

УДК 681.5

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, ДО КУОК ТУАН, О.Ю. ЗЛАТКИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

## ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В статье отражена проблематика точной установки датчиков малогабаритной инерциальной навигационной системы летательного аппарата, указаны параметры, определяющие погрешности геометрической установки чувствительных элементов БИНС ЛА. На основании анализа параметров не точной установки датчиков разработана методика определения элементов матрицы связи для акселерометров, применение которой позволяет повысить точность измерения параметров состояния ЛА. Точность определения параметров связи определяется точностью измерения ускорения свободно падающего в точке определения этих параметров. Представлены результаты экспериментального исследования БИНС с матрицей связи.

**Ключевые слова:** отказоустойчивость, диагностирование, навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, отказ, геометрическая установка датчиков, матрица связи, ускорение, угловая скорость.

## Введение

Развитие малогабаритных летательных аппаратов (ЛА) определяет необходимость создания малогабаритных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), устойчивых к отказам [1]. В состав подобных систем зачастую входят микромеханические акселерометры и датчики угловых скоростей, именуемые в литературе MEMS [2]. Основные достоинства MEMS – малые масса, габариты и энергопотребление, а также низкая стоимость.

При создании малогабаритных отказоустойчивых БИНС, как и при создании любой навигационной системы, разработчики сталкиваются с решением задачи повышения точности определения параметров движения ЛА. Причинами возникновения погрешностей БИНС являются погрешность геометрической установки датчиков на борту ЛА (не совпадение осей чувствительности MEMS с осями измерительной системы), погрешность MEMS, а также отказы, возникающие в процессе эксплуатации БИНС. Последние две задачи решаются путем обеспечения активной отказоустойчивостью БИНС [1, 3]. Решение первой задачи возможно путем формирования матрицы поправочных коэффициентов, причем на сегодняшний день универсальная методика определения этих коэффициентов отсутствует, что определяет актуальность решения этой задачи [4, 5].

## 1. Постановка задачи

Для решения задачи обеспечения малогабаритной БИНС активной отказоустойчивостью была предложена новая компоновка чувствительных эле-

ментов, представляющая собой БИНС со структурной избыточностью и состоящая из 4-х акселерометров и четырех датчиков угловой скорости (ДУС) [3]. Причем, оси чувствительности трех акселерометров и ДУС совпадают с осями связанной с БПЛА системой координат. Все шесть датчиков располагаются на расстоянии  $R$  от начала системы координат. Оси чувствительности четвертого акселерометра и ДУС совпадают с диагональю куба, образованного осями чувствительности  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$  и  $ДУС_x$ ,  $ДУС_y$ ,  $ДУС_z$  соответственно. Датчики  $A_0$  и  $ДУС_0$  расположены на расстоянии  $\sqrt{3}R$  от начала координат, что позволяет диагностировать техническое состояние малогабаритной БИНС с глубиной до вида отказа, а также гибко восстанавливать ее работоспособность в режиме реального времени.

С целью повышения точности определения вектора состояния ЛА для предложенной компоновки чувствительных элементов необходимо определить параметры матрицы поправочных коэффициентов (матрица связи).

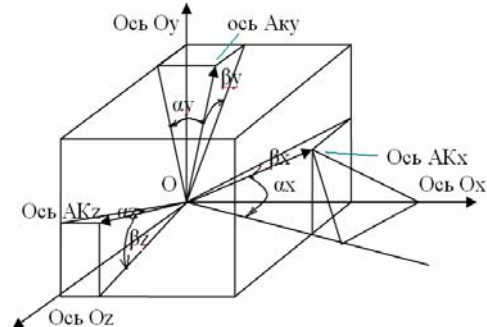


Рис. 1. Отклонение осей акселерометров от расчетных направлений значения

Предположим, что в малогабаритной БИНС акселерометры располагаются не точно по осям измерительной системы координат, а с некоторыми угловыми смещениями  $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z, \beta_x, \beta_y, \beta_z$ , как показано на рис. 1. Аналогичные параметры введем для не ортогонального акселерометра (рис. 2), который располагается на расстоянии  $\sqrt{3}R$  от начала измерительной системы координат по диагонали куба.

