MINISTRY OF SCIENCE AND EDUCATION OF UKRAINE
NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF UKRAINE
«IGOR SIKORSKY KYIV POLYTECHNIC INSTITUTE»

XI INTERNATIONAL CONFERENCE

GYROTECHNOLOGY, NAVIGATION, MOVEMENT CONTROL AND AEROSPACE TECHNIC ENGINEERING

Reports

Section: Devices and systems of navigation and control

This project has been funded with support from the European Commission

This publication reflects the views only of the author, and the Commission cannot be held responsible for any use which may be made of the information contained therein

April 13-14, 2017

Kyiv, Ukraine

XI International Scientific Conference "Gyrotechnology, Navigation, Movement Control And Aerospace Technic Engineering": Collection of reports. K .: Igor Sikorsky KPI, 2017.

This collection contains materials of plenary, sectional and poster presentations, which were presented at the XI International Scientific Conference "Gyrotechnology, Navigation, Movement Control And Aerospace Technic Engineering", held 13-14 April 2017 in Kyiv.

Chief Editor: Zbrutsky O.V.
Editor: Prohorchuk O.V.
Technical Editor: Molodchik O.D.

PROGRAM COMMITTEE

Chairman of the Program Committee:
Zgurovsky M.Z., academician, Rector of "Igor Sikorsky KPI" Ukraine
Co-Chairman of the Program Committee:
Zbrutsky O.V., professor, Ukraine
Members:
Tuz Yu., professor, Ukraine
Sukhov V., professor, Ukraine
Fedorov O., academician, Ukraine
Likholit M., academician, Ukraine
Lebedev D., professor, Ukraine
Korostyljov O., professor, Ukraine
Narkiewicz J., professor, Poland
Wang Wei, professor, China

ORGANIZING COMMITTEE

Chairman of the Organizing Committee:
Marynoshenko O.P.
Executive committee members:
Yaremchuk N.A.
Fedorov V.M.
Dobroliubova M.V.
Prokhorchuk O.V.
Myroliubov A.V.

Signed for publication 02/04/2017

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

XI Міжнародна науково-технічна конференція

ГІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ, КЕРУВАННЯ РУХОМ І КОНСТРУЮВАННЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

ДОПОВІДІ

Секція: Прилади і системи навігації та керування

Цей проект фінансується за підтримки Європейської Комісії

Публікації відображають лише точку зору авторів і Комісія не може нести відповідальність за будь-яке використання інформації, що міститься в збірнику

13-14 квітня 2017
Київ, Україна

XI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017.

Дана збірка містить матеріали пленарних, секційних та стендових доповідей, які були представлені на XI Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», що проводилась 13-14 квітня 2017 р. в м. Києві.

Відповідальний редактор: Збруцький О.В.
Редактор: Прохорчук О.В.
Технічний редактор: Молодчик О.Д.

ПРОГРАМНИЙ КОМІТЕТ

Голова програмного комітету:
Згуровський М.З., академік НАН України, ректор Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Заступник голови програмного комітету:
Збруцький О.В., д.т.н., професор, декан факультету
Члени програмного комітету:
Туз Ю.М., д.т.н., професор, завідувач кафедри
Сухов В.В., д.т.н., професор, завідувач кафедри
Федоров О.П., д.ф.-м.н., член-кор. НАНУ
Ліхоліт М.І., д.т.н., член-кор. НАНУ
Лебєдєв Д.В., д.т.н
Коростильов О.П., д.т.н.
Наркевіч Я., д.т.н., професор
Wang Wei, академік ВАН

ОРГАНІЗАЦІЙНИЙ КОМІТЕТ

Голова організаційного комітету:
Мариношенко О.П., к.т.н., доцент
Члени організаційного комітету:
Яремчук Н.А. – к.т.н., доцент, завідувач кафедри
Федоров В.М. – к.т.н., доцент, завідувач кафедри
Добролюбова М.В. – к.т.н., доцент
Прохорчук О.В. – к.т.н., доцент
Миролюбов А.В. – інженер

Підписано до друку 02.04.2017.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ УКРАИНЫ
«КИЕВСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ ИГОРЯ СИКОРСКОГО»

XI Международная научно-техническая конференция

ГИРОТЕХНОЛОГИИ, НАВИГАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ И КОНСТРУИРОВАНИЕ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

ДОКЛАДЫ

Секция: Приборы и системы навигации и управления

Проект финансируется при поддержке Европейской Комиссии

Публикации отражают только точку зрения его авторов и Комиссия не может нести ответственность за любое использование информации, содержащейся в сборнике

13-14 апреля 2017

Киев, Украина

XI Международная научно-техническая конференция «Гиротехнологии, навигация, ґерування движением и конструирование авиационно-космической техники»: Сборник докладов. К .: КПИ им. Игоря Сикорского, 2017.

Данный сборник содержит материалы пленарных, секционных и стендовых докладов, которые были представлены на XI Международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, ґерування движением и конструирование авиационно-космической техники», которая проводилась 13-14 апреля 2017 в г.. Киеве.

Ответственный редактор: Збруцкий А.В.
Редактор: Прохорчук А.В.
Технический редактор: Молодчик А.Д.

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Председатель программного комитета:
Згуровский М.З., академик НАН Украины, ректор Национального технического университета Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского»
Заместитель председателя программного комитета:
Збруцкий А.В., д.т.н., профессор, декан факультета
Члены программного комитета:
Туз Ю.М., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой
Сухов В.В., д.т.н., професор, аведующий кафедрой
Федоров О.П., д.ф.-м.н., член-кор. НАНУ
Лихолит Н.И., д.т.н., член-кор. НАНУ
Лебедев Д.В., д.т.н
Коростилев О.П., д.т.н.
Наркевич Я., д.т.н., професор
Wang Wei, академик ВАН

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Председатель организационного комитета:
Мариношенко А.П., к.т.н., доцент
Члены организационного комитета:
Яремчук Н.А., к.т.н., доцент, заведующий кафедрой
Федоров В.Н., к.т.н., доцент, заведующий кафедрой
Добролюбова М.В., к.т.н., доцент
Прохорчук А.В., к.т.н., доцент
Миролюбов А.В., инженер

Подписано в печать 02.04.2017

CONTENTS

Section " Sensors, navigation systems, Control systems for mobile objects "

DU YONGLIANG GAO YAKUI
The application of reverse design method in rvdt esign……15
BONDARENKO E.A.
Two systems of wave equations for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a rotating frame of reference: a linear approximation……22
Bondarenko AN, AA Savluk
Control system vibration Coriolis gyro 27
VODYNIH A.A., VODYNIH I.A.
Application vitchiznyanoho satellite navigation equipment to modernize the flight and aircraft systems navihatsiynynyh 31
HLOTOV V.M., GUNINA A.
The use of UAVs for trimble ux5 topographic aeroznimannya ... ……...34
GNATEIKO N.V., STEFAN N.I.
The effect of the earth's rotation field on the measurement of angles with the help of a laser gyroscope 39
DAVYDOV V.P., DUDKO Y.O.
Theoretical and experimental study of uniaxial and triaxial error gyrocompass based on laser gyros 40
ZAIKA S.M., BURNASHEV V.V.
Automatic projectile control system at the stage of entering the laser beam …44
ZBRUTSKY O.V., SARYBOHA G.V., NEVODOVSKYY P.V., VYDMACHENKO A.P., IVAKHIV A.V.
Development ultraviolet polarimeter to monitor changes in the stratospheric layer of the earth ..... ……....48
ZBRUTSKY A.V., CHERNYAK N.G.
Navigation pendulum compensating accelerometers for systems of inertial navigation and control of mobile objects 51
KOROLJOW W. M., KOROLJOWA O. W.
Mathematical model of the error estimation in the determination of the orientation point parameters with the help of the flying platform ..... …...58
NECHIPORENKO O.M., REZNICHENKO I.P.
Analysis of reliability kvadrokoptera .... ……62
NECHIPORENKO O.M. MELASHENKO V.A., PARKHOMENKO N.O.
System reliability analysis method of air signals based on frequency pressure sensors 64
PETRENKO O.V., TSIRUK V.G.
Research capacity depending on temperature piezoelectric transducers as part of a vibrating gyro sensor .... ……68
PIKENEN A.A., MARINOSHENKO A.P., PROHORCHUK O.V.

Use of special point methods to improve the identification and detection of navigation signals 71
RYZHKOV L.M.
Synthesis of active dynamic oscillation quencher 73
RYZHKOV L.M., STEPURENKO D.I.
Analysis of the impact of errors constituent sensors on the accuracy of the orientation .... ……77
MARYNOSHENKO A.P., PIKENIN A.A.
Coordination group flight of unmanned aircraft .... …….82
KOTVYTSKA R.S., SARYBOHA H.V., ZBRUTSKY A.V.
The method of determining the coordinates of a moving object using vision systems 84
SUSHCHENKO A.A., EGOROV S.G.
Multiobjective robust parametric synthesis of gyroscopic stabilization information measuring devices 88
CHERNIAK S.I., MELASHCHENKO O.M. STUDZINSKA I.S., HOTAB A.V.
Reservations bezplatformnoyi aircraft inertial navigation systems, inertial module tactical accuracy class ..... ……93
CHERNIAK M.G., URIEV U.U., DEREVYNSKA O.
Experimental research of metrological characteristics navigational accelerometer pendulum compensation 96

ЗМІСТ

Секція «Чутливі елементи, навігаційні системи, системи керування рухомими об'єктами»

DU YONGLIANG GAO YAKUI
The application of reverse design method in rvdt esign……..……15
BONDARENKO E.A.
Two systems of wave equations for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a rotating frame of reference: a linear approximation……22
БОНДАРЕНКО А.Н., САВЛУК О.О.
Система управління коріолісового вібраційного гіроскопу……..……27
ВОДЯНИХ А.А., ВОДЯНИХ І.А.
Застосування вітчізняного супутникового навігаційного обладнання для модернізації пілотажно-навігаційниних комплексів літальних апаратів……31
ГЛОТОВ В.М., ГУНІНА А.В.
Застосування бпла trimble ux5 для топографічного аерознімання…….....34
ГНАТЕЙКО Н.В., ШТЕФАН Н.И.
Влияние поля вращения земли на измерения углов с помощью лазерного гироскопа……..……39
ДАВИДОВ В.П., ДУДКО Ю.О.
Теоретичні та експериментальні дослідження похибок тривісного та одновісного гірокомпасів на основі лазерних гіроскопів……..40
ЗАИКА С.М., БУРНАШЕВ В.В.
Система автоматического управления снарядом на этапе вхождения в лазерный луч……..44
ЗБРУЦЬКИЙ О. В. , САРИБОГА Г.В., НЕВОДОВСЬКИЙ П. В. , ВИДЬМАЧЕНКО А. П. , ІВАХІВ О.В.
Розробка ультрафіолетового поляриметру для моніторингу змін стратосферного шару землі……48
ЗБРУЦКИЙ А.В., ЧЕРНЯК Н.Г.
Навигационные маятниковые компенсационные акселерометры для систем инерциальной навигации и управления подвижных объектов……..…..…51
KOROLJOW W. M., KOROLJOWA O. W.
Mathematisches modell der fehlerabschätzung bei der bestimmung der orientierpunktparameter mit hilfe von fliegender plattform……....58
НЕЧИПОРЕНКО О. М., РЕЗНІЧЕНКО І. П.
Аналіз безвідмовності квадрокоптера……..……62
НЕЧИПОРЕНКО О.М., МЕЛАШЕНКО В.О., ПАРХОМЕНКО Н.О.
Метод аналізу безвідмовності системи повітряних сигналів на базі частотних датчиків тиску……..……64
ПЕТРЕНКО О.В., ЦІРУК В.Г.

Дослідження залежності ємності п’єзодатчиків від температури в складі чутливого елемента вібраційного гіроскопа ……..……68
ПИКЕНИН А.А., МАРИНОШЕНКО А.П., ПРОХОРЧУК О.В.
Использование методов особых точек с целью улучшения идентификация и детектирования навигационных сигналов……..…...71
РИЖКОВ Л.М.
Синтез активних динамічних гасників коливань……..…….……..73
Л.М. РИЖКОВ, Д.І. СТЕПУРЕНКО
Аналіз впливу складових похибок датчиків на точність визначення орієнтації…….……..77
МАРИНОШЕНКО О.П., ПІКЕНІН О.О.
Узгоджений політ групи безпілотних повітряних суден……..…….82
КОТВИЦЬКИЙ Р.С., САРИБОГА Г.В., ЗБРУЦЬКИЙ О.В.
Метод визначення координат рухомого об`єкту за допомогою системи технічного зору…….……...84
СУЩЕНКО О.А., ЄГОРОВ С.Г.
Багатокритеріальний параметричний синтез робастних систем гіроскопічної стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв……88
ЧЕРНЯК С.І, МЕЛАЩЕНКО О.М., СТУДЗІНСЬКА І.С., ХОТАБ А.В.
Резервування авіаційної безплатформної інерціальної навігаційної системи інерціальним модулем тактичного класу точності……93
ЧЕРНЯК М.Г., ЮР’ЄВ Ю.Ю, ДЕРЕВИНСЬКА О.Ю.
Експериментальне дослідження метрологічних характеристик навігаційного маятникового компенсаційного акселерометра……..…96

DU YONGLIANG GAO YAKUI

THE APPLICATION OF REVERSE DESIGN METHOD IN RVDT DESIGN

1. AVIC The First Aircraft Institute
2. Xi' an, China
3. duyliang@163.com

Abstract: *For the various design parameters, difficulty in design and longer design cycle in RVDT, a reverse design method is proposed in this paper. New RVDT's reverse design based on an existing sensor and the design index, on account of the proportional relationship of electrical characteristics between the existing sensor and the designing sensor, then to associate changes one or collaborative changes more physical parameters, and thus to design a new sensor. Using the reverse design method to design RVDT, it is not need to obtain the physical parameters of the design materials, and thus significantly simplify the RVDT design, shorten the design, manufacturing and verification cycle.*

Keywords: *Reverse design method; RVDT; primary coil; secondary coil*

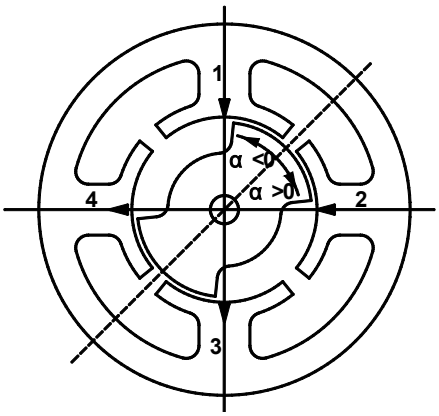
Design is commonly referred to according to certain requirements, through the creative work of designers, a product creation process from scratch. Of course in the process of product design and manufacturing, it cannot leave the experience and inspiration from the existing related or similar things. First of all, goals and technical requirements should be put forward, after a series of design activities such as functional design and creating new programmes, the product would be made. Broadly speaking, forward design is from unknown to known, and is from imagination to reality[1]. Reverse design start from the related information of existing things or products, to explore the association between the product function, performance and that information, and then through imitating or improve the existing products to achieve specific functionality and performance, or the method of optimizing the performance of existing features. Reverse engineering is not a simple copy and imitation, but is an innovative treatment by using tools to analyze and redesign product, enabling new functionality requests or product shows better performance. Reverse design can shorten new product development cycles, and improve the efficiency of design and development. Reverse designs are mostly used in integrated circuit design [2-3] and machining aspects [4-6], integrated circuit reverse design is redesigning the same or similar function chip, mechanical treatment reverse design is designers to digitize physical specimen surface, and use reverse CAD design software to reconstruct the real three dimensional CAD model, again the CAD/CAE/CAM systems are used to implement analysis, redesign, NC programming and machining

process [7]. By analyzing parameter characteristics of typical RVDT, reverse design method is used in the process of improving of certain RVDT, and achieved new RVDT rapidly design and achievemention.

1 Typical 4 pole RVDT magnetic circuit analysis

Quadrupole RVDT design needs to construct two mutually orthogonal equipotential field, which is shown in figure 1, the equivalent magnetic circuit diagram is shown in figure 2, the reluctance of the magnetic circuit is air-gap magnetic resistance, Due to the magnetic field equipotential:

$$F_{M1} = F_{M2} = F_{M3} = F_{M4} = F_M \qquad (1)$$



c

Figure 1 Quadrupole RVDT inner magnetic field diagram

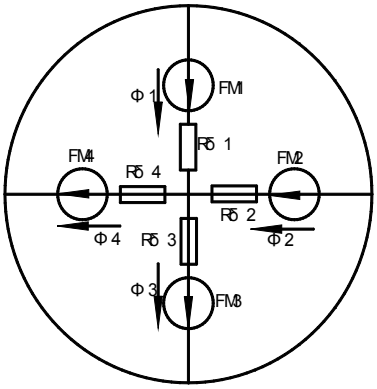


Figure 2 Quadrupole RVDT magnetic equivalent circuit diagram

δ is the thickness of air gap between stator pole and rotor end face; S_a and S_b are covered surface areas of stator pole and rotor end face; r is the radius of the rotor; α is the rotation angle of the rotor, the unit is rad; μ_0 is permeance factor. Assumptions are as follows:

(1) Geometric symmetry of stator and rotor structure.

(2) Stator and rotor core pole work in the linearity range of core magnetization curve, the initial permeability of the material is very high;

(3) Ignore core magnetic reluctance, the load size and nature, leakage reactance and iron-loss.

Then the reluctance of the magnetic circuit is air-gap magnetic resistance, which is:

$$R_{\delta 1} = R_{\delta 3} = \delta / \mu_0 S_a = \delta / (\mu_0 r(\theta - \alpha) h) \quad (2)$$

$$R_{\delta 2} = R_{\delta 4} = \delta / \mu_0 S_b = \delta / (\mu_0 r(\theta + \alpha) h) \quad (3)$$

Magnetic flux can be determined as:

$$\phi_1 = \phi_3 = F_M / R_{\delta 1} = F_M \mu_0 r h(\theta - \alpha) / \delta \quad (4)$$

$$\phi_2 = \phi_4 = F_M / R_{\delta 2} = F_M \mu_0 r h(\theta + \alpha) / \delta \quad (5)$$

2 Typical RVDT engineering design

When designing RVDT, it is necessary to embed four coils N11, N12, N13 and N14 on four salient poles, which are connected in series to form primary side. At the same time, four coils N21, N22, N23 and N24 are needed to embed on the four salient poles and connected in series to form the secondary part. The connections are given in figure 3.

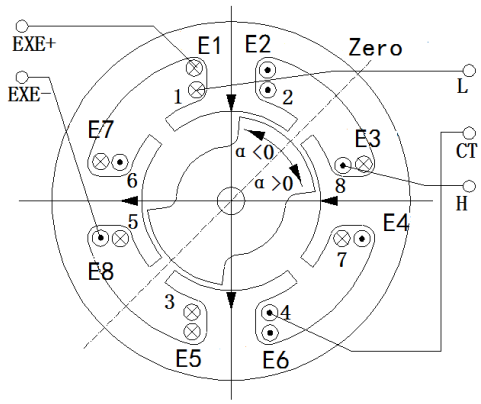


Figure 3 "5 -wire"RVDT structure schematic

According to the principle of electromagnetic induction, when supplying AC excitation current I_1 in primary coils, each coils would generate an alternating the magnetomotive force the coil generates an alternating set of magnetomotive force, suppose $N_{11}=N_{12}=N_{13}=N_{14}=N_1$, Then:

$$F_{M1} = F_{M2} = F_{M3} = F_{M4} = N_1 I_1 = F_M \quad (6)$$

In the four second coils N21, N22, N23 and N24 would generate induced electromotive fore,

In 4 of the two coils N21, N22, n23, n24 will generate induced electromotive forces, which are expressed as:

$$\left.\begin{aligned} e_{21} &= 2\pi f N_{21}\phi_1 \\ e_{22} &= 2\pi f N_{22}\phi_2 \\ e_{23} &= 2\pi f N_{23}\phi_3 \\ e_{24} &= 2\pi f N_{24}\phi_4 \end{aligned}\right\} \tag{7}$$

In the formula, f is excitation power supply frequency. The turns per coil of the second coils on the four poles are equal, which are N21=N22=N23=N24=N2. The second coils connected relation should ensure that the e21 and e23 have same-phase, the e22 and e24 have antiphase.

In this way, the output voltage is:

$$\begin{aligned} U_o &= (e_{22}+e_{24})-(e_{21}+e_{23}) \\ &= 8\pi f N_1 N_2 I_1 \mu_0 r h \alpha / \delta = K \cdot \alpha \end{aligned} \tag{8}$$

The voltage sum, which can be used as online monitoring can be expressed as:

$$\begin{aligned} U_{ILM} &= (e_{22}+e_{24})+(e_{21}+e_{23}) \\ &= 8\pi f N_1 N_2 I_1 \mu_0 r h \theta / \delta = K \cdot \theta \end{aligned} \tag{9}$$

The K in the expression is the sensitivity of RVDT, the unit is V/rad, which is expressed as:

$$K = 8\pi f N_1 N_2 I_1 \mu_0 r h / \delta \tag{10}$$

3 The problems should be solved in typical RVDT design

3.1 Key design parameters

In addition to the measured angle range, there are two parameters need to be focused in RVDT design, namely: the secondary coil output voltage difference U_0 and sum voltage U_{sum}, U_0 represent the relationship between the measured angle and voltage gradient, U_{sum} is used to monitor the working state of the sensor.

3.2 The main problems should be solved in design

Based on the preceding discussion, there are many factors which affect the two parameters, mainly including:

1) The primary coil turns N_1, and the primary coil current densities I_1;

2) The secondary coil turns N_2;

3) Air magnetic diffusivity μ_0;

4) The effective width of stator core h, and radius r of the rotor;

5) Stator pole and the thickness of air gap between the rotor end face δ.

These parameters are either unknown, or not accurate, which brings a certain degree of difficulty of RVDT design.

4 RVDT design Based on reverse method

4.1 Design requirements

The design requirements for a certain RVDT are:

1) The measurement range should not be less than ± 30 °, corresponding voltage of ±30 ° is ±3.7V;

2) Nonlinearity: <2%;

3) Sum voltage: 6.6 ±0.3V;

4) Zero voltage: <40mV.

4.2 RVDT Reverse design

First step, select the samples, formulation design principle.

Design principles: adopt the stator and rotor of the original ones, and use the same winding materials, keep the same mechanical parts, and thus to reduce the design cycle of the new sensor. Analyze the number of turns of the coil, which affects the functions and performance, and the output characteristics. The primary coil is 60 turns, secondary coil is 113 turns. Based on testing we known that the sum voltage of this sample is 9.6V, and the difference voltage of 30° is 5.7V.

Second step, contrast the sample parameters with the required design parameters, by just adjusting the number of secondary coil turns N2 to achieve the desired design, and with other parameters remain unchanged.

According to the working principle of sensor, the relationship between the output voltage and the relevant physical parameters of the sample is:

$$U_{30} = 8\pi f N_1 N_2 I_1 \mu_0 rh \times 30^\circ / \delta = 5.6782 \quad (11)$$

Due to just by using the original RVDT Stator and rotor, and only adjusting the number of secondary coil turns N2 to achieve the desired sensor, its output voltage and related physical parameters can be expressed as:

$$U_{30}^{'} = 8\pi f N_1 N_2^{'} I_1 \mu_0 rh \times 30^\circ / \delta = 3.7 \quad (12)$$

According to formula (11) and (12)

$$\frac{U_o}{U_O^{'}} = \frac{N_2}{N_2^{'}} = \frac{113}{N_2^{'}} = \frac{5.66}{3.7} \quad (13)$$

We know that $N_2^{'}$ should be selected as 74 turns.

Third step, verify if the sum voltage satisfies requirements or not, and make some compensation when its do not meet the requirement.

The sum voltage of the sample can be expressed as:

$$U_{sum} = 8\pi f N_1 N_2 I_1 \mu_0 rh\theta / \delta \quad (14)$$

By changing the secondary coil turns and the value after the voltage can be expressed as:

The theoretical voltage by changing the number of the secondary coil turns is:

$$U_{sum}^{'} = 8\pi f N_1 N_2^{'} I_1 \mu_0 rh\theta / \delta \quad (15)$$

According to formula (14) and (15):

$$\frac{U_{sum}}{U'_{sum}} = \frac{N_2}{N'_2} = \frac{113}{74} > \frac{9.6}{6.6}$$

This is means that after changing the number the secondary coil turns, the sum voltage would not meet the design requirement, and the sum voltage should be forward compensated.

And because $\frac{113 \times 6.6}{9.6} - 74 \approx 4$, so the new sensor design need to increase four turns of coil to satisfy the sum voltage requirement, as is shown in figure 4.

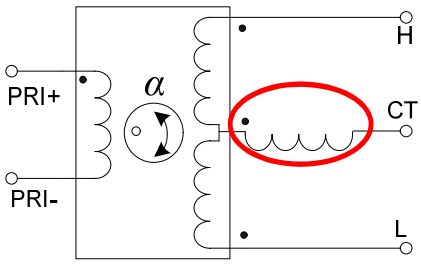


Figure 4 coil compensation method for sum voltage

Fourth step, testing and verification.

According to the relevant design parameters changed above, a test block is built to verify the design satisfy the requirements or not. The test data are shown in table 1, where VA is the voltage of second side between H and CT, VB is the voltage of second side between L and CT. Based on the test, the designed sensor can satisfy the requirement.

Table 1 The performance test table of the new designed sensor

angle (°)	VA (V)	VB (V)	VA-VB(V)	Nonlinearity %	VA+VB(V)
-30	1.447	5.148	-3.701	0.04	6.595
-25	1.768	4.827	-3.058	0.6	6.595
-15	2.386	4.218	-1.832	0.5	6.604
-9	2.754	3.848	-1.093	0.5	6.602
-3	3.121	3.4	-	0.2	6.603

		81	0.360		
0	3.297	3.310	-0.013	0.4	6.608
3	3.484	3.119	0.365	0.1	6.604
9	3.847	2.757	1.089	0.5	6.604
15	4.208	2.386	1.811	0.8	6.594
25	4.825	1.761	3.034	0.5	6.586
30	5.142	1.445	3.696	0.1	6.587

5 Conclusion

During a test process, after confirmed the previous tested RVDT can not meet the requirement, the author designed a new sensor based the method mentioned above, and ensured the test had completed on time. The method used in this paper had been used to design a new sensor only by changing the number of secondary winding number N2, in the same way, the reverse design method can also be use to redesign other one parameter, or by using the weight distribution method to determine multiple parameters at a same time to achieve a new sensor design.

By using the reverse design method to design RVDT, the physical parameters of the materials of the designed RVDT is not needed, the design method is simple and universal. Due to the design based on the existing one, it can also reduce the demand of new sensor materials on environmental testing, and thus significantly reduce the design cycle and cost, therefore it is worthy of popularization and application.

References

[1] *ZHENG Yong-lan, WANG You-jin, ZOU Zhong-wang. Reseach on the Application of Reverse Design Method in Antiaircraft Missile [J]. MODERN DEFENCE TECHNOLOGY, 2011, 39(1):1-11.*

[2] *YAO Sen-bao, TENG Mu-yan, CHEN Lu. Reverse design of integrated circuits [J]. Technology vision, 2014(12):76-76.*

[3] *TANG Xing-gang. The Design of BiCMOS CAN bus transceiver by Reverse Engineering[D]. Jilin University, 2008.*

[4] *WU Zhen-feng, XIE Kun, Chen Zhou-feng. Reverse design of car engine hood and its quality evaluation based on CATIA [J]. JOURNAL OF MACHINE DESIGN, 2013, 30(10).*

[5] *WANG Xu-hui. Research on reverse design and manufacturing technology based on Geomagic design [J]. Journal of MUC(Natural Sciences Edition), 2016, 25(1):46-48.*

[6] *FAN Huan-huan, LIU Shao-guang, WANG Hong-xu. Design of Fairing in the Underside of the Fuselage Based on Reverse Engineer [J]. Mechanical research and Application, 2013(6):114-115.*
[7] *WANG Yan. The application of reverse design in innovative design in Information Era [J]. Scientific information, 2012(30):21-21.*

UDC 537.87

BONDARENKO E.A.

TWO SYSTEMS OF WAVE EQUATIONS FOR ELECTROMAGNETIC FIELD VECTORS $\vec{E}$ AND $\vec{B}$ IN A ROTATING FRAME OF REFERENCE: A LINEAR APPROXIMATION

National Technical University of Ukraine 'Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute'

E-mail: ea_bndrk@ukr.net

*On the base of two systems of Maxwell's equations for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a uniformly rotating frame of reference, which were first proposed in works by L.I. Schiff [Proc. Natl. Acad. Sci. USA **25**, 391 (1939)] and W. Irvine [Physica **30**, 1160 (1964)], two corresponding systems of wave equations are derived (to first order in Ω).*

Keywords: Maxwell's equations, wave equations, Sagnac effect, ring laser gyro.

1. Introduction

As an analysis of the literature shows, there are mainly two basic systems of Maxwell's equations for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ which are written in a frame of reference uniformly rotating with angular velocity Ω. Both systems are based on the Galilean description of rotation, and both of them utilize the Newton (absolute) time t.

In the absence of free charges and currents, the first system (proposed in work [1]) has the form (we keep the terms only up to first order in Ω)

$$\vec{\nabla}\times\vec{E}+\frac{\partial\vec{B}}{\partial t}=0,$$

$$\vec{\nabla}\cdot\vec{B}=0,$$

$$\vec{\nabla}\times(\vec{B} - \frac{1}{c^2}\vec{v}\times\vec{E}) - \frac{1}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}(\vec{E} - \vec{v}\times\vec{B}) = 0,$$
$$\vec{\nabla}\cdot(\vec{E} - \vec{v}\times\vec{B}) = 0,$$
(1)

and the second one (proposed in work [2]) is

$$\vec{\nabla}\times\vec{E} + \frac{\partial}{\partial t}(\vec{B} + \frac{1}{c^2}\vec{v}\times\vec{E}) = 0,$$
$$\vec{\nabla}\cdot(\vec{B} + \frac{1}{c^2}\vec{v}\times\vec{E}) = 0,$$
$$\vec{\nabla}\times\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}(\vec{E} - \vec{v}\times\vec{B}) = 0,$$
$$\vec{\nabla}\cdot(\vec{E} - \vec{v}\times\vec{B}) = 0.$$
(2)

Both systems (and their derivation) are discussed in works [3, 4].

