

ВОПРОСЫ РЕАЛИЗАЦИИ НА ЦЕЛОЧИСЛЕННОЙ ЦВС (ТИПА «МАЛАХИТ-3») АЛГОРИТМА ТАРИРОВКИ ДАТЧИКОВ БИНС В ПОЛЕТЕ ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ ВЫСОКОТОЧНОЙ ИНС

А.А. Галамай

АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова»; Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н.Ельцина, г. Екатеринбург

Статья посвящена постановке задачи векторного согласования для бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), позволяющей осуществить тарировку датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров БИНС, а также вопросам реализации алгоритма векторного согласования на цифровой вычислительной системе (ЦВС), оперирующей с числами с фиксированной запятой, примером которой является ЦВС «Малахит-3» разработки НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова. Представлены результаты, полученные с помощью математического моделирования, тарировки 4 ДУС БИНС на основе волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) при векторном согласовании с высокоточной инерциальной навигационной системой на основе гиростабилизированной платформы (ГСП). Представлены результаты реализации алгоритма векторного согласования на ЦВС «Малахит-3» с использованием 32-разрядной арифметики, показаны оценки временных затрат на выполнение алгоритма.

Ключевые слова: БИНС, векторное согласование, тарировка ДУС и акселерометров в полете.

Введение

Наличие систематических составляющих погрешностей датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) (датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров), случайно возникающих от запуска к запуску прибора и на порядки отличающихся от стабильности этих составляющих в запуске, требуют проведения тарировок датчиков БИНС в запуске. Один из подходов к решению такой задачи – это применение метода векторного согласования (ВС) БИНС с высокоточной инерциальной навигационной системой (ИНС). Такой метод находит применение в системах управления (СУ) космических аппаратов, разгонных блоков и других видах космической техники, имеющих участок выведения, формируемый СУ ракеты-носителя (РН) с высокими требованиями по точности. В таких СУ используется гиростабилизированная платформа (ГСП), которая в настоящее время является основой для высокоточных ИНС.

Для упомянутых выше видов космической техники метод ВС БИНС с высокоточной ИНС позволяет осуществить тарировку датчиков БИНС в полете на участке выведения. Теоретическое обоснование такого подхода с результатами математического моделирования рассмотрены в работах [1, 2]. В первой рассматривается возможность тарировки ДУС БИНС путем ВС по параметрам ориентации, а для акселерометров – по кажущейся скорости в проекциях на оси инерциальной системы координат (с.к.); во второй – только для акселерометров – по кажущейся скорости в проекциях на оси чувствительности (ОЧ) акселерометров, образующих связанную с.к.

Преимуществом подхода, когда векторное согласование осуществляется по проекциям на ОЧ датчиков, является его применение для БИНС с избыточным числом датчиков (> 3). В настоящей работе представлены результаты, полученные с помощью математического моделирования, тарировки 4 ДУС БИНС при векторном согласовании с высокоточной ИНС по приращениям интегралов от угловой скорости в проекциях на ОЧ ДУС БИНС. Математическое моделирование проводилось в среде MatLab по телеметрической информации ГСП одного из пусков РН «Союз-2».

Для практического применения решений задач ВС требуется разработка соответствующего алгоритма и его реализации на цифровой вычислительной системе (ЦВС) специального назначения, используемой в бортовой аппаратуре системы управления (БАСУ) летательных аппаратов (ЛА).

Системы навигации и управления авиационно-космической техники

Такая разработка ведется в рамках ограниченных ресурсов, поскольку в отличие от ПЭВМ, ЦВС специального назначения обладает меньшим быстродействием, аппаратными возможностями арифметико-логического устройства используемого процессора. Среди разработок НПОА, используемых в современных БАСУ ЛА, является ЦВС «Малахит-3» и ее модификации. Такие ЦВС обладают высокой степенью надежности, но снабжены арифметикой с 32-разрядными числами с фиксированной запятой, что накладывает определенные особенности при разработке программного обеспечения для такой ЦВС.

В части реализации на ЦВС «Малахит-3» алгоритма ВС для БИНС в настоящей статье затронуты следующие вопросы:

- особенности ЦВС «Малахит-3» для задач алгоритма;
- разработка структуры алгоритма для его реализации;
- оценки затрат машинного времени для разработанной структуры.

1. Математическая модель блока ДУС БИНС и точностные характеристики ДУС

1.1. Математическая модель блока ДУС

Соответствует прибору КИНД34-059 разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова. В состав данного прибора входят 4 волоконно-оптических гироскопа (ВОГ): Г1÷Г4, схема ориентации их ОЧ относительно корпусной с.к., связанной с установочными элементами корпуса прибора, показана на рис. 1.

