

*В.М. Азарсков, д.т.н., проф., В.М. Гузєв, Є.Д. Лукацький  
(Національний авіаційний університет, Україна)*

## **Система автоматизованої заправки літального апарату паливом у повітрі**

*Запропоновано новий підхід використання системи ультрафіолетового діапазону з використанням ультрафіолетової відеокамери, трьох ступеневого коріолісового вібраційного гіроскопу на одному чутливому елементі та оптичних кабелів. Надаються технічні характеристики, можливі сфери застосування, призначення коріолісового вібраційного гіроскопу оригінальної конструкції та опис технології взаємодії систем при автотопливі.*

Системи, необхідні для виконання процесу заправки паливом літального апарату (ЛА) в повітрі, розглянемо як танкер та приймач палива. У склад комплексу систем, як варіант, входить допоміжне обладнання:

1. Ультрафіолетове обладнання літальних апаратів для їх стикування:  
- ультрафіолетові лампи на ЛА-приймачу для підсвічування точок корпусу,  
- ультрафіолетова відео камера у заправному конусі ЛА-танкера.  
Відеокамера ультрафіолетового діапазону видає в гіроскопічний блок сигнали координат точок прив'язки у вигляді напруги. Осі X, камери та конуса механічно поєднані.

Ультрафіолетові точки освітлення ЛА-приймача на корпусі попадають через відеокамеру конуса танкера на гіроскоп як точки прив'язки. Сигнали прив'язки відповідають координатам Z, Y відносно осі X камери. Вироблені гіроскопом, від точок прив'язки, сигнали керування конусом, у вигляді електричних сигналів, по оптичному кабелю направлені в блок керування.

2. Заправний конус [1] на ЛА-танкеру має відмінності:  
- використання високоточного, наукоємного та високонадійного цифрового, інерціального трьохступеневого вимірювального блоку у гіроскопі;  
- відмінність його технології від конкуруючих, це можливість виготовлення не дуже дорогого резонатору з металевого сплаву із стабільною резонансною частотою і достатньо великою добротністю;  
- точність, експлуатаційні характеристики, надійність вимірювального блоку не поступаються відповідним показникам в порівнянні з конкуруючими технологіями. Сфера застосування цифрового, інерціального, коріолісового, вібраційного вимірювального блоку - визначення координат і параметрів руху об'єктів і платформ. Призначення його для космічних об'єктів, літаків в тому числі БПЛА, ракет, керованих снарядів, роботів, морських і наземних об'єктів та систем для управління їх рухом в автономному режимі.

Інерціальний вимірювальний блок, на одному чутливому елементі, працює у трьохступеному коріолісовому вібраційному гіроскопі. Це гарантує стабілізацію з'єднувального конуса відносно горизонту и точки з'єднання паливопроводних мереж ЛА-танкера та ЛА-приймача.

### Переваги запропонованого вимірювального блоку

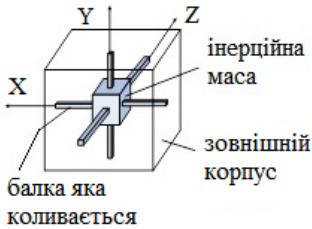


Рис. 1. Конструкція інерціального вимірювального блоку

Традиційна конструкція інерціального вимірювального блоку складається з шести окремих взаємно-ортогональних гіроскопів та шести окремих взаємно-ортогональних акселерометрів. У цій конструкції потрібна тільки одна інерційна маса та один чутливий елемент. Це зменшує розмір і робить конструкцію жорсткою та монолітною.

Таблиця 1

Прогнозовані ТТХ з новим вимірювальним блоком

параметри	розмірність	значення
Діапазон вимірювання: Гіроскопів, Акселерометрів	град/с, g	±1000 10-15
Полоса пропускання: Гіроскопів Акселерометрів	Гц,	100 200
Лінійність масштабного коефіцієнта	%	≤1
Стабільність зміщення нуля (1 σ): Гіроскопів Акселерометрів	Град/год Δ g/g	1-10 0.001
Випадковий шум (1 σ): Гіроскопів, Акселерометрів	град/√год g/√Гц	0.03 0.0005
Температурний діапазон	°C	-40 + 75
Температура зберігання	°C	-50 + 95
Напруга живлення блоку	В	15...30
Потужність споживаної енергії	Вт	<10
Інтерфейс		RS-485, RS-422
Об'єм блоку	літри	<1

Оцінку середнього часу напрацювання на відмову СЧНВ, яку виконували на попередніх версіях гіроскопів з випробуванням кількох десятків КВГ з урахуванням коефіцієнтів λE довілля у відповідності до стандарту США MIL-HDBK-217F Notice "Military Handbook for Reliability Prediction of Electronic Equipment" наведено у табл. 2.

Таблиця 2

Оцінка середнього часу напрацювання на відмову (СЧНВ) [2]		
Умови довілля щодо застосування СЧНВ	СЧНВ Довірча ймовірність 99% годин (років)	СЧНВ Довірча ймовірність 99,9% годин (років)
Наземні рухомі об'єкти, $\pi E = 4.0$	408 042 (46)	271 929 (31)
Морські об'єкти, в приміщенні, $\pi E = 4.0$	408 042 (46)	271 929 (31)
Літаки з екіпажем, вантажем, винищувачі, $\pi E = 5.0$	326 434 (37)	217 543 (24)
Гелікоптери, $\pi E = 8.0$	204 021 (23)	135 964 (15)
Космічні об'єкти на орбіті, $\pi E = 0.5$	3 264 340 (372)	2 175 438 (248)
Ракети в польоті МФ, $\pi E = 5.0$	326 434(37)	217 543(24)
Ракети, розгінна ділянка МУ, $\pi E = 12.0$	136 014(15)	90 643(10)

