

Р. В. Василенко, Т. В. Паращенко, Д. А. Мазурок

РОЗРОБКА КОМПЛЕКСНОГО ПРИСТРОЮ ВИСТАВЛЕННЯ КУРСУ

Анотація: проаналізовано методи та засоби початкового виставлення інерціальної навігаційної системи (ІНС) літака Су-24 в азимуті, на основі аналізу алгоритму функціонування ІНС досліджено вплив похибок азимутального виставлення на точність визначення навігаційних параметрів, що привело до висновку про необхідність розробки комплексного пристрою виставлення курсу (КПКВ) з оптимальними характеристиками.

Ключові слова: повітряне судно, інерціальні навігаційні системи, азимутальне виставлення навігаційних систем, індукційний датчик, акселерометр, комплексний пристрій виставлення курсу.

Abstract: The methods and means of initial setting of the inertial navigation system (INS) of the Су-24 aircraft in azimuth were analyzed, based on the analysis of the INS functioning algorithm, the effect of azimuth setting errors on the accuracy of determining navigation parameters was investigated, which led to the conclusion of the need to develop a complex course setting device with optimal characteristics.

Key words: aircraft, inertial navigation systems, azimuthal alignment of inertial navigation systems, induction sensor, accelerometer, a comprehensive aircraft heading setting device.

В умовах сьогодення, значний вплив на надійність систем та комплексів повітряного судна мають екстремальні умови експлуатації повітряного судна, що зумовлені використанням повітряних суден (ПС) в бойових умовах на межі їх граничних можливостей. Такі умови експлуатації можна порівняти з дослідною експлуатацією виробів авіаційної техніки в мирний час з метою дослідження її довгострокової надійності за короткострокові строки. Враховуючи екстремальні умови експлуатації авіаційної техніки та її значний ресурс напрацювання, ми маємо величезну, нетипову нормальним умовам експлуатації кількість відмов систем та агрегатів повітряного судна, які неможливо описати та передбачити жодними законами математичної статистики.

Сучасні літаки виконують бойові задачі на великих радіусах бойових дій, мають високі маневрові якості, що викликає необхідність знання льотчиком точного просторового положення та місцезнаходження ПС.

Для визначення пілотажно-навігаційних параметрів найбільш поширено використовуються ІНС, точність функціонування яких значно залежить від якості початкового виставлення їх гіроплатформ у горизонт та в азимуті. Окремі його операції досить складні, а час виставлення у значній мірі визначає час підготовки бортових комплексів.

Порівняльна характеристика методів початкового виставлення ІНС в азимуті яка наведена в таблиці 1 показує, що найбільш універсальним для його виконання є метод подвійного гірокомпасування, який може застосовуватись незалежно від часу доби, у будь-яких метеорологічних умовах, на необладнаному аеродромі. Точність даного методу за середньоквадратичною похибкою становить 30 кутових хвилин, але час виставлення досягає 70 хв.

Таблиця 1

Порівняльна характеристика методів азимутального виставлення ІНС

Метод азимут. виставлення	Методи визначення	Можливість застосування на аеродромі		Можливість застосування		Точність азимут. виставлення, кут. мін.	Час визначення $\Psi_{ст}$, хв.
		Обладнаний	Необладнаний	День	Ніч		
МК	за допомогою ІД	+	+	+	+	87	-
ЗК	за розміткою	+	-	+	+	60	-

	теодолітом з бусоллю	+	+	+	-	26,8	24,5
	провішуванням осі	+	-	+	-	8	15
	оптичний	+	-	+	-	5	7
	за прицілом	+	-	+	-	18,4	9
Гірокомпасування	одинарне	+	+	+	+	60	35
	подвійне	+	+	+	+	30	70
	аналітичне	+	+	+	+	30	70

Виставлення за сигналами індукційного датчика, як витікає з таблиці, здійснюється практично миттєво, але точність при цьому досить низька.

