НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

ФАКУЛЬТЕТ АВІАЦІЙНИХ І КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

НАУКОВО-ТЕХНІЧНА КОНФЕРЕНЦІЯ

ВИКЛАДАЧІВ, НАУКОВЦІВ, АСПІРАНТІВ ТА СТУДЕНТІВ

присвячена Дню Науки – 2017

30 – 31 ТРАВНЯ 2017 РОКУ

СЕКЦІЯ «ЧУТЛИВІ ЕЛЕМЕНТИ, НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ, СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ ТА КОНСТРУЮВАННЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ»

ЗБІРНИК ДОПОВІДЕЙ

Том 3

КИЇВ – 2017

УДК: 681.327+656.34-523

Загальною метою науково-технічної конференції є плідне спілкування науково-промислової спільноти, викладачів, науковців, аспірантів, студентів факультету авіаційних і космічних систем з наукових проблем в сфері розвитку авіаційно-космічної галузі України.

У збірнику опубликовані доповіді, які зроблені на конференції з наступних напрямків: автоматизація експериментальних досліджень; метрологія та вимірювальна техніка; літаки та вертольоти; прилади та системи керування літальними апаратами та прикладної механіки.

В роботі секції «Чутливі елементи, навігаційні системи, системи керування рухомими об'єктами та конструювання авіаційно-космічної техніки» брали участь 27 викладачів, науковців, аспірантів, студентів факультету авіаційних і космічних систем.

Том 3 збірника містить 18 наукових праць за результатами наукових та практичних досліджень з актуальних проблем в галузі авіаційно-космічної техніки.

Використання матеріалів збірника можливе за умови обов'язкового посилання.

Адреса Оргкомітету науково-технічної конференції: 03056, Київ-56, пр.Перемоги, 37, корп. 28. Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Факультету авіаційних і космічних систем.

Рекомендовано до публікації Вченою радою факультету.

Відповідальний редактор: Мариношенко О.П.
Редактори: Прохорчук О.В.
Технічний редактор: Предаченко К.О.
Трунов В.Ю.

В авторській редакції.

Збірник доповідей науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів, студентів факультету авіаційних і космічних систем, том 3, 30 - 31 травня 2017 року, м. Київ, ФАКС, КПІ ім. Ігоря Сікорського – 2017. – 94 с.

Огранізаційний комітет конференції:

1. Збруцький Олександр Васильович – професор, доктор технічних наук, декан ФАКС, голова комітету, керівник секції «Чутливі елементи, навігаційні системи, системи керування рухомими об'єктами та конструювання авіаційно-космічної техніки».

2. Мариношенко Олександр Петрович – доцент, кандидат технічних наук, заступник декана ФАКС з наукової роботи, заступник голови.

3. Туз Юліан Михайлович – професор, доктор технічних наук, завідуючий кафедрою АЕД, керівник секції «Автоматизація експериментальних досліджень».

4. Федоров Володимир Миколайович – доцент, кандидат технічних наук, завідуючий кафедрою ТМ, керівник секції «Прикладна механіка».

5. Яремчук Ніна Антонівна – доцент, кандидат технічних наук, завідуючий кафедрою ІВТ, керівник секції «Метрологія та вимірювальна техніка».

6. Добролюбова Марина Валеріївна – доцент, кандидат технічних наук, заступник завідуючого кафедри АЕД з наукової роботи.

7. Прохорчук Олександр Віталійович – доцент, кандидат технічних наук, заступник завідуючого кафедри ПСКЛА з наукової роботи.

Збірник доповідей науково-технічної конференції викладачів, науковців, аспірантів, студентів факультету авіаційних і космічних систем, том 3, 30-31 травня 2017 року, м. Київ, ФАКС, КПІ ім. Ігоря Сікорського – 2017. – 94 с. У збірнику опубліковані тези доповідей конференції з наступних напрямків: автоматизація експериментальних досліджень; метрологія та вимірювальна техніка; літаки та вертольоти; прилади та системи керування літальними апаратами; прикладна механіка.

За зміст опублікованих у збірнику праць відповідальність несуть їх автори.

Сборник докладов научно-технической конференции преподавателей, научных работников, аспирантов, студентов факультета авиационных и космических систем, том 3, 30 - 31 мая 2016 года, г. Киев, ФАКС, КПИ им. Игоря Сикорского. – 2017. – 94 с. В сборнике опубликованы тезисы докладов конференции по следующим направлениям: автоматизация экспериментальных исследований; метрология и измерительная техника; самолеты и вертолеты; приборы и системы управления летательными аппаратами; прикладная механика.

За содержание опубликованных в сборнике докладов ответственность несут их авторы.

The collection of reports scientifically-technical conference of teachers, science officers, post-graduate students, students of faculty of aviation and space systems, on May, 30 - 31th 2015, Vol. 3, Kiev, the FASS, Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute. – 2017. – 94 p. In the collection theses of reports of the conference on following branches: automation of experimental researches; metrology and the measuring technics; planes and helicopters; devices and control systems of flying machines are published; applied mechanics.

The authors bare the responsibility for the content of the reports published in the collection.

ЗМІСТ

Секція 3 «Чутливі елементи, навігаційні системи, системи керування рухомими об'єктами та конструювання авіаційно-космічної техніки»

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 9

ГАЛИЦЬКИЙ А.В., ПРОХОРЧУК О.В.
Ідентифікація параметрів просторового руху малого безпілотного літального апарату класу «мікро».....12

ЗАИКА С.М., БУРНАШЕВ В.В.
Автономная система автоматического управления летательного аппарата на этапе вхождения в лазерный луч 19

ЗБРУЦЬКИЙ О.В., БРАНИЦЬКИЙ Ю.Ю.
Автономна навігаційна система руху наземного робота по орієнтирам в закритому просторі.....25

ЗБРУЦЬКИЙ О.В., КІЗІЦЬКИЙ О.О.
Система автоматичного керування квадрокоптером.....28

МАЦІЛЕЦЬКА О.С., ПРОХОРЧУК О.В.
Гіростабілізована платформа з телеблоком для астронавігаційної системи безпілотного літального апарату 36

МОРОЗ О.О.
Виявлення інтелектуальних радіоперешкод в роботі супутникової навігаційної системи 43

НЕЧИПОРЕНКО О. М., РЕЗНІЧЕНКО І. П.
Надійність квадрокоптера 45

ОХОТНІКОВА О. Ю.
Підвищення точності визначення параметрів кутової орієнтації та координат БпЛА 51

ПРОХОРЧУК О. В., КОЗЛОВ Б. О.
Комплексування барометричного висотоміра та приймача супутникової навгаційної системи по каналу вимірювання висоти 57

ТРУНОВ В. Ю.
Дослідження низькочастотних гармоннік в нульовому сигналі мікромеханічного гіроскопа 61

ЧЕРНЯК М.Г., ЮР'ЄВ Ю.Ю., ДЕРЕВИНСЬКА О.Ю.
Експериментальне визначення коефіцієнтів метрологічної моделі навігаційного маятникового компенсаційного акселерометра 64

БАРІНОВ А.О., ЗІНЧЕНКО Д.М.
Використання САПР CATIA для оцінки шумових характеристик закінцівки лопаті бпла вертольотного типу 69

БОЗОВА М.В., КРИВОХАТЬКО І.С.
Оптимізація геометричних характеристик схеми «тандем» за критерієм максимальної аеродинамічної якості 71

КРИВОХАТЬКО И.С.
Исследование влияния угла поперечного V крыла на аэродинамические характеристики ла схемы «тандем» численными методами 75

ЛОБАС В.С.
Метод аеродинамічного розрахунку крила асиметричного типу 81

ПРЕДАЧЕНКО К.О., ЛЕМКО О.Л.
Оценка положения координаты фокуса системы двух стреловидных крыльев 85

ЦАРЕЛУНГА О.О., ВІРЧЕНКО Г.А., ЗІНЧЕНКО Д.М.
Визначення оптимального положення крила дозвукового літального апарата 89

Науково-технічна конференція викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена Дню Науки

СЕКЦІЯ 3

«ЧУТЛИВІ ЕЛЕМЕНТИ, НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ, СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ ТА КОНСТРУЮВАННЯ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ»

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)

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

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

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

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

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

$$\vec{\nabla} = \hat{x}(\partial/\partial x) + \hat{y}(\partial/\partial y) + \hat{z}(\partial/\partial z),$$
$$\vec{E} = E_x\,\hat{x} + E_y\,\hat{y} + E_z\,\hat{z},$$
$$\vec{B} = B_x\,\hat{x} + B_y\,\hat{y} + B_z\,\hat{z},$$
$$\vec{\Omega} = \Omega_x\,\hat{x} + \Omega_y\,\hat{y} + \Omega_z\,\hat{z},$$

$$\vec{r} = x\hat{x} + y\hat{y} + z\hat{z},$$

$$\vec{v} = \vec{\Omega}\times\vec{r} = v_x\,\hat{x} + v_y\,\hat{y} + v_z\,\hat{z},$$

$$v_x = \Omega_y\,z - \Omega_z\,y,\;\; v_y = \Omega_z\,x - \Omega_x\,z,\quad v_z = \Omega_x\,y - \Omega_y\,x. \tag{3}$$

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

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

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B} - \vec{\Omega}\times\vec{B}] = 0. \tag{4}$$

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

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

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B} - \vec{\Omega}\times\vec{B}] + \frac{2}{c^2}\vec{\nabla}(\vec{\Omega}\cdot\vec{E}) = 0. \tag{5}$$

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:

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

$$\vec{\nabla}^2\vec{B} - \frac{1}{c^2}\frac{\partial^2\vec{B}}{\partial t^2} + \frac{2}{c^2}\frac{\partial}{\partial t}[(\vec{v}\cdot\vec{\nabla})\vec{B}] = 0. \qquad (6)$$

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 629.7.058

ГАЛИЦЬКИЙ А.В., ПРОХОРЧУК О.В.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ПРОСТОРОВОГО РУХУ МАЛОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ КЛАСУ «МІКРО».

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

Вступ. Останнім часом багато уваги приділяється дослідженням та розробці відносно дешевих та малогабаритних систем орієнтації і навігації для використання на борту різноманітних рухомих об'єктах: наземний транспорт, водний транспорт, авіація, особливо на борту безпілотних літальних апаратах (БПЛА). Глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС) останнім часом використовуються не тільки для визначення місцезнаходження рухомого об'єкту, але і для визначення його просторової орієнтації.

Таким чином, у деяких випадках, ГНСС має достатній потенціал для заміни громіздких, дорогих та складних інерціальних навігаційних систем, особливо на борту БПЛА.

На даний час науковцями з Сеульського Національного Університету розроблено систему ідентифікації параметрів просторового руху для БпЛА яка базується тільки на ГНСС, але така система має змогу оцінювати параметри лиш в ідеальній атмосфері [1].

В данный роботі була розроблена та досліджена система ідентифікації параметрів просторового руху малого БпЛА до якої було включено як ГНСС, так і система повітряних сигналів (СПС)

До не розв'язаних задач можна віднести розробку алгоритму комплексування СНС та СПС для ідентифікації параметрів просторового руху БпЛА. Це дасть змогу врахувати збурення атмосфери, які невраховувалися раніше при вирішенні подібних задач за допомогою СНС та значно підвищити точність системи.

Розробниками навігаційної техніки також багато уваги приділяється алгоритмам обробки інформації, яка надходить як від окремих датчиків, так і від цілих комплексованих систем. Найбільш широко для обробки навігаційної інформації, особливо при інтегруванні систем, використовуються різні модифікації оптимального фільтра Калмана (ФК), які дають можливість оцінити ті змінні вектору стану які неможливо виміряти напряму.

Постановка задачі. Розробка та дослідження на працездатність моделі системи ідентифікації параметрів просторового руху малого БпЛА на основі ГНСС та СПС з використанням ФК.

Математична модель БпЛА, її лінеаризація. Рух літака, як твердого тіла з шістьма ступенями свободи, описується шістьма рівняннями Ейлера з доповненням цих рівнянь сил і моментів кінематичними та геометричними співвідношеннями, а також рівняннями, які описують траєкторний рух центра мас літака [2].

Отже лінеаризована та розділена системи на рівняння просторового та поздовжнього руху, які враховують основні діючі збурення, мають вигляд:

Поздовжній рух

$$\Delta\dot{\theta} + a_y^{\alpha}\Delta\alpha = f_y^{3б};$$

$$\Delta\dot{\omega}_z + a_{mz}^{\alpha}\Delta\alpha + a_{mz}^{\omega z}\Delta\omega_z = a_{mz}^{\delta в}(\Delta\delta_в + \delta_в^f);$$

$$\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z;$$

$$\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta + \alpha_w.$$

Боковий рух

$$\dot{\Psi} - a_z^{\beta}\beta - a_z^{\gamma}\gamma = f_z^{3б};$$

$$\dot{\omega}_x + a_{mx}^{\omega x}\omega_x + a_{mx}^{\omega y}\omega_y + a_{mx}^{\beta}\beta = a_{mx}^{\delta н}\delta_н + a_{mx}^{\delta э}\left(\delta_э + \delta_э^f\right);$$

$$\dot{\omega}_y + a_{my}^{\omega x}\omega_x + a_{my}^{\omega y}\omega_y + a_{my}^{\beta}\beta = a_{my}^{\delta н}\left(\delta_н + \delta_н^f\right) + a_{my}^{\delta э}\delta_э;$$

$$\dot{\beta} - \omega_y + a_z^{\beta}\beta + a_z^{\gamma}\gamma = \dot{\beta}_{3б} + f_z^{3б};$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x.$$

Структурна схема. На рисунку 1 зображена структурна схема ІНС.

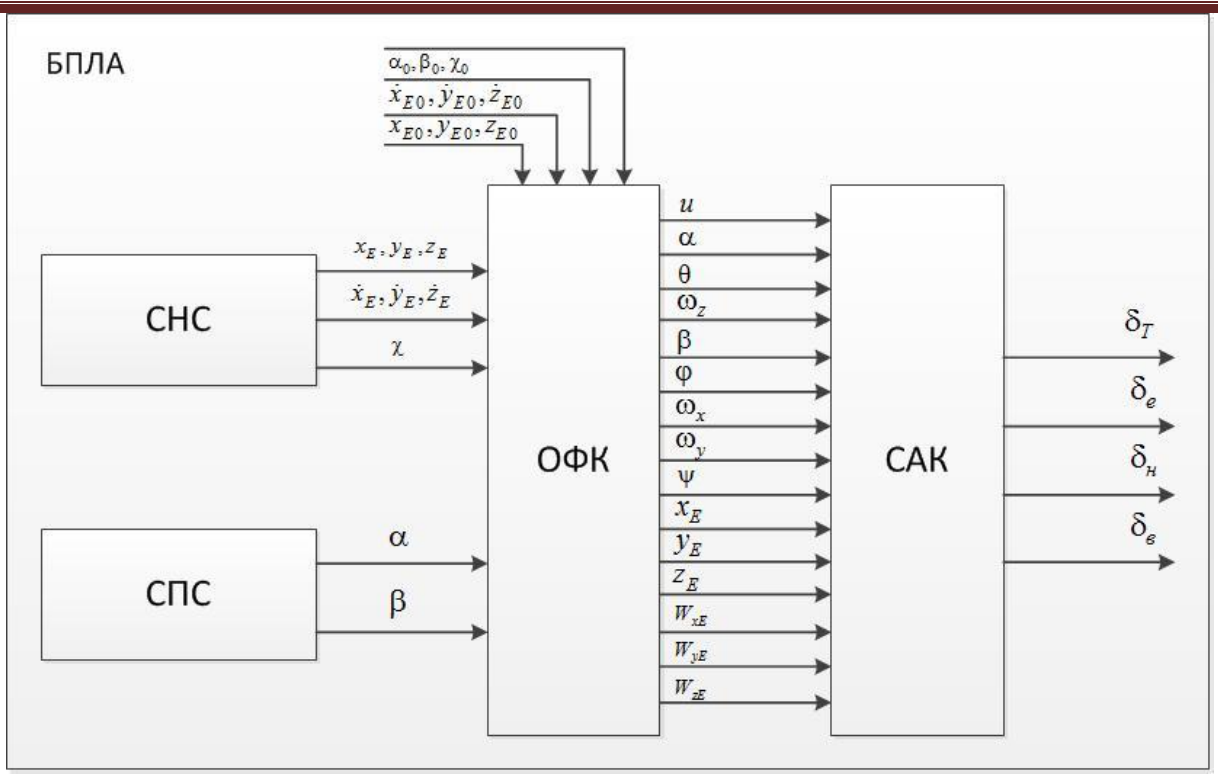


Рис 1. Структурна схема

Сигнали з приймача СНС та СПС поступають на ОФК, де відбувається оцінка всього вектору стану об’єкту. Інформація про повний вектор стану об’єкта може використовуватись в системі автоматичного керування БпЛА.

Перевірка працездатності системи. Система буде працездатною тоді і тільки тоді, коли ранг матриці стану буде рівним розмірності матриці. Щоб виконати перевірку скористаємося програмним середовищем Matlab. Для цього необхідно записати матрицю стану, визначити матрицю зв’язку та створити матрицю спостереження.[2]

Запишемо матрицю стану з усіма коефіцієнтами:

$$
\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\beta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\psi} \\ \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \\ \dot{W}_{xE} \\ \dot{W}_{yE} \\ \dot{W}_{zE} \end{bmatrix}
=
\begin{bmatrix}
x_u & x_\alpha & x_\theta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
z_u & z_\alpha & z_\theta & z_{\omega_z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & \frac{V}{\bar{c}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
m_u & m_\alpha & m_\theta & m_{\omega_z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & y_\beta & y_\varphi & y_{\omega_x} & y_{\omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{2V}{b} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & l_\beta & 0 & l_{\omega_x} & l_{\omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & n_\beta & 0 & n_{\omega_x} & n_{\omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
fl_{xEu} & fl_{xE\alpha} & fl_{xE\theta} & 0 & fl_{xE\beta} & fl_{xE\varphi} & 0 & 0 & fl_{xE\psi} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
fl_{yEu} & fl_{yE\alpha} & fl_{yE\theta} & 0 & fl_{yE\beta} & fl_{yE\varphi} & 0 & 0 & fl_{yE\psi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\
fl_{zEu} & fl_{zE\alpha} & fl_{zE\theta} & 0 & fl_{zE\beta} & fl_{zE\varphi} & 0 & 0 & fl_{zE\psi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix}
\cdot
\begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ \omega_z \\ \beta \\ \varphi \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \psi \\ x_E \\ y_E \\ z_E \\ W_{xE} \\ W_{yE} \\ W_{zE} \end{bmatrix}
+
$$

$$
+
\begin{bmatrix}
\frac{x_{\delta_e}}{V} & \frac{x_{\delta_T}}{V} & 0 & 0 \\
z_{\delta_e} & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
\frac{\bar{c} m_{\delta_e}}{V} & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & y_{\delta_r} \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & \frac{b l_{\delta_a}}{2V} & \frac{b l_{\delta_r}}{2V} \\
0 & 0 & \frac{b n_{\delta_a}}{2V} & \frac{b n_{\delta_r}}{2V} \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix}
\cdot
\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}
$$

Щоб можна було відновити усі N змінні стану $x_i(t)$ за вимірами Y(t), необхідно, аби виконуваласяумова повного спостереження системи, що описується рівняннями

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)U(t) + G(t)W(t),$$
$$Y(t) = C(t)X(t) + V(t).$$

У випадку постійних матриць $A(t)$, $C(t)$ для повного спостереження необхідно і достатньо, щоб наступна блокова матриця N– матриця спостереження мала повний ранг, тобто rank N = n.

$$N = \begin{bmatrix} C \\ C \cdot A \\ C \cdot A^2 \\ \dots \\ C \cdot A^{n-1} \end{bmatrix}$$

Якщо ця умова виконується – ранг матриці N дорівнює кількості перемінних стану системи $x_i(t)$, тоді всі змінні стану системи $x_i(t)$ можна оцінити за вимірюванням

Здійснивши розрахунок у програмному середовищі Matlabотримуємо результат, що ранг матриці спостереження рівний 15. Цього достатньо щоб зробити висновок, що усі змінні системи X можна оцінити за тими вимірюваннями, які у нашому випадку можливі із заданого набору датчиків.

Постановка задачі оптимального оцінювання. Нехай динаміка системи описується лінійними диференціальними рівняннями, у загальному випадку - із коефіцієнтами, що змінюються в часі. Тоді такі рівняння можна звести до системи з n диференціальних рівнянь першого порядку. Об'єднавши n змінних $x_i(t)$, що описують динаміку системи, у вектор X(t), одержимо систему диференціальних рівнянь у матричному вигляді:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)U(t) + G(t)W(t),$$

де $X(t)$ – вектор стану системи; $U(t)$ – вектор відомих вхідних впливів (у тому числі сигналів керування); $W(t)$ – вектор випадкових вхідних впливів; $A(t)$, $G(t)$, $B(t)$ – матриці, які називаються відповідно матрицею стану, матрицею вхідних впливів і матрицею керування, і утворені з відповідних коефіцієнтів диференціальних рівнянь першого порядку, що описують динаміку системи.

Алгоритм оцінки (відновлення) вектора стануX(t) описується наступними рівняннями (рівняння оптимального фільтра Калмана):

$$\dot{\hat{X}}(\mathrm{t}) = A(\mathrm{t}) \cdot \hat{X}(\mathrm{t}) + B(t)U(\mathrm{t}) + K(\mathrm{t}) \cdot \left(Y(\mathrm{t}) - \hat{Y}(\mathrm{t})\right);$$

$$\hat{Y}(\mathrm{t}) = C(\mathrm{t}) \cdot \hat{X}(\mathrm{t}),$$

де $\hat{X}(t)$ – оцінка вектора стану $X(t)$; $\hat{Y}(t)$ – оцінка вектора вимірів.

Структурна схема обробки сигналів вимірювання Y(t) за допомогою ОФК приведена на рис. 2.

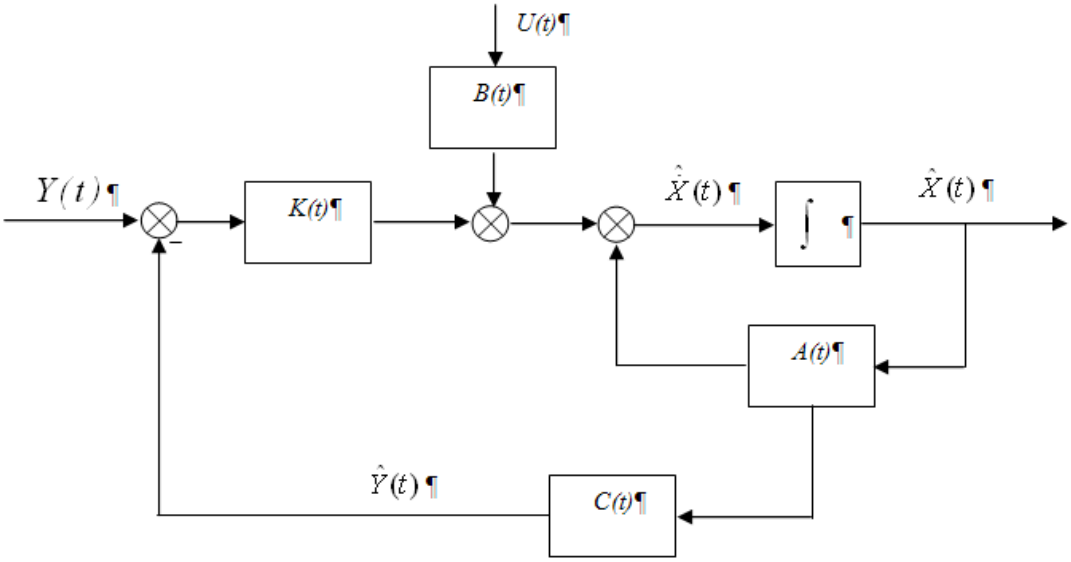


Рис. 2. Структурна схема обробки сигналів вимірювання за допомогою ОФК

Моделювання роботи системи. Приведемо основні результати експериментальних досліджень, які проводилися з метою перевірки технічних характеристик і властивостей інтегрованої навігаційної системи та її компонентів.

Моделювання роботи інтегрованої навігаційної системи проводилось на базі літака CessnaCe-500 Citation.

В якості збурень для дослідження роботи ІНС приймались східчасті вітрові впливи в продольному та боковому каналах.

Для оцінювання вектору стану системи необхідно задати вектор випадкових шумів вимірювання , що складається з похибок складових інтегрованої навігаційної системи.

$$V(t)=\begin{bmatrix}0.5 & 10 & 10 & 10 & 0.1 & 0.1 & 0.1 & 0.25 & 0.25 & 0.15\end{bmatrix}^T$$

Приведемо результати моделювання роботи інтегрованої навігаційної системи:

Поздовжній канал

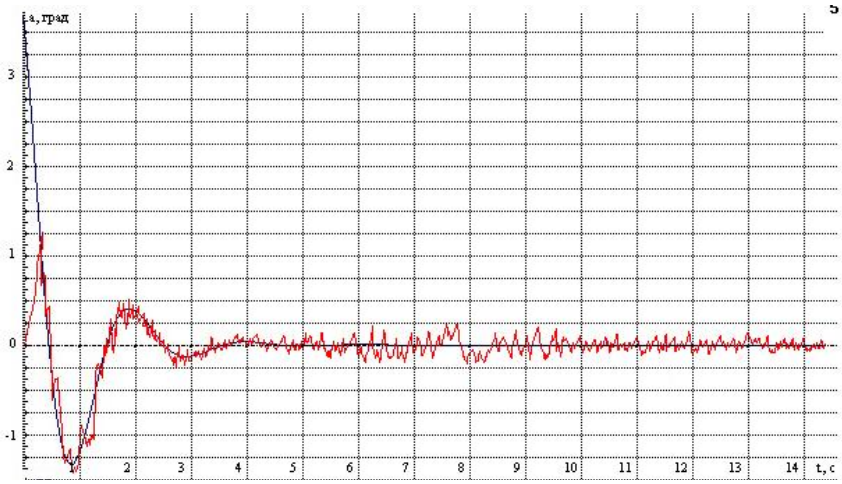


Рис. 3. – Оцінка кута атаки (СКВ=0,25 град)

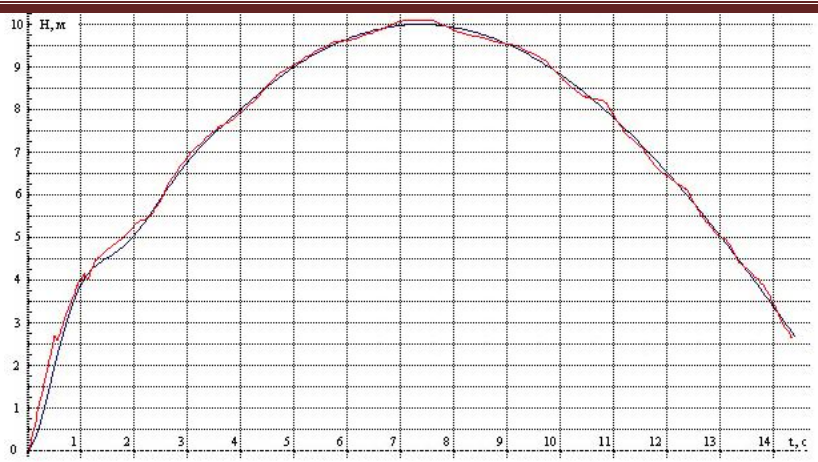


Рис. 4. – Оцінювання висоти польоту (СКВ=0,0001м)

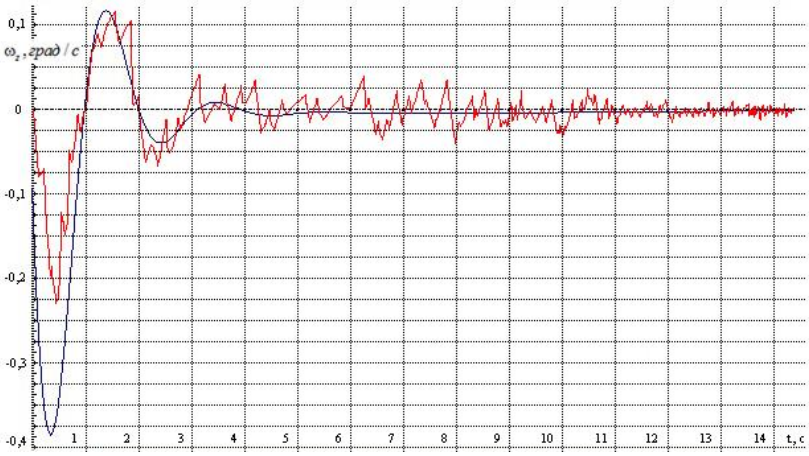


Рис. 5 – Оцінкакутовоїшвидкості (СКВ=0,08 град/с)

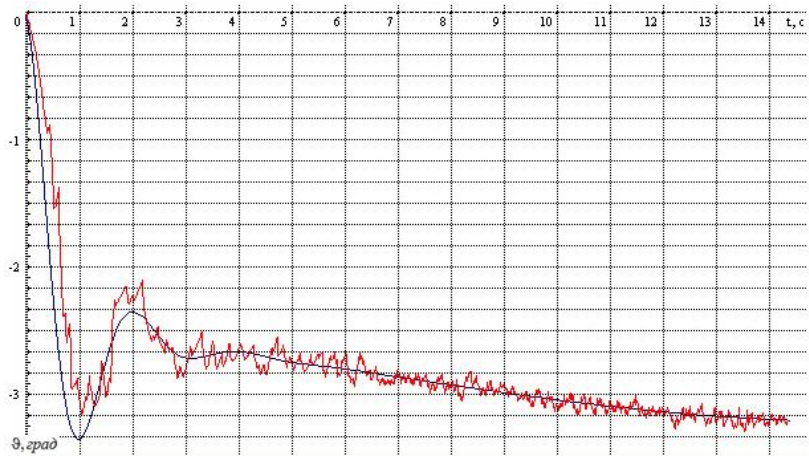


Рис. 6 – Оцінка кута тангажу (СКВ=0,25 град)

Висновок. У даній роботі була розроблена система ідентифікації параметрів просторового руху БпЛА класу «мікро» та проказана можливість оцінки змінних вектору стану, які описують поздовжній і бокових рух літального апарату. Для цього було використано ГНСС та СПС, а також алгоритм оптимального ФК.

Завдяки використанню оптимального ФК показана можливість оцінки змінних стану які не вимірюються напряму.

Моделювання підтвердило працездатність запропонованих алгоритмів там можливість використання подібних систем у складі БпЛА класу «мікро», де в першу чергу ставиться низька вартість таких систем.

Література

1. *Changdon Kee, Am Cho, Jihoon Kim, Heekwon No. Gps Fleght Control in UAV Operations. 2010.*
2. *АсланянА.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов, ч.1, 2. К.: 1984 г. - 435 с.*
3. *О.В. Прохорчук, І. Студзінська. Комбінований спостерігач калманівського типу для оцінювання похибок інтегрованої БІНС/СНС системи. //Інформаційні системи, механіка та керування. – 2010. – №22. – с. 184*
4. *Гофманн-Велленгоф Б., Лихтенеггер Г., Коллінз Д. Глобальна система визначення місцеположення (GPS): теорія і практика: Пер. з нім. - К.: Наукова думка, 1996.*

УДК 621.382

ЗАИКА С.М., БУРНАШЕВ В.В.

АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ВХОЖДЕНИЯ В ЛАЗЕРНЫЙ ЛУЧ

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорського», 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 летательным аппаратом, 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:

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

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).

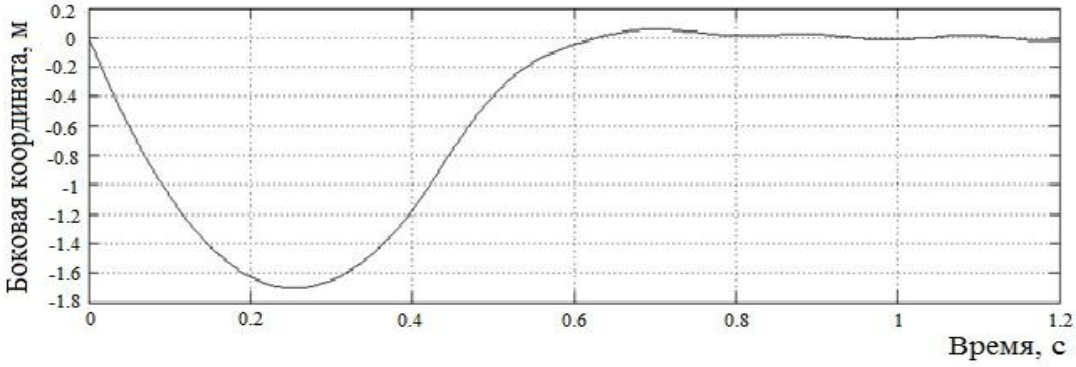


Рис. 2. Траектория движения управляемой ракеты при боковом ветре 14,8 м/с

Рассмотрим более простой закон управления:

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

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

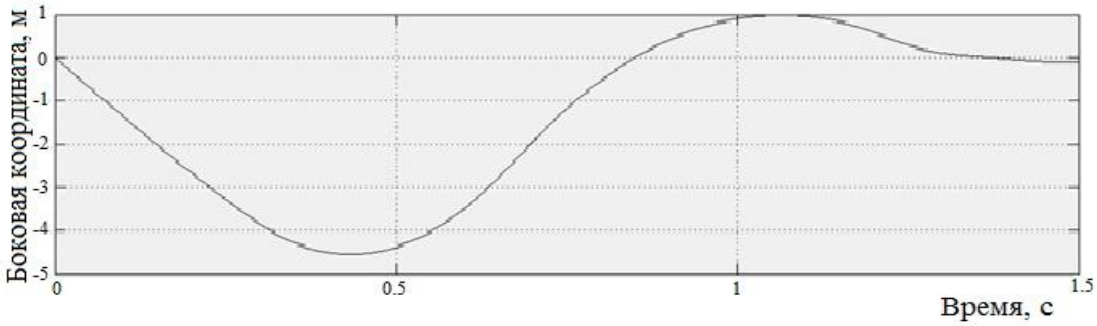


Рис.3. Траектория движения управляемой ракеты при ветре 7 м/с

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:

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

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: $H_{\min} \geq 0.4м$, а $\vartheta_{H\min} \geq 0°$.

Критерием поиска разработанного алгоритма определения угла установки стявола является минимум ошибки по высоте и вертикальной скорости при ограничениях тангажа и высоты максимального проседания летательного апарата:

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

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 3°25′ изображены на рис. 4.

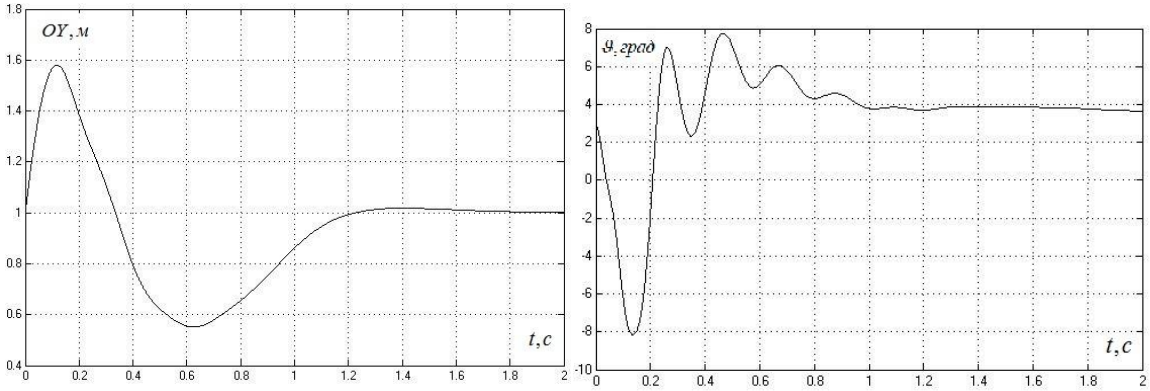


Рис.4. Траектория движения снаряда и изменение угла тангажа после встреливания с начальным углом выставки ствола 3°25′

Требования к органам управления. Увеличить допустимую скорость ветра, в условиях влияния которого ПТУР попадёт в луч, возможно при помощи увеличения эффективности органов управления. Анализ влияния динамики сервопривода на движение исследуемой ракеты показал, что исполнительные двигатели имеют запас мощности и обеспечивают необходимое быстродействие даже для больших объектов управления. Таким образом, путем увеличения площади рулей можно повысить возможности системы управления.

