

В. Я. РАСПОПОВ, А. П. ШВЕДОВ, С. Е. ТОВКАЧ, П. П. ПАРАМОНОВ, Ю. И. САБО

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены построители вертикали беспилотных летательных аппаратов для определения углов тангажа и крена, выполненные по схемам двухгироскопной маятниковой гировертикали и бесплатформенной системы ориентации на микромеханических инерциальных чувствительных элементах и пирометрических датчиках.

Введение

Построители вертикали, независимо от их схемотехнического решения, служат для измерения углов тангажа и крена летательных аппаратов (ЛА), включая беспилотные летательные аппараты (БПЛА), и являются неотъемлемой частью бортовой аппаратуры управления.

Первые построители вертикали для летательных аппаратов (классические вертикали) содержали платформы (кардановые подвесы), физически реализующие опорные системы координат, относительно которых определяется текущая угловая ориентация ЛА.

В конце XX века, в связи с развитием беспилотной авиации и активным использованием мини- и микроБПЛА, возникла задача создания миниатюрных построителей вертикали, так как классические платформенные вертикали не позволяли обеспечить требуемых массогабаритных характеристик.

Появление микромеханических инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ) способствовало появлению бесплатформенных систем ориентации, где определение углов тангажа и крена осуществлялось аналитически на основе измерения отдельных параметров движения ЛА при последующем преобразовании полученных сигналов и их интегрировании.

Наряду с вертикалями на микромеханических чувствительных элементах, имеющими накапливаемые погрешности, возможно построение вертикалей, использующих датчики неинерциального типа, например пирометры, позво-

Распопов Владимир Яковлевич. Доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой Тульского государственного университета. Действительный член Академии навигации и управления движением.

Шведов Антон Павлович. Кандидат технических наук, ассистент кафедры Тульского государственного университета.

Товкач Сергей Евгеньевич. Кандидат технических наук, консультант по авионике и электронике вертолетов МИ и тренировочного оборудования компании «Вертикаль де Авильсьон ЛТДА» (Москва).

Парамонов Павел Павлович. Доктор технических наук, профессор, генеральный директор и главный конструктор ОКБ «Электроавтоматика» им. П.А. Ефимова (С.-Петербург). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Сабо Юрий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный конструктор направления ОКБ «Электроавтоматика» им. П.А. Ефимова. Действительный член Академии навигации и управления движением.

Статья по докладу на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

ляющие определять углы тангажа и крена по разнице инфракрасного излучения небосвода и поверхности Земли без накопления ошибок в течение времени работы.

Цель статьи заключается в изложении схемотехнических и алгоритмических особенностей построения гировертикали и бесплатформенных систем ориентации на микросистемных ЧЭ.

Гировертикаль

Простейшие классические гировертикали могут быть построены по схеме гиromаятника либо двухосных гиросtabilизаторов с коррекцией от акселерометров по местной вертикали. Подобные гировертикали при движении ЛА с ускорением имеют скоростные погрешности, а при координированном развороте ЛА – выраженные погрешности [1]. Для устранения указанных погрешностей может быть использован выключатель коррекции.

Гировертикаль, в значительной степени устраняющая недостатки обычных гировертикалей, представляет собой электромеханическую систему (рис. 1) [2], включающую два трехстепенных гироскопа 1, 4 с электрическими гиromоторами (ГМ), соединенными между собой по линии главных осей сферической шарнирной связью 7 (пространственный шарнир). Гироскопы с помощью двухстепенной системы подвеса 3, 5 смонтированы в корпусе 9 гиropрибора, который

посредством монтажно-крепежного элемента 10 устанавливается на ЛА.

Измерение углов тангажа и крена осуществляется датчиками углов 2, 8 оптико-электронного типа.

Вдоль линии, проходящей через центры подвесов гироскопов, установлен электромагнитный механизм 6, который, в соответствии с командами управления, может выполнять три функции:

- уравнивание гиropрибора в двухстепенной системе подвеса относительно корпуса;
- арретирование гироскопов относительно двухстепенной системы подвеса с одновременным понижением центра масс гиropрибора относительно его центра подвеса в корпусе;
- понижение центра масс гиropрибора относительно центра его подвеса в корпусе при сохранении шести степеней свободы системы.