In expressions (1) and (2), all the quantities are specified by the formulas

$$\vec{\nabla} = \hat{x}(\partial/\partial x) + \hat{y}(\partial/\partial y) + \hat{z}(\partial/\partial z),$$
$$\vec{E} = E_x\,\hat{x} + E_y\,\hat{y} + E_z\,\hat{z},$$
$$\vec{B} = B_x\,\hat{x} + B_y\,\hat{y} + B_z\,\hat{z},$$
$$\vec{\Omega} = \Omega_x\,\hat{x} + \Omega_y\,\hat{y} + \Omega_z\,\hat{z},$$
$$\vec{r} = x\,\hat{x} + y\,\hat{y} + z\,\hat{z},$$
$$\vec{v} = \vec{\Omega}\times\vec{r} = v_x\,\hat{x} + v_y\,\hat{y} + v_z\,\hat{z},$$
$$v_x = \Omega_y\,z - \Omega_z\,y, \qquad v_y = \Omega_z\,x - \Omega_x\,z, \qquad v_z = \Omega_x\,y - \Omega_y\,x.$$
(3)

Here $\hat{x}$, $\hat{y}$, $\hat{z}$ are the unit vectors which form an orthogonal coordinate basis $\{\hat{x}\,\hat{y}\,\hat{z}\}$ of a rotating frame; E_x, E_y, E_z and B_x, B_y, B_z are the components of vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in this basis; $\vec{\Omega}$ is the vector of angular velocity with which basis $\{\hat{x}\,\hat{y}\,\hat{z}\}$ rotates in an inertial frame; Ω_x, Ω_y, Ω_z are the components of vector $\vec{\Omega}$; $\vec{r}$ is the radius-vector of the given observation point in basis $\{\hat{x}\,\hat{y}\,\hat{z}\}$; x, y, z are the components of vector $\vec{r}$; $\vec{v}$ is the vector of linear tangential velocity of the

observation point calculated in an inertial frame; v_x, v_y, v_z are the components of vector $\vec{v}$.

As we can see, the above two systems of Maxwell's equations (1) and (2) for electromagnetic field vectors are not identical: system (1) has asymmetrical structure with respect to Ω in a sense that rotation manifests itself only in third and fourth equations but not in first and second ones; system (2) has symmetrical structure with respect to Ω because rotation manifests itself in all four equations. In this situation we may ask the question: what will be the form of the corresponding wave equations for the named vectors in the first and second cases? The answer to this question is not given in the literature. So our aim is to derive (with accuracy to first order in Ω) the wave equations for vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ – at first on the base of system of Maxwell's equations (1), and then – on the base of system (2). The final result of this derivation is presented in section 2.

2. Two systems of wave equations for vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a rotating frame of reference: a comparative analysis

The first system of wave equations for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ [which was derived from system of Maxwell's equations (1)] has the form

$$\vec{\nabla}^2\vec{E} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{E}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{E} - \vec{\Omega}\times\vec{E}] - 2\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{B}) = 0,$$

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B} - \vec{\Omega}\times\vec{B}] = 0.$$

(4)

The second system of wave equations [which was obtained from system of Maxwell's equations (2)] is

$$\vec{\nabla}^2\vec{E} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{E}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{E} - \vec{\Omega}\times\vec{E}] - 2\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{B}) = 0,$$

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B} - \vec{\Omega}\times\vec{B}] + \frac{2}{c^2}\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{E}) = 0.$$

(5)

Expressions (4) and (5) represent the two different systems of wave equations for vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a uniformly rotating frame of reference. From analysis of these systems it follows:

1) the factor of rotation causes [via quantities $\vec{\Omega}\times\vec{E}$, $\vec{\Omega}\times\vec{B}$, $\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{E})$, $\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{B})$] the arising of longitudinal $\vec{E}$- and $\vec{B}$-components of electromagnetic waves which interact with their transversal ones (this agrees with the statement of work [5]);

2) the wave equations for vector $\vec{E}$ in both systems have the same form (this confirms the statement of work [3]), while the equations for vector $\vec{B}$ have different form;

3) the structure of equations for vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in first system is asymmetrical (with respect to Ω). Therefore the propagation of $\vec{E}$- and $\vec{B}$-components of electromagnetic waves in a rotating frame of reference will be governed by qualitatively different laws;

4) the structure of the wave equations in second system is symmetrical. Hence the propagation of the named field components will be governed by similar laws.

Systems of wave equations (4) and (5) may serve as a theoretical basis for detailed study the process of electromagnetic waves propagation in a rotating frame of reference. But before the beginning of such study, the researcher must first solve the problem of choosing between the named systems (because the final results will be different).

3. Simplified wave equations for vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ in a rotating frame of reference

As we can see from the above two systems of wave equations (4) and (5), the factor of rotation causes the arising of longitudinal $\vec{E}$- and $\vec{B}$-components of electromagnetic waves which interact with their transversal ones. To find analytical solutions of such systems of equations is a difficult task (see, for example, calculations in work [5]). But if it is acceptable to ignore these longitudinal components to make the wave equations more simple for analysis, then quantities $\vec{\Omega}\times\vec{E}$, $\vec{\Omega}\times\vec{B}$, $\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{E})$, $\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{B})$ in (4) and (5) may be dropped. As a result, both systems of wave equations are transformed into the two identical sets of separate (independent of each other) wave equations for vector $\vec{E}$ and vector $\vec{B}$ of a simplified form:

$$\vec{\nabla}^2\vec{E} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{E}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{E}] = 0,$$

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B}] = 0\,.$$

(6)

The equation for vector $\vec{E}$ in (6) and its analytical solution are well-known in the theory of ring laser gyro (see, for example, works [6, 7]). It was obtained in the named works by approximate methods (some terms have been neglected in the process of calculation) on the base of system of Maxwell's equations (1).

From analysis of simplified wave equations (6) it follows that the propagation of $\vec{E}$- and $\vec{B}$-components of electromagnetic waves in a rotating frame of reference will be governed by identical laws.

Thus, in approximation of transversal electromagnetic waves, the distinction between the above two systems of wave equations (4) and (5) vanishes: both of them take the form of (6).

P.S. Detailed derivation of systems of wave equations (4) and (5) for electromagnetic field vectors $\vec{E}$ and $\vec{B}$ is presented in work [8].

References

1. *L.I. Schiff. A question in general relativity. Proc. Natl. Acad. Sci. USA* ***25****, 391 (1939).*
2. *W. Irvine. Electrodynamics in a rotating system of reference. Physica* ***30****, 1160 (1964).*
3. *L.N. Menegozzi,W.E. Lamb, Jr. Theory of a ring laser. Phys. Rev. A* ***8****, 2103 (1973).*
4. *K.T. Mcdonald. Electrodynamics of rotating systems (Princeton University, 2008);*
   http://physics.princeton.edu/~mcdonald/examples/rotatingEM.pdf.
5. *G. Lianis, D. Whicker. Electromagnetic phenomena in rotating media. Arch. Ration. Mech. Anal.* ***57****, 325 (1975).*
6. *S.G. Zeiger, Yu.L. Klimontovich, P.S. Landa, E.G. Lariontsev, E.E. Fradkin. Wave and Fluctuation Processes in Lasers (Nauka, 1974) (in Russian).*
7. *W.W. Chow, J. Gea-Banacloche, L.M. Pedrotti, V.E. Sanders, W. Schleich, and M.O. Scully. The ring laser gyro. Rev. Mod. Phys.* ***57****, 61 (1985).*
8. *E.A. Bondarenko. Two systems of Maxwell's equations and two corresponding systems of wave equations for electromagnetic field vectors* $\vec{E}$ *and* $\vec{B}$ *in a rotating frame of reference: a linear approximation. Ukr. J. Phys.* ***62****, 99 (2017).*

УДК 629.7.05

БОНДАРЕНКО А.Н.[1], САВЛУК О.О.[2]

СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ КОРІОЛІСОВОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПУ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail: [1]sashbond@ukr.net, [2]savluk.o.a@gmail.com

Викладається ефективний принцип побудови дискретної системи управління твердотільного хвильового гіроскопу (ТХГ) на основі фазового автопідстроювання частоти, оцінюються можливості по точності і діапазону вимірювання такого типу приладів.

Ключові слова: *твердотільний хвильовий гіроскоп, цифрова система управління, фазове автопідстроювання частоти, пучність, компенсація, вузол, генерація, електростатична система*

Представляется эффективный принцип построения дискретной системы управления твердотельного волнового гироскопа на основе фазовой автоподстройки частоты, оцениваются возможности по точности и диапазону измерения такого типа приборов.

Ключевые слова: *твердотельный волновой гироскоп, цифровая система управления, фазовая автоподстройка частоты , электростатическая система компенсации*

The efficient principle of building of discrete control system for a hemispherical resonator gyroscope with phase auto tuning frequency is presented, sensors accuracy and range possibilities are estimated.

Keywords: *hemispherical resonator gyroscope, discrete control system, phase auto tuning of frequency, electrostatic drive system.*

Вступ. Одним з найбільш перспективних приладів, призначених для визначення вектору кутової швидкості обертання об'єкта, з точки зору співвідношення ціни до точності одержуваної інерційної інформації, є твердотільний хвильовий гіроскоп (ТХГ). Він входить до складу блоків навігаційних пристроїв наземної, морської, авіаційної та космічної техніки. Технологія виготовлення ТХГ вимагає лише якісних операцій механічного оброблення. Принцип дії твердотільного хвильового гіроскопу ґрунтується на інерційних властивостях пружних стоячих хвиль, які збуджуються в резонаторі. Резонатор має вигляд пружної осесиметричної оболонки, яке наближено розглядається як пружне нерозтяжне кільце. У загальному випадку до складу ТХГ входить резонатор, датчик розгойдування, датчик переміщення, електронний вузол обробки сигналу, а також корпусні, опорні і допоміжні деталі. Більшість приладів мають півсферичний резонатор (рис.1) на ніжці із плавленого кварцу, ситалу або іншого матеріалу, що володіє малим коефіцієнтом втрат (високою добротністю) при коливаннях та малим

температурним коефіцієнтом частоти. Максимальне використання зазначених переваг та якісні метрологічні характеристики забезпечує система управляння гіроскопу. В доповіді запропоновано систему фазового автопідстроювання частоти (ФАПЧ), адаптовану для побудови цифрової системи управління гіроскопу на базі кварцового напівсферичного резонатору із ємнісним датчиком переміщення та електростатичною системою генерації та компенсації.

Опис конструкції гіроскопу. Півсферичний резонатор розміщується над восьма електродами (рис.1), які відстоять один від одного на кут 45°. Електродам дається назва у відповідності до рис.1 для правильного зв‘язку між елементами електричної і механічної частин системи управління. В пучності здійснюється вимірювання амплітуди коливань первинної стоячої хвилі [1] з тим, щоб потім її підтримувати подачею напруги електроди генерації. В вузлі вимірюється амплітуда вторинної стоячої хвилі, викликаної коріолісовим прискоренням, з тим, щоб її компенсувати через електроди компенсації.

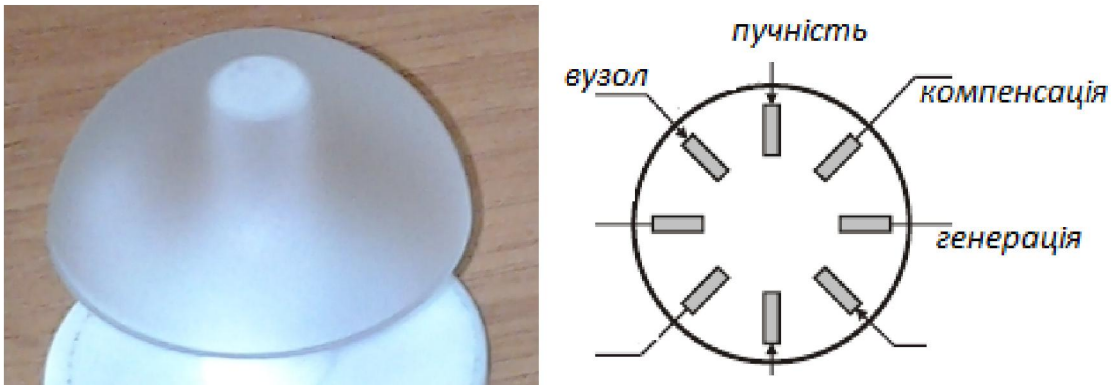


Рис.1. Кварцовий резонатор та схема розміщення електродів системи управління

Електроди формуються напиленням електропровідного металу на скляну підложку [2]. Внутрішня поверхня резонуючої півсфери має таке ж напилення, як і електроди. Порожнина, в якій знаходиться резонатор з електродами, вакуумується до рівня 10^{-2} Па для забезпечення необхідної добротності коливань, яка може досягати 1000000 од. Електровивід із порожнини здійснюється через окремі гермовиводи від кожного з електродів. На відстані не більше 15 см до електропідводів знаходиться плата АЦП для нормування сигналу та включення чутливого елементу до цифрової системи управління. Плата АЦП електрично з‘єднується із цифровою платою сигнального процесору та платою живлення. Всі плати виділяються окремо для полегшення підтримання стабільного теплового режиму електронних вузлів. Для роботи системи ФАПЧ в одномодовому режимі балансуванням резонатора забезпечується його різночастотність та різнодобротність менша, ніж полоса

пропускання самого резонатора. Балансування здійснюється вибором певної маси по чотирьом симетричним точкам на зовнішній поверхні резонатора.

Опис роботи і налаштування системи управління. Система управління гіроскопу складається з контуру генерації коливань (зверху, рис. 2) та контуру компенсації (знизу, рис. 2) . Під час коливань резонатора внаслідок зміни ємності в пучності виникає електрична напруга. Ця змінна напруга за допомогою амплітудного й фазового детекторів перетворюється в постійні сигнали амплітуди напруги і фази коливань, яка порівнюється із заданою Uпучн. та φ ген. Якщо амплітуда відрізняється від заданої, то через ПІ-регулятор амплітуда генерації змінюється до того часу поки не зрівняється із заданою. Тоді генерація здійснюватиметься із заданою амплітудою з малою похибкою 10^{-7} …10^{-9} В. Для стабілізації частоти передбачений контур фазового автопідстроювання частоти. Фаза із фазового детектора передається на змішувач, і далі, через ПІД-регулятор, на числовий опорний генератор.

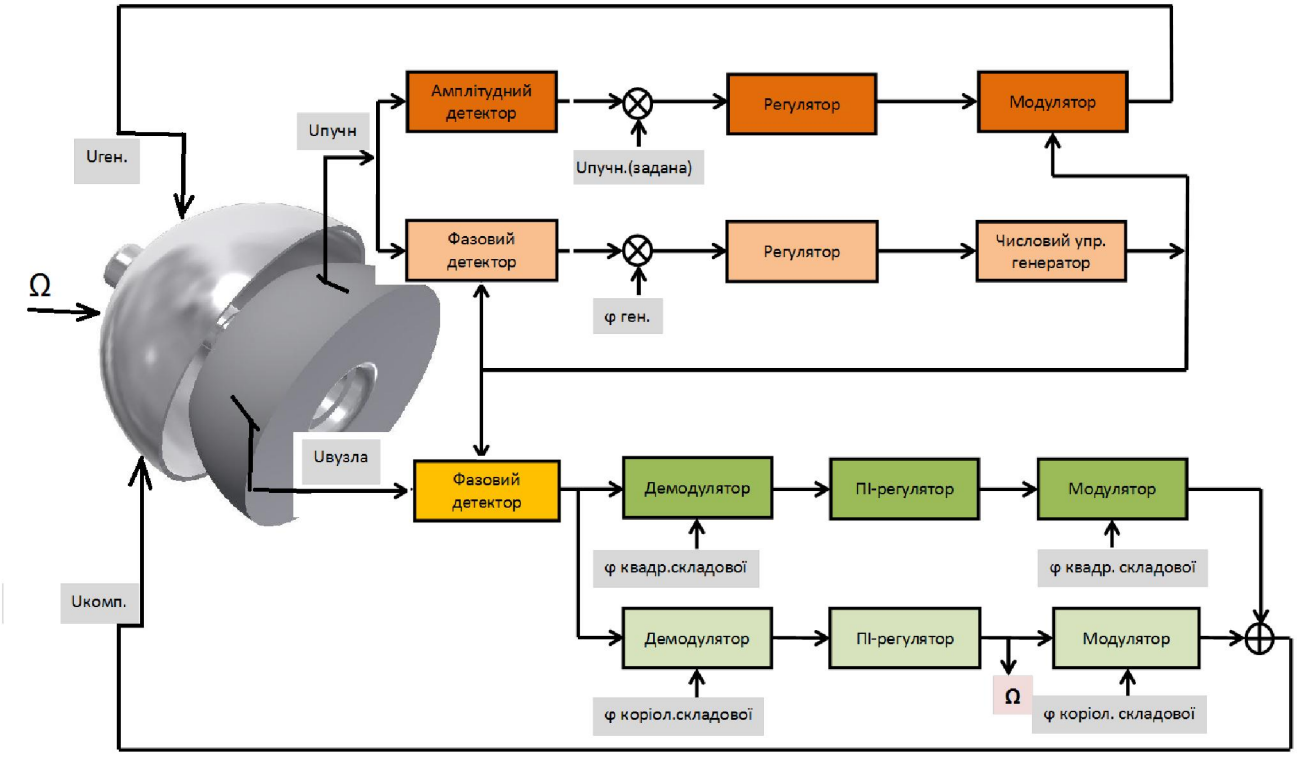


Рис. 2 . Структурна схема системи управляння гіроскопу

З числового керуючого генератора подається сигнал для фазового детектування, як для контуру генерації, так і для контуру компенсації. Результатом порівняння опорного сигналу й вихідного із електродів пучності є відмінність фази пучності від фази генератора. Якщо фаза не співпадає із заданою, то сигнал, пропорційний неспівпадінню, передається на числовий опорний генератор і змінює його частоту генерації. Змінюється частота генерації до тих пір, поки фаза генерації та фаза пучності не співпадуть з точністю до φ ген. Значення φ ген. має бути близьким до 180 град., однак внаслідок не ідеальності елементів контуру управління не співпадатиме із

зазначеним числом. Підбір фази φ ген. під час настроювання контуру управління здійснюється таким чином, щоб забезпечити максимальну амплітуду коливань пучності. Таким чином здійснюється стабілізація частоти числового управляючого генератора та завершується стабілізація швидкості коливань в пучності. Після настроювання контуру генерації амплітуда коливань пучності та фаза демодуляції фіксуються в програному коді системи управління. Стабільність швидкості коливань пучності забезпечує необхідну стабільність коефіцієнту перетворення гіроскопу.

Внаслідок дії коріолісової сили в пучностях, виникає коливання під 45° відносно вихідного коливання. Компенсаційний контур намагається придушити це коливання за рахунок від'ємного зворотнього зв'язку. Тому елементи контуру компенсації розташовані під кутом в 45˚ до силових елементів контуру генерації. На фазовому детекторі фаза генератора порівнюється з фазою вузла. Сигнал синфазний є квадратурним і некорисним. Амплітуда протифазного сигналу пропорційна амплітуді коріолісової сили, тому його можна назвати коріолісовим. Амплітуда коливань протифазної складової буде пропорційна переносній вимірюваній швидкості. На відміну від контуру генерації, в якому фаза пучності на 180˚ градусів зсунута від фази генерації, в контурі компенсації фаза вузла має співпадати з фазою компенсації.

Налаштування контуру компенсації здійснюється в два етапи. Спочатку на нерухомій основі здійснюється компенсація сигналу у вузлі в нуль методом почергового ітераційного підстроювання амплітуди і фази до зменшення рівня напруги у вузлі менше 1mV. На другому етапі проводиться обертання за і проти годинникової стрілки в межах до 90 град. з невеликою (до 10 град /с) швидкістю обертання платформи. Дочекатися під час обертання встановлення постійного значення фази. Сума значень фаз в прямому і зворотному напрямку має дорівнювати 180 град. Значення цієї фази також записується в програмному коді системи управління. Для контуру управління квадратурою встановлюється фазовий кут на 90 град. більше від фазового кута коріолісової складової. Для більш точного настроювання фаз квадратурної та коріолісової складової здійснюється імітація обертання шляхом подачі сигналу на датчики компенсації на рівні 0,1 В, що приблизно відповідає 3 град/с. Оскільки імітація обертання позбавляє від нестабільності стендового обладнання, то здійснюється точне настроювання фази модуляції сигналів, які надходять на електроди компенсації через квадратурний та коріолісовий конури компенсації, до забезпечення точного значення різниці фаз контурів у 90 град., і різниці фаз коріолісової складової по відношенню до фази генерації також у 90 град. Після виключення імітації та виключення придушення сигналу у вузлі, здійснюється замикання квадратурних і коріолісових контурів. В настроюванні смуги пропускання гіроскопу використовується імітація сінусоідального сигналу в контурі компенсації при замкнених контурах управління та послідовне збільшення коефіцієнтів ПІ-регулятора.

Розрахунки коефіцієнту перетворення та величини нульового сигналу гіроскопу здійснювались по формулам, представленим в [3]. Розрахунки силових та вимірювальних елементів системи управління здійснювались за відомими формулами для ємнісних та електростатичних датчиків.

Висновки. Використання цифрових систем управління в ТХГ дозволить на рівні простих програмних кодів побудувати фазове автопідстроювання частоти зі стабільністю 10^{-9}, достатній для вимірювання кутової швидкості із похибкою тисячних часток град/год. Розрахунки показали можливість при напрузі компенсації до 200 В забезпечити діапазон вимірювання кутової швидкості не менше 150 град/с, номінальне значення нульового сигналу на рівні 50 град/год.

Літетратура

1. Матвеев В.А., Липатников В.И., Алехин А.В. Проектирование волнового твердотельного гироскопа. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 168 с.

2. Практическая разработка инерциальных систем ориентации и навигации на твердотельных волновых гироскопах / А. В. Требухов и др ,// XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор». – 1996г. – С.68-77.

3. Д.Д. Линч. Кориолисовый вибрационный гироскоп. // Симпозиум по гиротехнологиям. – Штуттгарт, Германия – 1998 г. – 15с.

ВОДЯНИХ[1] А.А., ВОДЯНИХ[2] І.А.

ЗАСТОСУВАННЯ ВІТЧІЗНЯНОГО СУПУТНИКОВОГО НАВІГАЦІЙНОГО ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ МОДЕРНІЗАЦІЇ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНИНИХ КОМПЛЕКСІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.

[1]ДП «Оризон-Навігація», м. Сміла

[2]ТОВ НВФ "МС АВІА-ГРЕЙД", м. Запоріжжя

Державне підприємство «Оризон-Навігація» м. Сміла вже більше 35 років займається розробкою, виробництвом і впровадженням в експлуатацію апаратури споживачів супутникових навігаційних систем (АС СНС) GPS/GLONASS/SBAS різного призначення: для авіаційних, морських і наземних споживачів, геодезичної зйомки, синхронізації зв'язку та ін.

Все обладнання, що випускається підприємством серійно, сертифіковане. Впроваджена Система менеджменту якості та отриманий сертифікат відповідності стандарту ISO 9001-2008. Підприємство сертифіковане Державною авіаційною службою України як розробник і як виробник авіаційного обладнання.

Розробка зразків апаратури військового призначення проводиться під контролем Представництва Замовника. На замовлення Збройних Сил України

розроблена, впроваджена в серійне виробництво та постачається для потреб Повітряних Сил апаратура СН-3307 трьох модифікацій (Су-25, МіГ-29 і Су-27).

Для потреб Повітряних Сил ЗС України виконуються проекти зі створення нових сучасних інформаційно-навігаційних комплексів: СН-4307, СН-4327, СН-4308, СН-4309, СН-4315, СН-4327.

Підприємством також виробляється апаратура для цивільної авіації: СН-4312 і БПСН-2.

Проходить випробування вітчизняна апаратура СН-4312У для військової транспортної авіації.

На підприємстві в ініціативному порядку розроблена апаратура СН-4314 «Електронний пілотажний індикатор», яка призначена для заміни існуючих електро-механічних індикаторів.

Розроблений блок перетворення цифрових каналів в аналогові (код-сельсін) (БПКС) для використання при модернізації літаків.

Наявність такого широкого спектру вітчизняного навігаційного обладнання дозволяє успішно проводити модернізацію літальних апаратів (ЛА) різних типів і призначення.

Такий підхід дозволяє підвищити тактико-технічні характеристики існуючого парку літаків та вертольотів до рівня сучасних вимог.

Добре себе зарекомендували ті підходи та технічні рішення, що були опрацьовані та застосовані при модернізації літаків Су-25, МіГ-29 і Су-27.

В цьому сенсі найбільш показним є досвід модернізації пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) вертольоту Мі-2, яка була запропонована та проведена фахівцями вітчизняного підприємства ТОВ НВФ «МС АВІА-ГРЕЙД», м. Запоріжжя.

ТОВ НВФ «МС АВІА-ГРЕЙД» професійно і на високому рівні вирішує питання, пов'язані з: модернізацією пілотажно-навігаційних комплексів ЛА, технічним контролем і аналізом польотних даних бортових систем реєстрації, обробкою даних систем контролю ЛА, розробкою стандартного програмного забезпечення, виробництвом блоків агрегатів ЛА.

Застосування у складі ПНК модернізованого Мі-2 АС СНС GPS/GLONASS/SBAS СН-4312У дозволяє значною мірою спростити вирішення задач навігаційного та топогеодезичного забезпечення, як на етапі підготовки, так і під час виконання польоту.

Апаратура призначена для роботи у складі бортового радіоелектронного обладнання з цифровими і аналоговими лініями обміну інформації і може формувати сигнали управління в САУ.

Забезпечена робота зі стандартною всесвітньою і призначеною для користувача базою навігаційних даних, індикація пілотажно-навігаційної інформації і режимів роботи в цифробуквеному та графічному вигляді.

Є можливість централізованого керування бортовими системами радіотехнічного обладнання (VOR і DME) в автоматичному і ручному режимах, формування і видачі навігаційної інформації для відображення на пілотажно-

навігаційних приладах і на індикаторах електронної системи індикації (або багатофункціональних індикаторах).

Ще однією особливістю модернізації є застосування у ПНК електронного пілотажного індикатору (ЕПІ) СН-4314.

ЕПІ в складі комплексів пілотажно-навігаційного комплексу модернізованого вертольоту призначений для індикації в цифробуквеному і графічному вигляді пілотажної і навігаційної інформації, а також інформації про стан бортових систем.

ЕПІ може бути застосований як прилад командний пілотажний (ПКП), або як прилад навігаційний плановий (ПНП). Перемикання режимів виконується оператором.

У режимі ПКП ЕПІ відображає просторове положення ЛА відносно центра ваги і заданої траєкторії польоту, в горизонтальній і вертикальній площинах, відхилення швидкості ЛА від заданої швидкості, справність роботи системи траєкторного управління, справність датчиків авіагоризонту, радіовисотомір.

У режимі ПКП ЕПІ також забезпечує індикацію просторового положення ЛА - вид з літака на землю.

У режимі ПКП ЕПІ забезпечує індикацію: крену, тангажу, відхилення від ЛЗП, відхилення від глісади, горизонтальної швидкості польоту та відхилення від заданої горизонтальної швидкості, вертикальної швидкості та відхилення від заданої вертикальної швидкості, висоти польоту та відхилення від заданої висоти польоту, сигналізацію про відмову бортового обладнання (індикатор).

У режимі ПНП ЕПІ забезпечує відображення інформації про стан ЛА щодо заданої лінії шляху в горизонтальній площині, сторін світу, а також радіоорієнтирів, при польоті по маршруту і при заході на посадку в умовах денного освітлення і вночі.

У режимі ПНП ЕПІ забезпечує індикацію: поточного курсу, заданого курсу, дальності до кінцевого пункту маршруту, поточного азимута або курсового кута однієї або двох радіостанцій, відхилення від рівносигнальної зони курсового маяка під час заходу на посадку, відхилення від рівносигнальної зони гліссадного маяка під час заходу на посадку.

ЕПІ забезпечує сигналізацію про відмови датчиків інформації.

Використання функціоналу СН-4312У та СН-4314 надає можливість вирішення завдань навігації и керування вертольотом на всіх етапах польоту від зльоту до заходу на посадку, по повітряних трасах і довільних маршрутах, на обладнаних і необладнаних трасах, в будь-який час доби за допомогою систем навігаційних супутників ГЛОНАСС (L1) , GPS (L1);

На підприємстві постійно проводиться наукова і дослідно-конструкторська діяльність пов’язана зі створенням нових видів навігаційного обладнання.

В якості основних перспективних напрямків розвитку АС СНС розглядаються такі як:

- подальший розвиток та створення АС для роботи з новими СНС;
- підвищення вимог до показників точності визначення місцеположення;

- підвищення вимог до завадозахищеності АС СНС;
- створення інтегрованих навігаційних систем;
- розробка та впровадження сучасних електронних обчислювальних приладів із програмним забезпеченням для автоматизації спеціалізованих розрахунків.

Всім зацікавленим установам запропоновано проведення спільних досліджень з метою підвищення ефективності об'єктів військової техніки за рахунок використанням обладнання, яке розробляється та виготовляється в ДП «Оризон-Навігація».

УДК

ГЛОТОВ В.М., ГУНІНА А.В.

ЗАСТОСУВАННЯ БПЛА TRIMBLE UX5 ДЛЯ ТОПОГРАФІЧНОГО АЕРОЗНІМАННЯ

Національний університет «Львівська політехніка», м. Львів, Україна,
volodymyr.m.hlotov@lpnu.ua

Метою роботи є аналіз можливості застосування безпілотного літального апарату (БПЛА) TRIMBLE UX5 для топографічного аерознімання. Дані аерознімання опрацьовувались в спеціалізованому фотограмметричному програмному забезпеченні Pix 4D, за допомогою якого проводилось створення ортофотоплану. Для проведення оцінки точності отриманих результатів аерознімання в програмному пакеті Digitals було виміряно координати контрольних точок за ортофотопланом та обчислено середні квадратичні похибки (СКП) відносно координат, виміряних на місцевості методом ГНСС.

Ключові слова: *безпілотний літальний апарат; аерознімання; ортофотоплан.*

Целью работы является анализ возможности применения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) TRIMBLE UX5 для топографической аэросъёмки. Данные аэросъемки обрабатывались в специализированном фотограмметрическом программном обеспечении Pix 4D, с помощью которого проводилось создание ортофотоплана. Для проведения оценки точности полученных результатов аэросъемки в программном пакете Digitals были измерены координаты точек по ортофотоплану и рассчитаны средние квадратические погрешности (СКП) относительно координат, измеренных на местности методом ГНСС.

Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат; аэросъемка; ортофотоплан.*

The aim of this work is to opportunity analysis of application the unmanned aerial vehicle (UAV) TRIMBLE UX5 for topographic aerial surveying. Data of aerial surveying were developed in a specialized photogrammetric software Pix 4D, by which carried the orthophotomap creation. To assess the accuracy of the aerial survey results the coordinates of points on orthophotomaps were measured in Digitals software package and calculated root mean square error (RMSE) relative to the coordinates measured on the ground by GNSS.

Keywords: *unmanned aerial vehicle; aerial survey; orthophotomap.*

Постановка проблеми. Неякісна кадастрова інформація в базах даних, яка створювалась впродовж багатьох років, приводить до виникнення проблем із межуванням сусідніх ділянок. Тому, виправлення цих помилок є надзвичайно актуальною задачею. В даний час сучасні технології створення ортофотопланів та топографічних і кадастрових планів базуються саме на застосуванні матеріалів цифрового аерознімання. Альтернативним рішенням є впровадження для вищевказаних цілей безпілотних літальних апаратів.

Аналіз останніх досягнень та публікацій.

Для досягнення максимальної точності створених ортофотопланів при нестабільності польоту БПЛА автори [Восвило Щ.] пропонують: проектувати аерознімання з підвищеним поздовжнім та поперечним перекриттям знімків; забезпечувати наявність опознаків на маршрутах або навіть окремих знімках; застосовувати для аерознімання калібровані камери, які забезпечують витримку1/200 с і менше та мають фіксовану фокусну відстань та погоджувати роботу аерознімальної камери роботою бортового двохчастотного GPS приймача з диференційним режимом вимірювання; виконувати строге опрацювання матеріалів аерознімання з контролем всіх його етапів.

Варто зауважити, що в роботі не наведені похибки планових координат та висот виміряних на створеному ортофотоплані.

В публікації [Цицихов, 2014] розглянуті такі моделі БПЛА, як Trimble UX5 і Zala 421-16EM. Хоча автори говорять що застосування БПЛА Trimble UX5 і Zala 421-16EM для аерознімання дозволяє отримати ортофотоплани найвищої якості, проте порівняльного аналізу координат виміряних на ортофотоплані з координатами, виміряними на місцевості у висновках немає.

В статтях [Catur A., 2015; Mitch B., 2010] наведені практичні дослідження застосування БПЛА для цілей картографування. Система складається з БПЛА та цифрової камери. Частину даних, отриманих зі створеного ортофотоплану застосовують для встановлення кадастрових меж та моніторингу рослинності. ЦМР забезпечує інформацією про висоту дерев і топографію місцевості з точністю 3-6 пікселя або 0,5-2,5 м, точність планових координат досягає з 10-40 см. На нашу думку в роботах не розкрите питання вдосконалення процесу створення ортофотопланів з метою покращення точності.

В статті [Haarbrink R., 2008] автори представили проект, де на ділянці 200×300 кв.м. проводилось аерознімання з гелікоптера, який застосовують для цілей картографування, з висоти 100 м, яке тривало 5 хвилин. Після цього були створені ортофотоплани, тривимірні векторні карти і цифрові моделі рельєфу (ЦМР) з щільністю приблизно 50 точок на квадратний метр. СКП висот створеної ЦМР склала 4 см, планових координат – 2 см. Хоча автори наводять похибки планових координат та висот, проте апріорної оцінки точності та

порівняльного аналізу з координатами, виміряними на місцевості у висновках немає.

Метою роботи є аналіз стосовно можливості застосування БПЛА Trimble UX5 для створення великомасштабних картматеріалів , а також виявлення і усунення недоліків в процесі аерознімання та опрацювання аерознімків.

Викладення основного матеріалу. Об'єктом дослідження була вибрана ділянка сільського населеного пункту площею 0,5 кв. км. з перепадом висот 20 м.

Технологічна схема цифрового стерефотограмметричного методу складалась з наступних процесів: розрахунок апрірної оцінки точності визначення просторових координат точок місцевості; проектування маршрутів аерознімання; проведення планово-висотної підготовки (ПВП); аерознімання з БПЛА; обробка знімків та створення ортофотоплану та ЦМР, оцінка точності отриманих результатів

Для підтвердження можливості застосування цифрового стереофотограмметричного методу було розраховано апріорну оцінку точності визначення просторових координат місцевості. СКП було розраховано за формулами [Вовк А., 2015] (табл.1).

Таблиця 1

Апріорне значення СКП просторових координат точок об'єкту

Модель БПЛА	**Висота знімання (м)**	**1: $m_{зн}$**	**1:M**	**Переріз горизонталей (м)**	**(м)**	**(м)**	**(м)**
UX5	200	1:13300	1:1000	0,5; 1,0	0,11	0,15	0,23

Для підготовчих проектних робіт застосовувалось програмне забезпечення Trimble Access Aerial Imaging, за допомогою якого виконувалось управління БПЛА. Для розрядженої ПВП об'єкту знімання на території, а також навколо населеного пункту були замарковані 15 опорних та 123 контрольних точки. Визначення координат опорних та контрольних точок виконувалось методом ГНСС в режимі RTK. Аерознімання з БПЛА Trimble UX5 виконувалось цифровою камерою SONY NEX 5R. Створення ортофотоплану виконувалося з допомогою програмнго пакету Pix 4D. Для проведення оцінки точності отриманих результатів аерознімання в програмному пакеті Digitals було виміряно координати контрольних точок за ортофотопланом та обчислено СКП відносно координат, виміряних на місцевості (див. табл. 2).

Таблиця 2

Значення СКП за контрольними точками

Модель БПЛА	**Кількість контрольних точок**	**Висота знімання (м)**	**(м)**	**(м)**	**(м)**
UX5	123	200	0,10	0,07	0,14

Проаналізуємо фактори які впливають на якість отриманих матеріалів:

1. В нашому випадку на якість вихідних даних впливала складність розпізнавання контрольних точок на знімках. Тому при проведенні ПВП, в якості контрольних точок потрібно вибирати чіткі контури місцевості та ділянки які контрастують з замаркованими опознаками.

2. Також на якість отриманих матеріалів впливали похибки визначення напрямку вітра та його швидкості на висоті аерознімання, які в свою чергу приводять до виникнення кутів зносу, крену та тангажу. В результаті знімання отримані кутові елементи орієнтування: максимальне значення кута тангажу склало 13º; максимальне значення кута крену – 14º; максимальне значення кута зносу на маршрутах – 17°. Як бачимо, отримані кути нахилу перевищували допустимі значення [Hlotov V., 2014]. Уникнути таких великих відхилень можливо при збільшенні швидкості літака, однак в силу технологічної особливості збільшити швидкість не уявляється можливим. Єдиним розв'язанням цієї проблеми – виконання знімання при мінімальному та стабільному вітрі.

3. При проведенні обробки даних аерознімання потрібно контролювати різномасштабність знімків, пов'язаних з перепадом альтитуд БПЛА. Різномасштабність знімків не має перевищувати 8% від висоти знімання. В нашому випадку максимальний перепад висот досягає 6,5%, що не перевищує допустиме значення.

4. Значення ISO впливає на розрізнювальну здатність знімків. Ідеальним варіантом було-би встановлення мінімального значення Однак, в польоті освітленість об'єкта постійно змінюється, що в свою чергу приводить до зміни ISO. Отже, необхідно встановлювати ISO в автоматичному режимі.

5. Особливу увагу варто приділити налаштуванню експозиції камері, тому що саме вона впливає на змаз зображення на знімках. Чим менше експозиція, тим чіткіше буде зображення отримане при аерозніманні. Значення експозиції необхідно розраховувати [Бурштинська Х., 1999]. Для даних умов оптимальна експозиція - 1/800 с. В нашому випадку ми встановлювали значення 1/1000 с, що не перевищує допустимого.

6. Необхідно установлювати значення апертури по можливості мінімальною, що дасть змогу підвищити глибину чіткості зображення. В той же час треба пам'ятати, що зменшення діафрагми приводить до обмеження світлового пучка променів, а це в свою чергу приведе к збільшенню ISO, а відтак до погіршенню розподільчої здатності зображень.

7. Також на якість отриманого зображення, впливає дисторсія об'єктива. Але в нашому випадку дисторсія враховується програмним способом безпосередньо в камері.

8. Шторний засувач камери дає змаз зображення, який спостерігається при відповідному збільшенні. Тому варто розглянути можливість застосування цифрової знімальної камери з центральним засувачем.

9. При створені ортофотоплану виявляються геометричні спотворення будівель, це пов'язано з похибками за рельєф, тому необхідно робити розрахунок стосовно цієї похибки.

Висновки:

1. Визначення координат контрольних точок за знімками отриманими з БПЛА не перевищує значення апріорної оцінки точності, що свідчить про можливість застосування Trimble UX-5 для топографічного аерознімання.
2. Проаналізовано фактори які впливають на якість отриманих матеріалів.

Література

1. Бурштинська Х. Аерофотографія /Х. Бурштинська// підручник, Львів, 1999, с.356.

2. Вовк А. Аналіз результатів для створення ортофотопланів та цифрових моделей рельєфу з застосуванням БПЛА /А. Вовк, В. Глотов, А. Гуніна, А. Маліцкий, К. Третяк, А. Церклевич // TRIMBLE UX-5, Геодезія, картографія і аерофотознімання. – 2015–№ 81– ст. 89-102.

3. Восвило Щ. Дослідження можливості великомасштабного картографування місцевості з використанням безпілотних авіаційних систем /Щ. Восвило, А. Котляр// Екологічна безпека, с. 310, http://www.readera.org/other/vyekoryestannja-bezpilotnyekh-litalnyekh-aparativ-v-heodeziye-ta-kartohrafiye-10185074.html.

4. Глотов В. Аналіз і перспективи аерознімання з безпілотного літального апарата, //В. Глотов, А. Церклевич, О. Збруцький, В. Колісніченко, О. Прохорчук, Р. Карнаушенко, В. Галецький / Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва, I(27) 2014, С.131-136.

5. Цицихов Д. Виконання топографо-геодезичних робіт з використанням безпілотних літальних апаратів /Д. Цицихов, О. Бойко // Київ, II всеукраїнська наук.-тех. конференція студентів, аспірантів і молодих учених, "молодь: наука та інновації", 2014 р., Збірник праць, http://science.nmu.org.ua/ua/conferences/molod-nauka-ta-innov/pdf-2014/20150204-06.pdf

6. Catur A. The 1st International Symposium on LAPAN-IPB Satellite for Food Security and Environmental Monitoring, The potential of UAV-based remote sensing for supporting precision agriculture in Indonesia /A. Catur// Procedia Environmental Sciences – 2015–24 –P. 245-253.

7. Haarbrink R. Accurate DSM production from unmanned helicopter systems / R. Haarbrink, H. Eisenbeiss // ISPRS – Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inform.–2008–Sci. XXXVII. – Part B1 – P. 1259-1254.

8. Mitch B. Airborne Vision-Based Mapping and Classification of Large Farmland Environments, /B. Mitch, A. Reid., F. Ramos, S. Sukkarieh// Journal of Field Robotics, 2010, vol. 27(5), P. 632-655.

ГНАТЕЙКО Н.В., ШТЕФАН Н.И.

ВЛИЯНИЕ ПОЛЯ ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ НА ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА.

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт»

В современных системах угловых измерений в динамике в астронавигации, геодезии, локации движения самолетов и спутников необходимо использовать средства высокой точности измерения углов.

Одним из перспективных направлений для этого является создание системы высокоточного, автоматического измерения углов с помощью чувствительных угловых преобразователей — лазерных гироскопов (ЛГ) [1], что дает возможность с помощью оптических способов совершать высокоточные измерения углов определения объектов в динамике на любом расстоянии с одной стороны и в автоматическом режиме - с другой [2]. Однако такие системы инерциальные и требуют учета влияния вращения Земли на точность измерений. Но такая погрешность в точке Земли на средних широтах является постоянной и может быть исключена расчетами, которые приводятся.

Если обозначить угловую скорость вращения ЛГ через $\overline{\omega}$ и его измеряющую ось через $\overline{K}$, которая может быть отклонена от вертикали в точке измерения на угол α, то в условиях влияния скорости вращения Земли $\overline{\omega}_e$ переменная частота сигнала с ЛГ определяется по времени t, как $f_{ЛГ}$ в виде:

$$f_{ЛГ}(t) = K(\omega(t)\cos\alpha(t) + \omega_{ev}\cos\alpha(t) + \omega_{eh}\sin\alpha(t)\cos(\theta(t)+\theta))$$

где ω_{ev} и ω_{eh} - вертикальная и горизонтальная проекции $\overline{\omega}_e$, равные:

$$\omega_{ev} = \omega_e \sin\psi\,;\ \omega_{eh} = \omega_e \cos\varphi$$

где ψ - угловая широта места измерения угла φ на Земле; θ и $\theta(t)$ - углы между проекциями оси $\overline{K}$ ЛГ и ω_{eh}, в начале времени t_1 и по времени измерения угла φ - t_φ, как конечное. $\theta(t)$ определяется как

$$\theta(t) = \int_{t_1}^{t_\varphi} \omega(t)dt$$

При наличии в измерительной системе стабилизированного электропривода системы поворота ЛГ на платформе, системы автоматического съема сигналов с ЛГ и быстрого, компьютерного расчета углов измерения φ можно оценить погрешность такого угла $\Delta\varphi$ при влиянии скорости вращения Земли ω_e по выражениям:

$$\Delta\varphi = C_\varphi(\sin(\omega t_\varphi + \theta(t)) - \sin\theta)$$

где C_φ - угловой коэффициент масштабного пересчета в системе измерения с ЛГ, который равен:

$$C_\varphi = (tg\alpha\cos\psi)/(\omega/\omega_e + \sin\psi)$$

Для быстрого расчета такой погрешности разработано программно-алгоритмическое обеспечение компьютера, что позволяет определить погрешность $\Delta\varphi$ и учесть его при получении результата измеренного угла.

Литература

1. *Безвесильная Е.Н. Элементы и устройства автоматики и систем управления. Преобразующие устройства приборов и компьютерных систем: Учебник. Жытомир: ЖДТУ, 2008-700 с.*
2. *Безвесильная Е.Н., Гнатейко Н.В. Автоматическая система высокоточного измерения углов в динамике.// Механика гироскопических систем №20, 2009. – с.78–81*

УДК 629.7.05

ДАВИДОВ В.П., ДУДКО Ю.О.

ТЕОРЕТИЧНІ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ПОХИБОК ТРИВІСНОГО ТА ОДНОВІСНОГО ГІРОКОМПАСІВ НА ОСНОВІ ЛАЗЕРНИХ ГІРОСКОПІВ

Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»

Розглядаються задачі обчислення азимуту за допомогою безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) в режимі початкової виставки на нерухомій основі: теоретичні дослідження похибок визначення азимуту; експериментальна оцінка похибок; дослідження

впливу похибок лазерних гіроскопів (ЛГ) – випадкових функцій часу. Проведені дослідження для визначення азимуту за допомогою одного ЛГ та одного акселерометра (АК).

Значення азимуту обчислюються за даними ЛГ та АК в двох варіантах комплектації гірокомпасу:

1. *комплекс командних приладів (ККП) – три ЛГ та три АК;*
2. *один ЛГ та один АК.*

Область застосування результатів: прилад розташований нерухомо відносно Землі, широта місцезнаходження приладу $\varphi \approx 50^o$; відхилення приладу від місцевої горизонтальної площини (θ, γ) не більше 5°;

Тривалість роботи системи $T \leq 600$ с.

Досліджуються:

- *методичні похибки, що визвані похибками обчислення;*
- *інструментальні похибки, що визвані первинними похибками датчиків (загалом розглядалось 11 параметрів моделі похибок датчиків);*
- *похибки азимуту, які визвані шумом в датчиках.*

Теоретичні дослідження.

Методичні похибки. В даній роботі розглядається метод розрахунку азимуту, який має можливість за допомогою БІНС вимірювати вектор кутової швидкості Землі на осі приладового тригранника.

Отримані алгоритми мають ряд переваг перед методом, який викладений в роботі [1]. Вони простіші при реалізації, не потребують знання матриці напрямних косинусів або кватерніона, а головне дозволяють визначити азимут за даними одного горизонтально встановленого гіроскопа.

Методична похибка алгоритмів залежить від похибок горизонтальних гіроскопів і обмежена значенням:

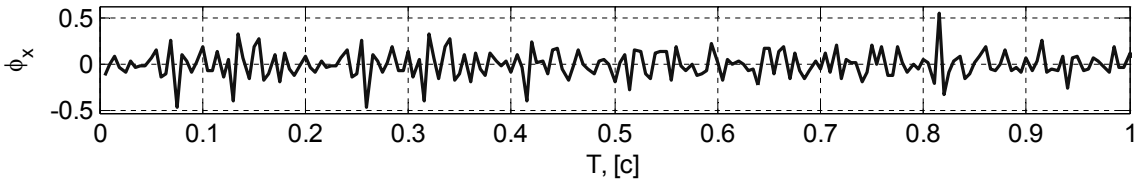
$$\Delta A \leq \frac{\sqrt{\Delta\omega_x^2 + \Delta\omega_y^2}}{\Omega \cos\varphi}$$, де Ω – кутова швидкість Землі, φ – широта на місцевості.

Інструментальні похибки. Отримані аналітичні залежності похибок визначення азимуту від первинних похибок моделі похибок датчиків.

Експериментальна оцінка похибок визначення азимуту за допомогою ККП. Проведено біля 100 експериментів на тривісному поворотному стенді з трьома зразками ККП. Експерименти підтвердили теоретичні результати і показали: визначення азимуту з похибкою 3σ <4' (при наявності шуму в ЛГ з амплітудою ≈ 0.5") може бути виконано за допомогою ККП, характеристики якого не гірше:

– стабільність дрейфу ЛГ в запуску і від запуску до запуску ≈ 0.001 °/год;
– тривалість накопичення інформації повинна буди не менше ніж 1000 с.

Похибки ЛГ – випадкові функції часу. Для зменшення часу готовності приладу були проведені дослідження по алгоритмічному зниженню впливу рівня шуму ЛГ.

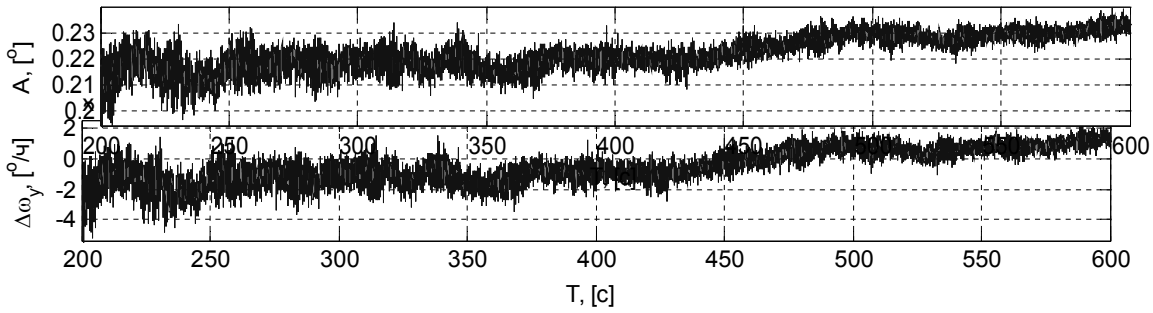


Похибки ЛГ як функції часу представлені на малюнках 1 и 2:

Мал.1. Показання ЛГ на одній секунді.

Мал.2. Оцінка середнього значення кутової швидкості за даними ЛГ.

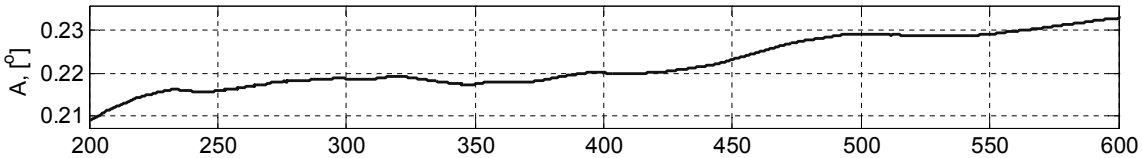
Аналогічний вид має похибка визначення азимуту (мал.3).



Мал.3. Похибка визначення азимуту. $A_{ср}$ = 13.33', амплітуда δA = 3.11'.

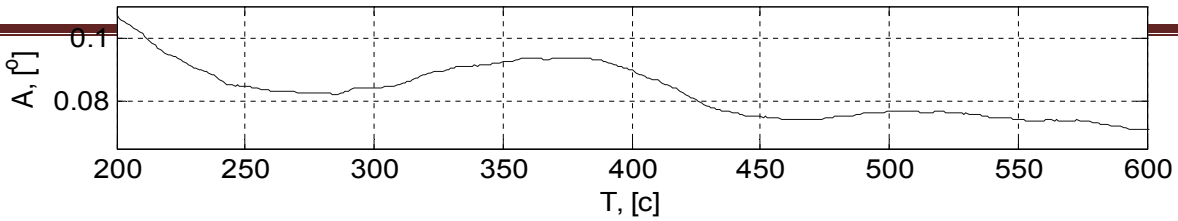
Для зниження впливу шуму ЛГ використовується метод згладжування функції кутової швидкості та азимуту.

Результат його застосування представлений на мал.4.



Мал. 4. Похибка визначення азимуту після згладжування. $A_{ср}$ = 13.32', δA = 0.73'.

Визначення азимута за допомогою одного ЛГ та одного АК. Для визначення



відхилення осі чутливості гіроскопу від горизонту достатньо одного АК (чи приладу іншого типу), який встановлено в одній з ЛГ вертикальній площині, за умови, що прилад є нерухомий відносно Землі і знаходиться на широті $\varphi \approx 50^o$, а його відхилення від місцевої горизонтальної площини не перевищує 5°, При великих кутах крену потрібні 2 АК, які установлені ортогонально. В нашому випадку вплив похибки АК настільки малий, що їм можна знехтувати. Похибки азимута, які виміряні за допомогою одного (мал.5.) і трьох ЛГ близькі.

Мал 5. Похибка азимуту, яка виміряна одним ЛГ. A_{cp}= 4.28', δA= 0.48'.

Висновки та рекомендації.

- Отримані аналітичні залежності дозволяють вирішувати як пряму задачу – розрахувати точність системи, яка використовує дані прилади, так і зворотню – обґрунтувати вимоги до датчиків, які забезпечують точність початкової виставки системи з урахуванням методичних похибок.
- Метод згладжування знижує тривалість накопичення даних на порядок. Це дозволяє вирішувати задачу з урахуванням зміни параметрів з часом, наприклад за рахунок зміни температури чи кутів нахилу.
- Досліджений варіант визначення азимуту при спрощеній комплектації виробу (з 1 ЛГ).
- Подальшим розвитком робіт можуть бути: калібрування, докалібрування системи в умовах стоянки; дослідження та зниження зміщення нуля в запуску; розробка алгоритмів з меншою методичною похибкою.

Література

1. *В.В. Мелешко. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. 2011г. – 172 с.*

УДК 621.382

ЗАИКА С.М., БУРНАШЕВ В.В.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ СНАРЯДОМ НА ЭТАПЕ ВХОЖДЕНИЯ В ЛАЗЕРНЫЙ ЛУЧ

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», Киев, Украина,
mentol1235@mail.ua

Введение. Современные ствольные управляемые ракеты второго поколения управляются с помощью лазерно-лучевой системы, которая обеспечивает высокую вероятность поражения целей [1].

Однако на протяжении первой секунды полета лазерный луч отсутствует, и ракета остается неуправляемой. В случае заваливания носовой части снаряда либо наличия боковых ветровых порывов может произойти его отклонение от желаемой траектории полета за пределы лазерного луча.

Постановка задачи. Рассмотрим задачу синтеза автономной системы управления снарядом, действующей с момента вылета из ствола и способной обеспечить успешное попадание в лазерный луч в условиях влияния ветра.

Математическая модель движения снаряда. Движение управляемой ракеты достаточно точно можно описать с помощью системы уравнений [2]:

$$
\begin{aligned}
& m \cdot \dot{V}_a = P \cdot \cos\alpha \cdot \cos\beta - X_{\grave{a}} - G \cdot \sin\vartheta_a \\
& m \cdot V_a \cdot (\dot{\vartheta}_a \cos\gamma_a - \dot{\psi}_a \cdot \cos\vartheta_a \sin\gamma_a) = Y_a + P\sin\alpha - G\cos\vartheta_a \sin\gamma_a; \\
& \dot{\omega}_z I_z = M_z - (I_y - I_x) \cdot \omega_y \omega_x; \\
& \dot{\vartheta} = \omega_y \cdot \sin\gamma + \omega_z \cdot \cos\gamma; \\
& -m \cdot V_a (\dot{\psi}_a \cos\vartheta_a \cos\gamma_a + \dot{\vartheta}_a \sin\dot{\gamma}_a) = Z_a - P\cos\alpha \sin\beta + G\cos\vartheta_a \sin\gamma_a; \\
& \dot{\psi} = (\omega_y \cdot \cos\gamma - \omega_z \cdot \sin\gamma) \cdot \sec\vartheta; \qquad (1) \\
& \dot{\omega}_y I_y = M_y - (I_x - I_z) \cdot \omega_x \omega_z; \\
& \dot{\omega}_x I_x = M_x - (I_z - I_y) \cdot \omega_z \omega_y; \\
& \dot{Y} = \dot{H} = V \sin\theta; \\
& \dot{Z} = -V \cos\theta \sin\Psi; \\
& \dot{\gamma} = \omega_x + tg\vartheta \cdot (\omega_z \cdot \sin\gamma - \omega_y \cdot \cos\gamma),
\end{aligned}
$$

где V_a – воздушная скорость центра масс ракеты; V – скорость движения ракеты, P – тяга маршевого двигателя, m – масса ракеты, α – угол атаки, β – угол скольжения, $X_{\grave{a}}$ – сила лобового сопротивления, g – ускорение свободного падения, $Z_{\grave{a}}$ – боковая сила, $Y_{\grave{a}}$ – подъемная сила, θ – угол наклона траектории, Ψ – угол пути, I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции, $\vartheta_a, \psi_a, \gamma_a$ – скоростные углы тангажа, рысканья, крена, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости

вращения ракеты на оси связанной системы координат, M_x, M_y, M_z – аэродинамические моменты, G – сила тяжести.

Синтез оптимального регулятора. Закон управления снарядом для парирования ветровых возмущений найдем на основе теории аналитического конструирования оптимальных регуляторов [3]. Для линейного объекта управления оптимальным в смысле минимума интегрально-квадратичного критерия $I = \int_0^\infty X^T Q X dt + \int_0^\infty U^T R U dt$ будет управление $U = -KX$,

где $K = PB^T R^{-1}$, а P находится из уравнения Риккати: $PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q = 0;$

Q, R–матрицы весовых коэффициентов.

Закон управления для каждого из рулей представляет собой линейную комбинацию всех переменных состояния:

$$\begin{aligned} \delta_в &= -(K^в_V \cdot \Delta V + K^в_\theta \cdot \Delta\theta + K^в_{\omega y} \cdot \Delta\omega_y + K^в_\vartheta \cdot \Delta\vartheta + K^в_{\omega z} \cdot \Delta\omega_z + K^в_\psi \cdot \Delta\psi + K^в_\Psi \cdot \Delta\Psi + K^в_{\omega x} \cdot \Delta\omega_x + K^в_\gamma \cdot \Delta\gamma + K^в_H \cdot \Delta H + K^в_Z \cdot \Delta Z); \\ \delta_н &= -(K^н_V \cdot \Delta V + K^н_\theta \cdot \Delta\theta + K^н_{\omega y} \cdot \Delta\omega_y + K^н_\vartheta \cdot \Delta\vartheta + K^н_{\omega z} \cdot \Delta\omega_z + K^н_\psi \cdot \Delta\psi + K^н_\Psi \cdot \Delta\Psi + K^н_{\omega x} \cdot \Delta\omega_x + K^н_\gamma \cdot \Delta\gamma + K^н_H \cdot \Delta H + K^н_Z \cdot \Delta Z) \end{aligned} \quad (2)$$

где $K_з^j$ – элементы i-того столбца и j-той строки матрицы К.

Использование закона управления (2) позволяет снаряду попасть в луч при скорости ветра до 15 м/с (рис. 2).

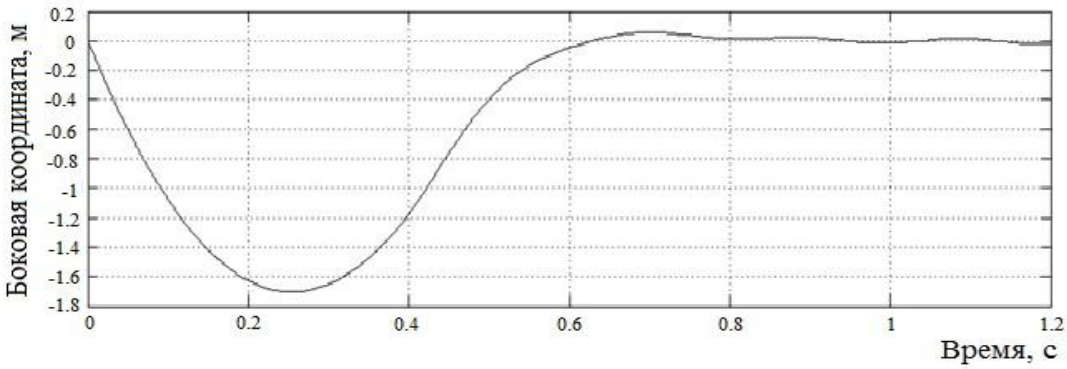


Рис. 2. Траектория движения управляемой ракеты при боковом ветре 14,8 м/с

Рассмотрим более простой закон управления:

$$\begin{aligned} \delta_в &= -(K^в_{\omega y} \cdot \Delta\omega_y + K^в_\vartheta \cdot \Delta\vartheta + K^в_{\omega z} \cdot \Delta\omega_z + K^в_\psi \cdot \Delta\psi + K^в_{\omega x} \cdot \Delta\omega_x + K^в_\gamma \cdot \Delta\gamma); \\ \delta_н &= -(K^н_{\omega y} \cdot \Delta\omega_y + K^н_\vartheta \cdot \Delta\vartheta + K^н_{\omega z} \cdot \Delta\omega_z + K^н_{\omega x} + K^н_\psi \cdot \Delta\psi + \Delta\omega_x + K^н_\gamma \cdot \Delta\gamma) \end{aligned} \quad (3)$$

Имитационное моделирование полета показало, что в этом случае попасть в луч удается при скорости ветра ≤ 7,1 м/с (рис. 3).