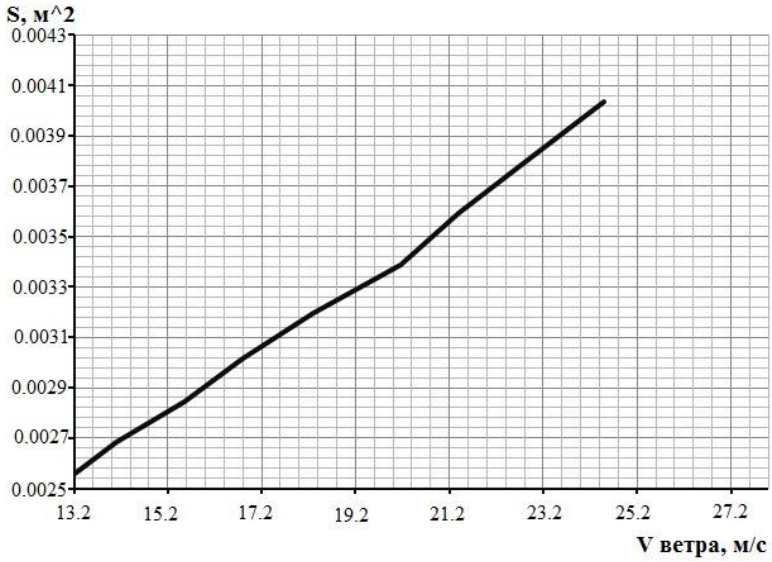


Рис.5 Зависимость необходимой площади рулей от скорости ветра

Путем имитационного моделирования полёта противотанковой ракеты была получена зависимость площади рулей управления от предельно-допустимой скорости ветровых порывов (рис.5). Эта зависимость оказалась почти линейной. Из графика видно, что увеличение площади рулей на 5-7% даёт возможность использовать ракету при большей на 1.5 м/с скорости ветровых порывов.

Выбор чувствительных элементов системы управления. Для полноценного парирования ветровых возмущений система автоматического управления, реализующая закон (2), требует наличия на борту полноценной БИНС. В связи с массогабаритными и стоимостными ограничениями данного класса летательных аппаратов целесообразно рассматривать БИНС, построенные по технологии МЭМС. Данный класс БИНС на рынке представлен такими компаниями как STMicroelectronics, Analog Devices, Silicon Sensing и т.д.

В результате моделирования работы системы с учетом погрешностей инерциальных измерителей были установлены требования к максимально допустимым погрешностям гироскопов и акселерометров. Результат работы системы управления с предельно допустимыми погрешностями блока чувствительных элементов представлен на рис.6-7.

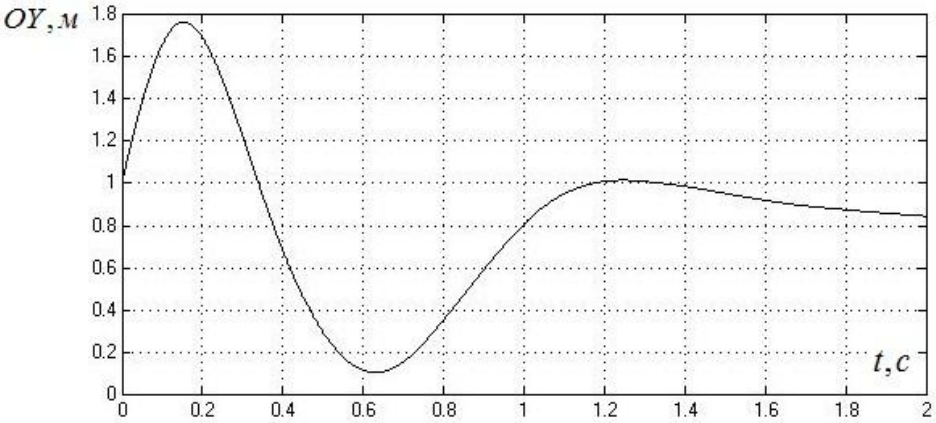


Рис.6 Изменение траектории полета в вертикальной плоскости при наличии погрешностей БИНС при влиянии бокового ветра 14.8 м/с

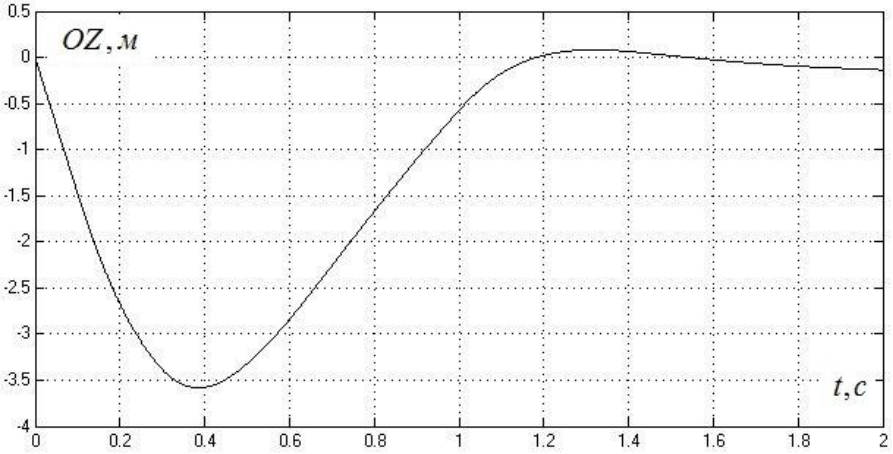


Рис.7 Изменение траектории полета в горизонтальной плоскости при наличии погрешностей БИНС при влиянии бокового ветра 14.8 м/с

Как видно с рис.6-7 противотанковая ракета, автономная система которой имеет блок инерциальных чувствительных элементов с погрешностями акселерометров 0.9 mg и гироскопов 0.2 °/с входит в лазерный луч.

Выводы. Разработанная автономная система управления позволяет обеспечить приведение ракеты в лазерный луч при порывах бокового ветра до 15 м/с. После вхождения 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. Было установлено, что увеличение эффективности органов управления позволит повысить допустимую скорость ветра при запуске.

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 621

ЗБРУЦЬКИЙ О.В., БРАНИЦЬКИЙ Ю.Ю.

АВТОНОМНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА РУХУ НАЗЕМНОГО РОБОТА ПО ОРІЄНТИРАМ В ЗАКРИТОМУ ПРОСТОРІ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail urabranickiy@gmail.com

Постановка проблеми. Наше сьогодення досить сурове: війни, кліматичні катастрофи, техногенні катастрофи, транспортні катастрофи, та ін.. Досить часто люди потребуть допомоги:води, їжі, медикаменти, але не завжди є можливість їх доставити. Тож, як можна зрозуміти з вище сказанного, є потреба у роботі, який зміг би пройти там, де не зможе пройти людина, або буде загроза її життю.

Постановка задачі. Мета роботи- розробка метода та засобів визначення у складі наземного робота відстані до плоского предмету.

Робот сканує приміщення лише після повної зупинки, але у перспективі сканування під час руху. Також у роботі буде розроблена структурна схема програми далекоміра та проведене моделювання роботи робота.

Структурна схема програми далекоміра. Перед написанням програми потрібно розрахувати тактову частоту, на якій буде працювати фотоприймальна лінійка. Частота сканування - 6Гц (це враховувалося при виборі лінійки).Далекомір робить 360 вимірювань на один оборот, так що при зазначеній швидкості він повинен бути здатний виробляти 2160 вимірювань в секунду, тобто один вимір має займати менше 460 мкс. Кожен вимір складається з двох етапів - експозиція (накопичення світла лінійкою) і зчитування даних з лінійки. Чим швидше буде вироблено зчитування сигналу, тим довше може бути час експозиції, а значить, і тим більше буде амплітуда сигналу. При тактовій частоті лінійки 8 МГц час зчитування 1024 пікселів становитиме 128 мкс, при 6 МГц - 170 мкс..При тактовій частоті лінійки 8 МГц час зчитування 1024 пікселів становитиме 128 мкс, при 6МГц – 170мкс.

При тактовій частоті мікроконтролера серії STM32F303 в 72 МГц максимальна частота вибірок АЦП - 6 MSPS (при розрядності перетворення 10 біт). Так як я хотів перевірити роботу далекоміра при тактовій частоті лінійки 8 МГц, я вирішив використовувати режим роботи АЦП, в якому два АЦП працюють одночасно (Dual ADC mode - Interleaved mode). У цьому режимі за сигналом від зовнішнього джерела початку запускається ADC1, а потім, через налаштований час, ADC2, рисунок 1.

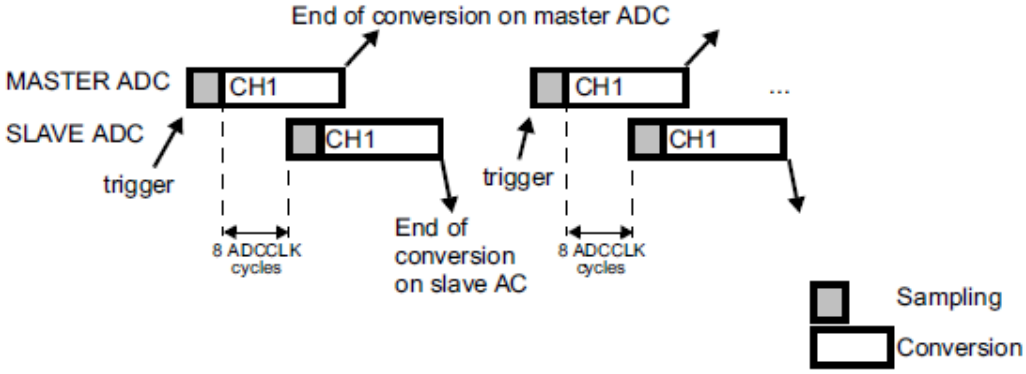


Рис.1.Режим роботи АЦП

Ключовою частиною програми є саме захоплення даних з лінійки і управління нею. Як видно зі схеми, цей процес йде на апаратному рівні, за рахунок спільної роботи TIM1, ADC1 / 2 і DMA. Для того, щоб час експозиції лінійки був постійним, використовується таймер TIM17, що працює в режимі Single Pulse. Таймер TIM3 генерує переривання при спрацьовуванні компаратора, сполученого з енкодером. За рахунок цього розраховується період обертання скануючої головки далекоміра і її положення. За отриманим періоду обертання розраховується період таймера TIM16 таким чином, щоб він формував переривання при повороті головки на 1 градус. Саме ці переривання служать для запуску експозиції лінійки. Після того, як DMA передасть всі 1024 значення, захоплені ADC, в пам'ять контролера, програма починає аналіз цих даних: спочатку проводиться пошук положення максимуму сигналу з точністю до пікселя, потім, за допомогою алгоритму пошуку центра ваги - з більш високою точністю (0.1 пікселя). Отримане значення зберігається в масив результатів. Після того, як скануюча головка зробить повний оборот, в момент проходження нуля цей масив віддаються в модуль UART за допомогою ще одного каналу DMA.

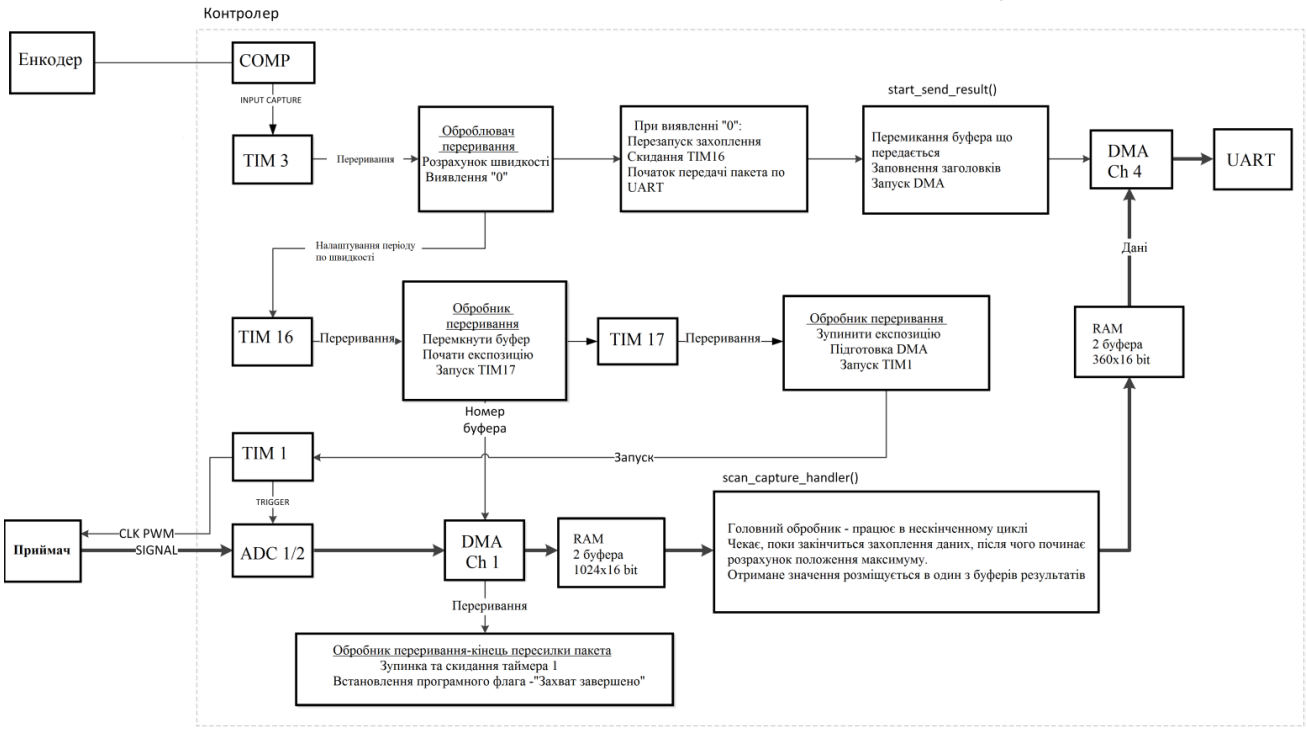


Рис.2.Структурна схема програми далекоміра

Моделювання роботи робота.

На Рис.2 показано як виглядає отримана інформація в rviz (програма для візуалізації даних ROS), робот встановлений на підлозі.

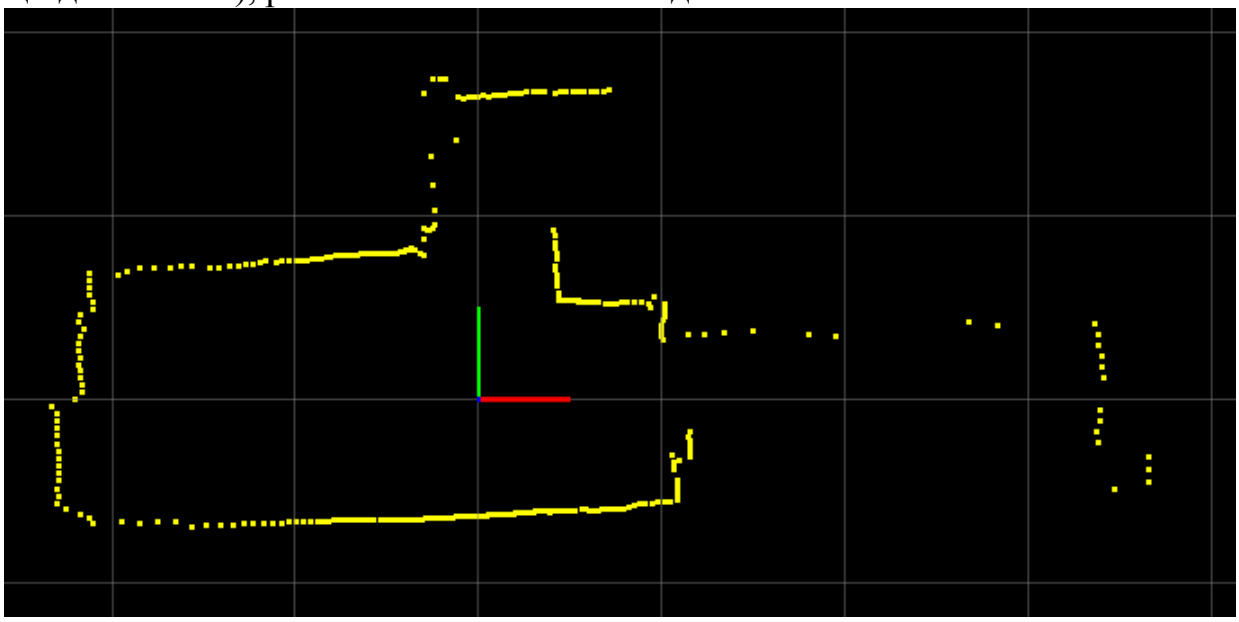


Рис.3.Отримана інформація в rviz

Довжина сторони клітини - 1 метр.

Після того, як дані потрапили в ROS, їх можна обробляти, використовуючи вже готові пакети програм, для того, щоб побудувати карту приміщення.

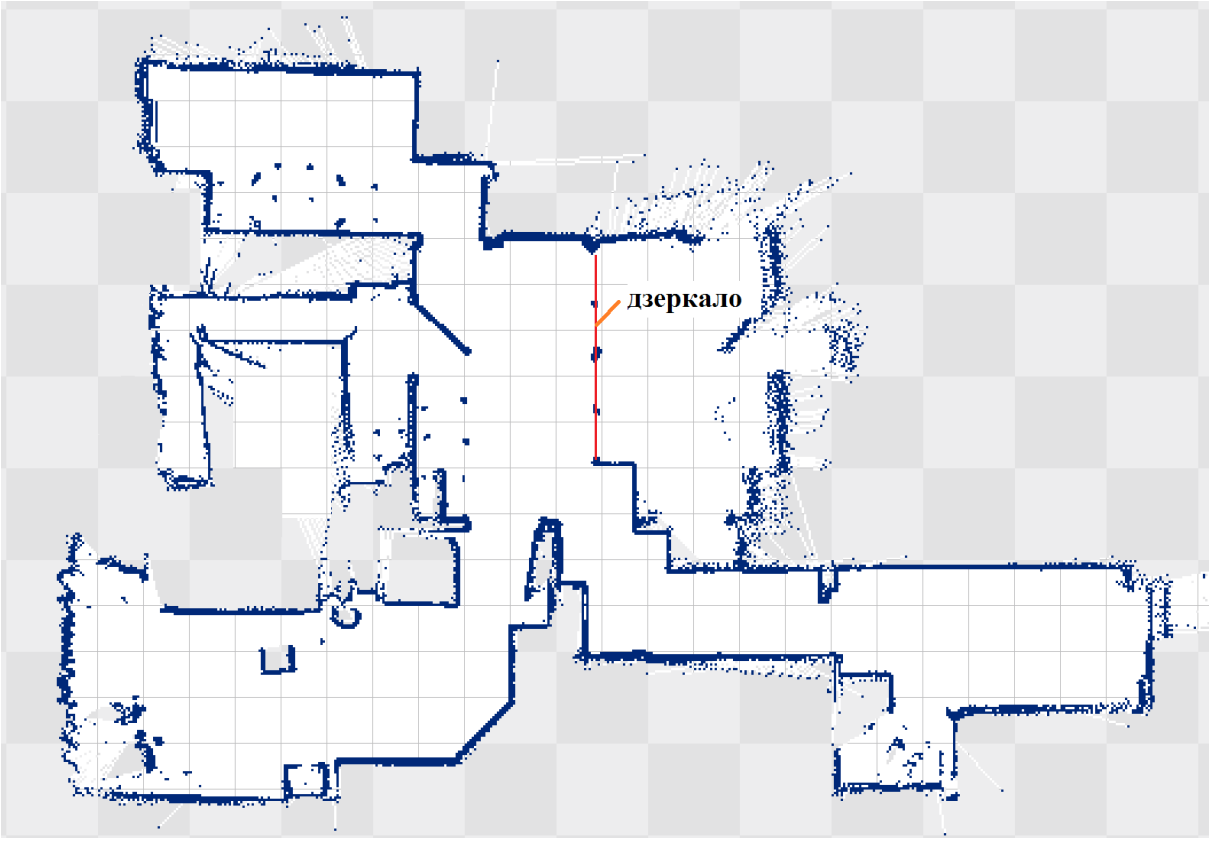


Рис.4.Побудована карта приміщення

ROS дозволяє об'єднувати декілька програм ("вузлів" в термінології ROS), що працюють на різних комп'ютерах, в єдину систему . Завдяки цьому, на Orange Pi

можна запускати тільки ROS-драйвери Roomba і далекоміра, а аналіз даних і управління роботом вести з іншого комп'ютера. При цьому експерименти показали, що hector_slam нормально працює і на Orange Pi, прийнятно завантажуючи процесор, так що цілком реально організувати повністю автономну роботу робота. Система SLAM завдяки даним від далекоміра дозволяє роботУ визначати своє положення в просторі.Використовуючи дані про становище робота і побудовану карту, можна організувати навігаційну систему, що дозволяє "направити" робота в зазначену точку на карті. ROS містить в собі пакет програм для вирішення цього завдання.

Висновок. В даній доповіді розглянуто можливість створення робота з автономною навігаційною системою, який в подальшому можна було б використовувати в різних сферах. Було описано алгоритм роботи та показано його вихідні результати.

Література

1.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%96%D0%B4%D0%B0%D1%80

2.[Електронний ресурс].[Режим доступу]: http://wiki.ros.org/camera_calibration/Tutorials/StereoCalibration

3.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://engjournal.ru/articles/996/996.pdf

4. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://roboforum.ru/forum10/topic12095.html

5. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://geektimes.ru/post/275442/

6.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://sites.google.com/site/todddanko/home/webcam_laser_ranger

7.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://www.ros.org/

8. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://habrahabr.ru/post/274879/

9.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://sites.google.com/site/todddanko/home/webcam_laser_ranger

10.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://robotics.ua/articles/robots_reviews/irobot/5279-roomba

УДК 629.7.058

ЗБРУЦЬКИЙ О.В., КІЗІЦЬКИЙ О.О.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна, email: alexey.kizitskiy@gmail.com

Вступ. Існуючі сьогодні системи гарантованої точності [1…3] в більшості є складними в реалізації. Адаптивні алгоритми, які використовують методи оцінювання діючого збурення при відомих характерах збурення, розглянуті в [2]. Адаптивні алгоритми для забезпечення гарантованої точності системи керування, в яких дія зовнішнього збурення оцінюється по змінних стану системи, розглянуті в [3]. В [4,5] запропоновані адаптивні алгоритми, які забезпечують гарантовану то-

чність стабілізації, але критерії побудови коефіцієнта підсилення регулятора не розглянуті.

Мультикоптерні апарати на сьогоднішній час все більше здобувають популярність завдяки простоті своєї конструкції. В більшості існуючих систем автоматичного керування квадрокоптером використовується стандартні ПІД (пропорціонально-інтегрально-диференціальні) регулятори, та не розглядається питання гарантованої точності.

Оскільки квадрокоптер починає рух в горизонтальній площині тільки при нахилі конструкції (у випадку, коли двигуни закріплені до рами квадрокоптера), необхідно зменшити реакцію на вплив зовнішніх збурень та гарантувати, що літальний апарат (ЛА) не відхилиться за деяке завдане значення.

Постановка задачі

Метою даної роботи є розробка закону керуванням кутовим положенням квадрокоптера, яка має забезпечити задану точність кутового положення літального апарату при його стабілізації чи програмному керуванні у випадках невизначених за характером та величиною збурень.

Синтез регулятора зворотного зв'язку

Для забезпечення астатизму системи керування реалізуємо зворотній зв'язок як ПІД – регулятор у вигляді, показаному на рис.1, де позначені $K_П, K_Д s, K_I$ – коефіцієнти ПІД регулятора (коефіцієнти пропорційної, диференціюючої та інтегральної ланок), α_C - сигнал керування, α - положення об'єкту.

Синтез системи керування проведемо методом стандартних перехідних характеристик [6] мінімізацією функціоналу $I = \int_0^\infty t\left|e(t)\right|dt$, яка дає оптимальний характеристичний поліном замкненої системи

$$s^3 + 1.75\omega_0 s^2 + 2.15\omega_0^2 s + \omega_0^3 \quad (1)$$

В якості об'єкта керування розглянемо квадрокоптер Х-типу (головна вісь якого знаходиться між двома двигунами), в якому для керування та стабілізації кутового положення використовуються одночасно всі двигуни.

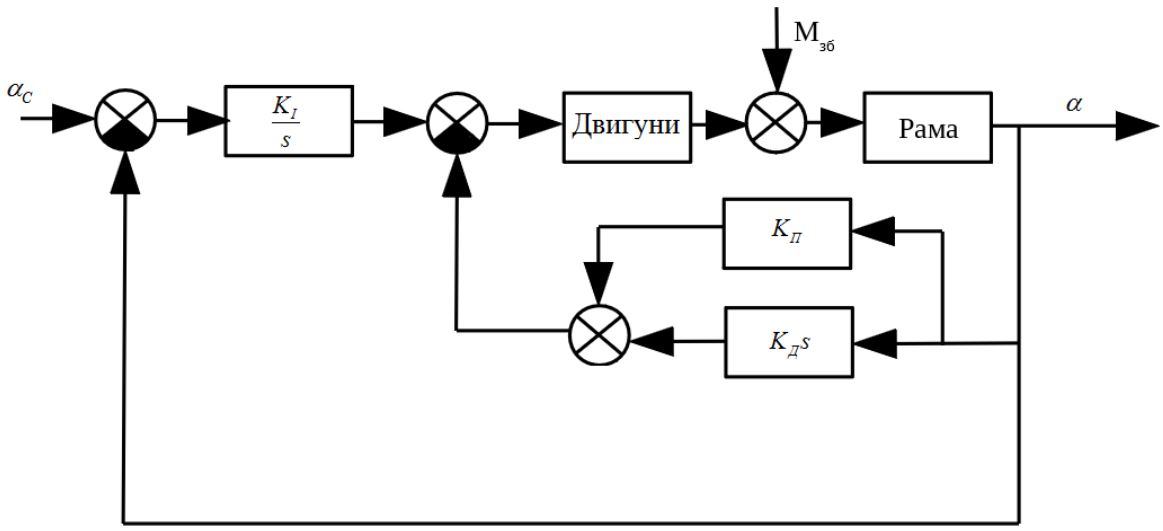


Рис.1. Системи керування кутовим положенням

Передатна функція квадрокоптера

$$W_{кв} = W_{двигуни} W_{рама},\ W_{двигуни} = \frac{2K_{дв}}{T_{дв}s+1},$$

$$W_{рама} = \frac{d}{I_x s^2 + R_x s + M_p},\ W_{кв} = \frac{2K_{дв}}{T_{дв}s+1} \cdot \frac{d}{I_x s^2 + R_x s + M_p}, \qquad (2)$$

де $K_{дв}$, $T_{дв}$ – коефіцієнти передатної функції двигуна, d – відстань між двигунами, I_x, R_x, M_p – відповідно момент інерції, коефіцієнт опору та коефіцієнт маятниковості квадрокоптера.

З врахуванням малості величини $T_{дв} I_x \approx 0$ передатні функції по керуванню та збуренню будуть мати вигляд

$$W_{1кер}^{\alpha} = \frac{2K_{дв} d K_I}{(T_{дв}R_x + I_x)s^3 + (M_p T_{дв} + R_x + K_Д)s^2 + (M_p + 2K_{дв} d K_П)s + 2K_{дв} d K_I}. \qquad (3)$$

$$W_{1M}^{\alpha} = \frac{d(T_{дв}s+1)s}{(T_{дв}R_x + I_x)s^3 + (M_p T_{дв} + R_x + K_Д)s^2 + (M_p + 2K_{дв} d K_П)s + 2K_{дв} d K_I}. \qquad (4)$$

Вибір коефіцієнтів ПІД-регулятора здійснюється за відомими параметрами квадрокоптера (2) та необхідними параметрами перехідного процесу відповідно до оптимального поліному (1).

Результат моделювання реакції системи (на сигнал керування 20 градусів) показаний на рис.2 і відповідає попередньо заданим вимогам.

Результати моделювання реакції системи на збурення показані на рис.3 (збурення 0.1 Н×м (крива 1), 0.2 Н×м (крива 2) та 0.3 Н×м (крива 3)). Величина реакції системи прямо пропорційна величині збурення.

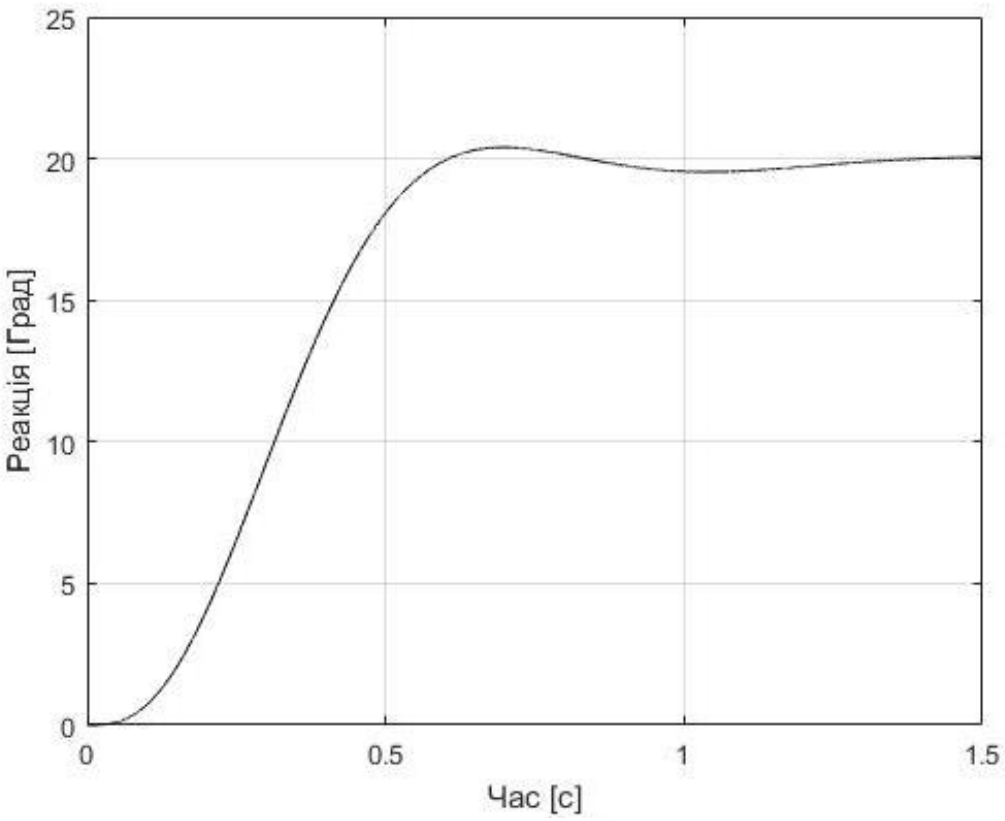


Рис.2. Перехідна характеристика по керуванню

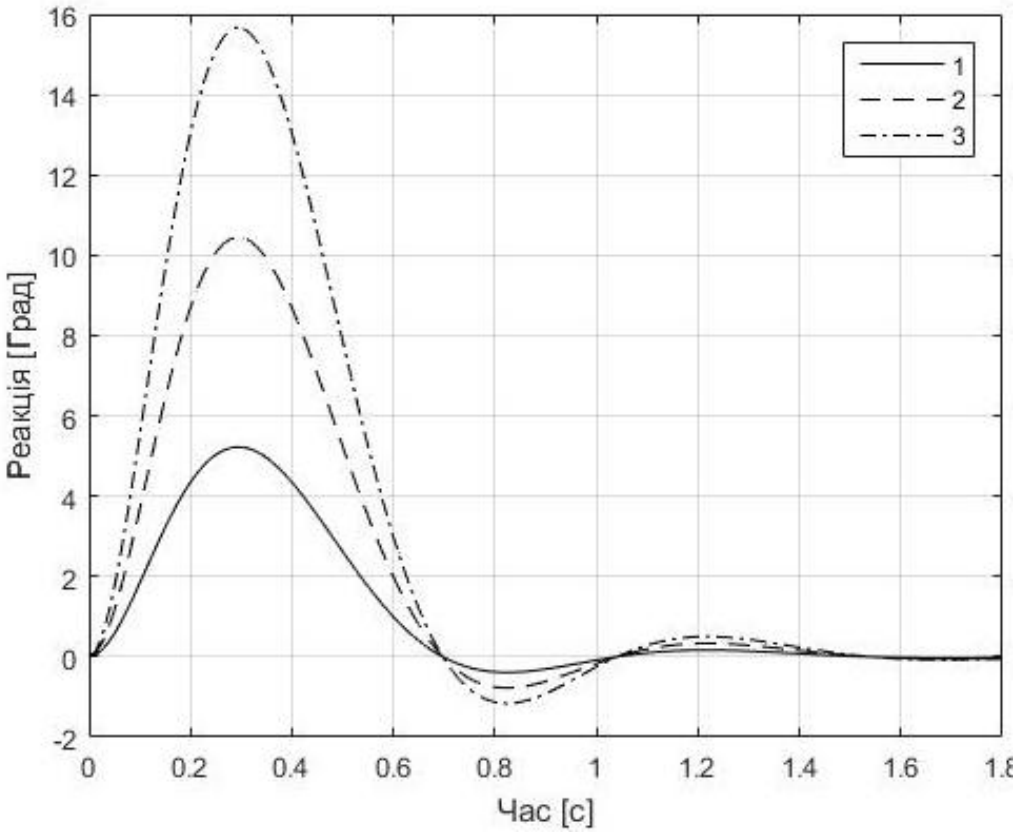


Рис.3. Реакція системи на збурення

Реалізація системи гарантованої точності

Здійснимо еквівалентне перетворення структурної схеми системи (рис.1) до вигляду, показаному на рис.4, де еквівалентна передатна функція

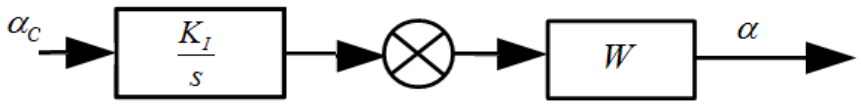


Рис.4. Система керування

$$W = \frac{2K_{дв}ds}{\left(T_{дв}R_x + I_x\right)s^3 + \left(M_pT_{дв} + R_x + K_Д\right)s^2 + \left(M_p + 2K_{дв}dK_П\right)s + 2K_{дв}dK_I}.$$

Для реалізації гарантованої точності керування при дії невизначених збурень скористаємось методом зворотної динамічної моделі [4,5], для чого введемо додатковий регулятор $W_{рег2}$ (рис.5), в якому коефіцієнт K залежить від величини кута відхилення квадрокоптера від заданого положення.

$$W_{2рег} = KW_{2C} = KW^{-1},$$

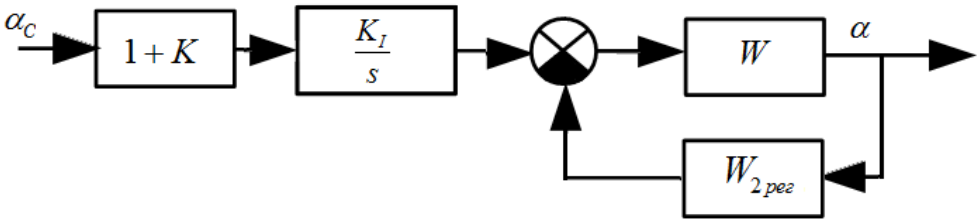


Рис.5. Система автоматичного керування з додатковим регулятором

Нехтуючи $T_{дв}$, отримаємо

$$W_{2C} = \frac{I_x s^3 + \left(R_x + 2K_{дв}K_Д\right)s^2 + \left(M_p + 2K_{дв}dK_П\right)s + 2K_{дв}dK_I}{2K_{дв}ds} \qquad (5)$$

Передатна функція (5) відповідає ПІДД регулятору. Тоді передатна функція системи по збуренню буде

$$W_{2M}^{\alpha} = \frac{W_{1M}^{\alpha}}{1+K}, \qquad (6)$$

а структурна схема системи прийме вигляд, показаний на рис. 6.

Для того щоб перехідний процес по керуванню не був зміненим необхідно вхідну величину помножити на $1+K$.

Оскільки W_{2C} має інтегратор, та на вхід до регулятора подається положення тіла, він буде накопичувати величину до нескінченності. Якщо імплементувати цю модель необхідно врахувати, що на практиці він буде переповнюватись, що призведе до неправильної роботи системи, або її виведення з ладу. Схема, яка зображена на рис.7 не має такого недоліку, де інтегратор з зворотного зв'язку був перенесений в прямий ланцюг без зміни передатної функції по керуванню.