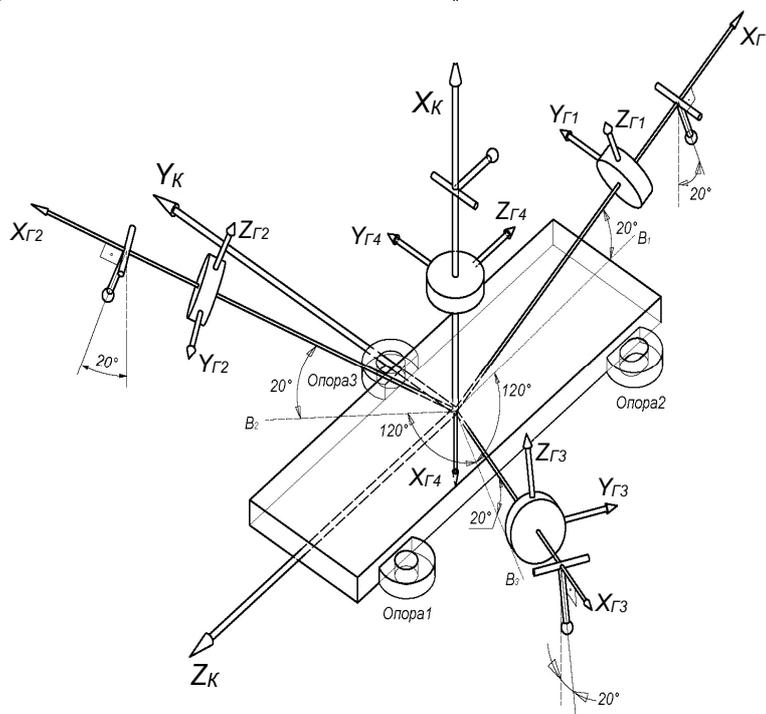


Рис. 1. Кинематическая схема БЧЭ прибора КИНД34-059

В соответствии с данной схемой для дальнейших построений мы будем использовать следующие матрицы, определяющие номинальную ориентацию ОЧ ВОГ Г1 ÷ Г4:

$$O1 = \begin{pmatrix} \cos 70^\circ & 0 & \sin 70^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin 70^\circ & 0 & \cos 70^\circ \end{pmatrix}, \quad O2 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 120^\circ & -\sin 120^\circ \\ 0 & \sin 120^\circ & \cos 120^\circ \end{pmatrix} \cdot O1,$$

$$O3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 120^\circ & \sin 120^\circ \\ 0 & -\sin 120^\circ & \cos 120^\circ \end{pmatrix} \cdot O1, \quad O4 = \begin{pmatrix} \cos 180^\circ & 0 & -\sin 180^\circ \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin 180^\circ & 0 & \cos 180^\circ \end{pmatrix}.$$

Для данных матриц характерно, что их первые столбцы являются направляющими косину-

сами (в корпусной с.к.) ОЧ ВОГ: $OX_{Г1} \div OX_{Г4}$, вторые и третьи столбцы – направляющие косинусы дополнительных осей: $OY_{Г1} \div OY_{Г4}$ и $OZ_{Г1} \div OZ_{Г4}$, соответственно.

Учет погрешностей ориентации ОЧ ВОГ будем выполнять по формуле, соответствующей двум последовательным малым поворотам вокруг дополнительных к ОЧ осей ($OY_{Гk}$, $OZ_{Гk}$) относительно их номинальной ориентации:

$$Ok_ = Ok \cdot \begin{pmatrix} \cos \delta \xi_k & 0 & \sin \delta \xi_k \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta \xi_k & 0 & \cos \delta \xi_k \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \delta \eta_k & -\sin \delta \eta_k & 0 \\ \sin \delta \eta_k & \cos \delta \eta_k & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad k=1 \div 4, \quad (1)$$

где $\delta \xi_k$ – характеризует отклонение ОЧ ВОГ $Гk$, $k=1 \div 4$, от номинального положения в плоскости, проходящей через ось OX_K и ось $OX_{Гk}$ (в номинальной ориентации);

$\delta \eta_k$ – характеризует отклонение ОЧ ВОГ $Гk$, $k=1 \div 4$, от плоскости, проходящей через ось OX_K и ось $OX_{Гk}$.

В состав погрешностей любых измерителей также входят погрешности масштабного коэффициента и «нулевого» сигнала. Учет данных погрешностей при пересчете измерительной информации, поступающей из прибора в виде $\Delta Гk$ – приращений за интервал Δt интегралов от проекций угловой скорости на ОЧ ВОГ $Гk$, $k=1 \div 4$, будем выполнять по следующей формуле:

$$\Delta Гk_ = (1 + \delta rk) \cdot \Delta Гk - \omega \tau k \cdot \Delta t, \quad k=1 \div 4, \quad (2)$$

где δrk – погрешность масштабного коэффициента;

$\omega \tau k$ – погрешность «нулевого» сигнала ВОГ $Гk$.

1.2. Точностные характеристики ДУС

Точностные требования к ДУС прибора КИНД34-059 представлены в табл. 1.