Використання для азимутального виставлення ІНС індукційного датчика дозволить попередньо виставити її гіроплатформу приблизно у напрямку меридіана без допоміжних пристроїв, наприклад, теодоліта, а наявність каналу гірокомпасування приводить до підвищення точності азимутального виставлення, що і забезпечує досягнення загального позитивного ефекту.

Перемикання з каналу магнітного курсу на канал гірокомпасування здійснюється автоматично комутуючим блоком.

Структурна схема КПВК реалізована в гіростабілізаторі індикаторного типу і зображена на рис. 1.

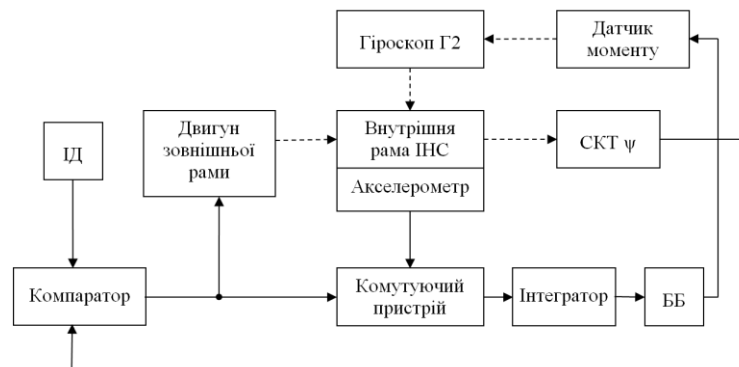


Рис. 1. Структурна схема комплексного пристрою виставлення курсу

Індукційний датчик подає сигнал на компаратор, який порівнює його з сигналом з СКТ ψ і подає сигнал на двигун зовнішньої рами ГП та на комутуючий пристрій. Двигун зовнішньої рами механічно зв'язаний з зовнішньою рамою ІНС і обертає її. Зовнішня рама механічно зв'язана з СКТ ψ , який подає сигнал на компаратор.

Сигнал акселерометра, який знаходиться на внутрішній рамі ІНС, подається на комутуючий пристрій, який передає його на інтегратор. Інтегратор подає сигнал на блок балансування і через нього – на датчик моменту. Датчик моменту механічно зв'язаний з гіроскопом Г2, який керує внутрішньою рамою ІНС.

Функціональна схема комплексного пристрою виставлення курсу (КПВК) показана на рис 2.

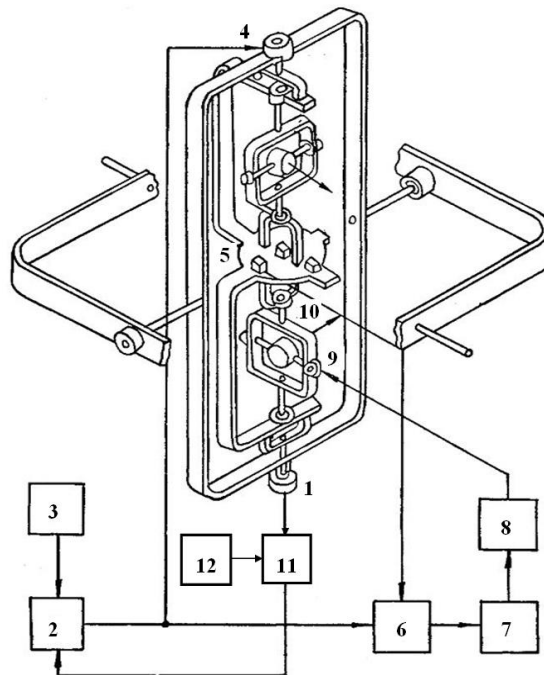


Рис. 2. Функціональна схема комплексного пристрою виставлення курсу

Він складається з каналу магнітного курсу, що містить індукційний датчик 3 та двигун відпрацювання внутрішньої рами 4; каналу гірокомпасування, який складається з акселерометра 5, інтегратора 7 та датчика моменту гіроскопа 9, а також блоку балансування 8.