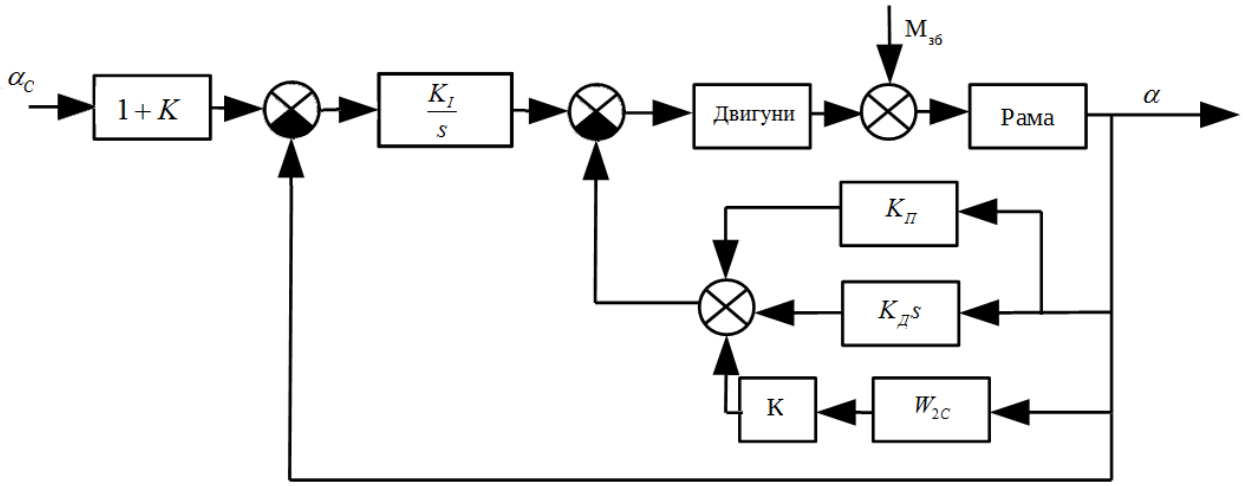


Рис.6 Структурна схема регулятора

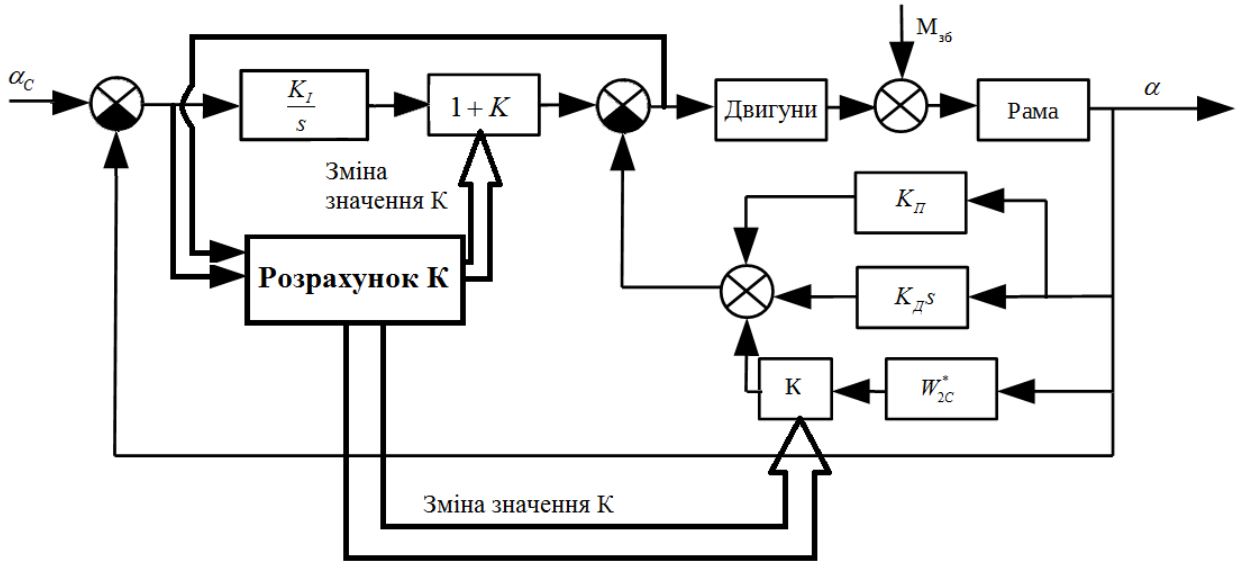


Рис.7. Еквівалентна структурна схема системи

Формування залежності коефіцієнта К від кута відхилення

Нехай $K_{попереднє}$ є попереднім значенням K. Тобто $K_{попереднє}$ на і-тому кроці виконання алгоритму дорівнює K, яке було на і-1 кроці:

$K_{попереднє} = Kz^{-1}$. Приймемо

$$K = \begin{cases} 0, \quad якщо \quad \varepsilon_\alpha < \alpha_{dop} K_{nm} \quad та \quad зовнішній\ момент\ не\ прикладений \\ C|\varepsilon_\alpha|, \quad якщо \quad \varepsilon_\alpha \geq \alpha_{dop} K_{nm} \quad та \quad (K_{попереднє} < C|\varepsilon_\alpha| \\ або \quad зовнішній\ момент\ не\ прикладений) \\ K_{попереднє}, \quad якщо \quad K_{попереднє} > C|\varepsilon_\alpha| \quad та \quad зовнішній\ момент\ прикладений \\ \alpha_{dop} C, K_{nm} \in R \end{cases}$$

де $\alpha_{доп}$ межа похибки системи керування, до якої система повинна відпрацювати збурення, ε_α - похибка керування, C - константа, яка впливає на швидкість зміни К, $K_{нм}$ $\alpha_{доп}$ - нижня межа для похибки по керуванню ε_α, з якої алгоритм починає свою роботу.

В системі забезпечуються обмеження максимального значення K: $K = K_{\max}$, *якщо* $K < K_{\max}$, тобто К не буде більшим за деяке значення.

Зовнішній момент є прикладеним, якщо:
$|IK_0(1+K_{пред}) - R_{ПД} - W_{2C}K| \geq W_{гр}$, тобто сигнал, який подається на двигуни, повинен бути більше за $W_{гр} = \dfrac{l_p m_p g K_n \sin\alpha}{K_{дв}}$ - значення маятникового моменту при нахилі на кут α, де:
$R_{ПД}$ - значення ПД регулятора, W_{2C} - значення W_{2C} регулятора в колі зворотного зв'язку, I - значення яке подається з інтегруючої ланки.

Результати моделювання реакції системи керування з вказаним алгоритмом при $\alpha_{доп}$=2° на збурення різної величини (рис. 8) показані на рис. 9, з якого видно, що система істотно зменшує зовнішній вплив на квадрокоптер. На рис. 10 показаний графік зміни К.

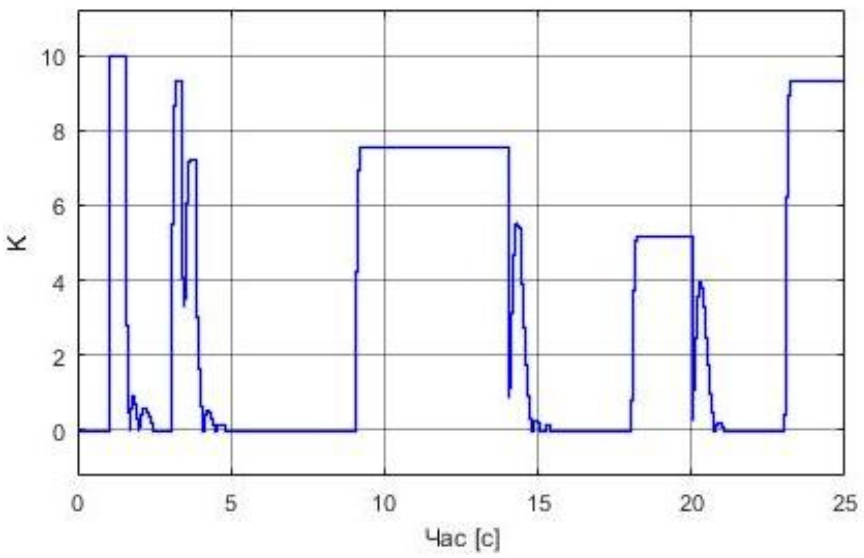


Рис.8. Зовнішні збурення, які діють на квадрокоптер

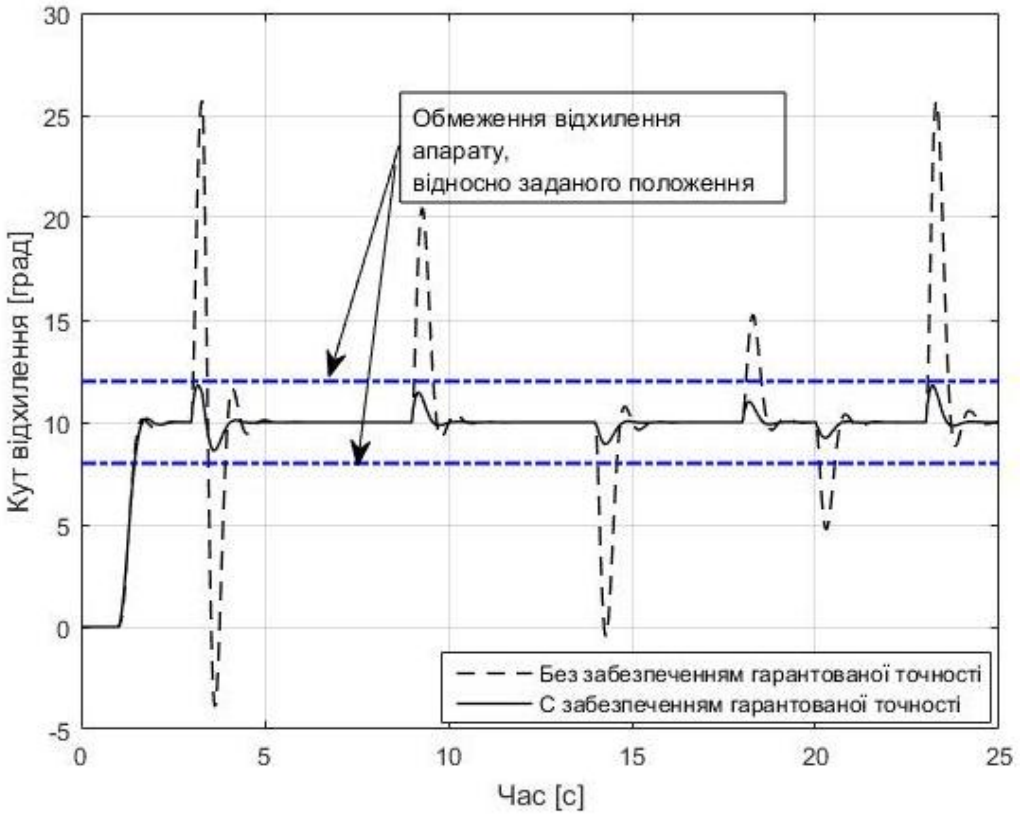


Рис.9. Реакція на зовнішні збурення

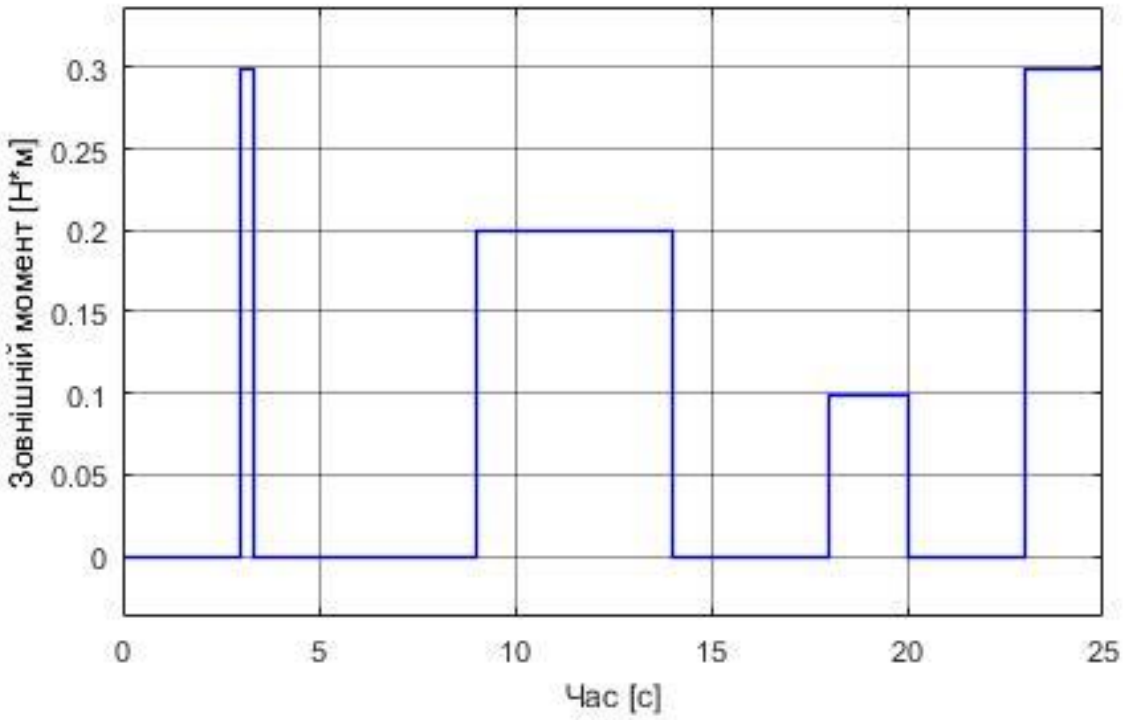


Рис.10. Графік зміни К

Висновок

Запропонований та розроблений закон керуванням кутовим положенням квадрокоптера та структурна схема регулятора забезпечують задану точність кутового положення апарату при його стабілізації при дії невизначених збурень, не змінюючи попередньо отриману якість керування.

Література

1. *Небылов А.В. Гарантирование точности управления. – М.: Наука, 1998.- 304с.*
2. *Никифоров В. О., Слита О. В., Ушаков А. В. Интеллектуальное управление в условиях неопределенности // учебное пособие.– СПб: СПбГУ ИТМО.- 2009. – 232 с.*
3. *Никифоров В. О. Адаптивное и робастное управление с компенсацией возмущений.– СПб.: Наука.- 2003.-282с.*
4. *Збруцкий А. В., Прач А. А. Обеспечение точности программного управления в условиях произвольных возмущений // Системы управления, навигации и связи.- 2007. – Вып.3 – С. 41 – 46.*
5. *Збруцкий А.В., Мищук А.С. Адаптивний алгоритм управления с заданной точностью при неопреденных внешних возмущениях // Информационные системы, механика и управление. -2014.-Выпуск 10.-с. 170-177.*
6. *Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов// М., Высшая школа.- 1976.- 304с.*

УДК 004

МАЦІЛЕЦЬКА О.С., ПРОХОРЧУК О.В.

ГІРОСТАБІЛІЗОВАНА ПЛАТФОРМА З ТЕЛЕБЛОКОМ ДЛЯ АСТРОНАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, esibirskaya@gmail.com

Вступ. На сьогодні актуальною є задача підвищення точності керованих гіростабілізаторів, що працюють в суміщених режимах стабілізації та управління. На них покладаються завдання щодо стабілізації та управління цілою низкою спеціальних бортових систем: антени бортових радіолокаційних станцій, чутливі елементи головок самонаведення реактивних снарядів, авіаційні приціли, аерофотоаппарати, пеленгатори, візири та ін. Гіроскопічні системи застосовуються в різних областях техніки: в авіації і на морських судах - для цілей навігації і автоматичного управління рухом корабля; в артилерії і на танках - для визначення курсу і стабілізації прицілів і знарядь на заданому напрямку в просторі; в гірничорудній і нафтової промисловості - при прокладанні шахт і тунелів, при бурінні нафтових свердловин і т.д[2,3]. Основною частиною будь-якого гіроскопічного приладу або системи є гіростабілізатор, який визначає точність і експлуатаційні характеристики гіроскопічних систем. Області застосування таких систем розширюються, разом з тим, зростають вимоги до них по точності стабілізації, точності визначення параметрів орієнтації, мінімізації маси, габаритів, вартості, енергоспоживання, часу готовності і здатності

інтегруватися в сучасні системи управління об'єкта[1,4]. Виконання цих вимог є складною і актуальною науково-технічною задачею, яка вимагає свого вирішення.

Постановка задачі

Ставиться задача розробки математичної моделі системи стабілізації, що складається з гіростабілізованої платформи з телеблоком, для астронавігаційної системи безпілотного літального апарату, яка допоможе оцінити похибки стабілізації при дії різних зовнішніх збурень.

Функціональна схема астронавігаційної системи

Розроблена функціональна схема астронавігаційної системи, яка представлена на рис. 1, де позначено: 1 - зовнішня рамка карданова підвісу, 2 - внутрішня рамка, 3 - платформа, 4 - азимутальна рамка телеблока, 5 - телеблок, АІНС — астроінерціальна навігаційна система, ВД — виконавчий двигун, ДК — давач кута, ДС — двигун стабілізації, ІНС — інерціальна навігаційна система, ПК — перетворювач координат.

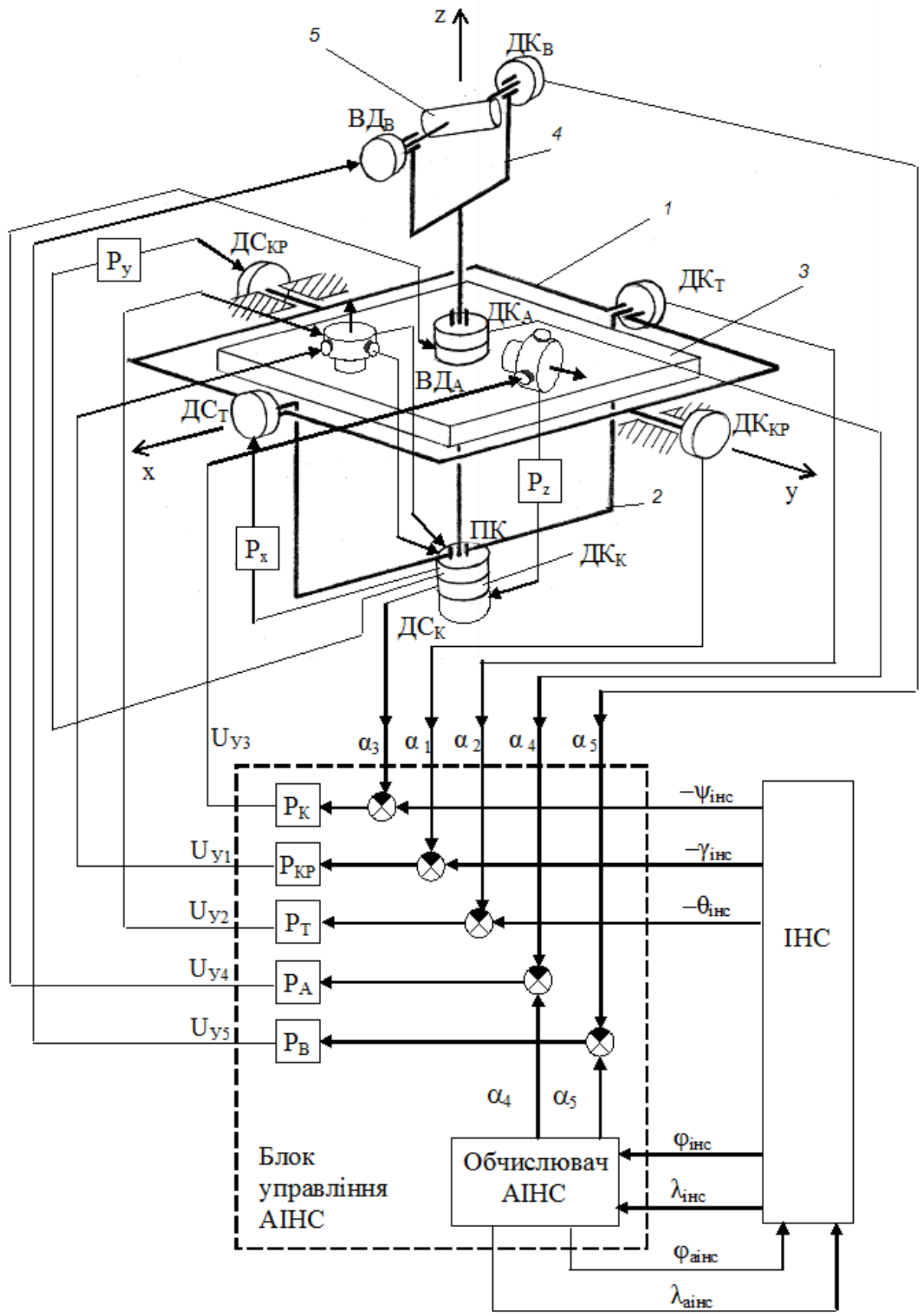


Рис.1 Функціональна схема астронавігаційної системи

В ідеалі платформа стабілізується в географічній системі координат. Стабілізація відбувається по трьох осях за допомогою двигунів $ДС_к$, $ДС_г$, $ДС_{кр}$, які

управляються за сигналами з датчиків кута ДНГ через регулятори. При цьому $ДС_к$ управляється безпосередньо через ДК z_1, а $ДС_т$ і $ДС_{кр}$ по сигналам з ДК x_2 і ДК y_2 через перетворювач координат.

По курсу платформа стабілізується за сигналами з $ДНГ_1$, відстежуючи його положення по ланцюгу ДК $z_1 \to$ Р $z \to ДС_к$. При цьому сам гіроскоп коригується за сигналами неузгодженості між заданим кутом з інерціальної навігаційної системи і реальним з $ДК_к$. Оскільки помилка інерціальної навігаційної системи має властивість накопичуватися з часом, то періодично (раз в дві хвилини) з кутово-вимірювального приладу надходить на обчислювач астроінерціальної навігаційної системи сигнал з інформацією про кут курсу (на схемі не показаний), звідки він потрапляє в інерційну навігаційну систему і коригує поточне значення кута курсу. Скориговане значення порівнюється з сигналом $ДК_к$ і поступає на ДМ x_1, який довертає $ДНГ_1$ на кут неузгодженості. Платформа повертається слідом за гіроскопом і процедура повторюється.

По крену і тангажу платформа управляється за сигналами з $ДНГ_2$. Якщо платформа відхилилася від горизонту на деякий кут, то сигнал з ДК x_2 і ДК y_2 надходить на перетворювач координат, де він розподіляється і через регулятори потрапляє на $ДС_т$ і $ДС_{кр}$, які повертають платформу в горизонтальне положення. При цьому догляд гіроскопа контролюється за даними з $ДК_т$ і $ДК_{кр}$, які порівнюються з кутами тангажа і крену, що видаються інерціальною навігаційною системою і сигнали про кути неузгодженості через регулятори подаються на ДМ y_2 і ДМ x_2, які повертають $ДНГ_2$ в горизонтальне положення.

Математична модель гіростабілізованої платформи для астронавігаційної системи. Для наведеної на рис.1 схеми отримана математична модель тривісного індикаторного гіростабілізатора і двовісного підвісу телеблока.

Рівняння руху зовнішньої рамки:

$$\ddot{\beta}_1 J_{1\beta_1} + \ddot{\beta}_2 J_{1\beta_2} + \ddot{\beta}_3 J_{1\beta_3} + \ddot{\beta}_4 J_{1\beta_4} + \ddot{\beta}_5 J_{1\beta_5} + \ddot{\alpha}_4 J_{1y_1} + \ddot{\alpha}_5 J_{2y_1} - \dot{\alpha}_4\dot{\alpha}_4 J_{3y1} + \dot{\alpha}_4\dot{\alpha}_5 J_{4y_1} + \dot{\alpha}_4\dot{\psi} J_{5y_1} - \dot{\alpha}_5\dot{\psi} J_{6y_1} + \dot{\alpha}_4\dot{\Theta} J_{7y_1} = M_{y_1} \quad (1)$$

Тут введені такі позначення, де $\lambda_i \equiv \alpha_i$:

$$J_{1\beta_1} = (J_{y_1} + J_{y_2} + J_{y_3})\cos\lambda_3 + (J_{x_4} + J_{x_4} + rm_5)\sin\lambda_4 \sin(\lambda_4 + \lambda_3) + (J_{y_4} + J_{y_5}\cos^2\lambda_5 - J_{z_5}\sin^2\lambda_5 + rm_5)\cos\lambda_4\cos(\lambda_4 + \lambda_3);$$

$$J_{1\beta_2} = (J_{y_1} + J_{y_2} + J_{y_3})\sin\lambda_3 + (J_{x_4} + J_{x_5} + rm_5)\cos\lambda_4 \sin(\lambda_4 + \lambda_3) - (J_{y_4} + J_{y_5}\cos^2\lambda_5 - J_{z_5}\sin^2\lambda_5 + rm_5)\sin\lambda_4\cos(\lambda_4 + \lambda_3);$$

$$J_{1\beta_3} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5 \cos(\lambda_4 + \lambda_3); \; J_{1\beta_4} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5 \cos(\lambda_4 + \lambda_3) - (J_{z_4} + J_{z_5}\cos^2\lambda_5)\lambda_2;$$

$$J_{1Y_1} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5 \cos(\lambda_4 + \lambda_3) - (J_{z_4} + J_{z_5}\cos^2\lambda_5)\lambda_2; \; J_{1\beta_5} = J_{x_5}\sin(\lambda_4 + \lambda_3);$$

$$J_{2Y_5} = J_{x_5}\sin(\lambda_4 + \lambda_3); \; J_{3Y_1} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5 \sin(\lambda_4 + \lambda_3);$$

$$J_{4y_1} = (J_{y_5} + J_{x_5} - J_{z_5})\cos(\lambda_4 + \lambda_3) - (J_{y_5} - J_{z_5})\lambda_2 \sin 2\lambda_5;$$

$$J_{5y_1} = (J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5 \sin(\lambda_4 + \lambda_3); \; J_{6y_1} = 2J_{x_5}\cos(\lambda_4 + \lambda_3);$$

$J_{7y_1} = 2(J_{z_4} + J_{z_4} + J_{z_5}\cos^2\lambda_5 + J_{y_5}\sin^2\lambda_5);\ M_{y_1} = M_y^{дс} - f_1(\dot\beta_1\cos\Psi - \dot\beta_2\sin\Psi - \dot\gamma) - M_y^{в},$

де $M_y^{дс}$- момент, що прикладається двигуном стабілізації, $M^{в}$ - збурюючі моменти (тертя, дебаланса і ін.), f_1 - коефіцієнт в'язкого тертя.

Рівняння руху внутрішньої рамки:

$$-\ddot\beta_1 J_{2\beta_1} + \ddot\beta_2 J_{2\beta_2} - \ddot\beta_3 J_{2\beta_3} - \ddot\beta_4 J_{2\beta_4} + \ddot\beta_5 J_{2\beta_5} - \ddot\alpha_4 J_{1x_2} + \ddot\alpha_5 J_{2x_2} + \dot\alpha_4\dot\alpha_4 J_{3x_2} - \dot\alpha_4\dot\alpha_5 J_{4x_2} + \dot\alpha_4\dot\Psi J_{5x_2} + \dot\alpha_5\Psi J_{6x_2} = M_{x_2} \quad (2)$$

Тут введені такі позначення, де $\lambda_i \equiv \alpha_i$:

$J_{2\beta_1} = (J_{x_2} + J_{y_3})\sin\lambda_3 - (J_{x_4} + J_{x_5} rm_5)\sin\lambda_4\cos(\lambda_4 + \lambda_3) -$

$-(J_{y_4} + J_{y_5}\cos^2\lambda_5 + J_{z_5}\sin^2\lambda_5 + rm_5)\cos\lambda_4\sin(\lambda_4 + \lambda_3);$

$J_{2\beta_2} = (J_{x_2} + J_{y_3})\cos\lambda_3 - (J_{x_4} + J_{x_5} rm_5)\cos\lambda_4\cos(\lambda_4 + \lambda_3) +$

$+(J_{y_4} + J_{y_5}\cos^2\lambda_5 + J_{z_5}\sin^2\lambda_5 + rm_5)\sin\lambda_4\sin(\lambda_4 + \lambda_3);$

$J_{2\beta_3} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5\sin(\lambda_4 + \lambda_3);\ \ J_{2\beta_4} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5\sin(\lambda_4 + \lambda_3);$

$J_{2\beta_5} = J_{x_5}\cos(\lambda_4 + \lambda_3);\ J_{1x_2} = J_{2\beta_3};\ J_{3x_2} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5\cos(\lambda_4 + \lambda_3);$

$J_{4x_2} = (J_{x_5} - J_{y_5}\cos 2\lambda_5 - J_{z_5}\cos 2\lambda_5)\sin(\lambda_4 + \lambda_3);\ J_{5x_2} = (J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5\cos(\lambda_4 + \lambda_3);$

$J_{6x_2} = 2J_{x_5}\sin(\lambda_4 + \lambda_3);\ M_{x_2} = M_x^{дс} - f_2(\dot\beta_1\sin\Psi + \dot\beta_2\cos\Psi - \dot\Theta) - M_x^{в}.$

Рівняння руху платформи:

$$-\ddot\beta_1 J_{3\beta_1} + \ddot\beta_2 J_{3\beta_2} + \ddot\beta_3 J_{3\beta_3} + \ddot\beta_4 J_{3\beta_4} + \ddot\alpha_4 J_{1z_3} = M_{z_3} \quad (3)$$

Тут введені такі позначення, де $\lambda_i \equiv \alpha_i$:

$J_{3\beta_1} = \frac{1}{2}(J_{z_5} - J_{y_5})\sin 2\lambda_5\cos\lambda_4;\ J_{3\beta_2} = \frac{1}{2}(J_{z_5} - J_{y_5})\sin 2\lambda_5\sin\lambda_4;$

$J_{3\beta_2} = J_{z_5} + J_{z_4} + J_{z_5}\cos^2\lambda_5 + J_{y_5}\sin^2\lambda_5;\ J_{3\beta_4} = J_{z_4} + J_{z_5}\cos^2\lambda_5 + J_{y_5}\sin^2\lambda_5;$

$J_{1z_3} = J_{3\beta_4};\ M_{z_3} = M_z^{дс} - f_3(\dot\beta_3 - \dot\Psi) - M_x^{в}.$

Рівняння руху азимутальної рамки телеблоку:

$$-\ddot\beta_1 J_{4\beta_1} + \ddot\beta_2 J_{4\beta_2} + \ddot\beta_3 J_{4\beta_3} + \ddot\beta_4 J_{4\beta_4} + \ddot\alpha_4 J_{1z_4} + \dot\alpha_4\dot\alpha_5 J_{2z_4} = M_{z_4} \quad (4)$$

Тут введені такі позначення, де $\lambda_i \equiv \alpha_i$:

$J_{4\beta_1} = J_{3\beta_1};\ J_{4\beta_2} = J_{3\beta_2};\ J_{4\beta_3} = J_{3\beta_4};\ J_{1z_4} = J_{3\beta_4};\ J_{2z_4} = (J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5;$

$M_{z_4} = M_4^{дс} - f_4(\dot\lambda_4 + \dot\beta_4) - M_4^{в}$

Рівняння руху телеблоку:

$$\ddot\beta_1 J_{5\beta_1} + \ddot\beta_2 J_{5\beta_2} + \ddot\beta_5 J_{5\beta_5} + \ddot\alpha_5 J_{1x_5} - \dot\alpha_4\dot\alpha_4 J_{2x_5} = M_{x_5} \quad (5)$$

Тут введені такі позначення, де $\lambda_i \equiv \alpha_i$:

$J_{5\beta_1} = J_{x_5}\sin\lambda_4;\ J_{5\beta_2} = J_{x_5}\cos\lambda_4;\ J_{5\beta_5} = J_{x_5};\ J_{1x_5} = J_{x_5};\ J_{2x_5} = \frac{1}{2}(J_{y_5} - J_{z_5})\sin 2\lambda_5;$

$M_{x_5} = M_5^{дс} - f_5(\dot\lambda_5 + \dot\beta_5) - M_5^{в}$

Таким чином рівняння (1-5) описують рух тривісного індикаторного гіростабілізатора і двовісного підвісу телеблока та дають можливість досліджувати динаміку та похибки розроблювальної системи.

Результати моделювання роботи гіростабілізованої платформи для астронавігаційної системи. Моделювання роботи системи будемо проводити за допомогою пакета програм MATLAB / Simulink, призначеного для побудови моделі, моделювання і аналізу динамічних систем.

В результаті моделювання встановлено, що похибки стабілізації не перевищують 10 кутових секунд. Графіки помилок стабілізації при зазначеному збуренні представлені на рисунках 2-6.

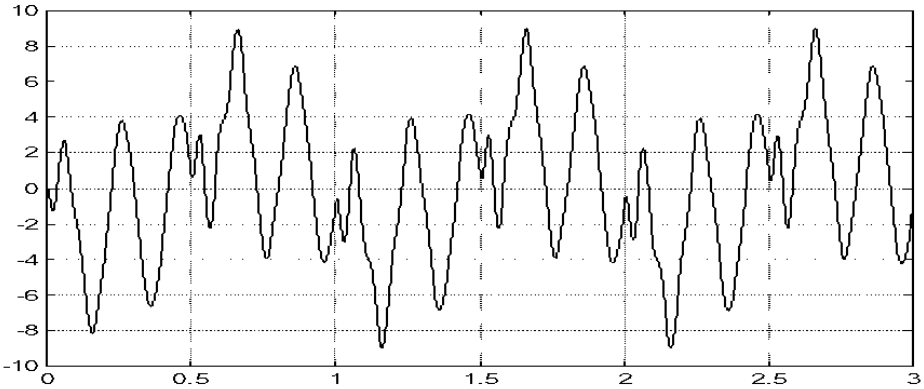


Рис.2. Похибка стабілізації платформи по крену

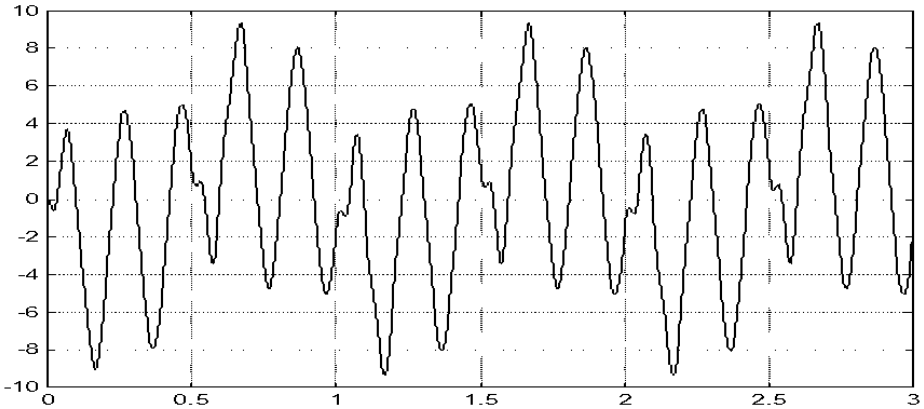


Рис.3. Похибка стабілізації платформи по тангажу

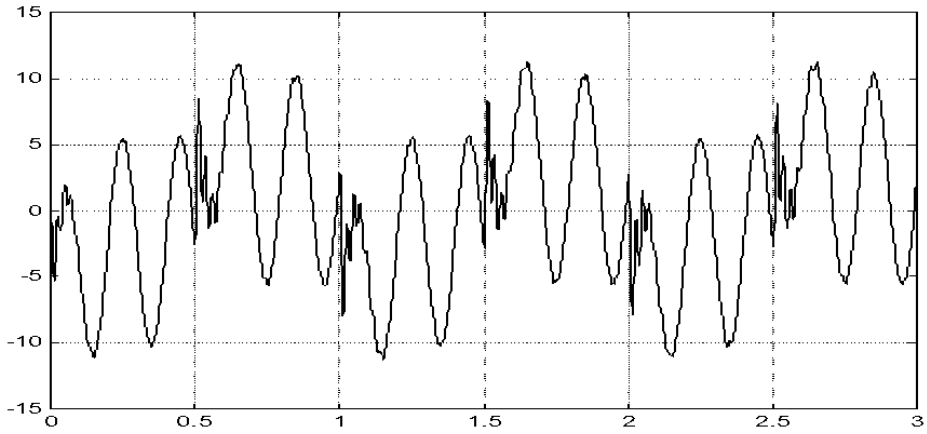


Рис.4. Похибка стабілізації платформи по курсу

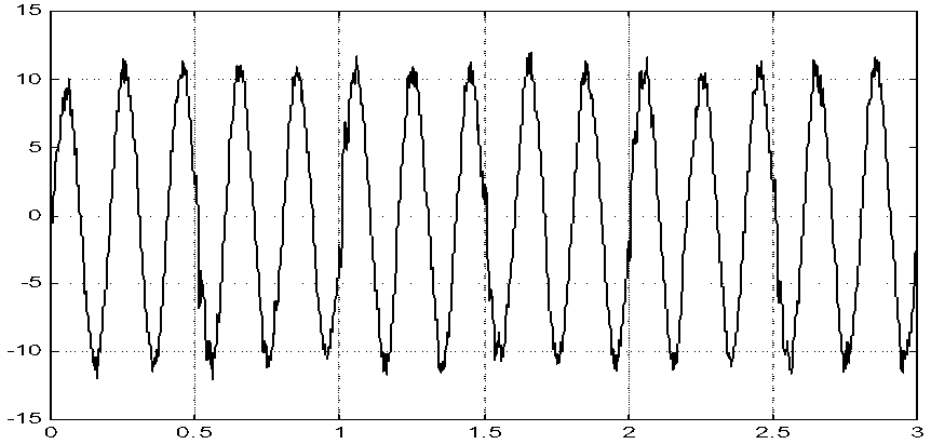


Рис.5. Похибка стабілізації телеблока в азимуті

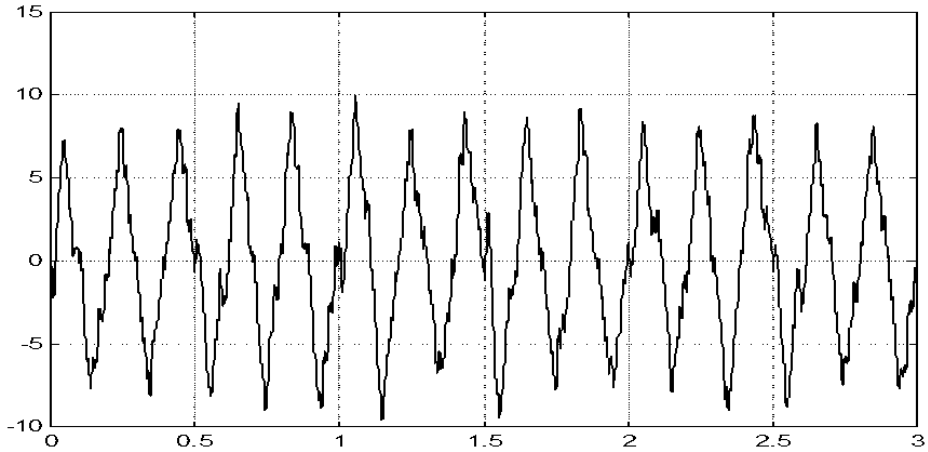


Рис.6. Похибка стабілізації телеблока по висоті

Висновки

Вперше розроблено систему стабілізації та математичну модель складної системи, яка складається з платформи і азимутально-висотного підвісу телеблока. Отримані залежності дозволяють досліджувати та оцінювати похибки стабілізації при дії різних зовнішніх збурень. Аналіз результатів моделювання показав, що похибка стабілізації розробленої системи знаходиться в межах 10 кут. сек.