Таблица 1

Точностные требования к ДУС прибора КИНД34-059

| Наименование параметра | Предельное отклонение (3 с.к.о.) |
|---|----------------------------------|
| Погрешность взаимной ориентации ОЧ, угл. с от запуска к запуску / в запуске | 15 / 7,5 |
| Погрешность масштабного коэффициента, % от запуска к запуску / в запуске | 0,01 / 0,005 |
| Погрешность «нулевого» сигнала, угл. мин/мин от запуска к запуску / в запуске | 0,01 / 0,003 |
| Случайное блуждание угла (ARW), угл. град/ $\sqrt{ч}$ | 0,005 |

2. Тарировка ДУС БИНС по информации от ГСП

2.1. Постановка задачи тарировки

Под тарировкой ДУС будем понимать задачу оценивания погрешностей ДУС: $\delta \xi_k$, $\delta \eta_k$, δrk , $\omega \tau k$, $k=1 \div 4$ (16 параметров), описанных в предыдущем разделе. Для ее решения будем использовать метод рекуррентного оценивания, применяемый для решения системы линейных уравнений $\vec{z} = H \cdot \vec{x} + \vec{v}$, описывающей влияние в первом приближении погрешностей ДУС на отклонение от измеряемой величины. Здесь \vec{z} – невязка параметров, по которым выполняется векторное согласование; \vec{x} – вектор оценок погрешностей ДУС; H – матрица функций влияния погрешностей ДУС на невязку \vec{z} ; \vec{v} – остаток, имеющий случайных характер и рассматриваемый как белый шум.

2.2. Формулы для расчета невязки параметров, по которым выполняется векторное согласование

В качестве компонент невязки \vec{z} берутся следующие разности:

$$z_k^{(n)} = \int_{\Delta T} \text{Пр}_{OX_{Гk}} \bar{\omega}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau - \sum_{i=1}^{\Delta T / \Delta t} \Delta Гk(t_{n-1} + (i-1) \cdot \Delta t), \quad k=1 \div 4, \quad n=1, 2, 3, \dots, \quad (3)$$

где $z_k^{(n)}$ – k -я компонента вектора \vec{z} в n -м цикле оценивания погрешностей;

ΔT – длительность цикла, с которым выполняется оценивание;

$\vec{\omega}_1$ – угловая скорость в проекциях на оси базовой (связанной) с.к. ГСП;

$\text{Pr}_{Ox_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1$ – проекция угловой скорости $\vec{\omega}_1$ на ось чувствительности ВОГ Γk ;

t_n – моменты времени, на которые осуществляется оценивание;

$\Delta \Gamma k$ – приращение за интервал Δt интеграла от проекции угловой скорости на ось чувствительности ВОГ Γk , входит в состав информации, поступающей из блока ДУС БИНС.

Для расчета интеграла в первом слагаемом в (3) используются следующие формулы¹ для компонент угловой скорости $\vec{\omega}_1$:

$$\omega_{x1}(t) = -\sin \vartheta(t) \cdot \dot{\psi}(t) + \cos \vartheta(t) \cdot \dot{\phi}(t) \cdot \cos \psi(t),$$

$$\omega_{y1}(t) = -\cos \vartheta(t) \cdot \dot{\psi}(t) - \sin \vartheta(t) \cdot \dot{\phi}(t) \cdot \cos \psi(t),$$

$$\omega_{z1}(t) = \dot{\vartheta}(t) - \dot{\phi}(t) \cdot \sin \psi(t);$$

$$\text{Pr}_{Ox_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1(t) = ok_{11} \cdot \omega_{x1}(t) + ok_{21} \cdot \omega_{y1}(t) + ok_{31} \cdot \omega_{z1}(t), \quad k = 1 \div 4,$$

где ϕ , ψ , ϑ – углы поворота вокруг осей карданного подвеса ГСП, входят в состав информации, поступающей от ГСП;

ok_{11} , ok_{21} , ok_{31} – элементы матрицы Ok , определяющие номинальную ориентацию оси чувствительности ВОГ Γk (см. раздел 1).

2.3. Формулы для расчета функций влияния погрешностей

Матрица функций влияний погрешностей H имеет размерность 4×16 и блочную структуру: 4 блока размерностью 4×4 . Поскольку векторное согласование выполняется по проекциям на оси чувствительности датчиков, то каждый блок представляет собой диагональную матрицу, у которой по диагонали располагаются функции влияния, соответствующие одной из 4 групп погрешностей: $\delta \xi_k$ – 1-я группа, $\delta \eta_k$ – 2-я группа, δr_k – 3-я группа, $\delta \omega k$ – 4-я группа, $k = 1 \div 4$. Формулы для расчета функций влияния следующие (соответствуют указанным группам погрешностей):

$$h_{k,k}^{(n)} = \int_{\Delta T} \text{Pr}_{OZ_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau, \quad h_{k,k+4}^{(n)} = - \int_{\Delta T} \text{Pr}_{OY_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1(t_{n-1} + \tau) d\tau,$$

$$h_{k,k+8}^{(n)} = \sum_{i=1}^{\Delta T/\Delta t} \Delta \Gamma k(t_{n-1} + (i-1) \cdot \Delta t), \quad h_{k,k+12}^{(n)} = -\Delta T; \quad (4)$$

$$\text{Pr}_{OZ_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1(t) = ok_{13} \cdot \omega_{x1}(t) + ok_{23} \cdot \omega_{y1}(t) + ok_{33} \cdot \omega_{z1}(t),$$

$$\text{Pr}_{OY_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1(t) = ok_{12} \cdot \omega_{x1}(t) + ok_{22} \cdot \omega_{y1}(t) + ok_{32} \cdot \omega_{z1}(t); \quad k = 1 \div 4,$$

