

УДК 629.7.5 (075.8)

**А.М. СУББОТА, В.Ф. СИМОНОВ***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИЗМЕРИТЕЛЬ УГЛОВЫХ УСКОРЕНИЙ**

Рассматривается один из возможных вариантов создания малогабаритных акселерометров угловых ускорений, построенный на базе тора, заполненного жидкостью, и частотно-информационного выходного преобразователя автогенераторного типа, обладающий высокой чувствительностью и линейной статической характеристикой.

**тороидальный корпус, жидкостная сейсмическая масса, плоскопараллельные пластины, автогенераторы, угловое ускорение, частота колебаний**

**Введение**

В целях управления летальными аппаратами широкое применение получили метод инерциальной навигации и инерциальные навигационные системы (ИНС). Из всех навигационных систем ИНС являются единственными, которые наилучшим образом удовлетворяют целому комплексу таких важных требований как универсальность, полная автономность, помехозащищенность, а также скрытность работы, т.е. невозможность обнаружения этой системы с помощью средств наблюдения и обнаружения, расположенных вне объекта. Вместе с тем, при соответствующем уровне развития техники эти системы могут обеспечить достаточно высокую точность навигации, которая ограничивается практически только точностью приборов, регистрирующих положение ЛА в пространстве, и будет повышаться по мере их совершенствования.

Современные инерциальные навигационные системы представляют собой сложные автоматические устройства, объединяющие целый комплекс разнообразной аппаратуры и функциональных элементов. Одними из них являются приборы первичной информации о вращательном движении базовых направлений – датчики угла, угловой скорости и углового ускорения (акселерометры угловых ускорений – АУУ).

**1. Формулирование проблемы**

В настоящее время известно много разнообразных вариантов акселерометров угловых ускорений. Однако, широкое распространение получили однократно и двукратно интегрирующие АУУ, созданные на базе гироскопических приборов (датчики угловой скорости (ДУС), трехстепенные гироскопы). Сложившиеся к настоящему времени технические традиции создания преобразователей первичной информации о вращательном движении базовых направлений на основе гироскопических приборов не могли не сказаться на их развитии. В связи с этим, несмотря на значительную аналогию простых линейных и угловых акселерометров и их важнейшую особенность при использовании в системах управления летательными аппаратами, заключающуюся в непосредственном измерении сил и, соответственно, моментов, действующих на ЛА, АУУ из-за их больших габаритов и низкой чувствительности до сих пор не получили должного применения. Практически одним из первых применений простых АУУ являются акселерометры, используемые на баллистических ракетах класса «Минитмен».

Проблема измерения углового ускорения достаточно остро стоит для космических летательных аппаратов. Так, например, вращение спутника с угловым ускорением  $\varepsilon = 0,78 \cdot 10^{-6}$  1/с в течение 9 ми-

нут вызовет его поворот на  $6^\circ$  [1]. Таким образом, с течением времени при незначительных угловых ускорениях спутник может потерять требуемую ориентацию.

Очевидно, что применение в данном случае гироскопических измерителей, обладающих даже скоростью ухода порядка  $10^{-2}$  град/ч, при длительных орбитальных полетах с течением времени приведет к большим ошибкам. В связи с этим заслуживает внимания вопрос применимости АУУ в системах управления ЛА и их преимуществ перед гироскопическими ДУС.

На большинстве космических ЛА для обеспечения системы углового отсчета в системе управления (СУ) или же для коррекции ИНС используются астроследящие устройства. Поэтому практически целесообразно осуществить замену гироскопов акселерометрами угловых ускорений для получения в течение коротких периодов времени информации об угловой ориентации с применением периодической коррекции от астроследящих устройств. Малое потребление энергии, высокая надежность и чувствительность при незначительных габаритно-массовых характеристиках обеспечивают должный интерес к АУУ при проектировании систем управления космических объектов.

## 2. Решение проблемы

На рис. 1 представлен один из возможных вариантов построения акселерометра угловых ускорений, удовлетворяющий требованиям их использования на космических ЛА.

Корпус 1 акселерометра имеет форму тора, внутренний объем которого заполнен рабочей жидкостью 2, представляющей собой сейсмическую массу. С целью исключения влияния объемных расширений жидкости на конструктивные элементы прибора, вследствие изменения температуры окружающей среды, к корпусу прикреплен сильфон 3. В середине тора в диаметрально противоположных его

сторонах размещены по два плоскопараллельных электрода 4 и 5.