В первом случае при сбалансированных гироскопах относительно своих центров подвеса система становится двухосным силовым гиросtabilизатором (без разгрузки). Это состояние

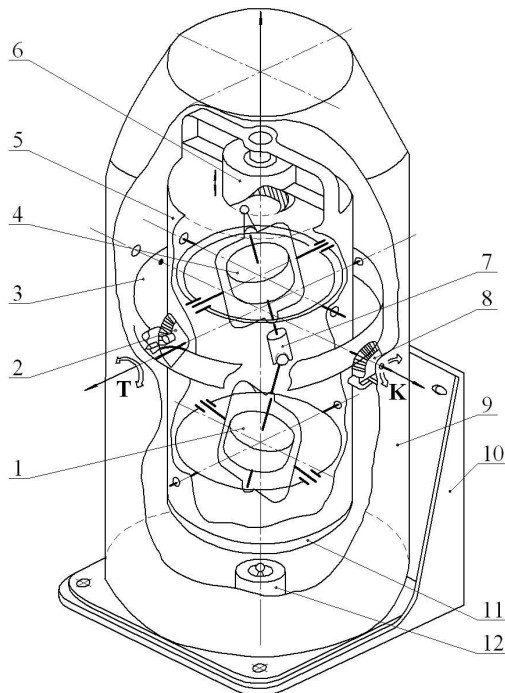


Рис. 1. Кинематическая система гировертикали: 1, 4 – трехстепенные гироскопы; 2, 8 – датчики углов; 3, 5 – элементы подвеса гироскопов в корпусе; 6 – электромагнитный механизм; 7 – пространственный шарнир; 9 – корпус; 10 – монтажно-крепежный элемент; 11 – сферическая крышка; 12 – электромагнитный механизм демпфирования

становится двухосным силовым гиросtabilизатором (без разгрузки). Это состояние

структуры гироскопа соответствует непосредственному гиросtabilизатору (ГС).

Во втором случае система превращается в пространственный физический маятник (ФМ).

В третьем случае система трансформируется в маятниковую гировертикаль с двумя трехстепенными гироскопами, соединенными пространственным шарниром. Это состояние структуры гироскопа соответствует маятниковой гировертикали (МГВ).

Трансформируемая структура гироскопа позволяет: в режиме ФМ – осуществлять первоначальную выставку; в режиме МГВ – эффективно противостоять возмущениям, обусловленным фугоидными колебаниями ЛА; в режиме ГС – сохранять невозмущаемость гироскопа на виражах ЛА.

Гировертикаль предназначена для установки на БПЛА, имеющем следующие параметры траектории полета: угол набора высоты 12° , высота полета 1,5 км, средняя скорость 30 м/с, дальность полета (в одну сторону) 50 км, полет по «коробочке» со стороной в 1 км, угловая скорость разворотов менее 12 град/с, продолжительность полета до 8 ч.

Приведем последовательность работы гироскопа на различных участках траектории. На пусковой установке до начала движения БПЛА осуществляется разгон гироскопов. Гироскопы находятся в заарретированном положении и благодаря нижней маятниковости происходит выставка гироскопа по линии местной вертикали.

Перед стартом происходит разарретирование гироскопов и уравнивание гиросистемы – перевод прибора в режим непосредственного гиросtabilизатора, в состоянии которого он находится на пусковой установке и на участке набора высоты БПЛА.

После выхода БПЛА на горизонтальный участок полета гироскоп переводится в режим физического маятника и происходит его коррекция по линии местной вертикали. При отсутствии ускорений на этом участке гироскоп может работать в режиме гировертикали. Если в силу фугоидных движений БПЛА по тангажу и случайных колебаний по крену ожидается появление ускорений, то более предпочтительным является режим работы непосредственного гиросtabilизатора. В этом случае необходимо выполнить коррекцию гироскопа, т.е. перевести его в режим физического маятника.

