

Исследование влияния электромагнитных процессов BLDC-мотора на показания гироскопа

Х. Фам Чонг^{✉1}, А. А. Шилин¹, М. Т. Нгуен²

¹Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, ул. Усова, 7

²Российский технологический университет МИРЭА
119454, Россия, Москва, пр-т Вернадского, 78

Аннотация. Актуальность работы заключается в том, что вибрационные помехи, возникающие вследствие работы двигателей квадрокоптера, остаются одной из ключевых причин ухудшения точности и устойчивости систем управления беспилотными летательными аппаратами. Эти помехи, вызванные переключением магнитных потоков в электродвигателях, могут существенно влиять на показания датчиков, таких как гироскопы и акселерометры, что снижает общую эффективность навигации и стабилизации. Поэтому исследование свойств таких помех и их влияния на динамику квадрокоптера является важной и практически значимой задачей. **Цель данной работы** заключается в определении свойств вибрационных помех, вызванных переключением магнитных потоков в двигателях, и влияния этих помех на работу квадрокоптера. **Методы.** В работе использованы методы математического моделирования, спектрального анализа и экспериментального исследования. **Результаты.** В работе предложена модификация модели квадрокоптера, учитывающая эти помехи. Результаты моделирования и экспериментальных исследований подтверждают, что частота вибрации связана с управлением двигателей и присутствует в спектре силы тяги, что в свою очередь отражается на показаниях гироскопа и акселерометра. Подчеркивается необходимость учета вибрационных помех для качественного синтеза систем управления квадрокоптером, а также разработки новых алгоритмов, устойчивых к шумам. **Выводы.** Дальнейшие исследования могут быть направлены на оптимизацию архитектуры управления с учетом выявленных спектральных составляющих помехи, а также на разработку более эффективных фильтров, которые могли бы обеспечить высокий уровень производительности и точности при условии наличия помех.

Ключевые слова: BLDC-мотор, спектральная составляющая, помехи, математическое ожидание, квадрокоптер, дисперсия

Поступила 15.05.2025, одобрена после рецензирования 28.05.2025, принята к публикации 02.06.2025

Для цитирования. Фам Чонг Х., Шилин А. А., Нгуен М. Т. Исследование влияния электромагнитных процессов BLDC-мотора на показания гироскопа // Известия Кабардино-Балкарского научного центра РАН. 2025. Т. 27. № 3. С. 55–72. DOI: 10.35330/1991-6639-2025-27-3-55-72

MSC: 81T80; 37N35

Original article

The effect of electromagnetic processes on gyroscope readings in BLDC motors

H. Pham Trong^{✉1}, A.A. Shilin¹, M.T. Nguyen²

¹Tomsk Polytechnic University
634050, Russia, Tomsk, 7 Usova street

²MIREA – Russian Technological University
119454, Russia, Moscow, 78 Vernadsky avenue

Abstract. The relevance of the work lies in the fact that vibration interference due to the operation of quadcopter engines remains one of the key reasons for the deterioration in accuracy and stability of drone control systems. This interference, caused by a flux switching motor, can significantly affect the accuracy of accelerometer and gyroscope readings, reducing the overall navigation and stabilisation performance. Therefore, studying the properties of such disturbances and their influence on quadcopter dynamics is an important and practical task. **The objective** of this paper is to determine vibration properties caused by flux switching motor, as well as their effect on quadcopter performance. **Methods.** The methods of mathematical modelling, spectral analysis and experimental investigations are used in this work. **Results.** This paper proposes a modification to the quadcopter model that considers these interferences. Modelling and experimental results confirm that vibration frequency is related to engine control and is present in the thrust force spectrum, which in turn is reflected in the readings from the gyroscope and accelerometer. The necessity of taking vibration noise into account for qualitative synthesis of quadcopter control systems, as well as the development of new noise-tolerant algorithms is emphasized. **Conclusions.** Further research could focus on optimising the control architecture to account for the identified spectral interference. It could also involve developing more efficient filters that could deliver high performance and accuracy when noise interference is included.

Keywords: BLDC motor, spectral component, disturbances, mathematical expectation, quadcopter, variance

Submitted 15.05.2025,

approved after reviewing 28.05.2025,

accepted for publication 02.06.2025

For citation. H. Pham Trong, Shilin A.A., Nguyen M.T The effect of electromagnetic processes on gyroscope readings in BLDC motors. *News of the Kabardino-Balkarian Scientific Center of RAS.* 2025. Vol. 27. No. 3. Pp. 55–72. DOI: 10.35330/1991-6639-2025-27-3-55-72

ВВЕДЕНИЕ

Синтез системы управления полетом квадрокоптера является сложной и интересной научной задачей с точки зрения исследования замкнутых контуров с ПИД-регулированием. Сложность реализации стабильного управления связана не только с взаимосвязанным многоконтурным управлением системами с астатизмом второго порядка, но и с проблемой учета помех в каналах измерения гироскопа. Это требует разработки эффективных методов управления в условиях помех, обеспечивающих требуемую функциональность [1]. Для обеспечения стабильного полета используются многоконтурные ПИД-регуляторы с отрицательной обратной связью. Учитывая особенности математической модели, можно достичь управления с разделенными замкнутыми контурами, что обеспечивает высокую точность в ориентации аппарата [2].

Основные входные данные для ПИД-регулятора, касающиеся ориентации квадрокоптера, формируются на основе информации, получаемой от инерциального измерительного блока (IMU), включающего как программу обработки, так и непосредственно датчик. Этот датчик способен оценивать изменения линейных ускорений и угловой скорости, а также углы наклона, используя трехосные гироскопы и акселерометры [3]. Программа обработки показаний гироскопа обычно включает фильтр Калмана, позволяющий нивелировать помехи в виде гауссовского шума.

Современные математические модели квадрокоптеров рассматривают переходной процесс (ПП), описывая их либо как гладкие, либо с добавлением гауссовского шума [4–6]. Однако данные, получаемые с высокочувствительных и бюджетных IMU, часто содержат шумы, не соответствующие нормальному распределению. В частности, шум, вызванный вибрацией двигателей, затрудняет анализ данных акселерометра, так как эти вибрации отражаются как помеха со спектральной составляющей, отличной от спектра белого шума.

Поэтому вышеуказанные модели могут оказаться менее адекватными для качественного описания реальных условий полета.

Основанием для данного исследования стала работа [7], где проведено экспериментальное исследование современных алгоритмов фильтрации, включая фильтр Калмана и комплементарный фильтр. Кроме оценок качества работы фильтров, наше внимание привлекла колебательная составляющая показаний гироскопа и акселерометра. Наблюдаемые в переходных процессах колебания (рис. 1) имеют не гауссовскую природу. Анализ нефильтрованных сигналов "Acc" и "Gyro" свидетельствует о том, что данные колебания способны существенно влиять на качество фильтрации и достоверность конечных оценок.

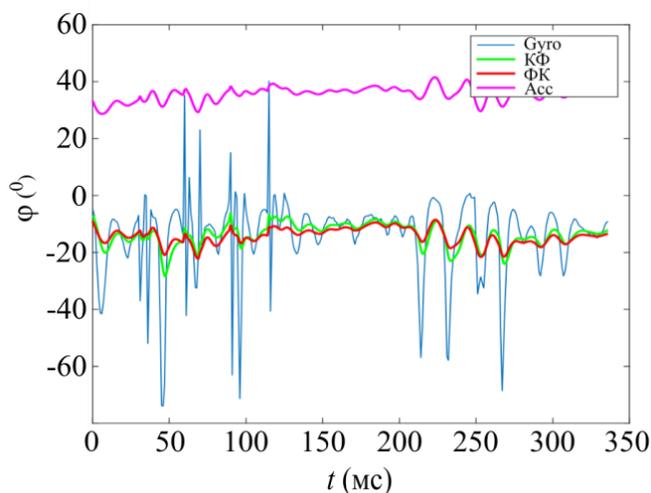


Рис. 1. Исследование колебаний в угле тангажа

Fig. 1. Study of oscillations in pitch angle

Сама природа возникновения этих периодических процессов в работе [7] не исследуется, несмотря на то, что это может быть пробелом в понимании механизмов, вызывающих такие колебания. Исследование причины колебаний, таких как механические вибрации, может объяснить изменения в динамике полета или нестабильность работы контура, что может оказаться критически важным для описания математических моделей работы квадрокоптера.

