UDC 629.056.6 (045)

[1]V. M. Vasyliev,
[2]V. O. Rogozhyn,
[3]B. I. Dolintse

ACCURACY ANALYSIS OF INERTIAL-SATELLITE NAVIGATION SYSTEM INTEGRATED WITH USING CORRECTIVE CIRCUITS

Institute of Air Navigation, National Aviation University, Kyiv, Ukraine
E-mails: [1] v_vasylyev@ukr.net, [2] avionika2006@ukr.net, [3] bogdan.dolintse@gmail.com

***Abstract*—*This paper presents the results of accuracy analysis of inertial and satellite navigation systems integrated with using corrective circuits for low-cost unmanned aerial vehicles. Based on the derived mathematical model describing the errors of navigation parameters evaluation in the integrated inertial-satellite navigation system the study of accuracy in static and dynamic operation mode has been done.*

Index Terms—Navigation, integration; inertial navigation system; satellite navigation system; unmanned aerial vehicle.

I. INTRODUCTION

An effective way to improve the processing of navigation data is the development of integrated navigation systems. The essence of integration is to use information about primary or functionally related parameters received from various measuring devices, to improve the accuracy and reliability of determined parameters.

The need for simultaneously measuring the same parameters using devices and systems operating on different physical principles is caused by the fact that each system individually cannot satisfy all the requirements. The greatest effect can be achieved by combining of radio and non-radio measuring devices. This is due to the fact that the errors of these systems have statistical characteristics that are very different from each other, and in fact it gives a considerable gain from combining.

With the development of satellite navigation the wide application gets integration of inertial and satellite navigation systems. Satellite navigation system (SNS) is a radio engineering system, while inertial navigation system (INS) – non-radio. Their integration combines the advantages and compensates the disadvantages inherent to each system.

One of the major problems during the development and application of unmanned aerial vehicles (UAVs) is improving the accuracy and reliability of navigation systems within the existing weight and cost limitations.

II. PROBLEM STATEMENT

Available satellite and inertial navigation systems. The statement of the task is to develop a structural scheme with the elements of the correction, and navigation data processing. It requires from this navigation system to be as simple, accurate, reliable and low-cost to implement.

The urgency of the problem of integration navigation systems and methods of its solutions are reflected in numerous publications [1]–[5].

INS/GPS integration architectures are defined as separate, loosely and tightly coupled, deeply integrated configurations [3]. The benefits of increasingly tight coupling in the navigation systems introduce in Table I.

TABLE I

CUMULATIVE BENEFITS OF INCREASINGLY TIGHT COUPLING IN THE NAVIGATION SYSTEMS

Coupling Level	Benefits
Un-coupled INS to GPS	Position, velocity, acceleration, attitude, and attitude rate information. Redundant systems A drift-free GPS A high-bandwidth INS.
Loosely coupled	More rapid GPS acquisition. In-flight calibration and alignment Better inertial instrument calibration and alignment. Better attitude estimates. Longer operation after jamming.
Tightly coupled	Better navigation performance Better instrument calibration. Reliable tracking under high dynamics Reduced tracking loop bandwidth (jamming resistance). Optimum use of however SVs available.
Deeply integrated	Advantages the single filter removes the problem of the “cascade” filters switching, compactness requirements reduction of power consumption. Disadvantages the state vector contains up to 40 components, that is why the filter is difficult to realize.

Widely used methods for combining navigation measuring devices are based on mutual compensa-

of the errors changes of integrated system in dynamic operation (Figs 3–5).

Inclusion the positional correction circuit in integrated system has reduced the value of coordinate error to acceptable limits thus there is no accumulation of error with time (Fig. 3). After a transient process lasting about 700 s the value of coordinate error becomes steady and is within 18 meters.

Fig. 2. Block diagram for modeling the integrated inertial-satellite navigation system

The same situation is observed on the graph of speed determination error (Fig. 4). After a transient process the value of error becomes steady close to zero.