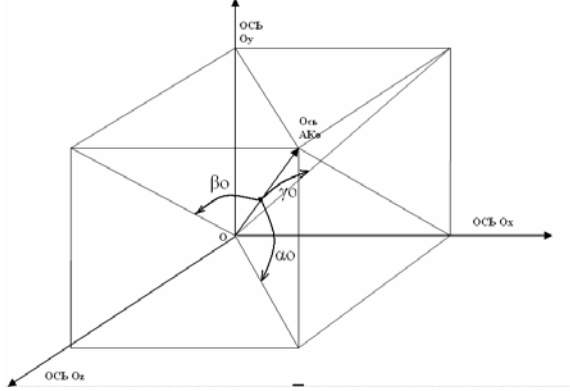


Рис. 2. Отклонение оси не ортогонального акселерометра от расчетного направления

Рассмотрим акселерометр АК<sub>x</sub> (рис. 3).

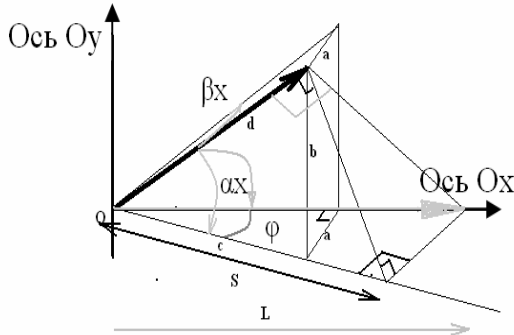


Рис. 3. Отклонение оси чувствительности от расчетного направления АК<sub>x</sub>

Предположим, что вдоль измерительной оси OX действует ускорение L. Для определения проекции линейного ускорения L на ось чувствительности АК<sub>x</sub>, с учетом введенных обозначений на рис. 3, введем следующие геометрические соотношения:  $\sin(\beta_x) = a/d$ ;  $\sin(\alpha_x) = b/d$ ;  $\cos(\alpha_x) = c/d$ ;  $\sin(\varphi) = a/c = \sin(\beta_x)/\cos(\alpha_x)$ ;  $\cos(\varphi) = s/L$ ;  $d = s\cos(\alpha_x)$ . С учетом введенных соотношений проекция линейного ускорения L на ось чувствительности АК<sub>x</sub> будет равна:

$$d = L\sqrt{1 - \sin^2(\alpha_x) - \sin^2(\beta_x)}. \quad (1)$$

Аналогично можно получить значения проекций ускорения, действующего относительно оси OY и OZ соответственно.

Для случая, когда одновременно по трем осям измерительной системы возникают ускорения, про-

екции этих ускорений на оси чувствительности акселерометров будут определяться следующими тождествами:

$$\begin{aligned} a_{AKx} &= a_x \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_x) - \sin^2(\beta_x)} + \\ &+ a_y \sin(\alpha_x) + a_z \sin(\beta_x); \\ a_{AKy} &= a_x \sin(\alpha_y) + a_y \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_y) - \sin^2(\beta_y)} + \\ &+ a_z \sin(\beta_y); \\ a_{AKz} &= a_x \sin(\alpha_z) + a_y \sin(\beta_z) + \\ &+ a_z \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_z) - \sin^2(\beta_z)}; \\ a_{AK0} &= a_x \sin(\beta_0) + a_y \sin(\alpha_0) + a_z \sin(\gamma_0), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $a_{AKx}$ ,  $a_{AKy}$ ,  $a_{AKz}$  и  $a_{AK0}$  – выходные значения акселерометров АК<sub>x</sub>, АК<sub>y</sub>, АК<sub>z</sub> и АК<sub>0</sub> соответственно;  $a_x$ ,  $a_y$ , и  $a_z$  – ускорения действующие относительно осей OX, OY и OZ соответственно.

