

Г. И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, Б.Е. ЛАНДАУ, С.Л. ЛЕВИН, С.С. ГУРЕВИЧ, С.Г. РОМАНЕНКО

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассмотрена интегрированная система ориентации и навигации (ИСОН) для орбитального космического аппарата (КА), использующая бескарданную инерциальную систему ориентации на электростатических (ЭСГ) и волоконно-оптических гироскопах (ВОГ).

Представлены алгоритмы ИСОН в части совместной обработки данных ЭСГ и ВОГ, использующие фильтр Калмана и соответствующие критерии.

Приведены результаты моделирования на РС в пакете MATLAB алгоритмов работы ИСОН с использованием массива реальных данных испытаний ЭСГ и блока ВОГ.

Введение

В настоящее время на космических аппаратах (КА) дистанционного зондирования Земли измерительные модули для решения задач ориентации и навигации (блок гироскопов, астродатчики, блок акселерометров, аппарата спутниковой навигационной системы) информационно не связаны между собой. Обмен данными между ними осуществляется через бортовой комплекс управления [1], это затрудняет организацию их взаимодействия. Кроме того, они конструктивно установлены не на общей базе, что приводит к проблеме привязки их измерительных осей.

В перспективе в интересах повышения точности решения задач ориентации и сокращения массогабаритных характеристик все измерительные модули целесообразно объединить в рамках интегрированной системы ориентации и навигации (ИСОН).

В статье рассматривается решение задачи ориентации ИСОН. В работах [2, 3] представлены результаты разработки и испытаний бескарданной инерциальной системы ориентации (БИСО) на электростатических гироскопах

Емельянецв Геннадий Иванович. Доктор технических наук, ведущий научный сотрудник ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.Петербург). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Ландау Борис Ефимович. Доктор технических наук, главный конструктор по направлению ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» (С.Петербург). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Левин Сергей Львович. Кандидат технических наук, начальник отдела ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Гуревич Станислав Соломонович. Начальник сектора ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Романенко Светлана Георгиевна. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Статья по докладу на 3-й мультikonференции по проблемам управления.

(ЭСГ) со сплошным ротором для КА дистанционного зондирования Земли. Показано, что вследствие непрогнозируемых дрейфов ЭСГ погрешности выработки параметров ориентации КА относительно инерциальной и орбитальной систем координат растут во времени. Для ограничения уровня погрешностей ориентации КА с определенной дискретностью привлекается информация от астродатчиков (АД).

К числу основных требований по точности, предъявляемых к БИСО орбитального КА, относится отсутствие сбоев и скачков в выходных данных БИСО, т.е. обеспечение соответствующего уровня «гладкости» погрешностей выработки параметров ориентации КА.

Как показали проведенные исследования, наличие сбоев и скачков в выходных данных БИСО негативно сказывается не только на точности выработки данных о составляющих вектора угловой скорости вращения КА, но и существенно ограничивает точность калибровки коэффициентов модели уходов (КМУ) ЭСГ и матрицы ориентации (привязки) измерительных осей ЭСГ относительно осей АД.

Для решения проблемы контроля, идентификации и компенсации сбоев и скачков в выходных данных ЭСГ, предлагается в составе блока чувствительных элементов (БЧЭ) использование интегрированной системы ориентации и навигации.

Постановка задачи, алгоритмы работы ИСОН и критерии контроля

Известно [2], что погрешности списывающих устройств (СУ) бескарданного ЭСГ оказывают существенное влияние на точность выработки БИСО параметров ориентации (кватерниона $L_{in,c}(t_k)$ или матрицы направляющих косинусов $C_{c,in}(t_k)$) и угловых скоростей их изменения при движении КА.

Положим, что модель погрешностей измерения углового положения (направляющих косинусов $h_j(j = x_{kp}, y_{kp}, z_{kp})$) оси вращения ротора относительно корпуса ЭСГ может быть представлена в следующем виде

$$\Delta h_j = \Delta h_j^{sb} + \Delta h_j^{st} + \Delta h_j^{\Phi}, \quad (1)$$

где Δh_j^{sb} – составляющая погрешности типа сбоя (самоустраняющийся и кратковременный на такте измерения выброс значения до 10...15 угл. мин), обусловленная сбоями в работе системы измерения углового положения ротора ЭСГ или интерфейса (наличие сбоев в течение длительного времени должно квалифицироваться как отказ ЭСГ); Δh_j^{Φ} – флуктуационная составляющая погрешности, обусловленная шумами измерительной системы с $\sigma_h^{\Phi} \geq 3...10$ угл. с на частоте 8 Гц; Δh_j^{st} – составляющая погрешности типа ступеньки (скачкообразное изменение погрешности до

1-2 угл. мин без самоустранения), которая обусловлена переходом измерений с одного датчика угла (ДУ) на другой.

Заметим, что алгоритмический учет этой погрешности весьма затруднителен, так как величина скачка определяется сложной функцией, зависящей от текущего углового положения вектора кинетического момента в связанной системе координат. Устранение скачков традиционными методами проверки на гладкость, как это делается в навигационных комплексах низкодинамичных объектов, для условий достаточно быстрых угловых движений КА не обеспечивает требуемую точность.