Конечно, спектральная компонента может быть связана с радиопомехами или с работой контура резонансного генератора для измерения угловой скорости на основе силы Кориолиса. К сожалению, частота собственных колебаний резонансного генератора в описании не указана. Однако попытка оценить частоту по выражению

$$f_r = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}, \quad (1)$$

где жесткость пружины (k) и массу (m) пластины датчика позволяет оценить, приняв реалистичные значения. К примеру, при $k = 500 \text{ Н/м}$ и $m = 0,001 \text{ кг}$. В этом случае частота составит 112 Гц, что вполне может быть той самой причиной колебаний на ПП. Но поскольку сама пластина имеет стабильную массу и на порядок меньше массы микросхемы (до грамма), то частота резонанса пластины должна быть значительно выше и не должна зависеть от частоты оборотов двигателя.

Целью данной работы являются исследование причин появления вибрационных помех в показаниях гироскопа и акселерометра, а также модификация математической модели квадрокоптера, которая учитывает эти периодические и вибрационные помехи, возникающие на валу двигателя. Для достижения цели следует выполнить следующие задачи:

1. Исследование ПП момента на валу BLDC-мотора с помощью модели трехфазного синхронного двигателя на постоянных магнитах с прямоугольной формой напряжений обмотки [8]. Процесс изменения момента предполагается исследовать на быстром и плавном пуске с целью обнаружения периодической составляющей.

2. Выполнение натурального эксперимента для подтверждения результатов моделирования.

3. Проведение сравнительного спектрального анализа с целью определения связи спектра с частотой оборотов.

4. Коррекция математической модели квадрокоптера с учетом влияния вибраций момента из модели BLDC-мотора, характерных для реальных полетных условий.

5. Выполнение дополнительных экспериментов исключения причин возникновения колебаний из-за радиопомех и возможного влияния резонанса при измерении силы Кориолиса.

Для определения возможного влияния радиопомех и помех по сети питания предполагается выполнение экспериментов на двух платформах: с общей и разделенной силовой и измерительной частью. Таким образом, предложенные шаги направлены на более точное и достоверное объяснение влияния вибраций BLDC-мотора на функционирование квадрокоптера.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ BLDC-МОТОРА

Математическая модель BLDC-мотора представляет трехфазную синхронную машину. Согласно исследованиям [9] и технической документации преобразователя частоты [10] принята прямоугольная форма фазных напряжений.

Математическая модель [11] представлена системой дифференциальных уравнений (ДУ), описывающей эволюцию фазных токов i_X , i_Y и i_Z , и имеет вид:

$$\begin{cases} u_X = L_S \frac{di_X}{dt} + i_X R_S + e_X, \\ u_Y = L_S \frac{di_Y}{dt} + i_Y R_S + e_Y, \\ u_Z = L_S \frac{di_Z}{dt} + i_Z R_S + e_Z, \end{cases} \quad (2)$$

где u_X , u_Y , u_Z – фазные напряжения статора, e_X , e_Y , e_Z – противо-ЭДС фаз статора, R_S – активное сопротивление фазной обмотки, L_S – индуктивность статора.

Зависимость между скоростью вращения ротора и противо-ЭДС каждой фазы статора представлена уравнениями [11]:

$$\begin{cases} e_X = K_e \omega_r F(\theta_r), \\ e_Y = K_e \omega_r F\left(\theta_r - \frac{2\pi}{3}\right), \\ e_Z = K_e \omega_r F\left(\theta_r + \frac{2\pi}{3}\right), \end{cases} \quad (3)$$

где K_e – постоянная константа ЭДС, θ_r – положение ротора, ω_r – скорость вращения ротора, F – трапецевидная форма противо-ЭДС. Она зависит от углового положения ротора двигателя согласно выражениям

$$F(\theta_r) = \begin{cases} 10 \leq \theta_r \leq \frac{2\pi}{3}, \\ 1 - \frac{6}{\pi} \left(\theta_r - \frac{2\pi}{3} \right) \frac{2\pi}{3} \leq \theta_r \leq \pi, \\ -1\pi \leq \theta_r \leq \frac{5\pi}{3}, \\ 1 + \frac{6}{\pi} \left(\theta_r - \frac{5\pi}{3} \right) \frac{5\pi}{3} \leq \theta_r \leq 2\pi. \end{cases} \quad (4)$$

Электромагнитный момент, обеспечивающий вращение, зависит от тока фаз [12] и может быть записан в виде:

$$M_E = K_f i_\Phi F(\theta_r), \quad (5)$$

где M_E и i_Φ – векторы моментов и токов, K_f – коэффициент крутящего момента. Поскольку трапецеидальная форма (4) противо-ЭДС (3) не совпадает с прямоугольной формой управляющего сигнала (2), то в выражении они не могут быть полностью компенсированы в токах i_x, i_y, i_z . Следовательно, спектральная составляющая сигнала управления в ПП момента (5) будет присутствовать.

Сумма моментов по 3 фазам определяет частоту вращения согласно механической модели турбовентиляторной машины согласно ДУ [13]:

$$M_E = B \omega_r(t) + J \frac{\omega_r(t)}{dt} + M_L, \quad (6)$$

где J – момент инерции, M_L – крутящий момент внешней нагрузки, B – коэффициент трения в подшипниках и лопастях.

Типовая математическая модель BLDC-мотора обычно не учитывает момент внешней нагрузки M_L ввиду его малой величины по сравнению с M_E . Это допущение обеспечивает возможность перехода от полных уравнений (2) и (6) к упрощенной структурной схеме.

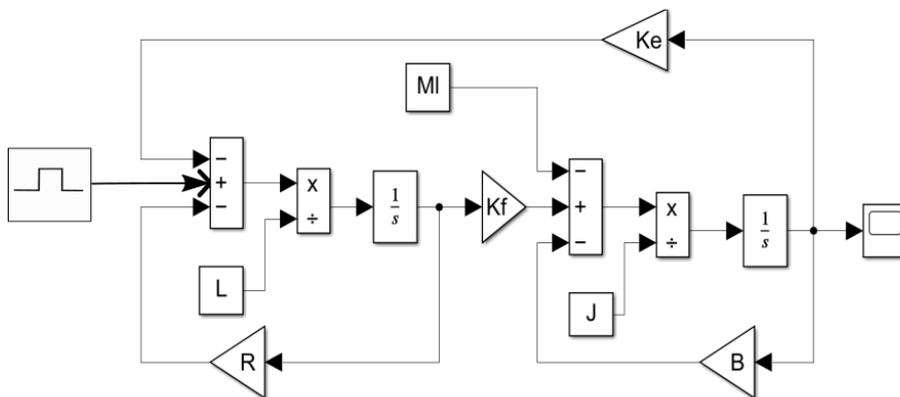


Рис. 2. Блок-схема вычисления положения ротора BLDC-мотора

Fig. 2. Block diagram of BLDC motor rotor position calculation

Из структурной схемы, как это предложено в работе [14], можно получить упрощенную передаточную функцию

$$W(s) = \frac{\omega_r(s)}{U_{PWM}(s)} = \frac{K_f}{\tau_2^2 s^2 + \tau_1 s + 1}, \quad (7)$$

где

$$\tau_1 = \frac{RJ+BL}{RB+K_f K_E}; \quad \tau_2^2 = \frac{JL}{RB+K_f K_E}. \quad (8)$$

Это ДУ описывает зависимость между управлением частотой переключения (U_{PWM}) и угловой скоростью вращения ротора (ω_r). Эти параметры приведены в работе [15].

