}_X \bar{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}_X \ddot{\mathbf{U}}(t) + \dot{\mathbf{B}}_X \dot{\mathbf{U}}(t) + \ddot{\mathbf{B}}_X \mathbf{U}(t) = 0. \quad (7)$$

Векторно-матричные преобразования уравнений (7) позволяют записать их в форме, которая определяет вектор управлений и обеспечивает движение квадрокоптера на оптимальных траекториях, соответственно для условий второй и третьей нулевой производной вектора координат:

$$\begin{aligned} \mathbf{B}_X \dot{\mathbf{U}}(t) + (\mathbf{A}_X \mathbf{B}_X + \dot{\mathbf{B}}_X) \mathbf{U}(t) &= -(\mathbf{A}_X^2 + \dot{\mathbf{A}}_X) \bar{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{A}_X \mathbf{g}, ; \\ \mathbf{B}_X \ddot{\mathbf{U}}(t) + (\mathbf{A}_X \mathbf{B}_X + 2\dot{\mathbf{B}}_X) \dot{\mathbf{U}}(t) + (\mathbf{A}_X^2 \mathbf{B}_X + 2\dot{\mathbf{A}}_X \mathbf{B}_X + \mathbf{A}_X \dot{\mathbf{B}}_X + \ddot{\mathbf{B}}_X) \mathbf{U}(t) &= \\ &= -(\mathbf{A}_X^3 + 2\dot{\mathbf{A}}_X \mathbf{A}_X + \mathbf{A}_X \dot{\mathbf{A}}_X + \ddot{\mathbf{A}}_X) \bar{\mathbf{X}}(t) + (\mathbf{A}_X^2 + 2\dot{\mathbf{A}}_X) \mathbf{g}. \end{aligned} \quad (8)$$

Моменты переключения управляющих функций (8) определяют статические точки, для которых конечные значения переменных состояния для  $i$ -го отрезка траектории являются, совместно с новым значением высшей производной координаты, начальными значениями для  $(i+1)$ -го отрезка траектории.

Необходимые начальные значения управляющих функций, которые обеспечивают движение квадрокоптера на соответствующем участке траектории, получаем из следующих алгебраических выражений:

$$\begin{aligned} \mathbf{U}(t_i^s) &= \mathbf{B}_X^{-1} [\dot{\bar{\mathbf{X}}}(t_i^s) - \mathbf{A}_X \bar{\mathbf{X}}(t_i^s) + \mathbf{g}], \\ \dot{\mathbf{U}}(t_i^s) &= \mathbf{B}_X^{-1} [\ddot{\bar{\mathbf{X}}}(t_i^s) - \mathbf{A}_X \dot{\bar{\mathbf{X}}}(t_i^s) - \dot{\mathbf{A}}_X \bar{\mathbf{X}}(t_i^s) - \dot{\mathbf{B}}_X \mathbf{U}(t_i^s)]. \end{aligned} \quad (9)$$

### Синтез робастного корректирующего контура

Решение проблемы управления квадрокоптером в условиях неопределенности информации о ветровом воздействии основано на использовании системы с переменной структурой, которая формирует оптимальную эталонную модель движения квадрокоптера. Сигнал оптимальной системы управления суммируется с сигналом робастного контура, формируемого на основе рассогласования выходного сигнала оптимальной модели с выходным сигналом физического квадрокоптера, и поступает на движители квадрокоптера.

Предложенный подход для допустимого упрощения синтеза робастного управления включает линеаризацию уравнений динамики в окрестностях номинальных значений параметров, что позволяет применить принцип суперпозиции для анализа ошибок управления. Оптимальное управление и заданные траектории квадрокоптера формируются, как и описано выше, с учетом нелинейности модели, а невязку, возникающую вследствие применения линеаризации, можно отнести к дополнительной неопределенности, которая компенсируется робастным контуром управления [8].

