

**Межрегиональное общественное учреждение  
“Институт инженерной физики”**

---

На правах рукописи

Евграфьев Павел Павлович

«Самокалибруемый акселерометрический модуль космического аппарата  
в условиях длительного управляемого полета»

Направление подготовки: 09.06.01 «Информатика и вычислительная техника»

Направленность: «Системный анализ, управление и обработка информации»

Научный доклад об основных результатах подготовленной научно-квалификационной работы

Научный руководитель: кандидат технических наук,  
профессор, старший научный сотрудник  
Нижегородов Анатолий Александрович

Серпухов-2019

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследования.** Одной из составляющей эффективности применения летательных аппаратов, в частности – космических, является надежность измерительной информации, которая обеспечивается различными методами, в том числе за счет использования корректирующих свойств функциональных зависимостей между измеряемыми параметрами с целью оценки погрешностей работы измерительных датчиков кинематических параметров движения таких летательных аппаратов.

Известно, что в современных структурах управляемых космических аппаратов (КА) в качестве измерителей его линейного движения (навигационных датчиков первичной информации – НДПИ) используются – акселерометры (для измерения вектора кажущегося ускорения на борту КА необходимо иметь как минимум три одностепенных акселерометра), которые образуют так называемый – акселерометрический (измерительный) модуль. Однако, в условиях длительного автоматического управляемого полета КА (40-60 мин) параметры акселерометрических датчиков изменяются, что ведет к значительным погрешностям работы таких измерителей.

В работах ученых Пилюгина Н.А., Келдыша М.В., Петрова Б.Н., Легостаева В.П., Микрина Е.А., Желтова С.Ю., Ривкина С.С., Сихарулидзе Ю.Г., Назарова Б.И. Лысенко Л.Н. и др. показано, что имеется возможность повышения надежности измерительных данных в системах управления летательных аппаратов в виде:

- структурного резервирования акселерометров;
- функционального резервирования акселерометров;
- возможности компенсации различных скоростей дрейфа параметров акселерометрических датчиков во время полета летательного аппарата.

Однако в рамках существующего подхода эти ресурсы недоступны или используются с недостаточной степенью эффективности по причине малого количества уравнений связей между наблюдаемыми параметрами при использовании только структурного резервирования акселерометров и как следствие невозможности использования второго и третьего источника ресурсов.

Анализ показал, что в настоящее время для обеспечения точности и работоспособности акселерометрических модулей системы управления (СУ) космических аппаратов во время их полета применяется, в основном, структурное резервирование НДПИ. В классическом варианте в трех направлениях ориентации измерительных осей, необходимых для определения вектора кажущегося ускорения или скорости, размещают по три одностепенных акселерометра. Такая структура акселерометрического модуля позволяет в полете с гарантией сохранения работоспособности измерительного блока диагностировать только один отказ датчика с определением его адреса и исключением соответствующей измерительной информации (под отказом акселеро-

метра будем понимать – превышение его допустимой величины погрешности работы). Таким образом, структурное резервирование акселерометров требует наличия трех датчиков в одном направлении для целей диагностирования их отказов в полете, т.е. наличия, как минимум девяти акселерометров в измерительном модуле.

Анализ работ Епифанова А.Д., Иванова Н.М., Дишеля В.Д., Калихмана Д.М., Веремеенко К.К., Водичевой Л.В., Нижегородова А.А. и др. показал, что акселерометрические модули систем управления КА с функциональным резервированием датчиков имеют преимущество перед структурным, где имеется возможность использования избыточной измерительной информации не только датчиков одного направления, но и других, т.е. при функциональном резервировании акселерометров уже создается больше трех измерительных направлений. Поэтому, при обеспечении свойства отказоустойчивости таким измерительным модулям систем управления КА требуется меньшее количество резервных акселерометров, что снижает их массово-габаритные показатели. Однако, выполнение требований по точностным показателям работоспособности таким измерительным модулям систем управления КА, особенно в случае появления отказов акселерометров, становится весьма проблематичным.

Для обеспечения требуемой точности работы акселерометрического модуля системы управления КА с функциональным резервированием акселерометров, помимо увеличения числа измерительных базисов, целесообразно использовать восстановление измерительной информации отказавших датчиков по показаниям исправных, т.е. использовать возможности компенсации различных скоростей дрейфа параметров навигационных датчиков во время полета КА. Другими словами – поддержания неизменным числа измерительных базисов в структуре акселерометрического модуля системы управления КА при появлении в нем отказов датчиков.

И, наконец, на основе полученных дополнительных уравнений связей (алгоритмов восстановления) между наблюдаемыми параметрами была бы обеспечена неизменность числа измерительных базисов в случае возникновения отказов акселерометров (понимая под измерительным базисом подмножество трех линейно независимых направлений входных осей датчиков, по которым определяется полный вектор кинематического параметра движения центра масс ракеты).

В настоящее время, для периодического определения дрейфа параметров акселерометров, чаще всего, используются наземные (в том числе и предстартовые) калибровки. В качестве эталонов для процесса калибровок акселерометров используются – ускорения силы тяжести Земли в месте калибровок. Поэтому, для управляемого космического аппарата (КА) в условиях длительного управляемого полета возникает **противоречие**: с одной стороны – нарастание погрешностей акселерометров требует проведения их калибровок и отсутствие эталонов в условиях полета КА для этого процесса, с другой.