Электроды 4 являются неподвижными. Между подвижными электродами 5 и неподвижными 4 размещены упругие элементы 6. Электроды изолированы от корпуса 1 и друг от друга и выполняют роль обкладок плоскопараллельного конденсатора. Каждая пара электродов соответствующим образом подключена ко входам автогенераторов 7 и 8, выходные сигналы которых поступают на блок цифровой обработки информации 9. Для регулирования динамических характеристик акселерометра предусмотрено устройство 10. Данное устройство представляет собой канал с регулируемым проходным сечением, за счет чего обеспечивается необходимая для демпфирования скорость перетекания жидкости из одной части корпуса, находящейся, например, над электродами, в другую его часть, которая находится под ними.

Основные направления перетекания жидкости на рис. 1, а показаны стрелками. При этом предполагается, что вектор ускорения  $\overline{\varepsilon_x}$  объекта совпадает с осью чувствительности акселерометра ОХ (рис. 1, б).

При вращении объекта с угловым ускорением  $\varepsilon_x$  к чувствительному элементу – рабочей жидкости, прикладывается инерционный момент

$$M_u = J_x \varepsilon_x, \quad (1)$$

где  $J_x$  – момент инерции рабочей жидкости относительно оси ОХ.

Под действием момента  $M_u$  возникает сила давления на подвижные пластины, которые совместно с неподвижными образуют конденсаторы  $C_1$  и  $C_2$  (рис. 1, а). При этом начальное расстояние  $d_0$  между подвижными и неподвижными пластинами изменится и, соответственно, для выбранного положительного направления углового ускорения, становится равным:

$$\begin{aligned} d_1 &= d_0 - x; \\ d_2 &= d_0 + x, \end{aligned} \quad (2)$$

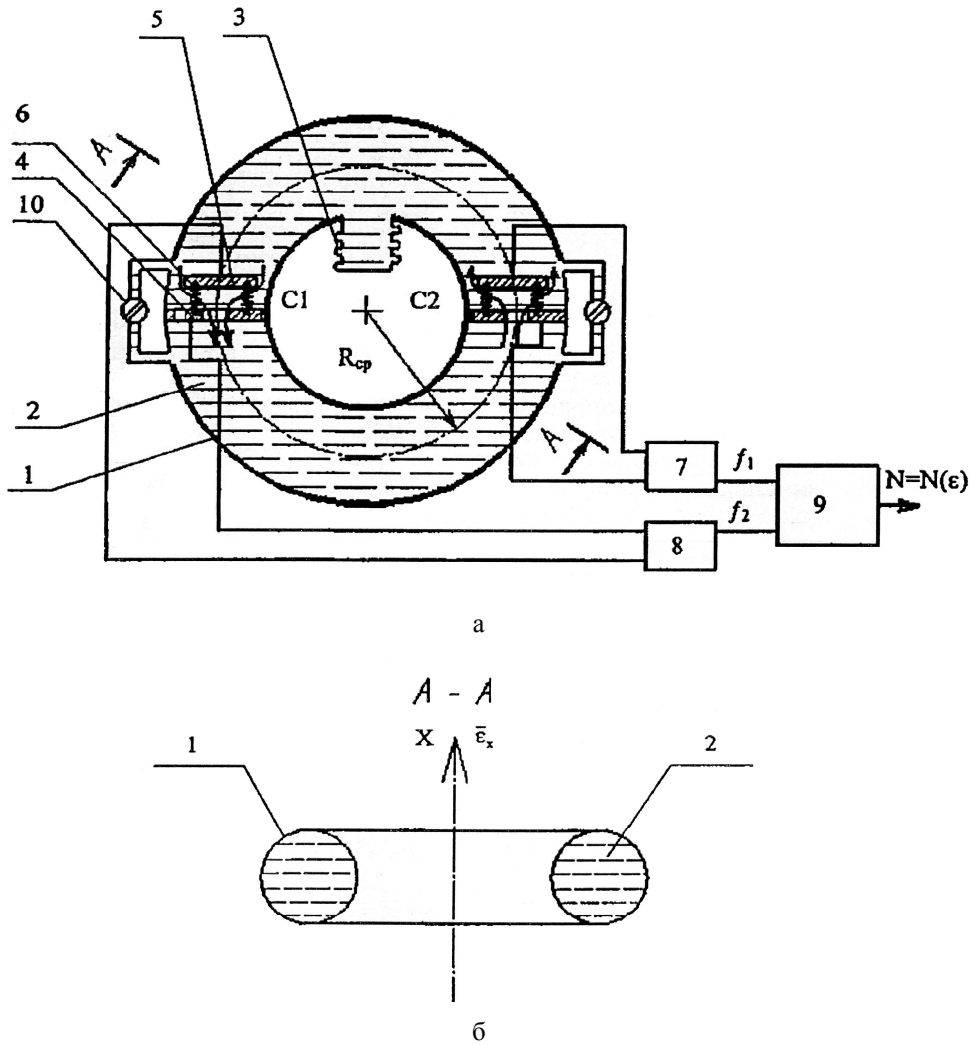


Рис. 1. Акселерометр угловых ускорений

где  $x$  – смещение пластин относительно исходного положения.

Пластины конденсаторов  $C_1$  и  $C_2$  в данном случае выполняют функции емкостного преобразователя. С целью преобразования текущего значения емкости каждого конденсатора в частоту их пластины включены соответствующим образом в колебательные контуры автогенераторов 7 и 8. При этом зависимости частот  $f_1$  и  $f_2$  колебаний выходных сигналов автогенераторов имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{k0}C_{k1}}}; \\ f_2 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{k0}C_{k2}}}, \end{aligned} \tag{3}$$

где  $L_{k0}$  – индуктивность контуров;

$C_{k1}, C_{k2}$  – текущие значения ёмкостей контуров.

При условии  $C_{k1} = C_{k2} = C_{k0}$  автогенераторы генерируют одинаковые частоты  $f_1 = f_2 = f_0$ . Таким образом, значению  $\epsilon_x = 0$  соответствует разность частот  $f_1 - f_2$ , также равная нулю.

При  $\epsilon_x \neq 0$  значения емкостей преобразователей могут быть представлены в следующем виде:

$$\begin{aligned} C_{k1} &= \frac{C_{k0}}{1 - \frac{x}{d_0}}; \\ C_{k2} &= \frac{C_{k0}}{1 + \frac{x}{d_0}}, \end{aligned} \tag{4}$$

где  $C_{K0} = \frac{\varepsilon\varepsilon_U S}{d_0}$  – начальная емкость конденсаторов  $C_1$  и  $C_2$  при  $\varepsilon_X = 0$ ;

$\varepsilon$  – диэлектрическая проницаемость жидкости;

$\varepsilon_U$  – электрическая постоянная;

$S$  – площадь пластин конденсаторов  $C_1$  и  $C_2$ .

Введем обозначение  $\alpha = x/d_0$ .

Тогда выражения (3) могут быть записаны таким образом:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{K0}\frac{C_{K0}}{1-\alpha}}}; \\ f_2 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{K0}\frac{C_{K0}}{1+\alpha}}}, \end{aligned} \quad (5)$$

откуда находим

$$f_2^2 - f_1^2 = \frac{\alpha}{2\pi^2 L_{K0} C_{K0}}. \quad (6)$$

Для автогенераторов с линейными выходными характеристиками текущие значения частот равна:

$$\begin{aligned} f_1 &= f_0 \mp \Delta f; \\ f_2 &= f_0 \pm \Delta f. \end{aligned} \quad (7)$$

Тогда левая часть выражения (6) с учетом (7) принимает вид

$$\begin{aligned} (f_2^2 - f_1^2) &= [(f_0 + \Delta f) - (f_0 - \Delta f)] \times \\ &\times [(f_0 + \Delta f) + (f_0 - \Delta f)] = 4f_0 \cdot \Delta f, \end{aligned} \quad (8)$$

где  $f_0$  – начальная частота колебаний автогенераторов;

$$\Delta f = \frac{f_2 - f_1}{2} \text{ – разностная частота преобразования.}$$

ния.