Таким образом, уравнение физического квадрокоптера (5), с учетом ветрового воздействия и использования робастного контура, принимает форму

$$\dot{\bar{\mathbf{X}}}(t) = \mathbf{A}^* \bar{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}^* [\mathbf{U}_m(t) + \mathbf{U}_r(t)] + \mathbf{C}\mathbf{f}(t) - \mathbf{g}, \quad (10)$$

где  $\mathbf{A}^*$ ,  $\mathbf{B}^*$  — матрицы линеаризованных коэффициентов;  $\mathbf{U}_m(t)$ ,  $\mathbf{U}_r(t)$  — вектор оптимального и робастного управления.

Уравнение (5) для оптимальной модели квадрокоптера запишем в виде

$$\dot{\bar{\mathbf{X}}}_m(t) = \mathbf{A}^* \bar{\mathbf{X}}_m(t) + \mathbf{B}^* \mathbf{U}_m(t) - \mathbf{g}. \quad (11)$$

Для определения сигнала управления, используя выражения (10) и (11), приближенное выражение для вектора ошибок управления может быть записано в форме

$$\dot{\mathbf{E}}(t) \approx \mathbf{A}^* \mathbf{E}(t) - \mathbf{B}^* \mathbf{U}_r(t). \quad (12)$$

Используя уравнения (2) и (12), получаем зависимость для вектора управления робастной коррекции

$$\mathbf{B}^* \dot{\mathbf{U}}_r(t) + (\mathbf{G}_1 + \mathbf{A}^*) \mathbf{B}^* \mathbf{U}_r(t) = [(\mathbf{A}^*)^2 + \mathbf{G}_1 \mathbf{A}^* + \mathbf{G}_2] \mathbf{E}(t). \quad (13)$$

С учетом линейности уравнений (10, 11) выражение (13) для передаточной функции  $\bar{\mathbf{W}}_r(p)$  примет вид

$$\mathbf{U}_r(p) = [\mathbf{B}^* p + (\mathbf{G}_1 + \mathbf{A}^*) \mathbf{B}^*]^{-1} [(\mathbf{A}^*)^2 + \mathbf{G}_1 \mathbf{A}^* + \mathbf{G}_2] \mathbf{E}(p) = \bar{\mathbf{W}}_r(p) \mathbf{E}(p). \quad (14)$$

### Модельный пример

Функциональная задача визуального мониторинга морского трафика определяет высокоточную стабилизацию квадрокоптера в горизонтальной плоскости, движение по заданной траектории с последующей «мягкой» посадкой. Младшие управляемые координаты углов рыскания  $\varphi$ , крена  $\psi$  и тангажа  $\theta$  управляются тремя оптимизированными ПИД-регуляторами. Траектории относительно старших координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  формируются для условия третьей нулевой производной вектора координат. Для заданной траектории стабилизации квадрокоптера определены моменты переключения управляющих функций  $T_1$ ,  $T_2$ ,  $T$ .

Структурная схема робастно-оптимальной системы управления квадрокоптером (рис. 2) включает блоки: CAVCU — блок формирования заданных значений углов ориентации квадрокоптера, CSFU — блок формирования корректирующего сигнала робастного контура, SCU — блок переключения управляющих воздействий, SW — переключающий ключ;  $\bar{\mathbf{W}}_r$  — передаточная функция (14);  $\eta(t)$  — параметрический шум). Физическая и эталонная модели заданы с условием рассогласования в пределах  $\pm 15\%$ . Воздействие ветра формировалось кусочно-постоянной составляющей (среднечасовая скорость ветра  $V_w = 10$  м/с) и высокочастотной компонентой, сформированной «белым шумом» заданной интенсивности.

