

УДК 621.3

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771392020229073>

М. Г. Черняк¹, к.т.н., доцент, Р. В. Чорноморець², бакалавр

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕКТРИЧНОГО ШУМУ У СИСТЕМІ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

En

Currently, the problem of reducing noise in electrical equipment is important, because a noise in the system affects its components and can cause unpredictable behavior of the electrical system. This is especially important onboard of unmanned aerial vehicle (UAV), where all components are located close to each other and their noise has a significant cross-effect. Conductors passing through a noisy environment can pick up a noise and direct it to another circuits, where it creates interference. Some examples of such noise problems are: degraded accuracy characteristics of microcontroller modules (Analog-to-Digital Converters (ADC), Phase-Locked Loops (PLL) and other) due to noise on supply and reference voltages, wrong acquisition of the digital signals and interference with global

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

navigation satellite system (GNSS) or remote control system of UAV.

This article is dedicated to the research of the influence of electrical noise, which is formed by the components of the UAV control system (engines, electric motor controllers, microcontroller etc.), on the performance and noise protection of electronic components of the UAV control system.

After the research it was concluded that the main sources of electrical noise in the UAV control system are: high currents, consumed by electronic speed controllers (with motors), high-speed toggling of clock signal of SPI / I2C communication, regulation by step-down voltage regulator and internal processes inside the microcontroller due to work of flight control firmware. The waveforms of generated noises, caused by each source was measured with oscilloscope and depicted in the article.

Ru

Експериментально досліджено вплив електричних шумів, які утворюються роботою компонентів системи управління літального апарату (двигателів, електронних контролерів ходу, мікроконтролера і інших) на працездатність і шумозахищеність електронних компонентів системи управління літальним апаратом типу квадрокоптер. Створено стенд для проведення досліджень і адаптовано програмне забезпечення контролю польоту для проведення необхідних тестів.

Отримані результати дають уявлення про величину електричних шумів в системі управління БПЛА і основні джерела їх утворення.

Вступ

На даний час проблема зменшення шумів у електротехнічних засобах є суттєвою, так як шуми у системі впливають на її компоненти і можуть викликати непередбачувану поведінку електротехнічної системи [1, 2, 5]. Це є особливо важливим на борту безпілотного літального апарату (БПЛА), де всі компоненти розташовані близько один до одного і їх шуми мають суттєвий перехресний вплив. Провідники, що проходять через зашумлене середовище, може вловлювати шум та направляти його в інший ланцюг, де він створює перешкоди [3].

Найбільш ймовірними джерелами шуму у БПЛА типу квадрокоптер вважаються двигуни та електронні регулятори руху. Двигуни складаються із обмоток і потребують великих струмів, через це виникають шуми, як електричні так і електромагнітні. Електронні регулятори ходу працюють із великими електричними потужностями, що теж у свою чергу сприяє утворенню додаткових електричних шумів. Все, що вмикає або вимикає важкі струмові навантаження ліній електропередач змінного або постійного струму спричинить великі перехідні процеси у цій лінії електропередачі [2].

Постановка задачі

Метою даної статті є дослідження впливу електричних шумів, які утворені роботою компонентів системи керування літального апарату (ЛА)

(двигуни, електричні контролери двигунів, система дистанційного керування тощо), на працездатність та шумозахищеність електронних компонентів системи керування літальним апаратом.

Теоретичне обґрунтування

Електричні шуми поділяють на 3 категорії [2]:

- внутрішньо-компонентні шуми: тепловий, «1/f», імпульсний та дробовий шуми;
- шуми штучного походження: викликані двигунами, перемикачами чи передавачами;
- зовнішні (природні) шуми: сонячна активність, космічна радіація, блискавки.

Шуми першої категорії присутні незалежно від активності роботи системи, тоді як шуми другої категорії (штучні) викликані роботою системи. наприклад, постійне перемикання сигналів комунікації на цифрових шинах даних, перемикання ШІМ сигналів керування ЕРХ, зміни швидкості обертання двигунів.

Основними шумами першої категорії є наступні шуми.

1. Тепловий шум [2, 4]. Тепловий шум (або білий шум) виникає внаслідок збудження носіїв заряду (електронів або дір) в будь-якому провіднику чи напівпровіднику при температурі, вищій за абсолютний нуль. Електрична напруга такого шуму в літературі [4, 5] визначається виразом

$$V_n = \sqrt{4kTRB},$$

де: k - постійна Больцмана ($1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К); T - температура у градусах Кельвіна; R - опір [Ом]; B - ширина смуги, у якій спостерігається шум [Гц].