Следует отметить, что постоянные времена достаточно малы в сравнении с периодом переключения фазных напряжений, чтобы демпфировать рывки в ПП магнитного потока. Однако в математических моделях квадрокоптеров в качестве модели двигателя с приводом применяется (7) с большими временами, значительно превышающими значения (8). Это связано с применением низкочастотных фильтров в цепи обратной связи контура управления, где спектр ПП момента нивелирован. Однако необоснованно большое превышение постоянных времени низкочастотного фильтра также значительно понижает быстродействие контуров управления.

Для исследования ПП момента на валу двигателя разработана программа на языке Python [16] для реализации более подробной математической модели турбовентиляционной машины [8]. На базе данной модели получены ПП для нескольких характерных режимов изменения скорости вращения. В ходе анализа результатов моделирования были выбраны два процесса для двигателя квадрокоптера при быстром и плавном пусках.

При моделировании быстрого пуска (рис. 3) наблюдается наличие начального смещения математического ожидания наведенных шумов относительно задающего сигнала при наборе частоты вращения. Продолжительность переходного процесса (~ 80 мс) определяется электромеханической постоянной времени двигателя (8) и приведенным моментом инерции нагрузки J .

Также был рассмотрен переходный процесс с плавным пуском, при котором частота переключения фазных напряжений плавно нарастает. На рис. 4 видно, что математическое ожидание шума как в установившемся режиме, так и в процессе нарастания скорости остается близким к нулю, что является важным условием для корректной работы фильтра Калмана.

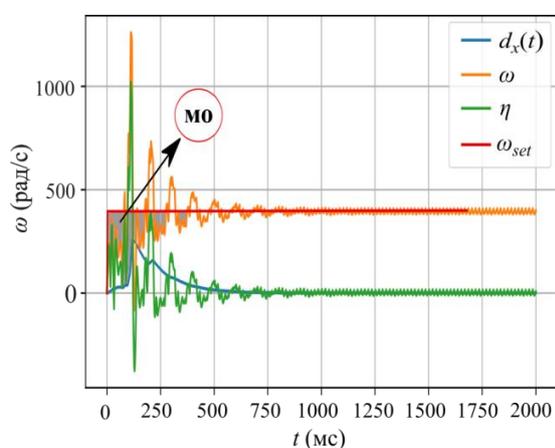


Рис. 3. Переходные процессы при быстром пуске

Fig. 3. Transient processes during fast start

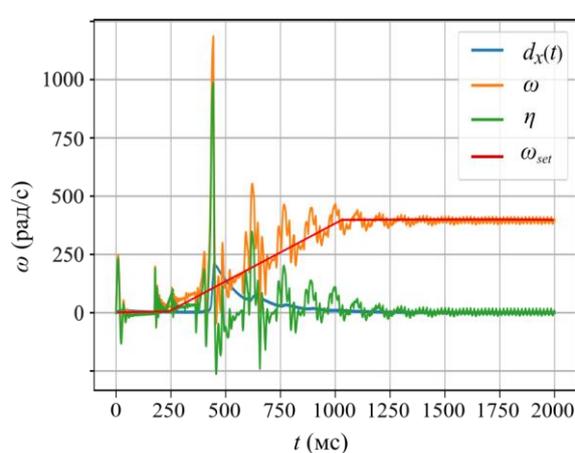


Рис. 4. Переходные процессы при плавном пуске

Fig. 4. Transient processes during soft start

Результаты моделирования для обоих случаев демонстрируют наличие двух выраженных периодических составляющих в спектре.

Первая синусоидальная компонента с увеличенной амплитудой и низкой частотой возникает при нарастании скорости и исчезает после установления потокосцепления. Вторая компонента, с меньшей амплитудой, но более высокой частотой, вызывает чувствительные рывки значения частоты и сохраняется даже при стабилизации системы. Эти составляющие спектра можно записать следующим образом:

$$\Delta = A_1 \sin(\omega_1 t + \varphi_1) + A_2 \sin(\omega_2 t + \varphi_2), \quad (9)$$

где $A_1 > A_2$, $\omega_1 \approx \omega_2/6$.

В математической модели квадрокоптера [17] из-за сложности описания работы мотора принято использовать ДУ второго порядка (7) для описания связи управляющего сигнала на входе частотного преобразователя со скоростью вращения в следующем виде:

$$\tau_s^2 \frac{d^2 \omega_r(t)}{dt^2} + 2\gamma \tau_s \frac{d\omega_r(t)}{dt} + y = K_p u_r(t). \quad (10)$$

В этом случае частота вращения не содержит периодической составляющей, которая может значительно влиять на контур управления. Если предположить связь частоты от сигнала управления с включенным спектром (9), то сигнал частоты вращения каждого двигателя в модели квадрокоптера можно представить в следующем виде:

$$\delta(t) = A_1 \sin(\omega_u n_p t) + A_2 \sin\left(\frac{\omega_u n_p}{6} t\right), \quad (11)$$

где $i \in (1, 2, 3, 4)$ – номера двигателей, n_p – количество полюсов двигателя. В этом случае полагаем, что этот спектр будет влиять на момент тяги.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КВАДРОКОПТЕРА

Обозначим $\varphi, \theta, \psi \in R$ как углы поворота крена, тангажа и рыскания соответственно, $-\pi/2 \leq \varphi \leq \pi/2$, $\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$, $-\pi \leq \psi \leq \pi$; $x, y, z \in R$ – как координаты положения квадрокоптера в земной системе координат. Нелинейная динамическая модель квадрокоптера, учитывающая внешние возмущения и неопределенности, может быть сформулирована следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{F}{m} (C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi) - \frac{K_x}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{F}{m} (S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi) - \frac{K_y}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{F}{m} (C_\phi C_\theta) - \frac{K_z}{m} \dot{z} - g \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta} \dot{\psi} - J_r \dot{\theta} \Omega + M_\phi - K_{ax} \dot{\phi}] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx}) \dot{\phi} \dot{\psi} + J_r \dot{\phi} \Omega + M_\theta - K_{ay} \dot{\theta}] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy}) \dot{\phi} \dot{\theta} + M_\psi - K_{az} \dot{\psi}], \end{array} \right. \quad (12)$$

где $C(x) = \cos(x)$, $S(x) = \sin(x)$, $T(x) = \tan(x)$, параметры $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, m, g$ в выражении (13) представлены инерционными свойствами квадрокоптера. Полная модель, включающая ПИД-регуляторы по положению, скорости и ускорению, приведена в работах [21–23], $u_i \in R$, $i = 1, 2, 3, 4$ – каналы управления. Из математической модели квадрокоптера, что скорость вращения ротора пропорциональна создаваемой подъемной силе и крутящему моменту, которые выражены системой уравнений [18–19]:

$$\begin{bmatrix} F \\ M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_F \\ \delta_\phi \\ \delta_\theta \\ \delta_\psi \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где ω_i – угловая скорость ротора, b – коэффициент тяги, l – длина руки квадрокоптера, d – коэффициент сопротивления, δ – помехи, которые предлагается включить в модель.

А моменты в свою очередь определяют ускорение по тангажу φ , крену θ , рысканию ψ , их производные и далее положения x , y , z , которые непосредственно измеряются датчиком.

На основании выражений (12) и (13) делаем вывод, что показания гироскопа напрямую зависят от крутящих моментов, тогда как данные акселерометра определяются величиной приложенной тяги. Таким образом, при включении зависимости (10) в модель во всех показаниях гироскопа должна присутствовать спектральная компонента, соответствующая графикам на рисунках 1, 3 и 4.

