

Розкритий механізм появи акустичної похибки інерціального сенсора з поплавковим рідинностатичним підвісом, спричиненої прецесією рухомої частини приладу відносно вихідної осі під дією Ейлерових сил інерції, а також зумовленої гіроскопічною реакцією на виникнення моментів сил інерції Кориоліса. Окреслена межа геометричного резонансу і здійснено чисельний аналіз додаткової похибки автономного позиціонування, який формує технологічний ризик

Ключові слова: гіперзвукові технології, інерціальні сенсори, проникаюче акустичне випромінювання, імпедансна фаза, похибка

Раскрыт механизм появления акустической погрешности инерциального сенсора с поплавковым жидкостатическим подвесом, вызванной прецессией подвижной части прибора относительно выходной оси при действии Эйлеровых сил инерции, а также обусловленной гироскопической реакцией на возникновение моментов сил инерции Кориолиса. Очерчена граница геометрического резонанса и проведен численный анализ дополнительной погрешности автономного позиционирования, формирующего технологический риск

Ключевые слова: гиперзвуковые технологии, инерциальные сенсоры, проникающее акустическое излучение, импедансная фаза, погрешность

СНИЖЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РИСКОВ ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОНАВИГАЦИИ

В. В. Карачун

Доктор технических наук, профессор*

E-mail: karachun11@i.ua

В. Н. Мельник

Доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой*

*Кафедра биотехники и инженерии

Национальный технический

университет Украины

«Киевский политехнический институт»

пр. Победы, 37, г. Киев, Украина, 03056

1. Введение

Исследования относятся к области прикладной механики и посвящены изучению особенностей полиагрегатных инерциальных сенсоров в эксплуатационных условиях гиперзвукового движения [1]. Изучается влияние проникающего акустического излучения на формирование дополнительной погрешности двухстепенного поплавкового гироскопа в эксплуатационных условиях [2]. Установление природы этого явления позволит выбрать эффективные методы подавления его влияния и обеспечит требуемую точность аэронавигации [3].

Гиперзвуковые средства нападения и внешней разведки. Россия, США и Китай тестируют гиперзвуковое оружие, которое коренным образом изменит облик войны и сделает практически бесполезными современные средства ПВО. Гиперзвуковая война пугает своей неопределенностью. В очередной раз военные технологии обогнали время.

В январе 2015 года произошло знаковое событие – «Клуб обладателей гиперзвукового оружия» пополнился еще одним участником. Китай, 9 января 2015 года, испытал гиперзвуковой глайдер (glider) под названием WU-14. Это управляемый аппарат, который устанавливается на головном аэродинамическом обтекателе баллистической ракеты. Ракета поднимает глайдер в космос, после чего он пикирует на цель, развивая скорость в тысячи километров в час.

По данным Пентагона, китайский гиперзвуковой аппарат WU-14 может устанавливаться на различных китайских баллистических ракетах с дальностью стрельбы от 2 до 12000 км. В ходе январских тестов он развивал

скорость в 10 М. Современные средства ПВО не в состоянии надежно поразить маневрирующую с такой скоростью цель. Таким образом, Китай стал третьей державой, после США и России, обладающей технологией гиперзвуковых носителей обычного и ядерного оружия.

Преимущества подобной технологии обусловлены большой дальностью стрельбы (вплоть до глобального удара по любой точке поверхности Земли), достаточно простым устройством аппарата (отсутствует маршевый двигатель), значительной массой боевой части и, наконец, высокой скоростью полета – более 10 М.

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

Россия сосредоточилась на разработке ракет с гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем, которые могут запускаться с открытых стартовых позиций континентальной части территории страны, с кораблей, а также с самолетов боевой авиации. Существует российско-индийский проект по разработке подобных систем оружия. Таким образом, к 2023 году Индия также сможет войти в «Гиперзвуковой клуб». Преимущество гиперзвуковых ракет состоит не только в меньшей стоимости, но и в большей гибкости технологии применения, в отличие от глайдеров, запускаемых с помощью баллистических ракет.

