

Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига»

Розин П.Е.

Компания «Даурия – спутниковые технологии», ул. Новая, 100, Москва,

Инновационный центр Сколково, ОЦ "Технопарк", 143026, Россия

e-mail: rozinpe@yandex.ru

Аннотация

В статье рассматривается система ориентации и стабилизации (СОиС) малого КА «Аурига». Рассмотрен приборный состав (исполнительные органы и измерительные приборы) СОиС. Предложена логика функционирования бортовой задачи системы ориентации и стабилизации в режиме трехосной ориентации. Получены результаты предварительного моделирования управляемого углового движения КА в подрежиме орбитальной ориентации.

Ключевые слова: малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли, КА «Аурига», трехосная ориентации, логика работы бортовой задачи системы управления.

Введение

С 2014 года в Компании «Даурия – спутниковые технологии» при поддержке Фонда развития Центра разработки и коммерциализации новых

технологий обществу, идет разработка и изготовление малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) «Аурига» с пространственным разрешением съемки 2,5 м. Актуальность разработки такого рода аппаратов представлена в [6].

В данной статье содержится основная информация о СОиС малого КА ДЗЗ «Аурига». Рассмотрены характеристики основных измерительных приборов и исполнительных органов СОиС, обеспечивающих функционирование аппарата в режиме трехосной ориентации. Предложена логика работы бортовой задачи СОиС для ключевого режима управления – трехосной ориентации.

Научное значение данной статьи заключается в исследовании возможности реализации СОиС малого КА ДЗЗ с применением современных малогабаритных измерительных приборов и исполнительных органов.

Практическая значимость работы заключается в применении полученных в результате исследования математических моделей и алгоритмов при создании СОиС КА «Аурига».

1. Общие сведения о КА «Аурига» и приборном составе системы ориентации и стабилизации

Масса малого космического аппарата ДЗЗ «Аурига» составляет 23 кг. Габариты (с закрытой крышкой оптической системы) - 450×247×247 мм. Космический аппарат проектируется для функционирования на круговой солнечно-синхронной околоземной орбите с высотой ~600 км. Диапазон местного

времени в восходящем узле орбиты для функционирования аппарата – 10:30 – 11:30. Главные центральные моменты инерции: $J_{xx}=0.3$, $J_{yy}=0,5$, $J_{zz}=0.5$ кг·м².

Требования по точности на этапе съемки:

- Точность ориентации осей оптической полезной нагрузки $\pm 3''$;
- Требования по максимальной скорости изменения стабилизационных отклонений относительно орбитальной ориентации $< 20''/с$;
- Максимальное стабилизационное отклонение относительно орбитальной ориентации $\pm 6''$.

Требования по точности на этапе передачи целевой информации: точность ориентации оптической оси рупорной антенны – не хуже $\pm 1^\circ$. Максимальное стабилизационное отклонение $\pm 2^\circ$. Требования по скорости изменения стабилизационных отклонений.

Поскольку зачастую в литературе представлены различные определения термина «точность ориентации», приведем описание используемых в данной статье понятий. Под термином «точность ориентации» понимается точность ориентации осей КА при идеальной стабилизации. Таким образом, точность ориентации складывается из точности взаимной увязки осей оптической полезной нагрузки (или рупорной антенны) и точности программы ориентации. Под термином «максимальное стабилизационное отклонение» понимается предельная величина, на которую может отклониться аппарат от заданной ориентации. При

этом скорость изменения внутри допустимой величины задается отдельным параметром.

Для решения целевой задачи на КА «Аурига» установлен следующий набор измерительных приборов и исполнительных органов.

- интегрирующий гироскоп на базе микромеханического датчика угловых скоростей [5];
- два звездных датчика;
- три двигателя-маховика;
- пять магнитных исполнительных органов;
- пять магнитометров;
- GPS/ГЛОНАСС – приемник.

Ниже представлены характеристики измерительных приборов и исполнительных органов, которые используются в режиме трехосной ориентации аппарата. Характеристики магнитометров и магнитных исполнительных органов в данной статье не приводятся, поскольку в рассматриваемом режиме они используются только при разгрузке двигателей-маховиков, исследование которого выходит за рамки рассматриваемого в статье примера. В таблицах 1 – 3 представлены основные характеристики приборов СОиС КА «Аурига» [7].

Таблица 1. Характеристики интегрирующего гироскопа

Параметр	Значение
Систематический дрейф нулевого сигнала, °/час	10
Смещение нулевого сигнала, °/час	-250...250

Шум случайного блуждания, $^{\circ}/\sqrt{\text{час}}$	0,15
Фликер-шум, $^{\circ}/\text{час}$	0,5
Масштабный коэффициент, млн^{-1}	± 500
Стабильность масштабного коэффициента, %	0,0025
Частота формирования выходного сигнала, Гц	10
Неортогональность чувствительных элементов прибора, мрад	1
Температурная стабильность при $\Delta T = \pm 1^{\circ}\text{C}/\text{мин}$, $^{\circ}/\text{час}$ (СКО)	10
Полоса пропускания, Гц	16