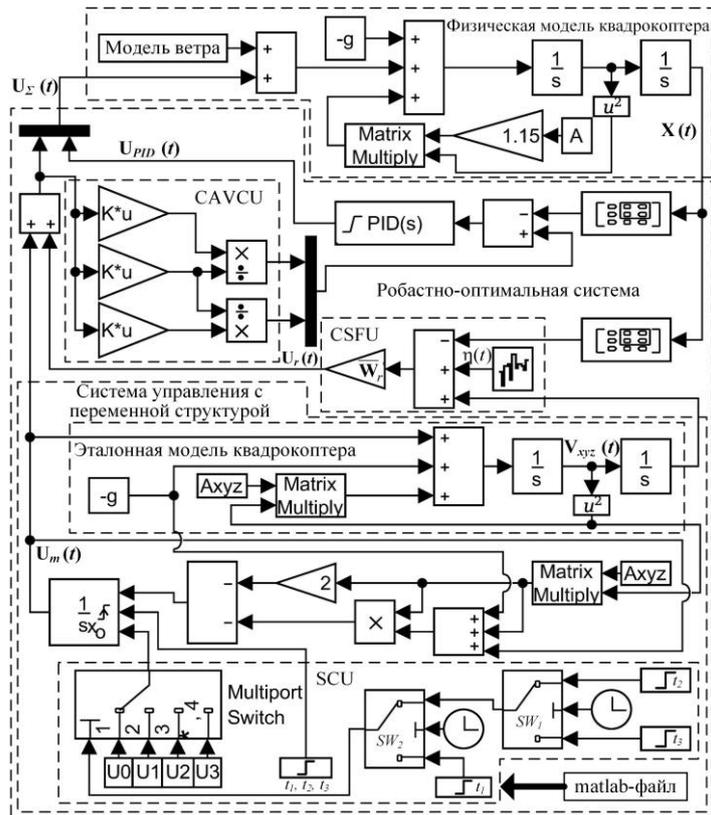


Рис. 2

Результаты моделирования движения по заданной траектории квадрокоптера (рис. 3–5: графики ошибок и скоростей для старших координат, а также младших координат угловой ориентации соответственно) демонстрируют достаточно малые значения ошибок управления (менее 1 %).