ЭКСПЕРИМЕНТ

Популярная реализация гироскопа MPU-6050 с чипом GY-521 позволяет измерять шесть переменных состояния из (13), что соответствует углам крена и тангажа, их производные q и r , вертикальное ускорение производной угла рыскания g . Для определения влияния радиопомех и наводок по силовым линиям собрана экспериментальная платформа, где ESC-преобразователи, микроконтроллер и средства измерения подключены к одному источнику питания. На платформе выполнена серия экспериментов на разных скоростях с установленными винтами и без них. На рис. 5, 6 показаны переходные процессы, полученные на данной платформе.

Из рисунков видно, что частота колебаний пропорциональна скорости оборотов, и в случае, когда винтов нет, амплитуда колебаний значительно меньше. Это позволяет предполагать, что колебания показаний гироскопа и акселерометра имеют механическую связь с переключением потокосцепления обмоток с постоянными магнитами мотора.

После снятия с платформы датчика, расположенного рядом с включенными двигателями, форма сигнала практически полностью соответствует ПП, достаточно подробно рассмотренным в работе [24], где помеха не имеет четко выраженных периодических сигналов. Следовательно, резонансная частота подвешенного датчика также не просматривается в показаниях гироскопа и акселерометра.

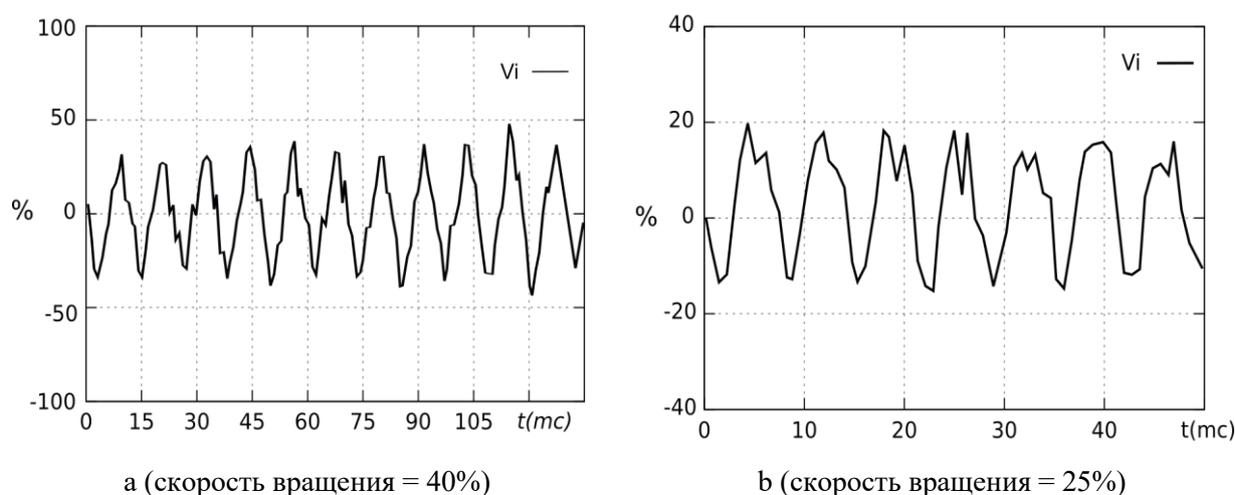


Рис. 5. Переходные процессы с винтами

Fig. 5. Transient processes with screws

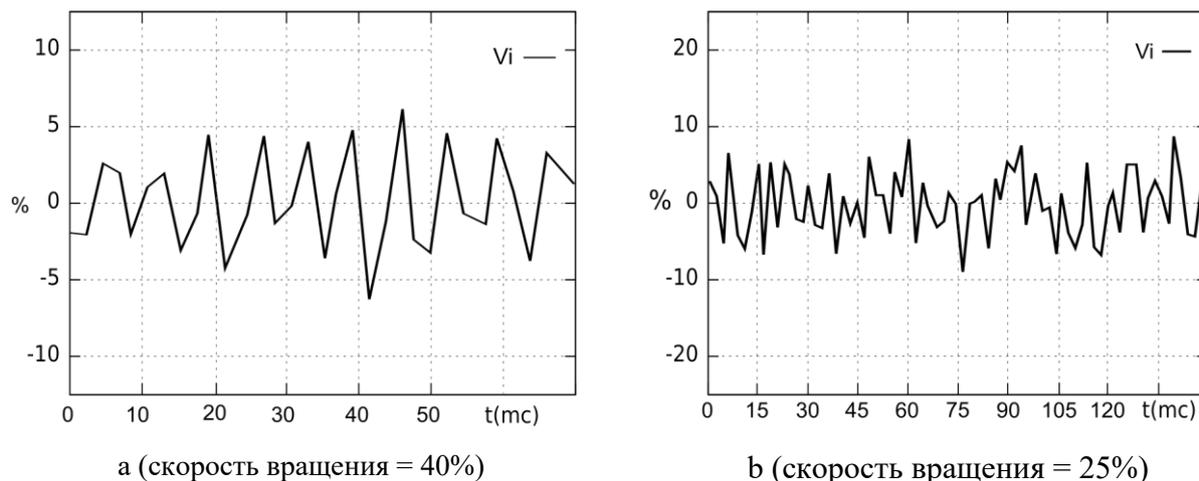


Рис. 6. Переходные процессы без винтов

Fig. 6. Transient processes without screws

Данная серия экспериментов не подтвердила явную зависимость от радиопомех и резонансных свойств датчика. Несмотря на то, что влияние наводок по шине питания также явно не выражено, дальнейшие эксперименты проводились с отдельными источниками: для питания ESC-контроллеров использовался аккумулятор, а гироскоп подключен к персональному компьютеру.

Исследование выполнялось на квадрокоптере, к которому подключена плата Arduino UNO с датчиком трехосевого гироскопа и акселерометра GY-521 (MPU-6050), поскольку штатный полетный контроллер содержит недостаточный объем оперативной памяти (20 кБ) для сохранения ПП. Внешний вид экспериментальной установки показан на рис. 7.



Рис. 7. Экспериментальные установки с датчиком, расположенным вне платформы (a), и с датчиком, установленным непосредственно на платформе (b)

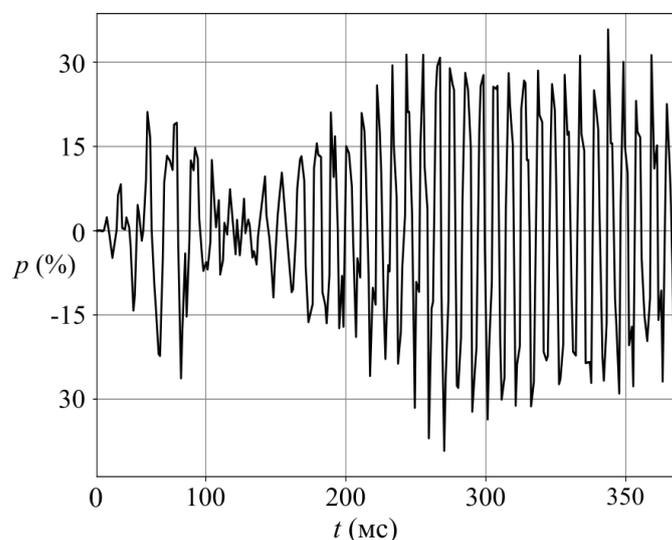
Fig. 7. Experimental setups with a sensor located outside the platform (a) and with a sensor installed directly on the platform (b)

Характеристики квадрокоптера и двигателя, используемых в эксперименте, показаны в таблице 1.