Оба типа гиперзвукового оружия могут нести обычную или ядерную БЧ. Специалисты Австралийского института стратегической политики рассчитали, что кинетическая энергия удара гиперзвуковой

боеголовки, без фугасной или ядерной БЧ, с массой в 500 кг и скоростью 6 М, по причиняемым разрушениям сравнима с подрывом боеголовки обычной дозвуковой ракеты AGM-84 HARPOON, оснащенной БЧ со взрывчаткой массой около 100 кг. Это составляет всего лишь четверть огневой мощи российской противокорабельной ракеты П-270 МОСКИТ со взрывчаткой массой 150 кг и скоростью 4 М.

Может сложиться впечатление, что гиперзвуковое оружие не намного превосходит существующее сверхзвуковое. Однако, все не так просто. Дело в том, что боеголовки баллистических ракет легко пеленгуются на значительном расстоянии и, к тому же, падают по предсказуемой траектории. Хотя их скорость огромна, современные компьютерные технологии сделали возможным перехват боеголовок на этапе спуска по баллистической кривой, что с успехом демонстрирует американская система противоракетной обороны.

Опять же, гиперзвуковые летательные аппараты заходят на цель по относительно пологой траектории, находятся в воздухе предельно малое время и, главное, обладают высокой маневренностью. Как правило, современные средства ПВО не в состоянии за короткий промежуток времени обнаружить, классифицировать и затем поразить гиперзвуковую цель.

Современные зенитные ракеты попросту не могут догнать гиперзвуковую цель. Например, ракета зенитного ракетного комплекса С-300 может разогнаться до скорости 7,5 М, да и то, лишь на короткий промежуток времени. И, таким образом, становится очевидным, что цель, летящая со скоростью около 10 М, в подавляющем большинстве случаев для нее будет “не по зубам”. Кроме того, поражающая способность гиперзвуковых средств нападения может быть существенно увеличена за счет использования кассетной БЧ.

Распространение гиперзвукового оружия, способного проходить сквозь любые системы ПВО, ставит новые вопросы обеспечения глобальной безопасности и военного паритета. В свою очередь члены “Гиперзвукового клуба” получают возможность практически гарантированно уничтожать объекты критической инфраструктуры противника.

Преимущества, которые обеспечивают гиперзвуковые технологии, как оказалось, порождают и множество проблем аэронавигации, среди которых главными следует признать сверхвысокие температуры – до 2000 °С, вибрацию фюзеляжа, проблемы с управлением аппаратом, проникающее акустическое излучение и ударную N-волну. В статье внимание уделяется изучению упругого воздействия последних двух факторов на летательные аппараты, в частности, их влияние на бортовую пилотажно-навигационную аппаратуру, следствием чего является возникновение технологических рисков эксплуатационного использования гиперзвуковых технологий.

Приборы инерциальной навигации нашли широкое применение во многих производствах, в частности, в ракетно-космической технике [4]. Подобная востребованность объясняется замечательным свойством инерциальных систем, присущим только им, – автономностью [5]. Многие годы волчок оставался занимательной игрушкой, пока англичанин Sperry не посетил гениальная мысль поместить его в карданы подвеса [6]. Такой курсоуказатель использовался в первую мировую войну 1914–1918 г.г. на торпедах.

Наиболее широкое использование гироскопы нашли в качестве сенсоров автономного позиционирования [7]. Гироскопы разнообразного функционального назначения могут образовывать целые навигационные системы [8].

Исключительная роль возлагается на инерциальные приборы при решении задач управления ракетой. Так, многоразовый носитель нового поколения ADELINЕ компании SPACE X для плавной посадки многотонной ракеты использует кроме тяги основных двигателей еще и усложненную систему управления, способную балансировать гигантской “свечой” ракеты при посадке на взлетно-посадочную полосу, либо на морскую платформу. Инерциальные сенсоры здесь играют решающую роль. Спасение ракеты-носителя представляется крайне важным по той причине, что ее стоимость составляет 80 % стоимости всего пуска.

Европейцы представили многоразовую ракету-носитель AIRBUS, способную возвращаться на Землю “по-самолетному” благодаря крыльям. Появление многоразовых ракет делает космос гораздо доступнее, с одной стороны, поставщики таких услуг – получают серьезное конкурентное преимущество, с другой.