где $h_{k,l}^{(n)}$, $l = 1 \div 16$ – элементы матрицы функций влияния в n -м цикле оценивания погрешностей ($h_{k,l}^{(n)} = 0$ при $(k \bmod 4) \neq (l \bmod 4)$);

ΔT – длительность цикла, с которым выполняется оценивание;

$\vec{\omega}_1$ – угловая скорость в проекциях на оси базовой (связанной) с.к. ГСП;

$\text{Pr}_{OY_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1$ и $\text{Pr}_{OZ_{\Gamma k}} \vec{\omega}_1$ – проекция угловой скорости $\vec{\omega}_1$ на оси, дополнительные к оси чувствительности ВОГ Γk (см. рис. 1);

t_n – моменты времени, на которые осуществляется оценивание;

$\Delta \Gamma k$ – приращение за интервал Δt интеграла от проекции угловой скорости на ось чувствительности ВОГ Γk , входит в состав информации, поступающей из блока ДУС БИНС;

ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} – компоненты угловой скорости $\vec{\omega}_1$;

ok_{12} , ok_{22} , ok_{32} и ok_{13} , ok_{23} , ok_{33} – элементы матрицы Ok , определяющие номинальную ориентацию осей, дополнительных к оси чувствительности ВОГ Γk (см. раздел 1).

¹ Представленные уравнения, связывающие угловую скорость с углами поворота, соответствуют ГСП СУ РН «Союз-2»; в общем случае, уравнения могут иметь иной вид в зависимости от последовательности поворотов.

3. Результаты моделирования (отработки метода)

Реализация представленного метода ВС осуществлялась в среде MatLab. С целью получения результатов оценивая в условиях, приближенных к возможностям применяемой БАСУ РН «Союз-2», выбраны следующие длительности интервалов:

- длительность такта формирования измерительной информации прибора БИНС $\Delta t = 0,004$ с;
- длительность цикла, с которым выполняется оценивание $\Delta T = 240 \cdot \Delta t = 0,96$ с;
- длительность цикла, с которым формируются φ, ψ, ϑ – углы поворота вокруг осей карданного подвеса ГСП, входят в состав информации, поступающей от ГСП, $15 \cdot \Delta t = 0,06$ с.

Отработка реализации алгоритма выполнялась по схеме, представленной на рис. 2.