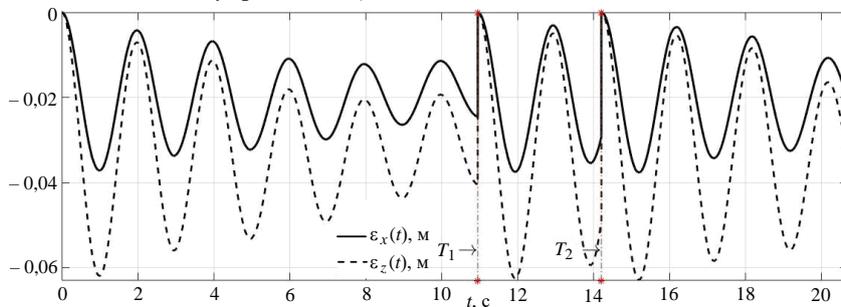


Рис. 3

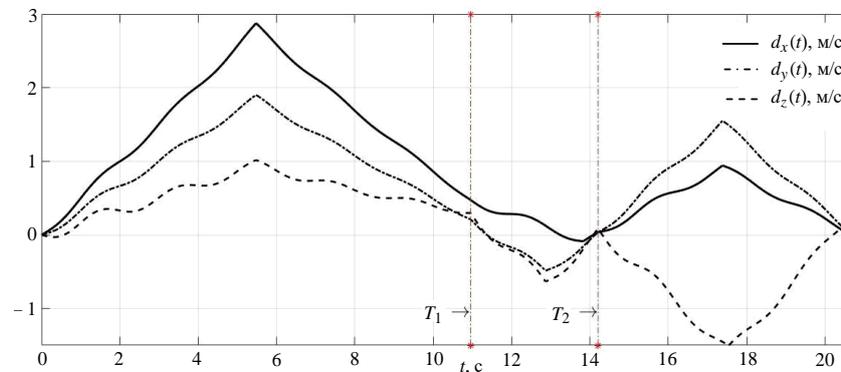


Рис. 4

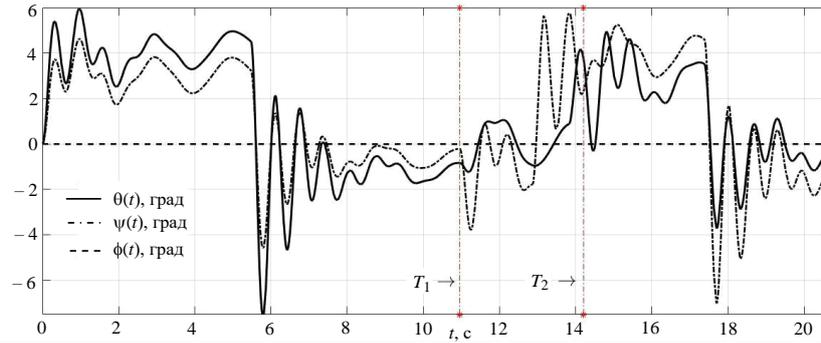


Рис. 5

Для сравнительного анализа проведено сравнение точности управления и расхода энергии для рассматриваемой системы управления с оптимизацией траектории трех старших координат движения и трех ПИД-регуляторов (рис. 6, 7; графики старших координат и управления соответственно, изображенные с индексом  $xyz$ ), и системы [10] с оптимизацией по двум старшим координатам  $x, y$  и блоком из четырех ПИД-регуляторов для остальных четырех координат (графики, изображенные с индексом  $xy$ ). Результаты моделирования демонстрируют снижение расхода энергии (значения даны в условных единицах) управления для предложенной системы управления.

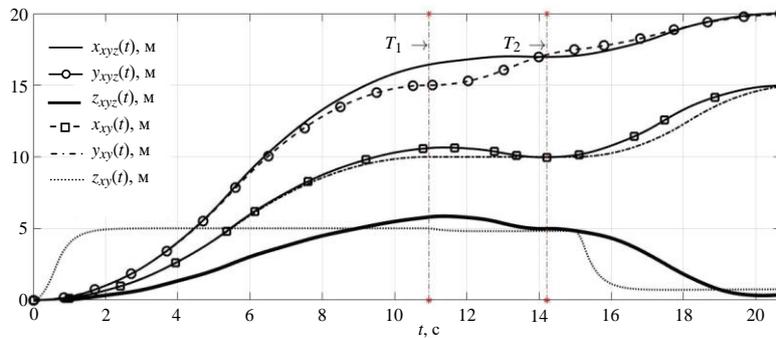


Рис. 6

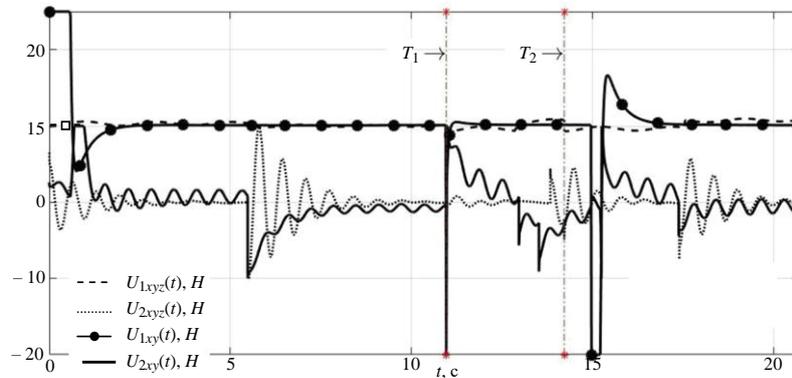


Рис. 7

### Заключение

Процедура синтеза системы управления квадрокоптером на основе систем с переменными структурами обратных связей позволяет решить проблему оптимизации траекторий стабилизации для прямых условий оптимальности движения и нелинейных моделей квадрокоптера шестого порядка. В условиях неполной информации о параметрах модели квадрокоптера и воздействия окружающей воздушной среды сформирован робастный контур управления, который реагирует на отклонение текущей траектории квадрокоптера от оптимальной траектории и минимизирует ошибки управления, возникающие в процессе движения по оптимальной траектории. Резуль-

таты имитационного моделирования процесса стабилизации квадрокоптера демонстрируют обеспечение достаточного уровня инвариантности к внешнему неконтролируемому возмущению и параметрическим шумам измерительной системы при минимальных значениях ошибок и расхода энергии управления. Предложенный подход применим для широкого класса подвижных объектов и позволяет синтезировать эффективные системы управления высокой точности.