Введем обозначения:

$$K = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$K' = [\sin(\beta_0) \quad \sin(\alpha_0) \quad \sin(\gamma_0)], \quad (4)$$

где  $k_{11} = \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_x) - \sin^2(\beta_x)}$ ;  $k_{12} = \sin(\alpha_x)$ ;  $k_{13} = \sin(\beta_x)$ ;  $k_{23} = \sin(\beta_y)$ ;  $k_{31} = \sin(\alpha_z)$ ;  $k_{21} = \sin(\alpha_y)$ ;  $k_{22} = \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_y) - \sin^2(\beta_y)}$ ;  $k_{32} = \sin(\beta_z)$ ;  $k_{33} = \sqrt{1 - \sin^2(\alpha_z) - \sin^2(\beta_z)}$ .

С учетом введенных обозначений (3) – (4) выражение (2) примет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} a_{AKx} \\ a_{AKy} \\ a_{AKz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$a_{AK0} = [K'] \begin{bmatrix} a_x & a_y & a_z \end{bmatrix}^T. \quad (6)$$

Используя введенные соотношения (5) – (6) последнее тождество выражений (2) можно представить следующим образом:

$$a_{AK0} = K_0 \begin{bmatrix} a_{AKx} & a_{AKy} & a_{AKz} \end{bmatrix}^T, \quad (7)$$

где  $K_0 = [k_{01} \quad k_{02} \quad k_{03}] = K'K^{-1}$ .

Для случая точной установки датчиков выражение (7) с учетом введенных требований расположения датчиков примет вид:

$$a_{AK0} = k_0 (a_{AKx} + a_{AKy} + a_{AKz}), \quad (8)$$

где  $k_0 = k_{01} = k_{02} = k_{03} = 1/\sqrt{3}$ .

На практике невозможно выполнить условия абсолютно точного расположения чувствительных

элементов, поэтому необходимо определить двенадцать коэффициентов  $k_{ij}$  ( $i = \overline{0,3}, j = \overline{1,3}$ ). Матрицу  $K_0$  будем называть матрицей связи, которая компенсирует неточную геометрическую установку датчиков БИНС.

## 2. Определение параметров матрицы связи

Для определения параметров матрицы связи  $K_0$  необходимо располагать точным и не изменяющимся во времени значением ускорения, каковым является ускорение свободного падения, а также горизонтальной поверхностью, выставленной в плоскости горизонта. Для определения параметров  $K_0$  для начала попеременно поворачиваем БИНС

таким образом, чтобы на оси чувствительностей акселерометров проекция ускорения свободного падения была максимальной и минимальной (рис. 4).

Предположим, что при совпадении оси чувствительности акселерометра  $AK_y$  с местной вертикалью его показания равны:  $a_y \approx -g$ . При таком расположении БИНС значение выходного сигнала  $AK_x$  должно удовлетворять следующему равенству  $a_x \approx 0$ , а если  $a_x \neq 0$ , а в соответствии с рис. 1, можно сказать что ось чувствительности  $AK_x$  отклонена относительно оси  $OY$  на угол  $\sin \alpha_x = \Delta_{xy} / g$ , где  $\Delta_{xy}$  – величина отклонения нулевого сигнала  $AK_x$  при совпадении оси чувствительности  $AK_y$  с местной вертикалью.

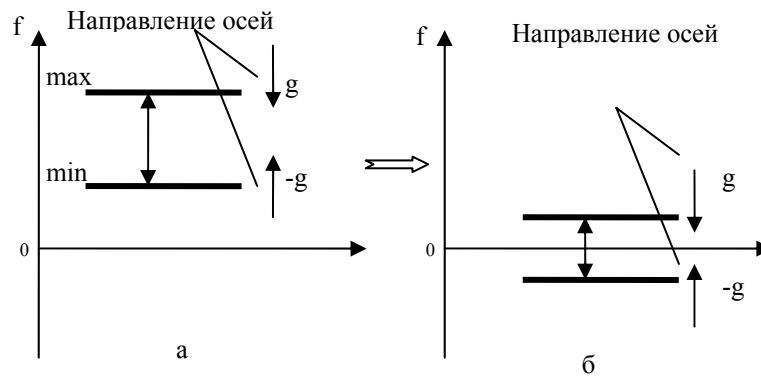


Рис. 4. Изменение масштаба и смещения показаний акселерометров

Аналогичным образом определяются углы отклонения для других акселерометров малогабаритной БИНС.