На рис. 1 показана залежність напруги теплового шуму від смуги пропускання та опору резистивного елемента за різних температур. У результаті симуляції теплового шуму у разі різних змінних можна помітити, що температура має незначний вплив на напругу шуму. Під час зростання температури на 40°C напруга шуму зросла лише на 6% (із 40.227 мкВ до 42.883 мкВ).

2. Шум типу $1/f$ [4, 5]. Цей шум також називають «розовим шумом», оскільки він збільшується у разі наближення до нижньої межі частотного спектру. Він залежить від геометрії, типу приладу і матеріалу напівпровідника. Через це моделювання цього шуму складне.

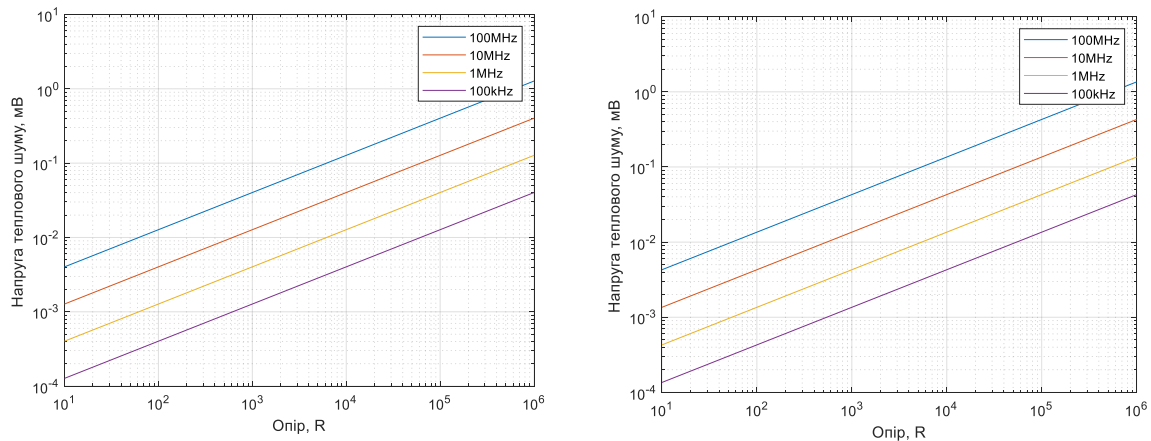


Рис. 1. Симуляція напруги шуму у разі різного опору та смугах пропускання за нормальної температури $T=20^{\circ}\text{C}$ (ліворуч) та за температури $T=60^{\circ}\text{C}$ (праворуч)

Амплітуда такого шуму у літературі [5] описується формулою

$$N_{1/f}(f) = K_f \frac{I \times A_f}{f},$$

де: I - значення струму у приладі; K_f і A_f - параметри електронного компонента, які оцінюються із його емпіричного тестування. Параметр K_f залежить від матеріалу напівпровідника. Графічна ілюстрація спектру шуму типу $1/f$ показана на рис. 2.

3. Дробовий шум [4, 5]. Дробовий шум з'являється там, де є потенціальний бар'єр, як, наприклад, у випадку p - n переходу. Із-за квантової природи потік струму у напівпровідникових приладах не є неперервним. Під час перетину бар'єра носіями заряду, дірами чи електронами генерується дробовий шум. Як і тепловий шум, він є випадковим і не залежить від частоти

$$I_{SN(RMS)} = (2eIB)^{1/2},$$

де: $e = 1,6 \times 10^{-19}$ - заряд електрона в Кулонах; I - сила струму; B - смуга пропускання вимірювання.

4. Імпульсний шум [3, 5]. Імпульсний шум – це низькочастотний шум, який, проявляється у виді різких змін струму зміщення і вихідної напруги ланцюга. Цей стрибок триває не довго, а потім струм і напруга повертаються у початкове положення. Стрибки мають випадковий характер та пропорційні квадрату частоти $1/f^2$. Якісний характер цього шуму показано на рис. 3.

Штучні шуми другої категорії складно промоделювати, їх буде проаналізовано емпіричним шляхом.

Вплив зовнішніх шумів не розглянуто через складність їх відтворення.