Таким образом, актуальность темы научно-квалификационной работы (диссертации) состоит в разрешении этого противоречия.

Главная идея разрешения противоречия заключается в том, чтобы на основе показаний исправных измерителей вычислять выходной сигнал отказавшего или определять эталонный (входной) сигнал для калибруемого акселерометра.

Поэтому, разрабатываемая методика построения структуры отказоустойчивого самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления (СУ) космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков и алгоритмы обработки информации с них должны позволять для различного количества акселерометров оптимизировать значения их углов ориентации входных осей по точностному показателю работоспособности; получать дополнительные уравнения связей (алгоритм диагностирования отказов акселерометров и алгоритмы восстановления информации отказавших датчиков), обеспечивающие требуемые показатели точности и надежности работы таким акселерометрическим модулям за счет процедур калибровок измерителей во время полета КА.

**Цель и задачи исследования.** Целью научно-квалификационной работы (диссертации) является обеспечение требуемой отказоустойчивости акселерометрическому модулю системы управления КА, с минимальной избыточностью датчиков, на основе использования различных видов резервирования измерителей и алгоритмов обработки информации с них.

Для достижения поставленной цели решается научная задача: разработка научно-методического аппарата синтеза самокалибруемого акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета с минимальной избыточностью измерителей и требуемыми показателями точности и отказоустойчивости.

Частные задачи исследования:

- проанализировать структуры и способы резервирования акселерометров систем управления космических аппаратов;
- провести синтез различных структур акселерометрических модулей космических аппаратов и алгоритмов обработки информации с них;
- провести сравнительный анализ разработанных акселерометрических модулей системы управления космического аппарата.

**Объект и предмет исследования.** Объектом исследования является акселерометрический модуль системы управления космического аппарата. Предметом исследования являются методы, модели, методики и алгоритмы обеспечения отказоустойчивости акселерометрическому модулю космического аппарата в условиях длительного полета.

### **Основные результаты исследования, выдвигаемые на защиту:**

1. Методика синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков.
2. Алгоритм диагностирования отказов функционально-резервируемых акселерометров при управляемом полете космического аппарата.
3. Алгоритм восстановления выходных сигналов отказавших акселерометров по показаниям исправных в акселерометрическом модуле космического аппарата.
4. Алгоритм самокалибровки акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета.

### **Научная новизна** результатов исследований заключается в следующем:

1. Методика синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков, в отличие от известных, учитывает дополнительные ограничения в виде равенств, полученных на основе измерительной информации и параметров акселерометров (масштабных коэффициентов и углов взаимной ориентации их входных осей), обеспечивающих отказоустойчивость акселерометрическому модулю при появлении в нем отказов функционально-резервируемых датчиков.
2. Алгоритм диагностирования отказов функционально-резервируемых акселерометров при управляемом полете космического аппарата, в отличие от известных, включает уравнения связей между выходными сигналами датчиков, процедуры преобразования их в дискретные состояния и получения таблиц диагностирования, позволяющий определять отказы датчиков по точностному показателю работоспособности, т.е. превышения погрешностей их работы допустимых величин.
3. Алгоритм восстановления выходных сигналов отказавших акселерометров по показаниям исправных в акселерометрическом модуле космического аппарата, в отличие от известных, включает процедуры компенсации скоростей дрейфа параметров датчиков показания которых вышли за допустимые границы погрешностей, позволяющий восстанавливать их выходные сигналы по выходным сигналам исправных и масштабным коэффициентам всех акселерометров.
4. Алгоритм самокалибровки акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета, в отличие от известных, включает процедуры компенсации нестабильности масштабных коэффициентов вышедших за допустимые границы погрешностей, позволяющий восстанавливать их новые масштабные коэффициенты по масштабным коэффициентам исправных и выходным сигналам всех акселерометров.

**Теоретическая и практическая значимость.** Теоретическая значимость заключается в том, что разработанные алгоритмы и методика позволяют дополнить общую теорию калибровок навигационных датчиков первич-

ной информации систем управления летательными аппаратами, а именно теоретическую базу синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления космического аппарата и алгоритмов обработки акселерометрической информации во время его полета.

**Практическая значимость** заключается в разработке целого ряда конкретных структур отказоустойчивых акселерометрических модулей КА с различным числом функционально-резервируемых датчиков (от 4 до 9) и алгоритмов обработки измерительной информации во время его полета, позволяющих повысить коэффициент отказоустойчивости для акселерометрического модуля: при одном отказе датчика с  $1/9$  до  $1/4$ , а при двух отказах – с  $2/9$  до  $2/7$ . Кроме того, имеется возможность проведения самокалибровок акселерометров показания которых вышли за допустимые погрешности, т.е. восстановления их работоспособности во время полета космического аппарата.

**Достоверность результатов исследования.** Достоверность результатов исследований обеспечивается строгостью применения математических зависимостей и непротиворечивостью полученных результатов с известными; подтверждением и совпадением результатов математического моделирования аналитическим процедурам диагностирования и восстановления измерительной информации при отказах датчиков в различных структурах акселерометрических модулей систем управления КА.

