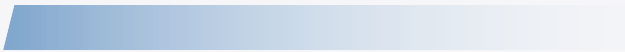
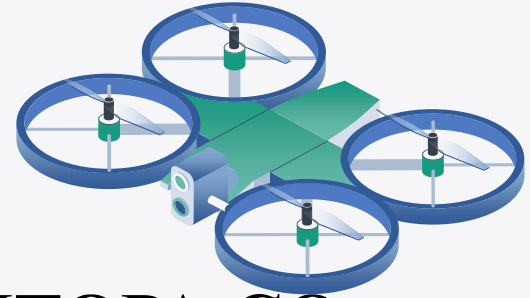
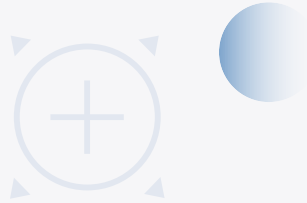


---

**Тема: ИССЛЕДОВАНИЕ РЕГУЛЯТОРА СО  
СКОЛЬЗЯЩИМ РЕЖИМОМ В УПРАВЛЕНИИ  
КВАДРОКОПТЕРОМ ПРИ МАЛООБРОТОМ  
ВРАЩЕНИИ**

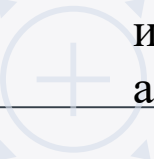
---





# Актуальность

Современные методы мониторинга энергетических объектов требуют повышения оперативности, безопасности и точности обследований состояния линий электропередачи, ТЭС, градирен и ветроустановок при снижении затрат и рисков для персонала. Традиционные средства (стационарные датчики, инспекции, пилотируемая авиация) ограничены по доступности, стоимости и скорости. Квадрокоптеры перспективны для таких задач, но ограничения батареи, вынуждают работать в малооборотном режиме: это снижает энергопотребление, но повышает влияние вибраций, шумов и риск потери устойчивости. Исследование регулятора со скользящим режимом для управления квадрокоптером при низких оборотах актуально, поскольку данный регулятор обеспечивает робастность к возмущениям и неопределённостям. Особое значение имеет разработка методов подавления дрожания и интеграция с алгоритмами оценки состояния для безопасного и точного мониторинга.



---

# Цель работы



Разработать и исследовать регулятор со скользящим режимом для управления квадрокоптером в малооборотном режиме вращения



# Задачи работы

01

Разработка структурная схема для применения регулятора с скользящем режимом

02

Построение фильтра Калмана, учитывающий влияние вариационной (AC) и постоянной (DC) составляющих управляющего сигнала на оценку состояния.

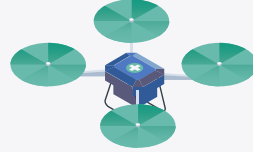
03

Проведение моделирования предложенного подхода и экспериментальная проверка полученных результатов

04

Приведён сравнительный анализ с другим регулятором

## Построение математической модели скользящего режима



**Теория скользящего режима:** записанная математическую модель второго порядка

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t), \\ \dot{x}_2(t) = h(x, t) + g(x, t)u(t) \end{cases}$$

Траектория скользящего движения объекта будет соответствовать уравнению

$$s(x, t) = \lambda \cdot x_1(t) + x_2(t).$$

где  $\lambda > 0$

Производная  $s$  удовлетворяет уравнению:

$$\begin{aligned} \dot{s}(x, t) &= \lambda \cdot \dot{x}_1(t) + \dot{x}_2(t) \\ &= \lambda x_2(t) + h(x, t) + g(x, t)u(t) \end{aligned}$$