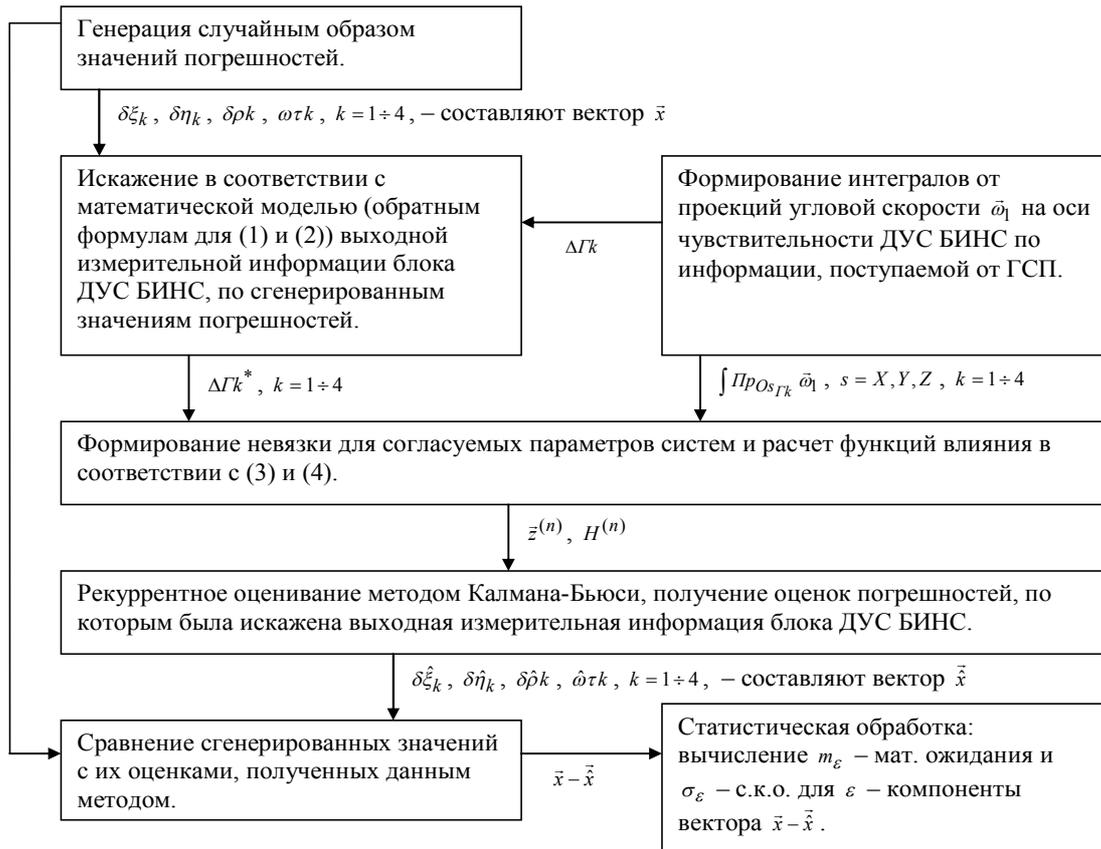


Рис. 2. Схема отработки реализации алгоритма ВС

В табл. 2 представлены результаты отработки метода для 100 независимых запусков алгоритма по указанной схеме. Результаты вычислялись по формуле: $\chi_\epsilon = 3 \cdot \sqrt{m_\epsilon^2 + \sigma_\epsilon^2}$, где m_ϵ – мат. ожидание, σ_ϵ – с.к.о. для ϵ – разности между задаваемой погрешностью и ее оценкой.

Результаты отработки метода ВС

Таблица 2

| Условия испытания метода | Ориентация ОЧ, угл. с | | Масштабный коэф., % | «Нулевой» сигнал, угл. с/с |
|--|--|--|--|--|
| | $\max_{k=1 \div 4} \chi_{(\delta\xi_k - \hat{\delta\xi}_k)}$ | $\max_{k=1 \div 4} \chi_{(\delta\eta_k - \hat{\delta\eta}_k)}$ | $\max_{k=1 \div 4} \chi_{(\delta\rho_k - \hat{\delta\rho}_k)}$ | $\max_{k=1 \div 4} \chi_{(\omega\tau_k - \hat{\omega\tau}_k)}$ |
| $\sigma(\vec{x}) = 0$ (оценка методической погрешности) | 6,15E-07 | 1,36E-06 | 8,64E-11 | 1,49E-08 |
| $3\sigma(\delta\xi) = 3\sigma(\delta\eta) = 20$ угл. мин | 0,009 | 0,012 | 0,0017 | 0,0009 |
| $3\sigma(\delta\xi) = 3\sigma(\delta\eta) = 60$ угл. мин | 0,23 | 0,28 | 0,016 | 0,001 |

В первой строке таблицы представлены результаты оценки погрешностей при нулевых внешних значениях. Эти результаты характеризуют методическую погрешность ВС.

Во второй строке представлены результаты оценивания погрешностей при генерации значений погрешностей ориентации осей чувствительности ДУС БИНС относительно базовой с.к. ГСП на уровне 20 угл. мин (3σ).

В третьей – результаты оценивания при генерации значений погрешностей ориентации осей чувствительности ДУС БИНС относительно базовой с.к. ГСП на уровне 60 угл. мин (3σ).

4. Этапы разработки ПО – реализации алгоритма ВС

Реализация и отработка алгоритма ВС, включающего тарировку датчиков БИНС в полете по информации от высокоточной ИНС, осуществлялась по следующей схеме:

- 1) реализация алгоритма на автоматизированном рабочем месте программиста (АРМ-П) в интегрированной среде разработки RocketSite, имитирующей ЦВС «Малахит-3»;
- 2) выбор цен единицы младшего разряда (масштабирование);
- 3) написание диспетчера задач для организации работы блоков;
- 4) автономная отладка блоков по данным математического моделирования в среде MatLAB;
- 5) комплексная отладка блоков по ИМИ и КД.

5. Особенности ЦВС «Малахит-3»

При написании ПО для ЦВС «Малахит-3» учитывалась специфика данной машины:

– арифметика «Малахит-3» осуществляется над числами с фиксированной запятой, т. е. все арифметические операции осуществляются над целыми числами с учетом их цен, поэтому появляется необходимость определения цен единицы младшего разряда (ц.е.м.р.) для параметров, или так называемого масштабирования параметров;

– максимальная возможная разрядность для хранения значения параметра – 32, со знаковым битом;

– процессор имеет пятнадцать 16-разрядных индексных регистров для относительной адресации и хранения констант;

– при выполнении операций умножение и деление осуществляется расширение разрядности до 64.

6. Выбор цен единиц младшего разряды для параметров, используемых в алгоритме ВС

При реализации алгоритмов на ЦВМ с фиксированной запятой возникает проблема определения ц.е.м.р. Выбор цен диктуется тем, что диапазон изменения значений параметров не должен превышать $(-2^{31}, 2^{31})$. Вместо самих значений параметра в ячейках памяти хранятся числа, представляющие собой ближайшее целое частного от деления значения параметра на определенную для него цену [5]:

$$N = A / \Delta A,$$

где A – значение параметра;

ΔA – определенная для параметра ц.е.м.р.

Погрешность задания таким образом значения параметра не превышает $0,5 \cdot \Delta A$.

Выбор ц.е.м.р. осуществляется для входных, выходных и промежуточных параметров алгоритма с учетом взаимосвязи используемых параметров и операций над ними по заданным диапазонам и точностям.