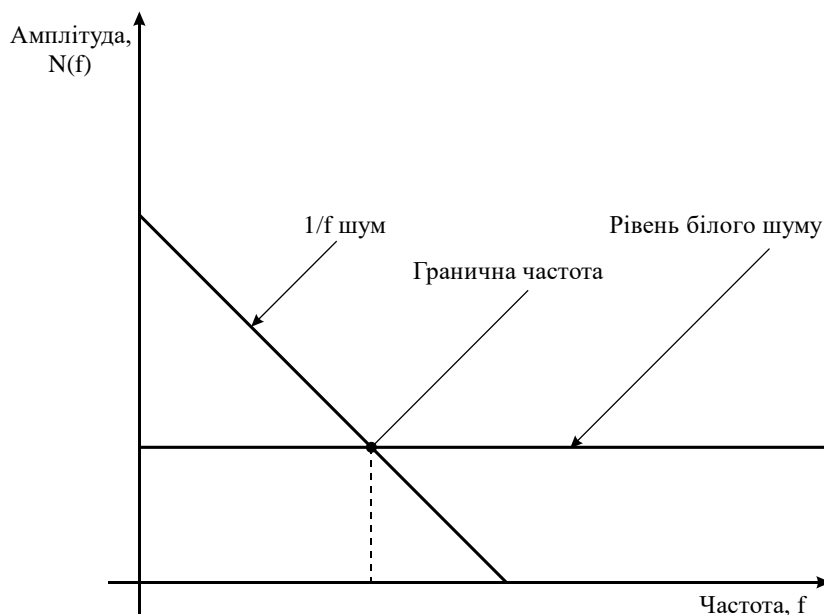
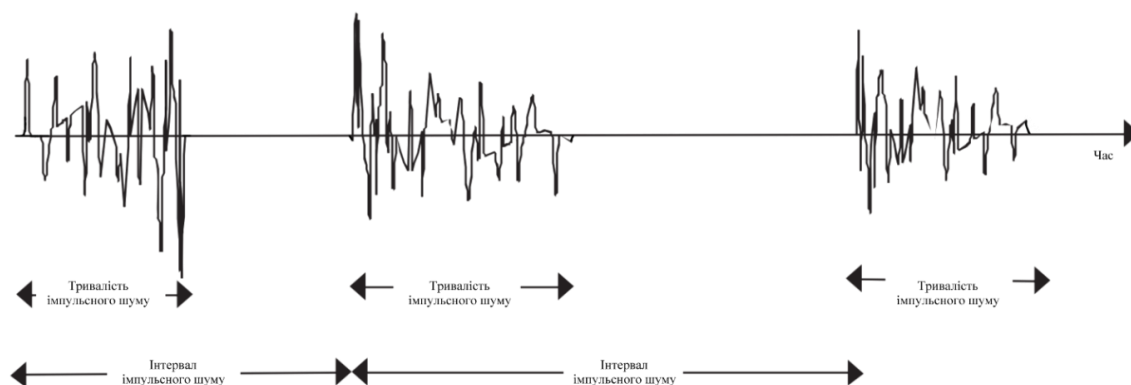
Рис. 2. Форма спектру шуму типу $1/f$ 

Рис. 3. Якісний характер імпульсного шуму

Стенд для експериментальних досліджень шуму у системі керування літальним апаратом

Система керування БПЛА типу квадрокоптер складається із наступних компонентів [7, 8]:

- контролер польоту – мікроконтролер із периферією для комунікації із датчиками та вихідними пінами для контролю тягою двигунів. Мікроконтролер має АЦП, які можна використати для вимірювання напруги живлення (акумулятора), струму живлення та рівня потужності сигналу дистанційного керування (*RSSI*). Перед початком використання у мікроконтролер записується програмне забезпечення, яке буде постійно отримувати показання із датчиків, генерувати ШІМ сигнали для керування тягою кожного із двигунів та вести моніторинг заряду акумуля-

- тора та рівня потужності сигналу дистанційного керування;
- набір датчиків – інерціальних вимірюючих модулів (*IBM*), акселерометрів, гіроскопів, барометрів, та інші. Якщо ці датчики виконані за технологією *MEMS*, вони можуть бути розпаяні на окремій друкованій платі. Комунікація із такими датчиками здійснюється за допомогою шин для передачі даних таких, як *SPI* чи *I2C*;
 - джерело живлення – акумулятор (джерело постійного струму), від якого живляться електронні регулятори ходу, та понижуючий регулятор напруги для отримання 5 В живлення для мікроконтролера та інших електронних компонентів;
 - електронні регулятори ходу (*EPX*, англ. *ESC*) – електронні пристрої, які необхідні для керування безколекторними двигунами. На вході такий пристрій отримує ШІМ сигнал із деяким параметром коефіцієнту заповнення та живлення від джерела постійного струму, а на виході 3 сигнали, зміщені по фазі на 120° відносно один одного. Електронний регулятор ходу дозволяє плавно варіювати електричну потужність, що подається на двигун;
 - двигуни – виконавчі механізми, які приводять у рух пропелери для створення тяги;
 - приймач дистанційного керування – пристрій, який приймає дистанційний сигнал і передає його мікроконтролеру.