При этом, выполняются условие притяжения к траектории скольжения:

$$\left| \frac{\lambda \cdot x_2(t) + h(x, t)}{g(x, t)} \right| \leq k_1,$$

С ограничением  $k > k_1$  гарантирует приближение фазовой траектории объекта к траектории скольжения, на которой выполняется равенство

$$\dot{x}_1(t) = -\lambda \cdot x_1(t).$$

Закон управления  $u(t)$  состоит из двух частей: непрерывной части  $u_{eq}(t)$  и прерывистой части  $u_D(t)$ , то есть:

$$u(t) = u_{eq}(t) + u_D(t)$$

Для анализа устойчивости обычно выбирается функция Ляпунова

Переключающийся сигнал управления имеет вид

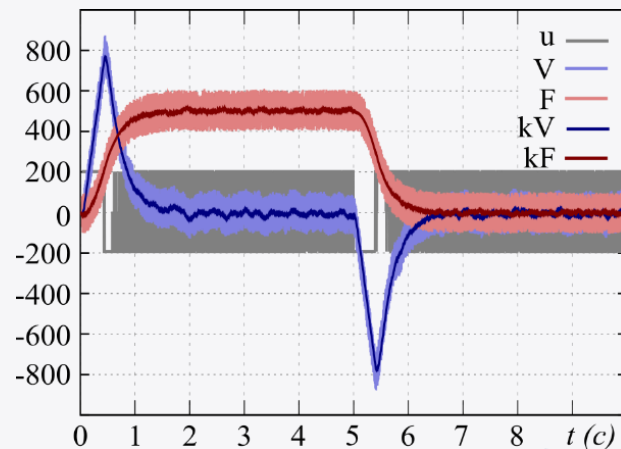
$$u_D(t) = -k \cdot \text{sign}(s(t))$$



## Построение фильтра Калмана

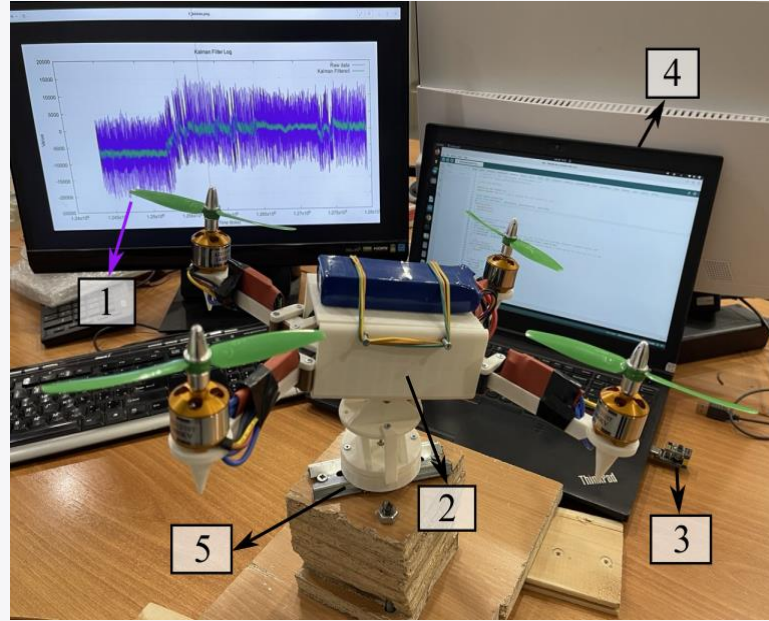
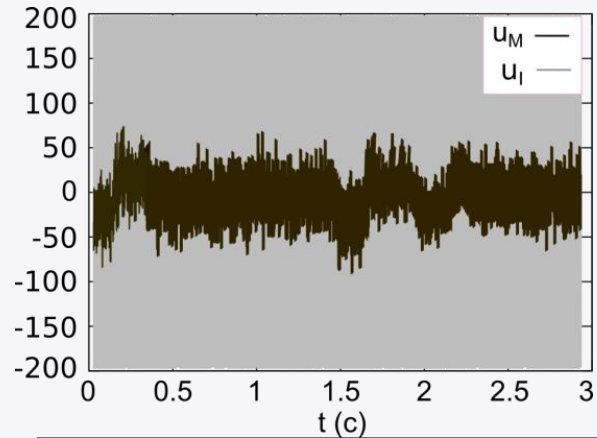
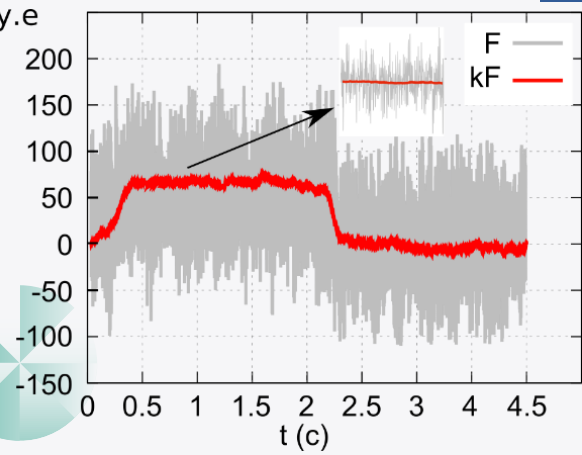
$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dt} = qK_f \\ \frac{dq}{dt} = M_q K_v \\ \frac{dM}{dt} = \frac{u_M - M}{T_M} \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{\theta_k - \theta_{k-1}}{\Delta t} = q_{k-1} K_f; \\ \frac{q_k - q_{k-1}}{\Delta t} = M_{qk-1} K_v; \\ \frac{M_{qk} - M_{qk-1}}{\Delta t} = \frac{u - M_{qk-1}}{T_M}. \end{cases} \quad (2)$$