Таблица 2. Характеристики звездного датчика

Параметр	Значение
Погрешность определения координат относительно визирной оси, СКО (угл.с)* - при углах отстройки от направления на Солнце $> 60^{\circ}$. - при углах отстройки от направления на Солнце $35^{\circ} < \theta < 60^{\circ}$.	10 $-0.4 \cdot \theta + 34$
Погрешность определения поворота вокруг оси визирования, СКО (угл.с)* - при углах отстройки от направления на Солнце $> 60^{\circ}$. - при углах отстройки от направления на Солнце $35^{\circ} < \theta < 60^{\circ}$.	70 $-0.28 \cdot \theta + 238$
Максимальная угловая скорость оси визирования, град/с	3
Минимальный угол между осью визирования и Солнцем (полураствор конуса), град	35
Минимальный угол между осью визирования лимбом Земли (полураствор конуса), град	35
Частота формирования выходной информации, Гц	2

* - при угловых скоростях вращения от 0 до 1 град/с.

Таблица 3. Характеристики двигателя-маховика

Параметр	Значение
Кинетический момент, мНм	30
Максимальный управляющий момент, мНм	2
Минимальный управляющий момент, мНм	0,05

Коэффициент статического дисбаланса ротора, г · мм	0,25
Коэффициент динамического дисбаланса ротора, г · мм ²	28
Постоянная времени управления, с	1,25
Частота приема управляющих команд, Гц	10

* - определены экспериментально на динамическом стенде

На базе GPS/ГЛОНАСС-приемника средствами бортовой цифровой вычислительной машины КА «Аурига» реализована автономная навигационная система (АСН), позволяющая определять орбитальное положение аппарата и вспомогательные параметры без привлечения наземных средств внешнетраекторных измерений.

В штатном режиме работы АСН КА «Аурига» позволяет определять положение аппарата с точностью не хуже 6 м (квантиль уровня 0,997) в пределах одной секунды от последнего навигационного измерения. Точность получена для модели ошибок приемника, в которой реализуются независимые погрешности навигационных измерений GPS/ГЛОНАСС приемника с равномерным законом распределения на интервале от -10 до 10 м по каждой оси. АСН осуществляет формирование:

- матрицы перехода из Международной небесной системы координат (ITRF J2000) в орбитальную систему координат на заданную эпоху;

- положения Солнца и Луны в Международной небесной системе координат (ITRF J2000) и признака нахождения КА на теневой или освещенной части витка;
- данных о расчетном векторе магнитной индукции Земли относительно систем координат WGS-84 и ITRF J2000 согласно модели IGRF-15.

При отсутствии измерительной информации со стороны GPS/ГЛОНАСС-приемника, АСН обеспечивает формирование данных о вышеперечисленных параметрах на заданную эпоху в пределах трех часов от текущего момента времени относительно положения, вычисляемого с точностью не хуже 300 м.

2. Логика работы системы ориентации и стабилизации в режиме трехосной ориентации аппарата

Функционально, бортовая задача СОиС КА «Аурига» является циклически исполняемой, работающей под управлением операционной системы реального времени (ОСРВ) на базе операционной системы (ОС) Linux. Цикл задачи равняется 100 мс. Каждый цикл задача последовательно выполняет следующие действия:

1. обработка сигналов от бортовых задач Логики и драйверов измерительных приборов и исполнительных органов;
2. выполнение действий инициализации (установка режима ориентации, инициализация параметров режима, считывание установочных матриц, считывание программы ориентации);

3. первичная обработка данных полученных от драйверов устройств (перевод измерений в базовую систему координат, фильтрация измерений и проч.);
4. запуск диспетчера режима ориентации;
5. расчет управляющих сигналов на исполнительные органы и передача их в драйверы устройств;
6. формирование массивов телеметрических параметров.

Как видно из п. 4, в главном цикле задачи осуществляется запуск диспетчера режима. Диспетчер режима обеспечивает переключение между различными способами счисления текущей программы ориентации для алгоритма трёхосной ориентации, функциональная схема которого представлена на рисунке 1. В качестве средства для оценки параметров вектора состояния используется наблюдатель Люенбергера, являющийся, по сути, частным случаем фильтра Калмана, применение которого рассмотрено в [2,3]. Отличием наблюдателя Люенбергера от фильтра Калмана является использование постоянных коэффициентов усиления.