Перед входом в вираж необходима коррекция гироскопа, а на вираже прибор работает в режиме непосредственного гиросtabilизатора.

Для устранения колебаний, возникающих в результате переключения режимов работы прибора, служит электромагнитный механизм демпфирования 12, который представляет собой циклический электромагнит, якорь которого в течение 3-4 циклов взаимодействия со сферической крышкой 11, устраняет колебания ротора.

Общий вид гировертикали (со снятой крышкой) показан на рис. 2.

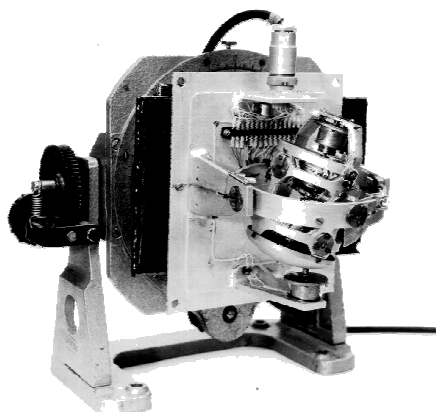


Рис. 2. Общий вид гировертикали на поворотной установке

Типовые графики изменения углов крена γ и тангажа χ для характерных значений угловой скорости ω_{γ} прохождения виражных участков траектории полета приведены на рис. 3.

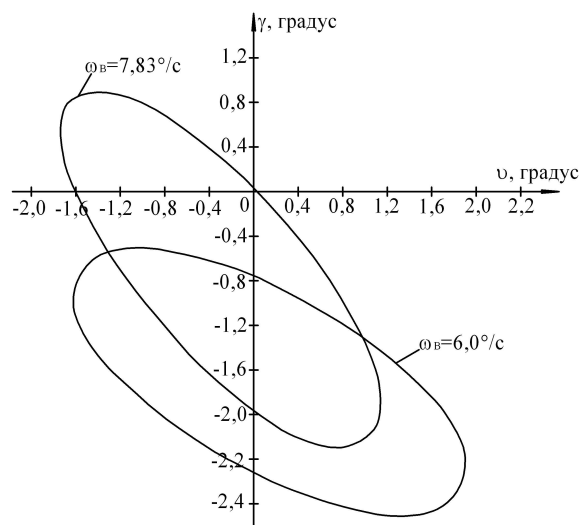


Рис. 3. Характерные графики изменения углов крена и тангажа при прохождении БПЛА участков виражей

Гировертикаль измеряет углы крена в диапазоне от -45° до $+45^\circ$, углы тангажа – от -15° до $+30^\circ$. Среднеквадратичная ошибка измерений 2° , масса прибора до 400 г, масса вторичного источника питания до 200 г.



Рис. 4. Общий вид БПЛА «ГРАНТ» и «БРАТ» (сопоставление размеров)

Гировертикали массой около 1 кг (вместе с блоком питания) используются на борту БПЛА с взлетной массой порядка 20 кг. Например, на борту БПЛА «ГРАНТ», разработанном в НПП «Новик-XXI век» (рис. 4) используется гиromаятник с маятниковой коррекцией типа МГВ (разработка ОАО «ОКБ «Темп-Авиа»). Гировертикаль на рис. 2 предназначена для БПЛА с аналогичными летно-техническими характеристиками. На БПЛА с взлетной массой менее 10 кг требуется применение микросистемной элементной базы, на основе которой разрабатывается авионика для отечественных БПЛА, например «БРАТ» (НПП «Новик-XXI век») (рис. 4), и для аналогичных отечественных и зарубежных раз-

работок [3].

Микромеханическая вертикаль

Микромеханическая вертикаль может быть реализована на базе трех ортогонально расположенных датчиках угловой скорости, трех микромеханических акселерометрах (МА) и вычислительного устройства, обеспечивающего обработку сигналов с датчиков и последующего интегрирования по одному из известных алгоритмов [3].