На основании выражений (6) и (8) имеем

$$\Delta f = \frac{\alpha}{8\pi^2 L_{K0} C_{K0} f_0} = \frac{f_0}{2} \alpha. \quad (9)$$

Под действием инерционного момента  $M_{II}$  жидкость перемещается, что приводит к появлению гидравлического давления на подвижные пластины  $C_1$  и  $C_2$ . В равновесном состоянии

$$J_X \varepsilon_X = PR_{CP}, \quad (10)$$

где  $P$  – сила гидравлического давления жидкости на пластины конденсаторов;

$R_{CP}$  – среднее расстояние от оси чувствительности до центра давления.

Из (10) следует, что сила гидравлического давления прямо пропорциональна измеряемому ускорению

$$P = \frac{J_X}{R_{CP}} \varepsilon_X. \quad (11)$$

В результате действия силы  $P$  осуществляется деформация упругих элементов. Для установившегося режима сила  $P$  уравнивается противодействующей силой  $F$  упругости пружин

$$P = F$$

$$\text{или} \quad \frac{J_X \varepsilon_X}{R_{CP}} = K_{y,x}, \quad (12)$$

где  $K_{y,x}$  – соответственно коэффициенты жесткости и деформации упругих элементов.

Из (12) следует, что перемещение пластин конденсатора равно

$$x = \frac{J_X \varepsilon_X}{K_y R_{CP}}. \quad (13)$$

Учитывая выражения (9), (13), а также, то, что  $x = \alpha \cdot d_0$ , окончательно имеем выражение для статической характеристики акселерометра

$$\Delta f = \frac{J_X f_0}{2d_0 K_y R_{CP}} \varepsilon_X$$

$$\text{или} \quad \Delta f = K \varepsilon_X, \quad (14)$$

где  $K = \frac{J_X f_0}{2d_0 R_{CP} K_y}$  – коэффициент, определяющий

чувствительность акселерометра.

Как видно из выражения (14), выходная характеристика акселерометра с дифференциальным включением емкостных преобразователей является линейной, что и требуется от таких приборов при их использовании в системах управления летательными аппаратами.

*Пример.* Предположим, что рассматриваемый акселерометр угловых ускорений имеет следующие конструктивные параметры:

- объемная плотность рабочей жидкости

$$\rho_v = 1,26 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3;$$

- момент инерции чувствительного элемента

$$J_x = 3,2 \cdot 10^{-5} \text{ кг м}^2;$$

- начальная частота колебаний автогенераторов

$$f_0 = 21 \text{ МГц};$$

- коэффициент упругости упругих элементов

$$K_y = 24,5 \text{ Н/м};$$

- начальное расстояние между пластинами конденсаторов

$$d_0 = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

- средний радиус корпуса, выполненного в виде тора

$$R_{cp} = 20 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

Тогда чувствительность такого акселерометра

$$K = 0,1371 \cdot 10^6 \text{ Гц/рад} \cdot \text{с}^{-2};$$

частота собственных недемпфированных колебаний

$$\omega_0 = 875 \text{ рад/с};$$

коэффициент динамической восприимчивости (при частоте изменения углового ускорения 0...5 Гц и степени затухания  $\xi = 0,707$ ):

$$\lambda = 0,99995,$$

что обеспечивает динамическую погрешность прибора  $\gamma < 0,01\%$ .

## Заключение

Таким образом, расчетные параметры показывают, что предложенный акселерометр угловых ускорений полностью соответствует требованиям, предъявляемым к такого рода приборам при их использовании в системах управления космическими аппаратами.

## Литература

1. Лей А. Применение углового акселерометра с жидким ротором для стабилизации и управления // Вопросы ракетной техники. – 1970. – № 2. – С. 80 – 83.
2. Пат. 3238787 США, МКИ G01P9/02. Angular accelerometer equipped with mercury filled rotor / Riordan H.E. (США).
3. Субботин В.М., Кузнецов Ю.И. Гидравлический датчик угловых ускорений // Известия ВУЗов «Приборостроение». – 1967. – № 8, том X. – С. 21 – 27.
4. Пат. 61579А України; МПК 7 G01P15/125. Вимірювач кутових прискорень. / Кулік А.С., Субота А.М., Бандура І.М., Симонов В.Ф.; Х.: Нац. аэрокосм. ун-т „Харьк. авиац. ин-т”. – № 2003032005; заявлено 06.03.03; опубл. 17.11.03; Бюл. № 11. – 4 с.

*Поступила в редакцию 14.01.2005*

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