**Апробация результатов исследований.** Основные результаты научно-квалификационной работы докладывались и обсуждались на научно-технических семинарах МОУ «ИИФ», Серпухов, 2014-2019 г.г.; IX Международной научно-практической конференции «Информационные и коммуникационные технологии в образовании, науке и производстве», Протвино, 2016 г.; X Международной научно-практической конференции студентов и школьников «Молодежь и инноватика», Серпухов, 2017 г.; V Международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения», Воронеж, 2017 г.; XXIV Международного симпозиума «Надежность и качество». – Пенза: 2019 г.; VI и VII Всероссийской научно-практической конференции «Современное непрерывное образование и инновационное развитие», Серпухов, 2016 г.; XXXVI Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем», Серпухов, 2017 г.; научно-технической конференции «Системы, комплексы и приборы автоматического управления летательными аппаратами», посвященная памяти академика Н.А. Пилюгина, Москва, ФГУП «НПЦ АП», 2018 г.

**Публикации.** Основные результаты научно-квалификационной работы опубликованы в 15 печатных работах, в том числе 4 в журналах, рекомендованных ВАК.

**Структура и объем работы.** Научно-квалификационная работа состоит из введения, трех разделов, заключения, списка использованной литературы-

ры из 111 наименований, двух приложений. Общий объем работы 132 страницы, включая 29 рисунков и 12 таблиц.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** дана общая характеристика работы: обоснована актуальность темы научно-квалификационной работы (диссертации); определены объект, предмет и цель исследования; определены результаты, выдвигаемые на защиту, их новизна, теоретическая и практическая значимость; приведена структура научно-квалификационной работы (диссертации).

**В первом разделе** уточнено современное состояние и проведен анализ построения избыточных акселерометрических модулей систем управления КА, работающих на достаточно больших временных интервалах (до 60 мин) в автоматическом режиме. Определено, что при резервировании акселерометров в настоящее время, в основном, используется структурный способ их резервирования. Такое резервирование позволяет получить требуемую точность и надежность определения вектора кажущегося ускорения движения центра масс КА, но с достаточно большим числом резервных акселерометров. Однако дальнейшее увеличение точности измерения кажущегося ускорения акселерометрами и повышение их надежности работы, требует других способов резервирования датчиков в акселерометрических модулях. Для решения этой проблемы в акселерометрических модулях, в последнее время, применяется функциональное резервирование, когда входная ось резервного акселерометра не совпадает по направлению с входной осью основного. Преимуществом функционального резервирования является то, что данный вид резервирования позволяет увеличить, в первую очередь, отказоустойчивость акселерометрических модулей систем управления КА или обеспечить такую же отказоустойчивость, что и при структурном, но при меньшем количестве акселерометров на борту КА.

Кроме того, функциональное резервирование акселерометров позволяет получить большее число измерительных базисов, в отличие от структурного, что, несомненно, ведет к увеличению точности измерения кинематических параметров движения КА.

Однако, функциональное резервирование акселерометров требует наличия на борту КА более высокопроизводительной бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), т.к. возникает необходимость реализации дополнительных алгоритмов: обнаружения и диагностирования отказов, восстановления измерительной информации отказавших акселерометров и их калибровок по показаниям исправных датчиков, адаптации обработки информации.

Проведена формализованная постановка задачи на исследование.

**Дано:**  $n$  – количество датчиков, используемое в акселерометрическом модуле СУ космического аппарата.

Алгоритм оценки  $i$ -го акселерометра представлен в виде:

$$\hat{x}_i = k_i^{-1} \cdot y_i^{uzm},$$

где  $\hat{x}_i$  - оценка входного сигнала  $i$ -го акселерометра;  $k_i$  - масштабный коэффициент;  $y_i^{uzm}$  - выходной сигнал  $i$ -го акселерометра.

Пусть математическая модель погрешностей работы акселерометров зависит от параметров, приводящих к изменению его масштабного коэффициента  $P_{\Delta k}$  от величины входного сигнала  $x$ , случайной составляющей в измерениях  $\delta y$ , и белого гауссового шума  $\mathcal{G}_y$ , сопровождающего измерение выходного сигнала:

$$\Delta y = f_{\Delta y}[P_{\Delta k}, x, \delta y, \mathcal{G}_y],$$

$$P_{\Delta k} \in N(m_p, \sigma_p), \quad \delta y \in N(m_{\delta y}, \sigma_{\delta y}).$$

**Требуется:** 1) синтезировать избыточную структуру (для определенного количества датчиков, определив ориентацию входных осей резервных акселерометров по отношению к основным) отказоустойчивого самокалибруемого акселерометрического модуля космического аппарата;

2) разработать алгоритм идентификации отказов акселерометров на этапе управляемого полета космического аппарата, который может быть представлен в виде комбинации разностных уравнений (уравнений связей), полученных на основе знания функциональных зависимостей между выходными сигналами акселерометров, их масштабными коэффициентами и углами взаимной ориентации входных осей датчиков

$$f_{com}[k^{-1} \cdot (y^{uzm} + \Delta y)] - f_{com}[k^{-1} \cdot y^{uzm} \cdot F(\alpha_{i-j})] \leq \varepsilon_{don},$$

где  $\varepsilon_{don}$  - допустимое значение погрешности измерения кажущегося ускорения акселерометром;  $F(\alpha)$  - функция от  $\alpha_{i-j}$ ;  $\alpha_{i-j}$  - углы взаимной ориентации между входной осью  $i$ -го и  $j$ -го акселерометра;

3) разработать алгоритмы восстановления измерительной информации при отказах датчиков в акселерометрическом модуле космического аппарата.