ΔS, m

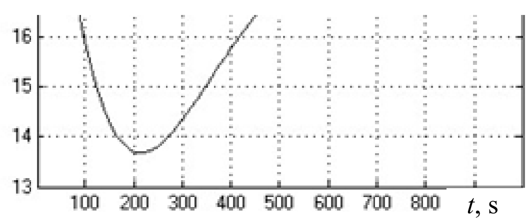

Fig. 3. Error of coordinate determination

ΔV, m/s

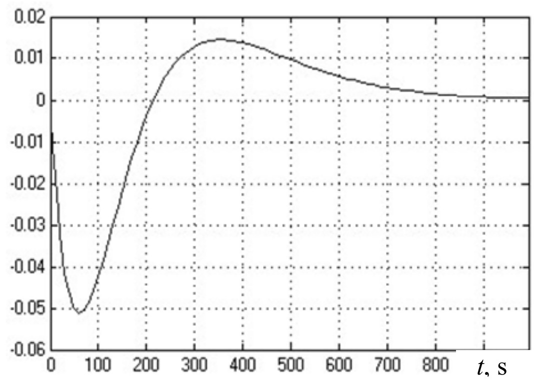

Fig. 4. Error of speed determination

The gyro error curve is shown on Fig. 5. There are no sinusoidal oscillations of error and its value after a transient process is set at a level of about 2.38′, which corresponds to the value calculated previously.

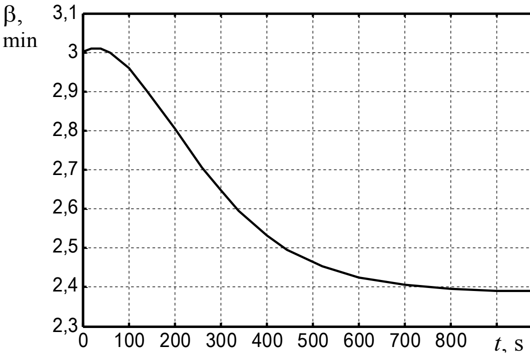

Fig. 5. Angular error of the gyro platform horizontalizing

The graphs show that with time the errors converge to the steady values previously obtained on the basis of the operator form of errors determination in the steady state (12).

VIII. Conclusions

In this article the integrated scheme of inertial and satellite navigation systems with additional corrective elements in the feedback circuit are proposed.

The mathematical models were derived that describes the errors of determining the integrated navigation system data. On the basis of these models a study of ISNS characteristics were made and were obtained the value of errors in determining navigation parameters in steady state operation.

For analysis of the ISNS accuracy in dynamic operation mode the computer simulation of proposed scheme of integrated inertial-satellite navigation system was carried out using software package Simulink.

The proposed integrated inertial-satellite navigation system is completely stable and can be used in real-board navigation systems.

The results show that in the steady state operation the characteristics of integrated navigation system can provide solution of navigation tasks with sufficient accuracy. However, the transient process of installing a steady-state value of errors is long enough that requires a certain time for installing an integrated system to desired accuracy before the flight.

The proposed scheme of integration inertial and satellite navigation systems can be recommended for use in low-cost aircraft such as unmanned aerial vehicles.

References

[1] Y. Ivanov, A. Bruises, and I. Filatov, *Integration of information-measuring devices of aircraft*: Proc. manual for schools, Engineering, Leningrad, 1984.

[2] M. Yarlikov, *Statistical theory of navigation*. Moscow: Radio and Communications, 1985.

[3] V. Sineglazov, and F. Zakharin, "Peculiarities of future air navigation system based on inertial navigation systems/global positioning system", *Electronics and Control Systems*, vol. no. 4(34), Kyiv: National Aviation University, 2012, pp. 84–90.

[4] M. Filyashkin, V. Rogozhin, and A. Skripets, *Inertial-satellite navigation systems*. Kyiv: National Aviation University, 2009, pp. 199–268.

[5] N. Deputat, Y. Smislova, and M. Filyashkin, "Correction inertial navigation systems speed and positional correctors", *Proceedings VI International Scientific Conference "AVIA 2004"*, vol. 2, Kyiv: National Aviation University, 2004, pp. 67–70.

Received August 26, 2015.