Схема стенду для досліджень шуму у системі керування квадрокоптера зображена на рис. 4.

До складу обладнання стенду входять: рама БПЛА типу *DJI F450 FlameWheel*; акумулятор: *RC-Innovations Li-Po 75C 3S 11.1V*; двигуни: 4x *DJI 2312E (960KV)*; електронні регулятори тяги (*EPX*) типу *DJI 430 LITE ESC*; пропелери *Z-BLADE 9450*; друкована плата *ShieldBuddy* із мікроконтролером *Aurix 1G TC275*; друкована плата із датчиками включає інерціальний вимірювальний модуль типу 2x *InvenSense MPU9250*, датчик тиску (висотомір) 2x *DPS310*, понижуючий регулятор постійного струму *TLE8366 5V*; слот *SD* карти, *Bluetooth* модуль, інтегральні схеми зсуву рівня напруги між 3,3 В та 5 В для комунікації із датчиками різних рівней напруги живлення та виходи для підключення інших модулів.

На рис. 5 зображено стенд для експериментальних досліджень шумів БПЛА типу квадрокоптер.

Вимірювальне обладнання, яке використовується під час експериментальних досліджень на стенді (рис. 5) складається із: персонального комп'ютера, для комунікації із мікроконтролером та отримання доступу до його регістрів і пам'яті; високоточного осцилографа й активного пробника для вимірювань сигналів й спектрі частот до 1 ГГц; лабораторного блоку живлення.