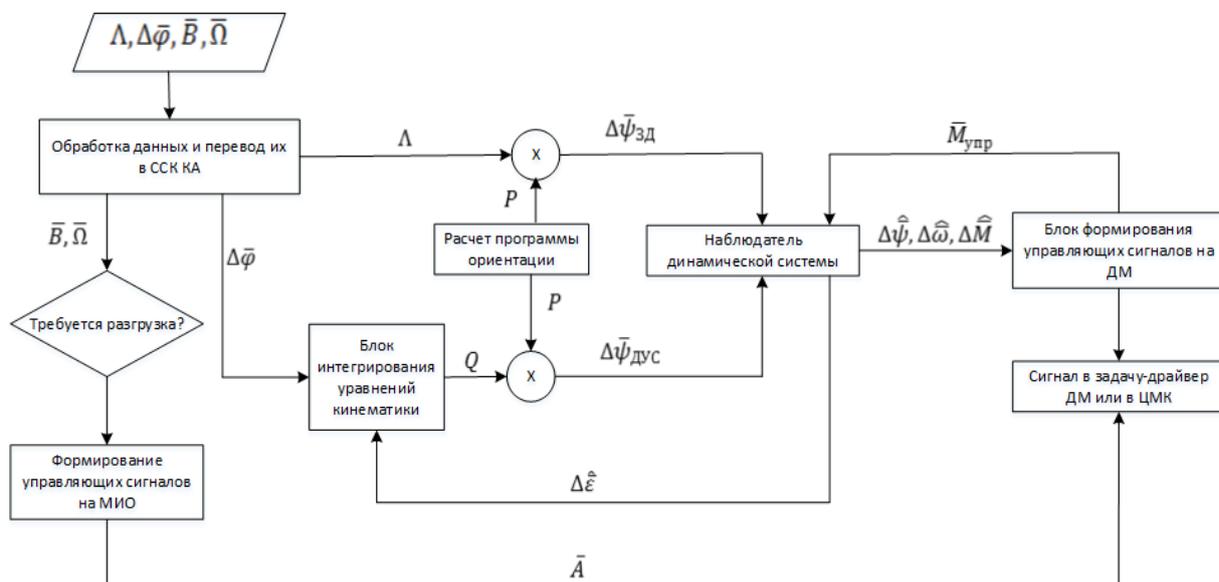


Рисунок 1. Схема алгоритма трехосной ориентации КА «Аурига»

Здесь Λ – кватернион ориентации КА по информации звездного датчика,

\bar{B} – вектор магнитной индукции Земли, в проекции на оси аппарата,

$\bar{\Omega}$ – вектор угловых скоростей вращения двигателей-маховиков в проекции на оси аппарата;

$\Delta\bar{\varphi}$ – приращение угла за цикл задачи СОиС по данным гироскопа;

Q – кватернион ориентации аппарата по данным гироскопа;

$\Delta\bar{\psi}_{зд}$ – отклонения текущей ориентации от программно-заданной на текущем цикле задачи СОиС в каналах управления по данным звездного датчика;

$\Delta\bar{\psi}_{дус}$ – отклонения текущей ориентации от программно-заданной на текущем цикле задачи СОиС в каналах управления по данным гироскопа;

$\Delta\hat{\psi}$ – апостериорная оценка отклонения текущей ориентации от программно-заданной на текущем цикле задачи СОиС в каналах управления;

\bar{A} – вектор управляющих сигналов на магнитные исполнительные органы;

$\Delta\hat{\omega}$ – апостериорная оценка отклонения текущей угловой скорости вращения требуемой на текущем цикле задачи СОиС в каналах управления;

$\Delta\hat{M}$ – апостериорная оценка суммарного вектора возмущающих воздействий, действующих на КА;

$\Delta \hat{\varepsilon}$ – апостериорная оценка дрейфа измерений гироскопа по информации звездного датчика.

Выбор наблюдателя динамической системы именно в таком виде обусловлен характеристиками шумовых составляющих измерительных устройств в зависимости от условий функционирования. Так, например, шумовая составляющая выходной информации звездного датчика при угле отстройки от направления на Солнце 35° практически двукратно превосходит шумы реализуемые при углах более 60° . Аналогичная ситуация отмечается у гироскопа, на шумы которого влияет температурная стабильность посадочного места и многие другие трудно прогнозируемые факторы. Таким образом, при недостаточно точно известных характеристиках шумовой составляющей ошибки измерения, которая изменяется в зависимости от условий функционирования КА на интервале витка, было принято решение отказаться от более сложного в бортовой реализации фильтра Калмана с нестационарной ковариационной матрицей ошибок в пользу наблюдателя Люенбергера с постоянными коэффициентами усиления.

Результаты моделирования показали, что применение наблюдателя Люенбергера позволяет достигать требуемых характеристик по точности при существенно более простой реализации бортового программного обеспечения.

Рассмотрим подробнее функционирование диспетчера режима трехосной ориентации. Диспетчер реализует четыре различных подрежима функционирования. При этом полагается, что сигнал на включение режима

трехосной ориентации на КА осуществляется только после того, как были выполнены следующие условия:

- угловые скорости вращения аппарата приведены в соответствие с ограничениями со стороны звездного датчика;
- установлена корректная бортовая шкала времени;
- все используемые в режиме приборы были включены со стороны задачи Логики и готовы к работе;
- задача АСН была обеспечена измерениями на интервале не менее половины витка;
- на борт КА средствами наземного комплекса управления передана программа ориентации и другие, необходимые для выполнения бортовой задачи СОиС, параметры.

Каждый из подрежимов может быть установлен к работе в полетном задании аппарата (первый подрежим является обязательным). При этом каждому подрежиму назначается время исполнения. Рассмотрим подробнее подрежимы функционирования:

- 1) «построение» ориентации;
- 2) «построение» орбитальной ориентации;
- 3) поддержание орбитальной ориентации;
- 4) реализация программных разворотов согласно таблично-заданной функции ориентации.