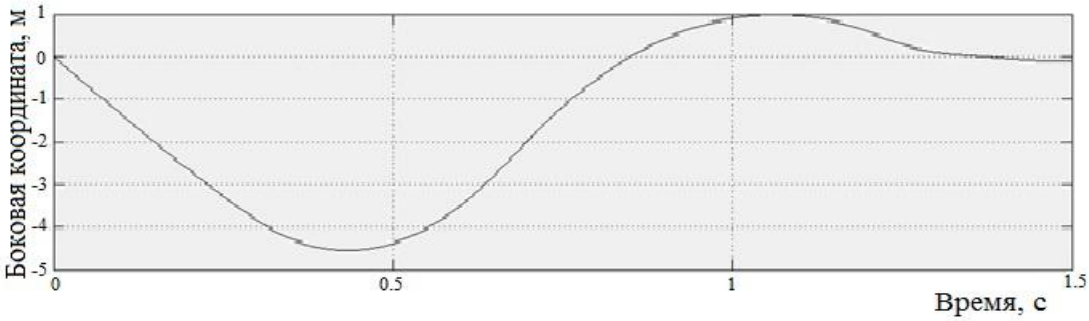


Рис.3. Траектория движения управляемой ракеты при ветре 7 м/с

Для недопущения потери управления ракетой необходимо ввести передаточные коэффициенты $\Delta Kw, \Delta K_l$, которые позволят плавно перевести её к управлению в лазерном луче. Тогда законы управления для определения углов отклонения рулей снаряда примут вид:

$$\delta = \Delta K_l \delta_{luch} + \delta_{bal} + \Delta Kw \cdot \delta_{dus} \qquad (5)$$

δ_{luch} – рассчитанное значение угла отклонения руля системой управления по лазерному лучу, δ_{bal} – значение балансировочного угла установки руля, δ_{dus} – значение угла отклонения руля, рассчитанное автономной системой управления ракеты на этапе вхождения в лазерный луч.

Определение угла установки ствола. Известные аналитические способы определения угла установки ствола не учитывают влияние тяги двигателя и нелинейность аэродинамики на траекторию полета снаряда. Поэтому требуется пристреливание для дальнейшего составления баллистических таблиц [4].

Для предотвращения столкновения рассматриваемой ракеты с земной поверхностью в этой точке должны выполняться следующие ограничения: $H_{\min} \geq 0.4 м$, а $\vartheta_{H\min} \geq 0°$.

Критерием поиска данного алгоритма является минимум ошибки по высоте и вертикальной скорости при ограничениях тангажа и высоты максимального проседания объекта управления:

$$K_p = k_H \cdot \Delta H + k_{\dot{H}} \cdot \Delta \dot{H} \qquad (6)$$

ΔH – отклонение высоты от заданного значения в момент попадания в луч, $\Delta \dot{H}$ – отклонение вертикальной скорости от заданного значения в момент попадания в луч, $k_H, k_{\dot{H}}$ – весовые коэффициенты. Опытным путем были определены значения весовых коэффициентов для критерия поиска. Для данной модели ракеты критерий (6) примет вид:

$$K_p = 0.75 \cdot \Delta H + 0.25 \cdot \Delta \dot{H} \qquad (7)$$

Алгоритм поиска использует метод полного перебора [5].

Траектория движения ракеты и изменения угла тангажа с подобранным в соответствии с (7) начальным углом выставки ствола 4°25´ изображены на рис. 4.

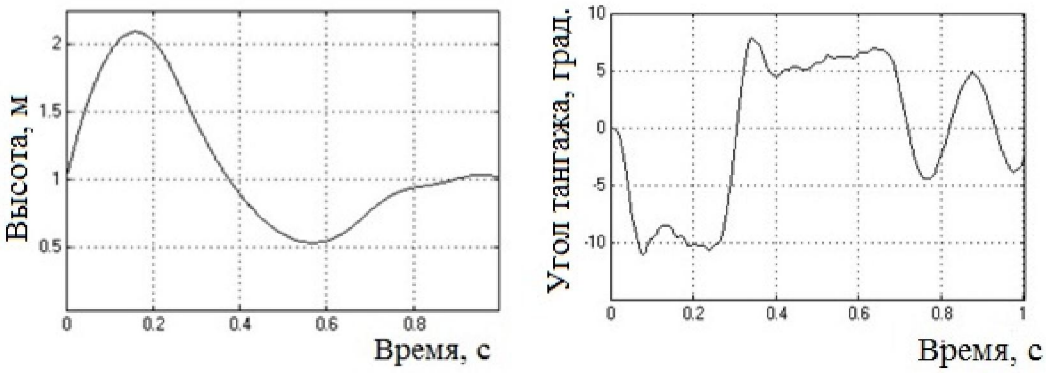


Рис.4. Траектория движения снаряда и изменение угла тангажа после встреливания с начальным углом выставки ствола 4°25´

Выводы. Разработанная автономная система управления позволяет обеспечить приведение снаряда в лазерный луч при порывах бокового ветра до 15 м/с. После вхождения снаряда в луч сигналы управления, поступающие на рули от автономной системы, постепенно уменьшаются по разработанному закону. Одновременно пропорционально усиливаются сигналы от лазерно-лучевой системы. Это обеспечивает отсутствие нежелательных переходных процессов при включении лазерно-лучевой системы. Разработанный алгоритм поиска угла начальной выставки ствола обеспечивает вхождение ракеты в луч на заданной дистанции с минимальными ошибками управления движением в вертикальной плоскости.

Литература

1. Коростельов О.П. Теоретичні основи проектування ствольних керованих ракет // О.П. Коростельов, Б.І. Доценко, Н.А. Качаєв, Л.С. Комендантова, Є.В. Косовенко, В.Г. Корбач, В.П. Кузьмин, В.К. Мамонтов, М.Б. Сайног, Г.П. Смішко, П.А. Яковенко/ – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2007. –446 с.

2. Лебедев А.А., Динамика полета беспилотных летательных аппаратов //Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. / – М.: Машиностроение, 1973. – 615 с.

3. Пупков К.А. Методы классической и современной теории автоматического управления. Теория оптимизации автоматического управлениям // К.А. Пупков, Н.Д. Егупов /– М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 744 с.

4.Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика // А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лысенко / – М.: Москва «Машиностроение», 2005 г. –599 с.

5. Алёшина Е.А., Пантелеев А.В. Разработка алгоритмического и программного обеспечения метаэвристических методов оптимизации // Е.А. Алёшина А.В. Пантелеев. Под ред. проф. Ю. Ю. Комарова / – М.: Изд-во МАИ, 2009. – 424 с.

УДК 681.3.02

ЗБРУЦЬКИЙ[1] О. В. , САРИБОГА[1] Г.В., НЕВОДОВСЬКИЙ[2] П. В. , ВИДЬМАЧЕНКО[2] А. П. , ІВАХІВ[3] О.В..

РОЗРОБКА УЛЬТРАФІОЛЕТОВОГО ПОЛЯРИМЕТРУ ДЛЯ МОНІТОРИНГУ ЗМІН СТРАТОСФЕРНОГО ШАРУ ЗЕМЛІ

[1] Національний технічний університет України «КПІ ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна,shteflyuk@ukr.net.

[2] Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ, Україна.

[3] Національний університет «Львівська політехніка», Львів, Україна.

Изучается средство определения изменений поляризационной составляющей излучения отраженного от озонового слоя Земли с помощью нового устройства-ультрафиолетового поляриметра.

Ключевые слова: *ультрафиолетовый поляриметр, озоновый слой, поляризация, спутник, космические исследования.*

Вивчається засіб визначення змін поляризаційної складової випромінювання відбитого від озонового шару Землі за допомогою нового пристрою-ультрафіолетового поляриметру.

Ключові слова: *ультрафіолетовий поляриметр, озоновий шар, поляризація, супутник, космічні дослідження.*

This paper studies the means of determining changes in polarization component of the radiation reflected from the Earth's ozone layer with the new device, ultraviolet polarimeter..

Keywords: *ultraviolet polarimeter, ozone layer, polarization, satellite, space research.*

Основна мета проекту. Визначити значення змін поляризаційної складової випромінювання відбитого від озонового шару Землі.

Зміни цих значень дадуть можливість:

1) - оцінити величину змін поляризації відносно змін інтенсивності потоку світла відбитого від озонового шару Землі;

2) – отримати реальні вихідні данні для майбутніх розробок космічних поляриметрів для дослідження озонового шару Землі.

Актуальність та новизна. Зміст космічного експерименту полягає в тому, щоб за допомогою УФП, який буде встановлений на борту супутника, систематично, в кожний з його обертів навколо Землі, виконувати вимірювання поляризаційних компонентів дифузійно–відбитого атмосферного сонячного випромінювання. Такі дані можна отримати за допомогою космічного УФП, який працює у діапазоні хвиль 240 - 290 нм.

Вперше в Україні поставлене питання розробки:приладу для вивчення фізичних характеристик аерозолю на висотах більше 30 км в атмосфері Землі з застосуванням супутника. Результати таких НД в подальшому можуть буди використані для визначення екологічного стану довколишнього середовища України, в тому числі м. Києва та Київської обл.

Структура макету УФП. Пропонується проста двоканальна схема УФП (рис.1), яка не має рухомих елементів і складається з оптичної частини (діафрагма, призма Волостона, світлофільтри, фотоелектричні приймачі, інше), блоку реєстрації сигналу (БРС) та обробки інформації (датчики температури і тиску, АЦП, ЦАП, частотовимірювач, бортовий обчислювач, управління УФП, інше) та блоку передачі інформації на Землю (кодер, радіопередавач, радіоканал, інше).

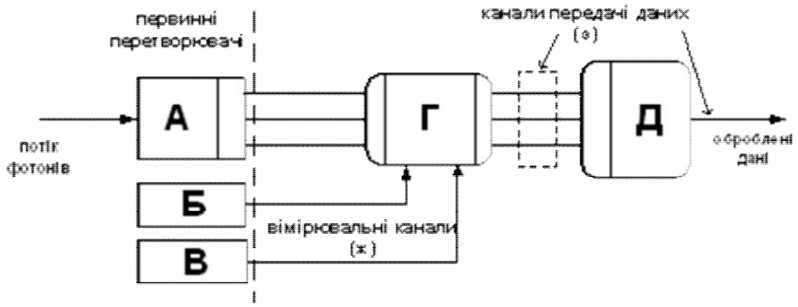


Рис.1 Структура макету УФП

Зміни оптичної товщини аерозолю у верхніх шарах земної атмосфери є однією з причин які обумовлюють зміни клімату на Землі. Поляриметричні виміри

аерозолю в УФ - ділянці спектра, де стратосферний озоновий шар повністю поглинає сонячне випромінювання, дозволяють ефективно проводити дослідження причин цих змін [1-5].

Така задача може бути вирішена за допомогою дистанційного зондування стратосферного озонового шару с борта штучного супутника Землі за допомогою ультрафіолетового поляриметру (рис.2).

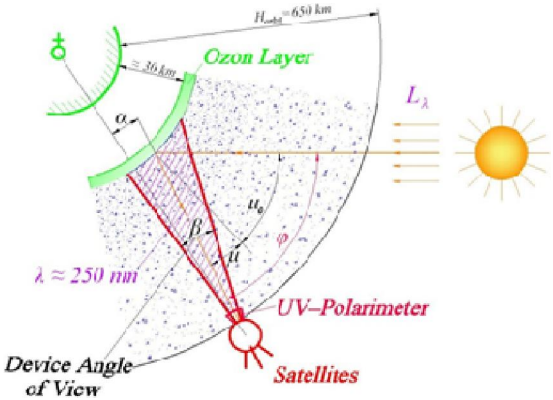


Рис. 1 Модель об'єкта дослідження стратосферного аерозолю Землі за допомогою космічного ультрафіолетового поляриметру

Перспективи. Національний технічний університет України «КПІ» разом з Головною астрономічною обсерваторією НАН України та Національним університетом «Львівська політехніка» мають досвід у розробці бортових поляриметрів для космічних досліджень і зараз активно працюють над реалізацією такого Проекту.

Проект є не тільки науковий, але і учбовий, бо має на меті залучення широкого кола студентів для отримання фахових знань і досвіду і навичок у таких розробках.

Література

1. Мороженко О.В., Методи і результати дистанційного зондування планетних атмосфер. Київ: Наукова думка.- 2004.-647с.

2. Morozhenko A.V., Vidmachenko A.P., Nevodovskiy P.V., Kostogryz N.M. On the efficiency of polarization measurements while studying aerosols in the terrestrial atmosphere // Kinematics and Physics of Celestial Bodies, 2014, v. 30, No. 1, P. 11-21.

3. Morozhenko A.V., Vidmachenko A.P, and Nevodovskyi P.V. Aerosol in the Upper Layer of Earth's. // Kinematika Fizika Nebesnykh Tel, 2013, v. 29 No. 5, P. 243-256.

4. Kostogryz N, Morozhenko A., Vidmacenko A., Nevodovkii P., Polarimetry and physics of atmospheric aerosol of the Earth//AGU Chapman Confwrence on crossing boundaries in planetary atmocpheres: From Earth to exoplanetes., Annapolies, Maryland 24-28, June 2013.,Abstracts .-2013.-P.22-23.

5. Morozhenko A. V., Vidmachenko A. P., Nevodovskyi P. V. Limited of polarimetry in determining of the Earth's atmospheric aerosol characteristics // 46th Lunar and Planetary Science Conference, held March 16-20, 2015 in The Woodlands, Texas. LPI Contribution No. 1832, P.1031.

УДК 531.7

ЗБРУЦКИЙ А.В., ЧЕРНЯК Н.Г.

НАВИГАЦИОННЫЕ МАЯТНИКОВЫЕ КОМПЕНСАЦИОННЫЕ АКСЕЛЕРОМЕТРЫ ДЛЯ СИСТЕМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского ", Киев, Украина, E-mail: chernyak_dk@ukr.net

Представлены результаты разработки навигационных маятниковых компенсационных линейных акселерометров (НА) с упругим подвесом (УП) чувствительного элемента (ЧЭ) для систем инерциальной навигации и управления подвижных объектов.

Ключевые слова: *навигационный акселерометр, кинематическая схема, чувствительный элемент.*

Представлено результати розробки навігаційних маятникових компенсаційних лінійних акселерометрів з пружним підвісом чутливого елементу для систем інерціальної навігації та керування рухомих об'єктів.

Ключові слова: *навігаційний акселерометр, кінематична схема, чутливий елемент.*

Presented the results of development navigation pendulum compensatory linear accelerometers with spring suspension of sensitive element for for inertial navigation and control systems of mobile objects.

Key words: *navigation accelerometer, kinematic scheme, silicon sensitive element.*

Назначение и технические характеристики акселерометров. В докладе представлены результаты разработки четырех типов современных навигационных маятниковых компенсационных акселерометров (МКА) с упругим подвесом (УП) чувствительного элемента (ЧЭ), предназначенных для применения в системах инерциальной навигации (ИНС), и управления движением (СУ) различных подвижных объектов (ПО):

- **МКА первого типа** – высокоточных МКА с кремниевым ЧЭ и емкостным датчиком положения ЧЭ (ДП), построенных по новой "моментной" кинематической схеме (рис. 1.а);

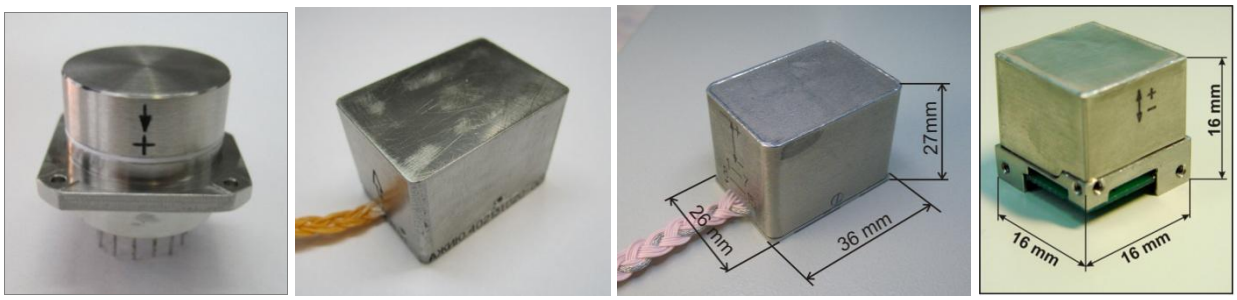
- **МКА второго типа** – высокоточных МКА с бронзовым ЧЭ и фотооптическим ДП, построенных по традиционной "силовой" кинематической схеме (рис. 1.б);

- **МКА третьего типа** – высокоточных МКА с бронзовым ЧЭ и фотооптическим ДП, построенных по новой "моментной" кинематической схеме (рис. 1.в);

- **МКА четвертого типа** – МКА средней точности с бронзовым ЧЭ и трансформаторным ДП, построенных по традиционной "силовой" кинематической схеме (рис. 1.г).

МКА первых трех типов предназначенны для применения в бесплатформенных ИНС (БИНС) транспортных ракет-носителей, тактических маневренных ПО и наземных ПО. МКА четвертого типа разработаны для применения в БИНС и СУ малых маневренных ПО.

Основные технические характеристики данных МКА приведены в таблице.



а) б) в) г)

Рис. 1. Навигационные МКА: а) - первого типа; б) - второго типа в) - третьего типа; г) - четвертого типа.

Таблица

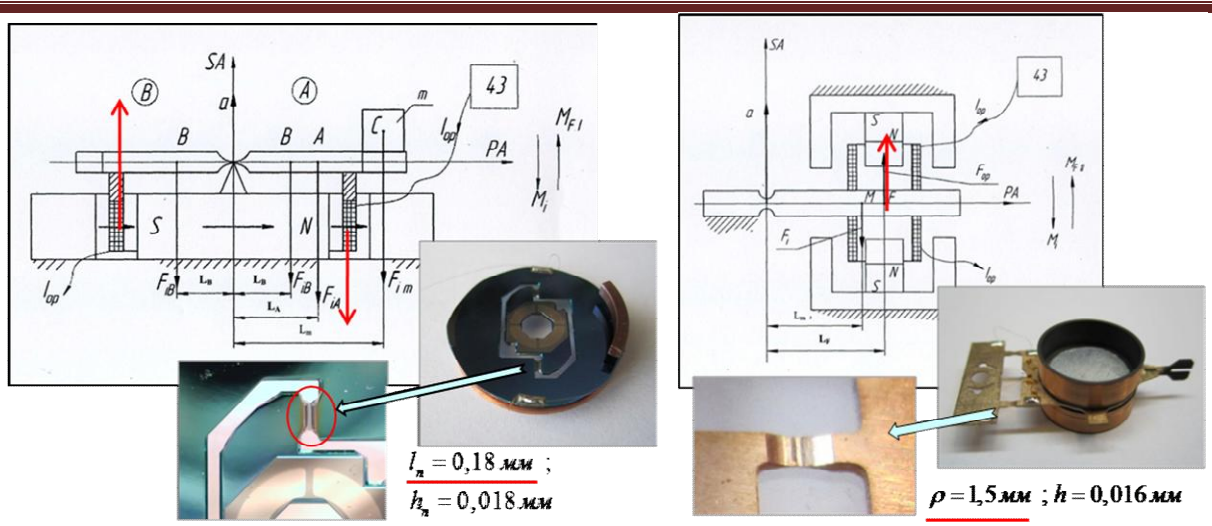
Основные технические характеристики акселерометров

Характеристика (3σ)	**МКА типа 1**	**МКА типа 2**	**МКА типа 3**	**МКА типа 4**
1. Диапазон измерения, g	±15; ±50	±20	±30	±15; ±30
2. Коэф. преобразования (КП), мА/g	1,0±10%	1,7±10%	1,1±10%	1,5±10%
3. Нестабильность (дрейф) СН: - от запуска к запуску, $*10^{-5}$g; - в запуске (12 часов), $*10^{-5}$g	 ±1…3 ≤1,5	 ±10 ±5	 ±5 ±2	 ±5 ±5
4. Погрешность КП, ppm	≤100	±200	±100	±150
5. Диапазон рабочих температур, °С	-40…+85	+65 (ТС)	-40…+90	-40…+85
6. Температурные погрешности: - СН, $*10^{-5}$g/°С; - КП, ppm/°С	 0,25…1,5 ≤50	 5…10 ≤50	 5…10 ≤100	 1…5 ≤100
7. Вибропогрешность (ШСВ max14g, 20-2000Гц), $*10^{-4}$g	≤2,5	5,0…8,0	5,0	5,0
8. Полоса пропускания (-3 дБ), Гц	1500	200	180	200
9. Устойчивость к многократному удару (0,5sin)	60g/15ms		80g/6ms	200g/5ms
10. Напряжение электропитания, В	±(15±1,5)			

Кинематические схемы МКА. Высокоточные МКА первого и третьего типов построены по новой "моментной" (рис. 2.а) кинематической схеме, а МКА второго и четвертого типов - по традиционной "силовой" (рис. 2.б) схеме.

"Моментная" кинематическая схема построения МКА обеспечивает ему следующие важные для применения на объектах ракетной техники преимущества:

- практически любой (до ±100g) диапазон измерения МКА при линейном, а не квадратичном, как в "силовой" схеме, перегреве магнитной системы акселерометра собственным током;
- практически неограниченную полосу пропускания МКА (например, более 1500Гц для МКА типа 1), что позволяет минимизировать величину вибрационной погрешности акселерометра в условиях полета;
- в 5…8 раз меньшие его аддитивные долговременные погрешности МКА от нестабильности конструкции его узла ЧЭ.



а) б)

Рис. 2. Кинематические схемы построения МКА и их ЧЭ: а) – "моментная" акселерометра первого типа; б) – "силовая" акселерометра второго типа.

Конструкции МКА. Подробное описание устройства и работы всех рассматриваемых в докладе МКА приведено в [1].

Конструкция **МКА первого типа** с кремниевым чувствительным элементом и емкостным ДП ЧЭ показана на рис. 3.

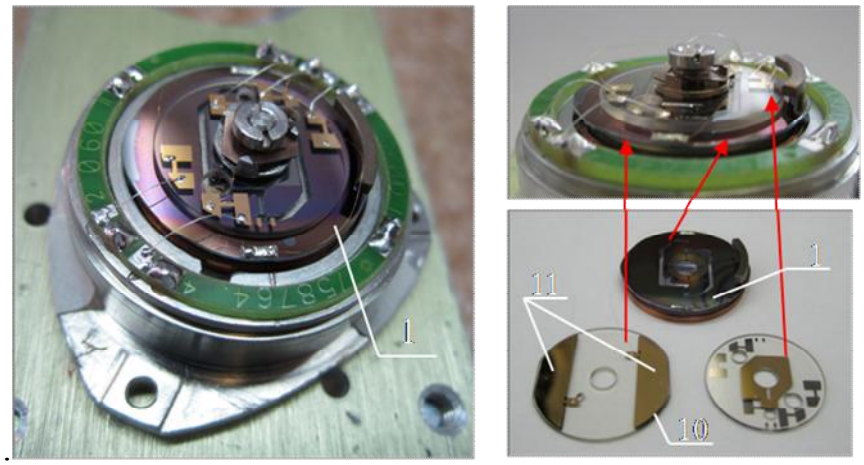


Рис.3. Конструкция МКА первого типа.

Особенности трехуровневого кремниевого ЧЭ акселерометра (см. рис. 4):

- материал пластины 6 ЧЭ - шайба 76КДБ4,5 (100) толщиной 0,4мм;
- ориентировочные размеры упругих элементов 5 УП - 0,38×1,3×0,012мм;
- ориентировочная высота платиков 12 на неподвижной части 7 пластины ЧЭ составляет 0,035±0,0002мм.

Конструкция **МКА второго типа** с бронзовым ЧЭ и фотооптическим ДП показана на рис. 5, а его ЧЭ – на рис. 6.

Пластина ЧЭ данного акселерометра изготовлена электроэрозией из ленты (бериллиевая бронза) Alloy 190 (Braushweellman, США) толщиной 0,35мм. Ориентировочные характеристиками упругих элементов (УЭ) переменного сечения УП: радиус УЭ 1,8мм; минимальная толщина УЭ 0,022±0,002мм; ширина УЭ 0,9мм; несимметричность УЭ друг относительно друга не более ±0,005мм. УЭ изготовлены алмазным точением. Для снятия внутренних остаточных механических напряжений в УЭ после их изготовления разработаны специальные технологии термостабилизации и искусственного старения пластин ЧЭ.

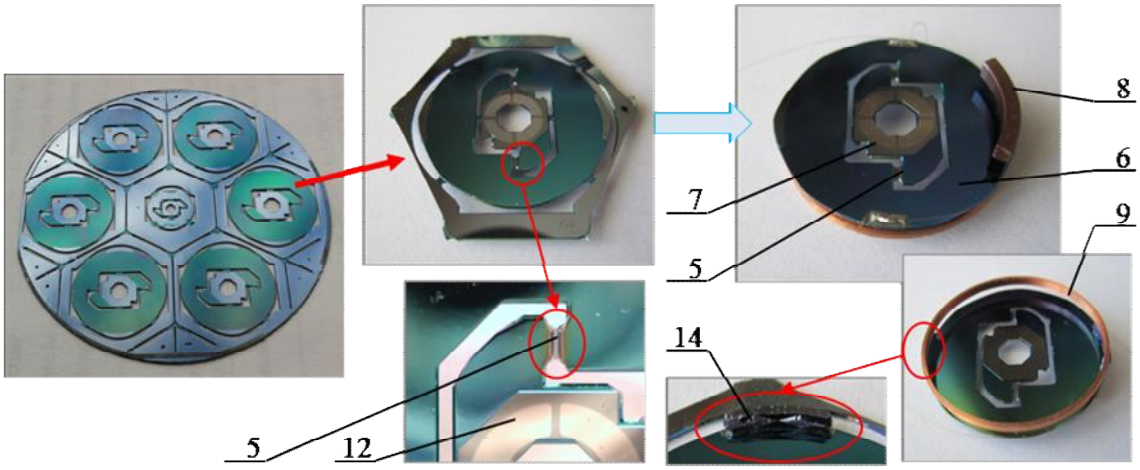
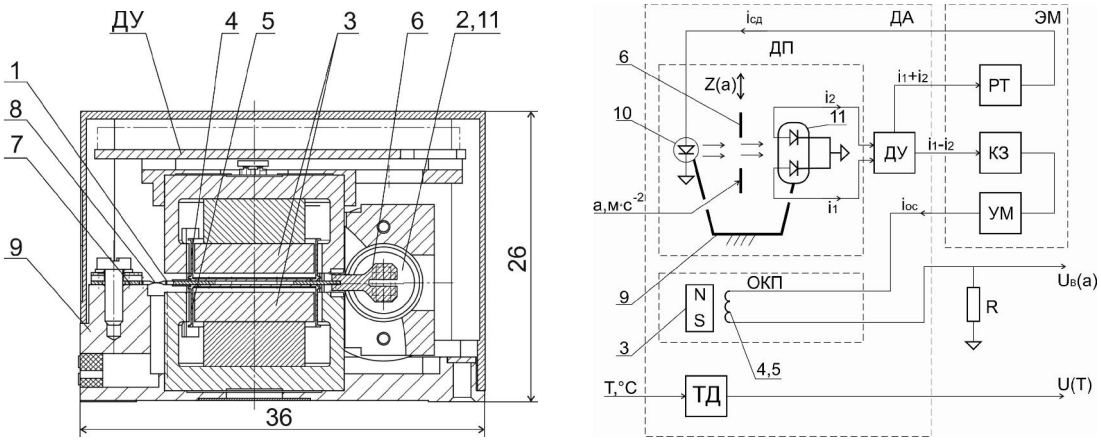


Рис.4. Чувствительный элемент МКА первого типа.



а) б)

Рис.5. Конструкция (а) и функциональная схема (б) МКА второго типа.

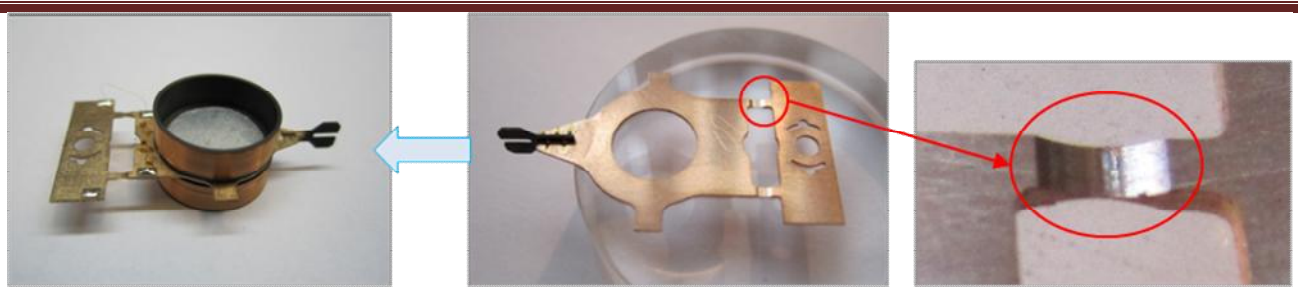
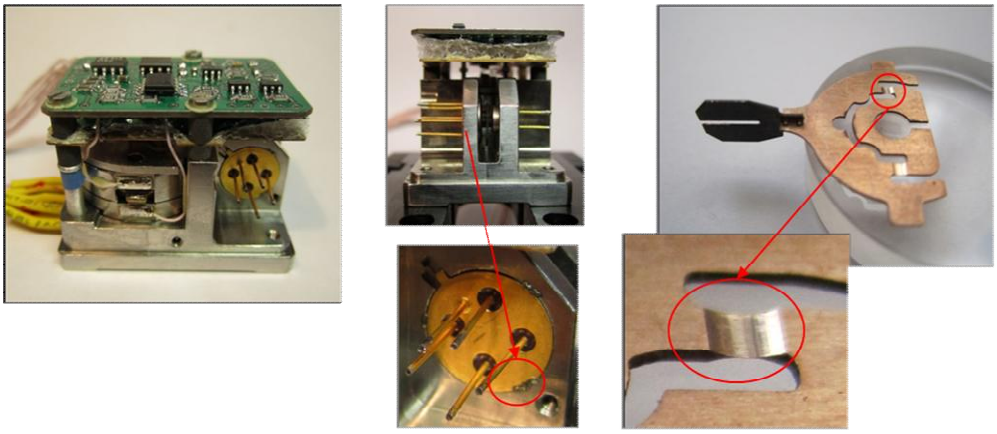


Рис.6. Чувствительный элемент МКА второго типа.

Особенности конструкции **МКА третьего типа** с бронзовым ЧЭ и фотооптическим ДП показаны на рис. 7.

Реализованная в акселерометре "моментная" схема уравновешивания обеспечивает ему большой диапазон измерения при малом токе обратной связи. Упругий подвес ЧЭ акселерометра подобен УП ЧЭ МКА второго типа, а его функциональная схема так же аналогична схеме МКА второго типа, приведенной на рис. 5.б.