Однако в процессе реализации, определения цен и дальнейшей отработки алгоритма могут возникнуть ситуации, которые требуют дополнительной проработки. В частности, при реализации алгоритма ВС было выявлено следующие:

– сложность априорного задания диапазона изменения значений (необходимого для определения ц.е.м.р.) для некоторых параметров, как следствие, погрешность и максимальное значение результатов вычисления определяется при помощи теоретических расчетов для наиболее неблагоприятных исходных данных (обычно невозможных в реальных условиях) с последующей проверкой на практике;

– при сложении двух чисел с разными ценами, приведение к наибольшей цене операндов приводит к потере значения операнда с меньшей ценой, что в некоторых ситуациях недопустимо и, как следствие, требует проработки и изменения алгоритма.

Любое изменение алгоритмов, а также диапазонов, приводит к необходимости повторного масштабирования.

7. Структура алгоритма ВС, принятая для реализации на автоматизированном рабочем месте программиста

Реализация и последующая отладка алгоритма ВС с учетом выбранных цен осуществлялась в интегрированной среде разработки RocketSite для процессора «Малахит-3» [6].

В соответствии с исходными данными структура алгоритма ВС включает в себя следующие блоки:

Блок 0.1 – формирует матрицы, определяющие ориентации измерительных осей датчиков БИНС (в соответствии с п. 1.1).

Блок 0.3 – ввод начальных значений параметров ММП датчиков БИНС ($\delta\xi_k, \delta\eta_k, \delta\rho_k, \omega tk$).

Блок 4.0 – подготовка к процедуре оценивания погрешностей параметров ММП датчиков БИНС (задание априорного значения матрицы ковариаций ошибок оценок P).

Блок 4.1 – вычисление матриц функций влияния погрешностей параметров ММП датчиков БИНС (в соответствии с п. 2.3 выше).

Блок 4.2 – оценивание параметров ММП датчиков БИНС (в соответствии с п. 2.4 выше).

Блок 4.3 – коррекция значений параметров ММП датчиков БИНС по полученным оценкам.

В соответствии со структурой алгоритма ВС, для запуска блоков был написан диспетчер, который реализован по схеме, представленной на рис. 3.

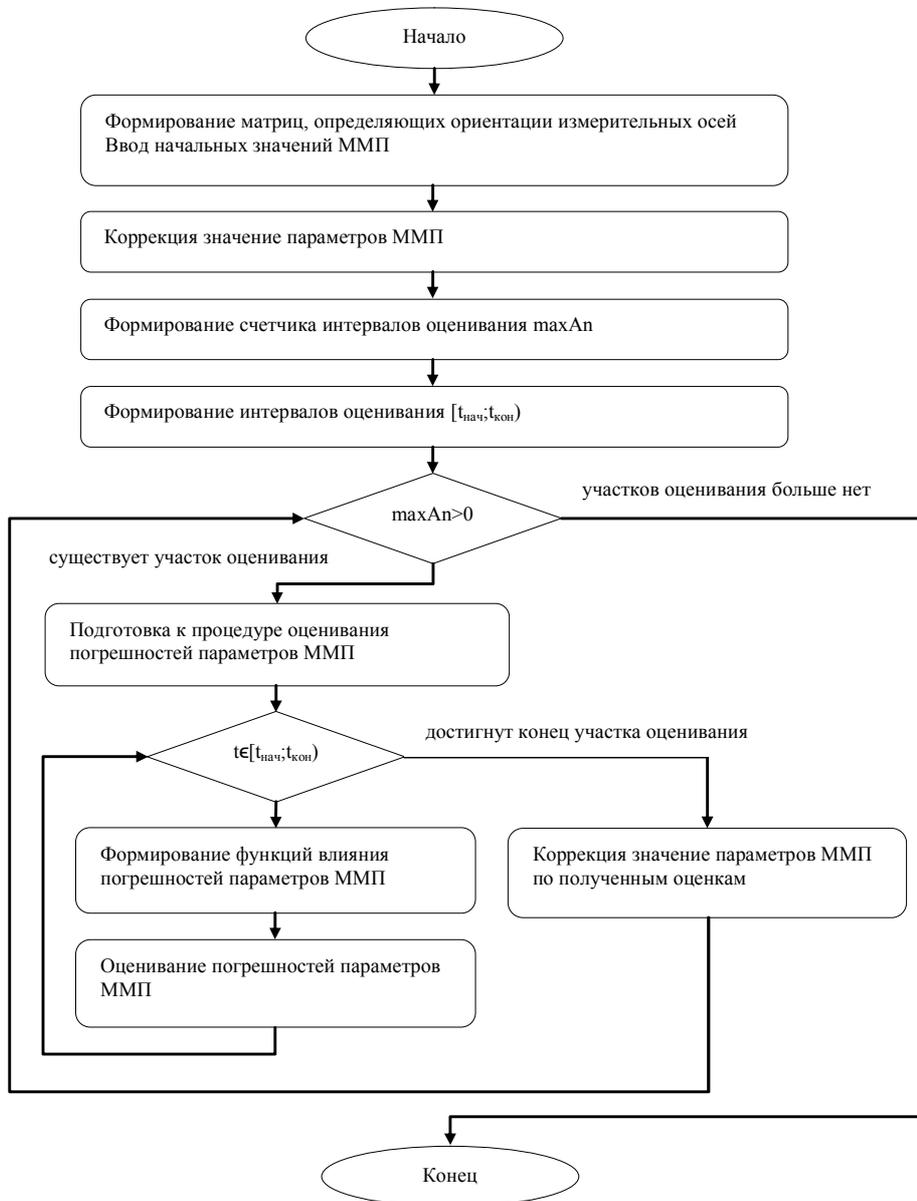


Рис. 3. Схема для запуска блоков алгоритма ВС

Последовательность запуска блоков в цикле оценивания представлена на рис. 4.