В первом подрежиме функционирования задача СОиС осуществляет получение данных звездного датчика и интегрирующего гироскопа путем передачи запросов через соответствующие задачи - драйвера устройств. После поступления от задачи-драйвера звездного датчика достоверных измерений, СОиС фиксирует определенную звездным датчиком трехосную ориентацию относительно ITRF J2000, принимает её за опорную и стабилизирует аппарат относительно неё. В том случае, если за отведенное на «построение» время звездный датчик не сформировал достоверной информации об ориентации, задача формирует признак невозможности построения трехосной ориентации и передает его в задачу Логике, которая переводит аппарат на функционирование в другой режим управления. Время реализации подрежима устанавливается максимально коротким (5-10 минут), поскольку аппарат при стабилизации относительно случайного углового положения не может обеспечивать условия по незасветке звездных датчиков.

Во втором подрежиме функционирования осуществляется построение орбитальной ориентации КА таким образом, чтобы выполнялось условие незасветки хотя бы одного звездного датчика на всем витке орбиты функционирования. компоновка КА «Аурига» не обеспечивает функционирования звездных датчиков при полете в ориентации оптической оси целевой аппаратуры в направлении надира. Данный недостаток определяется плотной компоновкой, при которой невозможно разместить звездные датчики с необходимой ориентацией относительно строительных осей аппарата, а так же

невозможностью установки приборов вне корпуса аппарата из-за необходимости размещения аппарата в транспортно-пусковом контейнере. С целью компенсации этой особенности осуществляется ориентация осей аппарата относительно орбитальной системы координат с корректирующим поворотом, который определяется матрицей \mathbf{M} , закладываемой на борт в составе полетного задания. Для реализации такого разворота средствами АСН осуществляется расчет требуемой ориентации КА на время $t = t_0 + t_p$, где t_0 – текущее время по БШВ в начале реализации участка, а t_p – время разворота, определяемое в полетном задании (номинальное значение равно 5 минут). Во время реализации разворота вводится запрет на разгрузку двигателей-маховиков.

В третьем подрежиме, которому обязательно должен предшествовать второй, осуществляется поддержание орбитальной ориентацией (как и в случае со вторым участком - с поправкой на матрицу \mathbf{M}). При этом завершение данного подрежима может быть реализовано как по времени, так и прерыванием режима трёхосной ориентации путем реинициализации режима другим набором исходных параметров (полетным заданием) со стороны бортовой задачи логики. За счет этого можно начать программный разворот аппарата непосредственно из текущей ориентации без дополнительных процедур. Всего в полетном задании может храниться до десяти полетных заданий (десять различных конфигураций диспетчера режима). Этого количества достаточно, чтобы обеспечить проведение сеансов съемки и сеансов передачи целевой информации КА между служебными сеансами, в которые передается новое полетное задание.

При реализации последовательности программных разворотов аппарата с целью обеспечения любой другой ориентации отличной от орбитальной, на борт КА передается программа ориентации в составе полетного задания. Были рассмотрены следующие виды формирования программы ориентации:

1. Таблично заданные зависимости прямого восхождения и склонения орта оси поворота и угла поворота от времени. При этом рассматривались варианты равномерного распределения узловых точек и неравномерного. Интерполяция рассматривалась совокупностью полиномов Лагранжа первой и второй степени [1]. Рассмотрение интерполяции кубическим сплайном не делалось ввиду заведомо большого объема полетного задания при использовании такого подхода, несмотря на высокую точность.
2. Таблично заданная зависимость кватерниона от времени с равномерным распределением узловых точек. Для интерполяции рассматривались сферическая линейная и квадратичные интерполяции кватерниона [4].

В качестве критериев, по которым принималось решение о применении того или иного способа, рассматривались:

1. Точность интерполяции;
2. Объем данных, которые потребуется передать на борт КА;
3. Объем вычислений, которые потребуется проводить на борту КА

В результате исследования установлено, что наилучшим образом приведенным выше критериям удовлетворяет использование сферической линейной интерполяции кватерниона. На рисунке 3 представлены значения ошибок интерполяции ориентации для наведения рупорной антенны КА «Аурига» на наземную станцию приема целевой информации. При этом рассмотрен вариант существенного изменения ориентации, когда угол разворота в канале тангажа составляет примерно 136 градусов за время около 400 секунд. Напомним, что требования по точности ориентации оптической оси рупорной антенны на наземную станцию – $\pm 3^\circ$.

Как видно из рисунка 2, точность интерполяции при разбиении на 17 узловых точек не превышает $0,16^\circ$. Таким образом, остается существенный запас на ошибки ориентации со стороны других факторов. Тем более, данная ошибка может быть существенно уменьшена путем увеличения количества узловых точек. Так, к примеру, точность интерполяции с разбиением по 13 точкам составляет 1° , а по 17 точкам уже $0,16^\circ$.