Таблица 1 / Table 1

Характеристика квадрокоптера			Характеристика BLDC-мотора		
Параметры	Значение	Единица измерения	Параметры	Значение	Единица измерения
Масса	0.8	кг	Тип	2807	
Длина рамы	0.135	м	Количество оборотов	1300KV	
I_{xx}	1.466×10^{-2}	кгм ²	Рабочее напряжение	4–6	В
I_{yy}	1.466×10^{-2}	кгм ²	Максимальная тяга	2092	г
I_{zz}	2.848×10^{-2}	кгм ²	Вес	58	г
Частоты управления	RC: 433	МГц	Тип пропеллера	7 дюймов	
Используемый датчик	IMU 6050		Размер	33.1x19.4	мм
Полетный контроллер	Betaflight F4V3S		Рабочая температура	83	С°

Переходный процесс фиксируется на персональном компьютере, где данные поступают из устройства Arduino через последовательный порт. Для обеспечения максимальной частоты дискретизации ПП по последовательному порту передавалась только одна переменная. Это позволило увеличить частоту дискретизации до 600–700 Гц. Вид ПП по осям тангажа и крена мало отличается, поэтому в статье ограничимся одной переменной – производной угла тангажа p .

Рис. 8. Переходный процесс производной по тангажу (p)Fig. 8. Transient process of the pitch derivative (p)

На рис. 8 показан фрагмент переходного процесса, из которого можно увидеть периодическую составляющую, соответствующую части спектра A_2 и ω_2 из выражения (9). Максимальная амплитуда достигает 20 % от всего диапазона измерения, что может превышать полезный сигнал в несколько раз. Наблюдается относительно медленное изменение амплитуды, что, вероятно, связано с разницей частот на четырех двигателях в виде биений.

При изменении задающей частоты на ПП ожидаемая спектральная составляющая с параметрами A_1 и ω_1 , определяемыми выражением (9), либо отсутствует, либо проявляется нечетко. Для анализа данного явления ниже исследованы сигналы p и их спектры, полученные методом преобразования Фурье на различных этапах пуска: быстрый пуск (рис. 9) и плавный пуск (рис. 10).

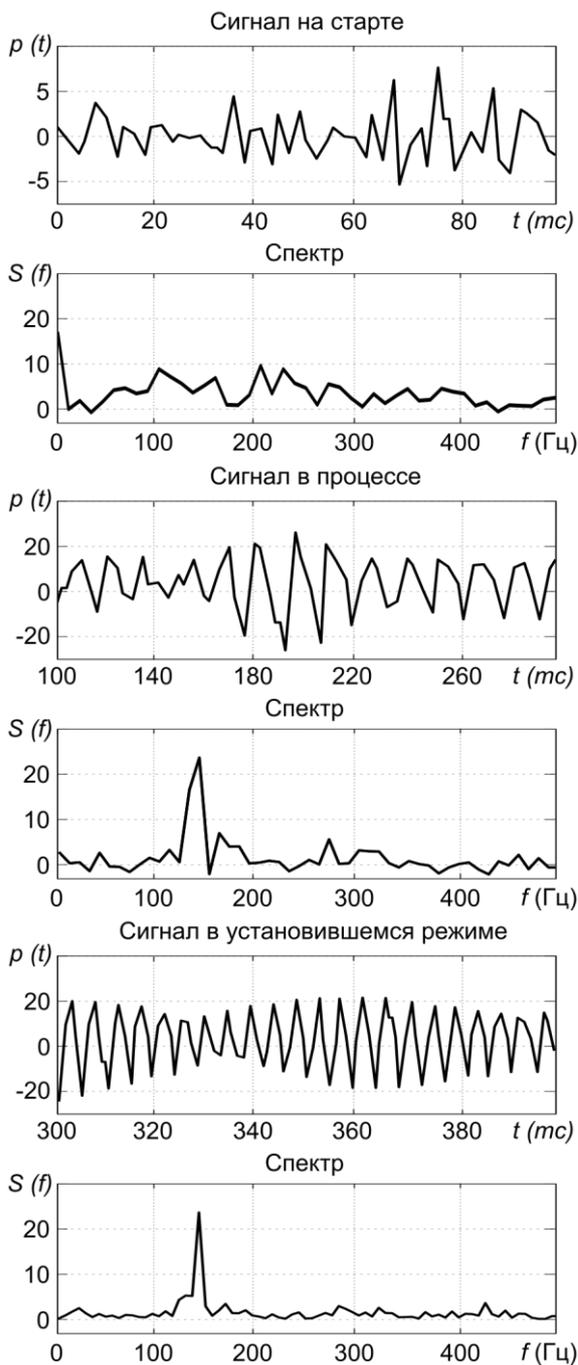


Рис. 9. Спектры по быстрому пуску

Fig. 9. Fast start spectra

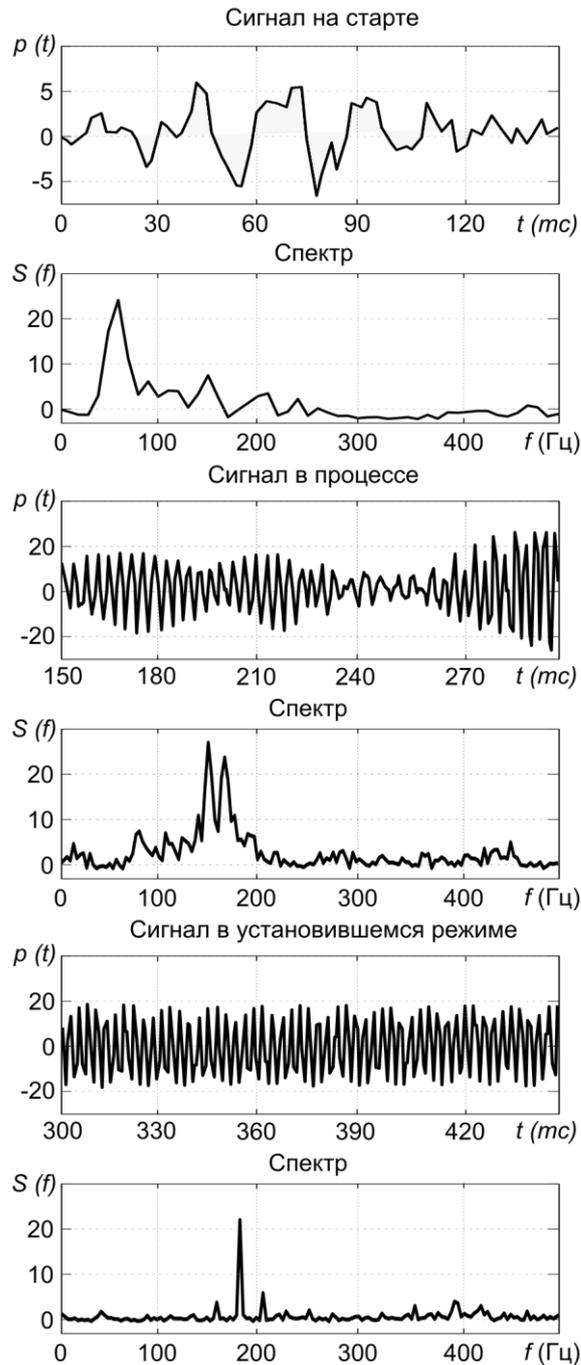


Рис. 10. Спектры по плавному пуску

Fig. 10. Soft start spectra

Связи значения сигнала управления двигателем с частотой помехи в спектре показаны в таблице 2.

Таблица 2 / Table 2

% (Мощности)	10	20	30	40	50	80	100
Гц	75	132	175	250	325	500	620

Важно отметить, что на всех этапах плавного пуска спектр присутствует, и его амплитуда достигает 20–30 % от всего диапазона измерений (рис. 8). Несмотря на то, что спектральная составляющая является значительной помехой для работы замкнутых контуров регулирования, она свидетельствует о том, что в управлении двигателем сформировано потокосцепление, и частота оборотов двигателя соответствует сигналу управления на входе частотного преобразователя ESC.