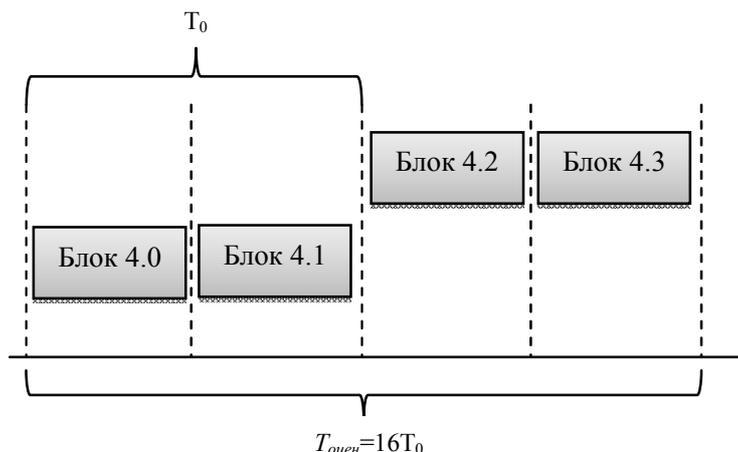


Рис. 4. Последовательность запуска блоков в цикле оценивания $T_{оцен}$

8. Оценки затрат машинного времени для реализации алгоритма ВС

Затраты машинного времени (МВ) для каждого блока приведены в табл. 3.

Таблица 3

Оценки затрат МВ

| Один шаг работы алгоритма T_0 | МЗ | |
|---|---------|--------|
| | такты | мс |
| Формирование матриц, определяющих ориентацию измерительных осей | 3986 | 1,993 |
| Вывод начальных значений МП | 155 | 0,078 |
| Подготовка к процедуре оценивания погрешностей параметров ММП | 3827 | 1,914 |
| Вычисление матриц функций влияния погрешностей параметров ММП | 7401 | 3,701 |
| Оценивание погрешностей параметров ММП | 148 274 | 74,137 |
| Коррекция значений параметров ММП по полученным оценкам | 9555 | 4,778 |
| Итого | 173 222 | 86,613 |

Данные оценки затрат МВ указаны без учета затрат МВ на организацию прерываний и взаимодействия с вычислительным модулем БИНС, затрат МВ на дополнительные доработки алгоритмов ИД по встраиванию алгоритмов ВС в СУ.

Предварительные результаты по оценкам МВ показывают, что блоки алгоритма ВС могут быть выполнены на ЦВС «Малахит-3» при циклах решения задач ВС, используемых при математическом моделировании:

- длительность цикла $T_0 = 0,06$ с, с которым формируются выходная информация БИНС и высокоточной ИНС и рассчитываются функции влияния;
- длительность цикла $T_{оцен} = 16T_0 = 0,96$ с, с которым выполняется оценивание.

Заключение

1. Представленные результаты, полученные с помощью математического моделирования, показывают возможность тарировки избыточного числа ДУС БИНС путем ВС с высокоточной ИНС. Показана возможность тарировки 4 ДУС для состава погрешностей, включающего: погрешности ориентации осей чувствительности, масштабные коэффициенты и «нулевые» сигналы.

2. Результаты получены в отсутствие аддитивной шумовой составляющей с ARW, указанной в табл. 1, при формировании выходной информации ДУС в соответствии с формулой (2).

3. Получены приемлемые результаты при допуске 20 угл. мин. для погрешностей ориентации осей чувствительности ДУС, а именно: «недооценки» для всех погрешностей в разы меньше уровней их стабильности в запуске, представленных в табл. 1. Это говорит о хорошей наблюдаемости погрешностей для числового материала, по которому осуществлялась отработка метода (в условиях отсутствия шума для ДУС). При допуске 60 угл. мин. уже наблюдается «недооценка» погрешности масштабного коэффициента.

4. Дальнейшее исследование данного метода векторного согласования должно быть направлено на получение «недооценки» погрешностей при наличии шума для ДУС и выявление требований к динамике углового движения (включения дополнительных угловых маневров в полете) для повышения наблюдаемости погрешностей и качества метода.

5. Полученные оценки затрат времени свидетельствуют о возможности реализации алгоритма ВС на ЦВС «Малахит-3» с требуемыми циклами получения информации с БИНС и высокоточной ИНС и оценивания погрешностей, полученными по результатам математического моделирования.

Литература

1. Вдовин, М.В. Метод векторного согласования БИНС с высокоточной ИНС / М.В. Вдовин, В.Д. Гохфельд, Гурьева В.К. // *Ракетно-космическая техника: науч.-техн. сб.* – Сер. XI «Системы управления ракетных комплексов». Вып. 1. – Екатеринбург, 2011. – С. 71–78.