Література:

1. *Гироскопические системы. Проектирование гироскопических систем. Ч. 2. Гироскопические стабилизаторы / Под ред. Д. С. Пельпора. - М.: Высш. шк., 1977.*
2. *Дегтярев М. И. Состояние теории и практики индикаторных гиростабилизаторов на динамически настраиваемом гироскопе / М. И. Дегтярев, Д. М. Малютин. // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2011. – №5.– Ч. 3. – С. 22–27.*
3. *Малютин Д.М. Опыт создания систем стабилизации и управления линией визирования / Д.М. Малютин, В.Я. Распопов, Ю.В. Иванов // 16 Санкт–Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: Сб. матер. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ Электроприбор. – 2009. – С. 89–90.*
4. *Матвеев В.А., Подчезерцев В.П., Фатеев В.В. Гироскопические стабилизаторы на динамически настраиваемых гироскопах. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.*

УДК 629.7.067

МОРОЗ О.О.

ВИЯВЛЕННЯ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ РАДІОПЕРЕШКОД В РОБОТІ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, 840user@ukr.net

Вступ. До складу навігаційних систем сучасних безпілотних літальних апаратів будь-якого класу входять інерціальна та супутникова навігаційні системи. Оскільки інерціальна та супутникова навігаційні системи функціонують за різними фізичними принципами, вони гармончно доповнюють одна одну, забезпечуючи підвищення точності і високу швидкість оновлення навігаційних параметрів. Проте, супутникова навігаційна система залишається слабкою ланкою в бортовому навігаційному комплексі літального апарату, оскільки базується на прийомі зовнішніх радіо сигналів, що відкриває шлях до численних уязливостей.

Однією із вразливостей є можливість інтелектуальної атаки на приймач супутникових сигналів — атака, яка намагається обманути приймач, широкомовно передаючи дещо потужніший сигнал, ніж отриманий від супутників, таким чином, щоб бути схожим на ряд нормальних супутникових сигналів.

Аналіз останніх досягнень та публікацій. Така уязливість булла передбачена та були розроблені методи протидії інтелектуальним перешкодам [1,2]. Запропоновані варіанти передбачають розробку спеціальних аппаратних засобів, що призводить до ускладнення бортових систем для виявлення гіпотетичних інтелектуальних перешкод. Досі невирішеною є задача виявлення інтелектуальних перешкод шляхом обробки навігаційної інформації, доступної від штатної навігаційної системи, а саме інерціальної та власне супутникової навігаційних систем.

Постановка задачі. При розгляді проблеми в цілому, виділимо сегмент безпілотних літальних апаратів, для яких є недоцільним застосуваня складних систем захисту. В основному, це невеликі літальні апарати, оснащені цифровою

камерою, що переміщуються по программно заданих ключових точках, із інерціальною та супутниковою навігаційними системами на борту. При цьому виникає задача захисту від інтелектуальних перешкод, використовуючи базові навігаційні системи.

Метою дослідження є аналіз можливостей базових навігаційних систем літальних апаратів до виявлення інтелектуальних радіоперешкод в роботі приймача супутникових навігаційних сигналів.

Аналіз можливостей виявлення інтелектуальних радіопрешкод. Під час польту безпілотний літальний апарат в деякий момент часу попадає в під вплив станції постановки інтелектуальних радіоперешкод (рис.1). Небезбечний фактор полягає в тому,що приймач супутникової навігаційної системи починає приймати підроблені сигнали, сформовані таким чином, щоб вносити похибку у визначення місцеположення, таким чином примушувати автопілот летіти по сторонній траєкторії.

В ході дослідження була розроблена модель абстрактного літального апарату та імітована робота станції постановки інтелектуальних радіоперешкод. В результаті було виявлено, що при певних умовах, знаючи точностні характеристики інерціальної навігаційної системи та відповідно окіл ймовірного місцеположення літального апарату в час *t*, можливо ідентифікувати недостовірність сигналу СНС приймача (табл 1.).

Таблиця 1. Залежність детектованої швидкості відхилення від дрейфу інерціальної навігаційної системи

Дрейф інерціальної навігаційної системи	Мінімальна детектована швидкість відхилення
4 м/хв	7 м/хв
6 м/хв	10 м/хв
2 м/хв	6 м/хв

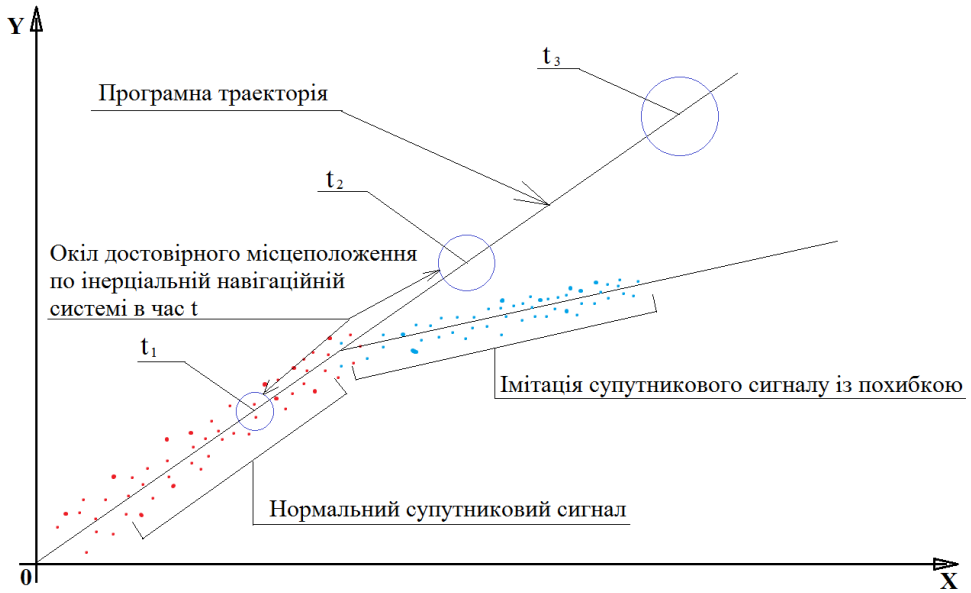


Рис.1 Вплив інтелектуальних радіоперешкод на роботу навігаційної системи.

Висновки. В результаті проведеного доліджения було виявлено, що при деяких точностних характеристиках інерціальної навігаційної системи є можливим із високою ймовірністю ідентифікувати інтелектуальну радіоперешкоду, якщо її відхилення від істинного місцеположення буде не менше деякого значення. При практичному застосуванні такого алгоритму це буде означати, що для запобігання втрати літального апарату від інтелектуальних атак прийдеться зменшити час перебування на потенційно небезпечній території, або ж застосовувати більш точні інерціальні навігаційні системи. При цьому, навіть якщо інтелектуальна радіоперешкода матиме успіх, літальний апарат не відхилиться від прогнамного маршруту більше ніж на деяке значення.

Література

1. *Papadimitratos, P., Jovanovic, A.* Protection and fundamental vulnerability of GNSS. In Proceedings of the International Workshop on Satellite and Space Communications(2008).

2. *Warner, J. S., Johnston, R. G.* GPS spoofing countermeasures. Homeland Security Journal (2003).

УДК 681.51.01

НЕЧИПОРЕНКО О. М., РЕЗНІЧЕНКО І. П.

НАДІЙНІСТЬ КВАДРОКОПТЕРА

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail olena.mn@gmail.com

Постановка проблеми. 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.

Постановка завдання. Мета роботи — підвищення безвідмовності квадрокоптера за допомогою існуючих методів.

Теоретичні дослідження. В ході проектування Для аналізу і розрахунку надійності квадрокоптера була складена та описана структурна схема квадрокоптера, описана математична модель і складена структурна логічна схема надійності квадрокоптера.

Як видно з рис. 1, структурна схема квадрокоптера складається з пульта радіо керування, передатчика, приймача, політного контролера, автомата керування кутовим положенням, механічної частини квадрокоптера, автомата керування центром мас квадрокоптера, інерційно-вимірювального модуля (ІВМ) (включає в себе акселерометр та датчик кутових швидкостей (ДКШ)), навігаційної системи визначення місцеположення, чотирьох регуляторів обертів безколекторного двигуна (РОБД), чотирьох двигунів і чотирьох пропелерів.

Були зібранні статистичні данні про відмови квадрокоптерів. На основі статистичних даних були знайденні моделі ймовірності безвідмовної роботи (ІБР) елемен-

тів $P_i(t)$ і моделі ймовірності відмов елементів $Q_i(t)$, знайдені найбільш ненадійні елементи: гвинто-моторна група квадрокоптера [1]. При добавленні спеціальної програми квадрокоптер може літати на двох гвинто-моторних групах, закріплених на одному промені, тоді структурна логічна схема надійності квадрокоптера має змішану структуру (рис. 2) і містить послідовні і паралельні зв'язки).

При відмові одного з послідовно з'єднаних елементів відбувається відмова всієї системи, але паралельне з'єднання елементів представляє собою резервування. Була розроблена структурна логічна схема надійності квадрокоптера і складена математична модель для ІБР квадрокоптера. Отриманні значення ІБР квадрокоптера $P_{квадрокоптера}(t = 40хв.) = 0{,}972 > 0.95$.

Якщо дописати в програмне забезпечення польотного контролера алгоритм діагностики відмов передатчика і приймача, то можна виключити те, що відмова передатчика або приймача призведе до падіння квадрокоптера, таким чином $p_2 \approx 1$ - ІБР передатчика, $p_3 \approx 1$ - ІБР приймача.

Сигнал, переданий з передача на приймач у приймачі розділяється по каналам і потрапляє на вхід польотного контролера у вигляді PWM, де перетворюється у цифровий сигнал.

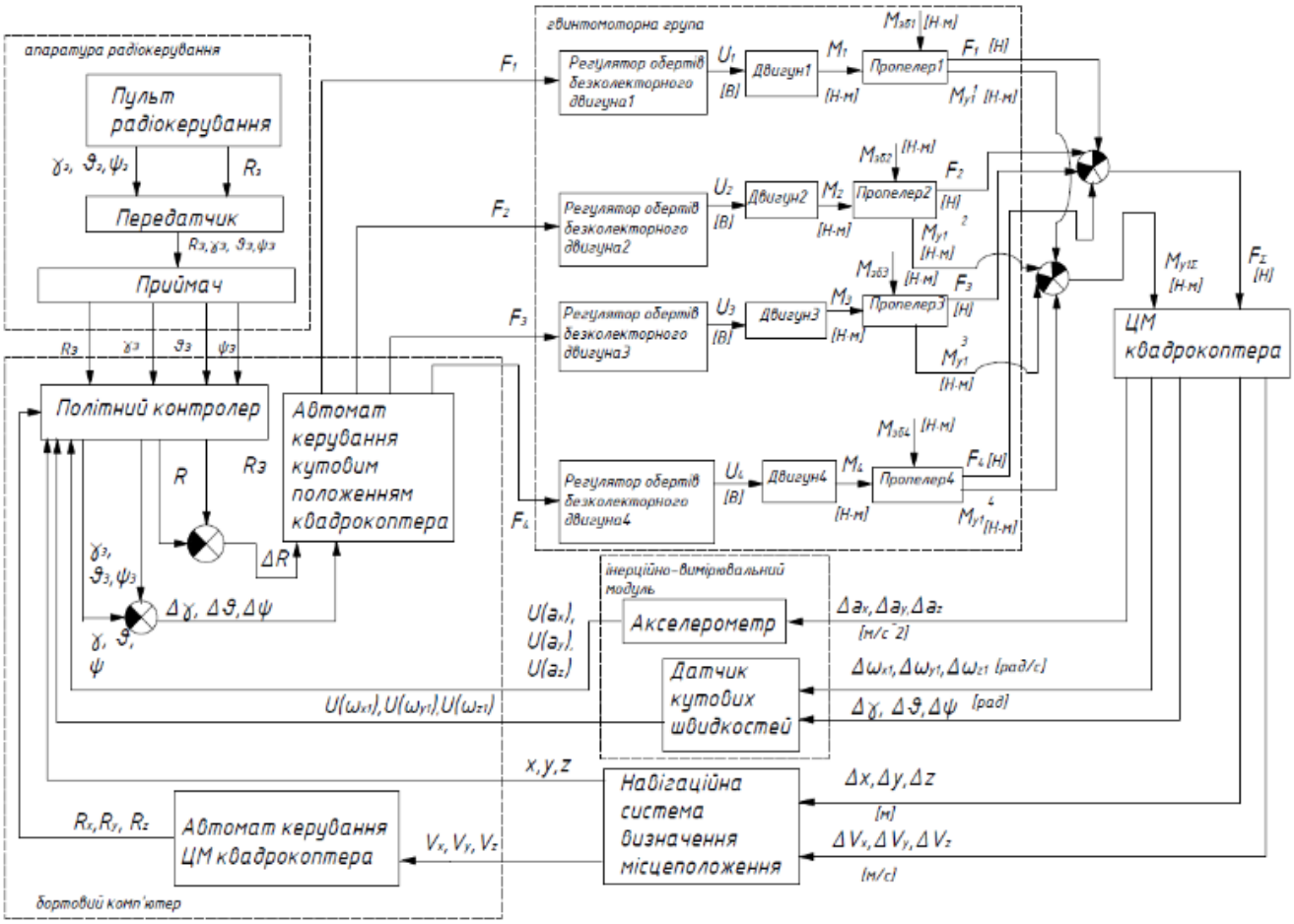


Рис. 1. Структурна схема квадрокоптера

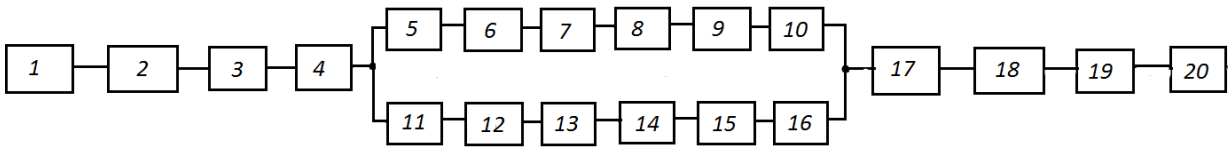


Рис. 2. Структурна логічна схема надійності квадрокоптера

Як відомо з літератури [3, 4] ширина фрейму сигналу сигналу, змодулюванного за допомогою фазово-імпульсної модуляції PPM, складає 20 мс, фрейми складаються з стробуючих імпульсів, які розділяють канали і синхропаузи, завдяки якій контролер починає очікувати наступний сигнал. Відстань між фронтами сусідніх синхроімпульсів відповідає тривалості імпульсу в каналі приймача. В сигналі інформація каналу міститься у положенні стробуючого імпульсу відносно початку фрейму, або попереднього імпульсу . За допомогою синхропаузи приймач визначає початок наступного фрейму.

Імпульси на виході окремих каналів йдуть з періодом 20 мс, і змінюється їх ширина. Таке кодування називають широтно-імпульсною модуляцією. Оскільки саме довжина імпульсу несу у собі інформацію, параметри імпульсу стандартизовані: мінімальна — 1000 мкс, середня — 1500 мкс, максимальна — 2000 мкс.

Розглянуто події, що можуть виникнути при прийомі сигналу з передатчика на приймач, і які можуть викликати відмову (зрив польоту) квадрокоптера:

1) Квадрокоптер залетів за перешкоду певної ширини і висоти, або вилетів з допустимого діапазону керування радіоапаратури, керуючий сигнал повністю втрачено. В такому випадку сигнали керування, які задає пілот по крену γ_3, тангажу ϑ_3, рисканню ψ_3, а також сумарна тяга квадрокоптера R_3 будуть дорівнювати нулю. Якщо не дописати в програмне забезпечення алгоритм, що дозволить квадрокоптеру повернутися в площину прямої передачі радіосигналу с приймача, квадрокоптер впаде. Можлива реалізація алгоритму таким чином: протягом польоту польотний контролер записує значення сигналів керування сигнали, які, як відомо, надходять з періодом 20 мс. Після того, як квадрокоптер залетів за перешкоду і втратив сигнал, він стабілізується у горизонті і зависає на місці. Далі можливі два варіанти, або квадрокоптер зависає на місці і очікує, поки оператор не ввійде в площину прямої передачі сигналу, або квадрокоптер, знаючи попередні сигнали керування, самостійно почне повертатися назад по пройденому шляху, аж поки не ввійде в площину передачі сигналу оператором. Звісно, перший варіант більш простий у реалізації, але його можливо застосовувати лише у випадку, коли квадрокоптер знаходиться на невеликій відстані від оператора (до 400 м). Другий варіант більш глобальний, і добре підійде при керуванні квадрокоптером за допомогою First Person View (FPV), тобто при керуванні оператор спостерігає за допомогою моніторів або окулярів відео зображення з квадрокоптера, що передається з камери, встановленої на квадрокоптері. Таке керування квадрокоптера оператором зазвичай відбувається з великої відстані до коптера (більше 1 км). Розглянемо більш детально другий варіант побудови алгоритму.

Як видно з рис. 3 алгоритм роботи програми повернення квадрокоптера по попередньо пройденому шляху назад у площину передачі сигналу оператором працює наступним чином: сигнал, переданий з передача на приймач у приймачі роз-

діляється по каналам і потрапляє на вхід політного контролера у вигляді PWM, де перетворюється у цифровий сигнал. Польотний контролер порівнює отриманні, вважається, що якщо значення по всім каналам не нульові, ланка передатчик-приймач не відмовила, і тоді поточні значення по каналам крену $\gamma_{зі}(t)$, тангажу $\theta_{зі}(t)$, рискання $\psi_{зі}(t)$, тяги $R_{зі}(t)$ вважаються достовірними, і використовуються для завдання керуючих сигналів в САУ квадрокоптера.

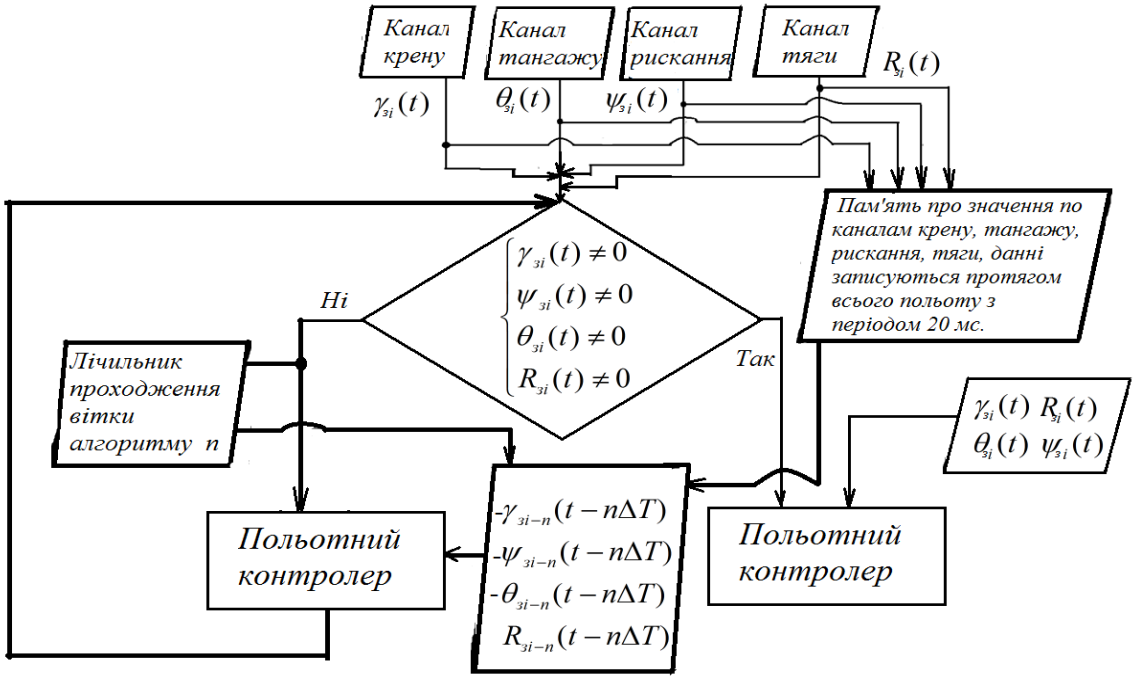


Рис. 3. Блок-схема алгоритму роботи програми повернення квадрокоптера по попередньо пройденому шляху назад у площину передачі сигналу оператором

Протягом польоту польотний контролер записує значення сигналів керування з періодом 20 мс. У випадку, коли виконується система (1) сигнал з інформацією по каналам крену, рискання, тангажу, тяги, переданий з ланки передатчик-приймач і оцифрований у польотному контролері вважається втраченим.

$$\begin{cases} \gamma_{зі}(t) = 0; \\ \psi_{зі}(t) = 0; \\ \theta_{зі}(t) = 0; \\ R_{зі}(t) = 0. \end{cases} \quad (1)$$

Для відновлення роботи сигналу квадрокоптера необхідно повернутися в площину передачі сигналу оператором. Найпростіше це можливо зробити по попередньо переданим і записаними у пам’ять значенням сигналів по кожному з каналів: $-\gamma_{зі-n}(t-n\Delta T)$, $-\psi_{зі-n}(t-n\Delta T)$, $-\theta_{зі-n}(t-n\Delta T)$, $R_{зі-n}(t-n\Delta T)$, де n — кількість проходжень вітки алгоритму, T — період надходженення керуючого сигналу з, T=20 мс.

Таким чином квадрокоптер повертається на крок назад, у циклі знову виконується перевірка сигналу з приймача на предмет виконання системи ( ). Якщо система виконується, то на квадрокоптер ще на один крок повертається назад, і так

до поки сигнал не відновиться, умовою відновлення сигналу вважається виконання системи (2).

$$\begin{cases} \gamma_{зi}(t) \neq 0; \\ \psi_{зi}(t) \neq 0; \\ \theta_{зi}(t) \neq 0; \\ R_{зi}(t) \neq 0. \end{cases} \quad (2)$$

Була складена програма, яка буде реалізовувати зазначений вище алгоритм на мові С++. Програма використовує класи, функції і бібліотеки, що використовуються в програмному забезпеченні політного контролера APM 2.6, побудованого на базі Arduino Mega 2560. Програмне забезпечення політного контролера APM 2.6 знаходиться у відкритому доступі.

2) Завади викривлюють імпульси в фреймі сигналу. Якщо завада викривить імпульси в фреймі, то вони потраплять у викривленому вигляді на вхід приймача. В такому випадку виникає потреба відфільтрувати помилкові імпульси по каналам. Провести фільтрацію можливо таким чином: необхідно зберігати у пам'яті параметри імпульсів по кожному з каналів і порівнювати їх з новими. Як відомо з інтернет-ресурсів [5, 6] квадрокоптер має обмеження по кутам тангажу і крену (3).

$$\begin{cases} \gamma_{зi}(t) < 60^0; \\ \theta_{зi}(t) < 60^0. \end{cases} \quad (3)$$

Вихід отриманих з приймача сигналів за обмеження вважається відмовою ланки передатчик-приймач. Була складена програма, в якій враховуються данні обмеження.

Відмови системи контролю через підвищення температури РОБД. Були зафіксовані відмови РОБД через перегрів. В такому випадку, необхідно створити систему контролю за температурою РОБД. У складі такої системи контрою буде датчик температури і політний контролер.

З інтернет-ресурсу [7] відомо, що максимальна температура РОБД обмежена 70 °С. Система контролю за температурою РОБД буде функціонувати наступним чином: на всіх чотирьох РОБД будуть встановлені датчики температури, з'єднанні з польотним контролером. При виході температури РОБД за встановлені обмеження політний контролер обмежить максимально можливу тягу значенням тяги зависання. Розрахуємо тягу зависання квадрокоптера:

$$R_{зависання} = (m_{приймача}+m_{пк}+4\cdot(m_{РОБД}+m_{двигуна}+m_{пропелера}+m_{зажимівпропелера}+ +m_{датчикатемпературu})+m_{рами}+m_{акумулятора}+m_{проводів})\cdot g=(6{,}4\cdot10^{-3}+28\cdot10^{-3}+4\cdot \cdot(25{,}4\cdot10^{-3}+38\cdot10^{-3}+11\cdot10^{-3}+5\cdot10^{-3})+0{,}485+0{,}261+50\cdot10^{-3})\cdot 9{,}8105= = 1{,}156\cdot 9{,}8105= 11{,}3409\ H$$

Максимальна тяга, розрахована за допомогою калькулятора з інтернет-ресурсу [8] дорівнює 37,42 *Н*.

В якості датчиків температури вибрані цифрові термометри *DS18B20* виробництва компанії DallasTemperature [9].

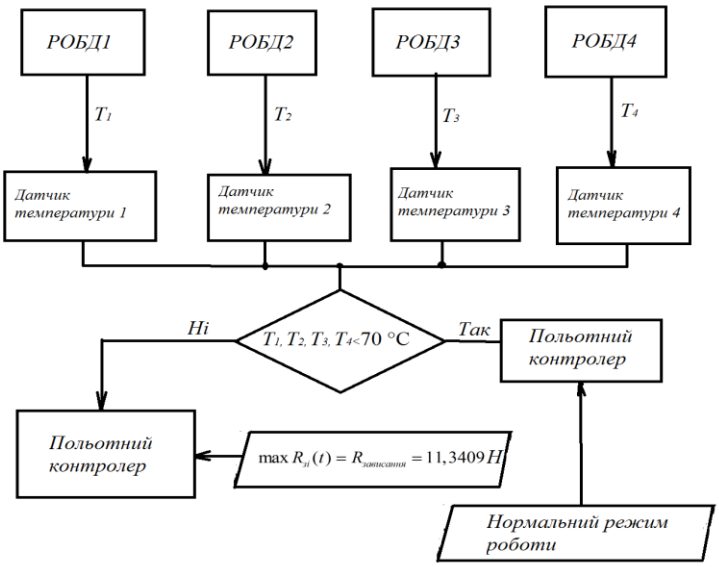


Рис. 4. Блок-схема алгоритму роботи системи контролю за температурою РОБД

Була складена програма, яка буде реалізовувати зазначений вище алгоритм на мові С++.

Висновки. Проведений в роботі аналіз безвідмовності квадрокоптера і розроблені алгоритми діагностики відмов квадрокоптера: ланки передатчик-приймач і системи контролю за температурою РОБД, дозволяють підвищити надійність, що дозволяє зменшити час і працезатрати на обслуговування квадрокоптера, підвищити значення випадкового наробітку до його відмови і, відповідно, підвищити економічну ефективність його багаторазового використання.

Література

1. *Нечипоренко О.М., Резніченко І.П. Аналіз безвідмовності квадрокоптера // XI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К.: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. Частина 2. – С. 50-52. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://faks.kpi.ua/attachments/article/700/%D0%A72_%D0%93%D1%96%D1%80%D0%BE-2017.pdf*
2. *Нечипоренко О. М. Основи надійності літальних апаратів [Текст]: навч. посіб. О. М. Нечипоренко. – К.: НТУУ "КПІ», 2010. – 240 с. Бібліогр.: с. 235-239.*
3. *Басков С. И. Радиотехнические цепи и сигналы: Учебник. — М.: Высш. Школа., 1983. — 536 с., ил.*
4. *Яценков В. С. Твой первый квадрокоптер: теория и практика. — СПб.:БХВ-Петербург – 2016. – 256 с.*
5. *[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://ardupilot-mega.ru/wiki/arducopter/index.html*
6. *[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: http://ardupilot.org/copter/index.html/*
7. *[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?1454205-Maximum-safe-ESC-temperature*
8. *[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php*
9. *DS18B20 digital thermometer datasheet [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/DS18B20.pdf*

УДК 531.383

ОХОТНІКОВА О. Ю.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ТА КООРДИНАТ БПЛА

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, h.okhotnikova@gmail.com

Вступ. Зростання вимог до якості навігаційного забезпечення літальних апаратів пояснюють появу нових підходів в області розробки навігаційних систем для визначення їх координат та просторової орієнтації. Поряд з відомими системами – інерціальними та супутниковими навігаційними системами, які активно використовуються на борту безпілотних літальних апаратів – розглядаються астрономічні системи. Стаття присвячена поєднанню трьох систем в одну астроінерціальну навігаційну систему з метою підвищення точності роботи системи.

Постановка проблеми. Відомі комплексовані системи, що забезпечує високу точність визначення параметрів орієнтації та навігації. Вони характеризуються високою вартість та складністю механізмів системи. Недорогі подібні системи характеризуються невисокою точністю та недостатньою надійністю.

Аналіз останніх досягнень та публікацій. Існують системи, які поєднують у собі усі 3 системи: інерціальну навігаційну систему, супутникову навігаційну систему та зоряний датчик. У таких системах автономно визначаються параметри орієнтації та навігації та завдяки алгоритму, що закладений в бортовий обчислювач. Висока точність астроінерціальних вимірювань обумовлюється якістю прив'язки осі візування зірок до місцевої вертикалі, яка реалізується інерціальної навігаційної системою за допомогою установки платформи в горизонтальне положення або дуже точних зоряних датчиків.

Постановка завдання. Необхідно розробити систему, у якій повинна відбуватися: спільна фільтрація вимірювань зоряного координатора і БІНС для формування своєчасної інформації про орієнтацію і кутової швидкість; визначення орієнтації шляхом інтегрування вимірювань ДУС та вимірювань зоряного датчика; розробка спостерігаючого пристрою на основі фільтру Калмана, для якого збільшена кількість параметрів вектору (кути орієнтації (крен, тангаж, рискання), навігаційні параметри (широта, довгота), похибки підсистем АІНС та їх оцінка.

Викладення основного матеріалу. Астроінерціальні навігаційні системи зазвичай представляють собою модифікацію інерціальної навігаційної системи. До складу системи входить додатковий пристрій збору і попередньої обробки астрономічної інформації, який називається зоряний датчик.

З виходу БІНС на вхід астровізуючого пристрою через зоряний візуючий об'єктив постійно надходить завжди апріорна (нескоректована) інформація про просторове положення осі астровізуючого пристрою та пов'язаної з нею

приладової системи координат АВП в інерціальну СК. В процесі обсервації зірок пристрій, що зчитує АВП, зчитує зображення зірок з ПЗС-матриці, одночасно здійснюючи фільтрацію зіркоподібних утворень. У блоці електроніки АВП здійснюється пошук і розпізнавання виділених об'єктів (зірок) на основі порівняння поточного зображення зоряного неба і зоряного каталогу, що зберігається в блоці електроніки.

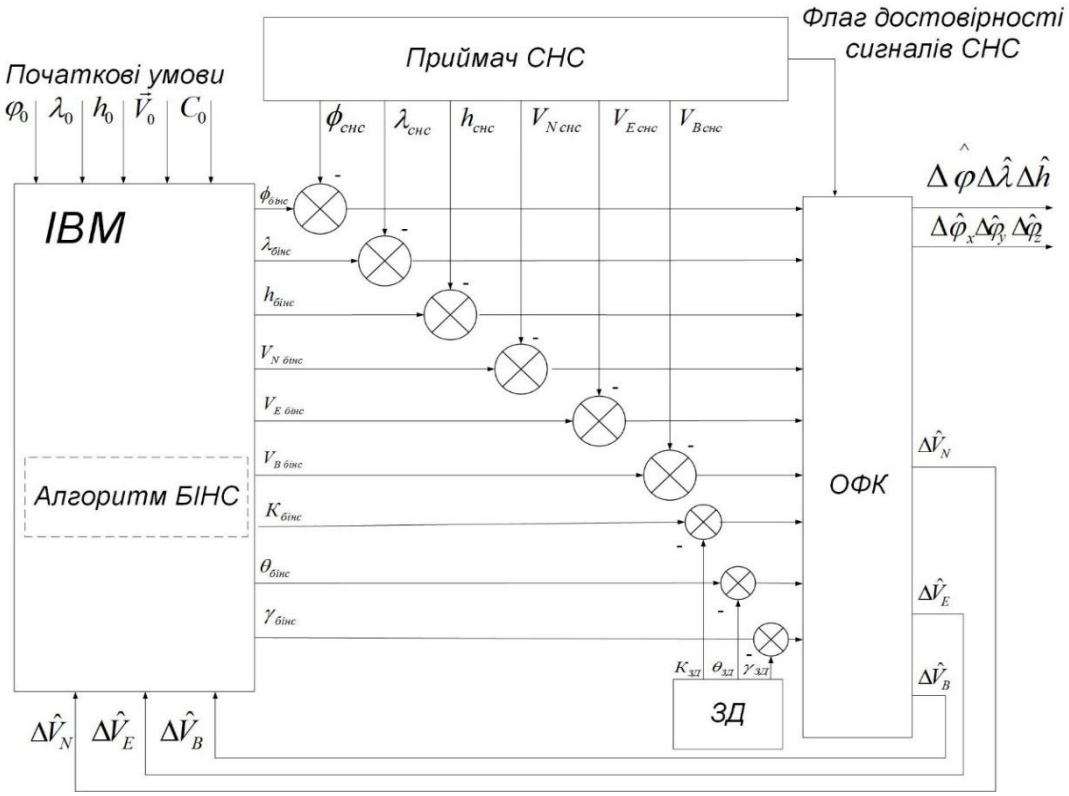


Рис. 1 Структурна схема роботи астроінерціальної навігаційної системи

В бортовому обчислювачі БІНС визначаються параметри орієнтації оптичної осі астровізуючого пристрою. На основі цих параметрів формується матриця, яка передається в БІНС. Далі відбувається компенсація похибок БІНС за визначенням кутів просторового положення (корекція включається при наявності впевненого прийому сигналів супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС / GPS).

Інтегрована система орієнтації та навігації. У загальному випадку динамічні характеристики лінійної системи можуть бути описані лінійними диференційними рівняннями із змінними у часі коефіцієнтами. Ці рівняння можна звести в систему з диференційних рівнянь першого порядку. Кількість цих рівнянь рівна n. Об'єднавши n змінних $x_i(t)$, що описують динаміку давача, у вектор X(t), одержимо систему диференціальних рівнянь у матричному вигляді:

$$\dot{X}(\mathrm{t}) = A(\mathrm{t})\,\mathrm{X}(\mathrm{t}) + \mathrm{B}(\mathrm{t})\,\mathrm{U}(\mathrm{t}) + \mathrm{G}(\mathrm{t})\,\mathrm{W}(\mathrm{t})$$

де $X(t)$ – вектор стану системи (давача); $U(t)$ – вектор відомих вхідних впливів (у тому числі сигналів керування); $W(t)$ – вектор випадкових вхідних впливів $A(t)$, $G(t)$, $B(t)$ – матриці, які називаються відповідно матрицею стану,

матрицею керування і матрицею вхідних впливів. Допускається, що зазначені коефіцієнти можуть змінюватися в часі за відомим законом.