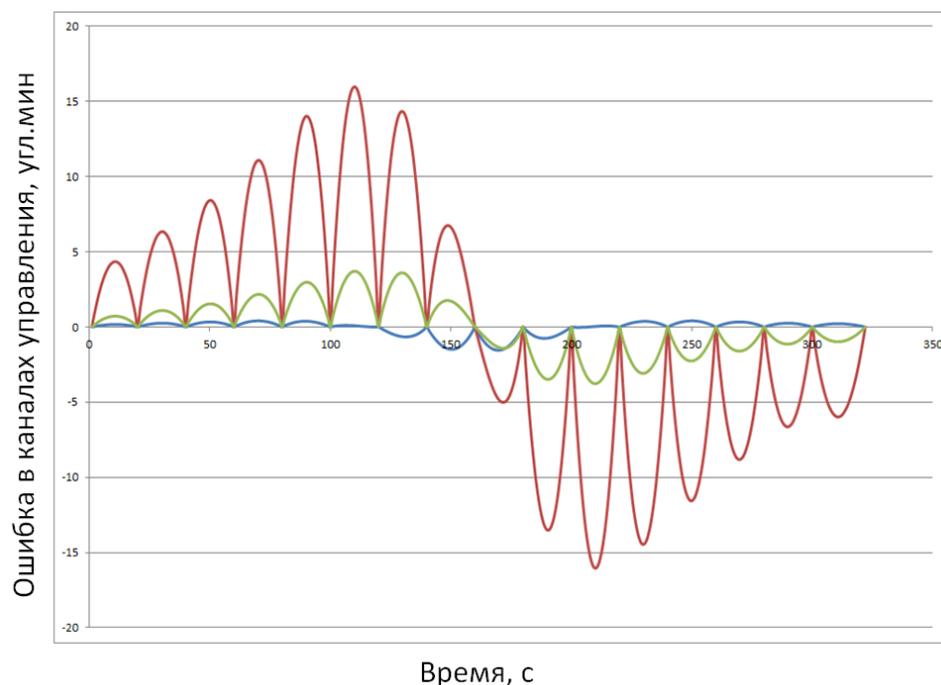


Рисунок 2. Ошибки сферической линейной интерполяции программы ориентации на этапе передачи целевой информации по 17 узловым точкам

3. Исследование подрежима орбитальной ориентации КА «Аурига»

Для простоты исследования, работа СОиС моделируется со следующими допущениями:

1. Шумы звездного датчика и гироскопа моделируются как Гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией;
2. Смещение осей приборной системы координат гироскопа относительно приборной системы координат звездного датчика не превышает 0,2 градусов.

3. Рассматривается полет в условиях действия гравитационного возмущающего момента. Суммарное влияние остальных возмущений принимается равным нулю.
4. Систематический дрейф каждого из каналов гироскопа постоянен во времени и максимален по величине ($250^\circ/\text{час}$).
5. В фактический управляющий момент от двигателей-маховиков вносится запаздывание средствами апериодического звена с соответствующей постоянной времени.

Рассмотрим подрежим поддержания орбитальной ориентации на интервале 15000 секунд (~ 2.5 витков), в котором первые 8000 секунд полета управление осуществляется по информации звездного датчика с компенсацией. Затем моделируется прерывание поступления данных со звездного датчика на 1000 секунд с последующим возобновлением. В течение этого времени управление аппаратом осуществляется по данным гироскопа. В таблице 4 представлены значения статистических величин, характеризующих точность стабилизации КА «Аурига» в рассматриваемом подрежиме, при использовании информации звездного датчика, а в таблице 5 – при использовании только информации с гироскопа. Графически, результаты представлены на рисунке 3.