а) б)

Рис.7. Конструкция (а) и пластина ЧЭ (б) МКА третьего типа.

Конструкция **МКА четвертого типа** с бронзовым ЧЭ и трансформаторным ДП показана на рис. 8.

а) б)

Рис.8. Конструкция (а) и чувствительный элемент (б) МКА четвертого типа.

Отличительной особенностью акселерометра являются его малые габаритные размеры (16х16х16мм) и вес (до 20гр) при высокой точности измерения, что стало возможным благодаря использованию трансформаторного ДП подвижная катушка которого, установленная на пластине ЧЭ, совмещена с компенсирующей катушкой МЭ ОКП.

Литература

1. Chernyak, N.G. Accelerometers for strapdown inertial navigation systems [Text] / Chernyak N.G., Likholit N.I., Yur'yev Yu.Yu. // Сборник материалов IXX Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам. – С-Пб.: ЦНИИ "Электроприбор", 2012 – С.85-87.

UDK 623.4.022.3

KOROLJOW W. M., KOROLJOWA O. W.

MATHEMATISCHES MODELL DER FEHLERABSCHÄTZUNG BEI DER BESTIMMUNG DER ORIENTIERPUNKTPARAMETER MIT HILFE VON FLIEGENDER PLATTFORM

Nationalakademie des Heeres Namens Hetman Petro Sahaidatchnyj, Lwiw

In der Arbeit wird ein Algorithmus für die Bestimmung der Parameter eines Orientierpunktes angeboten. Es wurde eine Analyse der Fehlerabschätzung bei der Bestimmung der Parameter eines Orientierpunktes mit Hilfe einer fliegenden Plattform durchgeführt. In dem Artikel wird die Abhängigkeit dieser Parameter von der gegenseitigen Position der Objekte (einem Beobachtungspunkt, einer fliegenden Plattform und einem Orientierpunkt) erforscht.

Stichworte:*Orientierpunktparameter, fliegende Plattform*

Aktualität des Themas. Die Genauigkeit der Parameter des Orientierpunktes wirkt stark auf die Wirksamkeit der notwendigen Ausrüstung am Arbeitsplatz aus.

Die Ausführung von einigen Aufgaben erfordert der Bestimmung der Parameter der Orientierpunkt ein Bereichen, die außerhalb der Reichweite der vorhandenen Mittel der optischen Beobachtungen sind. Beispielsweise, wenn wegen der Geländebedingungen die Bestimmung der Parameter nicht möglich ist, weil der Orientier von dem Beobachtungspunkt (BP) nicht beobachtet wird.

Analyse von Forschung und Publikationen. Die Analyse der aktuellen Forschungen und Publikationen zeigt, dass man in den meisten Werken [1-3] das Problem in der Ebene löst. Es werden die Ansätze zur Beurteilung der Auswirkung von der Fehlerabschätzung bei der Bestimmung der Weite zu den Orientierpunkt und Direktionswinkel betrachtet, die nur beim direkten Sehen verwendet werden können.

Problemstellung. Da es einen Handlungsbedarf darüber hinaus zur Verfügung bestehenden mittels optischer Beobachtung gibt, ist eine der Lösungen für dieses Problem die Anwendung einer fliegenden Plattform (FP).

Dabei stellt sich das Problem der Parameter vom Orientierpunkt durch zusätzliche Geräte zu bestimmen, die auf dem Beobachtungspunkt und auf der fliegenden Plattform angeordnet sein müssen. Man muss auch die Bewertung der Genauigkeit ihrer Bestimmung machen.

Verbindung mit wichtigen wissenschaftlichen und praktischen Aufgaben. Verbesserte Genauigkeit der Positionierungsführung, durch die Verwendung von FP für die Bestimmung der Parameter vom Orientierpunkt, reduziert die Zeit der Aufgabelösung. Dies ermöglicht es, die Wirksamkeit der notwendigen Ausrüstung zu erhöhen, kann nahezu in Echtzeit arbeiten.

Der ungelöste Teil des Gesamtproblems. Bisher sind nicht bestimmt:

- die Liste der Parameter von Orientierpunkt, die durch die FP festgestellt werden sollen;
- der Algorithmus ihrer Definition.

Es wird keine Fehlerabschätzung bei der Bestimmung der Parameter vom Orientierpunkt ausgewertet, die mit der Verwendung der fliegenden Plattform definieren werden.

Aufgabenstellung. Die Fehlerabschätzung der Bestimmung der Koordinaten vom Orientierpunkt mit Hilfe der FP analysieren.

Die Aussage des Grundmaterials. Oft muss man die Koordinaten des Orientierpunktes aus unvorbereiteten Vermessungsorten bestimmen. Dazu schafft man einen Beobachtungspunkt (BP), die mit einem Navigationssystem ausgestattet ist. Es sicherstellt seine Orientierung und Bestimmung der Koordinaten. Von dem Beobachtungspunkt stellt man einen Luftbeobachtungsposten aus, wozu ist eine fliegende Plattform zu verwenden. Die Koordinaten der FP sind relativ zu der Beobachtungsstelle definiert, die Koordinaten der Orientierpunkte sind relativ zu der FP definiert. (Abb. 1).

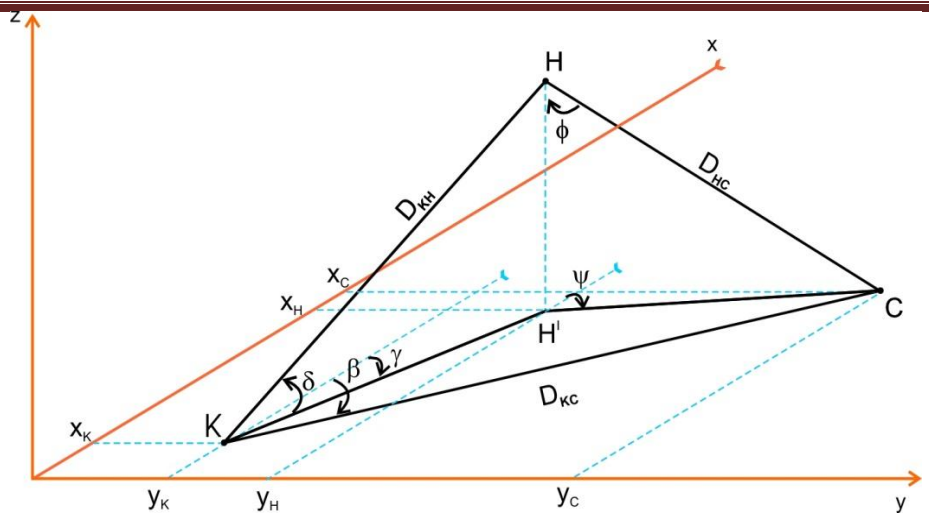


Fig. 1. Die Berechnung der Orientierpunktkoordinaten mit Hilfe FP.

K - BP; H - FP; C - ein Orientierpunkt; x_k, y_k - Koordinaten BP; x_h, y_h - Koordinaten FP; x_c, y_c - Orientierpunktkoordinaten; D_{KH} - der Abstand zwischen den BP und LP; D_{HC} - der Abstand zwischen der FPund der BP; D_{KC} - der Abstand zwischen dem Orientierpunkt und der BP; β- Direktionswinkel des Orientierpunktes; δ - der Winkel zwischen dem Horizont und der Richtung vom BP zur FP; γ - der Winkel zwischen der vertikalen Linie des Rasters und einer horizontalen Projektionsbereich der Weite vom BP zur FP; φ - der Winkel zwischen der Vertikale, die durch FP geht, und der Richtung von der FP (Linie HC); ψ - der Winkel zwischen der vertikalen Linie des Rasters und dem Projektionsabstand von der FP zum Orientierpunkt auf der Horizontebene.

Die Koordinaten des Orientierpunkts x_c, y_c erhalten wir aus folgenden Verhältnissen:

$$x_c = x_k + D_{KH}\cos\delta\cos\gamma + D_{HC}\sin\varphi\cos\psi\,,$$
$$y_c = y_k + D_{KH}\cos\delta\sin\gamma + D_{HC}\sin\varphi\sin\psi\,. \qquad (1)$$

Werte x_c, y_c sind die Funktionen vieler Variablen, die zufällige Fehler enthalten. Somit können diese Funktionen als Funktionen von vielen Zufallsvariablen betrachtet werden. Dann kann man für Fehler ihrer Bestimmung ihre Dispersion nehmen. Es ist bekannt, dass die Dispersion der Zufallsargumente Funktion durch folgenden Ausdruck berechnet werden kann [4]:

$$\sigma_f^2 = \sum_{i=1}^{N}\left(\frac{\partial f}{\partial x_з}\right)^2 \sigma_{x_i}^2\,, \qquad (2)$$

wo f –Funktion der Zufallsvariablen;

N – AnzahlvonVariablen (indiesemFall 8);

$\overline{X} \equiv \{x_i,...,x_n\}$ – Vektor der unabhängigen Variablen (in diesem Fall x_k, y_k, D_{kh}, D_{hc} δ, γ, φ, ψ);

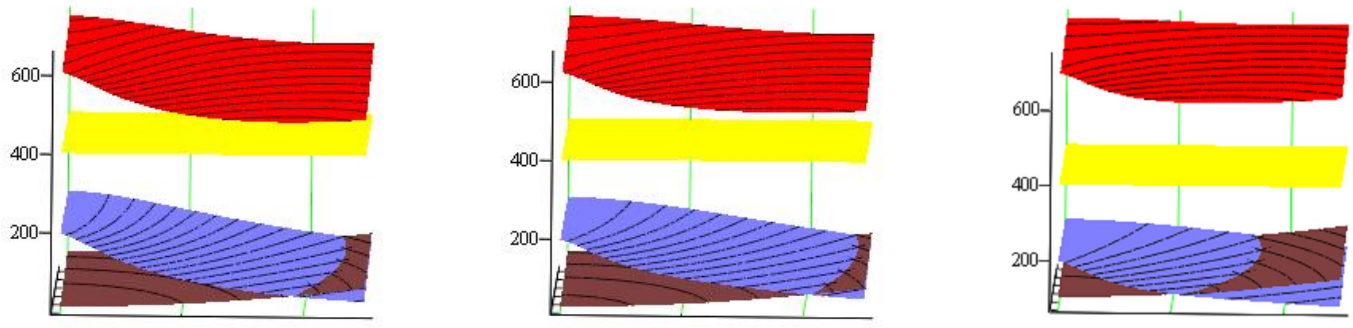
$\sigma^2_{x_i}$ – Dispersion j unabhängige Variable.

Es sei die Messung von Linear- und Winkelwerte an BP und FP mit gleicher Präzision $\sigma^2_{D_{KH}} = \sigma^2_{D_{HC}} \equiv \sigma^2_D$, $\sigma^2_\delta = \sigma^2_\gamma = \sigma^2_\varphi = \sigma^2_\psi \equiv \sigma^2_\theta$ entsprechend. Es sei auch radialer Fehler der Koordinaten PB als $\sigma^2_{r_K} = \sigma^2_{x_K} + \sigma^2_{y_K}$. Verwendung von (2) zu (1) gibt uns für die Schätzungen der radialen Fehler eines Orientierpunktkoordinaten Bestimmung den folgenden Ausdruck:

$$\sigma^2_{r_C} = \sigma^2_{r_K} + \sigma^2_D\left(\cos^2\delta + \sin^2\varphi\right) + \sigma^2_\theta\left(D^2{}_{KH} + D^2{}_{HC}\right). \qquad (3)$$

Wir untersuchen das Verhalten der 1., 2. und 3. Summanden des rechten Teils (3). Lassen wir den horizontalen Abstand zur FP (KH') bei 'A', und 'B' – den horizontalen Abstand von FP zu dem Orientierpunkt ($H'C$). Wir werden die typischen Anordnungen für BP, FP und Orientierpunkt betrachten.

Die Analyse der Ergebnissen der mathematischen Modellierung (Anwendungspaket Mathcad), wie es in Fig. 2 zeigt, dass der Summand $\sigma^2_D\left(\cos^2\delta + \sin^2\varphi\right)$ von 0 ÷ 190 variiert.



A – 3000 м A – 5000 м A – 10000 м

Fig. 2. Abhängigkeit der Komponentenwerte von der Höhe und dem Abstand FP.

Die Komponente des rechten Teils (3) - $\sigma^2_\theta\left(D^2{}_{KH} + D^2{}_{HC}\right)$- ist in der Größenordnung weniger als $\sigma^2_D\left(\cos^2\delta + \sin^2\varphi\right)$. Wir können daraus schließen: das wichtigste Element der Unsicherheit $\sigma^2_{r_C}$ ist daher der Fehler der Koordinaten BP .Der Summand $\sigma^2_D\left(\cos^2\delta + \sin^2\varphi\right)$ ist weniger wichtig als erstes. Der dritte Summand in der Größenordnung ist weniger als erste und zweite, so kann er ignoriert werden. Dann sieht analytische Abhängigkeit (3) folgendermaßen aus:

$$\sigma^2_{r_C} = \sigma^2_{r_K} + \sigma^2_D\left(\cos^2\delta + \sin^2\varphi\right). \qquad (4)$$

Diese Beziehung ermöglicht es uns, die Genauigkeit der Koordinatenbestimmung des Orientierpunktes mit Hilfe der FP abzuschätzen, wenn $\sigma_{r_K}^2$ und σ_D^2 bekannt sind.

Nehmen wir ein typisches Navigationssystem, dessen Genauigkeitsfehler von 20 m ist. Der Entfernungsmesser hat nach den technischen Eigenschaften die Genauigkeitvon 10 m [5, 6]. Auf diese Weise, mit der Verwendung von Beziehung (4) zeigt man, dass die Koordinaten des Orientierpunktes mit einer Genauigkeit von etwa 25 m bestimmen werden.

Auch unter Verwendung von Beziehung (4) kann man Anforderungen an Genauigkeit der Leistungsgeräte wegen der spezifizierten Genauigkeit der Koordinatenbestimmung des Orientierpunktes stellen.

Schlüsse

1. Es wird das mathematische Modell der Fehlerabschätzung bei der Bestimmung der Orientierpunktparameter mit Hilfe von fliegender Plattform vorgeschlagen.

2. Es wird gezeigt, dass der Hauptbeitrag zu dem Fehler bei der Bestimmung der Orientierpunktkoordinaten die Fehler der Bestimmung der BP-Koordinaten und der Entfernungsmessung leisten.

3. Es wird die analytische Beziehung bekommt, was die Fehler der Orientierungspunktkoordinaten mit Hilfe der fliegenden Plattform schätzen gestattet, wenn die Fehlerder Bestimmung der BP-Koordinaten und der Entfernungsmessungen bekannt sind.

4. Es wird gezeigt, dass für typische Navigationsgenauigkeit von etwa 20 Metern und Entfernungsmesser mit einer Genauigkeit von etwa 10 Metern dieOrientierungspunktkoordinaten mit einer Genauigkeit von etwa 25 m bestimmt werden.

Es ist geplant, die notwendige Bodens- und Bordausrüstung der FP und ihre Anforderungen an die Genauigkeit zu berücksichtigen.

Bibliographie

[1] Koroljow V.M., Yakovenko V.V., Koroljowa O.V. Analyse der Richtungen und Problemen bei der Nutzung von den Navigationstechnologien im Heer. // VIII Internationale wissenschaftliche Konferenz "Gyro-Technologien, Navigation, Verkehrssteuerung und Gestaltung der Luft- und Raumfahrttechnik." T2 – Kiew, NTU "Kiewer Polytechnische Institut" – 2011. – S. 69-80.

[2] Koroljow V.M, Rudenko K.V., Koroljowa O.V., Das mathematische Modell des Schätzfehler von der Richtung des sich bewegenden Zielobjekts bei der Bestimmung seit dem unruhigen Objekt mit dem Koordinaten Methoden. // Die gegenwärtige Fortschritte in der Geodäsi Wissenschaft und in der Industrie. – 2009. – VI (15) – S. 232-236.

[3] Koroljow V.M., Rudenko K.V., Koroljowa O.V. Der Schätzfehler der Koordinaten und der Geschwindigkeit des bewegenden Zielobjekts bei der Bestimmung seit dem unruhigen Objekt. // VII Internationale wissenschaftliche Konferenz "Gyro-Technologien, Navigation, Verkehrssteuerung und Gestaltung der Luft- und Raumfahrttechnik." T1 – Kiew, NTU "Kiew Polytechnik Institute" – 2009 – S. 210-215.

[4] Wentzel E.S. Wahrscheinlichkeitstheorie. – M. Nauka, 1969. – 576 S.

[5] Koroljow V.M. und andere. Die Voraussetzungen für die Navigationsinformationen und Navigationssysteme der bewegenden Bodenobjekte in dem modernen Etatprozess // Die gegenwärtige Fortschritte in der Geodäsie Wissenschaftund in der Industrie. – 2000 –№ 5 –S. 280-283.

[6] Koroljow V.M. und andere. Spezifikationen für die Navigationsinformationen und moderne Navigationssysteme der bewegenden Bodenobjekte // Die gegenwärtige Fortschritte in der Geodäsie Wissenschaft und in der Industrie. – 2003 –№ 8 – S. 218-221.

Stichworte: *Orientierpunktparameter, fliegendePlattform*

MATHEMATIC MODEL THE ERROR ESTIMATION OF THE OBJECT PARAMETERS' DETERMINATION USING A FLYING PLATFORM

V. Korolov, O.Korolova

In the paper analgorithm to determine theobject parametersis offered. The analysisof errors indetermining the parameters ofthe object usinga flyingplatform is conducted.The dependence ofthese parameters on therelative position ofthe observation point, platforms and object is examined.

Stichworte: Objektparameter, Plattform fliegende.

KoroljowWladimir, Nationalakademie des Heeres Namens Hetman Petro Sahajdachnyj, Lwiw, führender Forscher des Forschungszentrums

Koroljowa Olga, Nationalakademie des Heeres Namens Hetman Petro Sahajdachnyj, Lwiw, Forscher der Forschungszentrums

УДК 681.51.01

НЕЧИПОРЕНКО О. М., РЕЗНІЧЕНКО І. П.

АНАЛІЗ БЕЗВІДМОВНОСТІ КВАДРОКОПТЕРА

Актуальність. Проблема забезпечення надійності - одна з нагальних під час проектування, виробництва та експлуатації технічних об'єктів, зокрема безпілотних літальних апаратів типу мультикоптери (квадрокоптери). Роль проблеми забезпечення основної властивості надійності - безвідмовності - зростає через потребу перевести квадрокоптери з об'єктів одноразового до об'єктів багаторазового використання.

Мета. Підвищення безвідмовності квадрокоптера за допомогою існуючих методів.

Наукові і технічні результати. В ході проектування була складена та описана структурна схема квадрокоптера, описана математична модель і складена структурна логічна схема надійності квадрокоптера. Були зібранні статистичні данні про відмови квадрокоптерів. На основі статистичних даних були визначенні

моделі щільності розподілу відмов елементів $f_i(t)$. З моделей щільності розподілу відмов елементів квадрокоптера були знайденні моделі ймовірності безвідмовної роботи (ІБР) елементів $P_i(t)$ і моделі ймовірності відмов елементів $Q_i(t)$, знайдені найбільш ненадійні елементи: гвинто-моторна група квадрокоптера. Була розроблена структурна логічна схема надійності квадрокоптера і складена математична модель для ІБР квадрокоптера $P_{квадрокоптера}(t)$. За результатами розрахунків початкове значення ІБР для системи із послідовним з'єднанням елементів у структурній логічній схемі виявилося вкрай незадовільним $P_{квадрокоптера}(t = 40хв.) = 0.37$. Був проведений аналіз методів підвищення безвідмовності квадрокоптера за рахунок програмного резервування гвинто-моторної групи квадрокоптера і внесені зміни в структурну логічну схему, за якими виконаний перерозрахунок моделі ІБР квадрокоптера. Отриманні значення ІБР квадрокоптера $P_{квадрокоптера}(t = 40хв.) = 0.963 > 0.95$ і часу збереження працездатності $T_0 = 53.975хв. > 40хв.$ відповідають вимогам проектування.

Практичне застосування. Підвищення надійності дозволяє зменшити час і працезатрати на обслуговування квадрокоптера, підвищити значення випадкового наробітку до його відмови і, відповідно, підвищити економічну ефективність його багаторазового використання.

ANALYSIS OF QUADCOPTER RELIABILITY

Topicality. The problem of reliability - one of the most urgent in the design, manufacture and operation of technical facilities, including unmanned aircraft type multicopters (quadcopters). Role problem of providing basic properties of reliability - probability of survival - growing because of the need to transfer quadcopters from disposable objects to reusable objects.

Goal. Increased quadcopter reliability using existing methods.

The scientific and technical results. During the design was drawn and described block diagram of quadcopter, described mathematical model and compiled the structural logic circuit of quadcopter reliability. Were gathering statistical data on quadcopter failure. Based on the statistical model by determining the density distribution of failures items $f_i(t)$. Since the density distribution patterns failures of quadcopter were finding models of the probability of survival $P_i(t)$ for elements and model the probability of failure $Q_i(t)$ of elements. Were found that most unreliable elements are: propeller-engine group of quadcopter. Was developed structural logic circuit reliability of quadcopter and compiled mathematical model for quadcopter's probability of survival $P_{quadcopter}(t)$. The calculations for the initial value of the probability of survival system with series connection of elements in the structural logical scheme proved unsatisfactory $P_{quadcopter}(t = 40\min.) = 0.37$. Was conducted the analysis methods to increase

quadcopter reliability by software redundancy quadcopter‘s propeller-engine group and structural changes in the logic circuit, backuping of receiver, then made recalculation of model probability of survival. The obtained value of quadcopter’s probability of survival $P_{quadcopter}(t = 40\,\min.) = 0.963 > 0.95$ and time maintaining efficiency $T_0 = 53.975\,\min. > 40\,\min.$ satisfy the requirements of the design.

Practical implementation. Increased reliability reduces the time and expenditures of labor on quadcopter’s service, increase value casual operating time to its failure and, consequently, improve the economic efficiency of its repeated use.

УДК 629.735.017

НЕЧИПОРЕНКО О.М., МЕЛАШЕНКО В.О., ПАРХОМЕНКО Н.О.

МЕТОД АНАЛІЗУ БЕЗВІДМОВНОСТІ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СИГНАЛІВ НА БАЗІ ЧАСТОТНИХ ДАТЧИКІВ ТИСКУ

При використанні методу [1, 2] для визначального параметра (ВП) об’єкта установлюється деяке граничне (критичне) значення $A_{гр}$ (рис. 1), у разі досягнення якого порушується працездатність об’єкта. Випадковий час досягнення ВП $A(t)$ значення $A_{гр}$ є часом безвідмовної роботи об’єкта, його знаходять за формулою $t_{гр} = \frac{A_{гр} - A_0}{\Psi}$, де A_0 – номінальне значення ВП, Ψ – швидкість зміни ВП у часі за рахунок фізичної деградації об’єкта. Для аналізу параметричної безвідмовності об’єкта цим методом на дослідження одночасно встановлюється j таких об’єктів, а моменти виходу ВП кожного об’єкта за допуск фіксуються як моменти $t_{гр j}$ втрати працездатності j-им об’єктом, а процес фізичної деградації об’єкта апроксимують полюсною випадковою функцією [3], за якою визначаються кількісні показники безвідмовності об’єкта.

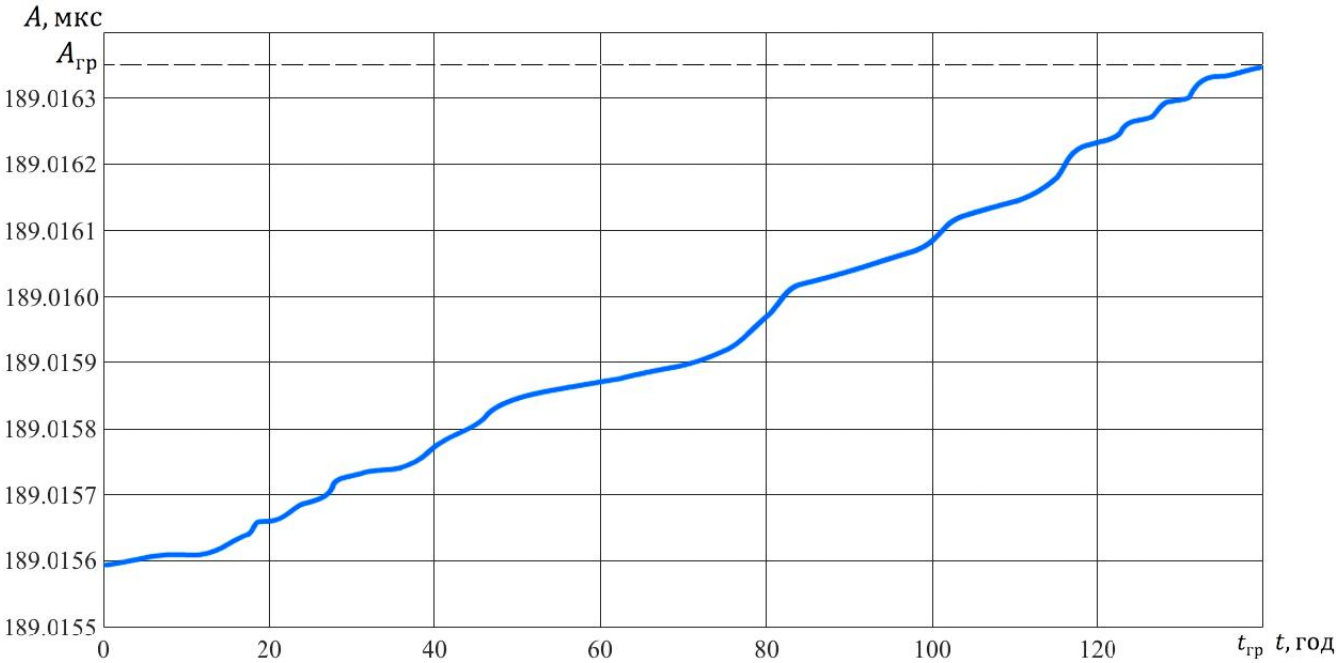


Рис. 1. Випадкова функція $A(t)$ визначального параметра

Аналіз параметрів системи повітряних сигналів (СПС) показав, що ВП СПС є вихідна частота частотного датчика тиску (ЧДТ).

Оскільки не завжди є можливість провести такий же дослід з j частотними датчиками тиску, де j – кількість досліджуваних ЧДТ, щоб встановити їх час наробітку до відмови, скористаємось новим методом, який дозволить експериментально визначити полюсну випадкову функцію $A(t)$ і статистичну оцінку часу $t_{гр}$, досліджуючи лише один датчик.

Систематизована сукупність кроків (або алгоритм), які потрібно здійснити за цим методом:

4. поставити об’єкт дослідження, а саме ЧДТ, на наробіток в нормальних умовах;
5. знімати змінення значень вихідної частоти $A(t)$ у часі;
6. зафіксувати момент виходу частоти $A(t)$ за межі допуску $t_{гр}$, який слугує мірою безвідмовної роботи ЧДТ;
7. повторити виконання пп. 1-3 для наступних інтервалів, що дорівнюють $\approx jt_{гр}$, де j – кількість експериментів (рис. 2);
8. отримати полюсну випадкову функцію $A(t)$ (рис. 3), перемістивши кожний j–ий графік в початок координат;
9. за отриманою полюсною функцією $A(t)$ визначити кількісні показники параметричної безвідмовності об’єкта за відомим методом [1, 2], де замість кількості j досліджуваних датчиків використати кількість j досліджуваних інтервалів (проміжків) наробітку ЧДТ.

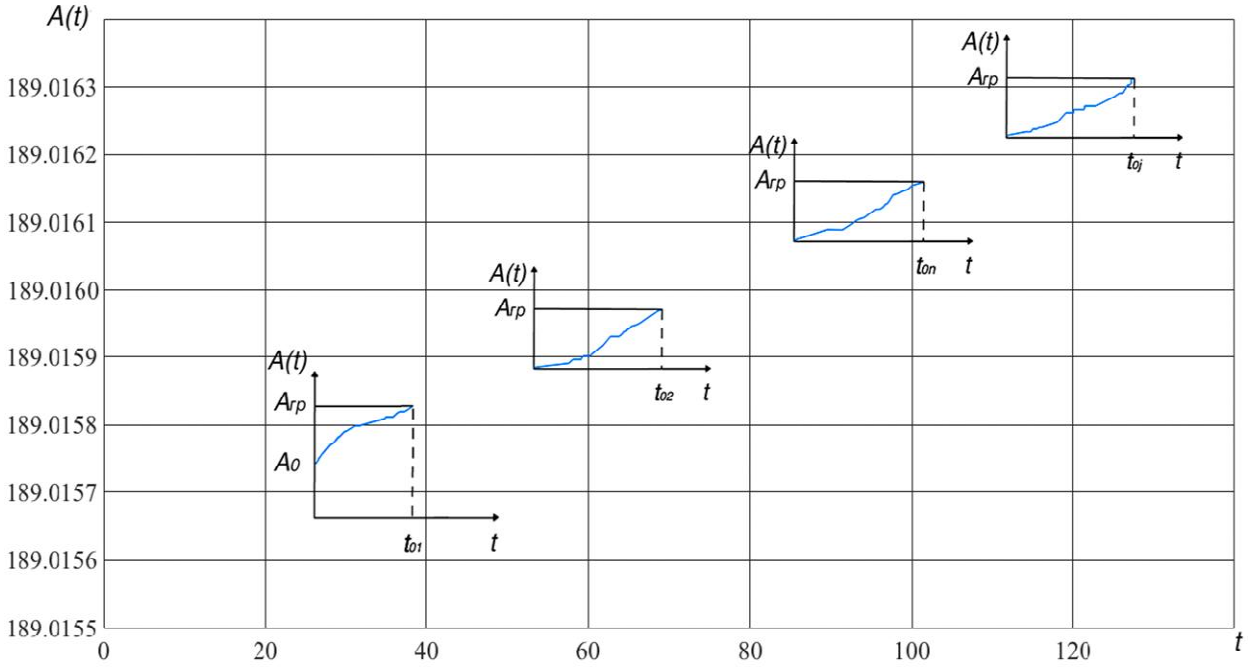


Рис. 2. Графіки зміни визначального параметру СПС
на *j*-их проміжках наробітку

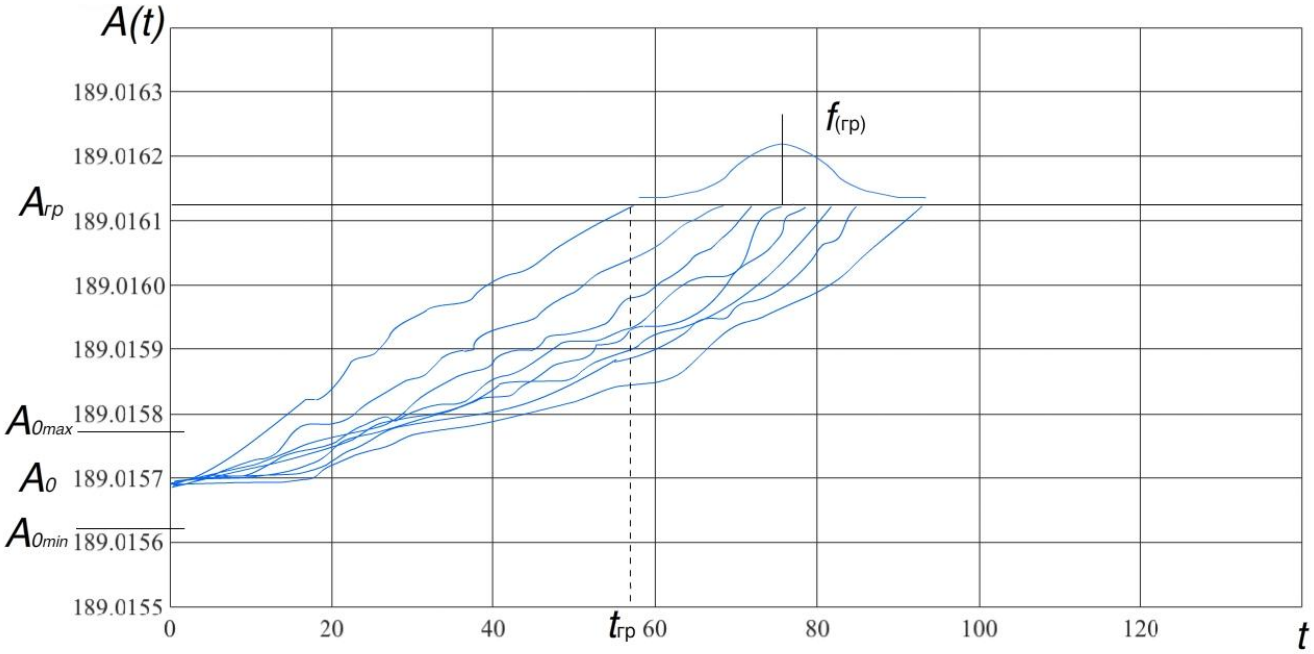


Рис. 3. Полюсна випадкова функція $A(t)$ визначального параметра СПС, отримана переміщенням в початок координат *j*-их графіків

Тобто характерною рисою представленого методу аналізу безвідмовності, яка вирізняє його від відомого методу, є заміна кількості досліджуваних на

безвідмовність об'єктів кількістю досліджуваних інтервалів часу (наробітку до параметричної відмови).