**Допущения:** 1) входные оси трех (основных) акселерометров взаимно ортогональны;

2) взаимная ориентация входных осей основных и резервных датчиков акселерометрического модуля не изменяется, т.е. углы взаимной ориентации между входной осью  $i$ -го и  $j$ -го акселерометра на время полета космического аппарата принимаются постоянными.



**Во втором разделе** разработана методика синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков.

Исходными данными в методике синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля являются:

- общее число датчиков в акселерометрическом модуле равно –  $n$ .
- входные оси основных акселерометров – ортогональны, в отличие от резервных датчиков. Это позволит получить дополнительные ограничения в виде уравнение связей между выходными сигналами акселерометров.

В синтезируемых структурах акселерометрических модулей определим основные и резервные датчики (рисунок 1).

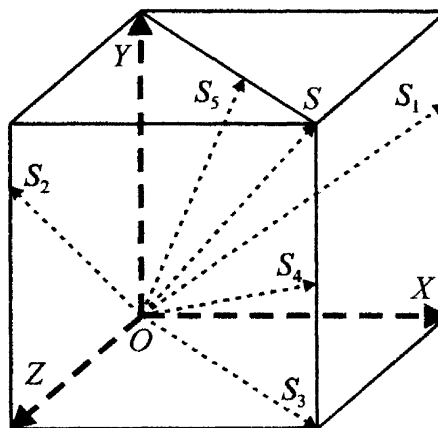


Рисунок 1 – Схема ориентации направлений входных осей акселерометров

Входные оси основных акселерометров, обозначенные  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ , взаимно перпендикулярны в пространстве, в отличие от осей резервных  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $S_3$ ,  $S_4$ ,  $S_5$ ,  $S$ . Разработка структур акселерометрических модулей СУ сводится к решению задачи определения ориентации входных осей резервных измерителей по отношению к основным.

Выбор рациональных структур акселерометрических модулей из всего многообразия возможных проводился на основе морфологического анализа, сущность которого заключалась в том, что осуществлялся упорядоченный перебор ориентации измерительных направлений резервных акселерометров с выполнением дополнительных требований, например – любое направление должно резервироваться не менее двумя направлениями.

Считая три акселерометра основными – по направлениям  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ , приведем некоторые возможные структуры акселерометрических модулей, дополнив их резервными (рисунок 1). Так, при использовании функционального резервирования и девяти акселерометров наибольшее число измерительных направлений равно девяти, а наименьшее – четырем. Далее перечислим возможные варианты частных решений, реализующих конкретное число измерительных направлений. Эту операцию для наглядности оформим в виде таблицы 1, для акселерометрического модуля из девяти датчиков.

Таблица 1 – Варианты частных решений:

Акселер. модуль	Число измерит. направлений	Варианты частных решений			
		1	2	3	4
А	4	S <sub>1-6</sub>	S <sub>2-6</sub>	S <sub>3-6</sub>	S-6
Б	5	S <sub>4-3</sub> S <sub>5-3</sub>	S <sub>1-3</sub> S <sub>2-3</sub>	S <sub>2-3</sub> S <sub>3-3</sub>	S <sub>1-3</sub> S <sub>3-3</sub>
В	6	X,Y,Z, S <sub>1</sub> , S <sub>2</sub> , S <sub>3</sub> -по 1	S <sub>1</sub> , S <sub>2</sub> , S <sub>3</sub> - по 2	X,Y,Z,S <sub>4</sub> , S <sub>5</sub> ,S-по 1	S <sub>4</sub> ,S <sub>5</sub> ,S-по2
Г	7	S <sub>1</sub> ,S <sub>2</sub> ,S <sub>3</sub> -по 1, S-3	S <sub>3</sub> ,S <sub>4</sub> ,S <sub>5</sub> -по 1 S-3	X,Y,Z-по 1 S-3	Все четыре направл. в пространстве
Д	8	S <sub>1</sub> , S <sub>2</sub> , S <sub>3</sub> ,S <sub>4</sub> по 1, S-2	S <sub>1</sub> , S <sub>2</sub> , S <sub>3</sub> ,S <sub>5</sub> по 1, S-2	Все пять направл. в пространстве	-
Е	9	S <sub>1</sub> ,S <sub>2</sub> ,S <sub>3</sub> ,S <sub>4</sub> ,S <sub>5</sub> ,S- по 1	-	-	-

Общее число вариантов частных решений равно двадцати. Далее, в соответствии с методом морфологического анализа, выдвигаются дополнительные технические требования к структуре акселерометрического модуля (уравнения связей):