2. Пат. 2486472 Российская Федерация, МПК G 01 C 21/20. Способ калибровки чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете / Ф.И. Макаренченко и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПЦ АП» – № 2012102723/28; заявл. 26.01.12; опубл. 27.06.13.

3. Степанов, О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / О.А. Степанов. – ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 384 с.

4. Технологическое программное обеспечение «ВМ-МЗ». Описание языка, автокод и макросредства. – Екатеринбург: НПОА, 1999. – 52 с.

5. Технологическое программное обеспечение «Система автоматизированной отладки программ для ВМ Малахит-3». Руководство оператора. – Екатеринбург: НПОА, 2001. – 45 с.

6. Технологическое программное обеспечение «Интегрированная среда разработки программ для перспективной ЦВС RocketSite». Инструкция пользователя. – Екатеринбург: НПОА, 2009. – 27 с.

Галамай Анна Алексеевна, инженер-программист, АО «НПО автоматики имени академика Н.А. Семихатова»; аспирант, Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, г. Екатеринбург; galamay4ik@gmail.com.

Поступила в редакцию 19 сентября 2015 г.

**PROBLEM OF REALIZATION ON INTEGER CCS
(AS “MALACHITE-3”) THE ALGORITHM OF GAUGING SINS
IN FLIGHT USING INFORMATION FROM HIGH-PRECISION INS**

A.A. Galamay, galamay4ik@gmail.com

“Scientific & Production Association of Automatics named after the academician N.A. Semikhatov” JCS; Ural Federal University named after the first President of Russia B.N. Yeltsin, Ekaterinburg, Russian Federation

The paper is devoted to the formulation of the problem for vector matching for strapdown inertial navigation system (SINS), allows to gauge gyro and accelerometer sensors of SINS, and to the problems of realization a vector matching algorithm on digital computing system (DCS), which operates with a fixed point number, an example of which is the DCS “Malachite-3”. The results of mathematical modeling for gauging 4 gyro sensors of SINS, based on a fiber optic gyroscope, via vector matching with the high-precision inertial navigation system, based on the gyroscope-stabilized platform, are presented. The results of algorithm realization for vector matching on DCS “Malachite-3” with 32-bit arithmetic are presented. Also presented the estimated time required for computation of the algorithm.

Keywords: SINS, vector accordance, calibration gyro and accelerometers sensors in flight.

References

1. Vdovin M.V., Gokhfel'd V.D., Gur'eva V.K. [Method of Vector Coordination of SINS with High-Precision INS]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika: nauchno-technicheskiy sbornik. Ser. XI “Sistemy upravleniya raketnykh kompleksov”. Vyp. 1* [Missile and Space Equipment Scientific and Technical Collection, Series XI of “Control System of Missile Systems”. Iss. 1]. Ekaterinburg, 2011, pp. 71–78. (in Russ.)
2. Makarchenko F.I. et al. *Sposob kalibrovki chuvstvitel'nykh elementov besplatformennoy inertial'noy navigatsionnoy sistemy v polete* [Method of Calibration of Sensitive Elements of the Strapdown Inertial Navigation System in Flight]. Patent RF no. 2486472, 2013.
3. Stepanov O.A. *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoy informatsii* [Fundamentals of the Theory of Estimation with Annexes to Problems of Processing of Navigation Information]. Central Research Institute “Elektropribor”, 2009. 384 p.
4. *Technologicheskoe programmnoe obespechenie “VM-M3”. Opisaniye yazyka, avtokod i makrosredstva* [Technological Software of “M3 Computer”. Description of Language, Autocode and Macro-means]. Ekaterinburg, Scientific and Production Association of Automatic Equipment, 1999. 52 p.
5. *Technologicheskoe programmnoe obespechenie “Sistema avtomatizirovannoy otladki programm dlya VM Malakhit-3”. Rukovodstvo operatora* [Technological Software “System of the Automated Debugging of Programs for the Malachite-3 Computer”. Operator Guide]. Ekaterinburg, Scientific and Production Association of Automatic Equipment, 2001. 45 p.
6. *Technologicheskoe programmnoe obespechenie “Integririvannaya sreda razrabotki programm dlya perspektivnoy TsVS RocketSite”. Instruksiya pol'zovatelya* [Technological Software “The Integrated Environment of Development of Programs for Perspective DCS RocketSite”. Manual]. Ekaterinburg, Scientific and Production Association of Automatic Equipment, 2009. 27 p.

Received 19 September 2015

ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

Галамай, А.А. Вопросы реализации на целочисленной ЦВС (типа «Малахит-3») алгоритма тарирования датчиков БИНС в полете по информации от высокоточной ИНС / А.А. Галамай // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». – 2015. – Т. 15, № 4. – С. 111–120. DOI: 10.14529/ctcr150412

FOR CITATION

Galamay A.A. Problem of Realization on Integer CCS (as “Malachite-3”) the Algorithm of Gauging SINS in Flight Using Information from High-Precision INS. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics*, 2015, vol. 15, no. 4, pp. 111–120. (in Russ.) DOI: 10.14529/ctcr150412