При проектировании таких систем необходимо учитывать, что в сигналах датчиков линейного ускорения имеются две составляющие: первая – это проекции вектора ускорения свободного падения (ВУСП) на оси связанной системы координат, вторая – проекции ускорения, обусловленного движением объекта. Выделение первой составляющей может быть реализовано с помощью фильтра Калмана (ФК), производящего оценку проекций ВУСП. При этом изменение проекций в процессе работы может быть описано на основании информации, вырабатываемой датчиками угловой скорости, по выражению [4]

$$\frac{d\vec{g}}{dt} = \vec{g} \times \vec{\Omega},$$

или для дискретной системы с шагом дискретизации Φ в виде рекуррентной зависимости вида

$$\vec{g}_i = \tau \vec{g}_{i-1} \times \vec{\Omega}_{i-1} + \vec{g}_{i-1},$$

где

$\vec{g}_{i-1} = [g_{i-1,x}; g_{i-1,y}; g_{i-1,z}]^T$ – вектор проекций ВУСП на $i-1$ -м шаге;

$\vec{g}_i = [g_{i,x}; g_{i,y}; g_{i,z}]^T$ – вектор проекций ВУСП на i -м шаге;

$\vec{\Omega}_{i-1} = [\Omega_{i-1,x}; \Omega_{i-1,y}; \Omega_{i-1,z}]^T$ – показания трехканального блока датчиков угловой скорости (ДУС) на $i-1$ -м шаге.

В свою очередь, составляющая кажущегося ускорения, обусловленная собственным движением БПЛА, будет подавляться ввиду малого значения коэффициента передачи фильтра Калмана. Структурная схема микросистемной вертикали, реализующая данный принцип представлена на рис. 5.

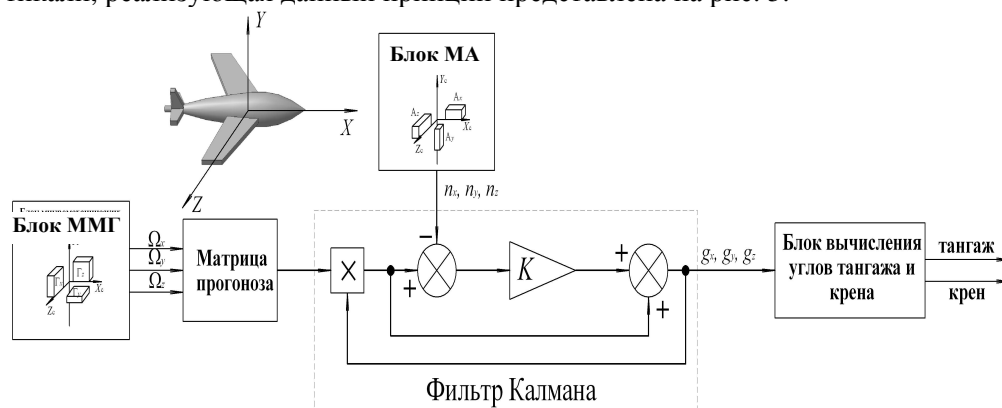


Рис. 5. Структурная схема микросистемной вертикали

Микромеханическую вертикаль можно условно описать физическим маятником с постоянной времени T . При этом для обеспечения более качественной

работы системы в условиях наличия ускорений объекта необходимо обеспечивать как можно большую постоянную времени.

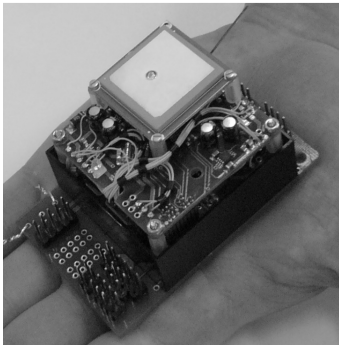


Рис. 6. Внешний вид опытного образца микромеханической системы ориентации

Максимальное значение постоянной времени T в данной системе определяется погрешностями ДУС, а также минимальным значением шага дискретизации системы, значение которого ограничивается характеристиками вычислительного устройства и аналогово-цифровых преобразователей измерительной цепи комплексированной системы ориентации. При современном развитии микросистемной и микропроцессорной техники удастся достичь значения постоянной времени порядка 10 с. Для того чтобы избежать заброса вертикали на виражах, контур коррекции по акселерометрам может быть разомкнут. Алгоритмически это может быть реализовано путем установки коэффициента

передачи K , равным нулю. При этом моменты виража и разгона легко идентифицируются по сигналам датчиков угловой скорости и акселерометрам.