После получения параметров матриц  $K$  и  $K'$ , определяются параметры матрицы связи  $K_0$ . Контроль правильности определения параметров матрицы связи осуществляется проверкой следующего

тождества:

$$g \approx \sqrt{a_{AKx}^2 + a_{AKy}^2 + a_{AKz}^2}. \quad (9)$$

Результаты экспериментального определения параметров матрицы связи представлены на рис. 5 – рис. 6, а результаты применения матрицы представлены на рис. 7 – рис. 8.

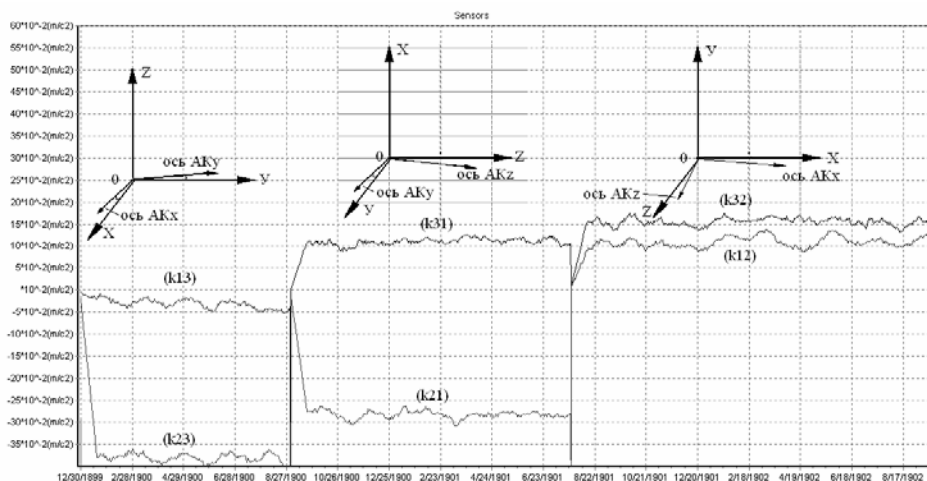


Рис. 5. Определение отклонения осей  $AK_x, AK_y, AK_z$

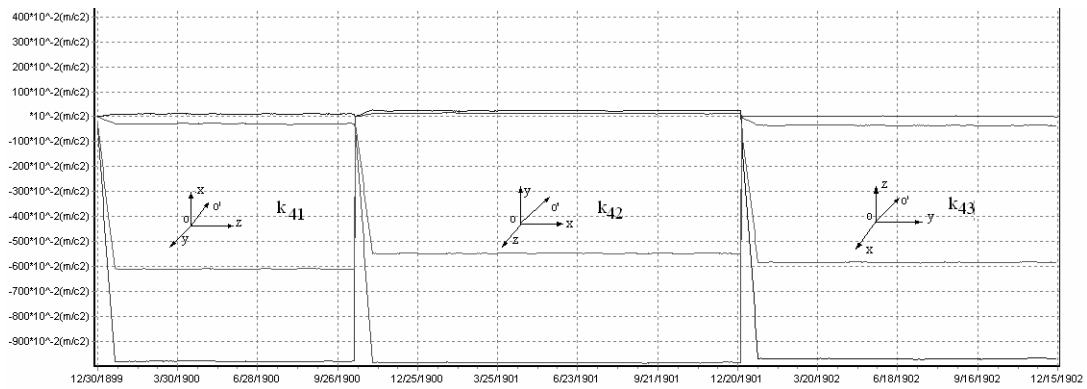


Рис. 6. Определение отклонения оси АК<sub>0</sub>

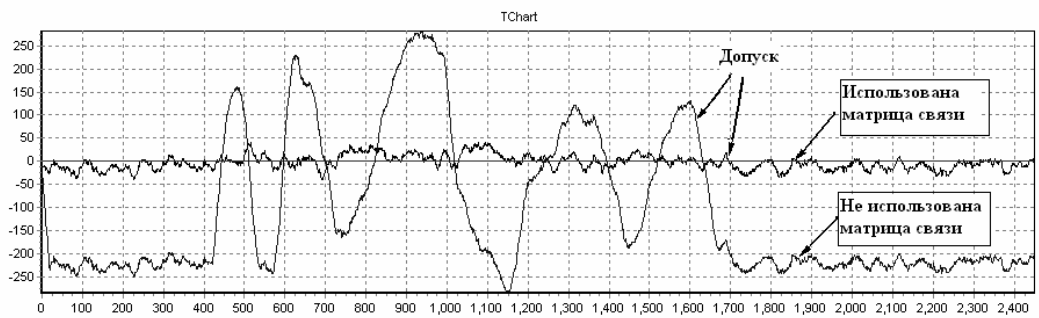
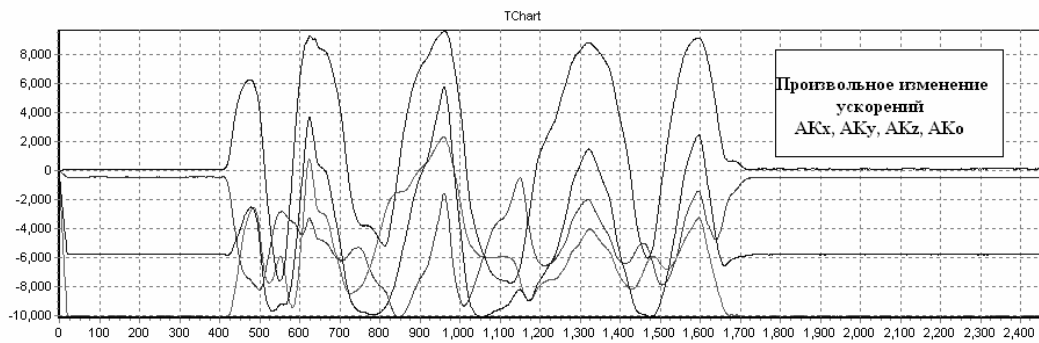


Рис. 7. Результаты применения матрицы связи

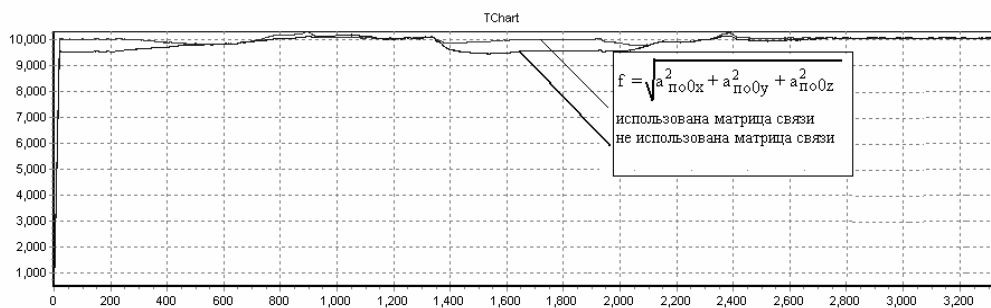
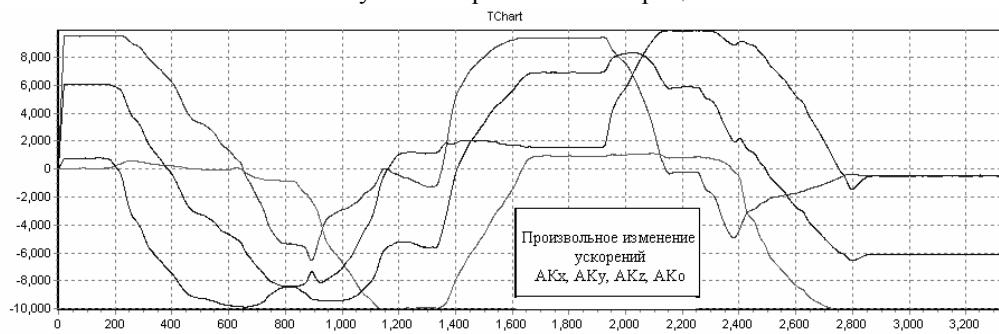