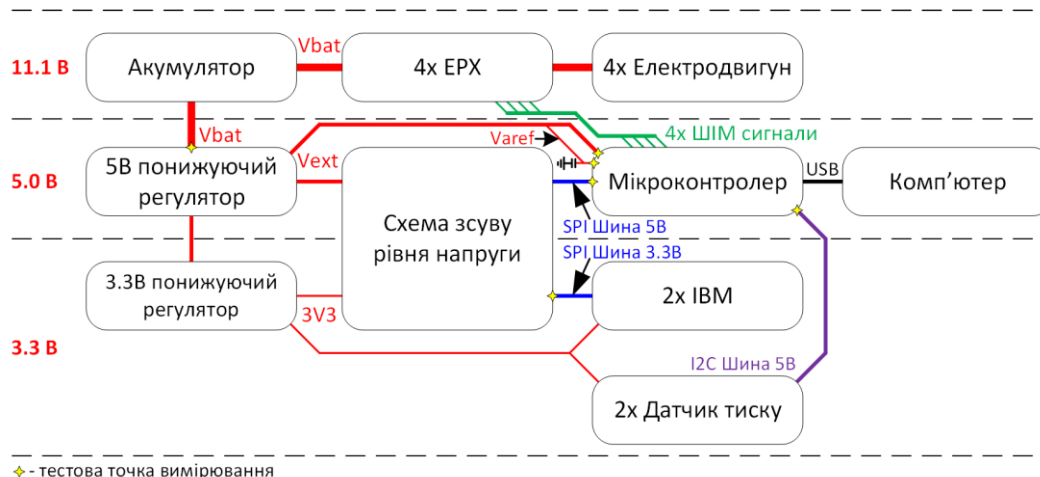


Рис. 4. Схема стенду для досліджень шуму у системі керування квадрокоптера

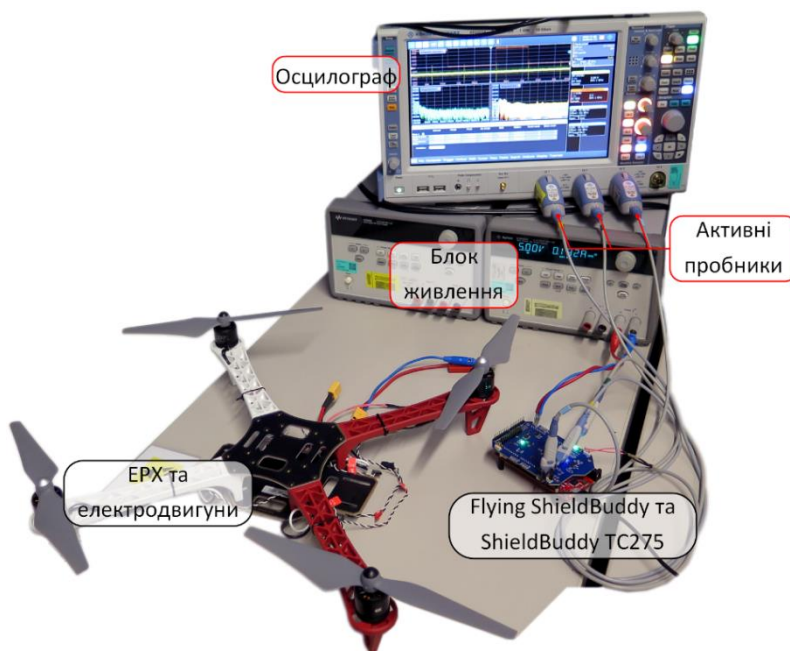


Рис. 5. Вимірювальне обладнання стенду для досліджень шумів

Через наявність мікроконтролера комунікація із датчиками здійснюється за допомогою цифрових сигналів за протоколами *SPI*, *I2C* та *UART*.

Цифрові сигнали у квадрокоптері самі по собі малочутливі до електричних шумів, так як у них є лише два стани: «0» або «1», а поріг між цими станами дуже високий, у порівнянні із можливим рівнем шуму. Цей поріг залежить від технічного процесу, за яким створена інтегральна схема (IC) – *CMOS* або *TTL* мають різні пороги, за яких вхідний сигнал вважається «0» або «1». Наприклад, у разі технології *TTL* вхідний сигнал вважається рівним «1» за напруги $> 2,0$ В, а рівним «0» - за напруги $< 0,8$ В. Однак, так як цифрові сигнали змінюють свій стан із високою частотою, вони генерують

додатковий шум у системі проходячи через паразитні ємності на інші сигнали.

Також, у квадрокоптері є і аналогові сигнали, які вимірюються АЦП у мікроконтролері: напруга джерела живлення, струм живлення та потужність сигналу дистанційного керування.

Програмне забезпечення для експериментальних досліджень

Програмування мікроконтролера *Aurix TC275D* здійснюється на мові C/C++ в середовищі *HighTec IDE*. Цей код компілюється у бінарний файл компілятором *Gnuc* і завантажується до мікроконтролера. Для відлагодження використовується середовище *UDE*, яке надає доступ до зчитування та запису регістрів і пам'яті мікроконтролера.

Важливою частиною мікроконтролера, як контролера польоту БПЛА, являється код контролю польотом *iNAV* [15]. Він виконує такі функції: постійна комунікація із датчиками на шинах даних *SPI*, *I2C* та *UART*; отримання сигналу дистанційного керування та його декодування; вирішення навігаційної та орієнтаційної задачі; генерування чотирьох широтно-імпульсно-модульованих сигналів на входи електронних регуляторів ходу; запис телеметрії на карту пам'яті (за необхідності).

Результати експериментальних досліджень

Під час експериментальних досліджень шуму у системі керування БПЛА були виміряні: напругу акумулятора; вхідну напругу живлення мікроконтролера; вхідну опорну напругу мікроконтролера. Напруга обох доменів *Vext* і *Varef* дорівнює 5 В, але *Varef* має інше фільтрування (рис. 6).

Експеримент № 1: Дослідження шумів, присутніх у доменах живлення *Vext* та *Vbat* під час роботи електродвигунів на різних рівнях навантаження.

У даному експерименті була виміряна напруга *Vext* та *Vbat* під час роботи електродвигунів на постійному рівні потужності.

За нульового навантаження напруга акумулятора *Vbat* має стрибки напруги до 182 мВпп (від піку до піку) із нерегулярною повторюваністю. Також присутнє коливання на частоті 417 кГц із амплітудою 35 мВпп (від піку до піку).

За результатами проведених досліджень видно, що у разі повної потужності коливання напруги акумулятора *Vbat* спричинені двигунами на частоті 25 кГц мають максимальну амплітуду 830 мВпп. Під великим навантаженням напруга акумулятора знизилась до критичного рівня для 3S акумулятора (10,3 В). Це спричинило зміни у режимі роботи ЕРХ – амплітуда шуму стала меншою ніж при 75 % навантаженні двигунів. Частота коливань також зменшилась до 5 кГц.