Крім того, до комплексу входять компаратор (порівнюючий пристрій на базі суматора) 2, комутуючий пристрій 6 та синусно-косинусний трансформатор – датчик курсу 1.

КПВК працює таким чином: з індукційного датчика 3 через компаратор 2 сигнал, пропорційний магнітному курсу, надходить на двигун відпрацювання рами курсу 4. Двигун, обертаючи раму, приводить її до положення, у якому вісь чутливості акселерометра 5 повернута приблизно на північ. При цьому з синусно-косинусного трансформатора датчика курсу 1 сигнал, пропорційний кутовому положенню рами, надходить на другий вхід компаратора 2. При рівності сигналів на входах пристрою 2 з його виходу подається сигнал на керуючий вхід комутуючого пристрою 6. По цьому сигналу вмикається режим гірокомпасування.

Сигнал з виходу акселерометра 5 через комутуючий пристрій 6 надходить на вхід інтегратора 7. З виходу інтегратора 7 сигнал, пропорційний $\Omega R \cos \varphi \sin A$, де Ω – кутова швидкість обертання Землі, R – радіус Землі, φ – широта місця виставлення, A – кут неузгодженості між напрямком осі чутливості акселерометра 5 та напрямком на північ, надходить на датчик моменту 9 триступеневого гіроскопа 10. Гіроскоп 10 довиставляє гіроплатформу у площині горизонту на північ до такого положення, коли кут A буде дорівнювати нулю.

У блоці балансування 8 запам'ятовуються для урахування у робочому режимі інерціальній навігаційній системі похибки дрейфу гіроплатформи, інструментальні похибки акселерометра та інтегратора.

Схема для компенсації систематичної похибки, на рис. 2 відображена поз. 11 та 12. Це відповідно, пристрій введення широти місця виставлення ІНС та аналоговий обчислювач усталеної похибки виставлення курсу $\Delta_{уст}$.

Застосування КПВК дозволяє здійснювати компенсацію широтної складової усталеної похибки азимутального виставлення.

Список використаних джерел:

1. Зарубін А. М. Інерціальні вимірювачі в авіоніці : навч. посіб. – Х. : ХУПС, 2014. – 120 с.

2. Зарубін А. М. Інерціальна курсовертикаль ИКВ-1 : навч. посіб. – Х. : ХУПС, 2014. – 56 с.
3. Зарубін А. М. Системи орієнтації та навігації. Ч. 2. Навігаційні системи літальних апаратів : курс лекцій – Х. : ХУПС, 2012.
4. Малогабаритна інерціальна система МИС : навч. посіб. / А. М. Зарубін, О. М. Шелякін. – Х. : ХНУПС, 2018. – 64 с.

Василенко Роман Вікторович, старший викладач кафедри авіаційного обладнання літаків і вертольотів інженерно-авіаційного факультету Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, місто Вінниця, spike75.rv@gmail.com.

Паращенко Тимур Васильович, доктор філософії, провідний науковий співробітник Державного науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки, місто Черкаси, Liberian2009@gmail.com.

Мазурок Дмитро Андрійович, оператор екіпажу безпілотних літальних апаратів ланки безпілотних літальних апаратів, в/ч А0449 м. Старокостянтинів, dimarion748@gmail.com.

Vasilenko Roman Viktorovich, senior lecturer at the Department of Aviation Operations of Aircraft and Helicopters, Aviation Engineering Faculty, Kharkiv National University of Military Forces named after Ivan Kozhedub, Vi Nnitsya, spike75.rv@gmail.com.

Parashchenko Timur Vasilyovich, Doctor of Philosophy, advanced scientific specialist of the State Scientific Research Institute for Testing and Certification of New and Industrial Technology, Cherkasy city, Liberian2009@gmail.com.

Mazurok Dmytro Andriyovych, operator of the crew of unmanned lethal vehicles, tank of unmanned lethal vehicles, military unit A0449 m. Starokostyantyniv, dimarion748@gmail.com.