Рис. 8. График проверки точности коэффициентов

## Заключення

Определение параметров матрицы связи, определяющей степень неточной геометрической установки датчиков, позволяет повысить точность измерения абсолютного ускорения, а также уменьшить диапазоны изменения допусков, характеризующих работоспособное состояние малогабаритной БИНС. Предложенный метод не требует дополнительных инструментальных средств, кроме малогабаритной БИНС и горизонтальной платформы, а его точность определяется точностью измерения ускорения свободного падения в точке проведения эксперимента.

## Литература

1. Фирсов С.Н. Построение отказоустойчивого измерительного блока акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата / С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 1 (48). – С. 5-10.

2. Михалкин К.С. Использование MEMS-датчиков в навигации / К.С. Михалкин // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2007. – № 4. – С. 2-6.

3. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы / А.С. Кулик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-тет, 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.

4. Давидов В.П. Визначення і компенсація неточного встановлення датчиків БИНС / В.П. Давидов // *Механіка гіроскопічних систем*. – 1997. – № 14. – С. 168.

5. Лобусов Е.С. Особенности функционирования и анализ точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы в режиме начальной выставки / Е.С. Лобусов // *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2007. Приложение. – № 10. – С. 9-13.

Поступила в редакцию 11.04.2008

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

*А.С. Кулік, С.М. Фірсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкін*

У статті відбита проблематика точної установки датчиків малогабаритної інерциальної навігаційної системи літального апарату, вказані параметри, що визначають погрішності геометричної установки чутливих елементів БИНС ЛА. На підставі аналізу параметрів неточної установки датчиків розроблена методика визначення елементів матриці зв'язку для акселерометрів, застосування якої дозволяє підвищити точність вимірювання параметрів стану ЛА. Точність визначення параметрів зв'язку визначається точністю вимірювання прискорення вільного падіння в точці визначення цих параметрів. Представлені результати експериментального дослідження БИНС з матрицею зв'язку.

**Ключові слова:** відмовостійка, діагностування, навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, відмова, геометрична установка датчиків, матриця зв'язку, прискорення, кутова швидкість.

## INCREASE OF EXACTNESS OF INERTIAL NAVIGATION SYSTEM OF AIRCRAFT

*A.S. Kulik, S.N. Firsov, Kuok Tuan Do, O.Yu. Zlatkin*

Problems of the exact setting of the small sensors of aircraft inertial navigation system is reflected in the article, parameters determining the errors of aircraft strapdown inertial navigation system (SINS) sensible elements geometrical setting are indicated. On the basis of sensors the inexact setting parameters analysis the method of interconnection matrix elements determination is developed for accelerometers, application of which allows promoting exactness of the state aircraft parameters measuring. Exactness of interconnection parameters determination is determined by exactness of these parameters determination the free falling in the point acceleration measuring. The results of experimental research of SINS are represented with the matrix of interconnection.

**Key words:** fault tolerance, diagnosing, navigation, accelerometer, sensor of angular speed, refusal, geometrical setting of sensors, matrix of interconnection, acceleration, angular speed.

**Кулик Анатолий Степанович** – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

**Фирсов Сергей Николаевич** – канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu.

**До Куок Туан** – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**Златкин Олег Юрьевич** – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.