Внешний вид микросистемной вертикали (МСТВ) представлен на рис. 6.

В состав МСТВ входит следующий набор источников первичной информации: два двухосевых микромеханических ДУС *LPY510AL* производства компании *STMicroelectronics*, трехосевой микромеханический акселерометр *LIS344ALH* производства компании *STMicroelectronics*, трехосевой датчик магнитного поля *HMC1043* производства компании *Honeywell*, модуль *GPS EB240TD2*, использующий протокол передачи данных *NMEA203*.

Данный набор источников первичной информации позволяет алгоритмически реализовать бесплатформенную систему ориентации и обеспечивает выработку магнитного курса, тангажа и крена. При необходимости возможна выработка географических координат и высоты по показаниям приемника спутниковой навигационной системы.

Для исследования микросистемной вертикали использовалась следующая программа испытаний:

а) исследование систематической составляющей погрешности системы по углам тангажа и крена на неподвижном основании, обусловленной погрешностями акселерометров, и случайной составляющей, обусловленной параметрами ФК;

б) исследование погрешности по углам тангажа и крена в условиях наличия угловых колебаний и линейных ускорений объекта.

Исследование погрешности системы проводилось во всем диапазоне измеряемых углов тангажа ($\pm 90^\circ$) и крена ($\pm 180^\circ$) с шагом в 10° . Для ориентации вертикали относительно плоскости горизонта применялась оптическая делительная головка ОДГ-60, обеспечивающая выставку угловой ориентации с точностью до 0,5 угл. мин.

С шагом 10° производилась запись показаний системы в течение 10 мин (60000 измерений). По полученной выборке измерений определялись среднее, минимальное и максимальное значения показаний системы. Графики, характеризующие погрешность системы по углу тангажа на неподвижном основании, приведены на рис. 7.

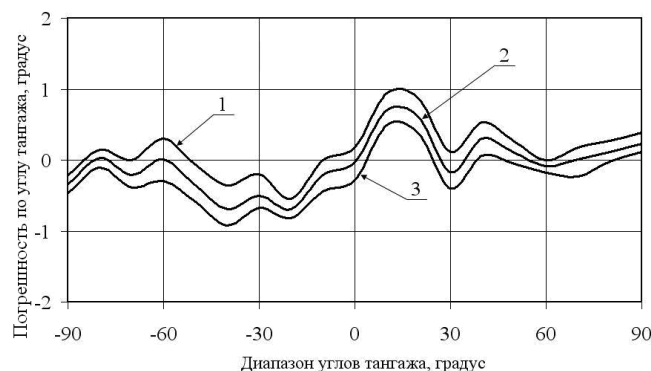


Рис. 7. Погрешность микросистемной вертикали по углу тангажа:
1, 3 — верхняя и нижняя граница погрешности; 2 — систематическая погрешность

Суммарная погрешность системы не превысила 1° по углам тангажа и крена. Исследование погрешности МСТВ при наличии линейных ускорений проводилось на маятниковом стенде с длиной подвеса 2 м и периодом колебаний 2,5 с.

Маятниковый стенд снабжен шкалой, позволяющий измерять его отклонение относительно линии местной вертикали с точностью $0,25^\circ$. Амплитуда колебаний стенда составляла 5° . При колебании маятника в показаниях акселерометров присутствовало тангенциальное ускорение с амплитудой $1,042 \text{ м/с}^2$, изменяющееся по гармоническому закону с периодом, равным периоду колебаний стенда,

Графики, характеризующие работу МСТВ по каналу крена при колебании основания, приведены на рис. 8.