$$x_k = \begin{bmatrix} \theta_k \\ q_k \\ M_{qk} \end{bmatrix}; x_{k-1} = \begin{bmatrix} \theta_{k-1} \\ q_{k-1} \\ M_{qk-1} \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} 1 & K_f \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & K_v \Delta t \\ 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta t}{T_M} \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\Delta t}{T_M} \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

# Проведение эксперимента



Фотография квадрокоптера



---

CSE (энергия управляющего сигнала): характеризует энергозатраты на управление, отражает мощность сигнала.

$$CSE = \sum_{i=1}^N u^2(i) \cdot T_s$$

CSA (амплитуда управляющего сигнала): усреднённая амплитуда сигнала управления, показывает средний уровень нагрузки на исполнительный механизм.

$$CSA = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |u(i)|$$

CE (усилие управления): интеграл модуля управляющего сигнала, отражает общую «силу» воздействия регулятора за время управления.

$$CE = \int_0^T |u(t)| dt$$

MSE (среднеквадратичная ошибка): среднее значение квадрата отклонения от заданной траектории, оценивает точность слежения.

$$MSE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (kF - F_{set})^2$$



Таблица сравнения качество двух регуляторов

| Критерия  | MSE | CSE     | CSA  | CE     |
|-----------|-----|---------|------|--------|
| PID-PID-I | 6.5 | 72713.6 | 26.1 | 1272.2 |
| PD-SMC-I  | 4.7 | 3639.5  | 10.3 | 236.0  |

- **MSE** уменьшилась на  $\sim 28\%$  → точность слежения улучшилась.
- **CSE** снизилась на  $\sim 95\%$  → значительное снижение энергозатрат.
- **CSA** уменьшилась на  $\sim 61\%$  → меньшая амплитуда управляющего сигнала.
- **CE** снизилось на  $\sim 82\%$  → усилие управления сильно уменьшилось.

---

# Заключение

В работе исследован регулятор со скользящим режимом (PD–SMC–I) для управления квадрокоптером при малооборотном вращении роторов. Разработанная схема управления позволила снизить амплитуду управляющего сигнала, уменьшить энергопотребление и устранить эффект chattering. Моделирование и эксперимент показали плавный переходный процесс без перерегулирования, с выходом на установившийся режим за  $\sim 1$  секунду. Сравнительный анализ по критериям MSE, CSE, CSA и CE продемонстрировал, что PD–SMC–I превосходит традиционный PID–PID–I, обеспечивая более точное и энергоэффективное управление. Таким образом, предложенный подход подтверждает свою эффективность и перспективность для квадрокоптеров при ограниченной частоте вращения роторов.

---

A hand holding a grey drone with a camera. The background is a blurred landscape with water and a blue sky. There are decorative elements: two overlapping circles (one white, one teal) in the top left, and a circular icon with a plus sign and four arrows in the top right.

**Спасибо за  
внимания !!!**