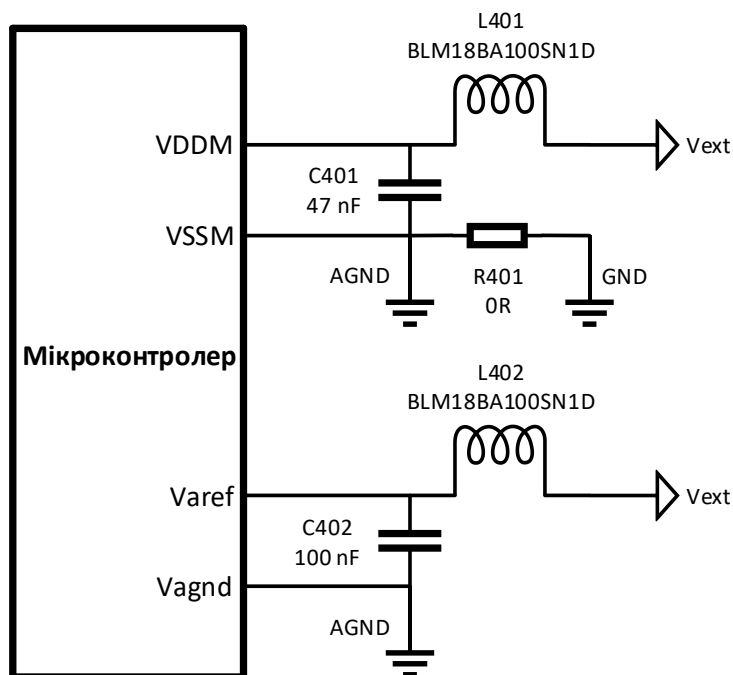


Рис. 6. Електрична схема підключення напруг до мікроконтролера на друкованій платі *ShieldBuddy TC275*

У табл. 1. наведені результати вимірювань амплітуди шумів напруги акумулятора.

Таблиця 1.

Амплітуда шуму напруги акумулятора від піку до піку під час різних умов роботи двигунів БПЛА

Навантаженість двигунів	Кількість задіяних двигунів	
	1	4
0 %	180 мВпп	
5 %	195 мВпп	201 мВпп
50 %	350 мВпп	893 мВпп
75 %	521 мВпп	1067 мВпп
100 %	442 мВпп	862 мВпп

Експеримент № 2: Дослідження шумів, присутніх у доменах напруг живлення *Vext* та *Vbat* під час старту електродвигунів.

Старт двигунів є важливим сценарієм, так як це викликає великі коливання струму живлення двигунів. Старт двигунів викликає падіння напруги із затухаючим коливаннями. Ці коливання затухають за часом (200 - 900 мс) і амплітуда встановлюється до значень, визначених у експерименті № 1. Максимальна амплітуда таких коливань наведена у табл. 2.

Таблиця 2.

Амплітуда коливань напруги акумулятора за різних умов
старту двигунів БПЛА

Кінцева навантаженість двигунів	Кількість задіяних двигунів	
	1	4
5%	873 мВпп	1684 мВпп
50%	1028 мВпп	2450 мВпп

Експеримент №3: Дослідження джерел шуму, які діють на вхідну напругу мікроконтролера *Vext* та вхідну опорну напругу *Varef*.

У попередніх експериментах було визначено, що напруга акумулятора *Vbat* може мати коливання величиною до 2,5 Впп.

У даному експерименті встановлено, що за таких великих коливаннях напруги акумулятора – вхідна напруга *Vext* успішно регулюється понижуючим регулятором і спричинені цим коливання на *Vext* не більші за 10 мВ. Тим не менш, напруга *Vext* має шуми, викликані іншими джерелами.

Шина *SPI* використовується для комунікації із *IBM* і так як виходи мікроконтролера мають напругу 5 В, а виходи модуля *IBM* мають керуватись сигналами 3,3 В – на друкованій платі розташовано інтегральну схему зсуву напруг. На рис. 7 показано шум напруги *Vext* у залежності від тактового сигналу шини *SPI*.

Цей шум виникає через різку зміну напруги на тактовому сигналі, його можна зменшити налаштувавши драйвери вихідних пінів на меншу швидкість. Це зробить «квадратний» сигнал більш згладженим але зменшить утворювані шуми. Такі налаштування доступні для мікроконтролера, але ІС зсуву напруг неможливо перелаштувати.

Аналогічний до шуму від тактового сигналу шини *SPI* є шум від тактового сигналу шини *I2C*, але у цьому випадку налаштування швидкості драйвера вихідного піна допомагає зменшити шум через відсутність схеми зсуву напруг.

У напругах *Vext* і *Varef* також присутні коливання на частотах 37 кГц та 417 кГц. Вони викликані роботою понижуючого регулятора. У разі заміни 5 В регулятора лабораторним джерелом живлення видно, що ці коливання пропадають.