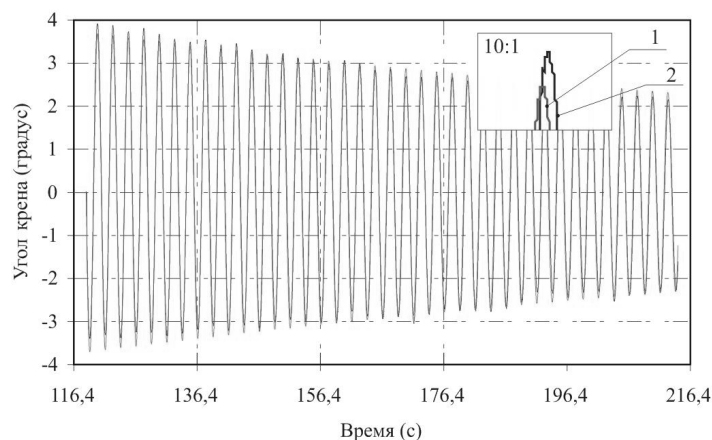


Рис. 8. График, иллюстрирующий работу МСТВ по каналу крена:
1 — угол крена по угловой шкале маятника; 2 — показания МСТВ

По результатам экспериментальных исследований максимальное отклонение показаний вертикали от показаний измерительной шкалы не превысило $0,5^\circ$.

Микросистемная вертикаль предназначена для использования на борту беспилотного летательного аппарата с массой до 3 кг. Вертикаль измеряет углы крена в диапазоне от -180° до $+180^\circ$, углы тангажа — от -90° до $+90^\circ$. Диапазоны уг-

ловых скоростей и линейных ускорений, при которых обеспечивается работа МСТВ ± 400 °/С и ± 60 м/с² соответственно. Погрешность измерений по углам тангажа и крена 1°, масса прибора менее 100 г, напряжение питания 5–12 В.

Пирометрическая вертикаль

Принцип действия пирометрической вертикали (ПВ) основан на измерении вертикального распределения разности температур небосвода и Земли, имеющей минимум в зените и максимум в надире (рис. 9, а). Разница минимума и максимума является температурным градиентом (grad). В ясные дни значение градиента достигает 40°С, а в пасмурные может снижаться до 1°С.

Если БПЛА летит горизонтально, все датчики находятся в плоскости горизонта, «видят» одинаковую тепловую картину и выходные напряжения диаметрально противоположных датчиков равны (рис 9, б).

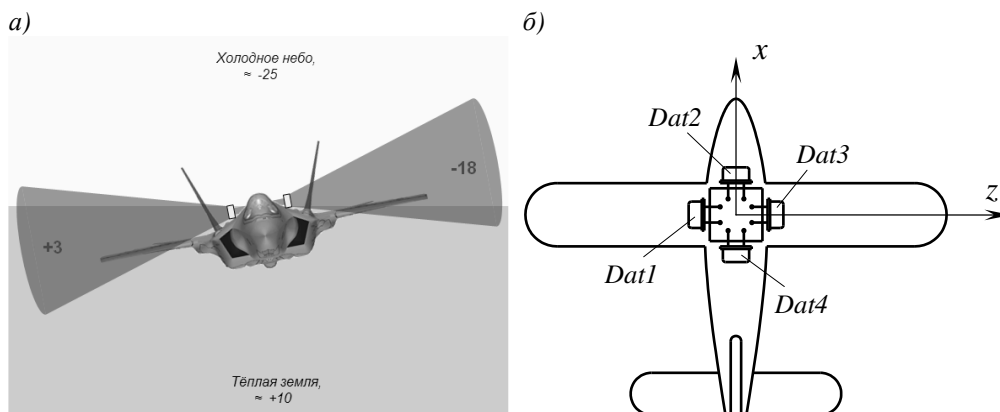


Рис. 9. Принцип работы ПВ:

а – полет БПЛА на уровне горизонта, б – принципиальная схема размещения пирометров

Если БПЛА наклонить на некоторый угол, то диаметрально расположенные датчики будут засвечиваться неравномерно, что приведет к рассогласованию выходных напряжений пары датчиков *Dat1* и *Dat3*, которое преобразуется в сигнал угла поворота БПЛА относительно поперечной оси. Аналогично рассогласование сигналов пары датчиков *Dat2* и *Dat4* преобразуется в сигнал угла поворота БПЛА относительно продольной оси (см. рис. 9, б).