1) для двух акселерометров (1 и 2), входные оси которых ориентированы в одном измерительном направлении

$$\frac{f_1}{K_1} = \frac{f_2}{K_2}, \quad (1)$$

где  $f_1$  и  $f_2$  – выходные сигналы акселерометров 1 и 2,

$K_1$  и  $K_2$  – масштабные коэффициенты акселерометров 1 и 2;

2) для трёх акселерометров (1, 2 и 3), входные оси которых ориентированы в одной плоскости, причём 1-го и 2-го перпендикулярны, а 3-го акселерометра – под углами  $\alpha_{1-3}$  и  $\alpha_{2-3}$  соответственно к первому и второму

$$\frac{f_3}{K_3} = \frac{f_1}{K_1} \cos \alpha_{1-3} + \frac{f_2}{K_2} \cos \alpha_{2-3} \quad (2)$$

3) для четырёх акселерометров (1, 2, 3, и 4), входные оси трёх измерителей (1, 2 и 3) – ортогональны, а 4-го акселерометра – под углами  $\alpha_{1-4}$ ,  $\alpha_{2-4}$ ,  $\alpha_{3-4}$  соответственно к первому, второму и третьему.

$$\frac{f_4}{K_4} = \frac{f_1}{K_1} \cos \alpha_{1-4} + \frac{f_2}{K_2} \cos \alpha_{2-4} + \frac{f_3}{K_3} \cos \alpha_{3-4}. \quad (3)$$

Таким образом, общее число возможных комбинаций сократилось с 20 до 5: Б2, Б3, Б4, В1, В2.

Далее производится попарное сопоставление решений, которые сравниваются относительно дополнительных требований, например, простоты алгоритмов восстановления вектора кажущегося ускорения, при возникновении в акселерометрическом модуле отказов измерителей.

Таблица 2 – Результаты оценки частных решений:

Обязательные технические требования	Частные решения														
	А 4	Б 1	Б 2	Б 3	Б 4	В 1	В 2	В 3	В 4	Г 1	Г 2	Г 3	Д 1	Д 2	Е 1
Обеспечение троекратного резервирования акселерометров в каждом измерительном направлении	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Наличие уравнений связей по выходным сигналам не более трёх акселерометров	0	0	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0
Допустимые варианты	-	-	+	+	+	+	+	-	-	-	-	-	-	-	-

Так, анализ частных решений (таблица 2) показал схожесть структур акселерометрических модулей Б2, Б3, Б4 между собой, а также структур В1 и В2. Здесь предпочтение отдается структурам В1 и В2, так как в них осуществляется не только резервирование на уровне акселерометров, но также резервируются измерительные направления. Структуры В1 и В2 во многом схожи, в связи с чем отпадает необходимость рассмотрения обеих структур. В дальнейшем рассматривается акселерометрический модуль КА из девяти датчиков со структурой В1.

Таким образом, построение структуры акселерометрического модуля системы управления космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков на основе морфологического анализа учитывает дополнительные ограничения в виде равенств, полученных на основе измерительной информации и параметров акселерометров (масштабных коэффициентов и углов взаимной ориентации их входных осей), обеспечивающих отказоустойчивость акселерометрическому модулю при появлении в нем отказов измерителей.

В таблице 3 приведены различные структуры акселерометрических модулей с числом датчиков от 4-х до 9-ти, синтезированных аналогичным образом, где x, y, z, S1, S2, S3, S4, S5, S – ориентация входных осей основных и резервных акселерометров.

Таблица 3 – Виды резервирования измерителей для различных структур акселерометрических модулей

Число акселером. ( $n$ )	Вид резервирования	Число избыточных акселерометров ( $m$ )	Число измерительных направлений
9	Смеш.	6	6 ( $x, y, z, S_1, S_2, S_3$ )
8	Смеш.	5	4 ( $x, y, z, S$ )
7	Функц.	4	7 ( $x, y, z, S1, S2, S3, S$ )
6	Функц.	3	6 ( $x, y, z, S1, S2, S3,$ )
5	Функц.	2	5 ( $x, y, z, S4, S5$ )
4	Функц.	1	4 ( $x, y, z, S$ )

Смешанное резервирование означает, что наряду с функциональным применяется и структурное резервирование.

В разделе разработан алгоритм диагностирования отказов функционально-резервируемых акселерометров при управляемом полете космического аппарата вида:

$$|C_1^D(\alpha_{i-j})y^p - C_2^D(\alpha_{i-j})y^0| \leq E_{\text{дон}}, \quad (4)$$

где  $y^0, y^p$  – соответственно, матрицы измерений основных акселерометров и резервных;  $C_1^D(\alpha_{i-j})$  и  $C_2^D(\alpha_{i-j})$ - обобщенные матрицы коэффициентов;  $E_{\text{дон}}$ - матрица допустимых погрешностей измерений акселерометров.