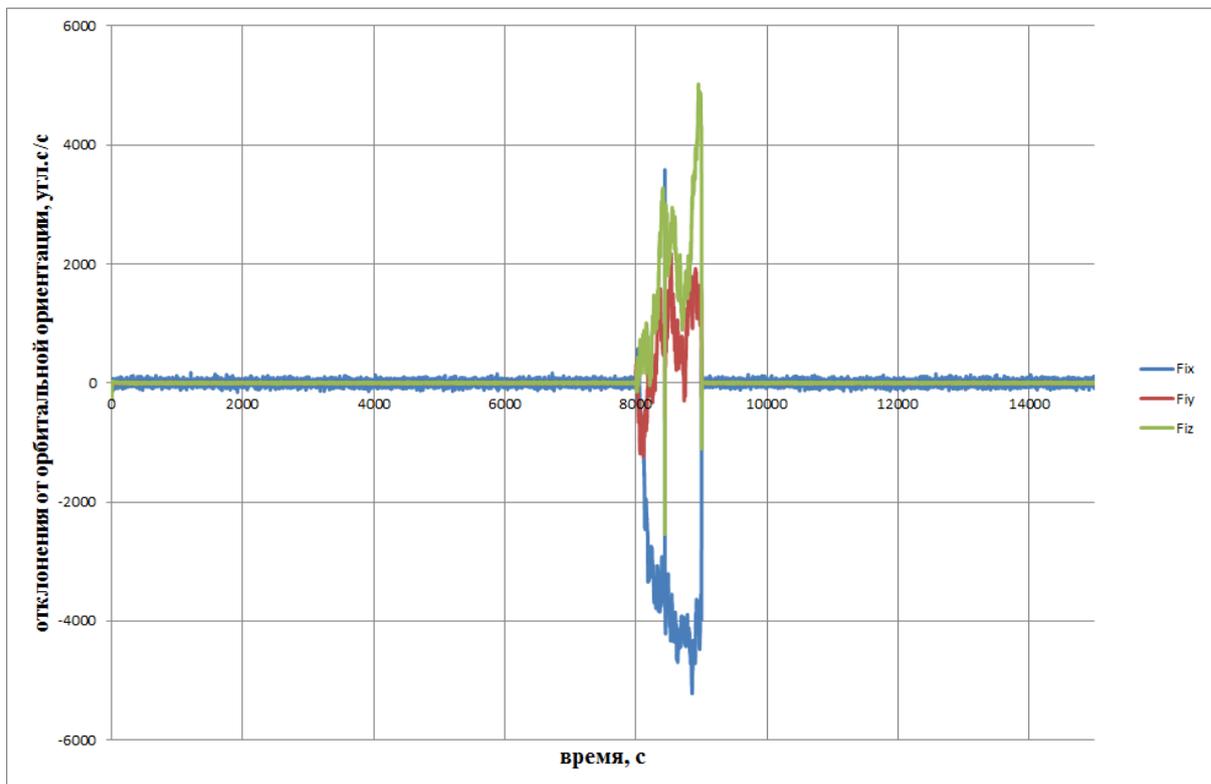


Рисунок 3. Стабилизационные отклонения от орбитальной ориентации

Таблица 4. Точность стабилизации на интервале 8000 секунд

отклонение от орбитальной ориентации	σ , угл.с	квантиль уровня 0,997, угл.с
$\Delta\varphi_x$	39,31	107,039
$\Delta\varphi_y$	5,763	15,603
$\Delta\varphi_z$	7,12	17,44

Таблица 5. Максимальная ошибка стабилизации при использовании

гироскопа

отклонение от орбитальной ориентации	максимум, угл.мин
$\Delta\varphi_x$	59,66
$\Delta\varphi_y$	36,107
$\Delta\varphi_z$	83,69

Как видно из таблицы 5, максимальные стабилизационные отклонения в каждом из каналов существенно выше, чем требуемые. Обусловлено это несколькими факторами:

1. Смещением осей приборной системы координат гироскопа относительно звездного датчика;
2. Ошибкой идентификации систематического дрейфа;
3. Некалибруемым случайным дрейфом угла, возникающим за счет интегрирования шумов выходной информации гироскопа.

Последние два фактора вносят наиболее существенный вклад, при условии смещения осей приборной системы координат гироскопа относительно звездного датчика порядка 0,1-0,2 градуса.

В таблице 6 представлены значения статистических величин, точность по скорости изменения стабилизационных отклонений КА «Аурига» в рассматриваемом подрежиме. Графически, результаты в виде зависимости угловой скорости вращения КА от времени, представлены на рисунке 5.

Таблица 6. Ошибки скорости изменения стабилизационных отклонений

отклонение от программной угловой скорости	σ, угл.с/с	квантиль уровня 0,997, угл.с/с
$\Delta\omega_x$	44.794	124.736
$\Delta\omega_y$	6.173	17.102
$\Delta\omega_z$	6.837	18.170

Ошибка по оценке систематической составляющей дрейфа гироскопа, на момент перехода аппарата в режим управления без звездного датчика, представлена на рисунке 5 и в таблице 7.