Результаты анализа демонстрируют значительную зависимость спектрального состава сигнала от режима ПП. В установившемся режиме (250–350 с) в спектре преобладает одна четко выраженная частота, соответствующая частоте переключения с амплитудой A_1 в (11). В режиме нарастания частоты (150–250 с) появляется выраженная периодическая составляющая, обусловленная переходными процессами при изменении скорости вращения. На начальном этапе запуска (0–100 с) спектр не содержит ярко выраженных доминирующих частот, поэтому в выражении A_2 незначительно. Это может быть связано либо с тем, что амплитуда полезного сигнала ниже уровня гауссовского шума, либо с наличием значительного постоянного смещения, выражающегося в высоком значении математического ожидания.

В результате обобщенная помеха (11) по каналам F может быть применена в (13) в виде выражения

$$\delta_{F,\varphi,\theta,\psi} = A_{F,\varphi,\theta,\psi} \sin\left(\frac{RPM \cdot n_p}{60} \cdot \frac{u}{100\%} \cdot 2\pi\right), \quad (14)$$

где RPM – обороты в минуту, u – сигнал управления мотора, вычислен по %.

Время нарастания частоты (300 с) более чем в три раза больше, чем на рис. 4. Это значительное несовпадение результатов моделирования и эксперимента объясняется характеристиками ESC частотного привода [10], где на программном уровне наложено ограничение на скорость изменения управляющего сигнала.

Также при плавном пуске (рис. 10) математическое ожидание, близкое к нулю, подтверждается минимальными значениями спектра в окрестности нулевой частоты, в отличие от быстрого пуска, где спектр начинается с ненулевых значений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ С УЧЕТОМ СПЕКТРАЛЬНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

На рис. 11 представлены результаты работы модели квадрокоптера в условиях отсутствия шумов для типовой задачи тестирования [17].

Качественная оценка углов их производных позволяет настроить контуры управления без перерегулирования с достаточно короткими временами переходного процесса. Моменты и силы тяги каждого винта имеют схожую форму ПП с частотой оборотов двигателя. Время переходного процесса по каналу рыскания составляет 2 с. По каналам крена и тангажа прямые показатели качества ПП сложно оценить, поскольку задающие значения меняются плавно. Однако если оценивать задержку между реальными углами и заданными, можно оценить время ПП от 0,4 с до 0,8 с.

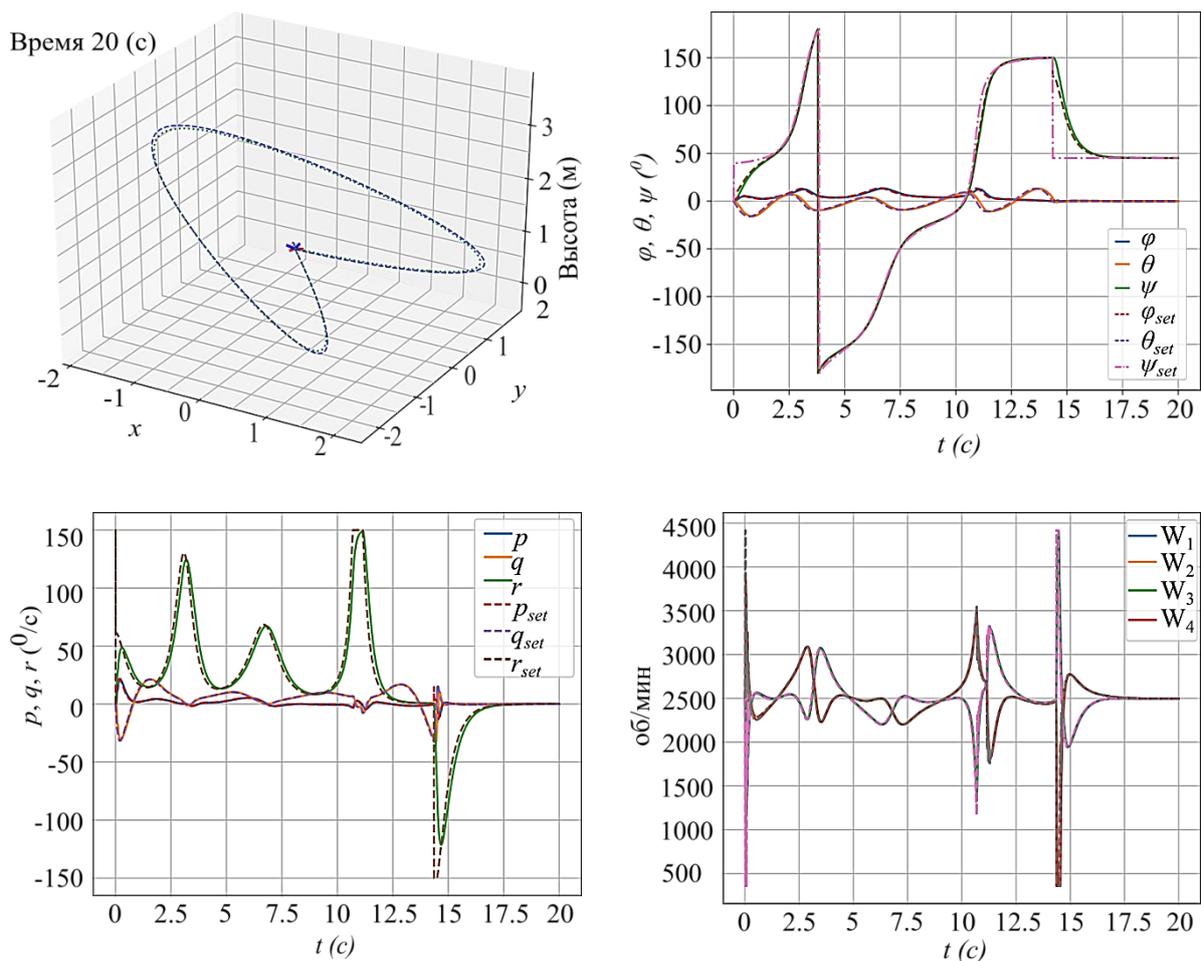


Рис. 11. Параметры полета квадрокоптера при идеальном условии

Fig. 11. Quadcopter flight parameters under ideal conditions

Результаты моделирования при включении периодической составляющей шума в математическую модель квадрокоптера представлены на рис. 12. Из результатов моделирования видно, что включение в модель периодического шума не нарушает устойчивости процесса, однако качество ПП чувствительно хуже.

В процессах момента и силы тяги спектр присутствует. Форма сигнала заданной скорости двигателя на выходе ПИД-регулятора имеет значительные колебания сигнала. Это можно объяснить тем, что при работе замкнутых контуров ПИД-регулирования форма сигналов оборотов двигателей содержит не только внесенную помеху (11), но и реакцию дифференцирующего звена регулятора. Следует отметить, что на практике такая форма задающего сигнала для частотных преобразователей неприемлема, поскольку наложено ограничение на скорость изменения сигнала управления. Это видно из оценки скорости нарастания оборотов на рисунках 9 и 10.

Анализ исходных кодов [22, 23] действующих квадрокоптеров свидетельствует, что на входе ESC-контроллеров применяется фильтр низкой частоты. Это исключает возможность резких изменений сигнала управления на частотный привод. Однако такая реализация замкнутых контуров управления значительно ухудшает их быстродействие в реальных системах.