Vasyliev Volodymyr. DSc (Eng), Professor.
Aviation Radio-electronic Complexes Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: Kiev Institute of Civil Aviation, Kyiv, Ukraine (1972).
Research interests: systems theory, identification and prediction, decision making support systems in air navigation and air traffic management.
Publications:125.
E-mail: v_vasylyev@ukr.net

Rogozhyn Victor. Ph. D. Associate Professor.
Avionics Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: Air Force Engineering Academy named after M.Zhukovsky (1967).
Research interests: integrated processing of flight and navigation information.
Publications: 98.
E-mail: avionika2006@ukr.net

Dolintse Bogdan. Ph. D. Student.
Aviation Radio-electronic Complexes Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aviation University, Kyiv, Ukraine (2014).
Research interests: integrated processing of flight and navigation information.
Publications: 6.
E-mail: bogdan.dolintse@gmail.com

В. М. Васильєв, В. О. Рогожин, Б. І. Долінце. Аналіз точності інерціально-супутникової навігаційної системи, інтегрованої із застосуванням коригувальних ланцюгів

Представлено результати аналізу точності інтегрованої із застосуванням коригувальних ланцюгів схеми інерціально-супутникової навігаційної системи для недорогих безпілотних літальних апаратів. На підставі отриманих математичних моделей, що описують похибки оцінки навігаційних параметрів в комплексній інерціально-супутникової навігаційної системі, досліджено точність в статичному і динамічному режимах.

Ключові слова: навігація; інтеграція; інерціальна навігаційна система; система супутникової навігації; безпілотний літальний апарат.

Васильєв Володимир Миколайович. Доктор технічних наук, професор.
Кафедра авіаційних радіоелектронних комплексів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Київський інститут інженерів цивільної авіації, Київ, Україна (1972).
Напрямок наукової діяльності: теорія систем, ідентифікація та прогнозування, системи підтримки прийняття рішень в аеронавігації та управлінні повітряним рухом.
Публікації: 125.
E-mail: v_vasylyev@ukr.net

Рогожин Віктор Олександрович. Кандидат технічних наук, доцент.
Кафедра авіоніки, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Військово-повітряна інженерна академія імені М.Е. Жуковського (1967).
Напрямок наукової діяльності: комплексна обробка пілотажної та навігаційної інформації.
Публікації: 98.
E-mail: avionika2006@ukr.net

Долінце Богдан Ігорович. Аспірант.
Кафедра авіаційних радіоелектронних комплексів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Національний авіаційний університет, Київ, Україна (2014).
Напрямок наукової діяльності: комплексна обробка пілотажної та навігаційної інформації.
Публікації: 6.
E-mail: bogdan.dolintse@gmail.com

В. Н. Васильев, В. А. Рогожин, Б. И. Долинце. Анализ точности инерциально-спутниковой навигационной системы, интегрированой с применением корректирующих цепей

Представлены результаты анализа точности интегрированной с применением корректирующих цепей схемы инерциально-спутниковой навигационной системы для недорогих беспилотных летательных аппаратов. На основании полученных математических моделей, описывающих погрешности оценки навигационных параметров в комплексной инерциально-спутниковой навигационной системе, исследована точность в статическом и динамическом режимах.

Ключевые слова: навигация; интеграция; инерциальная навигационная система; система спутниковой навигации; беспилотный летательный аппарат.

Васильев Владимир Николаевич. Доктор технических наук, профессор.
Кафедра авиационных радиоэлектронных комплексов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Киевский институт инженеров гражданской авиации, Киев, Украина (1972).
Направление научной деятельности: теория систем, идентификация и прогнозирование, системы поддержки принятия решений в аэронавигации и управлении воздушным движением.
Публикации:130.
E-mail: v_vasylyev@ukr.net

Рогожин Виктор Александрович. Кандидат технических наук, доцент.
Кафедра авионики, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Военно-воздушная инженерная академия имени Н. Е. Жуковского (1967).
Направление научной деятельности: комплексная обработка пилотажной и навигационной информации.
Публикации: 98.
E-mail: avionika2006@ukr.net

Долинце Богдан Игоревич. Аспирант.
Кафедра авиационных радиоэлектронных комплексов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Национальный авиационный университет, Киев, Украина (2014).
Направление научной деятельности: комплексная обработка пилотажной и навигационной информации.
Публикации: 6.
E-mail: bogdan.dolintse@gmail.com