Аналіз отриманої полюсної функції показав, що значення випадкової швидкості зміни ВП обмежені нижньою $\psi_н$ і верхньою $\psi_в$ межами:

$$\Psi \in (\psi_н,\ \psi_в) \text{ за } \psi_н > 0,\ \psi_в > 0.$$

За результатами експериментальних досліджень найдено, що аргумент Ψ має усічений нормальний розподіл, щільність якого має вигляд

$$f(\Psi) = cf(\psi) = \frac{c}{S_\psi\sqrt{2\pi}}\exp\left\{-\frac{(\Psi - m_\psi)^2}{2S_\psi^2}\right\},$$

де $f(\psi)$ – щільність нормального (неусіченого) розподілу Гауса; c – нормувальний множник, який обумовлений тим, щоб площа під кривою щільності розподілу дорівнювала одиниці, тобто $c\int_{\psi_2}^{\psi_1} f(\psi)d\psi = 1.$

За допомогою підстановки $z = \dfrac{\Psi - m_\psi}{S_\psi}$, де m_ψ, S_ψ – відповідно математичне сподівання та середнє квадратичне відхилення неусіченого нормального розподілу швидкості зміни ВП, після перетворення отримуємо

$$c = \frac{1}{\Phi(z_2) - \Phi(z_1)}, \tag{1}$$

де $\Phi(z)$ – нормована функція Лапласа, $z_1 = \dfrac{\psi_н - m_\psi}{S_\psi}$; $z_2 = \dfrac{\psi_в - m_\psi}{S_\psi}$,

Щільність розподілу часу досягнення ВП значення $A_{гр}$ з усіченим нормальним розподілом швидкості Ψ з використанням віялових моделей з нульовим початковим розсіюванням [2] має вигляд:

$$f(t) = f[A(t)] = \frac{c\beta}{t^2\sqrt{2\pi}}\exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{\beta}{t} - \alpha^2\right)\right\} \tag{2}$$

за $t_1 < t < t_2$, де t_1, t_2 – межі зміни часу $\{t\}$ виходу ВП за значення $A_{гр}$, $t_1 = \dfrac{A_{гр} - A_0}{\psi_В}$, $t_2 = \dfrac{A_{гр} - A_0}{\psi_Н}$, щільність розподілу $f[A(t)]$ за формулою (2) відповідає альфа-розподілу, параметри якого дорівнюють $\beta = \dfrac{A_{гр} - A_0}{S_\psi}$; $\alpha = \dfrac{m_\psi}{S_\psi}$, а нормувальний множник c можна знайти згідно з формулою (1); при цьому для альфа-розподілу

$$z_1 = \frac{\beta}{t_2} - \alpha;\ z_2 = \frac{\beta}{t_1} - \alpha.$$

Достовірність (валідність) запропонованого методу підтверджується тим, що в досліджуваних об'єктах, а саме, СПС з частотними датчиками тиску, використовуються ідентичні елементи, які мають жорсткі допуски на параметри, і які відбраковуються на стадії їх виготовлення і вихідного контролю. Тому, на практиці, дослідження і аналіз параметричної безвідмовності групи *n* ідентичних елементів високої собівартості одночасно за рахунок фізичної деградації (зношування, утоми, забруднення тощо) доцільно замінити експериментальним дослідженням процесу фізичної деградації параметру одного такого елемента в *n* періодів його функціонування.

Практична застосованість: метод може використовуватися для аналізу безвідмовності систем повітряних сигналів літаків [4, 5].

ЛІТЕРАТУРА

1. *Нечипоренко О.М., Будім А.О. Метод аналізу безвідмовності системи повітряних сигналів літака на базі частотних датчиків тиску // Механіка гіроскопічних систем. – К.: НТУУ «КПІ», 2015. – Вип. 29. – С. 33-39.*
2. *O. M. Nechyporenko The method of analysis of reliability of frequency pressure sensor for systems of air signals of aircraft / Electronics and Control Systems, 2014. – № 3(41). – 41-46 pages. – ISSN 1990-5548.*
3. *Нечипоренко О. М. Основи надійності літальних апаратів. Навчальний посібник з грифом МОН. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 240 с. - Бібліогр.: с. 235-239. – 300 пр. – ISBN 978-966-622-502-6.*
4. *Клюев Г. И. Авиационные приборы и системы: Учебное пособие / Г И. Клюев, Н. Н. Макаров, В. М. Солдаткин; под ред. В. А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 343 с. [Текст] – ISBN 5-89146-217-6.*
5. *Шубін Р.А. Надійність технічних систем і техногенний ризик: навчальний посібник / Р.А. Шубін. – Тамбов: Вид-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2012. – 80 с. – ISBN 978-5-8265-1086-5.*

УКД 539.5

ПЕТРЕНКО О.В., ЦІРУК В.Г.

ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ ЄМНОСТІ П'ЄЗОДАТЧИКІВ ВІД ТЕМПЕРАТУРИ В СКЛАДІ ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТА ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА

Публічне акціонерне товариство «Науково-виробниче об'єднання «Київський завод автоматики ім.Г.І.Петровського», Київ, Україна, kvg_group@ukr.net

В представленій роботі проведено дослідження залежності ємності п'єзодатчиків різних марок, приклеєних на металевий резонатор генератора коливань чутливого елемента вібраційного гіроскопа, від температури в діапазоні [-40…+80] ºС. Результат аналізу цих даних дозволив поліпшити корегування температурної похибки приладу.

Ключові слова: *п'єзодатчик, вібраційний гіроскоп***.**

В представленной работе проведено исследование зависимости емкости пьезодатчиков различных марок, приклеенных на металлический резонатор генератора колебаний чувствительного элемента вибрационного гироскопа, от температуры в диапазоне [-40…+80] ºС. Результат анализа этих данных позволил улучшить корректировку температурной погрешности прибора.

Ключевые слова: *пьезодатчик, вибрационный гироскоп.*

The research of dependence between capacitance of different brands piezoelectrodes, that are glued on a metal resonator of vibratory gyroscope, and temperature in the range of [-40…+80] ºС is presented in the paper. The results of these data analysis have been used to improve temperature errors correction of the device.

Keywords: *piezoelectrode, vibratory gyroscope.*

Вступ. Вібраційний гіроскоп вимірює кутову швидкість використовуючи компенсаційний метод вимірювання, що складається з компенсації сили Коріоліса шляхом вимірювання амплітуди коливань вузла вібраційної картини, що визвана силою Коріоліса та формуванням зворотнього з'язку, який прикладений до іншого вузла вібраційної картини. Виконавчими та вимірювальними елементами системи керування хвилею вібраційного гіроскопа є п'єзодатчики (п'єзокерамічні пластини), що володіють прямим та зворотнім п'єзоефектами. Ці пластини приклеюються на резонатор, до них припаюються провідники, через які подаються та знімаються напруги.

Вибір п'єзодатчиків. Велика кількість виробників пьєзодатчиків**,** що виготовляються із ферроелектричних матеріалів, та недостатня інформація про їх властивості ускладнює вибір при конструюванні приладів[1].

При моделюванні конструкції металічного резонатора [2] було виявлено, що оптимальні розміри п'єзодатчиків становлять 5×2×0,2 мм. Для проведення досліджень було обрано три типи: APC851, PIC181 та NCE41, що за даними виробників мають оптимальні параметри для роботи в складі вібраційного гіроскопа.

Вимірювання ємності п'єзодатчиків. Однією із основних вимог при роботі вібраційного гіроскопа є ідентичність двух амплітуд коливань, тому при

проведенні складальних робіт проводиться відбір п’єзодатчиків за ємністю. Максимальна різниця показників ємності має становити не більше 3%.

До складу кожного генератора коливань чутливого елементу вібраційного гіроскопу входить 8 п’єзодатчиків, що розташовані під кутом 45° один до одного. Для кожного з типів датчиків було проведено вимірювання їх ємності в діапазоні температур від -40 до +80ºС з дискретністю 10ºС. Усереднені значення всіх п’єзодатчиків на кожній температурі представлено в таблиці 1.

Таблиця 1

Значення параметрів ємності п’єзодатчиків, пФ в діапазоні температур

Тип п’єзодатчика	Температура, ºС												
	-40	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50	60	70	80
APC851	450	461	468	487	499	499	503	512	525	537	551	563	573
PIC181	438	446	456	468	482	491	509	522	536	553	569	587	600
NCE41	435	422	423	430	439	449	446	455	467	481	494	505	531

Графік залежності ємності п’єзодатчиків від температури представлені на рис.1.

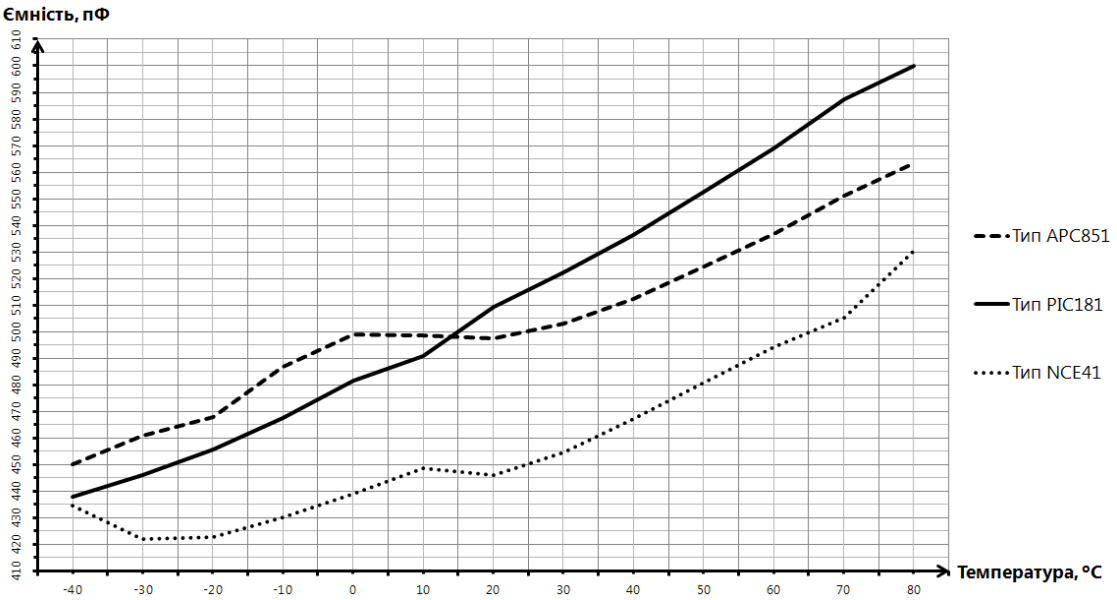


Рис.1. Графік залежності ємності п’єзодатчиків від температури

Як видно з графіків, при зміні температури, зміна параметів ємності є лінійною тільки для марки PIC181 та значно нелінійною для п’єзодатчиків марки APC851 та NCE41. Таким чином, вибір марки PIC181 є очевидним.

Висновок. Дослідження залежності ємності п'єзодатчиків, приклеєних на резонатор вібраційного гіроскопа, від температури дозволив визначити таку марку п'єзоелектродів, що дозволяє поліпшити точність корегування температурної похибки приладу.

Література.

1. *http://www.piceramic.com/piezo_effect3.*
2. *O.V.Petrenko. Design analysis and parameters choice of metallic cylindrical resonator sensor for coriolis vibratory gyroscope // Electronics and Control Systems 2014. №2(40).*

УДК 004.93, 629.7

ПИКЕНИН А.А., МАРИНОШЕНКО А.П., ПРОХОРЧУК О.В.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ОСОБЫХ ТОЧЕК С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, Украина, pikeninaleksey@gmail.com

Розглядається задача розпізнавання наземних та повітряних навігаційних сигналів на основі аналізу потокового відео з застосуванням методів розпізнавання образів, а також розробка системи наведення з використанням автоматичної ідентифікації та детектування рухомих повітряних та мобільних стаціонарних наземних орієнтирів з використанням дескрипторів об'єктів видових ознак. Наведено алгоритм роботи методу особливих точок та побудована відповідна архітектура роботи алгоритму.

Ключові слова: розпізнавання образів, безпілотне повітряне судно, особливі точки, дескриптори

Рассматривается задача распознавания наземных и воздушных навигационных сигналов на основании анализа поточного видео с использованием методов распознавания образов, а также разработка системы наведения з целью автоматической идентификации и детектирования подвижных воздушных и мобильных стационарных наземных ориентиров з использованием дескрипторов объектов видовых признаков. Приведен алгоритм работы метода особых точек та построена соответствующая архитектура работы алгоритма.

Ключевые слова: распознавания образов, беспилотный летательный аппарат, особые точки, дескрипторы

The task of recognition of ground and air navigation signals is observed. Such approach based on the analysis a video stream by using methods of images recognition. Also, the development of vision systems for automatic identification and detection of moving air and mobile stationary landmarks is carried. The vision system use object handles species range. The algorithm of the method of singular points is presented, their corresponding architecture are designed.

Keywords: image recognition, an unmanned aerial vehicle, the singular points, descriptors

Введение. Одним из важных направлений использования БПЛА является применение БПЛА в составе смешанных групп, включающих пилотируемые и беспилотные ЛА, или в составе автономно функционирующих, но согласовано управляемых БПЛА. Групповое согласованное

применение БПЛА может существенно повысить производительность процессов наблюдения, таких как разведка, поиск объектов, аэрофотосъемка, промышленный и экологический мониторинг и пр.

Стоит отметить, что для решения навигационной задачи управления группой БПЛА необходимо сформируется средний уровень управления [1]. Средний уровень управления включает в себя методы обработки информации, полученной от визуальных датчиков, теорию распознавания образов и тематическую классификацию. Под классификацией полученной информации подразумевается двойственная задача - это отслеживание, идентификация и детектирование наземных объектов с целью построения траектории полёта группы [2]. Вторая задача является схожей с перовой, но связана с отслеживанием, идентификацией и детектированием мобильных воздушных объектов для формирования управления в группе.

Создание среднего уровня управления подразумевает собой некоторую подсистему или модуль управления, который отслеживает, идентифицирует, а также детектирует как наземные объекты, так и мобильные воздушные объекты для формирования управляющих сигналов.

Постановка задачи. Основной задачей является разработка системы наведения на цель для реализации полёта БПЛА в группе. Для осуществления полёта БПЛА в формации система наведения должна быть основана на принципах автономной работы с использованием методов распознавания образов в системах технического зрения и выполнять идентификацию, детектирование навигационных воздушных подвижных и наземных мобильных навигационных ориентиров посредствам дескрипторов видовых признаков.

Решение задачи. Основная трудность при разработке такой системы и алгоритма, который бы обеспечил отслеживание, идентификацию и детектирование заключается в том, что сопоставленные кадры существенно различаются вследствие различных условий съемки. Во избежание таких проблем нужно либо выбирать точки, вносящие вклад в характеристику, либо, ещё лучше, выделять некоторые особые (ключевые) точки и сравнивать их. Суть предлагаемого подхода состоит в том, что мы заменяем объект некоторой его моделью — набором его ключевых точек. Остается еще один неразрешенный вопрос, — каким образом определять, какая ключевая точка одного изображения соответствует ключевой точке другого изображения. Применение детектора позволяет определить только координаты особых точек, а они на каждом изображении разные. Тут в дело и вступают дескрипторы. Дескриптор это идентификатор ключевой точки, выделяющий её из остальной массы особых точек в текущем кадре.

Выводи. В данной работе был разработан принцип среднего уровня управления БПЛА в группе. Представлена и разработана структурная схема блока наведения БПЛА в группе которая базируется на теории распознавания образов. Предложен алгоритм нахождения

воздушных подвижных и мобильных стационарных навигационных сигналов, в основание которого заложено формирование дескрипторов объектов видовых признаков по особым точкам. Алгоритм наведения позволяет идентифицировать и детектировать их положение по информации от оптического датчика. С полученных результатов по нахождению геометрического центра и математической модели камеры сформирована математическая модель управляющих сигналов для блока наведения БПЛА в группе. Кроме того, приведен подход к реализации такой системы, а также алгоритм и принцип работы системы.

Литература

1. *Matthew B. Rhudy, Yu Gu, Haiyang Chao, and Jason N.* Gross, Unmanned Aerial Vehicle Navigation Using Wide-Field Optical Flow and Inertial Sensors, Journal of Robotics, Volume 2015 (2015), Article ID 251379, 12 pages.

2. *Chao Xu, Zeping Lu, Guangquan Xu, Zhiyong Feng, Hongyan Tan, Haifeng Zhang*, 3D Reconstruction of Tree-Crown Based on the UAV Aerial Images, Mathematical Problems in Engineering, Volume 2015 (2015), Article ID 318619, 8 pages.

УДК 534.1:62.752

РИЖКОВ Л.М.

СИНТЕЗ АКТИВНИХ ДИНАМІЧНИХ ГАСНИКІВ КОЛИВАНЬ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, lev_ryzhkov@rambler.ru

Розглядається синтез індикаторних динамічних гасників коливань, характерною ознакою яких є відсутність безпосередньої взаємодії рухомих мас об'єкта та гасника. Наводяться вирази оптимальних параметрів гасника та дається порівняльний аналіз таких гасників із класичними. Порівнюється їх ефективність з ефективністю активних класичних гасників коливань с регуляторами, синтезованими з використанням лінійних матричних нерівностей.

***Ключові слова**: динамічний гасник коливань, лінійні матричні нерівності.*

Рассматривается синтез индикаторных динамических гасителей колебаний, характерной чертой которых является отсутствие непосредственного взаимодействия подвижных масс объекта и гасителя. Приводятся выражения оптимальных параметров гасителя и дается сравнительный анализ таких гасителей с классическими. Сравнивается их эффективность с эффективностью активных классических гасителей колебаний с регуляторами, синтезированными с применением линейных матричных неравенств.

***Ключевые слова**: динамический гаситель колебаний, линейные матричные неравенства.*

The design of indicator dynamic vibration absorbers is analyzed whose characteristic feature is the lack of direct interaction between the moving masses of the object and the absorber. The expressions of optimal parameters of the absorbers are shown and a comparative analysis of these absorbers to

classical is provided. Their performance with the performance of active dampers with classic controllers, synthesized using linear matrix inequalities, is compared.

***Keywords**: dynamic vibration absorbers, linear matrix inequalities.*

Вступ. Динамічні гасники коливань (ДГК) є ефективним засобом зменшення впливу зовнішніх збурень на роботу приладів. Недоліком класичної конструкції ДГК є безпосередня взаємодія об’єкта і гасника. Це вимагає зміни конструкції приладу, збільшення його габаритів. В роботах [1, 2] розглядається аналіз та синтез активних ДГК індикаторного типу, в яких відсутня безпосередня взаємодія об’єкта та гасника (рис.1).

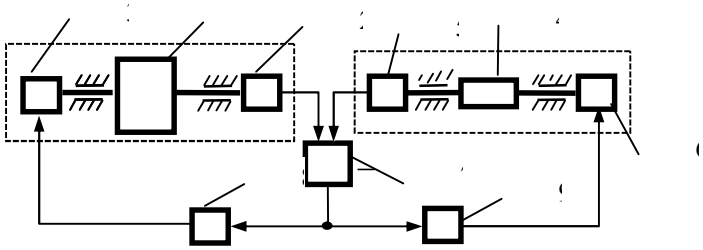


Рис.1. Структурна схема

Вважаємо, що об’єкт має рухому масу 1, датчик кута 2 та датчик моменту 3. На осі, паралельній осі об’єкта, встановлено гасник, який теж має рухому масу 4, датчик кута 5 та датчик моменту 6. Вихідні сигнали датчиків кутів порівнюються (7) та подаються через регулятори 8, 9 на датчики моментів. Найбільш суттєвим є можливість вибору різних для об’єкта та гасника законів формування моментів.

Постановка задачі. Виконаємо аналіз ефективності індикаторних ДГК та порівняємо отримані результати з аналізом класичних ДГК, синтезованих з використанням теорії лінійних матричних нерівностей (ЛМН), яка дозволяє знайти оптимальне вирішення задачі.

Оцінка ефективності ДГК.

Запишемо рівняння руху

$$\begin{aligned} W_1(s)\varphi_1 &= M - W_{K1}(s)\left(\varphi_1 - \varphi_2\right); \\ W_2(s)\varphi_2 &= W_{K2}(s)\left(\varphi_1 - \varphi_2\right), \end{aligned} \tag{1}$$

де φ_1, φ_2 - переміщення об’єкта і гасника; $W_1(s) = I_1 s^2 + c_0$; $W_2(s) = I_2 s^2$ - передатні функції; I_1, I_2 - моменти інерції об’єкта і гасника; c_0 - жорсткість пружного зв’язку об’єкта з основою; $W_{K1}(s) = h_1 s + c_1$; $W_{K2}(s) = h_2 s + c_2$ - передатні функції регуляторів.

В [2] показано, що оптимальні параметри системи визначаються тільки параметром $\rho = \frac{h_1}{h_2}\frac{I_2}{I_1}$.

На рис.2 зображена залежність від частоти відносного коефіцієнта передачі $\delta(s) = \frac{W(s)}{W(0)}$, де $W(s) = \frac{\varphi_1(s)}{M(s)}$, для $\rho = 20$ (суцільна крива). Бачимо, що індикаторний ДГК дозволяє забезпечити високу ступінь гасіння коливань навіть при використанні простих ПД регуляторів.

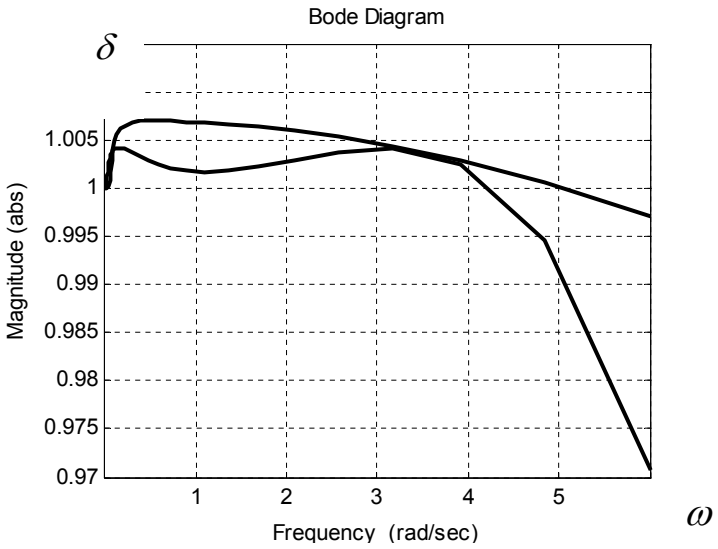


Рис.2. Залежності $\delta(\omega)$.

Розглянемо іншій можливий шлях підвищення ефективності ДГК, який полягає в використанні регуляторів, синтезованих за використання ЛМН [3].

Рівняння руху запишемо таким чином:

$$\begin{aligned} &\ddot{x}_1 + n_0^2 x_1 = w + u; \\ &\ddot{x}_2 = -\frac{1}{q}u. \end{aligned} \tag{2}$$

де $w = \frac{1}{I_1}M$ - збурення; u - керування; $q = \frac{I_2}{I_1}$.

Введемо нові змінні $x_1 = \varphi_1$; $x_2 = \varphi_2$; $x_3 = \dot{\varphi}_1$; $x_4 = \dot{\varphi}_2$. В якості сигналу керування приймемо $y = x_1 - x_2$. В якості вихідної змінної приймемо $z = x_1$.

В стандартній формі рівняння можна записати так

$$\begin{aligned} &\dot{X} = AX + B_1 w + B_2 u; \\ &y = C_1 X; \\ &z = C_2 X, \end{aligned} \tag{3}$$

де $X = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T$;

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -n_0^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \qquad B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \qquad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \\ \frac{1}{q} \end{bmatrix};$$

$C_1 = [1 \ -1 \ 0 \ 0]$;

$C_2 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$;

$u = Ky$,

K - матриця, яка визначає регулятор.

Для аналізу будемо використовувати функцію *hinflmi* пакету MATLAB. З метою знаходження мінімального значення параметра γ його значення попередньо не задавалося.

За допомогою функції *hinflmi* знаходилися рівняння регулятора в просторі станів. Далі передатна функція регулятора у вигляді $W_K(s)$ підставлялася в рівняння

$$\left(s^2 + n_0^2\right)x_1 = w - \frac{1}{I_1} W_K(s)\left(x_1 - x_2\right);$$

$$s^2 x_2 = \frac{1}{q}\frac{1}{I_1} W_K(s)\left(x_1 - x_2\right),$$

з яких знаходилася передатна функція та відносний коефіцієнт передачі ДГК.

Для аналізу приймалося $q = 0{,}1$; $n_0 = 10\ c^{-1}$. В результаті моделювання отримано $\gamma = 1{,}007$.

На рис.2 показана залежність $\delta(\omega)$ для класичного гасника, регулятор якого синтезовано за методикою ЛМН (штрихова крива).

Передатна функція регулятора наступна

$$W_K(s) = \frac{-2{,}307 \cdot 10^7 s^3 + 1{,}553 \cdot 10^8 s^2 + 1{,}627 \cdot 10^4 s + 318{,}1}{s^4 + 125{,}6 s^3 + 4{,}93 \cdot 10^4 s^2 + 2{,}579 \cdot 10^8 s - 1{,}549 \cdot 10^9}.$$

Бачимо, що ДГК індикаторного типу є більш ефективним при значно більш простому регуляторі. Це пояснюється тим, що в індикаторному ДГК сигнали керування, які діють на об'єкт та рухому масу гасника, є різними.

Висновки

Зміною схеми та законів керування можна значно підвищити ефективність ДГК. Доцільним є використання різних регуляторів для керування основною масою та масою гасника, що реалізовано в гасниках індикаторного типу.

Ефективним є також використання ЛМН, особливо, тоді, коли важко виконати математичний аналіз моделі системи.

Індикаторний ДГК дозволяє забезпечити високу ефективність навіть при дуже простих законах керування.

Література

1. Рижков Л.М., Симоненко В.М. Про синтез динамічних гасників коливань // Наукові вісті НТУУ "КПІ", 2000, № 2, с.92-94.

2. Рижков Л.М. Оптимізація параметрів електромеханічних динамічних гасників коливань // Наукові вісті НТУУ "КПІ", 2003, № 1 ,с.57-61.

3. Баландин Д.В., Федотов И.А. Синтез активного динамического гасителя колебаний с использованием линейных матричных неравенств // Математическое моделирование и оптимальное управление. Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, 2007, № 6, с. 153–159.

УДК (629.7.058.47 + 629.783)

РИЖКОВ Л.М., СТЕПУРЕНКО Д.І.

АНАЛІЗ ВЛИВУ СКЛАДОВИХ ПОХИБОК ДАТЧИКІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, lev_ryzhkov@rambler.ru, d_stepurenko@ukr.net

В роботі аналізується вплив окремих похибок датчиків визначення орієнтації (магнітометра та сонячного датчика) на точність оцінювання просторового положення космічного апарата. Розглядається рух космічного апарату по низькій коловій орбіті з великим нахиленням. Для визначення орієнтації використовуються метод TRIAD. Вимірювачі описуються моделлю похибок. Для оцінювання впливу окремих похибок вимірювачів використовується метод лінійного коваріаційного аналізу.

Ключові слова: *лінійний коваріаційний аналіз, визначення орієнтації, сонячний датчик, магнітометр, аналіз похибок.*

В работе анализируется влияние отдельных погрешностей датчиков определения ориентации (магнитометра и солнечного датчика) на точность оценивания углового положения космического аппарата. Рассматривается движение космического аппарата по низкой круговой орбите с большим наклонением. Для определения ориентации используется метод TRIAD. Измерители описываются моделью ошибок. Для оценивания влияния отдельных погрешностей измерителей используется метод линейного ковариационного анализа.