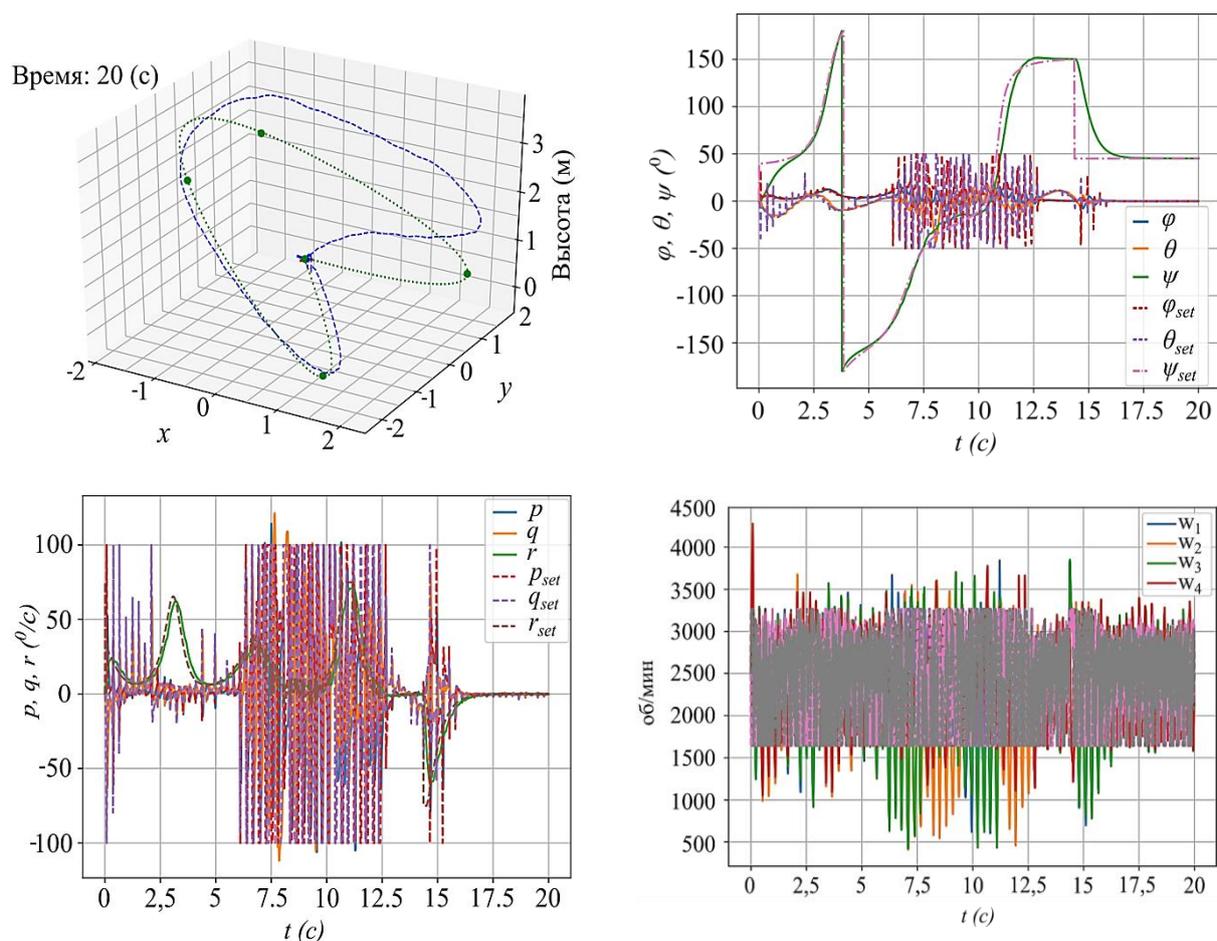


Рис. 12. Влияние шумов на все параметры квадрокоптера при полете

Fig. 12. The influence of noise on all parameters of the quadcopter during flight

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан и исследован метод влияния колебаний на работу датчика квадрокоптера. Проведенные исследования позволили сделать несколько ключевых выводов, которые могут существенно повлиять на проектирование и оптимизацию систем управления беспилотными летательными аппаратами.

Во-первых, моменты переключения в BLDC-моторах выявляются как помехи, имеющие спектральную составляющую. Это подтверждается результатами моделирования работы трехфазного синхронного двигателя, а также при анализе спектра измеренного сигнала гироскопа на экспериментальной установке. При этом эксперименты выполнялись на двух платформах: с разделенным и общим питанием ESC-преобразователя и гироскопа.

Во-вторых, в реальных системах управления квадрокоптером время переходного процесса может быть меньше и немногим больше, чем постоянные времена (8). Однако основной проблемой реализации быстродействующих контуров может стать некачественная оценка производной ПИД-регулятора. Включение периодической части (11) в переменную составляющую моментов и сил (12) позволяет учитывать характер помехи для реализации различных фильтров и оценки качества их работы.

В-третьих, процедуру синтеза системы управления можно выполнить с применением фильтра Калмана и качественным учетом спектральной помехи от рывков в магнитном по-

токе. Предложенное изменение в математической модели квадрокоптера позволяет реализовать синтез быстродействующих контуров без чрезмерного увеличения постоянных времени (8) модели преобразователя (7). Также в процессе проведения экспериментальных исследований обнаружилось весьма важное свойство ESC-контроллеров частотного привода. При формировании частоты переключения на обмотках двигателя в ESC-контроллере наложено ограничение на скорость изменения сигнала управления: это можно найти в документации. Несмотря на то, что эта информация не является результатом научного исследования, важно отметить, что не вся дифференциальная составляющая ПИД-регулятора гарантированно влияет на работу всего контура. И этот факт нужно учитывать при синтезе замкнутых контуров.

Моделирование разработанных алгоритмов для исследования характеристик момента потокосцепления выполнено на языке Python. В той же программной среде проведено моделирование полета квадрокоптера с учетом введенной колебательной составляющей. Для экспериментальной верификации предложенного подхода проведены натурные испытания, подтвердившие наличие исследуемого эффекта.

Использование модели с учетом периодических помех при переключении потокосцепления усложняет задачу управления. Чтобы не учитывать это, в выражении (10) используются достаточно большие постоянные времени, значительно превышающие динамические способности летательного аппарата. Этот факт можно подтвердить, выполнив анализ исходных кодов [22, 23], где проблема помех в контурах управления может быть решена путем внедрения апериодических фильтров с достаточно большим временем инерции.

Однако, кроме традиционного использования фильтра, с такой моделью можно рассматривать более сложные методы управления с применением фильтров Калмана, предиктивных ПИД-регуляторов или контуров с эталонной моделью объекта.

В целом результаты работы подчеркивают необходимость комплексного подхода к разработке систем управления для квадрокоптеров, который должен учитывать не только алгоритмы управления, но и влияние аппаратных особенностей на работу датчиков. Дальнейшие исследования могут быть направлены на оптимизацию архитектуры управления с учетом выявленных спектральных составляющих, а также на разработку более эффективных фильтров, которые могли бы обеспечить высокий уровень производительности и точности при условии наличия помех.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ / REFERENCES

1. Kurak S., Migdat H. Control and estimation of a quadcopter dynamical model. *Periodicals of Engineering and Natural Sciences (PEN)*. 2018. Vol. 6. No. 1. Pp. 63–75. DOI: 10.21533/pen.v6i1.164
2. Cao N., Alan F.L. Inner–outer loop control for quadrotor UAVs with input and state constraints. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2015. Vol. 2. No. 5. Pp. 1797–1804. DOI: 10.1109/TCST.2015.2505642
3. Azfar A.Z., Hazry D. A simple approach on implementing IMU sensor fusion in PID controller for stabilizing quadrotor flight control. *IEEE 7th International Colloquium on Signal Processing and its Applications*. Penang, Malaysia. 2011. Pp. 28–32. DOI: 10.1109/CSPA.2011.5759837
4. Khatoon S., Shahid M., Chaudhary H. Dynamic modeling and stabilization of quadrotor using PID controller. *International Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI)*. Delhi, India. 2014. Pp. 746–750. DOI: 10.1109/ICACCI.2014.6968383