По этому алгоритму формируется таблица диагностирования отказов акселерометров путем введения логической переменной  $x_k$ , принимающей значение единицы (нулю) при соответствии  $k$ -го уравнения связи (4) допускам и значение нуля (единице) – в противном случае. Оценка технического состояния акселерометра проводится в зависимости от значения функции  $f = \bigwedge_{k=1}^n x_k$ : в случае равенства  $f$  нулю – акселерометрический модуль считается работоспособным, в случае равенства единице - отказавшим, причем по коду определяется номер отказавшего акселерометра. Обобщенные матрицы коэффициентов  $C_1^D(\alpha_{i-j})$  и  $C_2^D(\alpha_{i-j})$  формируются заранее (перед полетом КА), на основе знания величин масштабных коэффициентов акселерометров и углов взаимной ориентации их входных осей. Причем считается, что углы взаимной ориентации входных осей акселерометров не изменяются во время полета КА, а вот значения масштабных коэффициентов акселерометров подвержены изменению, что приводит к появлению их отказов (погрешность измерений акселерометром превышает допустимую величину –  $\varepsilon_{\text{дон}}$ ).

Кроме того, одним из наиболее рациональных подходов обеспечения отказоустойчивости акселерометрических модулей КА является не только автоматическое выявление места отказа акселерометра, но и последующее

восстановление его выходного сигнала по оставшимся исправным датчикам или восстановление работоспособности отказавшего измерителя (устранение отказа). Акселерометрический модуль КА считается отказоустойчивым или нечувствительным к отказам акселерометров, если его организация предусматривает устранение последствий отказов их за счет использования избыточности.

Мера, по которой оценивается нечувствительность акселерометрического модуля к возникающим в нем отказам измерителей, называется свойством отказоустойчивости или просто отказоустойчивостью. Чаще всего используют коэффициент отказоустойчивости – как отношение числа отказавших акселерометров к их общему числу.

В качестве оценки меры часто принимают наибольшее количество отказов датчиков, при котором акселерометрический модуль КА способен восстановить последствия отказов. Устранение последствий отказов датчиков в акселерометрических модулях с функциональным резервированием измерителей предлагается производить двумя способами:

1. Алгоритмическое восстановление выходного сигнала отказавшего акселерометра по показаниям исправных измерителей.

2. Восстановление работоспособности отказавшего акселерометра за счет вычисления его нового масштабного коэффициента по показаниям исправных измерителей.

По первому способу синтезирован алгоритм восстановления выходных сигналов отказавших акселерометров по показаниям исправных в акселерометрическом модуле космического аппарата в виде:

$$Y_i^0 = C_i^B Y_i^u, \quad (5)$$

где  $Y_i^0 = [y_1^0 y_2^0 y_3^0 \dots y_i^0]^T$  – матрица значений восстанавливаемых сигналов отказавших датчиков;

$y_i^0$  - значение восстанавливаемого выходного сигнала  $i$ -го акселерометра в случае его отказа;

$T$  - знак транспонирования;

$Y_i^u = [y_1^u y_2^u y_3^u \dots y_i^u]^T$  - матрица измерений по результатам исправных датчиков;

$y_i^u$  - значение выходного сигнала исправного  $i$ -го акселерометра;

$C_i^B$  - обобщенная матрица коэффициентов.

Алгоритм синтезирован на основе алгоритма диагностирования отказов функционально-резервируемых акселерометров при полете космического аппарата и с учетом различной степени избыточности датчиков в акселерометрическом модуле. С этой целью, в алгоритмах диагностирования отказов, до-

пуск –  $\epsilon_{\text{доп}}$ , принимается равным нулю и из системы алгебраических выражений выбирается одно уравнение в случае одного отказа акселерометра, где в качестве неизвестного выбираются выходной сигнал отказавшего датчика –  $F^O$ . Выходной сигнал отказавшего акселерометра вычисляется по значениям выходных сигналов исправных датчиков –  $F^И$ , и величинам их масштабных коэффициентов –  $K_i$ , со значениями, взятыми до появления отказа измерителей.

Таким образом, синтезированный алгоритм восстановления измерительной информации по первому способу позволяет восстановить выходные сигналы любого отказавшего одного измерителя в акселерометрическом модуле из 4-х, 5-ти и 6-ти датчиков и двух отказавших измерителей в акселерометрическом модуле из 7-ми, 8-ми и 9-ти датчиков.

По второму способу синтезирован алгоритм самокалибровки акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета в виде:

$$K_i^0 = A_9^B k_i^u, \quad (6)$$

где  $K_i^0 = \left[ \frac{1}{k_1^0} \frac{1}{k_2^0} \frac{1}{k_3^0} \dots \frac{1}{k_i^0} \right]^T$  – матрица значений восстанавливаемых масштабных коэффициентов у отказавших акселерометров;

$k_i$  - значение восстанавливаемого масштабного коэффициента  $i$ -го акселерометра в случае его отказа;

$K_i^u = \left[ \frac{1}{k_1^u} \frac{1}{k_2^u} \frac{1}{k_3^u} \dots \frac{1}{k_i^u} \right]^T$  - матрица значений масштабных коэффициентов исправных акселерометров;

$k_i$  - значение масштабного коэффициента исправного  $i$ -го акселерометра;

$A_{i*}^B$  - обобщенная матрица коэффициентов.

Алгоритм самокалибровки акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета синтезирован аналогично первому способу восстановления измерительной информации, т.е. в алгоритмах диагностирования отказов акселерометров допуск –  $\epsilon_{\text{доп}}$ , также принимается равным нулю и из системы алгебраических выражений выбирается одно уравнение, в случае одного отказа датчика, где в качестве неизвестного выбирается масштабный коэффициент отказавшего измерителя-  $K_i^0$ , который может быть вычислен по значениям масштабных коэффициентов исправных

акселерометров-  $K_i^H$ , и величинам их выходных сигналов-  $Y_i$ , в том числе и отказавшего датчика.