Модифицированные корабли СОЮЗ МС и ПРОГРЕСС МС производства Российской ракетно-космической корпорации ЭНЕРГИЯ в системах управления сохранили блоки измерения линейных ускорений, а также блоки датчиков угловых скоростей БДУС для полной интеграции систем управления этих кораблей в бортовой комплекс управления российским сегментом МКС.

В литературе появляются иногда критические замечания о возможностях инерциальных навигационных систем для современных технологий [9]. Предлагаются различные “экзотические” схемы сенсоров для решения задач позиционирования, в том числе и твердотельные сенсоры. К слову сказать, последние совершенно непригодны для суборбитальных и атмосферных гиперзвуковых технологий ввиду сверхвысоких температур и мощной ударной N-волны природных условий.

Оборонное научное ведомство Пентагона DARPA объявило о начале разработки программы по созданию новейшей инерциальной системы навигации C-SCAN. Этот сенсор строится на высокоточных атомных часах, способен выдерживать значительные перегрузки, быстро включаться и эффективно использоваться в военной технике, в том числе, в управляемых боеприпасах. Все это объединено в одной микросистеме с высокой степенью интеграции.

В данной работе проводится изучение влияния пространственного (геометрического) резонанса в условиях гиперзвукового движения летательного аппарата на возникновение дополнительных погрешностей автономного позиционирования, служащих одной из причин технологических рисков эксплуатационного использования [10, 12]. Рассматривается наиболее сложный подвес инерциального сенсора – полиагрегатный.

3. Цель и задачи исследований

Целью исследований служит снижение технологических рисков гиперзвуковой аэронавигации и доведение до пригодного к серийному производству уровня технологий гиперзвукового полета.

Поставленная цель подразумевает решение следующих задач:

1. Построение расчетных моделей изучаемого явления и установление природы появления дополнительных погрешностей инерциального сенсора, вызванных дифракционными явлениями на подвесе гироскопа.

2. Разграничение диапазона изучения явления на два, а именно – выше граничной частоты и ниже граничной частоты, с целью выявления наиболее опасных возмущений в подвесе, обусловленных дифракцией звуковых волн.

3. Установить в аналоговой форме значения погрешностей инерциального датчика, обусловленных возмущенным прецессионным движением, а также действием моментов сил инерции Кориолиса на выходной оси, порождающих гироскопическую реакцию. Дать оценку численной величине погрешности позиционирования.

4. Расчетная модель низкочастотного резонанса

Проанализируем влияние акустического излучения на серийно выпускаемый двухстепенной гироскоп класса ДУСУ с поплавковым подвесом. Круговой цилиндрический корпус прибора будем считать тонкой оболочкой бесконечной по протяженности, считая, что влияние торцов на оболочечную часть минимально.

Если на оболочку действуют только нормально приложенные к ней возмущения, тогда величина звукопроницаемости корпуса будет определяться соотношением [11]

$$\tau = \frac{1}{\left| 1 + \frac{i}{\Delta_{\Pi}} \left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_{\text{гр}}} \right)^2 \sin^4 \theta - \left(\frac{\omega_{\text{III}}}{\omega} \right)^2 \sin^4 \psi \right] \right|^2}, \quad (1)$$

где $\Delta_{\Pi} = \frac{2\rho_0 c_0}{m_{\Pi} \omega \cos \theta}$, ω_{III} – круговая частота собственных, чисто радиальных, колебаний кольца корпуса прибора при сжатии-растяжении.

Из формулы (1) следует, что звукопроницаемость корпуса может резко снижаться на частотах ниже граничной $f_{\text{гр}}$.

Тогда, при выполнении условия

$$\omega = \omega_{\text{III}} \sin^2 \psi \quad (2)$$

оболочечная часть корпуса станет «акустически прозрачной» (конечно, в предположении отсутствия потерь). Это условие можно рассматривать также как равенство следа окружности шпангоута и следа окружной волны на плоскость, параллельную к фронту падающей волны, т. е.

$$\frac{2\pi R}{\sin \psi} = \lambda_{\Pi} \sin \psi. \quad (3)$$

Таким образом, в цилиндрическом корпусе прибора возникает на низких частотах геометрический (пространственный) резонанс окружных волн. Но только на частотах не выше ω_{III} .