Включимо у вектор стану X(t), що підлягає оцінюванню, наступні похибки БІНС і її чутливих елементів, що можуть змінюватися під час роботи системи (всього 15 компонентів):

$$X=\left[\Delta\xi\ \Delta\eta\ \Delta\zeta\ \Delta V_{\xi}\ \Delta V_{\eta}\ \Delta V\zeta\ \Delta\varphi_{x}\ \Delta\varphi_{y}\ \Delta\varphi_{z}\ m_{ax}\ m_{ay}\ m_{az}\ m_{\omega x}\ m_{\omega y}\ m_{\omega z}\right]^{T}$$

де $\Delta\xi$, $\Delta\eta$, $\Delta\zeta$ – похибки визначення координат об'єкта; ΔV_{ξ}, ΔV_{η}, ΔV_{ζ} – похибки визначення швидкості об'єкта; $\Delta\varphi_{x}$, $\Delta\varphi_{y}$, $\Delta\varphi_{z}$ – похибки визначення кутової орієнтації об'єкта, m_{ai}, $m_{\omega i}$ – повільно мінливі випадкові складові зсувів нулів мікромеханічних акселерометрів і дрейфів датчиків кутової швидкості, побудованих на мікромеханічних гіроскопах.

Для оцінювання похибок БІНС, включених у вектор стану $X(t)$, використовуємо методику оптимального фільтра Калмана. З урахуванням виразу для вектора стану похибок X(t) маємо:

$$Y(t)=\begin{bmatrix}\xi_x^G-\xi_x^S\\ \eta_y^G-\eta_y^S\\ \zeta_z^G-\zeta_z^S\\ V_x^G-V_x^S\\ V_y^G-V_y^S\\ V_y^S-V_z^S\\ \varphi_x^G-\varphi_x^{AS}\\ \varphi_y^G-\varphi_y^{AS}\\ \varphi_z^G-\varphi_z^{AS}\end{bmatrix}=CX(t)+V(t)$$

де ξ,η,ζ, V_i ,φ_{i} – проекції прямокутних координат, лінійної швидкості руху об'єкта та парметрів орієнтації на вісі інерційної системи координат, верхнім індексом "^{G}" позначені параметри, вимірювані за допомогою БІНС, індексом "^{S}" – параметри, одержані за допомогою приймача СНС, а індексом "^{AS}" – параметри, одержані за допомогою ЗД, а V(t) - вектор випадкових шумів вимірювань приймача СНС і ЗД, С- діагональна матриця з рангом 15.

З достатньою точністю можна покласти, що похибки навігаційних визначень приймача СНС та зоряного датчика $v_i(t)$ =$(i=1\ldots9)$, є гаусівськими білими шумами. У результаті аналізу матриці спостережності встановлено, що її ранг дорівнює 15, тобто повністю спостережними є всі 15 змінних стану похибок (див. Рис. 1).

Моделювання роботи інерціальної навігаційної системи. Реалізація алгоритму дискретного ОФК проходить наступним чином. Перейдемо від першого диференціального рівняння системи (1) до різницевого:

$$X(k+1) = A_\Delta(k+1,k)\cdot X(k) + G_\Delta(k)\cdot U(k) + B_\Delta(k)\cdot W(k)$$

де k = 0, 1, 2, ... – дискретний момент часу $t_k = k\cdot\Delta t$, Δt – крок дискретизації;

$$X(k) = X(t_k);\ U(k) = U(t_k);\ W(k) = W(t_k)\ ;\ A_\Delta(k+1,k) = \Phi(t_{k+1}, t_k);$$

$$G_\Delta(k+1\,|\,k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1},\tau)\cdot G(\tau)\,d\tau\ ;\ B_\Delta(k+1\,|\,k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1},\tau)\cdot B(\tau)\,d\tau\ ;$$

$\Phi(t_{k+1}, t_k)$ – фундаментальна матриця системи.

З огляду на те, що величина Δt^{-1} набагато менше власних частот системи (власних значень матриці A) і припускаємо, що на інтервалі дискретизації матриці коефіцієнтів A , G , B приблизно постійні, матриці A_Δ , G_Δ , B_Δ будуть визначатися більш простими виразами:

$$A_\Delta \approx I + \Delta t\cdot A \qquad G_\Delta \approx \Delta t\cdot G \qquad B_\Delta \approx \Delta t\cdot B$$

де I - одинична матриця.

Для оцінювання похибок БІНС, включених у вектор стану X(t), використовуємо стандартну процедуру дискретного оптимального фільтра Калмана .

Матриці дисперсій випадкових процесів $W(k)$ і $V(k)$ (Qi і Ri – відповідно), формуємо наступним чином:

$$Q_i = diag[q_{\eta a1}\quad q_{\eta a2}\quad q_{\eta a3}\quad q_{\eta\omega 1}\quad q_{\eta\omega 2}\quad q_{\eta\omega 3}\quad q_{\xi a1}\quad q_{\xi a2}\quad q_{\xi a3}\quad q_{\xi\omega 1}\quad q_{\xi\omega 2}\quad q_{\xi\omega 3}]$$

$$R_i == diag[r_{v_1}\ r_{v_2}\ r_{v_3}\ r_{v_4}\ r_{v_5}\ r_{v_6}\ r_{v_7}\ r_{v_8}\ r_{v_9}]^T$$

де $q_{\xi ai} = \dfrac{2D_{ai}}{\tau_{ai}}\Delta t$; $q_{\xi\omega i} = \dfrac{2D_{\omega i}}{\tau_{\omega i}}\Delta t$, *(i=1…3),* D_{ai}, $D_{\omega i}$ *– дисперсії повільно мінливих випадкових складових зсувів нулів акселерометрів* m_{ai} *і дрейфів ДКШ* $m_{\omega i}$.

При моделюванні роботи системи були використані наступні чисельні значення параметрів, що входять у рівняння похибок БІНС і матриці дисперсій Q_i, R_i та наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Параметри імітаційного моделювання

Назва параметру	Величина
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні широти	9 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні довготи	16 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні висоти	49 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_i(t)$ (i=4..6) у визначенні швидкості об'єкта	$2.5\cdot10^{-3}$ м^2/с^2

Точність оптичних вимірів $\sigma_{x.y}, \sigma_z$ зоряного датчика	25/30 (кут.с)
Точність, σ	0,1 град.
Максимальна кутова швидкість	32 кут/с
Дисперсії шумів виміру $\eta_{ai}(t)$ акселерометрів $q_{\eta ai}$	$2{,}25 \cdot 10^{-6}$ м^2/с^4 (i=1..3)
Дисперсії шумів виміру $\eta_{\omega i}(t)$ ДКШ $q_{\eta\omega i}$	$6 \cdot 10^{-8}$ с$^{-2}$ (i=1..3)
Дисперсії повільно мінливих випадкових складових m_{ai} зсуву нулів акселерометрів D_{ai}	0.2025 с$^{-2}$ (i=1…3)
Інтервали кореляції повільно мінливих випадкових складових m_{ai} зсуву нулів акселерометрів τ_{ai}	10000 с (i=1…3)
Дисперсії повільно мінливих випадкових складових $m_{\omega i}$ дрейфів ДКШ $D_{\omega i}$	$1{,}3 \cdot 10^5$ (°/год)^2 (i=1..3)
Інтервали кореляції мінливих випадкових складових $m_{\omega i}$ дрейфів ДКШ $\tau_{\omega i}$	2000 с (i=1…3)

На рис. 2 – рис. 4 представлені результати моделювання роботи ОФК по визначенню похибок БІНС з коррекцією СНС та АВП, включених у вектор стану похибки координат та кутів орієнтації X(t) :

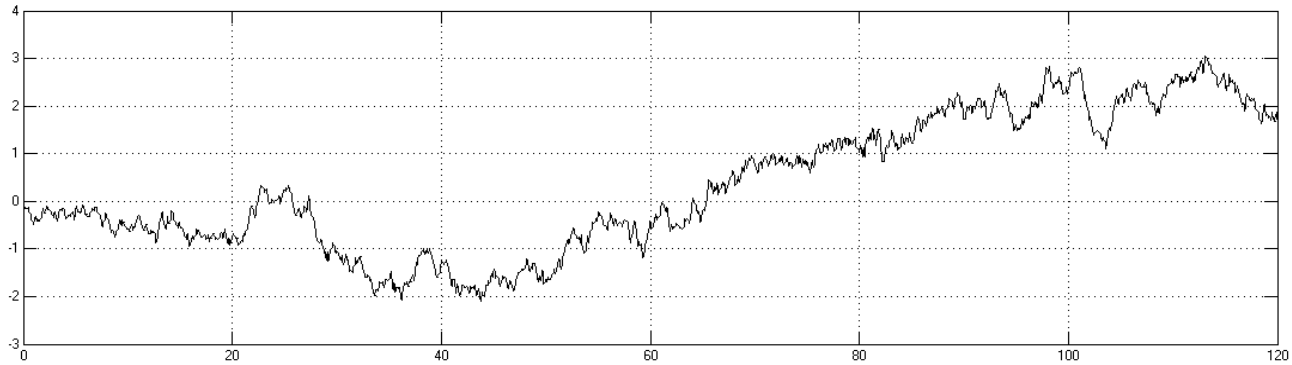


Рис. 2 Похибка визначення координати $\Delta\xi$

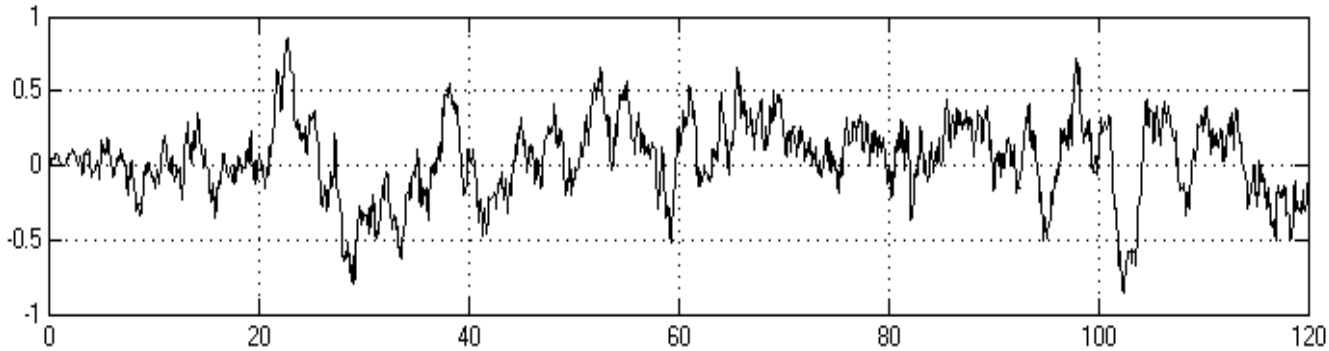


Рис.3 Похибка визначення координати $\Delta\eta$

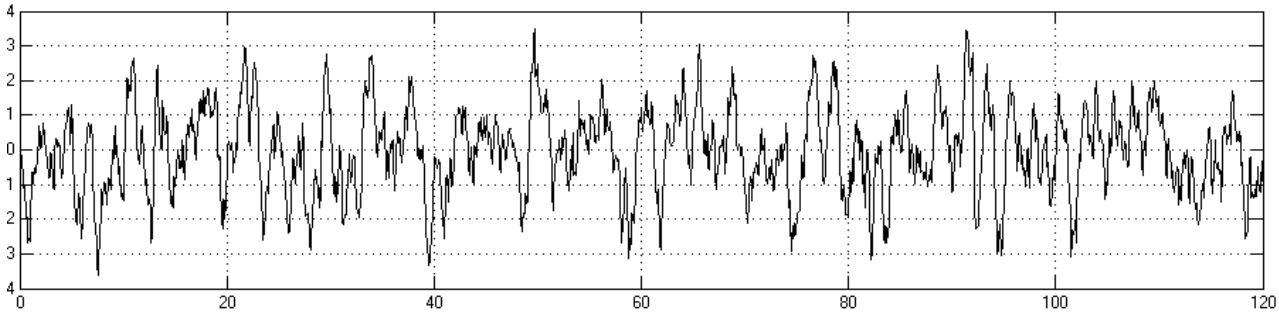


Рис.4 Похибка визначення координати $\Delta\zeta$

На рис. 5 – рис. 7 зображено графіки оцінки похибок кутової орієнтації об'єкта. Була промодельована система при t=1000 с, щоби показати надійність та точність системи.

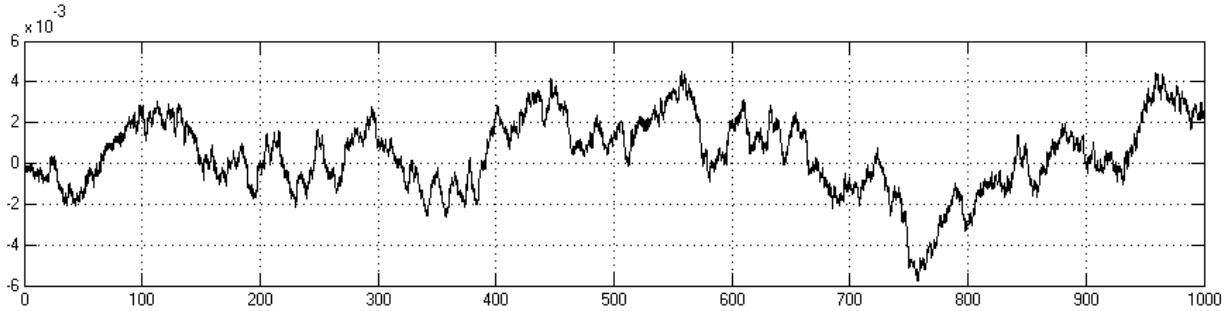


Рис. 5 Похибка кутової орієнтації $\Delta\varphi_x$

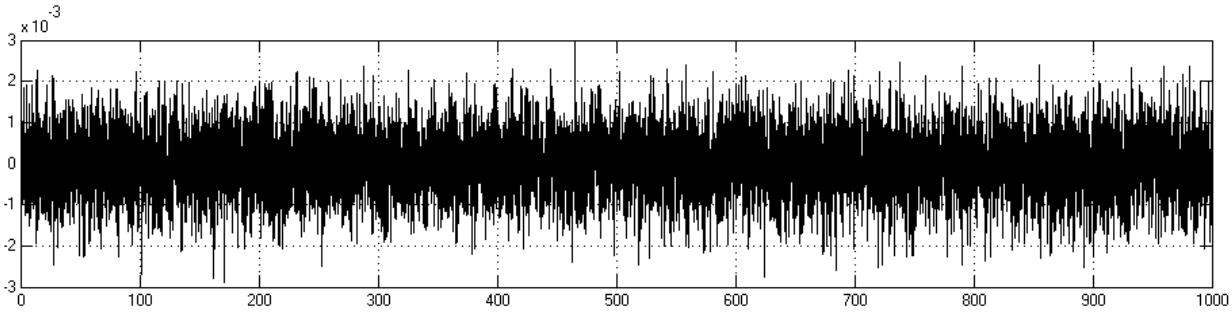


Рис. 6 Похибка кутової орієнтації $\Delta\varphi_y$

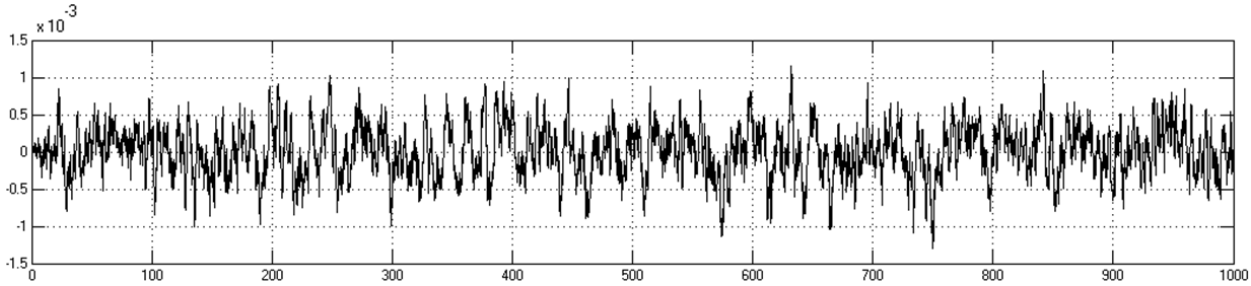


Рис. 7 Похибка кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$

Висновки. Вперше розроблені алгоритм роботи астроінерціальної навігаційної системи та створене програмне забезпечення, що імітує роботу даної системи, у якої у вектор стану похибок Калманівського спостерігача введено 3 додаткові параметри кутової орієнтації.

Імітаційне моделювання роботи системи підтвердило адекватність розроблених математичних моделей та вірність запропонованого алгоритму, що відображає

підвищення точності та швидкодії. Після моделювання роботи системи у режимі АВП-БІНС-СНС - визначення прямокутних координат рухомого об'єкта складають: 3 м по координаті ξ, 1м по -координаті η та не більше 4 м по координаті ζ. Похибки кутової орієнтації рухомого об'єкта склали близько наступні: $6\cdot10^{-3}$ градусів (21.6") по по параметру $\Delta\varphi_x$, $3\cdot10^{-3}$ градусів по $\Delta\varphi_y$ (10.82"), $1{,}5\cdot10^{-3}$ по параметру $\Delta\varphi_z$ (5,4").

Література:

1. *Аванесов Г. А., Форш А. А., Бессонов Р. В. Астрокоординатор и переспектива их развития – 280 с.// Гироскопия и навигация Проектирование гироскопических систем. / Под ред. Д. С. Пельпора. - М.: Высш. шк., 1977. -223 с.*
2. *Збруцький О.В. Розробка та дослідження системи орієнтації та навігації безпілотного літального апарату з використанням мікромеханічних технологій та багатоантенних GPS/ГЛОНАСС приймачів / Збруцький О.В., Нестеренко О.І., Прохорчук О.В., Січкар А.Г. // Зб. праць інституту математики НАН України. – Сучасні проблеми аналітичної механіки. – 2004.-1, №2. – С.97-114. '*
3. *Прохорчук О.В. Комбінований спостерігач калманівського типу для оцінювання похибок інтегрованої БІНС/СНС системи / Прохорчук О.В., Студзінська І.С. // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2010. – №.22 – С.43-51с.*
4. *Савельев В.В. Гироскопы, гироскопические приборы и системы, -131с.*

УДК 629.7.058

ПРОХОРЧУК О. В. , КОЗЛОВ Б. О.

КОМПЛЕКСУВАННЯ БАРОМЕТРИЧНОГО ВИСОТОМІРА ТА ПРИЙМАЧА СУПУТНИКОВОЇ НАВГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПО КАНАЛУ ВИМІРЮВАННЯ ВИСОТИ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, e-mail oleksandr.prokhorchuk@gmail.com

Постановка проблеми. Проблема визначення відносної висоти місця розташування об'єкта - одна з нагальних під час розв'язання навігаційної задачі, зокрема безпілотних літальних апаратів. Точне значення відносної висоти об'єкта є необхідним при переході з однієї системи координат в іншу користуючись перетворенням Гельмерта. На результат вимірювання барометричного висотоміра суттєво впливають зміни погодних умов, що призводить до похибки визначення висоти. Супутникова навігаційна система не є автономною, та піддається впливу перешкод. Комплексована система позбавлена цих недоліків.

Постановка задачі. Мета проекту – визначення відносної висоти місця розташування об'єкта за допомогою використання комплексованої системи з більшою точністю, в порівнянні з використанням окремо барометричного висотоміра, чи окремо супутникової навігаційної системи .

В ході проектування була складена та описана структурна схема комплексного каналу вимірювання висоти, описана математична модель похибок барометричного висотоміра та супутникової навігаційної системи, розроблена модель фільтра Калмана першого порядку для оцінки похибки барометричного висотоміра.

Математична модель похибки барометричного висотоміра. Похибка барометричного висотоміра (БВ) у визначенні відносної висоти ЛА згідно літературних джерел [2, 3] може бути описана співвідношенням вигляду:

$$\Delta H_{\text{БВ}} = \Delta h_0 + \Delta h_{\text{др}}(t), \quad (1)$$

Де, Δh_0- систематичне зміщення нуля БВ, що головним чином виникає через різницю висот між барометром і антеною GPS та різницею умов навколишнього середовища при калібруванні та при запуску вимірювань.

$\Delta h_{\text{др}}(t)$- дрейф БВ, що головним чином виникає через зміну погодніх умов в період вимірювання (коливання тиску та температури навколишнього середовища). На рис. 1 показана блок-схема моделі дрейфу БВ [4].

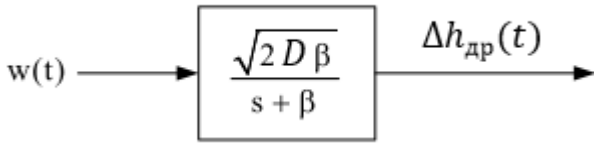


Рис. 1. Блок-схема моделі дрейфу БВ

Характер дрейфу БВ моделюється як експоненціально-корельований випадковий процес, що описується кореляційною функцією виду:

$$K_{\Delta h_{\text{др}}}(\tau) = D * e^{-\beta * |\tau|} \quad (2)$$

Дрейф БВ представлений як вихід системи першого порядку на вхід якої подається білий гаусівський шум (БШ) w(t) з одиничною інтенсивністю [1]. Дисперсія випадкового процесу (D) та коефіцієнт затухання кореляційної функції (β) визначаються аналізом реальної інформації з БВ. Динамічне рівняння в неперервному часі, що описує дрейф БВ, може бути безпосередньо отримане з передатньої функції формуючого фільтра.

$$\Delta \dot{h}_{\text{др}}(t) + \beta * \Delta h_{\text{др}}(t) = \sqrt{2 * D * \beta} * w(t); \quad (3)$$

Схема комплексного каналу вимірювання висоти. У даній роботі для створення комплексного каналу вимірювання висоти (ККВВ) використовується компенсаційна схема комплексування навігаційних систем. Цей спосіб оснований на формуванні різниці сигналів вимірювань БВ і СНС, згідно якому із розглядання виключаються сам навігаційний параметр (висота).

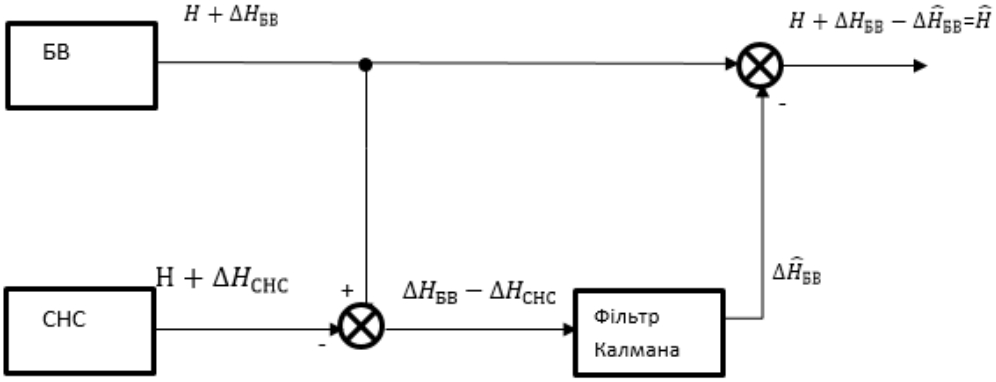


Рис. 2. Структурна схема ККВВ

В фільтрі Калмана закладена модель похибок БВ і СНС, степінь подібності якої визначається вимогами по точності визначення навігаційного параметра Н (висо-

та), що визначаються за допомогою комплексованої системи. Фільтр Калмана призначений для визначення оцінки похибки визначення відносної висоти барометричним висотоміром. Згідно структурній схемі ККВВ математична модель величини, шо надходить в фільтр Калмана має вигляд:

$$\begin{aligned} Z(t) &= H_{\text{БВ}}(t) - \Delta H_{\text{СНС}}(t) = \\ &= H(t) - H(t) + \Delta h_{\text{др}}(t) - W_{\text{СНС}}(t) = \\ &= \Delta h_{\text{др}}(t) - W_{\text{СНС}}(t) \end{aligned} \tag{4}$$

Де, $H_{\text{БВ}}(t)$ - результат вимірювання барометричного висотоміра в момент часу t. $H_{\text{СНС}}(t)$ - результат вимірювання висоти за допомогою СНС в момент часу t. $W_{\text{СНС}}(t)$ – похибка визначення висоти за допомогою СНС в момент часу t.

Модель фільтра Калмана першого порядку для оцінки похибки барометричного висотоміра. Дискретна модель рівняння стану, в векторно-матричній формі, отримана з динамічного рівняння яке описує дрейф БВ має вигляд:

$$x(k+1) = \mathrm{F}(\mathrm{k}+1|k) * x(k) + \Gamma(\mathrm{k}+1|k) * \mathrm{w}(\mathrm{k}) \tag{5}$$

Де, $x(k) = \Delta h_{\text{др}}(k)$ – вектор стану системи. $\mathrm{F}(\mathrm{k}+1|k) = (1 - \beta * \mathrm{T})$ – перехідна матриця стану системи. $\Gamma(\mathrm{k}+1|k) = \mathrm{T}\sqrt{2 * D * \beta}$ – перехідна матриця збурення. $\mathrm{w}(\mathrm{k})$ – вектор збурення. $\mathrm{w}(\mathrm{k})$ приймається за гаусівський дискретний білий шум з нульовим математичним очікуванням і постійною дисперсією Q. T – період дискретизації.

Відповідно до структурної схеми ККВВ, рівняння вимірювання яке надходить в ФК має вигляд.

$$z(k+1) = H(k+1)x(k+1) + v(k+1) \tag{6}$$

Де, $H(k+1) = 1$ – матриця вимірювання. $v(k+1) = W_{\text{СНС}}(k+1)$ – матриця шумів вимірювання. $v(k+1)$ приймається за гаусівський дискретний білий шум з нульовим математичним очікуванням і постійною дисперсією R.

Отже, представимо згідно літературного джерела [1] рівняння оптимального ФК в послідовності їх визначення:

$$\begin{aligned} P(k+1|k) = F(k+1,k) * P(k|k) * F^T(k+1,k) + \\ + \Gamma(k+1,k) * Q(k) * \Gamma^T(k+1,k)\ ; \end{aligned} \tag{7}$$

$$K(k+1) = \frac{P(k+1|k) * H^T(k+1)}{H(k+1) * P(k+1|k) * H^T(k+1) + R(k+1)}; \tag{8}$$

$$P(k+1|k+1) = [E - K(k+1) * H(k+1)] * P(k+1|k); \tag{9}$$

$$\hat{x}(k+1|k) = F(k+1|k) * \hat{x}(k|k); \tag{10}$$

$$\hat{z}(k+1|k) = \hat{x}(k+1|k) * H(k+1); \tag{11}$$

$$\tilde{z}(k+1|k) = z(k+1) - \hat{z}(k+1|k); \tag{12}$$

$$\hat{x}(k+1|k+1) = \hat{x}(k+1|k) + K(k+1) * \tilde{z}(k+1|k). \tag{13}$$

Дисперсію величини яку необхідно оцінити, дисперсію похибки БВ в нашому випадку, P_0 візьмемо як деяку константу d, що визначається аналізом похибки вимірювання БВ. Зазвичай величина $\hat{x}(0|0)$ дорівнює математичному очікуванню параметра, що оцінюється за допомогою ФК (математичне очікування похибки БВ у нашому випадку $\hat{x}(0|0) = 0$).

Результати роботи ККВВ наведені на рис. 5, де червоним кольором показаній результат вимірювання за допомогою ККВВ, синій колір – результат вимірювання БВ, бірюзовий колір – результат вимірювання СНС, зелений колір – істинне значення висоти відносно рівня моря.

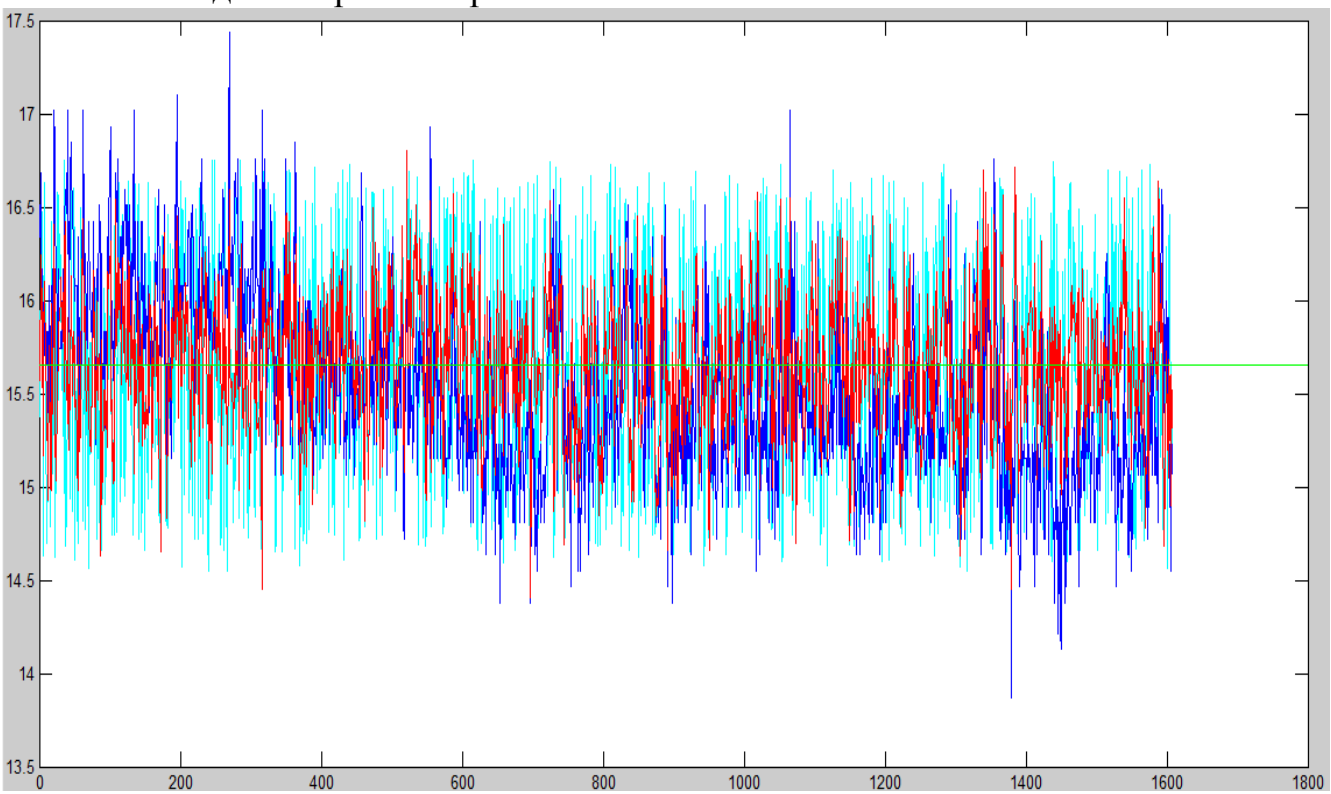


Рис. 5. Результати роботи ККВВ

Висновки. Результати моделювання показали, що робота комплексованої системи дає більш точні результати ніж робота окремо БВ чи СНС, підтвердженням є отримані СКО похибки БВ $\sigma_{\Delta БВ} = 0{,}5099$, СКО похибки СНС $\sigma_{\Delta СНС} = 0{,}6074$ та СКО похибки ККВВ $\sigma_{\Delta ККВВ} = 0{,}3640$.

Література

10. *Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Под редакцией профессора Распопова В.Я. Санкт-Петербург 2009.*
11. *Nobuyuki Hayashi. Augmentation of GPS with a Barometer and a Heading Rate Gyroscope for Urban Vehicular Navigation. The university of Galgary.*
12. *Zhaonian Zhang. Impact of Rubidium Clock Aiding on GPS Augmented Vehicular Navigation. The university of Galgary.*
13. *J. H. Kim. A baro-altimeter augmented INS/GPS navigation system for an uninhabited aerial vehicle. Australian Centre for Field Robotics. The University of Sydney, 2006.*

УДК 629.7.058

ТРУНОВ В. Ю.

ДОСЛІДЖЕННЯ НИЗЬКОЧАСТОТНИХ ГАРМОННІК В НУЛЬОВОМУ СИГНАЛІ МІКРОМЕХАНІЧНОГО ГІРОСКОПА

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

Вступ.

Сучасний рівень розвитку науки і технологій зумовив широке застосування мікромеханічних гіроскопів (ММГ) як основних масових чутливих елементів систем керування, навігації та орієнтації рухомих об'єктів.

Використання чутливих елементів на мікроелектромеханічних технологіях обмежене їх значними за рівнем шумів [1,2], що зумовлює швидке наростання похибки в часі та обмежений період автономного використання систем орієнтації та керування, побудованих на МЕМС-сенсорах [2,3]. При спостерігаємості дрейфу МЕМС-гіроскопа (ММГ) можлива його компенсація [2]. Основною причиною наростаючої похибки системи орієнтації на ММГ є низькочастотна складова випадкової складової вихідного сигналу гіроскопа [2]. Її компенсація в часі давала б змогу підвищити точність систем навігації та керування на ММГ та збільшити час їх автономної роботи. Наявність адекватної математичної моделі як самого вібраційного гіроскопу, так і його вихідного сигналу, підвищує якість синтезу системи керування та можливість збільшення точності.

Результати дослідження. На основі експериментальних досліджень виявлено характер випадкових складових вихідного сигналу ММГ типу ADXRS401. Встановлена наявність низькочастотних випадкових гармонік в його віхідному сигналі. Так, низько частотні випадкові гармоніки нульового сигналу визначають точність ММГ, але через їх переважаючу та велику амплітуду, вони впливають і на чутливість сенсора.

В ході роботи було проведено аналогічне дослідження нульового вихідного сигналу ММГ на бізі mpu 92/65 arduino, та отримана характеристикика похибок нульового сигналу. В таблиці 1 показано характеристики (частота і амплітуда) що аналогічні до попереднього дослідження [9].

Таблиця 1.

Характеристика низькочастотних гармонік у вихідному сигналі ММГ на бізі mpu 92/65 arduino.

Реалізація 1						
Частота, ГЦ	0	0,001388883	0,002777766	0,004166649	0,005555532	0,006944
Амплітуда	1	0,003490643	0,002271591	0,000614041	0,001529109	0,001526
Реалізація 2						
Частота, ГЦ	0	0,001388889	0,002777778	0,004166667	0,005555556	0,006944
Амплітуда	1	0,002285402	0,001833225	0,001718249	0,000922044	0,000967
Реалізація 3						
Частота, ГЦ	0	0,001388889	0,002777778	0,004166667	0,005555556	0,006944
Амплітуда	1	0,00334574	0,002513708	0,001544088	0,001516234	0,000514

Порівняльний аналіз обох досліджень показує схожі спектральні характеристики (рис. 1-2.) в якісному відношенні, та деяку закономірність повторюваності частот низькочастотних гармонік в кожному досліджуваному ММГ.

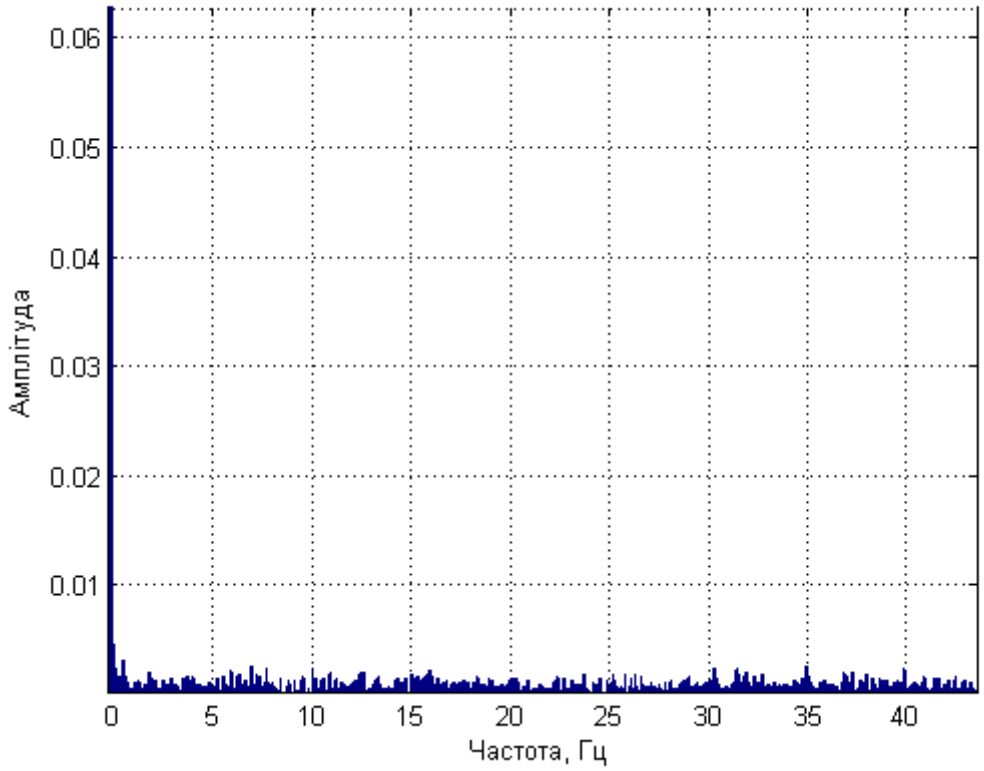


Рис. 1. Спектр вихідного нульового сигналу ММГ ADXRS401.