В отличие от первого способа восстановления измерительной информации, по второму способу восстановления масштабных коэффициентов, согласно алгоритма (6), в акселерометрических модулях СУ КА имеется возможность устранения отказа одного акселерометра, т.е. восстановления его работоспособности путем присвоения нового значения масштабного коэффициента отказавшему датчику. К недостаткам этого способа относится то, что обобщенная матрица  $A^B$  формируется и вычисляется во время полета КА, в отличие от первого способа, где обобщенная матрица коэффициентов  $C^B$  может быть вычислена заранее, т.е. до этапа полета КА, а с этим связано быстроедействие и точность обработки измерительной информации на борту КА.

**В третьем разделе** произведен обоснованный выбор допусков на погрешности работы акселерометров при их идентификации отказов. В основу выбора допусков положена математическая модель погрешностей работы акселерометра, где допуск определялся по минимуму вероятностей ошибок первого и второго рода.

Рассмотрены погрешности акселерометров влияющие на точность измерения вектора кажущегося ускорения, основными из которых являются инструментальные погрешности (до 70%) у акселерометров. Также рассмотрены способы и методы уменьшения данных погрешностей. Основными мерами борьбы с инструментальными погрешностями акселерометров являются – калибровка их на регламентированном техническом обслуживании, предстартовой подготовке и в полете КА.

Проведен сравнительный анализ разработанных акселерометрических модулей по следующим критериям:

- числу измерительных базисов;
- быстроедействию алгоритмов диагностирования и восстановления отказов;
- степени отказоустойчивости (k).

По данным сравнительного анализа сделан вывод, что для случая определения двух отказов наиболее предпочтительным является акселерометрический модуль из семи датчиков ( $k=0,29$ ), а для обеспечения требований определения одного отказа – наилучшие показатели у модуля из пяти датчиков ( $k=0,25$ ).

Разработана программа диагностирования отказов акселерометров в соответствии с предложенным алгоритмом. Программа разработана для акселерометрического модуля из девяти датчиков, но разработанный алгоритм её работы является универсальным, что позволяет разработать программные продукты диагностирования отказов для акселерометрических модулей с другим числом датчиков.

**В заключении** научно-квалификационной работы сделаны обобщающие выводы и определены перспективы дальнейших исследований.

## ОБЩИЕ ВЫВОДЫ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ

1. С использованием морфологического анализа проведена разработка методики синтеза структуры самокалибруемого акселерометрического модуля системы управления космического аппарата с различной степенью избыточности датчиков, основными этапами которой является:

1) определение общего числа вариантов частных решений и построение таблицы вариантов частных решений путем простого перебора.

2) выдвижение технических требований к структуре акселерометрического модуля (например, трехкратного резервирования акселерометров по каждому из измерительных направлений).

3) проведение анализа качества выполнения выдвинутых требований по строкам таблицы. Остаются варианты, которые отвечают выдвинутым техническим требованиям, а остальные варианты (строки) – отбрасываются.

4) построение второй таблицы – результатов частных решений.

5) проведение попарного сопоставления решений, которые сравниваются относительно дополнительных требований (например, простоты алгоритмов восстановления вектора кажущегося ускорения, при возникновении в акселерометрическом модуле отказов измерителей).

6) выбор наилучшего варианта структуры акселерометрического модуля.

2. Разработан алгоритм диагностирования отказов функционально-резервируемых акселерометров при управляемом полете космического аппарата, построенный на основе введения функциональных уравнений связей между выходными сигналами акселерометров с дальнейшим переводом их в дискретные состояния работоспособности и составления логических таблиц диагностирования отказов, который позволяет идентифицировать отказы двух любых датчиков в структурах измерительных модулей из девяти, восьми и семи акселерометров, а также один отказ - из шести, пяти и четырех датчиков при полете космического аппарата;

3. Разработан алгоритм восстановления выходных сигналов отказавших акселерометров по показаниям исправных в акселерометрическом модуле космического аппарата, где удастся восстановить выходные сигналы двух отказавших акселерометров в структурах измерительных модулей из девяти, восьми и семи датчиков и выходной сигнал одиночных отказов в измерительном модуле системы управления содержащем шесть, пять или четыре датчика.

4. Разработан алгоритм самокалибровки акселерометрического модуля космического аппарата в условиях управляемого полета, причем, восстановление может производиться любому числу одиночных или двойных отказов (одновременно отказ двух акселерометров) в измерительных модулях из девяти, восьми и семи датчиков, а также при последовательном возникновении одиночных отказов для измерительных блоков из шести, пяти или четырех датчиков.