В случае диффузного облучения звуковой волной, коэффициент звукопроницаемости корпуса прибора

определяется операцией осреднения по Пэрису выражения (1), т. е.

$$\tau_{\theta\psi} = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \tau \sin 2\theta \, d\theta \, d\psi. \quad (4)$$

Таким образом, становится очевидным, что изгибные колебания корпуса ($Z_a \ll Z_c$), способны порождать резонанс в виде равенства следа падающей и изгибной волн только на частотах ω , превышающих граничную частоту $\omega_{\text{гр}}$. Причем, каждой частоте ω соответствует свой угол совпадения θ_c .

С другой стороны, окружные колебания корпуса ($Z_c \gg Z_a$) на низких частотах формируют равенство следа окружности шпангоута и следа окружной волны на плоскость, параллельную фронту волны.

Примем радиус R корпуса поплавкового прибора равным 0,025 м, а скорость окружной (продольной) волны в алюминии равной $c_1 = 6400 - 5200 \text{ мс}^{-1}$. Тогда можно установить условия наступления низкочастотного резонанса окружной волны в корпусе гироскопа с жидкостатическим подвесом.

Прежде всего, определим граничную частоту:

$$f_{\text{гр}} = \frac{c_1}{2\pi R} = \frac{6400}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,025} = 40,764 \text{ кГц}.$$

Значения угла ψ , при которых возникают в подвесе особенности резонансного типа на низких частотах, определяется из формулы (3).

С уменьшением угла ψ падения волны, снижается и частота совпадения f , т. е.

$$2\pi R \frac{f}{c_1} = \sin^2 \psi.$$

Очевидно, что резонансные значения угла ψ составляют 9° при $f = 1000 \text{ Гц}$, $12^\circ 25'$ – при $f = 2000 \text{ Гц}$, $82^\circ 10'$ – при $f = 4000 \text{ Гц}$. В последнем случае погрешность прибора может превышать 2 град с^{-1} .

5. Дифракция звуковых волн на подвесе гироскопа и погрешности измерений

Итак, в случае геометрического резонанса, акустическое излучение беспрепятственно входит внутрь прибора и через жидкостатический подвес попадает на поверхность поплавка. Дифракция звуковых волн вызывает циклически деформированное состояние поверхности, координатные функции которой будут иметь вид [2]

$$\begin{aligned} U_z &= \sum_{k=0}^{\infty} \left[a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z \right]; \\ U_{\varphi} &= \sum_{k=0}^{\infty} \left[b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z \right]; \\ U_r &= \sum_{k=0}^{\infty} \left[c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k\varphi \sin z \right]. \end{aligned} \quad (5)$$

где a_k, b_k, c_k – коэффициенты, z, φ – безразмерные координаты поплавка вдоль линии меридиана и вдоль линии параллели соответственно.

С летательным аппаратом свяжем систему координат $Ox_1 y_1 z_1$ (рис. 1).



Рис. 1. Схема углов Эйлера

С поплавком свяжем неинерциальную систему координат $Ox_1y_1z_1$ (рис. 2).

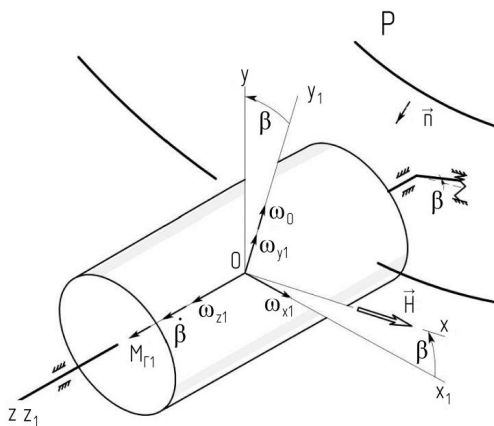


Рис. 2. Возмущенное состояние подвеса гироскопа при звуковом воздействии

Положение осей, связанных с ЛА, зададим с помощью углов Эйлера. В качестве опорной системы координат $O\xi\eta\zeta$ выберем тройку осей, связанных, например, с Землей. Тогда, проекции угловой скорости на оси $Ox_1y_1z_1$ и на оси $Ox_1y_1z_1$ будут определяться соотношениями:

$$\begin{aligned} \omega_{x_1} &= \dot{\theta} - \dot{\phi} \sin \psi; \\ \omega_{y_1} &= \dot{\phi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta; \\ \omega_{z_1} &= \dot{\phi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta; \\ \omega_x &= \omega_{x_1} \cos \beta + \omega_{y_1} \sin \beta; \\ \omega_y &= -\omega_{x_1} \sin \beta + \omega_{y_1} \cos \beta; \\ \omega_z &= \omega_{z_1} + \dot{\beta}, \end{aligned} \tag{6}$$

причем $\theta = \theta(t)$, $\psi = \psi(t)$, $\phi = \phi(t)$.

В условиях трехосной качки ЛА, импедансная поверхность поплавка порождает моменты сил инерции Кориолиса, на которые реагирует гироскоп. Причем, моменты, векторы которых направлены вдоль входной оси гироскопа, непосредственно вызовут прецессию подвижной части прибора с угловыми скоростями $(\omega_\phi^a)_1$, $(\omega_\phi^a)_2$, $(\omega_r^a)_1$, $(\omega_r^a)_2$:

$$\left. \begin{aligned} (\omega_\phi^a)_1 &= \frac{8\omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z}{3HR}; \\ (\omega_\phi^a)_2 &= \frac{8\omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}; \\ (\omega_r^a)_1 &= -\frac{8\omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}; \\ (\omega_r^a)_2 &= \frac{8\omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}, \end{aligned} \right\} \tag{8}$$

где H , I_z – кинетический момент гироскопа и момент инерции поплавка соответственно.

Моменты сил инерции Кориолиса, векторы которых направлены вдоль оси прецессии гироскопа (оси Oz), вызовут гироскопическую реакцию, которая сформирует “ложные” угловые скорости, на входной оси Oy ДУС:

$$\left. \begin{aligned} \omega_1^a &= \frac{4\pi\omega_x I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{HR}; \\ \omega_2^a &= \frac{4\pi\omega_y I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{HR}; \\ \omega_3^a &= \frac{-8\omega_z I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{HR}. \end{aligned} \right\} \tag{9}$$

Векторы этих угловых скоростей расположены на входной оси и прибор на них реагирует должным образом, вызывая прецессию подвижной части. В отличие от измеряемой угловой скорости ω_0 , эти скорости «фиксированные» и формируют погрешность измерений.

6. Обсуждение результатов анализа природы появления дополнительных погрешностей инерциального сенсора при летной эксплуатации

Таким образом, подвес гироскопа содержит три цилиндра – корпус, жидкостатический цилиндрический подвес и поплавок. Геометрический резонанс корпуса свел потери энергии акустического излучения к нулю и прошедшая без диссипации звуковая волна начинает взаимодействовать с жидкостью. В свою оче-

редь, жидкость переходит из статического состояния в активную энергетическую субстанцию вследствие имеющего место волнового совпадения для изгибных и окружных волн в корпусе. Кроме того, образуются зоны “каустики”, конфокальные оси прецессии прибора.

Нелинейные колебания взвешивающей жидкости и прошедшая звуковая волна создают упруго-напряженное состояние поплавка, воспринимаемое гироскопом как входная величина.

Стендовые полунатурные испытания позволили установить максимальную величину и динамику развития акустической погрешности во времени. Так, для серийного прибора ДУСУ2-6АС, предназначенного для использования в летательных аппаратах длительного действия, погрешность превысила 2 град $с^{-1}$. Это при пороге чувствительности 0,09 град $с^{-1}$ и пределе измерений в 6 град $с^{-1}$. Очевидно, что возникает вопрос о функциональной способности двухстепенного гироскопического датчика угловых скоростей в эксплуатационных условиях гиперзвукового движения.

Такая погрешность пилотажно-навигационных приборов создает исключительный технологический риск, например, при выполнении маневра стыковки, плавной посадки на взлетно-посадочную полосу или на платформу мобильного базирования и др.