5. Rinaldi M., Stefano P., Giorgio G. A comparative study for control of quadrotor UAVs. *Applied Sciences*. 2023. Vol. 13. No. 6. Pp. 3464. DOI: 10.3390/app13063464
6. Белов Н. В., Борис Б. Я. Построение математической модели управления высотой и углами движения БПЛА // Телекоммуникации и информационные технологии. 2018. Т. 5. № 1. С. 100–111. EDN: UROPEO
- Belov N.V., Boris B.Ya. Building a mathematical model for controlling UAV altitude and angles of motion. *Telecommunications and Information Technologies*. 2018. Vol. 5. No. 1. Pp. 100–111. EDN: UROPEO. (In Russian)
7. Oloo J.O. Design of extended kalman filter optimized fuzzy PID controller for a quadcopter in the event of one rotor failure: Dis. JKUAT-COETEC. 2021. 71 p.
8. Калачев Ю. Н. SimInTech: моделирование в электроприводе. М.: ДМК Пресс, 2022. С. 26–33.
- Kalachev Yu.N. SimInTech: modeling in electric drive. Moscow: DMK Press, 2022. Pp. 26–33. (In Russian)
9. Bahari N.B., Jidin A.B., Abdullah M.N. et al. Modeling and simulation of torque hysteresis controller for brushless DC motor drives. *IEEE Symposium on Industrial Electronics and Applications*. Bandung, Indonesia. 2012. Pp. 152–155.
10. Мясущев А. А. Программирование ESC регуляторов прошивками SimonK и BLHeli через Arduino и полетный контроллер // Электронный ресурс. 2019. URL: <https://www.researchgate.net/publication/332381105>
- Myasishchev A.A. Programming ESC controllers with SimonK and BLHeli firmware via Arduino and a flight controller. *Electronic resource*. 2019. Available at: <https://www.researchgate.net/publication/332381105>. (In Russian)
11. Yadav P.M., Gadgune S.Y. Position and speed control of brushless DC motors using sensorless techniques: A review. *International Journal of Engineering Research & Technology*. 2019. Vol. 8. No. 1. Pp. 62–69.
12. Dasari M., Reddy A.S., Kumar M.V. Modeling of a commercial BLDC motor and control using GA-ANFIS tuned PID controller. *International Conference on Innovative Research In Electrical Sciences (IICIRES)*. Nagapattinam, India. 2017. Pp. 1–6. DOI: 10.1109/IICIRES.2017.8078305
13. Yamashita R.Y., Silva L.M., Santiciolli F.M. et al. Comparison between two models of BLDC motor, simulation and data acquisition. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. 2018. Vol. 40. ID: 63. DOI: 10.1007/s40430-018-1020-0
14. Ascorti L. An application of the extended Kalman filter to the attitude control of a quadrotor: Dis. Biblioteche e Archivi. 2012. Pp. 45–49.
15. Kiruthika A., Rajan A.A., Rajalakshmi P. Mathematical modelling and speed control of a sensed brushless DC motor using intelligent controller. *IEEE International Conference ON Emerging Trends in Computing, Communication and Nanotechnology (ICECCN)*. Tirunelveli, India. 2013. Pp. 211–216. DOI: 10.1109/ICE-CCN.2013.6528495
16. Hai P.T. Research data for this article. URL: https://github.com/tronghai180598/1_articles (accessed: 30.05.2025).
17. John B. Quadcopter Simulation and Control. Dynamics generated with PyDy. Available at: https://github.com/bobzwick/Quadcopter_SimCon (accessed: 05.10.2024).
18. Cárdenas R.C., Morales C.A.C., Ospina J.P. et al. Mathematical modeling and identification of a quadrotor. *Computational Science and Its Applications – ICCSA 2020: 20th*

International Conference. Cagliari, Italy, July 1–4, 2020, Proceedings, Part I 20. Springer International Publishing, 2020. Pp. 261–275. DOI: 10.1007/978-3-030-58799-4_19

19. Abdelhay S., Alia Z. Modeling of a quadcopter trajectory tracking system using PID controller. *Procedia Manufacturing*. 2019. Vol. 32. Pp. 564–571. DOI: 10.1016/j.promfg.2019.02.253

20. Nguyen N.P., Ming N.X., Thanh H.I.N.N. et al. Adaptive sliding mode control for attitude and altitude system of a quadcopter UAV via neural network. *IEEE Access*. 2021. Vol. 9. Pp. 40076–40085. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3064883

21. Hoffmann F., Niklas G., Torsten B. Attitude estimation and control of a quadcopter. *IEEE / RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. 2010. P. 10721077. DOI: 10.1109/IROS.2010.5649111

22. Калачев О. Как я разработал квадрокоптер на ESP32 с нуля // Хабр. URL: <https://github.com/okalachev/flix>

Kalachev O. How I developed a quadcopter on ESP32 from scratch, Khabr. Available at: <https://github.com/okalachev/flix>. (In Russian)

23. Open Source Autopilot For Drone Developers // PX4. URL: <https://github.com/px4/p4-autopilot/> (accessed: 25.06.2024).

24. Жмудь В. А., Кузнецов К. А., Кондратьев Н. О. и др. Акселерометр и гироскоп MPU6050: первое включение на STM32 и исследование показаний в статике // Автоматика и программная инженерия. 2018. № 3(25). Pp. 9–22. EDN: YALYRF

Zhmud V.A., Kuznetsov K.A., Kondratyev N.O. et al. Accelerometer and gyroscope MPU6050: first inclusion on STM32 and study of readings in statics. *Avtomatizatsiya i programmaya inzheneriya* [Automation and software engineering]. 2018. Vol. 3. No. 25. Pp. 9–22. EDN: YALYRF. (In Russian)

Вклад авторов: все авторы сделали эквивалентный вклад в подготовку публикации. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article. The authors declare no conflicts of interests.

Финансирование. Исследование проведено без спонсорской поддержки.

Funding. The study was performed with no external funding.

Информация об авторах

Хай Фам Чонг, аспирант отделения электроэнергетики инженерной школы энергетики, Томский политехнический университет;

634050, Россия, г. Томск, ул. Усова, 7;

tronghai180598@gmail.com; ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-6272-890X>

Шилин Александр Анатольевич, д-р техн. наук, доцент, профессор отделения электроэнергетики инженерной школы энергетики, Томский политехнический университет;

634050, Россия, г. Томск, ул. Усова, 7;

shilin@tpu.ru; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-4761-7249>, SPIN-code: 2790-9730

Нгуен Минь Тьонг, канд. техн. наук, доцент кафедры информатики, Российский технологический университет МИРЭА;

119454, Россия, Москва, пр-т Вернадского, 78;

nguen_m@mirea.ru, ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-7267-1121>, SPIN-код: 5480-9970

Information about the authors

Hai Pham Trong, Graduate student in the Electrical power Engineering Department of the School of Energy Engineering, Tomsk Polytechnic University;

634050, Russia, Tomsk, 7 Usova street;

tronghai180598@gmail.ru, ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-6272-890X>

Alexander A. Shilin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department, Electrical power Engineering Department of the School of Energy Engineering, Tomsk Polytechnic University;

634050, Russia, Tomsk, 7 Usova street;

shilin@tpu.ru; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-4761-7249>, SPIN-code: 2790-9730

Minh Tuong Nguyen, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor of the Department of Informatics, MIREA – Russian Technological University;

119454, Russia, Moscow, 78 Vernadsky avenue;

nguen_m@mirea.ru, ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-7267-1121>, SPIN-code: 5480-9970