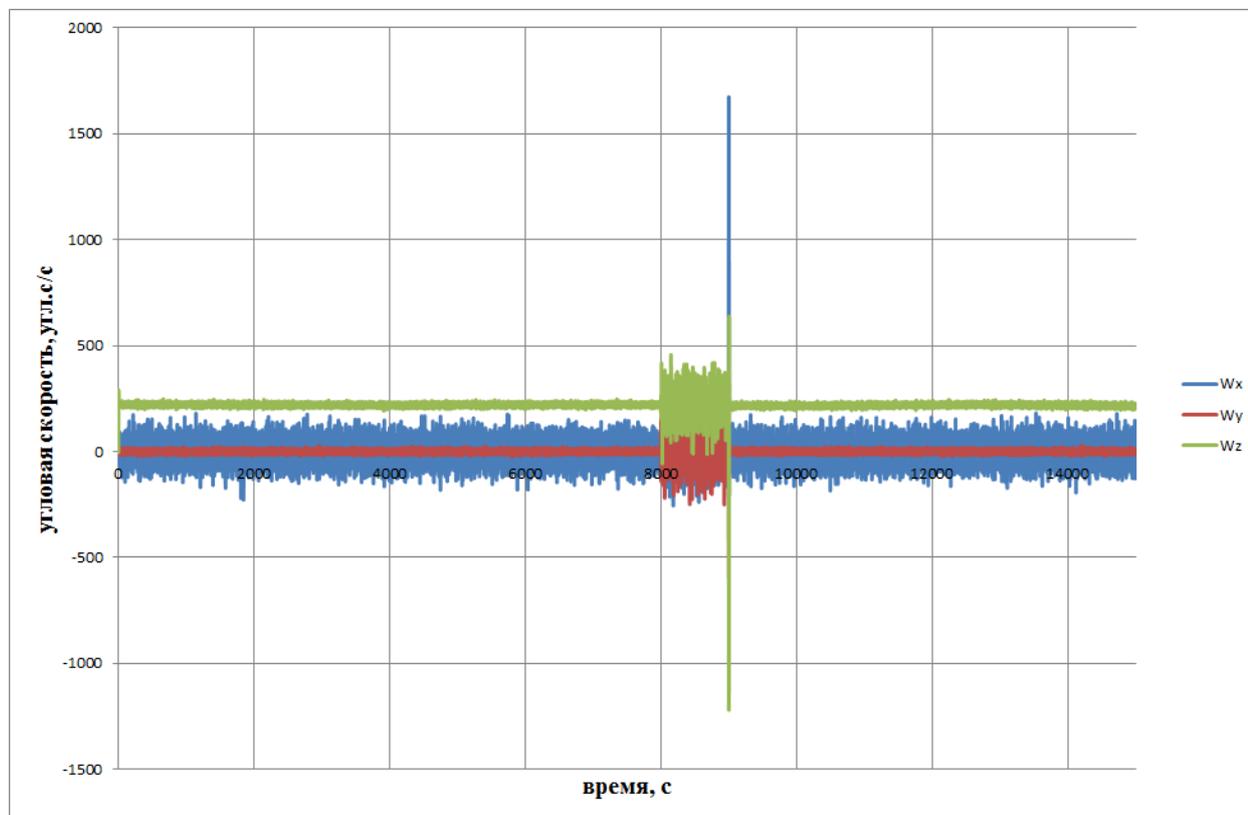


Рисунок 4. Угловые скорости вращения КА, угл./с

Таблица 7. Ошибки оценки систематического дрейфа гироскопа

канал гироскопа	ошибка на начало, °/час	σ , °/час
ϵ_x	-5,54	5,028
ϵ_y	3,5	3,137
ϵ_z	3,55	2,815

Как видно из таблицы 7 и рисунка 5, из-за высокой шумовой составляющей гироскопа и звездного датчика наблюдаются сравнительно высокие ошибки по точности определения систематической составляющей дрейфа. Данную ошибку

можно снизить путем уменьшения значения коэффициента усиления наблюдателя. Однако в этом случае время сходимости оценки возрастает пропорционально уменьшению коэффициента и выходит за разумные пределы (порядка 12-13 часов). В этом случае, при сбое в звездном датчике на интервале времени до завершения калибровки, будет обеспечиваться существенно худшая точность стабилизации.