*В.Л. Тимченко, Д.О. Лебедев*

## ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЦЕСІВ РОБАСТНОГО КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ДЛЯ МОНІТОРИНГУ МОРСЬКИХ АКВАТОРІЙ

Запропоновано синтез робастно-оптимальної системи керування для багатовимірної нелінійної моделі квадрокоптера, що базується на оптимізації траєкторій руху. З урахуванням неповної априорної інформації про зовнішнє середовище синтезовано робастний контур керування на основі вимірювання вихідних координат фізичного квадрокоптера з додатковим використанням сигналів, сформованих оптимальною (етапною) системою керування змінної структури. Наведені результати імітаційного моделювання демонструють мінімальні значення похибок керування та витрат енергії.

**Ключові слова:** робастне управління, оптимізація, квадрокоптер, моніторинг, змінна структура.

*V.L. Timchenko, D.O. Lebediev*

## OPTIMIZATION OF PROCESSES OF ROBUST CONTROL OF QUADROCOPTER FOR MONITORING OF SEA WATERS

Based on optimization of motion trajectories, the synthesis of robust-optimal control system for the multidimensional nonlinear model of quadrocopter is considered. Taking into account a priori incomplete information about environment, the robust control loop based on measurement of output coordinats of physical quadrocopter is synthesized. Reference model for the robust control is formed as optimal system with variable structure of feedbacks. The given results of simulation demonstrate minimal values of control errors and energy expenses.

**Keywords:** robust control, optimization, quadrocopter, monitoring, variable structure.

1. Kuntsevich V.M. Synthesis of Robust Optimal Adaptive Control Systems for Nonstationary Objects under Bounded Disturbances. *Journal of Automation and Information Sciences*. 2004, Vol. 36, N 3. P. 14–24. doi 10.1615/JAutomatInfScien.v36.i3.20.
2. Horowitz I. Survey of quantitative feedback theory (QFT). *International Journal of Robust and Non-Linear Control*. 2001. **11**, N 10. P. 887–921. doi 10.1002/rnc.637.
3. Altug E., Ostrowski J.P., Taylor C.J. Control of a quadrotor helicopter using dual cameravisual feedback. *The International Journal of Robotics Research*. 2005. **24**, N 5. P. 329–341. doi 10.1177/0278364905053804.
4. Пыркин А.А., Мальцева Т.А., Лабадин Д.В., Суров М.О., Бобцов А.А. Синтез систем управления квадрокоптером с использованием упрощенной математической модели. *Известия ВУЗов. Приборостроение*. 2013. **56**, № 4. С. 47–51.
5. Leira F.S., Johansen T.A., Fossen T.I. Automatic detection, classification and tracking of objects in the ocean surface from UAVs using a thermal camera. *Proceeding of Aerospace Conf*. 2015, P. 1–10. doi 10.1109/AERO.2015.7119238.
6. Larin V.B., Tunik A.A. Synthesis of the quad-rotor flight control system. *Proceeding of IEEE 4th International Conference «Methods and Systems of Navigation and Motion Control»*. Ukraine, K. 2016. С. 12–17. doi 10.1109/MSNMC.2016.7783095.
7. Andreev M.A., Miller B., Miller B.M., Stepanyan K.V. Path planning for unmanned aerial vehicle under complicated conditions and hazards. *International Journal of Computer and Systems Sciences*. 2012. **51**, № 2. P. 328–338. doi 10.1134/S1064230712010030.
8. Timchenko V.L., Ukhin O.A., Lebedev D.O. Optimization of non linear systems of variable structure for control of marine moving vehicles. *Ibid*. 2017. **49**, N 7. P. 33–47. doi 10.1615/JAutomatInfScien.v49.i7.30.
9. Timchenko V.L., Lebedev D.O., Kuklina K.A., Timchenko I.V. Robust-optimal control system of quadrocopter for maritime traffic's monitoring. *Proceeding of IEEE 4th International Conference «Actual Problems Of Unmanned Aerial Vehicles Development»*. K. 2017, P. 192–196. doi 10.1109/APUAVD.2017.8308807.
10. Timchenko V.L., Lebedev D.O. Optimization of stabilization processes of quadrocopter for maritime traffic's monitoring. *Electronics and Control Systems*. K. 2017. **3**, N 53. P. 32–38. doi 10.18372/1990-5548.53.12140.

*Получено 02.07.2018*