5. Разработанная методика и алгоритмы позволили синтезировать целый ряд конкретных структур отказоустойчивых самокалибруемых акселерометрических модулей систем управления КА с различным числом функционально-резервируемых датчиков (от 4 до 9) и алгоритмов обработки измерительной информации во время его полета, позволяющих повысить коэффициент отказоустойчивости для акселерометрического модуля: при отказе одного датчика – с 0,11 до 0,25, а при отказах двух датчиков – с 0,22 до 0,29. Кроме того, имеется возможность проведения самокалибровок акселерометров, нестабильность масштабных коэффициентов которых вышла за допустимые погрешности, т.е. восстановления их работоспособности во время полета космического аппарата.

**Основные положения научно-квалификационной работы  
(диссертации) опубликованы в следующих изданиях:**

*В изданиях, рекомендованных ВАК РФ*

1. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А. Алгоритмы диагностирования отказов датчиков первичной информации в избыточном акселерометрическом модуле космического аппарата. Научно-технический журнал «Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления». – М: Из-во: Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина, № 4, 2017. – С. 59-63.
2. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А. Алгоритмы восстановления работоспособности отказавших датчиков первичной информации во время полета космического аппарата. Научно-технический журнал «Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления». – М: Из-во: Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина, № 4, 2017. – С. 64-68.
3. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А. Методика построения структуры самокалибруемого акселерометрического модуля космического аппарата в условиях длительного полета. Научно-технический журнал «Известия Института инженерной физики». Серпухов, № 2, [48], 2018, С. 21-24.
4. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Ефремов, В.П. Методика построения структуры отказоустойчивого акселерометрического модуля космического аппарата в условиях длительного полета. Научно-технический журнал «Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления». – М: Из-во: Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина, № 3, 2018. – С. 53-56.

*В других изданиях:*

1. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А. Алгоритмы масштабирования акселерометров космического аппарата в условиях длительного полета. Сборник научных трудов Института инженерной физики (2014-2015 гг.). Выпуск 4. //Под ред. дтн, проф. А.Н. Царькова и дтн, проф. И.А. Бугакова. – Серпухов: МОУ «ИИФ», 2015, С. 200-204.

2. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Алексеенко, А.А. Разработка алгоритмов работы отказоустойчивого акселерометрического модуля космического аппарата. Сборник трудов участников VI Всероссийской научно-практической конференции «Современное непрерывное образование и инновационное развитие» //Под редакцией проф. А.Н. Царькова и проф. И.А. Бугакова. - Серпухов: МОУ «ИИФ», 2016, С. 184-188.
3. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А. Алгоритмы масштабирования акселерометров в системе управления космическим аппаратом во время полета. Сборник трудов IX Международной НПК «Информационные и коммуникационные технологии в образовании, науке и производстве», г.Протвино, 2016, С. 359-362.
4. Евграфьев, П.П. Оценка точности определения ориентации космического аппарата по измерениям полученных от нескольких датчиков. Сборник трудов X Международной научно-практической конференции студентов и школьников «Молодежь и инноватика», г. Серпухов, 2017, С.117-121.
5. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Алексеенко, А.А. К проблеме выбора допусков на погрешности измерителей в отказоустойчивом акселерометрическом модуле космического аппарата. Сборник трудов участников VII Всероссийской научно-практической конференции «Современное непрерывное образование и инновационное развитие» //Под редакцией проф. А.Н. Царькова и проф. И.А. Бугакова. - Серпухов: МОУ «ИИФ», 2017, С. 141-146.
6. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Иващенко, О.Ю., Шолохов, А.В. Калибровка датчиков первичной информации во время полета космического аппарата. Сборник трудов XXXVI Всероссийской НТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем». – Серпухов: филиал ВА РВСН им. Петра Великого, 2017, часть 2, С. 230-235.
7. Евграфьев, П.П. Математическая модель восстановления работоспособности акселерометрического модуля космического аппарата во время его полета. Сборник научных статей по материалам V Международной НПК «Академические Жуковские чтения», ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина». Воронеж: 2017, С. 111-115.
10. Евграфьев, П.П. Алгоритмы восстановления работоспособности отказавших акселерометров космического аппарата во время полета. Сборник научных трудов Института инженерной физики за 2016-2017 гг. Выпуск 5. Часть 1 //Под ред. д.т.н., проф. А.Н. Царькова и д.т.н., проф. И.А. Бугакова. – Серпухов: МОУ «ИИФ», 2017, С. 62-66.
11. Евграфьев, П.П. Методика поиска неисправного акселерометра в системе управления космического аппарата. Сборник научных трудов Института инженерной физики за 2016-2017 гг. Выпуск 5. Часть 1 // Под ред.

д.т.н., проф. А.Н. Царькова и д.т.н., проф. И.А. Бугакова. – Серпухов: МОУ «ИИФ», 2017, С. 66-72.

13. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Тепишкин, С.А., Терехов, Е.Н. Применение функционального резервирования измерителей в акселерометрическом модуле космического аппарата. Научно-технический сборник Военной академии РВСН им. Петра Великого (филиал в г.Серпухове Московской области). – г.Серпухов: 2018, Часть I, С. 187-189.

15. Евграфьев, П.П., Нижегородов, А.А., Алексеенко, А.А., Тепишкин, С.А., Шестаков, К.С. Особенности применения избыточности акселерометрических датчиков в системах управления низкоорбитальных космических аппаратов. Труды XXIV Международного симпозиума «Надежность и качество». – Пенза: 2019, С. 117-126.