7. Выводы

Построенные расчетные модели изучаемого явления позволили прояснить природу возникновения до-

полнительных погрешностей инерциальных сенсоров и установить степень влияния координатных функций возмущенного состояния поплавка на структуру возникающих погрешностей.

Очерчены зоны определяющего влияния изгибных и окружных колебаний корпуса прибора в диффузном поле акустического излучения при циклическом нагружении.

Проведена интегральная оценка погрешности инерциального сенсора, возникающая вследствие упруго-напряженного состояния поплавка – непосредственно (когда момент сил инерции Кориолиса направлен по входной оси) и опосредствованно (когда момент сил инерции Кориолиса направлен вдоль оси прецессии). Проведен численный анализ дополнительной погрешности инерциального сенсора, который подтверждает наличие опасности технологического риска в эксплуатационных условиях гиперзвукового движения.

Проведенные стендовые испытания инерциальных сенсоров класса ДУСУ, а также истолкование природы появления акустической погрешности, приводят к выводу о необходимости создания на борту “акустического комфорта” для пилотажно-навигационного оборудования. Какими методами будет осуществляться эта процедура – активными, пассивными, автокомпенсационными или иными – решается в каждом конкретном случае исходя из тактико-технических или массо-габаритных требований.

Все сказанное в равной степени относится к управляемому и автоматическому полетам.

Литература

1. Kulyk, M. S. Suborbital and Atmospheric Hypersound Technologies [Текст]: монографія / М. S. Kulyk, V. M. Mel'nyck, V. V. Karachun, N. V. Ladogubets. – Национальний авіаційний університет, Національний технічний університет України “КПІ”, 2015. – 328 р.
2. Карачун, В. В. Надзвукові літальні апарати [Текст]: монографія / В. В. Карачун, Н. В. Ладогубець, В. М. Мельник. – Національний технічний університет України «КПІ», НАУ. – Київ, “Корнійчук”, 2014. – 240 с.
3. Патент № 85150 на корисну модель, Україна, МПК G 01C 19/20 (2006.01). Поплавковий гіроскоп [Текст] / Мельник В. М. – заявник і патентовласник НТУУ «КПІ». № u2013 06284. – Заявл. 21.05.2013; опубл. 11.11.2013, Бюл. №21. – 1 с.
4. Winter, F. H. 100 years of flight: a chronicle of aerospace history, 1903-2003 [Text]: monograph / F. H. Winter, F. R. Van der Binder. – Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. – 524 p.
5. Barbour, N. M. Inertial Navigation Sensors [Text] / N. M. Barbour. – Cambridge, 2010. – 10 p.
6. Nwe, T. T. Application of an Inertial Navigation System to the Quad-rotor UAV using MEMS Sensors [Text] / T. T. Nwe et. al. // Engineering and Technology. – 2008. – Vol. 42. – P. 578–582.
7. Woodman, O. J. An introduction to inertial navigation [Text]: monograph / O. J. Woodman. – Cambridge, 2007. – 37 p.
8. Le Manh Hung, V. Indoor Navigation System for Handheld Devices [Text]: monograph / V. Le Manh Hung. – Worcester, 2009. – 198 p.
9. Nasiri, S. A. Critical Review of MEMS Gyroscopes Technology and Commercialization Status [Text] / S. A. Nasiri. – California, 2004. – 8 p.
10. Карачун, В. В. Пассивные методы уменьшения погрешностей поплавкового гироскопа при действии N-волны [Текст] / В. В. Карачун, В. Ю. Шибецкий // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – Т. 5, № 7 (59). – С. 8–10. – Режим доступа: <http://journals.urau.ua/eejet/article/view/4149/3912>
11. Заборов, В. И. Теория звукоизоляции ограждающих конструкций [Текст]: монография / В. И. Заборов. – М.: Стройиздат, 1962. – 116 с.
12. Heng, M. Design of a NURBS Interpolator with minimal feed fluctuations and continuous feed modulation capability [Text] / M. Heng, K. Erkorkmaz // International Journal of Machine Tools and Manufacture. – 2010. – Vol. 50, Issue 3. – P. 281–293. doi: 10.1016/j.ijmachtools.2009.11.005