Для дослідження шуму від роботи мікроконтролера – друковану плату *Flying ShieldBuddy* було демонтовано із плати *ShieldBuddy* мікроконтролера, а живлення МК забезпечене лабораторним блоком живлення. На рис. 8 розглянуто 2 випадки: 1 – робота мікроконтролера у звичайному режимі контролера польоту; 2 – роботу мікроконтролера призупинено до ініціалізації його модулів.

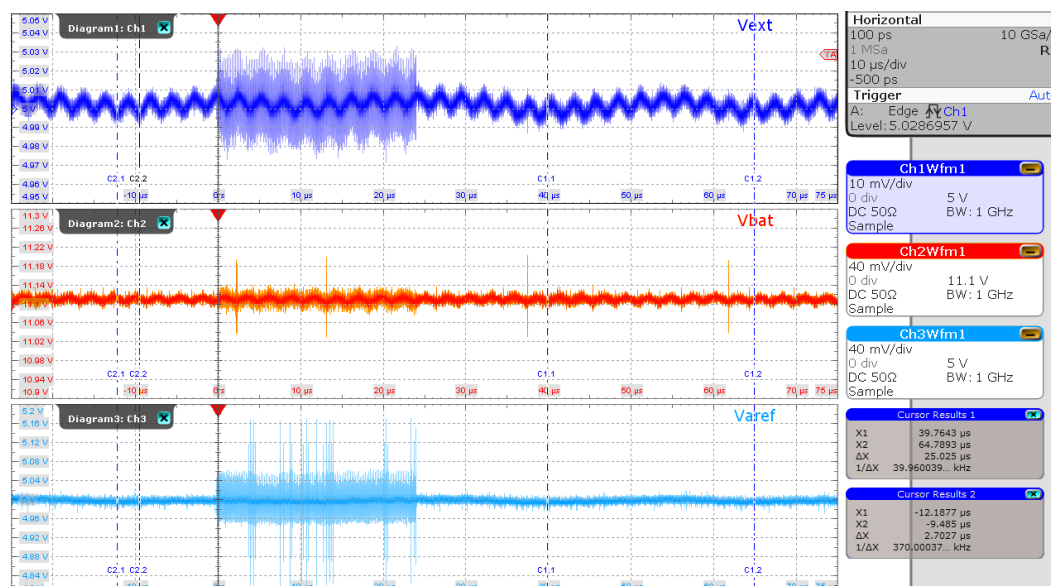


Рис. 7. Шум в напругах *Vext* і *Varef* із бортовим понижуючим 5 В регулятором у разі живлення від акумулятора

Амплітуда шуму за неактивного мікроконтролера становить 38 мВпп на вхідній напрузі *Vext* і 32 мВпп на опорній напрузі *Varef*. Після ініціалізації і під час роботи модулів мікроконтролера необхідних для його роботи – амплітуда шуму піднімається до 43 мВпп на *Vext* і до 67 мВпп на *Varef*.