Ключевые слова: *линейный ковариационный анализ, определение ориентации, солнечный датчик, магнитометр, анализ ошибок.*

Influence of individual attitude sensor errors (magnetometer and sun sensor) on spacecraft attitude estimation is analyzed in the article. Spacecraft moving by low circular orbit with high inclination is considered. TRIAD method is used to determine an attitude. Traditional error model is used for sensors. Linear covariance analysis is used to estimate the influence of individual sensor errors.

Keywords: *linear covariance analysis, attitude determination, sun sensor, magnetometer, error analysis.*

Вступ. Визначення орієнтації космічних апаратів (КА) здійснюється за допомогою різноманітних бортових приладів (вимірювачів). Для такого класу КА як малі КА (мікро- та наносупутники) поширеним є використання в такій якості магнітометрів та сонячних датчиків[1]. (Вказані вимірювачі безпосередньо не вимірюють параметри орієнтації, але використовуються для цього, і тому часто в літературі згадуються як датчики орієнтації.) Для визначення безпосередньо кутового положення КА використовують різноманітні методи, які умовно поділяють на детерміновані і стохастичні. Серед детермінованих методів часто застосовують такі методи як TRIAD і QUEST[2].

Однією з особливостей датчиків, що використовуються на малих КА є їх невеликі габарити, маса, і відповідно невелика точність. Така точність в свою чергу є головним джерелом виникнення похибки оцінювання орієнтації.

Поширеною практикою є аналіз методів визначення орієнтації (МВО) за допомогою коваріаційного аналізу [2]. При цьому похибки визначення опорних векторів, тобто векторів, які вимірюються приладами, розглядаються у вигляді білого шуму. Таке спрощення моделі похибок дозволяє отримати аналітичні вирази для похибок визначення орієнтації при її оцінюванні за тим чи іншим методом.

Однак реальні прилади мають досить багато джерел виникнення похибок, які не зводяться до білого шуму, і які так чи інакше впливають на точність їх роботи і відповідно на точність визначення орієнтації рухомого объекту загалом. В такому

випадку аналітичне дослідження є складним, і тоді застосовують численьне моделювання (метод статистичних досліджень).

При розробці системи керування орієнтацією виникає необхідність у простих інженерних інструментах для оцінки точності орієнтації в залежності від похибок елементів системи. Прикладом такого інструменту є ADEAS(Attitude Determination Error Analysis System)[3]). Традиційно для аналізу згаданого впливу використовують метод статистичних випробовувань. Однак для складних систем його застосування може зайняти досить багато часу. В роботі [4] в якості альтернативи такому підходу розглянуто використання лінійного коваріаційного аналізу для дослідження впливу окремих складових похибок вимірювачів на точність визначення орієнтації.

Постановка задачі. Розглядається рух супутника за коловою орбітою з нахиленням $i = 98°$ на висоті 650 км. Розглядається випадок використання двох опорних векторів. Опорні вектори в базовій системі координат визначаються на основі бортових моделей: вектора напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) і вектора положення Сонця. Кутове положення супутника задається відносно орбітальної системи координат. Послідовність поворотів від орбітальної до звязаної системи координат 3-2-1. Необхідно оцінити вплив окремих складових похибок магнітометра та сонячного датчика на точність визначення орієнтації за обраним методом (TRIAD).

Лінійний коваріаційний аналіз. Коваріаційний аналіз або аналіз дисперсій є загальним статистичним методом, що використовується для дослідження співвідношень між похибками у вимірюваннях і похибками у величинах, отриманих на основі цих вимірювань. Лінійний коваріаційний аналіз передбачає лінеарізацію рівнянь, що описують певну систему, в околі певного номінального положення (стану). Відхилення або невизначенності значень параметрів, що описують стан системи, від номінальних значень вважаються нормально розподіленими випадковими величинами.

Моделі вимірювачів. Робота обох вимірювачів описується традиційної моделлю похибок:

$$\tilde{\vec{y}}_i = C\vec{x}_i + \vec{b}_i + \vec{\varepsilon}_i, \qquad (1)$$

де $\tilde{\vec{y}}_i$ - виміряне значення відповідного опорного вектору ($i = 1,2$). 1 відповідає вектору напруженості магнітного поля Землі (МПЗ), а 2 - вектору напрямку на Сонце; $\vec{x}_i$ - дійсне значення відповідного опорного вектору; C - матриця коефіцієнтів передавання, що враховує температурний дрейф та їх нелінійність;

$\vec{b}_i$ - зсув нуля (вимірюваного вектора), викликаний зміної температури; $\vec{\varepsilon}$- шум відповідного вимірювача.

Матриця C визначається так:

$$C = (C_0 + \Delta C \Delta T) C_N , \quad (2)$$

де C_0 - (діагональна)матриця коефіцієнтів передавання за окремими вісями; $\Delta C \Delta T$ - зміна цієї ж матриці від зміни температури $\Delta T = T - T_0$; T - дійсне значення температури; T_0 - значення температури, при якій коефіцієнти передавання і зсуву (нуля) дорівнюють своїм номінальним значенням; C_N - матриця коефіцієнтів, що враховують нелінійності коефіцієнтів передавання окремих складових вектора (каналів), що вимірюється.

Зсув нуля вимірюваного вектора визначається так:

$$\vec{b}_i = \vec{b}_{oi} + \Delta \vec{b}_i \Delta T , \quad (3)$$

де $\vec{b}_{0i}$ - номінальне значення зсуву нуля; $\Delta \vec{b}_i \Delta T$ - дрейф зсуву нуля, викликаний зміною температури.

Похибки вимірювачів моделюються шляхом додавання збурень (невизначеностей) до номінальних значень, що входять у формули (1)-(3), а також додаванням випадкової похибки у вигляді білого шуму (з відповідними параметрами). Вказані збурення моделюються як нормально розподілені випадкові величини з нульовим м.о. і відомими (заданими) значеннями с.к.в. Величинами, вплив відхилень яких розглядається є $C_0, \Delta C$, T, T_0, $\vec{b}_0$, $\Delta \vec{b}_0$, C_N, $\vec{\varepsilon}$, а також неточність встановлення відповідного вимірювача, яка в свою чергу описується матрицею R_M . Наприклад, величина C_0 розглядається як:

$$C_0 = \hat{C}_0 + \Delta C_0 , \quad (4)$$

де $\hat{C}_0$- номінальне (незбурене) значення величини C_0, ΔC_0 - збурення цієї ж величини.

Визначення похибки орієнтації. Оскільки моделі вимірювачів є лінійними, то підсумкова похибка орієнтації може бути отримана як сума похибок, викликаних окремими похибками вимірювачів, тобто:

$$\sigma_\delta = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} c_i^2 \sigma_i^2} , \quad (5)$$

де σ_i - с.к.в. відповідної похибки (невизначеності); c_i - коефіцієнт, що враховує вагу відповідної похибки. Він визначається за формулою

$$c_i = \sqrt{\frac{\sigma_{out}^2}{\sigma_i^2}}\,, \tag{6}$$

де σ_{out} - с.к.в. похибки, викликаної відповідною похибкою вимірювача.

В роботі похибка орієнтації, тобто похибка оцінювання матриці орієнтації $\hat{A}$ за методом TRIAD визначається як малий кут обертання δ між дійсним та оціненим кутовими положеннями:

$$\delta = \arccos\left(\frac{1}{2}\left(tr\left(\hat{A}^T\hat{A}\right)-1\right)\right), \tag{7}$$

де tr - слід матриці.

Моделювання. В роботі використовувались дані про номінальні значення величин і їх відхилення, наведені в джерелі [4]. Результати моделювання показали, що найбільший вплив серед розглядуваних, мали такі похибки датчиків. Для сонячного датчика це шум приладу, зміщення центра світової плями на поверхні чутливого елементу та меншою мірою неточність встановлення приладу. Для магнітометра це зміна коефіцієнта передавання за вісями Y та Z, та шум вихідного сигналу. Однак в випадку магнітометра вплив деяких інших похибок (зсув нуля для Y та Z магнітометрів, нелійності коефіцієнтів передавання за цими ж вісями) стає значним в залежності від положення на орбіті. Зміни параметрів магнітометра X мають значно менший вплив на точність оцінювання орієнтації. Це пояснюється тим, що параметри МПЗ змінюються суттєво для орбіти з таким великих нахиленням.

Розподіл вказаних похибок за величиною впливу змінюється від переходу від однієї точки орбіти до іншої, тобто в різних положеннях на орбіті одні і ті самі похибки мають різний вплив на підсумкову точність визначення орієнтації. Маючи таку інформацію, розробник може приділити більшу увагу компенсації вказаних похибок. На відміну від методу статистичних випробовувань, зміна певних параметрів в системі дозволяє доволі швидко оцінити їх вплив і не потребує повторного моделювання для всіх можливих випадків значень похибок.

Висновки. Використання лінійного коваріаційного аналізу для дослідження впливу окремих похибок вимірювачів на точність визначення орієнтації є ефективним інструментом, який швидко дозволяє оцінити вказаний вплив і виявити фактори, що впливають найбільше. Вплив одних і тих же похибок змінюється при русі супутника орбітою. Крім того він змінюється при зміні параметрів орбіти. Можливим напрямком подальших досліджень є оцінка вказаного впливу при використанні інших методів визначення орієнтації, а також при використанні інших типів вимірювачів.

Література

1. *Small Spacecraft Technology State of the Art, NASA Technical report. – Mission Design Division Staff Ames Research Center, California. – 2014. – 211p.*

2. *Shuster M. D., Oh S. D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations// Journal of Guidance and Control. –1981. – Vol. 4, № 1. – P. 70–77.*

3. *Attitude determination error analysis system (ADEAS), Mathematical specification document, 1988. – 188 p.*

4. *Blomqvist J. The influence of uncertainties of attitude sensors on attitude determination accuracy by linear covariance analysis. Master's thesis, Crahfield University, 2009. - 112p.*

УДК 629.7

МАРИНОШЕНКО О.П., ПІКЕНІН О.О.

УЗГОДЖЕННИЙ ПОЛІТ ГРУПИ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Київ, Україна, a_marin@ukr.net

Пропонується підхід, для автономного керування польотом безпілотних авіаційних комплексів (БАК). Для розробки алгоритмів систем керування груповим польотом БАК, об'єднаємо динаміку декількох безпілотних повітряних суден з припущенням, що кожне безпілотне повітряне судно слідує за ведучим лідером. Перевіряючи ефективність запропонованих алгоритмів чисельне моделювання було виконано для польотного завдання двох безпілотних повітряних суден.

Ключові слова: *Безпілотне повітряне судно (БПС), груповий політ, автоматичне керування, навігація, керування.*

Предлагается подход, для автономного управления полетом беспилотных авиационных комплексов (БАК). Для разработки алгоритмов системы управления групповым полетом БАК, объединим динамику нескольких беспилотных летательных аппаратов с предположением, что каждый беспилотный летательный аппарат следует за ведущим лидером. Проверяя эффективность предложенных алгоритмов численное моделирование было выполнено для полетного задания двух беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: Беспилотный летательный аппарат (БПЛА), групповой полет, автоматическое управление

The approach of autonomous flight control of unmanned aerial systems (UAS) is proposed. For the development of UAS group flight control system algorithms, is necessary to combine the dynamics of several unmanned aerial vehicles with the assumption, that each of UAV's goes the leader. In order to check the proposed algorithms effectiveness, the numerical simulation of the flight task for two unmanned aerial vehicles was carried out.

Keywords: Unmanned aircraft (UAV), formation flying, autonomous control, navigation, control.

Вступ. За останні десятиліття накоплений великий досвід в розробці та використанні безпілотних повітряних суден (БПС). Одним із найважливіших завдань на сьогодні які ставляться перед БПС є узгодження польоту БПС в формації. При вирішенні навігаційної задачі групи, постає ряд складних проблем, дослідженням яких займаються в більшості країн світу.

Серед сучасних організацій, які займаються науково-практичними дослідженнями і розробками для забезпечення задачі керування формацією, в основному зосередженні на великих літаках. Перед БПС ставляться інші вимоги – здійснення польоту в формації як на значних віддалях так і з невеликими інтервалами від кількох до десятків метрів.

Постановка задачі. Формування керування польотом кількох БПС є важливою частиною багатьох досліджень [1-3], з великою кількістю практичних застосувань: розвідки, зв'язку, пошуково-рятувальних робіт. Необхідність розробки технології контролю польоту групи БПС відкриває дуже важливу область: створення малогабаритної міжбортової безпілотної навігаційної системи для БПС.

Потреба в цьому визначається тим фактом, що відсутність міжбортової безпілотної навігаційної системи суттєво обмежує можливості БПС через їх неузгоджене поодиноке використання. Отже, технічно актуальною і важливою задачею сьогодні є розробка недорогих, точних систем керування польотом БПС у формації, що, в свою чергу, приведе до економічно ефективних і відмовостійких систем.

Розв’язання задачі. Розробка міжбортової безпілотної навігаційної системи (МБНС) може реалізовуватись двома способами: створення повністю автономних МБНС, які не використовують наземних станцій наведення, та систем які використовують наземні радіо маяки. Кожен з цим способів має свої переваги та недоліки. Автономна система керування дозволяє вирішувати завдання польоту групою без обмежень, що накладаються каналами зв'язку з наземним пунктом керування, а також в умовах діючої радіопротидії.

В основу системи керування груповим польотом, покладені наступні елементи: система наведення в склад якої входить системи технічного зору (наприклад відео камера) та система розпізнавання образів (для формування контрольної інформації щодо положення ведучого БПС); система керування польотом веденого БПС в основу якої покладені закони керування для витримування веденим БПС заданого програмного польоту - положення в групі літаків; навігаційна система для забезпечення контурів керування необхідною польотною інформацією.

Повноцінне математичне моделювання запропонованого підходу та алгоритмічно-реалізованої системи здійснене з використанням даних польотної телеметрії, та реальної інформації про характеристики БПС і його бортового навігаційного комплексу. Проведене моделювання роботи МБНС показало її працездатність, ефективність та точність при витримуванні програмно заданого польотного порядку БПС у формації.

Висновок. В даній роботі, була представлена та реалізована методика керування кількома БСП, при використанні методу ведучий - ведений БСП.

Для створення зв'язку та синхронізації між двома сусідніми БСП при їх польоті в формації був запропонований та реалізований алгоритм, який використовує засоби технічного зору та алгоритми розпізнавання образів. Крім того, приведено підхід до реалізації такої системи керування, а також алгоритм та принцип роботи системи на основі відповідних отриманих математичних моделей.

Література

1. T.Soleymani, F. Saghafi, "Behavior-Based Acceleration Commanded Formation Flight Control" International Conference on Control, Automation and Systems 2010 Oct. 27-30, in KINTEX, Gyeonggi-do, Korea. 2010.

2. A.K. Das, R. Fierro, V. Kumar, J.P. Ostrowski, J. Spletzer, and C.J. Taylor, "A Vision-Based Formation Control Framework," IEEE Transaction on Robotics and Automation, Vol. 18, No. 5, 2002.

3. J. Hammer, G. Piper, O. Thorp, and J. Watkins, "Investigating Virtual Structure Based Control Strategies for Spacecraft Formation Maneuvers," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004.

УДК 629.7.051.83

КОТВИЦЬКИЙ Р.С., САРИБОГА Г.В., ЗБРУЦЬКИЙ О.В.

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ РУХОМОГО ОБ`ЄКТУ ЗА ДОПОМОГОЮ СИСТЕМИ ТЕХНІЧНОГО ЗОРУ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»,Киев, Украина, shteflyuk@ukr.net.

Вивчається метод ідентифікації об'єктів для системи технічного зору на основі контурного аналізу, який може бути використаний для побудови системи автоматичного керування положенням оптичної осі камери, що визначає цільовий об'єкт.

***Ключові слова**: метод розпізнавання зображень, система технічного зору, контурний аналіз, алгоритм.*

Изучается метод идентификации объектов для системы технического зрения на основе контурного анализа, который может быть использован для построения системы

автоматического управления положением оптической оси камеры, определяет целевой объект.

***Ключевые слова**: метод распознавания изображений, система технического зрения, контурний анализ, алгоритм.*

This paper studies method of identifying objects for a vision system based on contour analysis, which can be used to construct an automatic control system for the position of the optical axis of the camera, determines the target object.

***Key words:** image recognition method, technical vision system, contour analysis, algorithm.*

Вступ. Визначення координат рухомого об’єкту виконується завдяки інформації отриманої від системи технічного зору (СТЗ) [1]. СТЗ виконує аналіз зображень на основі контурного аналізу об’єктів, що є досить ефективним та інформативним методом.

Контури зображень є областями з високою концентрацією інформації, що не залежить від кольору та яскравості, внаслідок чого більшість інформації у повідомленні знаходиться в місцях зміни сигналу [2]. Контурний аналіз дозволяє описувати, зберігати, порівнювати і виявляти об'єкти, що знаходяться в формі зовнішніх контурів [3].

Постановка задачі. Мета роботи - розробити алгоритм роботи системи технічного зору (СТЗ) на основі контурного аналізу та показати його ефективність в системі визначення координат місцезнаходження об’єкта, на якому встановлена СТЗ , знаючи координати цільових об’єктів.

Розробка алгоритму контурного аналізу. Контуром об’єкта є межа, що відокремлює об'єкт від фону**.** В КА як формат кодування використовується найбільш ефективний алгоритм Кенні виявлення границь [5] - оптимальний алгоритм, що задовольняє трьом критеріям: підвищення відношення сигнал/шум; вірне виявлення положення границі; єдиний відгук на одну границю. Це означає, що детектор повинен реагувати на границі, але при цьому ігнорувати помилкові, точно визначати лінію границі (без її фрагментування) і реагувати на кожну границю один раз, що дозволяє уникнути сприйняття широких смуг зміни яскравості як сукупності границь. В алгоритмі Кенні пікселами кордонів оголошуються точки, в яких досягається локальний максимум градієнта в напрямку вектору градієнта.

Визначення координат місцезнаходження об’єкту. Припустимо, що відомі координати місцезнаходження об’єкту 1(Xr, Yr) – квадрату і координати об’єкту 2 (Xc, Yc) - кола. Необхідно визначити координати місцезнаходження шасі (x_s, y_1s)

Lr – відстань до першого об’єкту, Lc - відстань до другого об’єкту , α – кут, що визначає положення другого об’єкту відносно головної вісі шасі, β – кут, що визначає положення першого об’єкту відносно головної вісі шасі, V – головна вісь шасі.

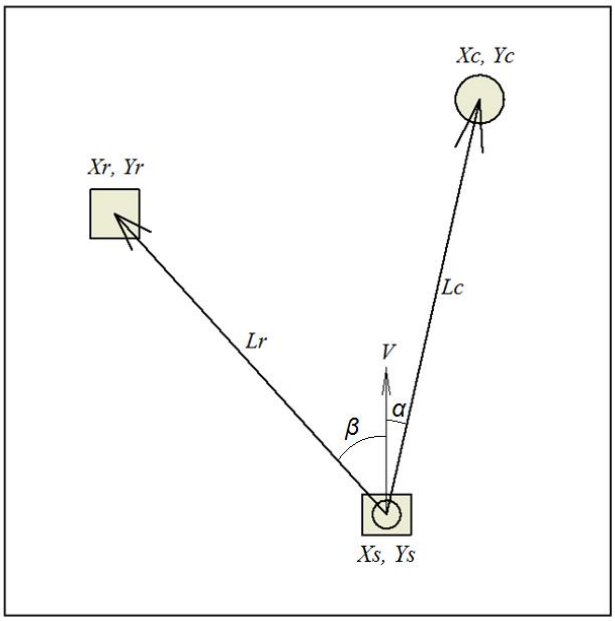


Рис.1. Визначення координат об`єкту

Використовуючи формули знаходження відстані між двома точками

для квадрату : $L_r = \sqrt{(x_s - x_r)^2 + (y_s - y_r)^2}$, (1)

для кола : $L_c = \sqrt{(x_s - x_c)^2 + (y_s - y_c)^2}$, (2)

знаходимо невідомі координати місцезнаходження шасі (x_s, y_1s) .

Параметри L_r, L_c, α і β визначаються завдяки СТЗ, яка передає керуючі сигнали системі управління шасі.

Для визначення координат L_r, L_c, α і β місцеположення СТЗ в польових умовах використовуються наступні об’ємні фігури: циліндр і куля (рис.2). У

вертикальній площі дані фігури у кадрі розпізнаються як квадрат і коло при будь-якому місцезнаходженні СТЗ.

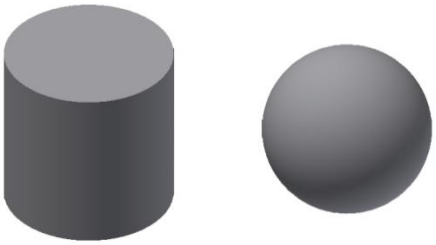


Рис. 2. Фігури для використання в польових умовах

Керуючи сигнали необхідні для управління рухомим об’єктом, в нашому випадку-це об’єкт, що переміщується на шасі. Таким чином здійснюється зв'язок між камерою та системою керування.

Алгоритм визначення координат місцезнаходження шасі (рис.3):

1. Сканування місцевості для пошук об’єктів. Двигун, на якому закріплена камера, здійснює керування оптичною віссю камери в певному діапазоні спостереження. Захоплюється кадр з камери.

2. Розпізнавання цільових об’єктів (коло чи квадрат). Визначення координат їх центрів.

Ефективність алгоритму підтверджена на лабораторному стенді в режимі реального часу.

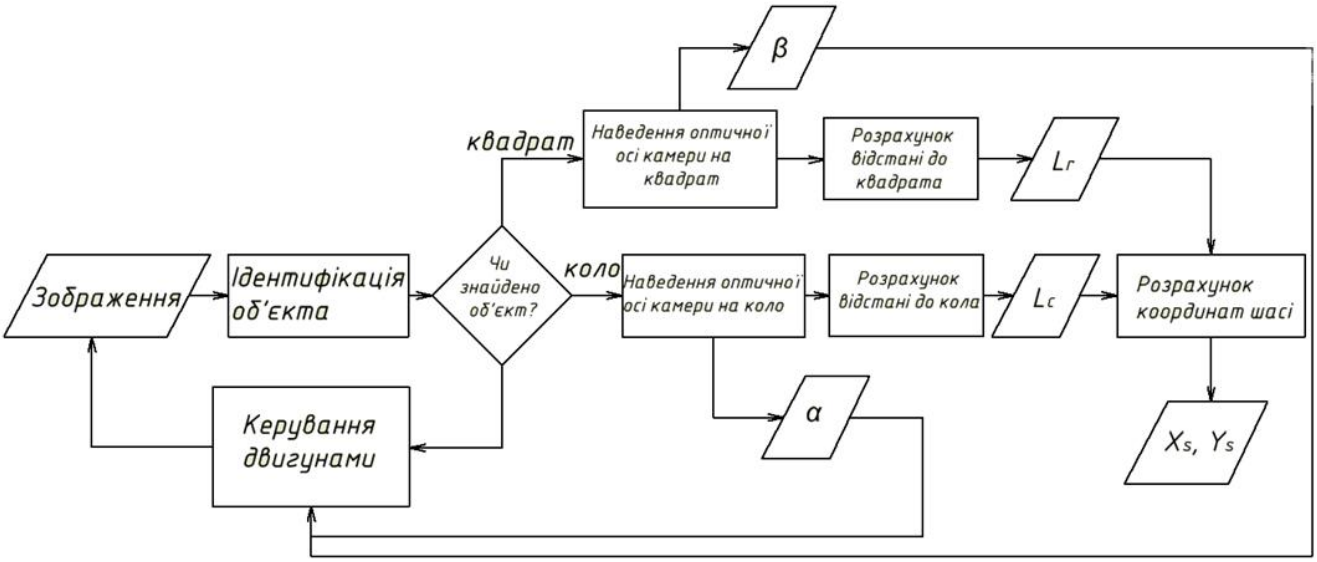


Рис. 3. Загальний алгоритм визначення координат місцезнаходження шасі

Висновки. Метод ідентифікації об’єктів на основі контурного аналізу є ефективним для виявлення квадратних і прямокутних об'єктів на зображенні і

може бути використаний для побудови системи автоматичного керування положенням оптичної осі, що визначає цільовий об’єкт.

Використання методу аналізу контурів об’єктів може бути ефективним для побудови СТЗ системи автоматичного керування положенням оптичної осі камери, що знаходить за цільовий об’єкт. Даний метод є найкращим способом, щоб виявити квадратні і прямокутні об'єкти на зображенні.

СТЗ реалізована на методу аналізу контурів, за яким визначається об’єкт, координати його центру та відстань до нього через порівняння істинного значення площини фігури та визначеної площини в пікселях на зображенні з камери.

Також запропоновано новий метод визначення координат місцезнаходження об’єкта, на якому розміщена СТЗ.

Ефективність алгоритму показана на лабораторному стенді в режимі реального часу.

Література

1. *Гридин В.Н., Титов В.С., Труфанов М.И. Адаптивные системы технического зрения ISBN:978-5-02-025391-9 Издательство: Наука Год:2009*
2. *Введение в контурный анализ. Под ред. Я.А. Фурмана, 2003. – 592 с.*
3. *Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. – М.: Техносфера, 2005. – 1072 с.*
4. *Збруцкий А.В. Навигация космического аппарата дистанционного зондирования Земли по съемке земной поверхности/ Збруцкий А.В., Ганжа А.П. – Киев: НТУУ «КПИ».-2011.-160с.*
5. *John Hershberger & Jack Snoeyink, "Speeding Up the Douglas–Peucker Line-Simplification Algorithm", Proc 5th Symp on Data Handling, 134–143 (1992). UBC Tech Report TR-92-07*
6. *Хорн Б. К.П. Зрение роботов. – М.: Мир. – 1989. – 400 с.*
7. *Компьютерное зрение [Електронний ресурс] / RoboCraft - 2014-2016 // дата опублікування: 24 ноября 2016 — Режим доступу: http://robocraft.ru/blog/computervision/640.html*

УДК 629.3.025.2

СУЩЕНКО О.А., ЄГОРОВ С.Г.

БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНИЙ ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ РОБАСТНИХ СИСТЕМ ГІРОСКОПІЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНИХ ПРИСТРОЇВ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: sushoa@ukr.net

Представлено основні положення параметричного синтезу робастних гіроскопічних систем стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв, що функціонують на наземних об'єктах в складних умовах реальної експлуатації. Визначено критерій оптимізації, який враховує такі суперечливі вимоги як точність та робастність. Описано підхід до урахування координатних збурень на основі розширення математичної моделі за допомогою формувального фільтру, що враховує збурення, зумовлені нерівностями рельєфу доріг та місцевості. Приведено вектори стану горизонтального та вертикального каналів системи стабілізації та надано результати синтезу.

Ключові слова: гіроскопічна стабілізація; робастні системи; наземні рухомі об'єкти

Представлены основные положения параметрического синтеза робастных гироскопических систем стабилизации информационно-измерительных устройств, функционирующих на наземных объектах в сложных условиях реальной эксплуатации. Определен критерий оптимизации, который учитывает такие противоречивые требования как точность и робастность. Описан подход к учету координатных возмущений на основе расширения математической модели при помощи формирующего фильтра, который учитывает возмущения, обусловленные неровностями рельефа дорог и местности. Представлены векторы состояния горизонтального и вертикального каналов системы стабилизации и даны результаты синтеза.

Ключевые слова: гироскопическая стабилизация; робастные системы; наземные подвижные объекты.

The basic concepts of the parametric synthesis of robust gyroscopic systems for stabilization of information and measuring devices functioning on ground moving vehicles in difficult conditions of real operation are represented. The optimization criterion taking into consideration such conflict requirements as accuracy and robustness is determined. The approach accounting the coordinate disturbances based on augmentation of the mathematical model by means of the forming filter for simulation irregularities of road and terrain relief is described. The state vectors of the horizontal and vertical channels of stabilization system are represented. The synthesis results are given.

Keywords: gyroscopic stabilization; robust systems; ground moving vehicles.

Постановка проблеми. Синтез систем гіроскопічної стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв, що функціонують на рухомих об'єктах, здійснюється в умовах невизначеностей, зумовлених як відмінностями математичного опису від реальних систем, так і впливом внутрішніх і зовнішніх збурень. Сучасним підходом до створення таких систем є використання робастних законів керування, що забезпечують збереження показників якості системи гіроскопічної стабілізації у деяких заданих межах в умовах параметричних та координатних збурень.

Системи, що експлуатуються на наземних рухомих об'єктах, характеризуються змінюванням таких параметрів як момент інерції об'єкта стабілізації у межах $\pm 50\%$; жорсткість пружного зв'язку між рухомою платформою та виконавчим механізмом у межах $\pm 50\%$; момент інерції двигуна у межах ± 5 %; параметри

гіроскопічного вимірювача швидкості, передавальних ланок регулятора та двигуна у межах $\pm 1\%$.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Основні принципи синтезу гіроскопічних систем стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв на рухомій основі викладено у праці [1]. Підходи до H_2/H_∞-робастної параметричної оптимізації представлено у багатьох працях, наприклад, [2]. Слід зазначити, що якщо у наш час проектуванню робастних систем управління рухом літальних апаратів приділяється значна увага, то відповідні підходи до створення робастних систем стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв, експлуатованих зокрема на наземних рухомих об’єктах, ще не досягли належного рівня розвитку.

Метою доповіді є визначення основних принципів параметричного синтезу гіроскопічних систем стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв, що функціонують на наземних рухомих об’єктах в складних умовах реальної експлуатації.

Викладення основного матеріалу. Сучасний стан розв’язання задач синтезу робастних систем передбачає використання моделей у просторі станів. Згідно із результатами, представленими у праці [3], номінальна модель горизонтального каналу системи стабілізації у просторі станів може бути охарактеризована вектором стану

$$x^{\mathrm{T}} = \left[\dot{\varphi}_{\text{äâã}} \quad \dot{\varphi}_{\text{î ñã}} \quad \varphi_{\text{äâã}} \quad \varphi_{\text{î ñã}} \quad U_{\text{ã}} \right], \tag{1}$$

де $\varphi_{\text{äâã}}, \varphi_{\text{î ñã}}, U_{\text{ã}}$ – кути повороту двигуна, об’єкта стабілізації та сигналу управління на виході регулятора горизонтального каналу системи стабілізації; та відповідною четвіркою матриць стану, керування, спостереження та збурення [3].

В аналогічний спосіб на підставі результатів, викладених у праці [3], можна отримати модель вертикального каналу для вектора стану

$$x^{\mathrm{T}} = \left[\dot{\varphi}_{\text{äââ}} \quad \dot{\varphi}_{\text{î ñâ}} \quad \varphi_{\text{äââ}} \quad \varphi_{\text{î ñâ}} \quad U_{\text{â}} \right], \tag{2}$$

де $\varphi_{\text{äââ}}, \varphi_{\text{î ñâ}}, U_{\text{â}}$ – кути повороту двигуна, об’єкта стабілізації та сигналу управління вертикального каналу системи стабілізації.