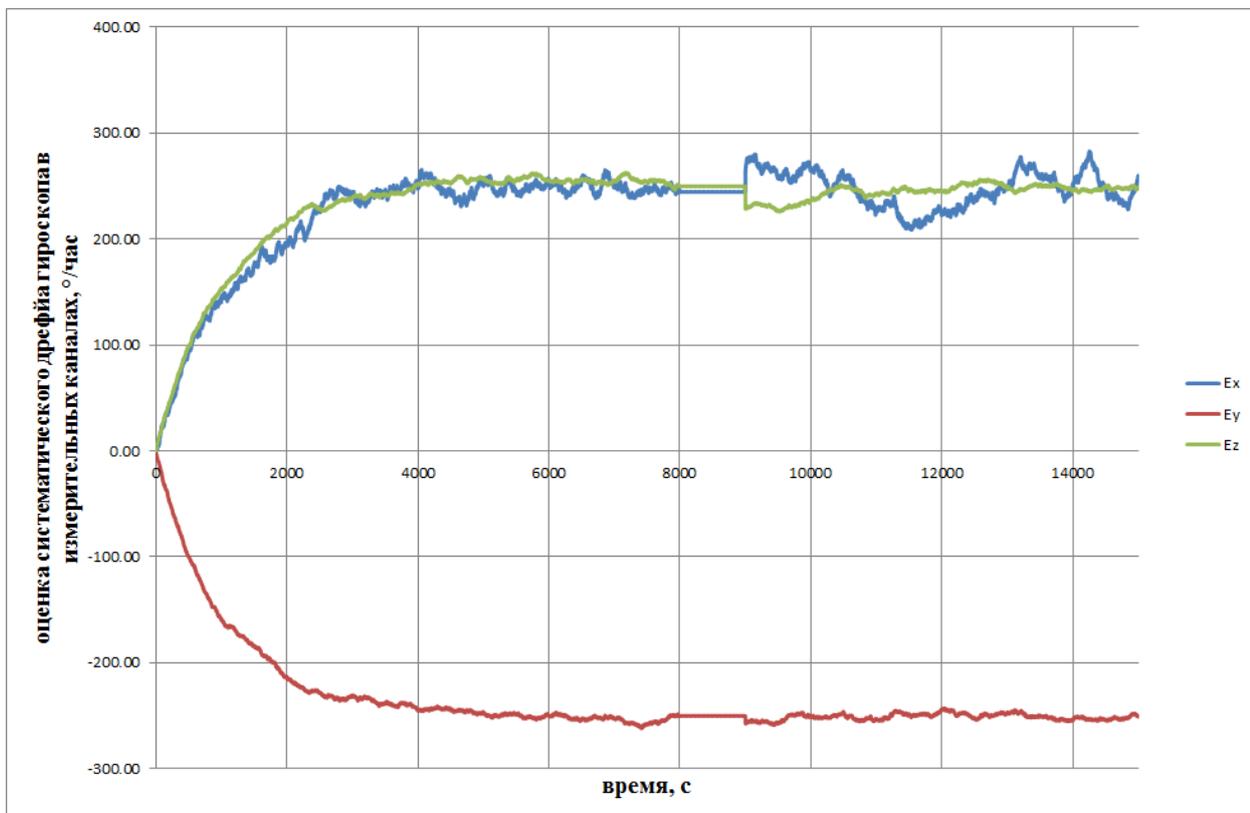


Рисунок 5. Оценка систематического дрейфа гироскопа

При дальнейших исследованиях предполагается рассмотрение ступенчатого изменения коэффициентов наблюдателя, при котором вначале задается большое значение коэффициентов для компенсации основной составляющей дрейфа, а затем коэффициенты уменьшаются для обеспечения высокой точности. Тем не менее, несистематический дрейф нуля гироскопа и другие факторы препятствуют

применению данного прибора во время съемки. Однако, применение гироскопа даже не обеспечивающего работу аппарата при работе целевой аппаратуры обосновывается необходимостью управлять аппаратом во время временного выхода из строя звездного датчика (по причине засветки или нештатной ситуации). При этом требованиями по точности являются предельные отклонения, при которых в поле зрения звездного датчика после возобновления работы не будет попадать Земля (угловые размеры которой на орбите 600 км превышают 120°) и Солнце. Таким образом требуется, чтобы за счет неточности гироскопа аппарат отклонился не более чем на $\pm 10^\circ$ в каком-либо из каналов управления. Как видно из значений в таблице 5, эти требования выполняются с запасом на интервале 1000 секунд. За это время звездный датчик должен возобновить работу или аппарат будет переведен в другой режим функционирования.

Точности ориентации оптической полезной нагрузки определяются в рассматриваемом случае ошибками взаимной увязки осей съемочной аппаратуры КА с осями звездного датчика. Данная ошибка определяется по результатам калибровки (съемка звезд или калибровочных полей). Эта оценка выходит рамки рассматриваемых вопросов данной статьи.

Точность программы ориентации в подрежиме поддержания орбитальной ориентации не превышает ± 0.034 угл.мин при штатном функционировании АСН.

Заключение

В статье приведены основные характеристики системы управления малого КА ДЗЗ «Аурига». Рассмотрен режим трехосной ориентации и решение с его помощью основной задачи – съемки. Рассмотрен полет КА в орбитальной ориентации. Представлено описание логики работы задачи СОиС КА в режиме трехосной ориентации и характеристики основных используемых в режиме приборов. В результате исследования установлено, что требованиям по точности стабилизации удовлетворяет только функционирование КА с использованием информации звездного датчика и даже использование одного из самых современных интегрирующих гироскопов на базе микромеханического датчика угловых скоростей не обеспечивает выполнение требований. Однако, применение гироскопа необходимо для реализации других режимов (передачи целевой информации), где требования по точности существенно ниже. Кроме того, гироскоп позволяет сохранить управляемость КА в случае кратковременного выхода из строя звездного датчика.

Признательность

Автор выражает благодарность В. Н. Хейфецу и Б. Б. Беляеву за полезные обсуждения при написании статьи и многолетнюю неоценимую поддержку при разработке систем управления КА.

Библиографический список

1. Бахвалов Н.С., Жидков Н.П., Кобельков Г.М. Численные методы. – М: Бином. Лаборатория знаний, 2003. – 640 с.
2. Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е. Метод повышения точности оценки вектора состояния при управлении угловым движением космического аппарата в режиме стабилизации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 11-15.
3. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана / Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша, 2009, № 48, URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-48>
4. Eric B.Dam, Martin Koch, Martin Lillholm. Quaternions, Interpolation and Animation // Technical Report DIKU-TR-98/5, Department of Computer Science, University of Copenhagen, Denmark, 1998.
5. Мишин А.Ю., Кирюшин Е.Ю., Обухов А.И., Гурлов Д. В. Малогабаритная комплексная навигационная система на микромеханических датчиках // Труды МАИ, 2013, №70: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44533>
6. Зимин И.И., Валов М.В. Разработка малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ, 2015, №81: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57807>

7. Космический комплекс «Аурига». Проект космического аппарата:

<http://www.tdaily.ru/news/top-novosti/38055>