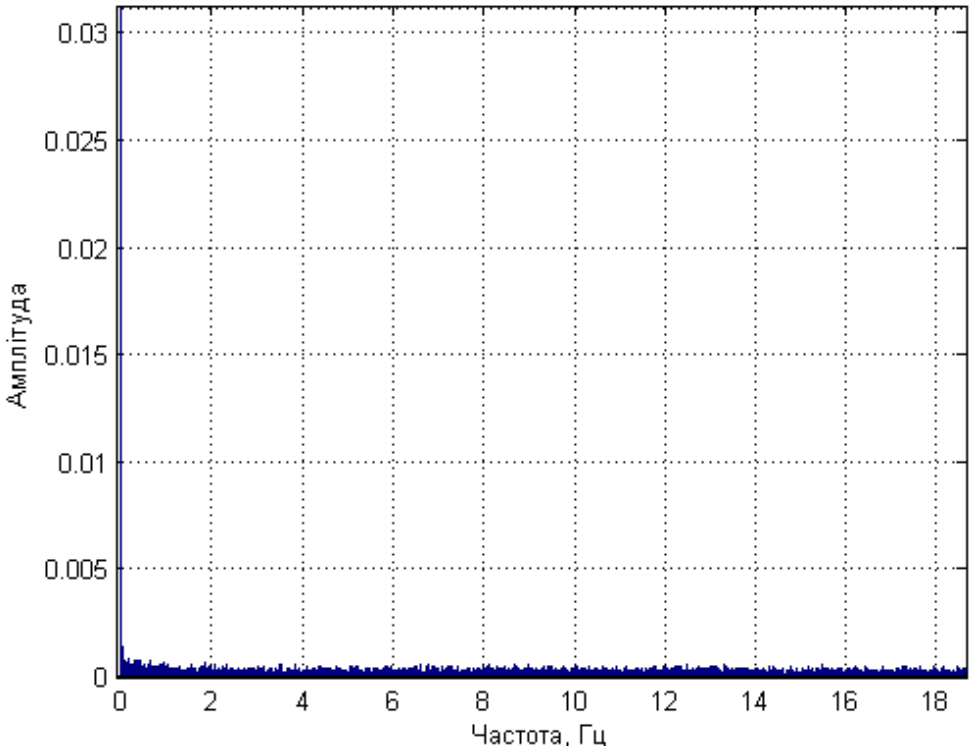


Рис. 2. Спектр вихідного нульового сигналу ММГ на бізі mpu 92/65 arduino.

Висновки. В ході роботи було проведено дослідження нульового вихідного сигналу ММГ ADXRS401 та ММГ на бізі mpu 92/65 arduino, та отримано характеристикики їх вихідних нульових сигналів. Проаналізуваши результаті можна висунути гіпотезу що частоти шумів в низько-частотному діапазоні можуть повтроюватися в ММГ від запуску до запуску.

Література

1. Chumakin E.A., Mishin A.Y. The investigation of attitude determination sensors performance for evaluation of their possible use in inertial guidance systems for uninhabited air vehicles//16th St-Peterburg ICINS.-2009.-P.128-133.

2. Shorin V.S., Nikishin V.B., Panasenko S.Y. Evaluation and compensation of a micromechanical gyro drift in pipeline geometry tool//20th St-Peterburg ICINS.-2014.-P.163-166.

3.Ожог М.В., Прокопович О.В., Рижков Л.М. Малогабаритний стабілізатор на МЕМС-гіроскопі// Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки.-Тези доповідей XVIII наук.-техн. конф.студентів та молодих вчених.-К.-НТУУ «КПІ».-2015.-С.32-33.

4. В. О. Апостолюк. Динаміка і похибки мікромеханічних гіроскопів: дисертація к.т.н, НТУУ «КПІ» 1999р.

5. Джашитов В.Э., Панкратов В.М., Лестев А.М., Попова И.В. Температурные и технологические погрешности микромеханических гироскопов // Материалы VII Санкт-Петербургской международной конф. по интегрированным навигационным системам (29-31 мая 2000 г.). 2000. С. 60-71.

6. Джашитов В.Э., Лестев А.М., Панкратов В.М., Попова И.В. Влияние температурных и технологических факторов на точность микромеханических гироскопов // Гироскопия и навигация. 1999. № 3. С. 3-16.

7. Барулина М. А. Температурные и технологические погрешности микромеханических гироскопов : Дис. канд. техн. наук : 05.11.03 : Саратов, 2004 173 с.

8. С.Г.Кучерков, Д.И.Лычёв, А.И.Скалон, Л.А.Чертков. Использование вариаций Аллана при исследовании характеристик микромеханического гироскопа на поворотном стенде: "Гироскопия и навигация" №4 (39), 2002.

9. Збруцький О. В., Трунов В. Ю. Аналіз впливу низькочастотних гармоннік нульового сигналу на точність мікромеханічного гіроскопа.

УДК 629.7

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

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ МЕТРОЛОГІЧНОЇ МОДЕЛІ 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

Вступ. В КП СПБ «Арсенал» виготовляються навігаційні МКА з кремнієвим чутливим елементом та ємнісним датчиком положення типу «АКС-05», 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]. Метрологічні характеристики акселерометра АКС-05 не поступаються характеристикам кращих навігаційних МКА типу 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 вимірюваної 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

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

– ММП в одиницях вимірюваного уявного лінійного прискорення

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

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.

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

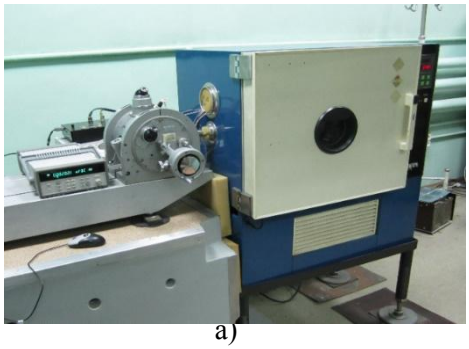
$$\Delta a_i(a_i,\Delta T,t) \approx k_{0H} + \alpha_{T1(2)}\Delta T \pm 0{,}5\sqrt{\overset{\circ}{k}{}_{0B}^{2} + \overset{\circ}{k}{}_{0Д}^{2}(t)} + (\beta_{T1(2)}\Delta T \pm \overset{\circ}{k}_1(t))a_i +$$
$$+k_2 a_i^2 + k_3 a_i^3 + (m_o + \gamma_{T1(2)}\Delta T)a_p + (m_p + \gamma_{T1(2)}\Delta T)a_0, \qquad (3)$$

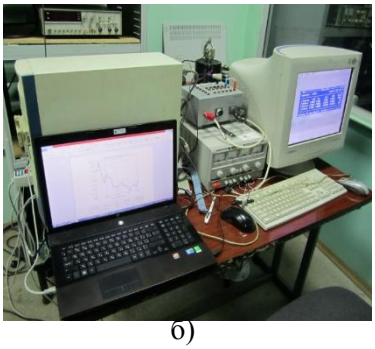
де k_{0H} – значення ЗН, що паспортизується; $\alpha_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти ЗН, що паспортизуються; $\overset{\circ}{k}_{0B}$ – нестабільність ЗН від пуску до пуску; $\overset{\circ}{k}_{0Д}$ – нестабільність ЗН в пуску; $\overset{\circ}{k}_{0Ф}$ – низькочастотні флуктуації; $\overset{\circ}{k}_1$ – довготривала нестабільність МК; $\beta_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти МК, що паспортизуються; $\gamma_{T1(2)}$ – температурні коефіцієнти базової площини МКА, що паспортизуються.

Коефіцієнти ФП та 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 (1) та ММП (3) МКА за власними методиками.

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)

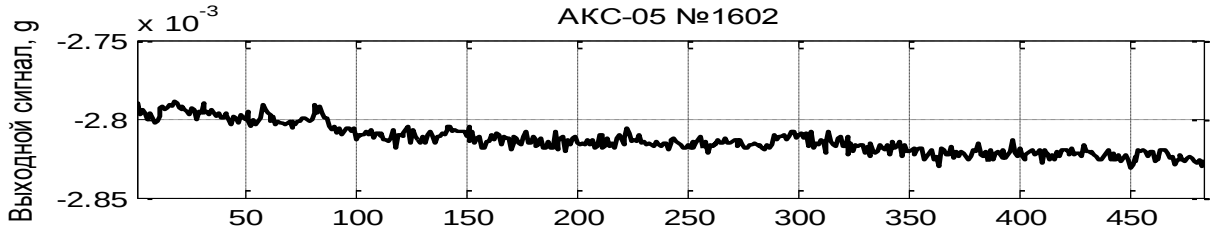
в)

Рис. 1. Стенди для випробувань МКА

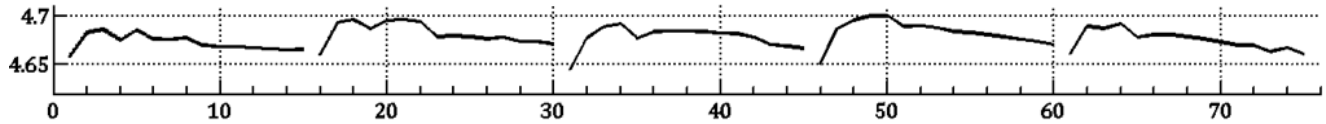
Стенд, що представлений на рис. 1.б, призначений для перевірки і контролю динамічних параметрів МКА та побудови його амплітудно-частотних характеристик. Методика визначення динамічних характеристик МКА зводиться до реєстрації і подальшої обробки реакції МКА, що випробовується, на синусоїдальне прискорення 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 з МКА АКС-05, по яким визначаються точностні характеристики МКА (рис. 2, 4), та його АЧХ (рис. 3).



а)



б)

Рис. 2. Вихідні сигнали МКА, що використовуються для оцінки: а) б- нестабільності зміщення нуля (ЗН) в запуску; б) - нестабільності ЗН від запуску до запуску

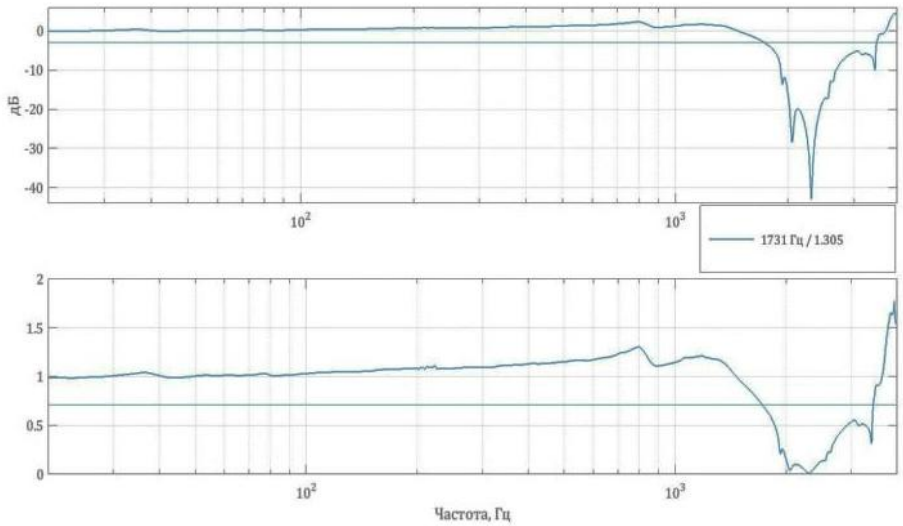


Рис. 3. АЧХ МКА

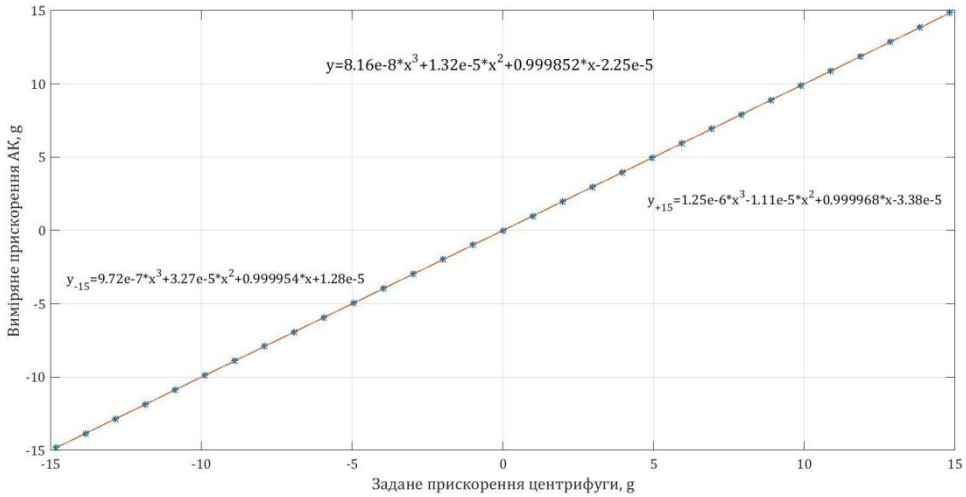


Рис. 4. Відхилення від лінійності ФП МКА

В таблиці наведено порівняння основних технічних характеристик МКА АКС-05М 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. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance and Control. Springer-Verlag New York, 2004. 280 p.*
2. *IEEE Std 1293^{TM}-1998 (R2008). IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear, Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers. – Approved 1998-09-25. New York, USA, 233 p.*
3. *Chernyak M.G. Navigation pendulous accelerometer's metrological model and experimental determination of its parameters. / M.G. Chernyak, E. Khazinehdarloo // Nauka I studia. – Przemysl, 2009. – №6(18). – P. 67-74.*

УДК 536.526

БАРІНОВ А.О., ЗІНЧЕНКО Д.М.

ВИКОРИСТАННЯ САПР САТІА ДЛЯ ОЦІНКИ ШУМОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАКІНЦІВКИ ЛОПАТІ БПЛА ВЕРТОЛЬОТНОГО ТИПУ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського», Київ, Україна, Arseny1@ukr.net

Актуальність. На даний час не має БпЛА вертольотного типу зі зміненими закінцівками. Існуючі форми, що використовуються на великих вертольотах не підходять для них, так як число Рейнольдса відрізняється на порядок, що зумовлює інший характер обтікання.

Нові технічні результати. Результатом синтезу форми, є нова геометрія закінціки лопаті несучого гвинта, яка має кращі характеристики як по рівню шуму так і ефективності в цілому, за звичайну прямокутну і таку, яка використовується на повнорозмірних апаратах.

Практична застосованість. БпЛА з такими закінцівками мають менший радіус помітності у разі використання у військових цілях. У разі використання для громадського сектору, наприклад, відеозйомки, збільшується цінність звуку знятого з борту ЛА, так як він менше перекривається шумом гвинта. Також, взагалом, з меншим рівнем шуму знижується психологічне навантаження на оператора БпЛА і інших людей, які знаходяться поряд з працюючою машиною.

Постановка проблеми. Шляхом комп'ютерного моделювання продувок лопатей несучого гвинта БпЛА вертольотного типу, с закінцівками різних форм в плане и в поперечному перерізі, підібрати таку геометричну модель, котра знизить рівень шуму від кінцевих вихорів [1], і по характеристикам буде кращою за прямокутну лопать. Порівняння провести с закінцівками лопатей повнорозмірних вертольотів.

Формулювання мети доповіді. С метою дослідження взаємодії лопатей у вихровому сліді використана модель базової лопаті с можливістю зміни (підбору) форми закінцівки на відносному радіусі 0,8-1,0. Рядові зміни виконуються шляхом підбору аеродинамічного профілю кінцевої частини, стрілоподібності (прямої і зворотної), кручення, звуження і форми у плані. [2]

Моделювання обтікання Для попередньої оцінки ефективності форми закінцівки, моделювання обтікання виконується зі спрощенням, щоб візуалізувати вихорі, що сходять з лопаті. Опускається обертання гвинта, і викликана цим взаємодія лопаті що доганяє зі збуреннями, викликаними лопаттю що йде попереду і не приймається до уваги ефект підсмоктування, котрий змінює реальний кут атаки, що не співпадає з кутом установки, що ускладнило б розгляд задачі. Також швидкість вздовж розмаху закінцівки береться постійною.

Одною з програм, що реалізують можливість моделювання гідродинамічних процесів методами CFD, являється програмний продукт Flo EFD for CATIA

V5, котрий був застосований у якості інструменту для досліджень у даній роботі. У програмі Flo EFD розв'язуються рівняння збереження маси, імпульсу, енергії і інших відповідних характеристик потоку з використанням метода кінцевих об'ємів (МКО) у центрі комірки розрахункової сітки. Важливою властивістю МКО являється те, що у ньому закладено точне інтегральне збереження таких величин, як маса, кількість руху і енергія на будь-якій групі контрольних об'ємів, а відтак, і на всій розрахунковій області. Ця властивість проявляється при будь-якому числі вузлових точок. Таким чином, навіть рішення на грубій сітці задовольняє поставлену задачу. [3]

Висновок

Шляхом комп'ютерного моделювання ми порівняли характеристики лопатей з різними закінцівками і підібрали таку форму закінцівки лопаті несучого гвинта для БпЛА вертольотного типу (рис. 1), з корисним навантаженням 5-20 кг, котра зменшить рівень шуму що створюється, у порівнянні з відомими рішеннями що використовуються.

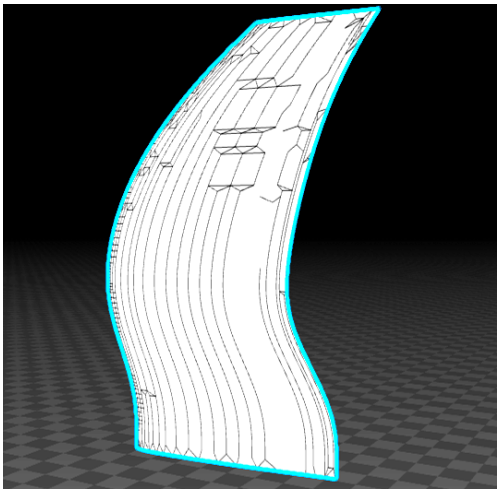


Рис.1 Підібрана форма закінцівки

Для отримання величини зменшення шуму, провести натурні випробування, на стенді, з використання закінцівок підібраної форми, виготовлених, методом 3D друку, що позволяє швидко виготовити деталі лопаті без використання базової пресформи.

Література.

1. *Иванов А.Н., Рождественский М.Г., Вайнтруб А.П., Ивчин В.А. Комплекс работ по аэродинамике вертолёта Ми-38 // Труды 2-го форума Российского вертолётного общества. М, 1996.*

2. *Ивчин В.А., Лисс А.Ю. Расчётно-экспериментальные исследования лопастей со стреловидной законцовкой, плоской и отогнутой вниз в плоскости тяги (АНХИДРАЛЬ) // Труды 3-го форума Российского вертолётного общества. М, 1998.*

3. *Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В, Шомов А.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косого обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М, 2008.*

УДК 629.735.3

БОЗОВА М.В., КРИВОХАТЬКО І.С.

ОПТИМІЗАЦІЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СХЕМИ «ТАНДЕМ» ЗА КРИТЕРІЄМ МАКСИМАЛЬНОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. І. Сікорського», Київ, Україна, margo.bozova@gmail.com

Постановка проблеми. Найбільш актуальною з наукових і прикладних проблем протягом останніх п'ятдесяти років є збереження енергоресурсів. У галузі літакобудування цю проблему вирішують шляхом покращення тактико-технічних характеристик літальних апаратів (ЛА), а саме критерію максимальної аеродинамічної якості. Так як класична схема ЛА вивчена ретельно, увагу слід приділити оптимізації нетрадиційних схем. Дана робота присвячена аеродинамічній схемі «тандем», що згідно аналізу аналогів набула розповсюдження серед безпілотних літальних апаратів (БпЛА), при чому її поширення прискорюється, а різноманіття конструктивних рішень свідчить про недостатній рівень оптимізації подібних компоновок. Метою дослідження є оптимізація геометричних параметрів ЛА схеми «тандем» за критерієм максимальної аеродинамічної якості при збереженні поздовжньої стійкості.

Аналіз відомих реалізацій ЛА аеродинамічної схеми «тандем». Для вибору діапазону раціональних параметрів ЛА схеми «тандем» були проаналізовані численні аналоги, кількість яких збільшується фактично з кожним роком, їх геометричні параметри та отримані льотні характеристики. Серед найбільш успішних літаків та безпілотних літальних апаратів (БЛА) слід зазначити такі: **«Quickie»** [1] (1977 р.; успішність розробки забезпечується використанням новітніх конструкційних матеріалів, що дозволяють забезпечити високу якість поверхні ЛА та застосувати точні ламінаризовані аеродинамічні профілі); **«А-8»** (1985 р.; – літак виготовлено повністю з пластику); **ATTT** [2] (1987 р.; відмінні характеристики вкороченого зльоту і посадки забезпечуються аеродинамічною компоновкою з трьома несучими поверхнями, два тандемно розташованих крила і Т-подібне оперення); **«Proteus»** (1998 р.; особливістю аеродинамічної компоновки є те, що переднє крило меншого розмаху та видовження, розташоване вище заднього; крила великого видовження забезпечують близько 18 годин польоту на висоті 19,8 км); **«Quad Tilt Rotor»** [3] (маса корисного навантаження 26 т; зліт відбувається за допомогою чотирьох несучих гвинтів, розташованих на кінцях консолей, при цьому вісі двигунів орієнтовані вертикально); **БЛА «Draganfly Tango»** [4] (використані кінцеві аеродинамічні поверхні на обох крилах, V-подібне оперення, частину функцій якого виконують КАПи, та тягнучий гвинт; **БЛА «Switchblade»** (розроблений для трубного старту, має крила, що розкладаються після запуску); **БЛА «Coyote»** (конструкція БЛА розкладна, призначена для трубного старту); **БЛА «Piranha»** (аналогічна «Coyote» розкладна конструкція з переднім крилом на верхній поверхні та заднім крилом – на нижній поверхні фюзеляжу, двокільовим складаним оперенням); **БЛА «United 40 MALE UAV»** (великий БЛА із заявленою аеродинамічною якістю 43, що є унікальним для моторизованих літальних апаратів); **БЛА «Поиск-2»** (динамічна стійкість ЛА в приземному турбу-

лентному шарі атмосфери, високі маневреність та аеродинамічна якість в широкому діапазоні кутів атаки та центрівок); **«Інспектор-1»** та **«Пчелка»** (виробництва «ХАІ»); **«Eraole»** (двомісний літак з гібридної електричною силовою установкою з 25% сонячної і 75% водню); **«The Pterosaur»** (концепт, що поєднує маневреність, широкий діапазон швидкостей, вертикальний або короткий зліт/посадку).

Формулювання мети доповіді. Метою дослідження є оптимізація геометричних параметрів ЛА схеми «тандем» за критерієм максимальної аеродинамічної якості при збереженні поздовжньої стійкості. Об'єктом дослідження є процес обтікання повітрям літального апарата схеми «тандем». Предметом дослідження є аеродинамічні характеристики ЛА схеми «тандем». Для дослідження необхідне проведення повного факторного експерименту.

Об'єкт і програма дослідження. Профілі переднього і заднього крил SD8040, встановлені з кутом деградації $\Delta\psi = \varphi_2 - \varphi_1 = -2^o$.Така геометрія продемонструвала найвищу аеродинамічну якість і можливість балансування без втрат в крейсерському режимі та стійкість на великих кутах атаки під час попереднього дослідження. Хорди крил обрано однаковими $b_1=b_2=0{,}15$ м, що при швидкості $V=25$ м/с відповідає числу Рейнольдса за хордою одного крила $Re=250\ 000$. Висота коробки крил $h_0=b_1$ і поздовжнє винесення $l_x=5b$ характерні за оглядом аналогів для ЛА схеми «тандем» з високою аеродинамічною якістю. Розмах переднього крила $l_1=10b_1$, розмах заднього – $l_2=0{,}9$; 1,0; 1,1; $1{,}2l_1$. Геометричне кручення не застосовувалось, так як для малих БпЛА недоцільно. Кути поперечного V переднього та заднього крил обрані однаковими за модулем, але протилежного знаку – це дозволяє зберегти поперечну стійкість ЛА – і змінювались від нуля до значення, що відповідає максимальній аеродинамічній якості.

Основна частина. Для дослідження значної кількості компоновок недоцільно використовувати складні методи експериментальної аеродинаміки або розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса. В якості метода дослідження обрано аналітично-розрахунковий метод, апробований на результатах експерименту в аеродинамічній трубі. Метод дозволяє визначати залежності коефіцієнтів підіймальної сили, сили опору, моментних характеристик від кутів атаки і ковзання. При цьому на відміну від попередніх аналітичних методів враховуються кути V-подібності обох крил, що суттєво впливають на інтерференцію несучих поверхонь. Аеродинамічні характеристики фюзеляжу та вертикального оперення взято з матеріалів трубних випробувань .

Для кожного розрахункового випадку підбиралась така центрівка, що забезпечує прийнятний рівень ступеня поздовжньої статичної стійкості та незначні балансувальні втрати в крейсерському режимі.

Для дослідження використано аналітичний метод, апробований на результатах випробувань в аеродинамічній трубі. Аеродинамічний профіль обрано такий, що за результатами числових розрахунків показав при даному числі Рейнольдса ($Re=250\ 000$, обчисленому за хордою одного крила) високу аеродинамічну якість та коефіцієнт підіймальної сили. Кут деградації (різницю між кутами установлення переднього і заднього крил) та центрівку ЛА визначено з умови забезпечення поздовжньої стійкості в широкому діапазоні кутів атаки, включаючи закритичні, та умови забезпечення нульових балансувальних втрат на крейсерському режимі. З огляду

аналогів обрано характерні співвідношення компоновки: переднє крило високоплан, заднє – низькоплан, хорди крил однакові *b*, висота коробки крил *h*=*b*, поздовжнє винесення *lx*=5*b*, розмах переднього крила l_1=10*b*, розмах заднього – змінний. Геометричне кручення не застосовувалось, так як недоцільно для малих БпЛА. Кути поперечного V переднього та заднього крил обрані однаковими за модулем, але протилежного знаку – це дозволяє зберегти поперечну стійкість ЛА – і змінювались від нуля до значення, що відповідає максимальній аеродинамічній якості.

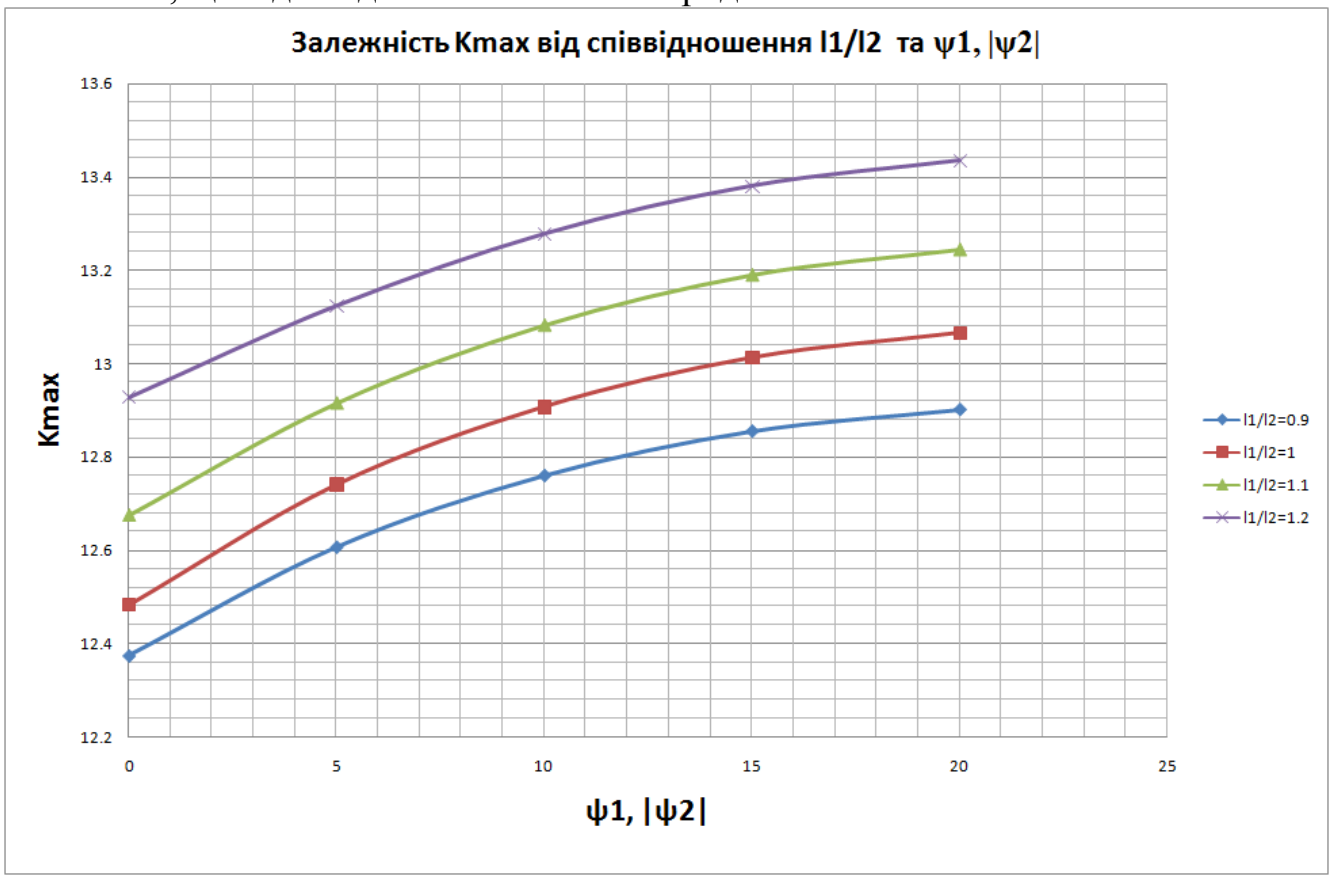


рис. 1.

При появі додатного кута V-подібності переднього крила ($\psi_1 > 0^o$) та від'ємного – у заднього крила ($\psi_2 < 0^o$) кінцеві вихори віддаляються, негативна інтерференція крил (скіс потоку на задньому крилі та опір взаємоіндукції) знижується, K_{max} зростає та досягає максимуму при $\psi_1 = +20^o$, $\psi_2 = -20^o$. Залежність Kmax від співвідношення l1/l2 та ψ1, |ψ2| показана рис. 1 При цьому фокус компоновки зміщується назад, адже заднє крило стає більш несучим, і шляхом підбору центрівки можливе досягнення незмінного ступеня поздовжньої статичної стійкості $m_z^{C_y} = -0.24$. Однак недоліком є збільшення балансувальних втрат та зниження максимального коефіцієнта підіймальної сили $C_{y\ max}$, що збільшує мінімальну швидкість та звужує діапазон швидкостей польоту ЛА, тому доцільно обрати параметри з меншими за модулем кутами поперечного V.

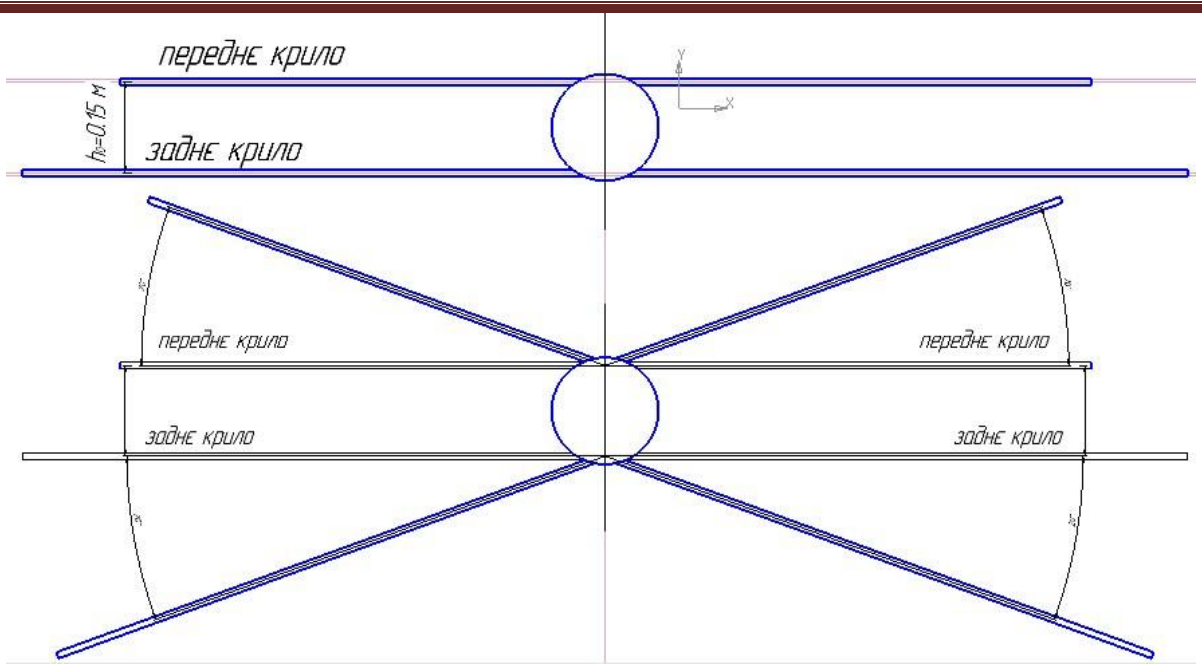


рис. 2. Вихідна та отримана компоновки

Висновки. Виходячи з огляду аналогів можна зробити висновок, що аеродинамічна схема «тандем» знайшла свою нішу в галузі мікро-БпЛА різного призначення.Проведено повний факторний експеримент і визначено геометричні параметри ЛА схеми «тандем», що забезпечують максимальне значення аеродинамічної якості при збереженні поздовжньої стійкості. При визначенні аеродинамічної якості слід зазначити важливість врахування балансувальних втрат.

Література

1. *Кривохатько, І. С. Підвищення аеродинамічної якості літального апарата схеми «тандем» підбором профілів крил [Текст] / І. С. Кривохатько // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2015. – Вип. 29. – С. 53–65. – DOI: http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201557356.*

2. *Кривохатько, І. С. Аналітичне та експериментальне визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатько, В. В. Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічний збірник / М-во освіти і науки України, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – Київ, 2015. – Вип. 28. – С. 59–71.*

3. *Masko, O. M. Experimental research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics [Text] / O. M. Masko, I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Transactions of the Institute of Aviation. Prace Instytutu Lotnictva – Warsaw, 2014. – No. 4 (237). – P. 63–75.*

4. *Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] пер. с англ. / П. Бауэрс– М. : Мир, 1991. – 320 с.*

5. *Scaled Composites ATTT. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: avia-museum.narod.ru/usa/rutan_attt.html*

6. *Sklar, M. Diversity in design / Integrated defense systems. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.boeing.com/news/frontiers/ archive/2006/december/i_ids03.pdf*

7. *DraganFly Tango. Innovative UAV Aircraft & Aerial Video Systems™ [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.draganfly.com/uavairplane/ tango/specifications/*

УДК 629.735

КРИВОХАТЬКО И.С.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛА СХЕМЫ «ТАНДЕМ» ЧИСЛЕННЫМИ МЕТОДАМИ

ГП «Антонов», Киев, Украина, elijah@ukr.net

Постановка проблемы. Определение оптимальных или рациональных параметров компоновки летательного аппарата (ЛА) особенно актуально для схемы «тандем», которая представляет собой более сложную систему, чем традиционная схема ввиду интерференции несущих поверхностей.

Анализ предыдущих исследований. До последнего времени в открытых источниках встречались лишь качественные рекомендации к выбору углов поперечного V крыльев ЛА схемы «тандем» [1]. Ранее была проведена оптимизация компоновки ЛА схемы «тандем» аналитическими методами 2], а также экспериментальные исследования с различными углами поперечного V заднего крыла [3].