Пирометрическая вертикаль может быть составлена из четырех-шести пирометров, расположенных перпендикулярно друг к другу, и способна указать свое горизонтальное положение по условию равенности показаний четырех горизонтальных датчиков, а также вычислить свое угловое положение в пространстве. Ошибка системы является статической и не увеличивается во времени; кроме того, пирометрическая вертикаль не восприимчива к вибрациям и перегрузкам. Недостатком системы являются невозможность работы при отсутствии видимой линии горизонта и рост ошибки с увеличением углов крена и тангажа в силу нелинейности выходной характеристики пирометров, что ограничивает диапазон углов крена и тангажа до $\pm 30^\circ$. При углах крена и тангажа $\pm 30^\circ$ ошибка достигает 1,5°, вне этого диапазона ошибка экспоненциально растет. Внешний вид пирометрической вертикали с четырьмя пирометрами показан на рис. 10.

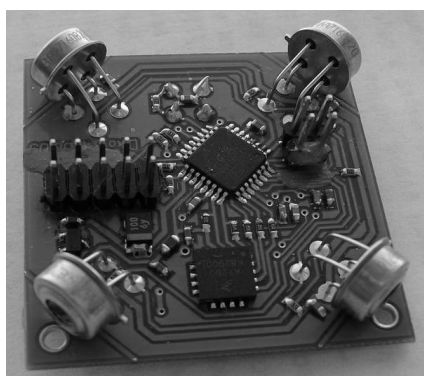
В пирометрических вертикалях с шестью датчиками, где четыре датчика установлены горизонтально, а два вертикально, ошибка, достигнув пика в $\pm 2,5^\circ$ при угле крена/тангажа в 45° , дальше не растет, а уменьшается с той же зависимостью по мере перехода линии горизонта в поле «зрения» другого датчика. Шесть пирометров с углом «зрения» $\pm 90^\circ$ обеспечивают круговой обзор и вычисление углового положения при любой ориентации БПЛА. Такая конструкция также позволяет избавиться от необходимости проведения предстартовой калибровки, что значительно сокращает время готовности системы к работе.



Рис. 10. Пировертикаль с четырьмя пирометрами на БПЛА «Кута»

Пирометрическая вертикаль с шестью пирометрами показана на рис. 11.

а)



б)

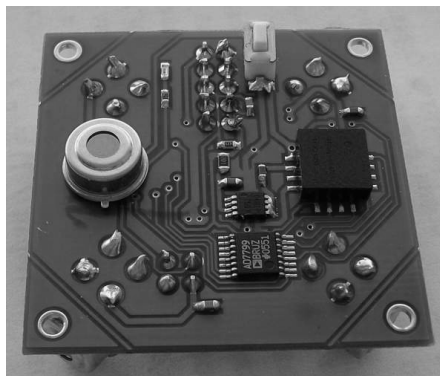


Рис. 11. Пирометрическая вертикаль с шестью пирометрами: а – вид снизу; б – вид сверху

Система прошла успешные летные испытания на БПЛА «Беркучи» (рис.12, а), на котором проводилась аэрофотосъемка в целях контроля плодовых садов в г. Мичуринске (рис. 12, б).