Таблиця 3

Порівняння характеристик коріолісового та волоконного гіроскопу [3]

Параметр	ВГ-951D (Росія)	КВГ
Діапазон куткових швидкостей, град/с	$\pm 80$	$\pm 200; \pm 400$
Стабільність МК, %	0.1	0.06
Стабільність нуля, град/годину	0.03	0.01
Смуга пропускання, Гц	400	100-150
Температурний діапазон, С°	-30 +70	-40 +75
Ударна стійкість	40g, 1 ms	400g, 2 ms
Вібростійкість: СКО амплітуди, частота	2g, 20-500 Hz	10g, 20-3000 Hz
Габарити, мм	$\varnothing 150 \times h 25$	1. ЧЗ: $\varnothing 40 \times h 27$ ; Эл. блок: $50 \times 50 \times 25$ ; 2. Загально: $58 \times 62 \times 72$
Вага, г	950	1. 200; 2. 400

### **Стан розробки та захисту інтелектуальної власності**

Технічні і технологічні рішення частково розроблені в НАУ і запатентовані в Україні [4].

Розроблено алгоритми обробки сигналу виділення кутової швидкості для вібраційного гіроскопа з циліндричним резонатором.

Розроблено алгоритми стеження та вимірювання частоти для вібраційного коріолісового гіроскопа, які використовують в запропонованому інерціальному вимірювальному блоці.

Розроблено та виготовлено експериментальну партію для одноосового коріолісового вібраційного гіроскопа.

3. Кабельна мережа. Керуючі сигнали від гіроскопу заправного конуса передають на борт ЛА-танкера з такими параметрами: середнє значення кутової швидкості та температури (6-байт, плаваюча кома) за годину не менше 1 мс (1кГц). Гіроскоп безперервно видає сигнал з асинхронного інтерфейсу RS-422 частотою до 1кГц.

Амплітуда сигналу + 5 вольт, форма сигналу імпульсна, частотою повторення пачки імпульсів 2 кГц, тривалість імпульсів у пачці дорівнює 1 мікросекунді.

Для передачі сигналу на велику відстань необхідно використовувати або виту пару з ізоляцією та екрануванням, або треба використати волоконно-оптичну лінію зв'язку. До переваг останньої можна віднести:

- пожежна захищеність (відсутність можливості короткого замикання),
- зниження маси кабелю близько 80 відсотків (150 г на метр крученої пари та 30 г для волоконно-оптичного кабелю),
- збільшення строку служби в три рази (з десяти років до тридцяти),
- підвищення завадо захищеності.

При цьому така система має свої недоліки:

- необхідність встановлення додаткових перетворювачів (додаткова маса від 400 грамів на два перетворювача при використанні серійних рішень),
- зміна рівня сигналу, що потребує додаткового налаштування та тестування,
- збільшення вартості мережі за рахунок додаткових активних компонентів.

У роботі [5] вказано про можливість зменшити вагу системи керування на 50-80%. Було запропоновано [6] покращення завадо захищеності та зменшення маси конструкції шляхом заміни мідних кабелів у електроди станційній системі керування на волоконно-оптичні кабелі, а також використання повністю оптичних датчиків в ручках керування та кнопках на пості керування літаком. В рамках наукової роботи планується розробити фотонні інтегральні схеми, що можуть використовуватися для обробки та перетворення сигналів від органів керування та їхньої передачі на керуючі поверхні та пристрої виведення польотної інформації. У іноземних наукових виданнях є роботи, присвячені створенню повністю фотонних логічних елементів та комерційні програми симуляторів. Тому дослідження за темою «Алгоритми використання фотонних інтегральних схем в задачах нечіткого управління кіберфізичними об'єктами» на кафедрі аерокосмічних систем управління є актуальним та цікавим для авіабудівної та космічної галузі.

## Висновки

Використання ультрафіолетового діапазону обґрунтовано для автоматичних систем автозаправки цілодобового застосування.

Заправний конус з відмінностями має очікувану [1] точність контактування 0,1м. Гіроскоп з інерціальним вимірювальним блоком має ТТХ, що за багатьма позиціями перевищує волоконно-оптичний гіроскоп.

Волоконно-оптична лінія при довжині більше 4 метрів, краща для застосування з міркувань безпеки, підвищення завадо захищеності та з міркувань вагової ефективності. Все це важливо для космосу та авіації.

## Список літератури

1. Оболенский Ю. Г., Похваленский В. Л., Чеглаков Д. И. Алгоритм автоматического управления летательным аппаратом при дозаправке топливом в воздухе. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 65, 2013, УДК 629.735.33

2. V.V. Chikovani “Reliability prediction of metallic resonator Coriolis vibratory gyroscope”.- Methods and systems of navigation and motion control: I-st int. conf., 13-16 Oct., 2010.- К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту.- С.117-121.

3. V.V. Chikovani “Fiber optic gyro versus Coriolis vibratory one”. - Військово-технічний збірник: Академія сухопутних військ ім. П. Сагайдачного, №1 (10), 2014 р. стор.78-82.

4. Патент України №101747-цифровий коріолісовий вібраційний гіроскоп, 2013.

5. Шумилов И.С. «Возможные пути снижения массы системы управления рулями самолета», электронный журнал «Наука и образование», 02 февраль 2013.

6. Лукацкий С.Д., Гетманець О.В. Волоконно-оптична система керування літальним апаратом // Зв’язок, № 3 (139), 2019. – С.36-40.