Цель. В данном исследовании влияние углов поперечного V на аэродинамические характеристики ЛА определено численными методами.

Объект и программа испытаний. Объектом испытаний является левые консоли крыльев ЛА схемы «тандем». Профиль передней (ПК) и задней (ЗК) консолей одинаков – SD 8040 с относительной толщиной 10 %. Хорда 150 мм. Вынос профилей 750 мм, высота – 150 мм. Угол деградации –2 градуса (вращение переднего профиля относительно хвостика). Полуразмах ПК 750 мм, размах ЗК 900 мм. Крылья прямоугольные в плане, без крутки. Законцовки построены по способу ЦАГИ (окружности между точками верхнего и нижнего контура).

Углы поперечного V переднего и заднего крыла рассмотрены одинаковые по абсолютной величине и противоположные по знаку: ψ=0, 10, 15, 20°. Экспериментально показано, что отрицательные углы поперечного V заднего крыла приводят к повышению аэродинамического качества, но также и к потере поперечной устойчивости ЛА.

Исследованы углы атаки, отсчитанные от хорды ЗК, равные 0, 5, 10 и так далее до падения коэффициента подъемной силы, т.е. до первого закритического значения угла атаки.

Методы. Скорость потока V=25 м/с (число Рейнольдса, вычисленное по хорде одного крыла, $Re=2{,}5\cdot10^5$), атмосферное давление p=101 325 Па, температура t=15 °С, начальная степень турбулентности ε=0,05 %, масштаб турбулентности $l_{турб}$=0,01 м, условная шероховатость поверхности δ=0,05 мм, модель вязкости Сатерленда, модель турбулентности Ментера (k-omega SST), что рекомендовано для широкого диапазона углов атаки [4, 5].

Неструктурированная сетка построена в приложении ICEM CFD со следующими параметрами. Максимальный размер ячейки: крыло 10 мм, законцовки – 1 мм, кривые передних кромок 0,2 мм, задних – 0,5 мм. Размер объемных элементов 1000 мм за исключением области в окрестностях крыльев, в которых задана по-

вышенная плотность сетки (максимальный линейный размер элемента по 20 мм), которая находится на расстоянии 20 мм по ох, оу от крыла и линейно между консолями (рис. 1). Для угла поперечного V 10° и больше смещены точки границ повышенной плотности. Пограничный слой моделирован одним призматическим слоем высотой 1 мм. В приложении Fluent тетраэдро-призматическая сетка конвертирована в многогранную (*polyhedra*) для более быстрого и точного расчета.

Коэффициенты сил и моментов сведены к площадь двух полукрыльев 0,2475 м^2. Коэффициент момента приведен к условной хорде, равной сумме хорд переднего и заднего крыльев (ПК и ЗК), 0,30 м. Момент определен относительно условного центра масс: по оси оу посредине между точками 25 % корневых хорд ПК и ЗК; по оси ох – 45 % отрезка между точками 25 % корневых хорд ПК и ЗК.

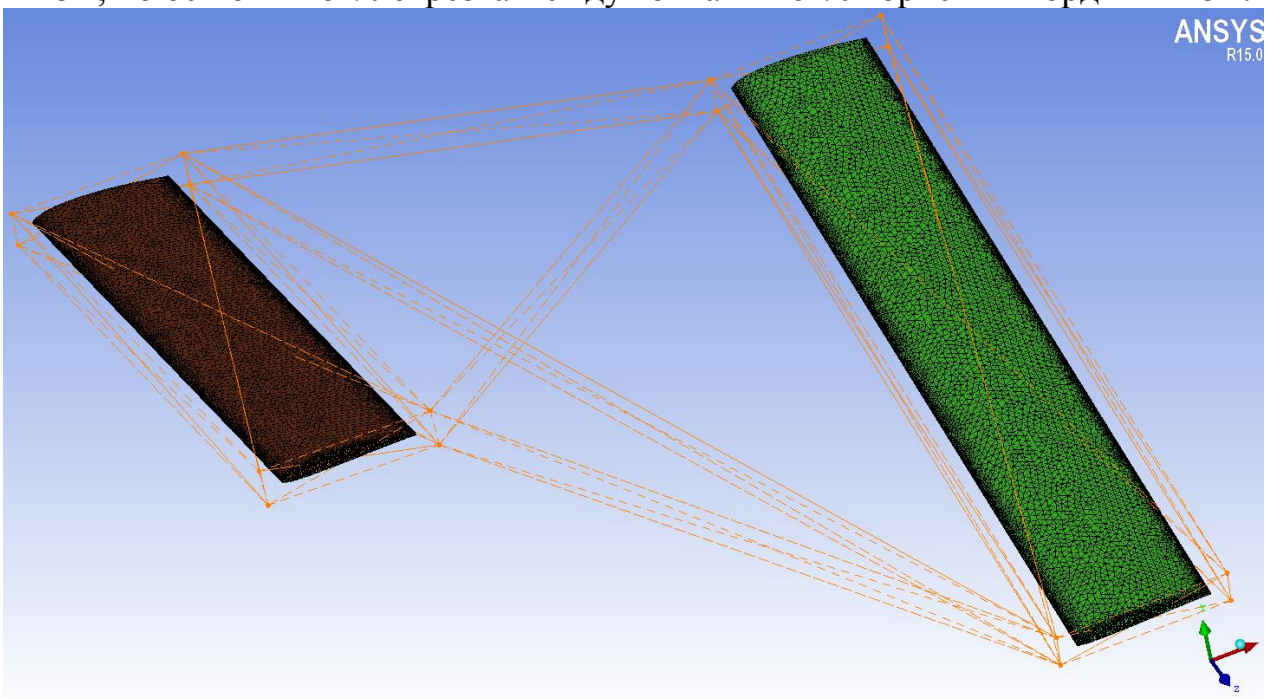


Рис. 1. Вид поверхностной расчетной сетки

Результаты. Результаты численного расчета для неструктурированной сетки коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления, аэродинамического качества и момента тангажа от угла атаки приведены на рис. 2…5.

Изменение углов поперечного V от $\psi_1 = \psi_2 = 0°$ до $\psi_1 = 15°$ и $\psi_2 = -15°$ приводит к повышению максимального аэродинамического качества на $\Delta K_{\max} = 0{,}8$ (на 5,2 %) и снижению максимального коэффициента подъемной силы на $\Delta c_{y\max} = 0{,}06$ (с $c_{y\max} = 1{,}27$ до $c_{y\max} = 1{,}21$, т.е. на 4,7 %). Дальнейшее увеличение угла поперечного V приводит к уменьшению максимального аэродинамического качества и дальнейшему уменьшению максимального коэффициента подъемной силы. Можно отметить, что переход от $|\psi| = 0°$ к $|\psi| = 10°$ приводит к значительному росту аэродинамического качества ($\Delta K_{\max} = 0{,}7$), а в диапазоне $|\psi| = 10...20°$ значение $K_{\max}$ изменяется незначительно ($\Delta K_{\max} = \pm 0{,}1$).

Применение разнознаковых углов поперечного V приводит к незначительному снижению производной $c_y^{\alpha} = \partial c_y / \partial \alpha$ до $\psi_1 = 15°$ и $\psi_2 = -15°$; при $\psi_1 = 20°$, $\psi_2 = -20°$ производная резко снижается. Критический угол атаки практически не изменяется с появлением поперечного V и равняется $\alpha_{кр} = 17...18°$. Коэффициент подъемной силы при $\alpha = 0°$ также постоянен: $c_{y0} = 0{,}26 \pm 0{,}005$.

Применение угла поперечного V приводит к снижению отрицательной интерференции крыльев, в т.ч. уменьшению скоса потока от переднего крыла на заднем. Повышение несущих свойств заднего крыла ввиду меньшего скоса потока компенсирует их снижение ввиду собственно угла поперечного V, т.е. уменьшения проекции подъемной силы в скоростной системе координат. Об этом свидетельствует крайне незначительное смещение координаты фокуса системы крыльев в диапазоне летных углов атаки $\alpha = 0...10°$.

Визуализация линий тока при околокритических углах атаки приведена на рис. 6, 7. Очевидно, что при угле поперечного V $\psi_1 = \psi_2 = 0°$ отрыв возникает на переднем крыле намного раньше, что обеспечивает продольную устойчивость в широком диапазоне углов атаки. В компоновке с углами $\psi_1 = 15°$, $\psi_2 = -15°$ и даже $\psi_1 = 20°$, $\psi_2 = -20°$ из-за меньшего скоса потока разница между углами атаки ПК и ЗК меньше. Коэффициент продольной статической устойчивости по абсолютной величине уменьшается, но устойчивость сохраняется как минимум до $\alpha = 20°$.

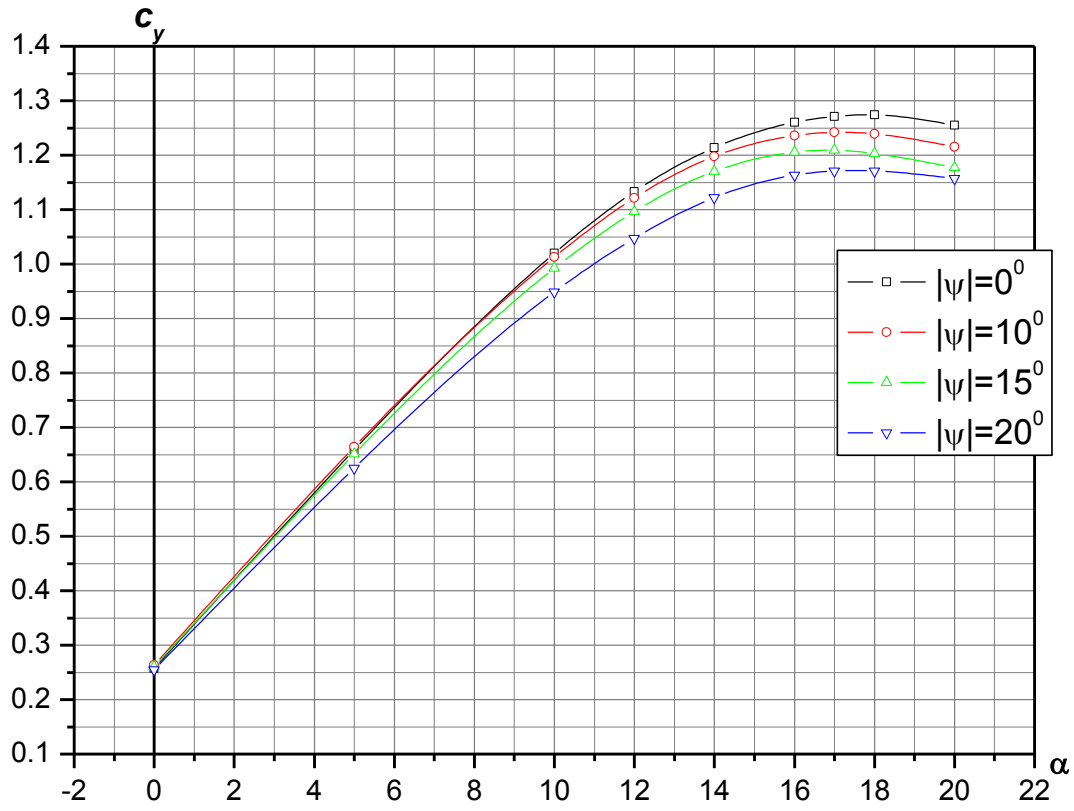


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

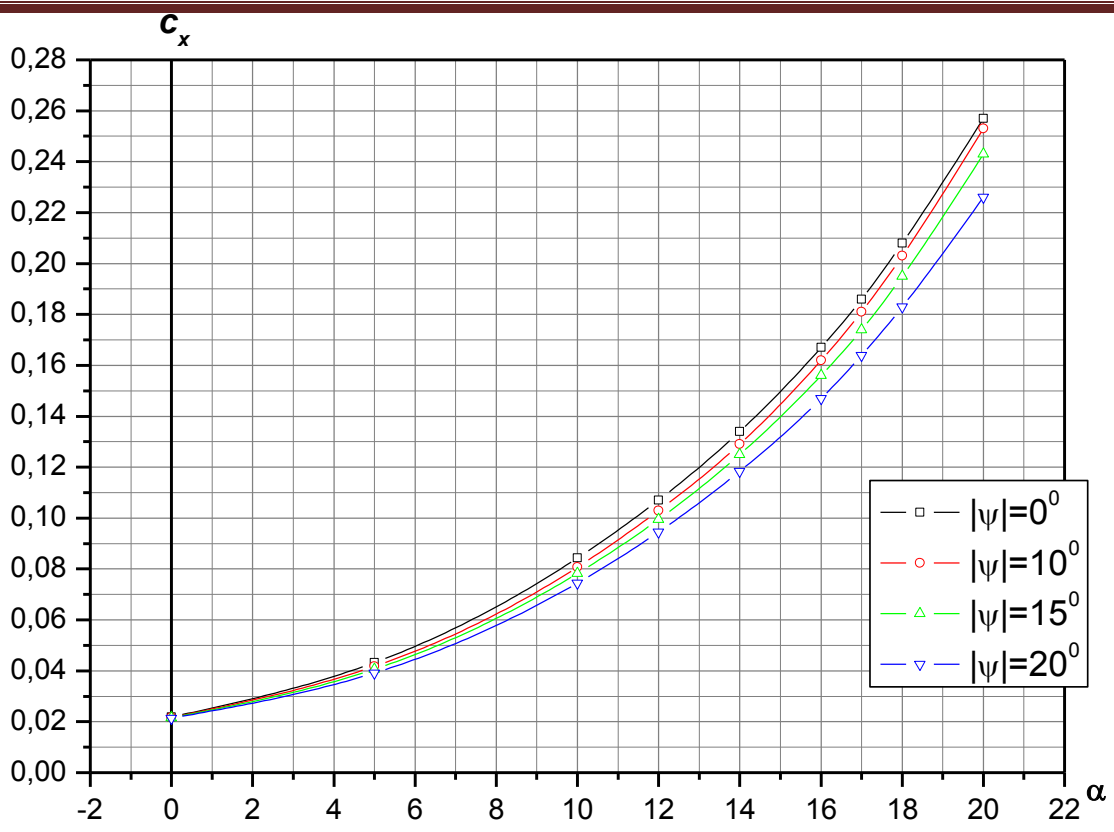


Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

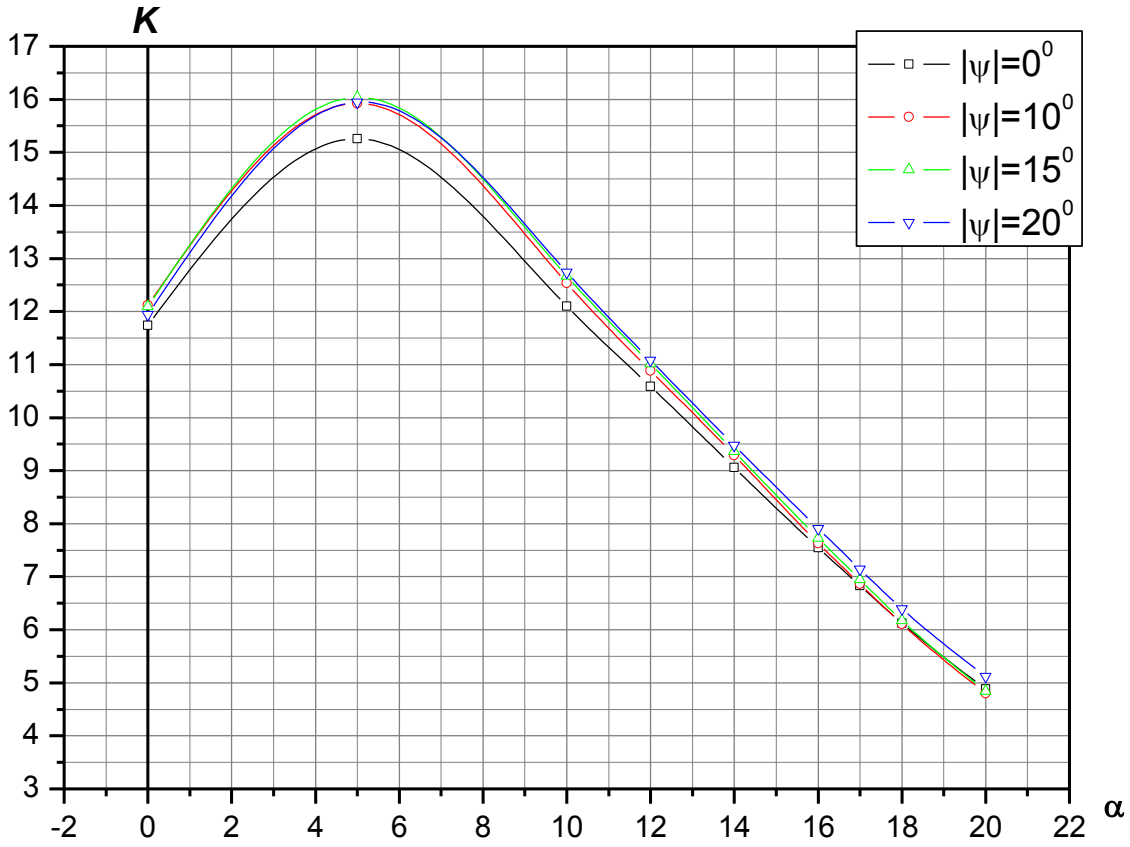


Рис. 4. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

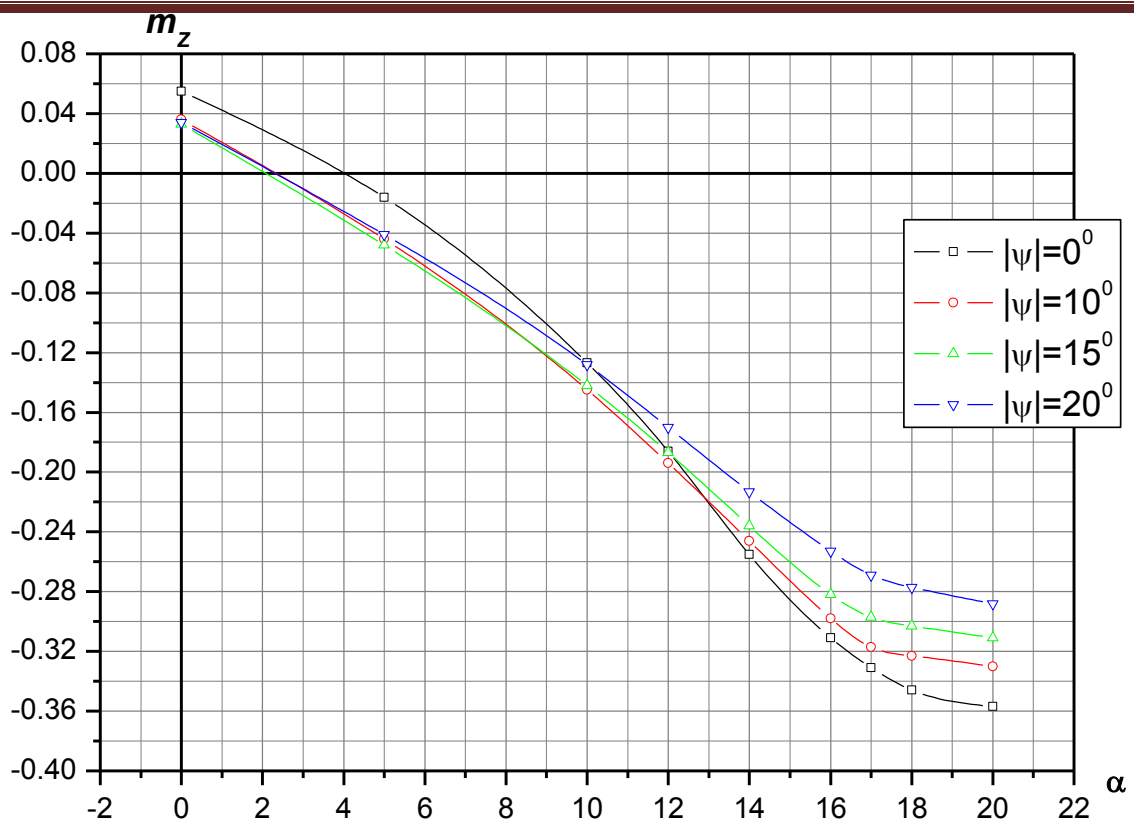


Рис. 5. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

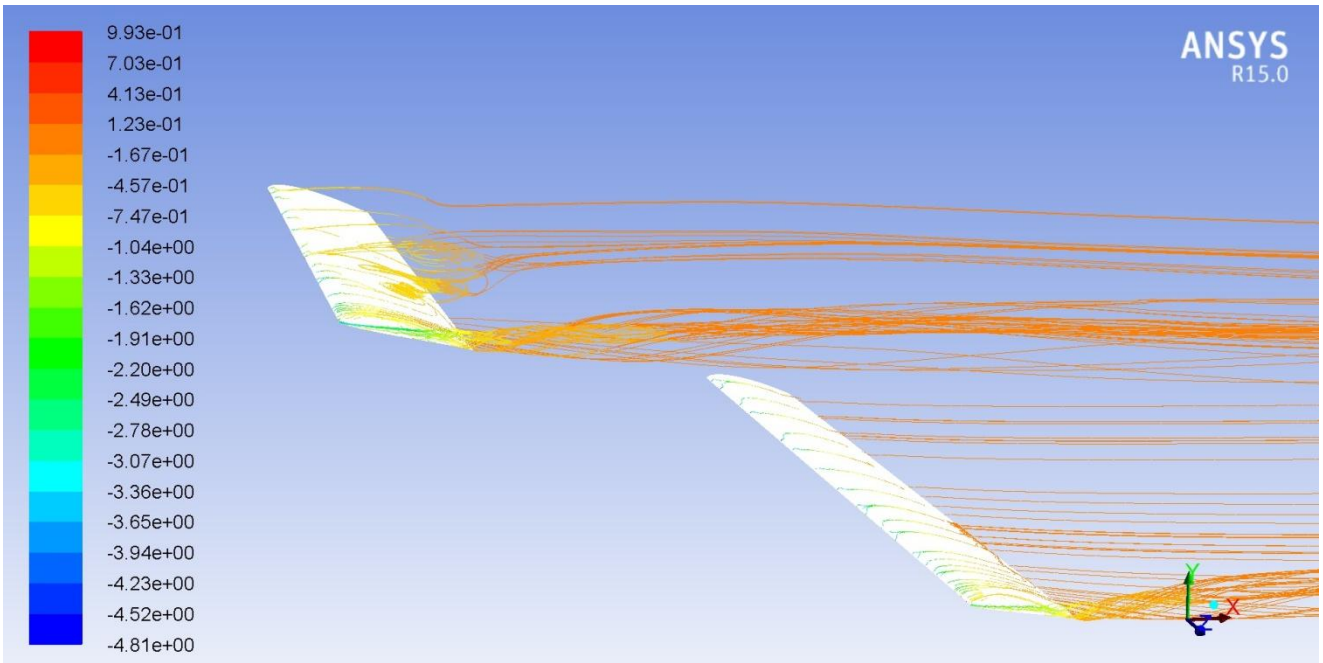


Рис. 6. Линии тока для $\psi = 0°$, $\alpha = 14°$

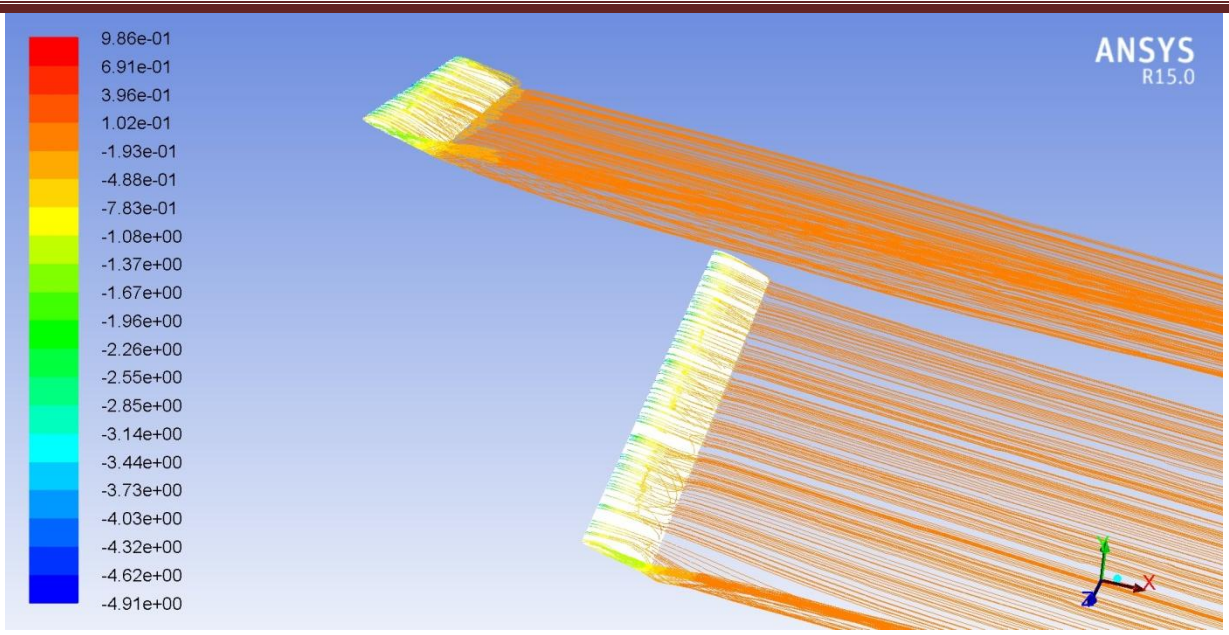


Рис. 7. Линии тока для $\psi = 15°$, $\alpha = 17°$

Выводы. Сравнение результатов, полученных аналитическим методом и методами численной аэродинамики, позволяет сделать следующие выводы:

– применение разнознаковых углов поперечного V приводит вначале к существенному повышению, а затем – к снижению максимального аэродинамического качества; при этом критический угол атаки практически не изменяется, а максимальная величина коэффициента подъемной силы плавно уменьшается;

– оптимальные углы поперечного V по критерию максимального аэродинамического качества для обоих методов близки, находятся в пределах $\psi_1 = 15...19°$ и $\psi_2 = -19...-15°$, что гораздо выше применяемого для традиционной схемы.

Дальнейшее исследование численными методами будет проведено для структурированной блочной сетки, что позволяет точнее определить коэффициент лобового сопротивления, а также для полного крыла с углами скольжения.

Литература.

1. *Шахов, В. Г.* Аэродинамические *усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 70 с.*

2. *Бозова М.В. Оптимізація геометричних* характеристик *схеми «тандем» за критерієм максимальної аеродинамічної якості [Текст] /М.В. Бозова // XI МНТК «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». – К.: «КПІ ім. І. Сікорського», 2017.*

3. *Masko, O. M. Experimental research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics [Text] / O. M. Masko, I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Transactions of the Institute of Aviation. Prace Instytutu Lotnictva – Warsaw, 2014. – No. 4 (237). – P. 63–75.*

4. *Лапин, Ю.В. Статистическая теория турбулентности (прошлое и настоящее – краткий очерк идей) [Текст] / Ю. В. Лапин // Научно-технические ведомости. – Вып. 2 «Проблемы турбулентности и вычислительная аэродинамика», 2004. – 35 с.*

5. *Вождаев, В. В. Влияние модели турбулентности на точность расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла [Текст] / В.В. Вождаев // Техника воздушного флота. – Вып. 3, 2011. – С. 16-22.*

УДК 629.735

ЛОБАС В.С.

МЕТОД АЕРОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ КРИЛА АСИМЕТРИЧНОГО ТИПУ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, qerk236@gmail.com

Огляд аналогів. Протягом усієї історії літакобудування, літаків із суттєво асиметричною компоновкою було створено всього лише одиниці. Першим частково успішним прикладом можна назвати *BV-141* 1938го року [1]. Цей літак був доволі затратним через неможливість попереднього розрахунку аеродинамічних характеристик. Літак *Routan Boomerang* своєю незвичною аеродинамічною компоновкою вирішив проблему двомоторних літаків – керування у польоті при відмові одного із двигунів [2]. Сучасний літак *NASA AD-1* має крило, що кріпиться на одному поворотному шарнірі: це дозволяє видалити з компоновки супроводжуючі агрегати і суттєво зменшити вагу [3].

Постановка проблеми. Використання крила асиметричного типу невідворотно призводить до необхідності асиметричного горизонтального оперення (ГО). В дисертації розглянуто такий підхід до проектування асиметричного ЛА, щоб навіть при відхиленні руля висоти (РВ) не виникало моментів крену або рискання, а елерони та руль напрямку (РН) не створювали момент тангажа. Для цього в загальному вигляді записані аеродинамічні сили і моменти з урахуванням впливу силової установки.

Метою роботи є створення методу розрахунку аеродинамічних характеристик (АХ) літака з асиметричним крилом, розміщенням фюзеляжу та мотогондоли на попередніх етапах проектування. В дисертації взято за основу метод професора В.П. Пустовойтова [4], що враховує вплив обдування планера повітряними гвинтами, і розширено для випадку асиметричної компоновки.

Основна частина. Для випадку асиметричного крила на планері літака виникають та мають бути взаємно скомпенсовані аеродинамічні моменти: ділянки асиметричного крила і оперення, які обдуваються потоком повітря від гвинта, не лише створюють більшу підіймальну силу, а й додаткові моменти.

Коефіцієнти результуючих сил, що діють на ЛА, дорівнюють:

$$c_{Ry} = c_{Py} + c_{Ny} + c_{y\,бгоs} + c_{y\,гоs},$$

$$c_{Rx} = c_{Px} - c_{x\,бго\,s} - c_{x\,го\,s},$$

де c_{Py}, c_{Px} – проекції тяги двигунів на відповідні осі;

c_{Ny} – проекція поперечної сили на гвинті на вісь *oy*;

$c_{y\,бгоs}$, $c_{x\,бгоs}$ – коефіцієнти підіймальної сили та сили лобового опору ЛА без ГО, але з урахуванням обдування гвинтом;

$c_{y\,гоs}$, $c_{x\,гоs}$ – коефіцієнти підіймальної сили та сили лобового опору ГО з урахуванням обдування гвинтом.

Визначення коефіцієнта підіймальної сили ЛА без ГО розраховується аналогічно випадку симетричного ЛА з урахуванням асиметрії конкретного типу літака. При визначенні коефіцієнта підіймальної сили ГО необхідно враховувати, що: 1) як правило, в супутньому струмені за гвинтом знаходиться асиметрична ділянка ГО; 2) ГО не знаходиться на рівній відстані від кінців крила, що треба мати на увазі при визначенні скосу потоку.

Коефіцієнт підіймальної сили ЛА без ГО в крейсерській конфігурації $(\delta_3 = 0°)$ дорівнює сумі складових без обдування і доданку від обдування:

$$c_{y\,бгоs}(\alpha) = c_{y\,бго}(\alpha) + \Delta c_{y\,бго\,s}(\alpha) = c_{y\,бго}(\alpha) + c_{y\,бго}(\alpha)\frac{S_{кр\,s}}{S}kB,$$

а при відхилених закрилках – $(\delta_3 > 0°)$

$$c_{y\,бгоs}(\alpha) = c_{y\,бго\,\delta_3=0°}(\alpha) + \Delta c_{y\,бго}(\delta_3) + k \cdot B\left[c_{y\,бго\delta_3=0}(\alpha)\cdot\frac{S_{кр\,s}}{S} + \Delta c_{y\,бго}(\delta_3)\frac{\overline{S_{кр\,з\,s}}}{\overline{S^{ф}_{кр\,з}}}\right]$$

де $\Delta c_{y\,бго}(\delta_3)$ – приріст коефіцієнта підіймальної сили при відхиленні закрилків; $k \approx 0,43...0,46$;

$S_{кр\,s}$ – площа крила, що обдувається гвинтом;

$\overline{S_{кр\,з\,s}} = S_{кр\,s}/S_{кр\,з}$ – відношення площі крила, яка обдувається гвинтом, до площі, яка обслуговується закрилками;

$\overline{S^{ф}_{кр\,з}} = S^{ф}_{кр\,з}/S = (S_{кр\,з} + S_{ф})/S$ – відносна площа крила, що обслуговується закрилками з урахуванням підфюзеляжної площі (рис. 1).

Коефіцієнт підіймальної сили ГО площею $S_{го}$ дорівнює (рис. 2):

$$c_{y\,го\,s} = c^{\alpha\,го}_{y\,го}\alpha_{го}\cdot(S_{го}/S)\cdot k_{го}\cdot k_s.$$

де $c^{\alpha\,го}_{y\,го}$ – похідна коефіцієнта підіймальної сили ГО за кутом атаки ГО;

$\alpha_{го}$ – дійсний кут атаки ГО з урахуванням скосів від крила, двигуна і фюзеляжу.

$k_{го}$ – коефіцієнт гальмування потоку на ГО при B=0;

k_s – коефіцієнт прискорення потоку на ГО від обдування гвинтом.

Очевидно, що для балансування ЛА центр тиску крила, центр тиску ГО і центр мас мають лежати на одній прямій. В процесі проектування параметри ГО підбираються в останню чергу саме для виконання цієї умови. При цьому незначне зміщення центру тиску крила або центру мас вбік призводить до значної асиметрії ГО, що і має місце на літаках-аналогах.

Момент крену створюється крилом і ГО з урахуванням обдування, в меншій мірі – фюзеляжем та мотогондолою. Вплив обдування полягає в прискоренні та закручуванні потоку. Коефіцієнт моменту крену асиметричного ЛА дорівнює сумі моментів від підіймальної та бокової сили:

$$m_x = m_{x\,Ry} + m_{x\,Rz}.$$

Коефіцієнт моменту крену від підіймальної сили дорівнює сумі складових від проекції тяги $m_{x\,Py}$, поперечної сили $m_{x\,Ny}$, підіймальної сили ЛА без ГО з урахуванням обдування $m_{x\,су\,бго\,s}$, підіймальної сили ГО з урахуванням обдування $m_{x\,су\,го\,s}$, елерона та тримера-елерона $m_{x\,ел}$ та руля висоти (РВ) з урахуванням обдування $m_{x\,рв\,s}$:

$$m_{x\,Ry} = m_{x\,Py} + m_{x\,Ny} + m_{x\,бго\,s} + m_{x\,го\,s} + m_{x\,ел} + m_{x\,рв\,s}\,.$$

Бокова сила створюється вертикальним оперенням (ВО) та рулем напряму:

$$m_{x\,Rz} = m_{x\,во\,s} + m_{x\,рн\,s}\,.$$

Висновки. Розроблений, аналітично-числовий, метод розрахунку аеродинамічних характеристик асиметричного ЛА значно спрощує і прискорює процес проектування. Представлений метод дозволяє на початкових етапах проектування обирати основні геометричні параметри ГО (розташування, кути поперечного V та стрілоподібності, розподіл хорд за розмахом). Це, в свою чергу, суттєво зменшує витрати на експериментальні та льотні випробування.

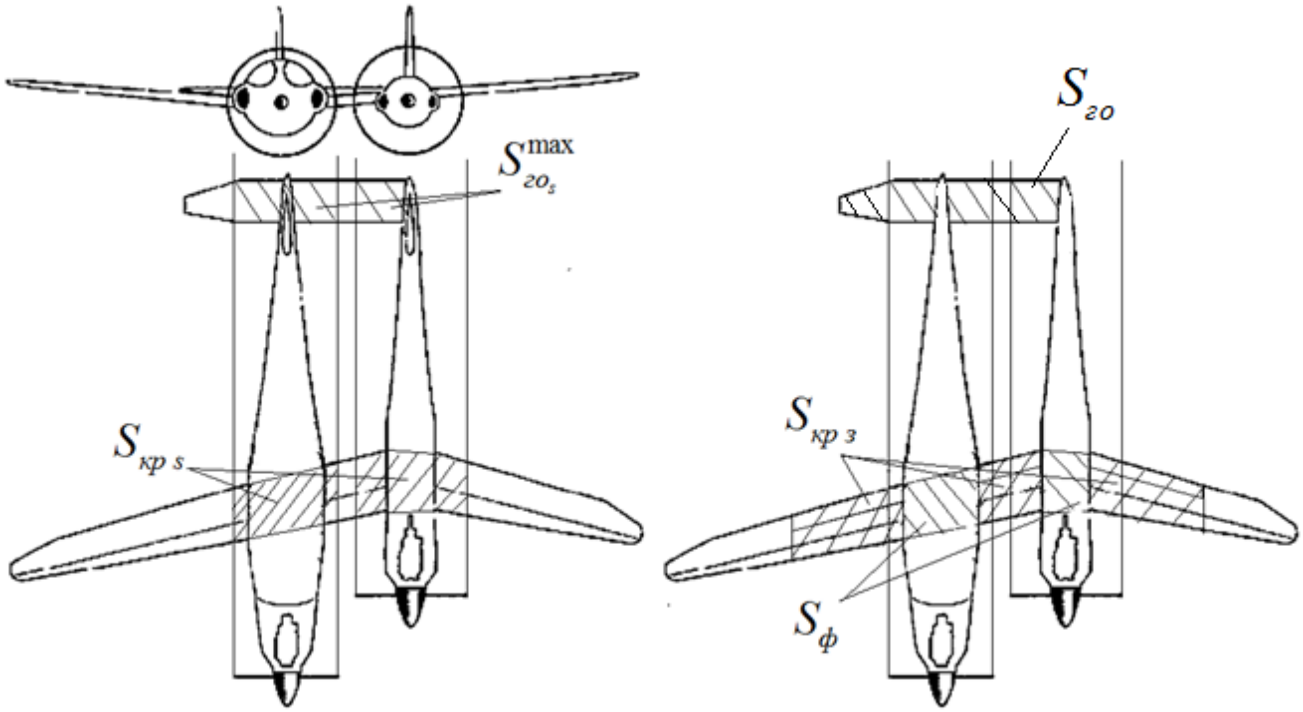


Рис.1. Характерні площі крила при визначенні підіймальної сили.