а)



б)

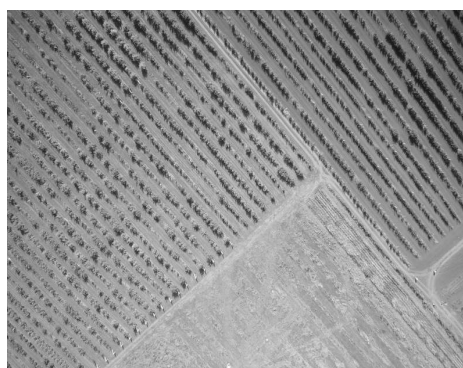


Рис. 12. Внешний вид БПЛА «Беркучи» и кадр аэрофотосъемки

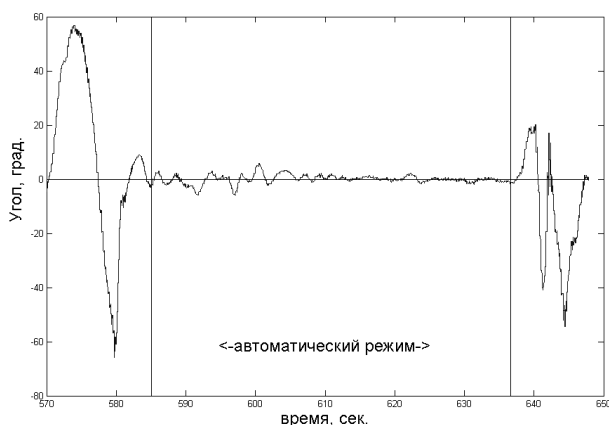


Рис. 13. Угол тангажа БПЛА в автономном режиме полета

В ходе испытаний система показала устойчивое функционирование и обеспечение выработки углов тангажа и крена в соответствии с заявленными точностными характеристиками. На рис. 13 приведен график отработки угла тангажа автопилотом на базе пировертикали с шестью пирометрами, работающем в режиме стабилизации углов тангажа и крена относительно нулевого положения.

Данная ПВ предназначена для использования на борту БПЛА с массой от 300 гр. Пирометрическая вертикаль измеряет углы крена в диапазоне от -180° до $+180^\circ$, углы тангажа — от -90° до $+90^\circ$. Погрешность измерений — $0,01-2,5^\circ$ (зависит от значения угла), масса прибора 25 г, напряжение питания 5 В.

Заключение

На БПЛА массой более 20 кг для решения задачи ориентации могут быть применены гироскопы с коррекцией от акселерометров, а также двухгироскопная многорежимная вертикаль с коррекцией от физического маятника.

Для БПЛА массой около 10 кг и менее могут быть применены микросистемные вертикали на основе как инерциальных, так и пирометрических датчиков.

Результаты лабораторных и натурных испытаний показали возможность применения вертикалей. При этом их точностные характеристики позволяют обеспечивать решение целевых задач БПЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Гироскопические** приборы и системы: Учеб. для вузов по спец. «Гироскопические приборы и устройства»/ Д.С. Пельпор [и др.] / Под ред. Д.С. Пельпора. — 2-е изд.; перераб. и доп. — М.: Высш. шк., 1988. — 424 с.
2. **Распопов, В.Я.** Двухгироскопная маятниковая гировертикаль / В.Я.Распопов, М.А.Усманов // Оборонная техника. — 1995. - №8 - С. 17 - 21.
3. **Распопов, В.Я.** Микросистемная авионика. - Тула: Гриф и К, 2010. -247 с.
4. **Управление** и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под. ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Сербрякова.—М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003.- 280 с.

Abstract. The article describes the range of aircraft location vertical finders to determine the pitch and roll angles. The mentioned devices reflect the main stages of the attitude control system development throughout the history at the Control Device Department of the Tula State University, ranging from classical platform systems to micro-mechanical and pyrometer strapdown attitude reference systems. A multifunctional attitude gyroscope based on two two-degree-of-freedom gyros driven by electric gyro motors has been discussed as a classical platform attitude gyroscope. Strapdown vertical references are represented by system samples based on micro-mechanical inertial sensors and pyrometer detectors. The article provides the specifications of the vertical references concerned and performs the comparative analysis thereof. It also shows the advantages and disadvantages of each of these systems.