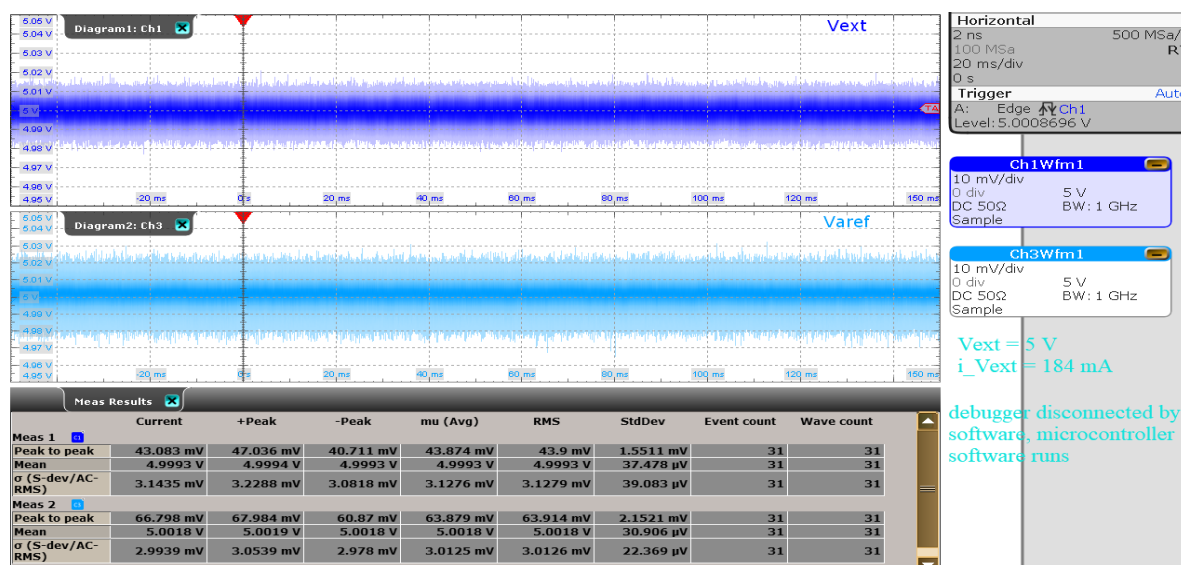


Рис. 8. Шум у напругах *Vext* і *Varef* від роботи мікроконтролера

Висновки

Визначено головні джерела шумів у системі керування квадрокоптера, та їх амплітуди за різних умов, найбільш суттєвими із них є наступні.

1) шум напруги акумулятора *Vbat*:

- постійна робота двигуна створює коливання на частоті 24 кГц із амплітудою до 1,07 Впп;

- старт двигуна викликає падіння напруги акумулятора із затухаючим коливанням із амплітудою до 2,45 Впп.
- 2) шум вхідної напруги живлення МК *Vext*:
 - шум від напруги акумулятора *Vbat* має незначний вплив на *Vext* через їх подавлення бортовим понижуючим 5 В регулятором напруги. Амплітуда збурень до 10 мВпп на *Vext* за 2,45 Впп коливаннях на *Vbat*;
 - шум від тактового сигналу шини *SPI* має найбільшу амплітуду із-за швидкого драйвера вихідних пінів схеми зсуву напруг. Амплітуда досягає 75 мВпп;
 - шум від тактового сигналу шини *I2C* може бути значно зменшений шляхом конфігурації повільнішого драйвера вихідних пінів мікроконтролера;
 - шум від понижуючого регулятора складається із коливань на частотах 37 кГц і 416 кГц з амплітудами 30 мВпп та 18 мВпп відповідно;
 - мінімальний шум у разі зупиненого мікроконтролера становить 38 мВпп. Під час роботи мікроконтролера шум зростає до 43 мВпп.

Список використаної літератури

1. *Gary L. Skibinski, Russel J. Kerkman, and Dave Schlegel*. EMI emissions of modern PWM AC drives // IEEE Industry Applications Magazine, Vol. 5, No. 6, November/December 1999, pp. 47-81.
2. *Tom Williamson*. Designing microcontroller systems for electrically noisy environments // Application Note, AP-125, 1996.
3. *Imad Kobeissi*. Noise reduction techniques for microcontroller-based systems // Application Note, AN1705, 2004.
4. *Henry W. Ott*. Noise reduction techniques in electronic systems // 2-nd ed., 1988.
5. *Wim De Wilde, G. Cuypers, J. Sleewaegen, R. Deurloo, B. Bougard*. GNSS interference in unmanned aerial vehicles // 28th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Vol. 28, Portland, Oregon, 2016.
6. *Raoul Pettai*. Noise in receiving systems // Wiley-Interscience, 1984.
7. Prof. *A. V. Javir, K. Pawar, S. Dhudum, N. Patale, S. Patil*. Design, Analysis and Fabrication of Quadcopter // Journal of Advance Research in Mechanical and Civil Engineering, India, Vol. 2, 2015.
8. Веб-сайт: <https://github.com/iNavFlight/inav>.

Spysok vykorystanoi literatury

1. *Gary L. Skibinski, Russel J. Kerkman, and Dave Schlegel*. EMI emissions of modern PWM AC drives // IEEE Industry Applications Magazine, Vol. 5, No. 6, November/December 1999, pp. 47-81.

2. *Tom Williamson*. Designing microcontroller systems for electrically noisy environments // Application Note, AP-125, 1996.
3. *Imad Kobeissi*. Noise reduction techniques for microcontroller-based systems // Application Note, AN1705, 2004.
4. *Henry W. Ott*. Noise reduction techniques in electronic systems // 2-nd ed., 1988.
5. *Wim De Wilde*, G. Cuypers, J. Sleewaegen, R. Deurloo, B. Bougard. GNSS interference in unmanned aerial vehicles // 28th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Vol. 28, Portland, Oregon, 2016.
6. *Raoul Pettai*. Noise in receiving systems // Wiley-Interscience, 1984.
7. Prof. *A. V. Javir*, K. Pawar, S. Dhudum, N. Patale, S. Patil. Design, Analysis and Fabrication of Quadcopter // Journal of Advance Research in Mechanical and Civil Engineering, India, Vol. 2, 2015.
8. Веб-сайт: <https://github.com/iNavFlight/inav>.