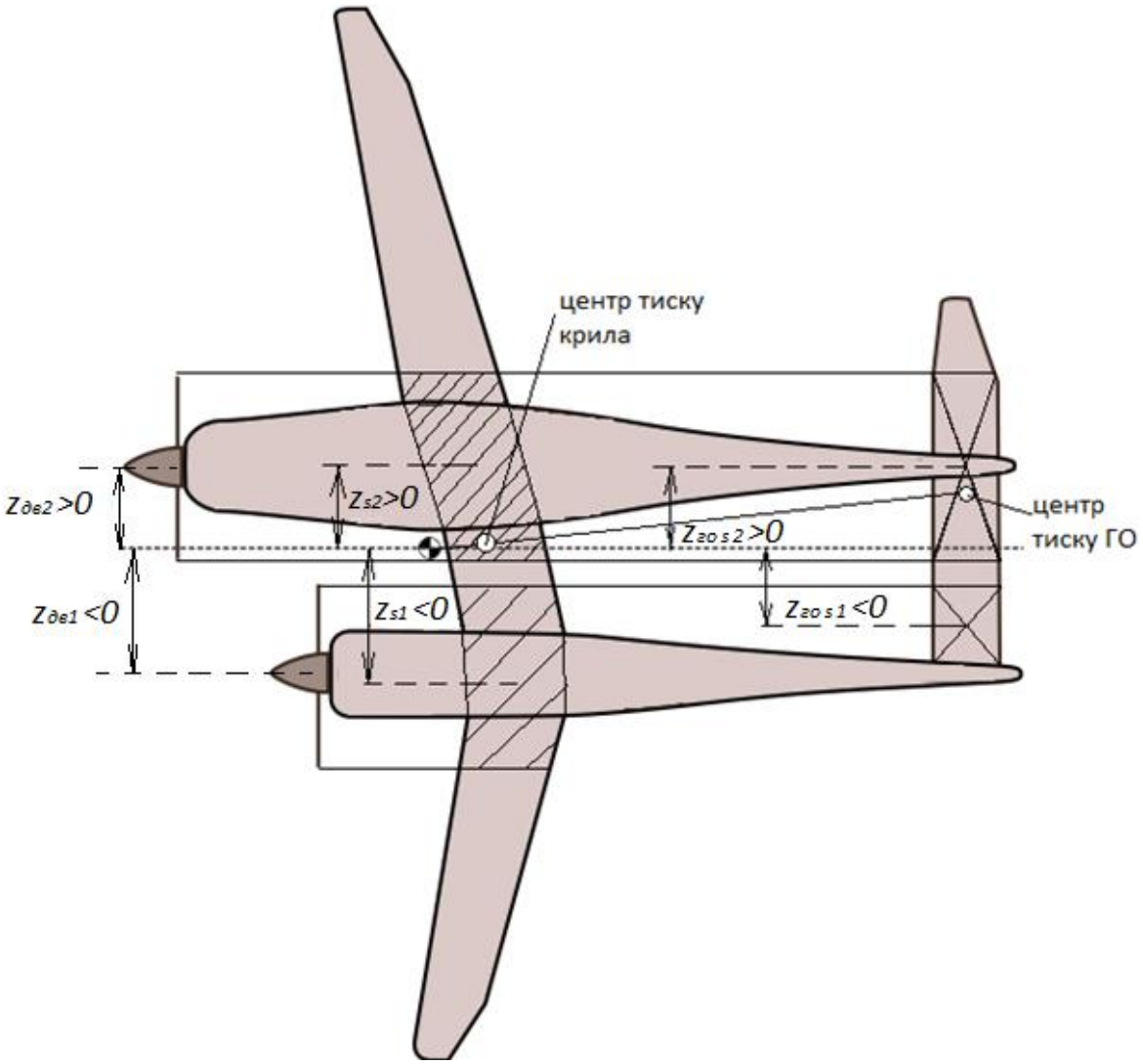


Рис.2. Характерні відстані для визначення бокових моментів.

Література

1. *Blohm and Voss Bv 141 Tactical Reconnaissance Aircraft (1938). [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=781.*
2. *Rutanboomerang. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://rutanboomerang.com/*
3. *AD-1 Oblique Wing. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/AD1/*
4. *Пустовойтов, В.П. Приближенный метод расчета влияния турбовинтовых двигателей на момент тангажа и подъемную силу самолета-высокоплана при больших значениях коэффициента нагрузки на ометаемую воздушным винтом площадь [Текст] / В. П. Пустовойтов // Авиационно-космическая техника и технология. - 2007. - № 6. - С. 5–13.*

УДК 629.7.025.58

ПРЕДАЧЕНКО К.О., ЛЕМКО О.Л.

ОЦЕНКА ПОЛОЖЕНИЯ КООРДИНАТЫ ФОКУСА СИСТЕМЫ ДВУХ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

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

Постановка проблемы. При расчете аэродинамических характеристик летательных аппаратов схем тандем и сочлененное крыло важен учет потерь аэродинамического качества на балансировку. Балансировочные потери аэродинамического качества зависят от запаса продольной статической устойчивости, иными словами от взаимного положения координат центра тяжести и аэродинамического фокуса по углу атаки.

Анализ последних достижений. Хотя вопрос расчета координаты фокуса по углу атаки для летательного аппарата схемы тандем упоминается в работе [1], в случае схемы с сочлененным крылом возникают дополнительные сложности, связанные с существенной стреловидностью переднего и заднего крыла, расположением крыльев близко в поле скосов друг друга, и наличия вертикальной концевой аэродинамической поверхности. Это существенно изменяет распределение давления по крыльям и связанные интегральные характеристики, и использование результатов для тандема приводит к значительным погрешностям.

Цель исследований. Провести аналитическое и расчетное определение координаты фокуса по углу атаки системы двух стреловидных крыльев при различном их взаимном расположении.

Методика исследований. Расчет интегральных аэродинамических характеристик приводился по аналитическим формулам приведенным в литературе и путем решения уравнения полного потенциала панельно-вихревым методом симметричных особенностей реализованным в программе PANSYM разработки ЦАГИ [2].

Расчетная схема. В этом исследовании рассматривались комбинации двух крыльев без сужения, с удлинением 10 (общее удлинение системы при этом составило 5) и различными углами стреловидности, всего 8 комбинаций, рассмотренные ранее в работе [3] при анализе аэродинамического качества сочлененного крыла. Варьировалась высота заднего крыла относительно переднего в диапазоне -3..3 м (при размахе 10 м), взаимная стреловидность крыльев и наличие вертикальной концевой аэродинамической поверхности. Геометрические характеристики расчетных схем приведены в таблице 1. Аэродинамические коэффициенты приводились к суммарной площади переднего и заднего крыла и средней аэродинамической хорде переднего крыла.

Таблица 1

Геометрические параметры расчетных схем

Схема	$\chi_{ПК}$, °	$\chi_{ЗК}$, °	b_A, м	x_A, м	S_Σ, м^2	L, м	λ_Σ	$L_{ЗК}$
R01/R05	22,97	-19,71	1	0,954	20	10	5	3,391
R02/R06	12	-29,66		0,478				3,391
R03/R07	30,91	-10,40		1,347				3,391
R04/R08	37,73	0		1,741				3,413

Фокус системы двух крыльев может быть рассчитан по формуле [4]:

$$\bar{x}_F = \frac{c_y{}^{\alpha}{}_{пк} \cdot \bar{x}_{F\,пк} + c_y{}^{\alpha}{}_{зк} \cdot \bar{x}_{F\,зк}}{c_y{}^{\alpha}} \qquad (1)$$

Производная подъемной силы по углу атаки зависит от стреловидности крыла, удлинения и сужения, для оценки этой зависимости существует ряд формул [5], [6]:

$$c_y{}^{\alpha} = \frac{\pi \cdot \lambda \cdot \cos^2 \psi}{1 + \sqrt{1 + \frac{\lambda^2}{4} \cdot \left(1 - M^2\right) \cdot \left(tg^2 \chi_{1/2} + 1\right)}}, \qquad (2)$$

$$c_y{}^{\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{\bar{p} \cdot \lambda + 2}, \qquad (3)$$

где p отношение полупериметра к размаху крыла

$$\bar{p} = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{\cos \chi_{пк}} + \frac{1}{\cos \chi_{зк}}\right) + \frac{2}{\lambda\left(\eta + 1\right)}$$

Зависимость производной подъемной силы от угла стреловидности крыла ($\lambda = 10$, $\eta = 1$) рассчитанная по приведенным формулам и для сравнения панельно-вихревым методом в программе PANSYM приведена на Рис.1. Положение фокуса крыла в зависимости от угла стреловидности, удлинение и сужения описывается выражением [7]:

$$\bar{x}_{F\text{кр}} = \bar{x}_{F\,\text{проф}} + 0{,}033 \cdot \left(\lambda \cdot \text{tg}\chi_{1/2} + \frac{\eta - 1}{\eta + 1}\right) \cdot \frac{\eta - 1.7}{\eta} \qquad (4)$$

Зависимость положения фокуса крыла от угла стреловидности ($\lambda = 10$, $\eta = 1$) рассчитанная панельно-вихревым методом в программе PANSYM и теоретические зависимости по формуле (4) для различных сужений приведены на Рис.2.

Альтернативная формула для расчета координаты фокуса:

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{F\,ПК} + \bar{S}_{ЗК} \cdot L_{ЗК} \frac{c_y{}^{\alpha}{}_{ЗК}}{c_y{}^{\alpha} + c_y{}^{\alpha}{}_{ЗК}} \qquad (5)$$

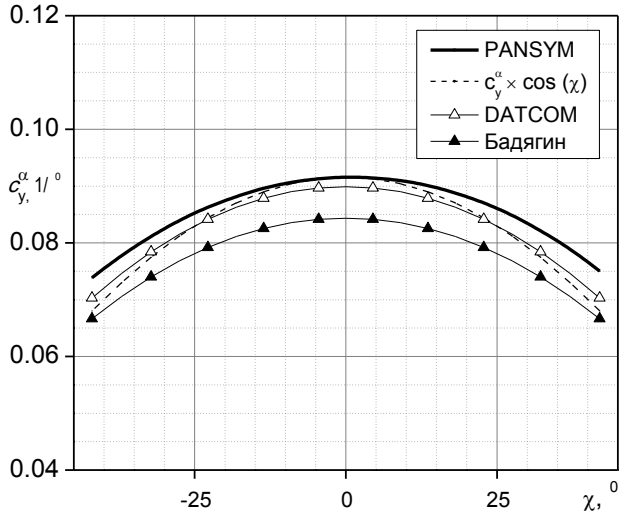


Рис.1. Зависимость $C_y^\alpha = f(\chi,\eta)$

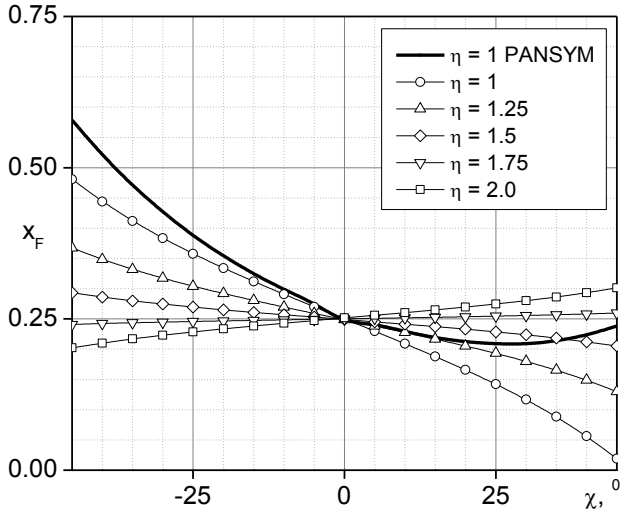


Рис.2. Зависимость $x_f = f(\chi,\eta)$

Пользуясь PANSYM и формулами (1)..(5) получим значения $c_y{}^\alpha$ и фокуса по углу атаки для рассматриваемых в работе расчетных схем, результат приведен в таблице 2.

Таблица 2

Координата фокуса рассматриваемых схем

Схема	$c_y{}^\alpha$	$c_y{}^\alpha{}_{ПК}$	$\overline{x}_F$ ПК	$c_y{}^\alpha{}_{ЗК}$	$\overline{x}_F$ ЗК	$\overline{x}_F$ PANSYM	$\overline{x}_F$ формула (1)*	$\overline{x}_F$ формула (1)**	$\overline{x}_F$ формула (5)**
R01	0,081779	0,086962	0,210	0,087540	0,3494	1,945	2.114	1.981	1,911
R02	0,080502	0,090400	0,225	0,082688	0,4240	1,845	2.086	1.940	1,844
R03	0,080569	0,082895	0,209	0,090370	0,3000	2,064	2.178	2.025	1,977
R04	0,079659	0,078414	0,219	0,091557	0,2430	2,179	2.209	2.070	2,057
R05	0,080627	0,086962	0,210	0,087540	0,3494	2,039	2.144	1.981	1,911
R06	0,080200	0,090400	0,225	0,082688	0,4240	1,945	2.093	1.940	1,844
R07	0,080122	0,082895	0,209	0,090370	0,3000	2,130	2.190	2.025	1,977
R08	0,078816	0,078414	0,219	0,091557	0,2430	2,230	2.232	2.070	2,057

* - за $c_y{}^\alpha$ бралась величина, рассчитанная PANSYM (с учетом скосов и законцовки);

** - за $c_y{}^\alpha$ бралось среднее от $c_y{}^\alpha{}_{ПК}$ и $c_y{}^\alpha{}_{ЗК}$ полученные для изолированных крыльев (без учета скоса и влияния законцовки);

Видим существенное различие в результатах полученных аналитически (для двух стреловидных крыльев, без учета скосов и вертикальной законцовки) и панельно-вихревым методом (с учетом скосов и законцовкой).

Для оценки адекватности применения формул не учитывающих скос потока смоделируем аналогичную конфигурацию (без вертикальной законцовки) с помощью панельно-вихревого метода. Варьируя положение второго (заднего) крыла по вертикали в диапазоне 3..-3 м относительно переднего (ранее Н составляло 2 м) получено расхождение между результатом формулы (5) и расчетом панельно-вихревым методом, которое показано на Рис.3.

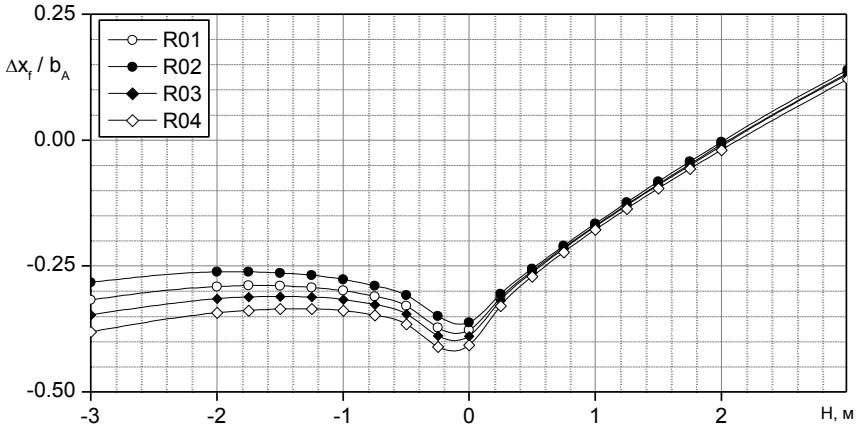


Рис.3. Зависимость $\Delta\bar{x}_F = f(\chi_{ПК}, \chi_{ЗК}, \mathrm{H})$

Выводы

1. Эмпирическое выражение (2) для оценки c_y^{α} изолированного стреловидного крыла дает результат близкий к расчету PANSYM, а формула (3) занижает несущие свойства крыла на 0.015 град$^{-1}$.

2. Формула (4) из книги Егера дает существенно отличающийся от расчета PANSYM результат, необходимо дальнейшее исследование.

3. При расчете координаты фокуса летательного аппарата схемы тандем с близкорасположенными стреловидными крыльями влияние скосов потока становится существенным и не позволяет использовать формулы (1) и (5) принимая c_y^{α} и $\bar{x}_F$ изолированного стреловидного крыла.

4. В дальнейшем необходимо определение влияния поля скосов на c_y^{α} и $\bar{x}_F$ крыльев как в присутствии законцовки, так и без нее. Провести сравнение с результатами панельно-вихревого метода (интегрируя распределение давления по крыльям и определяя c_y^{α} и $\bar{x}_F$ для крыльев).

Литература

1. *Кривохатько І.С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату схеми тандем – дис. на здоб. наук. ст. к.т.н. за спец. 05.07.01. – Київ 2015 – С.140.*
2. *Свириденко Ю. Н. Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателя / Ю. Н. Свириденко, Ю. Л. Инешин. // Труды ЦАГИ. – 1996. – Выпуск 2622. – С. 41–53.*
3. *Предаченко К.О. Аналіз компонувальних схем літальних апаратів зі складеним крилом / О.Л. Лемко, К.О. Предаченко // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2014.–№11.-С.27-31*
4. *Лемко О.Л. Методика визначення оптимального положення аеродинамічного фокуса по куту атаки літального апарата з аеростатичною підтримкою / О.Л. Лемко, І.В. Король // Механіка гіроскопічних систем. – 2013. – №26. – С.32-39.*
5. *Hoak D.E. USAF stability and control DATCOM / D.E. Hoak,Carlson J.W. // Douglas Aircraft Company, Rev. 1968*
6. *Бадягин А.А. Проектирование легких самолетов / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухамедов // М.: Машиностроение, 1978 – 208 с. ил.*
7. *Егер С.М. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е издание., перераб. и доп. // М. Машиностроение, 1983 – 616 с. ил.*

УДК 533.6.04

ЦАРЕЛУНГА О.О., ВІРЧЕНКО Г.А., ЗІНЧЕНКО Д.М.

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕННЯ КРИЛА ДОЗВУКОВОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна, tsar.zno@yandex.ua

Постановка проблеми. В авіаційній науці та авіабудуванні вже давно існує поділ літаків у залежності від розташування крила по відношенню до фюзеляжу на високоплан, середньоплан і низькоплан. Причому, треба наголосити, що мова йде про моноплани, тобто про літаки з одним крилом, на відміну від біпланів, трипланів і т.д.

Низькоплан - це літальний апарат з низькорозташованим крилом по відношенню до фюзеляжу, тобто воно знаходиться нижче горизонтальної площини, що проходить через подовжню вісь фюзеляжу.

Високоплан - апарат з високорозміщеним крилом, тобто крило вище цієї горизонтальній площини.

При схемі середньоплан крило займає проміжне положення, тобто розташоване в середній частині фюзеляжу в площині, що проходить через подовжню вісь.

При розробці нового літака, а особливо безпілотного літального апарату (БПЛА), конструктори намагаються забезпечити максимальну ефективность його використання. Для досягнення максимальної дальності польоту велику роль відіграє схема розташування крила відносно фюзеляжу.

Аналіз останніх досягнень та публікацій. Відомо, що взаємний вплив частин літака одна на одну викликає опір інтерференції. С. М. Єгер виділяє саме взаємодію крила та фюзеляжу, як ту, що має найбільш значущу долю опору інтерференції літака [1]. Також вказується, що схема середньоплан матиме найменший опір інтерференції серед інших схем, а високоплан матиме майже такі ж характеристики.

Е. Торенбік та І. П. Віслов розглядають ці схеми розташування крила в основному виходячи з експлуатаційних вимог [2-3]. І. П. Віслов приводить параметр «$K_{ав}$» - коефіцієнт аеродинамічної взаємодії крила та фюзеляжу в залежності від схеми літака. Він показує, що при розрахунках опір інтерференції високоплану буде найменшим.

Згідно Є. П. Ударцева [4], дальності польоту можна порахувати за формулою 1 (формула Бреге):

$$L = 3.6\frac{a}{g}\frac{1}{c_p}KM\ln\frac{m_0}{m_1}, \quad (1)$$

де L – дальність польоту, км;
a – місцева швидкість звуку, м/с;
g = 9,81 м/с^2 – прискорення вільного падіння;
c_p – питома витрата палива, кг/(Н*год);
K – аеродинамічна якість;

M – число Маха;

m_0 – маса літака в початковій точці, кг;

m_1 – маса літака в кінцевій точці, кг.

Прийнявши, що при зміні положень крила відносно фюзеляжу залишаться незмінними a, m_0, m_1 ,c_p, можна порівнювати величини K, M. Виходячи з формули Бреге, величина аеродинамічної досконалості $KM \sim L$;

Із залежностей $M = \frac{V}{a}$, де V – швидкість ЛА, та $V = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}}$ можемо прийти до ще одної безрозмірної величини: $M \sim V, V \sim \frac{1}{\sqrt{C_y}} \rightarrow L \sim \frac{K}{\sqrt{C_y}}$. Тому, порівнявши значення KM, $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$ для різних варіантів розташування крила та фюзеляжу, зможемо сказати яка схема буде більш оптимальною з точки зору досягнення максимальної дальності польоту.

Отже, питання впливу розташування крила відносно фюзеляжу на дальність польоту не розглянуте в літературі, досліджено лише залежність між взаємним розташуванням крила з фюзеляжем та опором інтерференції.

Постановка завдання. Провести параметричні дослідження по визначенню показників, що характеризують максимальну дальність польоту дозвукового літака при трьох положеннях крила відносно фюзеляжу. Для цього будуть проаналізовані значення безрозмірних величин: максимальної величини аеродинамічної досконалості $(K * M)_{max}$, та максимального відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня з коефіцієнта підйомної сили $\left(\frac{K}{\sqrt{C_y}}\right)_{max}$ при різних значеннях числа Маха (M) та коефіцієнта підйомної сили (C_y).

У ході дослідження визначити оптимальне положення крила літака відносно фюзеляжу з точки зору забезпечення максимальної дальності польоту.

Розрахункова модель. Для визначення аеродинамічних показників використано програму PANSYM. У ній формується модель, яка складається з фюзеляжу з заданими геометричними параметрами та крила в трьох варіантах розміщення – високоплан (крило знаходиться вище площини XOZ літака), середньоплан (крило перетинає площину XOZ літака), низькоплан (крило знаходиться нижче площини XOZ літака). Крило перебуває в крейсерській конфігурації (основний режим польоту літака), профіль крила вибрано NACA 64 3 612. Нас цікавить лише різниця між трьома варіантами розміщення, тому великої ролі геометрія крила та фюзеляжу не відіграє. Розрахунки проводяться при C_y = 0,1..1,0 та M = 0,5..0,78.

Моделі компонування крила з фюзеляжем представлені на рис.1

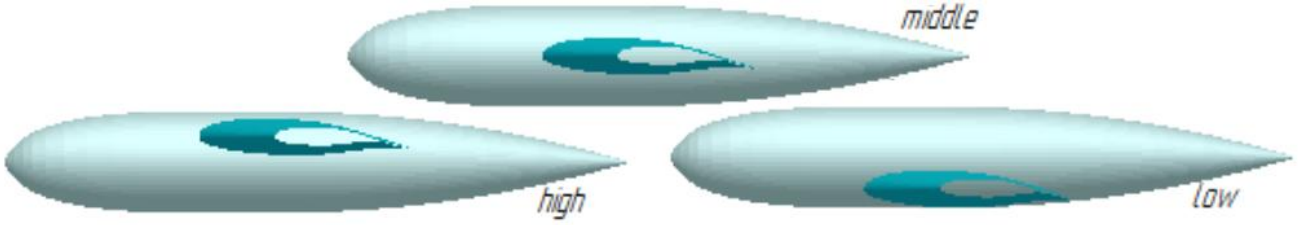


Рис.1 Моделі компонування крила та фюзеляжу високоплан (high), середньоплан (middle) і низькоплан (low)

Результати обчислення розрахункової моделі

Обчислено коефіцієнт лобового опору C_x у діапазоні значень коефіцієнта підйомної сили та чисел Маха для трьох конфігурацій розміщення крила та фюзеляжу.

Для аналізу результатів обчислено:

1. Аеродинамічну якість: $K = \frac{C_y}{C_x}$;

2. Аеродинамічну досконалість: KM;

3. Відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня з коефіцієнта підйомної сили: $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$.

Результати приведено в табл. 1-3.

Таблиця 1

Значення коефіцієнту лобового опору C_x моделі для конфігурацій високоплан, середньоплан та низькоплан

M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
cy	cx							
0,1	0,0077	0,0077	0,0077	0,0077	0,0078	0,0079		високоплан
0,2	0,0087							
0,3	0,0111	0,0111						
0,4	0,0147		0,0147	0,0148	0,0149	0,0151	0,0165	
0,5	0,0197	0,0196						
0,6	0,0259		0,0254	0,0254	0,0257			
0,7	0,0332	0,0328	0,0327	0,0331				
0,8	0,0417							
0,9	0,0521							
1	0,0655							
M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	середньоплан
cy	cx							
0,1	0,0078	0,0077	0,0077	0,0077	0,0077	0,0078		
0,2								
0,3	0,0111	0,0111	0,0111	0,0112	0,0113	0,0114		
0,4								
0,5	0,0196	0,0195	0,0194	0,0194	0,0194	0,0196		
0,6								
0,7	0,0330	0,0326	0,0326	0,0330	0,0337	0,0351		
0,8								
0,9	0,0518	0,0530	0,0549	0,0568	0,0582	0,0628		
1								
M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	низькоплан
cy	cx							
0,1	0,009	0,009	0,009	0,009	0,009			
0,2	0,010	0,010	0,010	0,010	0,010			
0,3	0,013	0,013	0,013	0,013	0,013			
0,4	0,016	0,016	0,016					
0,5	0,021							

Таблиця 2

Значення аеродинамічної досконалості *КМ* моделі для конфігурацій високоплан, середньоплан та низькоплан

M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
cy	К*М							
0,1	6,4851	7,1336	7,7922	8,4306	9,0206	9,5057		високоплан
0,2	11,4548							
0,3	13,5624	14,8248						
0,4	13,5777		16,2933	17,5794	18,8046	19,8282	18,1488	
0,5	12,7033	14,0378						
0,6	11,5964		14,1509	15,3302	16,3297			
0,7	10,5358	11,7235	12,8362	13,7421				
0,8	9,6015							
0,9	8,6455							
1	7,6324							
M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	середньоплан
cy	К*М							
0,1	6,4516	7,1151	7,8023	8,4635	9,0791	9,6031		
0,3	13,5379	14,8783	16,1871	17,4575	18,6335	19,7195		
0,5	12,7356	14,1026	15,456	16,7959	18,0412	19,0937		
0,7	10,5964	11,8062	12,8953	13,7879	14,5617	14,9445		
0,9	8,6873	9,3361	9,8307	10,3084	10,8303	10,7484		
M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	низькоплан
cy	К*М							
0,1	5,342	5,914	6,472	7,019	7,471			
0,2	9,69	10,628	10,608	12,5	13,397			
0,3	11,867	12,472	13,064	15,391	16,484			
0,4	12,407	13,665	13,665					
0,5	11,933							

Таблиця 3

Значення відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня з коефіцієнта підйомної сили $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$. моделі для конфігурацій високоплан, середньоплан та низькоплан

M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	
cy	k/sqrtCy							
0,1	41,0153	41,0153	41,0685	41,0153	40,7510	40,0796		високоплан
0,2	51,2272							
0,3	49,5228	49,2114						
0,4	42,9366		42,9366	42,7624	42,4752	41,8014	38,2611	
0,5	35,9302	36,0953						
0,6	29,9419		30,4480	30,4480	30,1165			
0,7	25,1854	25,4769	25,5703	25,2691				
0,8	21,4697							
0,9	18,2264							
1	15,2648							

Продовження таблиці 3

cy	k/sqrtCy							
0,1	40,8036	40,9092	41,1219	41,1755	41,0153	40,4901		середньоплан
0,2								
0,3	49,4334	49,3889	49,2556	49,0351	48,6000	48,0037		
0,4								
0,5	36,0217	36,2619	36,4300	36,5430	36,4488	36,0034		
0,6								
0,7	25,3303	25,6565	25,6881	25,3533	24,8636	23,8161		
0,8								
0,9	18,3143	17,8929	17,2708	16,7169	16,3088	15,1064		
1								
M	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,78	низькоплан
cy	k/sqrtCy							
0,1	33,785	34,003	34,113	34,150	33,749			
0,2	43,335	43,209	43,126	43,001	42,796			
0,3	43,332	41,400	43,367	43,230	42,992			
0,4	39,234	39,283	39,283					
0,5	33,752							

На рис. 2 і рис. 3 представлено графіки залежностей, що основані на отриманих результатах.

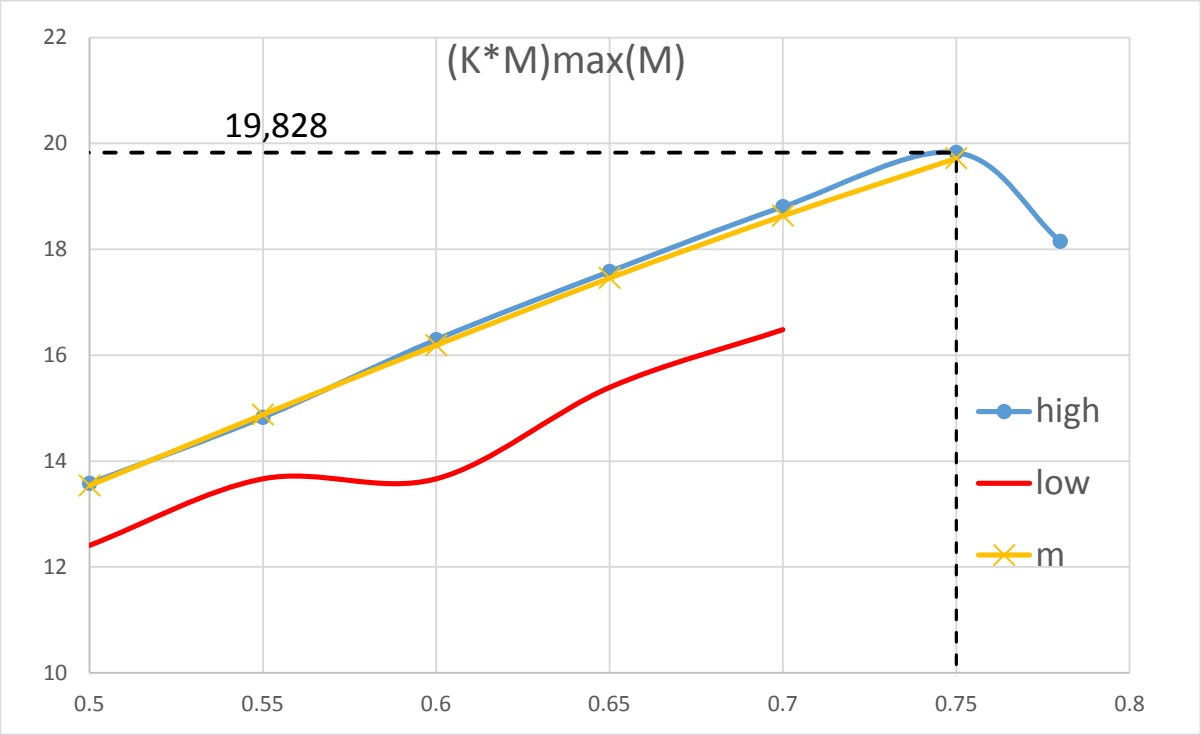


Рис. 2 Графік залежності максимального значення аеродинамічної досконалості *КМ* від числа Маха моделі для конфігурацій високоплан (high), середньоплан(m) та низькоплан(low)

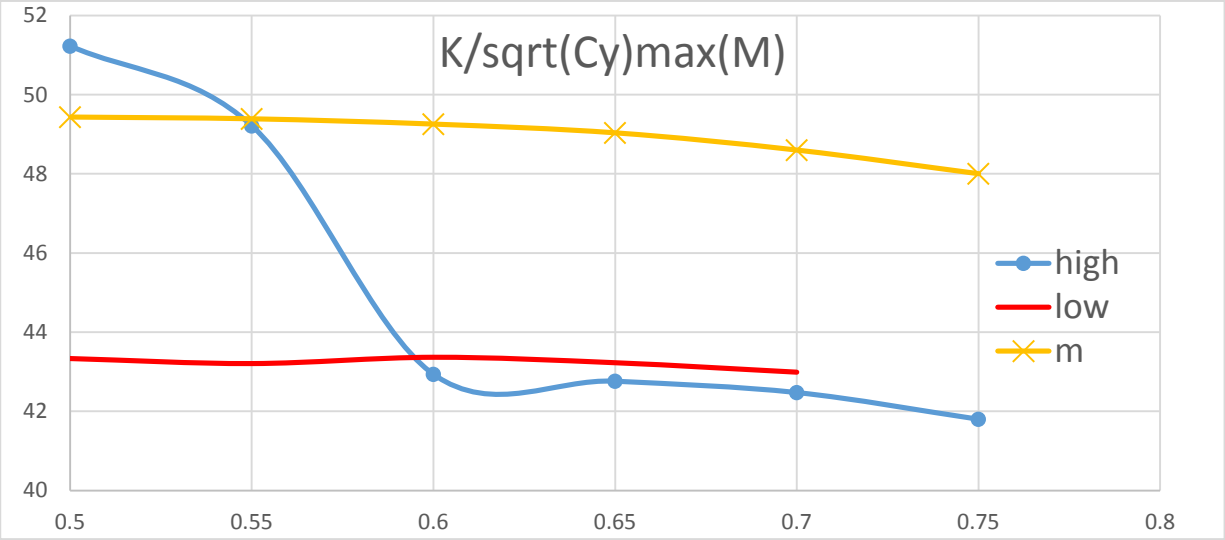


Рис.3 Графік залежності максимального значення відношення аеродинамічної якості до квадратного кореня з коефіцієнта підйомної сили від числа Маха моделі для конфігурацій високоплан (high), середньоплан(m) та низькоплан(low)

Висновки. У результаті проведеного дослідження було визначено оптимальну схему розміщення крила відносно фюзеляжу для дозвукового літака, виходячи з умови досягнення максимальної дальності польоту. Для цього було пораховано показники KM та $\frac{K}{\sqrt{C_y}}$ в діапазоні C_y = 0,1..1,0 та M = 0,5..0,78. Отримано значення KM рівні близько 19,7..19,8 для конфігурацій високоплан та середньоплан. Але, виходячи з параметру $\left(\frac{K}{\sqrt{C_y}}\right)_{max}$, кращі характеристики на майже всьому діапазоні чисел Маха має компонування середньоплан (48..49,4), на відміну від високоплану, де спостерігається різке падіння цього параметра після числа Маха 0,55 – від 49,4..51,2 до 41,8..43,3.

Отже, при проектуванні дозвукового літального апарата, який експлуатується при числах Маха M більших 0,55, доцільно використовувати схему середньоплан, якщо це не йде всупереч експлуатаційних вимог, а при числах Маха M менше 0,55 краще використовувати схему високоплан. Це сприятиме найкращій ефективності використання літального апарата з точки зору дальності польоту.

Література:

1. *Єгер С.М. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ С. М. Єгер, В. Ф. Мішин, Н. К. Лісєйцев та ін. ред. С. М. Єгер. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.*
2. *Торенбік Е. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. з англ./ Е. Торенбік. –М.: Машиностроение, 1983 – 648 с.*
3. *Віслов І. П. Эскизное проектирование легких самолетов: учеб. пособие / І. П. Вислов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с.*
4. *Ударцев Є. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. / Є. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Іщенко. – Киев: КМУГА, 1998. – 136 с.*