Матриці спостереження моделей, що характеризуються векторами стану (1) та (2), співпадають. Матриці збурення простору станів приймаються нульовими. Збурені моделі визначаються з урахуванням діапазону змінювання параметрів системи.

Структурні схеми детермінованої та стохастичної моделей системи стабілізації представлені на рис. 1.

Рішення, отримані з урахуванням максимально та мінімально припустимих параметричних структурованих збурень, справедливі для будь-яких інших

значень параметрів, що знаходяться у межах заданої області припустимих значень. Це ствердження справедливе, якщо система є детектованою та стабілізованою [4], що має місце у більшості практичних випадків.

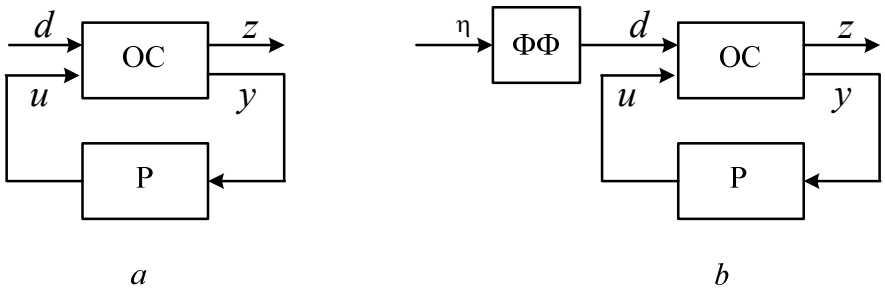


Рис. 1. Детермінована (*а*) та стохастична (*б*) моделі: ОС – об'єкт стабілізації; Р – регулятор; ФФ – формувальний фільтр; d - сигнал входу; z - сигнал спостереження; u - сигнал управління; y - сигнал виходу; η - збурення.

Основні зовнішні збурення, що діють на систему досліджуваного типу, можуть бути представлені як стаціонарні випадкові процеси із спектральними щільностями, вигляд яких залежить від типу нерівностей рельєфу дороги або місцевості [5]. Формувальні фільтри для моделювання нерівностей рельєфу доріг або місцевості відповідно до праці [6] визначатимуться виразом

$$K_q(\omega) = H_{\hat{e}}(j\omega) H_q(j\omega) K_h(j\omega), \tag{3}$$

де $K_h(j\omega)$ – спектральна щільність макропрофілю; $H_q(j\omega)$ – передавальна функція, яка відповідає перетворенню мікропрофілю, $H_\kappa(j\omega)$ – передавальна функція осереднення за площею контакту.

До критерію оптимізації мають входити показники точності та робастності номінальної та збуреної параметричними структурованими збуреннями системи. Тоді комплексний критерій набуває вигляду [1, 7]:

$$\begin{aligned} J_{H_2/H_\infty} &= \lambda_2^{\text{nom d}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_2^{\text{nom d}} + \lambda_2^{\text{nom s}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_2^{\text{nom s}} + \\ &+ \lambda_\infty^{\text{nom}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_\infty^{\text{nom}} + \sum_{i=1}^{n} \lambda_{2_i}^{\text{par d}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_{2_i}^{\text{par d}} + \\ &+ \sum_{i=1}^{n} \lambda_{2_i}^{\text{par s}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_{2_i}^{\text{par s}} + \sum_{i=1}^{n} \lambda_{\infty i}^{\text{par}} \| \Phi(K,x,u,j\omega) \|_{\infty_i}^{\text{par}} + PF, \end{aligned} \tag{4}$$

де $\|\cdot\|_2^{\text{nom d}}$, $\|\cdot\|_2^{\text{nom s}}$, $\|\cdot\|_{2_i}^{\text{par d}}$, $\|\cdot\|_{2_i}^{\text{par s}}$ – H_2-норми передавальних функцій системи, номінальної та збуреної параметричними структурованими збуреннями для детермінованого і стохастичного випадків; $\|\cdot\|_\infty^{\text{nom}}$, $\|\cdot\|_{\infty_i}^{\text{par}}$ – H_∞-норми передавальних функцій системи, номінальної та збуреної параметричними

структурованими збуреннями; $\lambda_2^{\text{nom d}}, \lambda_2^{\text{nom s}}, \lambda_\infty^{\text{nom}}, \lambda_{2_i}^{\text{par d}}, \lambda_{2_i}^{\text{par s}}, \lambda_{\infty_i}^{\text{par}}$ – вагові коефіцієнти відповідних норм; n – кількість моделей системи, збуреної параметричними структурованими збуреннями; PF – штрафна функція, що забезпечує виконання умов стійкості системи в процесі оптимізації; x – вектор змінних стану системи; u – вектор зовнішніх збурень; K – вектор параметрів регулятора; n – кількість параметрично збурених моделей.

Відомо, що вимоги до точності керування (якості) та робастності є взаємно суперечливими. Компроміс може бути досягнутий за рахунок використання комплексного критерію із змінюваними ваговими коефіцієнтами (4), вираз для якого дозволяє зменшувати або збільшувати міру точності та робастності залежно від аналізу характеристик синтезованої системи. Пошук рішення здійснюється на підстав генетичного алгоритму.

В результаті проведення оптимального синтезу були отримані такі значення настроювальних коефіцієнтів (параметрів оптимізації) системи стабілізації:

$P1 = 0{,}3016; P2 = 0{,}0737; P3 = 0{,}3144$ – для горизонтального каналу та

$P1 = 0{,}25; P2 = 0{,}05; P3 = 0{,}05; P4 = 0{,}15$ – для вертикального каналу.

Синтезована система характеризується запасами стійкості за амплітудою 53,3 Дб та за фазою 91,2 град., значеннями норм точності та робастності $H_2 = 0{,}3736$ та $H_\infty = 0{,}1177$ та кутовою жорсткістю за моментом 75 Нм/кут. мін.

Результати моделювання основних фазових координат горизонтального та вертикального каналів системи стабілізації представлені у табл. 1.

Таблиця 1

Результати синтезу

Фазова координата	СКВ вер. кан.	СКВ вер. кан.
Кутова швидкість об’єкта стабілізації	0,035 град/с	0,07 град/с
Кутове положення об’єкта стабілізації	0,02 мін	0,046 мін
Швидкість двигуна	2,1 рад/с	4,1 рад/с
Зворотний зв’язок за струмом	0,17 А	0,37 А
Сигнали блока управління	175 біт(0,035 В)	450 біт(0,137 В)

Висновки. Представлено основні положення параметричного синтезу системи стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв на рухомій основі, що дозволяє задовольнити суперечливі вимоги до точності та робастності проектованої системи. Результати синтезу системи свідчать про можливість забезпечення високої точності стабілізації кутового положення платформи із

корисним навантаженням в складних умовах експлуатації наземних рухомих об'єктів.

Література

1. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании [Текст]/ С.С. Ривкин. – М.: Наука, 1978. – 320 с.

2. Skogestad S. Multivariable Feedback Control [Text]/ Skogestad S., Postlethwaite I. – New York.: Jonh Wiley, 1997. – 559 p.

3. Sushchenko O.A. Usage of vector parametric optimization for robust stabilization of ground vehicles information-measuring devices [Text] / O.A. Sushchenko, A.A. Tunik // Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – №4. – P. 23–32.

4. Schoemig E. Mixed H_2/H_∞ control of multi-model plants/ E.Schoemig, M. Sznaier // Journal of Guidance, Control and Dynamics, No.3, May-June, 1995, – P. 523–531.

5. Динамика системы–шина–автомобиль–водитель [Текст]/ Под. ред. А.А. Хачатурова. – М.: Машиностроение, 1976. – 536 с.

6. Сущенко О.А. Моделювання зовнішніх збурень у системах стабілізації рухомих наземних об'єктів [Текст] / О.А. Сущенко // Електроніка та системи управління. –2008. – №2(16). – С. 57–63.

7. Tunik A. A. Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design. [Text] / A. A. Tunik, H. Rye, H. C. Lee // KSAS International Journal. – 2001. – Vol.2. – No.2. – P. 95 – 107.

УДК 629.7.054.07

ЧЕРНЯК С.І, МЕЛАЩЕНКО О.М., СТУДЗІНСЬКА І.С., ХОТАБ А.В.

РЕЗЕРВУВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ІНЕРЦІАЛЬНИМ МОДУЛЕМ ТАКТИЧНОГО КЛАСУ ТОЧНОСТІ

Казенне підприємство спеціального приладобудування "Арсенал", м. Київ, Україна

Розглянуто спосіб підвищення надійності основної навігаційної системи літального апарату. Представлено проект КП СПБ "Арсенал" зі створення авіаційної БІНС з вбудованим резервним інерціальним модулем тактичного класу точності, сигнали якого використовуються для визначення основних параметрів руху літака за відмови основної навігаційної системи. Запропоновано алгоритм спільного функціонування основної та резервної групи датчиків.

Ключові слова: *підвищення надійності, резервування, БІНС, МЕМС.*

Рассмотрен способ повышения надежности основной навигационной системы летательного аппарата. Представлен проект КП СПС "Арсенал" по созданию авиационной БИНС с встроенным резервным инерциальным модулем тактического класса точности, сигналы которого используются для определения основных параметров движения самолета

при отказе основной навигационной системы. Предложен алгоритм совместного функционирования основной и резервной группы датчиков.

Ключевые слова: *повышение надёжности, резервирование, БИНС, МЭМС*

The method of reliability's improving of main navigation system of aircraft was considered. ARSENAL SPD SE design concept of the aviation's SINS with backup inertial measurement unit of the tactical precision class was presented. It will provide the navigation parameters determination of the object motion under emergency conditions. The co-operation's algorithm of primary and backup sensors was proposed.

Keywords: *improving of the reliability, backup, SINS, MEMS*

Вступ. Безплатформна інерціальна навігаційна система (БІНС) є невід’ємною складовою частиною пілотажно-навігаційних комплексів літальних апаратів (ЛА) і призначена для визначення навігаційних параметрів руху носія з високою точністю, необхідною для вирішення бойових задач та літаководіння на всіх етапах польоту за різних погодних умов на будь-яких географічних широтах. Вихід з ладу автономної навігаційної системи в складних умовах польоту суттєво ускладнить (або навіть зробить неможливим) виконання бойового завдання і може бути фатальним як для апарату так і для його екіпажу. Ця обставина зумовлює проектування надлишкових навігаційних систем [1], що дозволяє отримувати інформацію про орієнтацію і навігацію об’єкта при виході з ладу основної БІНС і, таким чином, значно підвищити надійність системи навігації. Найпоширенішим є варіант використанням двох (на військових ЛА) чи більше (на цивільних ЛА) БІНС.

КП СПБ “Арсенал” займається розробкою вітчизняної авіаційної БІНС на основі власних лазерних гіроскопів і компенсаційних маятникових акселерометрів і для підвищення надійності такої системи в числі інших заходів застосовує методи резервування первинних вимірювачів.

Постановка проблеми. Перспектива модернізації ЛА ПС ЗС України створює необхідність, для КП СПБ “Арсенал”, розробки варіанта резервування основної навігаційної системи для літаків, на яких передбачено встановлення лише однієї БІНС.

Мета досліджень. Аналіз схеми резервування основної навігаційної системи, що гарантує безпечну аварійну посадку ЛА у разі відмови основних первинних вимірювачів та не призводить до суттєвого удорожчання проектованої системи. На основі виконаного аналізу розробляється алгоритм функціонування резервованої системи.

Викладення основного матеріалу. В ході виконання технічного проекту НДДКР зі «Створення універсальної інтегрованої безплатформної інерціальної навігаційної системи», КП СПБ "Арсенал" провело аналіз існуючих варіантів резервування основної навігаційної системи [2] та запропонувало ввести до складу БІНС резервний інерціальний модуль (РІМ). Для запропонованого варіанту резервування обрано мікромеханічну систему STIM300, виробництва компанії Sensonor, як РІМ для БІНС власного виробництва.

На основі методики [3] виконано оцінку показників точності функціонування БІНС в аварійному режимі (за відмови основного блока ЧЕ). За результатами числової оцінки було встановлено, що функціонування алгоритму БІНС на основі сигналів від РІМ забезпечує похибку визначення кутового положення ЛА не гірше 0,05°. Такий показник є достатніми для здійснення аварійної посадки ЛА. Крім того, розвинуте програмне забезпечення спеціалізованого обчислювача дозволяє з прийнятною точністю визначати навігаційні параметри руху ЛА протягом 10-15 хв.

РІМ конструктивно знаходиться в середині корпусу БІНС і є складовим елементом БЧЕ у складі лазерних гіроскопів і компенсаційних маятникових акселерометрів.

Висновки. В результаті проведеного КП СПБ "Арсенал" дослідження запропонованого варіанту резервування БІНС, було встановлено:

- РІМ має працювати в режимі гарячого резерву і розпочне вимірювання відразу після подачі живлення;
- за нормальної роботі системи має відбуватися докалібрування РІМ за сигналами первинних вимірювачів основної системи;
- після діагностування відмови основних чутливих елементів, БІНС переходить в режим функціонування згідно алгоритму безплатформної курсовертикалі по даним РІМ.

Розроблений алгоритм спільного функціонування РІМ та основного блоку ЧЕ навігаційної системи забезпечує виконання безпечної аварійної посадки та не призводить до суттєвого здорожчання кінцевої вартості БІНС.

Література

1. *Leutenegge S. A Low-Cost and Fail-Safe Inertial Navigation System for Airplanes / S. Leutenegger, R.Y. Siegwart // IEEE. – May 14-18, 2012. – p. 612-618.*
2. *Фирсов С.Н. Формирование устойчивой к отказам структуры измерителей параметров движения систем стабилизации и ориентации / С.Н. Фирсов // Гироскопия и навигация. -2013. - №4. –С. 72-83.*

3. *Матвеев В.В. Инженерный анализ погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы / В.В. Матвеев // Известия ТулГУ. Технические науки. - 2014 г. - №9-*

УДК 629.7

ЧЕРНЯК М.Г.*, ЮР'ЄВ Ю.Ю.**, ДЕРЕВИНСЬКА О.Ю. **

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТРОЛОГІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВІГАЦІЙНОГО МАЯТНИКОВОГО КОМПЕНСАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА

*Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail: chernyak_dk@ukr.net

**Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал», Київ, Україна, e-mail: info@arsenalcdb.com.ua

Визначені функція перетворення (ФП) та метрологічна модель похибок (ММП) навігаційного маятникового компенсаційного акселерометра (МКА). Представлені методики та результати випробувань навігаційного МКА з кремнієвим чутливим елементом та ємнісним датчиком положення виробництва КП СПБ «Арсенал». Наведено прецизійне стендове обладнання для випробувань МКА, наявне на підприємстві. По результатам випробувань МКА визначені індивідуальні коефіцієнти його ФП та ММП. Наведена таблиця порівняння метрологічних характеристик різних виробників МКА навігаційного класу.

Ключові слова: *навігаційний акселерометр, функція перетворення, метрологічна модель похибок, БІНС.*

The transfer function (TF) and metrological model of errors (MME) of navigation compensation pendulous accelerometer (CPA) is defined. The methods and test results of navigation CPA with silicon sensing element and capacitive position sensor production SDP SE "Arsenal" is described in the paper. Available precision equipment for testing CPA at the enterprise is given. In the paper is considered the methods of metrological test of navigation CPA in order to create an experimental determination of its error model. The table of metrological characteristics of different manufacturers of navigation CPA is given.

Keywords: navigation accelerometer, transfer function, metrological model of errors, SINS.

Вступ. В КП СПБ «Арсенал» виготовляються навігаційні МКА з кремнієвим чутливим елементом та ємнісним датчиком положення, які застосовуються в якості базових датчиків первинної вимірювальної інформації у безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) різного виду базування. Відомо, що МКА в значній степені визначають точність задач, що вирішується цими системами [1]. Найкращі метрологічні характеристики мають акселерометри QA-3000 (Honeywell, США), А-18 (АТ «РПКБ», Росія), АК-6 (НВО «Авіаприлад», Росія), SRJ-01 (КНР).

В стандарті [2] пропонується до основних статичних метрологічних характеристик МКА відносити індивідуальні коефіцієнти його ФП і ММП. При цьому під ФП та ММП розуміють

прийняті для даного типу МКА функціональні залежності вихідного сигналу акселерометра від вимірювальної проекції вдаваного лінійного прискорення та величин, що діють на МКА при проведенні вимірювання.

Математична модель метрологічних характеристик навігаційного МКА. Базуючись на рекомендаціях стандарту [2] та статті [3], на підприємстві прийнято для МКА наступний вигляд його ФП та ММП:

– ФП в одиницях вихідного сигналу

$$Y_Д = K_{0\Sigma} + K_1 a_i + K_2 a_i^2 + K_3 a_i^3 + M_0 a_p + M_p a_0, \quad (1)$$

– ММП в одиницях вимірюваного уявного лінійного прискорення

$$\Delta a_i = \frac{(Y_Д - Y_1)}{K_1} = k_{0\Sigma} + k_1 a_i + k_2 a_i^2 + k_3 a_i^3 + m_o a_p + m_p a_0, \quad (2)$$

де $Y_Д$ – дійсна індивідуальна ФП МКА; $Y_1 = K_{10} a_i$ – ідеальна ФП (без похибок); $K_{0\Sigma}$, $k_{0\Sigma}$ – відповідно зміщення нуля (ЗН) МКА та адитивні похибки ЗН; K_{10}, K_1 – ідеальний та дійсний масштабний коефіцієнт (МК) МКА; a_i – вимірювана проекція уявного прискорення на вимірювальну вісь (ВВ) МКА; K_2, K_3 – систематичні коефіцієнти нелінійності ФП; $(M_0 a_p + M_p a_0)$ – адитивна похибка від перехресної чутливості; k_1 – мультиплікативні похибки КП; k_2, k_3 – систематичні коефіцієнти нелінійності ММП; m_o, m_p – похибки базової площини (БП).

На підставі результатів, отриманих в статті [3] ММП МКА прийнята у вигляді:

$$\Delta a_i(a_i, \Delta T, t) \approx \hat{k}_{0H} + \alpha_{T1(2)} \Delta T \pm (0{,}5\sqrt{\overset{\circ}{k}{}_{0B}^2 + \overset{\circ}{k}{}_{0Д}^2(t) + \overset{\circ}{k}{}_{0Ф}^2} + \overset{\circ}{p} + \overset{\circ}{h}) +$$

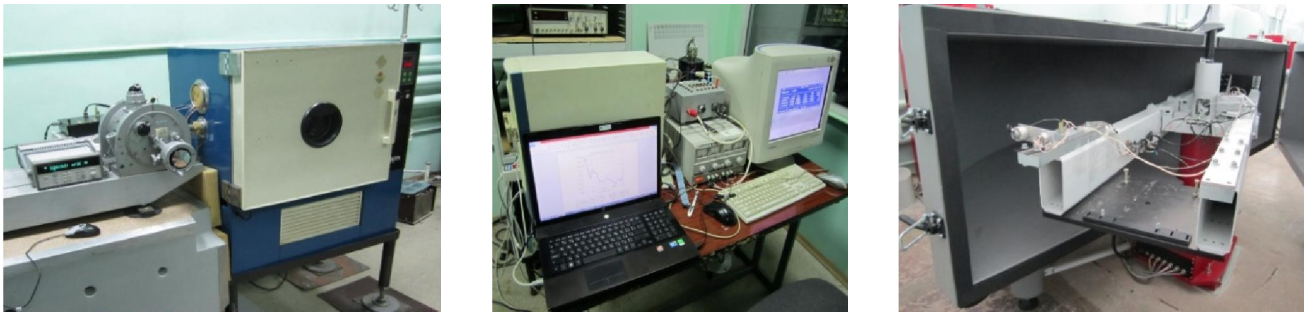
$$+(\beta_{T1(2)} \Delta T \pm \overset{\circ}{k}_1(t)) a_i + k_2 a_i^2 + (m_o + \gamma_{T1(2)} \Delta T) a_p + (m_p + \gamma_{T1(2)} \Delta T) a_0, \quad (3)$$

де $\hat{k}_{0H}$ – значення ЗН, що паспортизується; $\alpha_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти ЗН, що паспортизуються; $\overset{\circ}{k}_{0B}$ – нестабільність ЗН від пуску до пуску; $\overset{\circ}{k}_{0Д}$ – нестабільність ЗН в пуску; $\overset{\circ}{k}_{0Ф}$ – низькочастотні флуктуації; $\overset{\circ}{p}$ – порогова чутливість; $\overset{\circ}{h}$ – варіація ЗН від гістерезису ФП; $\overset{\circ}{k}_1$ – довготривала нестабільність МК; $\beta_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти МК, що паспортизуються; $\gamma_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти БП МКА, що паспортизуються.

Коефіцієнти ММП, визначаються та паспортизуються за результатами приймально-здавальних випробувань МКА. Всі систематичні похибки алгоритмічно компенсуються у складі БІНС по моделям, наведеним в статті [3].

Методики та результати дослідження метрологічних характеристик навігаційного МКА. В КП СПБ «Арсенал» освоєні методики випробувань МКА. Експериментальне дослідження метрологічних характеристик МКА проводиться на прецизійних стендах (рис. 1), які задовольняють пред'явленим технічним вимогам та дозволяють визначити всі параметри прийнятої ФП та ММП МКА.

На стенді, що представлений на рис. 1.а, проводяться статичне калібрування та температурні випробування МКА методом його тестових поворотів в гравітаційному полі Землі. Методика калібрування АК передбачає багатократне високоточне задання за допомогою оптичної ділильної головки (ОДГ) необхідних кутових тестових положень ВВ МКА відносно площини горизонту в діапазоні робочих температур, та високоточне вимірювання вольтметром вихідних сигналів МКА в цих тестових положеннях. По результатам цих вимірювань оцінюються систематичні складові ФП та ММП МКА. Після цього проводяться довготривалі та короткі запуски МКА. По результатам вимірювання вихідних сигналів МКА в цих запусках оцінюють складові його випадкових похибок ЗН.



а) б) в)

Рис. 1. Стенди для випробувань МКА.

Стенд, що представлений на рис. 1.б, призначений для перевірки і контролю динамічних параметрів МКА та побудови його амплітудно-частотних характеристик. Методика визначення динамічних характеристик МКА зводиться до реєстрації і подальшої обробки реакції МКА, що випробовується, на синусоїдальне прискорення з амплітудою 1g в діапазоні частот 20-2000 Гц. З отриманого файлу вихідних сигналів МКА знаходиться значення частоти, що відповідає рівню -3дБ, яка є смугою пропускання МКА. Максимум АЧХ (показник коливальності) визначається як відношення максимального значення АЧХ МКА до значення АЧХ на частоті 20 Гц.

На стенді, що представлений на рис. 1.в, проводяться визначення діапазону вимірювань МКА та перевірки відхилення від лінійності ФП у діапазоні вимірювань МКА. На центрифузі відтворюються додатні та від'ємні прискорення

та по вихідному сигналу МКА за допомогою апроксимації оцінюється коефіцієнти квадратичної k_2 та кубічної k_3 нелінійності ФП у діапазоні вимірювань МКА.

На рис. 2…4 представлені, як приклад, графіки вихідних сигналів МКА, по яким визначаються метрологічні характеристики МКА (рис. 2, 4), та його АЧХ.

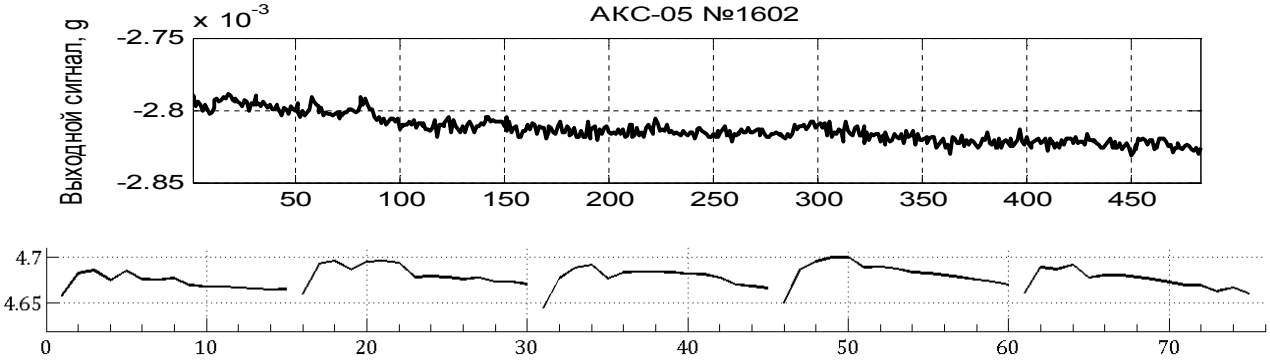


Рис. 2. Вихідні сигнали МКА, що використовуються для оцінки: нестабільність ЗН в пуску та нестабільності ЗН від пуску до пуску.

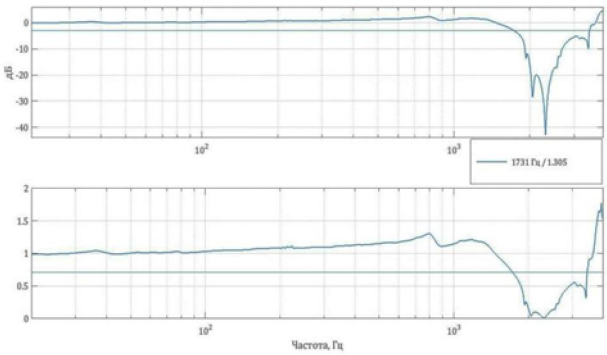


Рис. 3. АЧХ МКА.

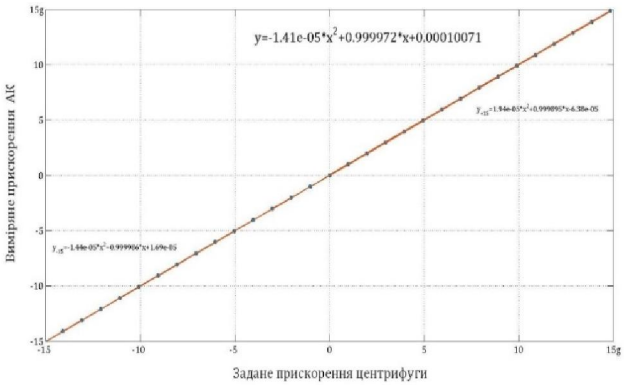


Рис. 4. Відхилення від лінійності ФП МКА.

В таблиці наведено порівняння основних технічних характеристик МКА виробництва КП СПБ «Арсенал» та характеристик МКА навігаційного класу закордонних виробників.

Таблиця

Характеристики МКА різних виробників

Найменування характеристики	АКС-05М (Україна)	QA-3000 (США)	А-18 (Росія)	SRJ-01 (КНР)

Діапазон вимірювання, g	±45	±60	±25	±35
Нестабільність ЗН, g	$\pm1{,}5\cdot10^{-5}$	$\pm4\cdot10^{-5}$	$\pm3\cdot10^{-5}$	$\pm3\cdot10^{-5}$
Випадкова похибка МК, ppm	≤50	80…250	200	30
Діапазон робочих температур, ºС	-40…+85	-55…+95	-60…+80	-40…+80
Температурний коефіцієнт ЗН в діапазоні робочих температур, g/ºС	$2\ldots5\cdot10^{-5}$	$1{,}5\cdot10^{-5}$	$3\cdot10^{-5}$	$3\cdot10^{-5}$
Температурний коефіцієнт МК в діапазоні робочих температур, ppm/ºС	≤50	120	200	50
Смуга пропускання, Гц	≥1200	≥300	≥200	≥1000

Висновки. Порівняння основних параметрів МКА свідчать, що акселерометр виробництва КП СПБ «Арсенал» за своїми основними параметрами не поступається закордонним аналогам, а за деякими параметрами випереджає зразки визнаних у світі лідерів у створенні навігаційних акселерометрів.

Представлені у доповіді методики експериментальних досліджень МКА є універсальними та можуть бути рекомендовані для проведення експериментальних випробувань навігаційних акселерометрів.

Література

1. *Lawrence A. (2004). Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control (Springer-Verlag, New York), 280.*

2. *(1998) IEEE Standard Specification Format Guide and Test procedure for Linear, Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers (IEEE std 1293), 233.*

3. *Chernyak M.G., Khazinehdarloo E. (2009). Navigation pendulous accelerometer's metrological model and experimental determination of its parameters. Nauka I studia (Przemysl, №6(18)), 67-74.*

ІМЕННИЙ ПОКАЖЧИК

БОНДАРЕНКО А.Н……..……27
ВОДЯНИХ А.А……...……31
ВОДЯНИХ І.А. ……....31
ВИДЬМАЧЕНКО А. П. ……..48
БУРНАШЕВ В.В. ……44
ГЛОТОВ В.М……..34
ГУНІНА А.В. ……..…..34
ГНАТЕЙКО Н.В……...…39
ДАВИДОВ В.П……...…40
ДУДКО Ю.О. ……...…40
ДЕРЕВИНСЬКА О.Ю. ……96
ЗАИКА С.М……...……44
ЗБРУЦЬКИЙ О. В. ……...…48, 51, 84
ІВАХІВ О.В……..48
КОТВИЦЬКИЙ Р.С……84
МЕЛАШЕНКО В.О……64
МЕЛАЩЕНКО О.М. ……..93
МАРИНОШЕНКО А.П……71, 82
НЕВОДОВСЬКИЙ П. В. ……..48
НЕЧИПОРЕНКО О. М. ……...……62, 64
ПАРХОМЕНКО Н.О……..64
ПЕТРЕНКО О.В……68
ПИКЕНИН А.А……...……71, 82
ПРОХОРЧУК О.В……..……..71
РЕЗНІЧЕНКО І. П……..……62
РИЖКОВ Л.М……...……73, 77
САВЛУК О.О……27
САРИБОГА Г.В……48, 84
СТЕПУРЕНКО Д.І……..77
СТУДЗІНСЬКА І.С……...……93
СУЩЕНКО О.А……88
ХОТАБ А.В……..93
ЧЕРНЯК Н.Г. ……51, 93, 96
ШТЕФАН Н.И. ……39
ЦІРУК В.Г……..……..68
ЄГОРОВ С.Г……..88
ЮР’ЄВ Ю.Ю……96
BONDARENKO E.A……22
DU YONGLIANG ……15

GAO YAKUI……15
KOROLJOW W. M……..58
KOROLJOWA O. W……..……..58