Разработка прецизионной системы списывания информации об угловом положении ротора ЭСГ представляет собой одну из основных проблем в создании БИСО на ЭСГ. Одним из перспективных путей в решении данной проблемы является включение в состав БЧЭ ИСОН КА кроме ИБ на ЭСГ блока малогабаритных ВОГ (рис. 1).

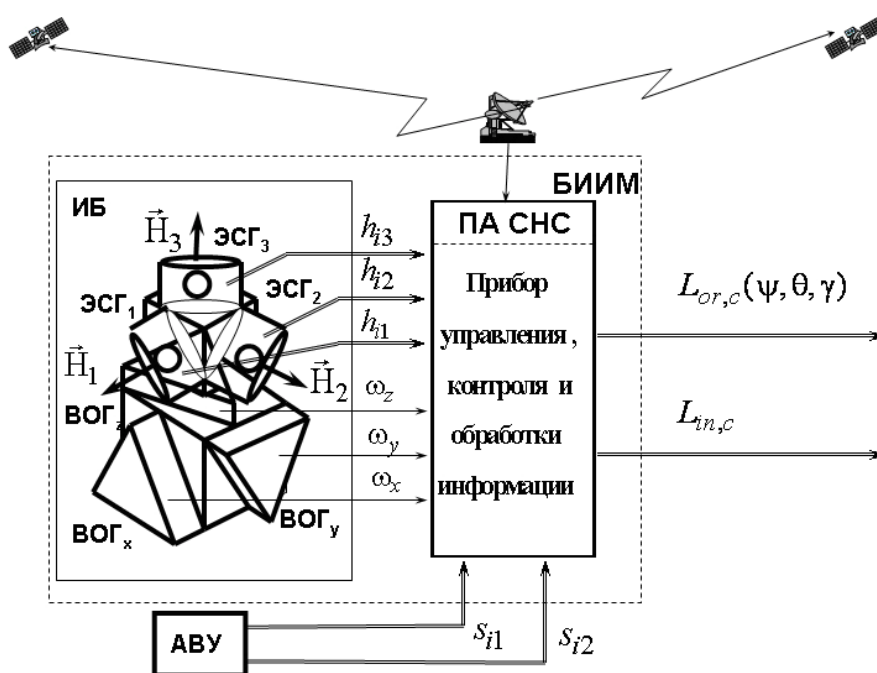


Рис. 1. Структурная схема ИСОН с БИСО на ЭСГ и ВОГ:

БИИМ – бескарданный инерциальный измерительный модуль, содержащий ЭСГ, ВОГ и блок акселерометров; АВУ – астровизирующее устройство; ПА СНС – приемная аппаратура GPS/ГЛОНАСС, обеспечивающая решение навигационной задачи; $L_{in,c}$ – кватернион, характеризующий положение связанных с КА осей относительно инерциальной системы координат; $L_{or,c}$ – кватернион и соответствующие ему углы рыскания ψ , тангажа θ и крена γ , характеризующие положение связанных с КА осей относительно орбитальной системы координат

Особенностью предлагаемой схемы ИСОН является то, что при совместной обработке данных ЭСГ и ВОГ будет обеспечиваться контроль, идентификация и компенсация сбоев и скачков в выходных данных каждого ЭСГ,

а также непрерывная калибровка дрейфов ВОГ. Это, как будет показано, приводит к повышению точности также и резервного режима работы системы ориентации, использующего ИБ на ВОГ и позволяющего обеспечить высокую гладкость в погрешностях параметров ориентации на коротких интервалах.

Могут быть рассмотрены различные пути построения алгоритмов совместной обработки данных ЭСГ и блока ВОГ [4,5]. Однако, как показал предварительный анализ, наиболее эффективными представляются алгоритмы по отдельной обработке данных каждого ЭСГ с блоком ВОГ.

Положим, что блок ВОГ (оси $x_v y_v z_v$) установлен в осях $x_c y_c z_c$ КА. Здесь паспортные матрицы C_{kpi}^{kni} , C_b^{kp} характеризуют привязку соответственно номинальных осей $x_{kni} y_{kni} z_{kni}$ к приборным осям $x_{kpi} y_{kpi} z_{kpi}$ корпуса ЭСГ_{*i*} и приборных осей $x_{kpi} y_{kpi} z_{kpi}$ к осям $x_b y_b z_b$ БЧЭ, матрица C_c^b характеризует привязку осей $x_b y_b z_b$ БЧЭ к осям $x_c y_c z_c$ КА, а матрица C_c^v характеризует привязку осей $x_v y_v z_v$ блока ВОГ к осям $x_c y_c z_c$ КА.

Суть задачи сводится к следующему.

Измерения z_{ji} ($j = 1, 2, 3$) с дискретностью $T_z = dT$ (на рабочей частоте съема данных с ЭСГ) формируются как разности значений направляющих косинусов h_{ji} ($j = x_{kp}, y_{kp}, z_{kp}; i = 1, 2, 3$) вектора кинетического момента каждого ЭСГ_{*i*} в приборных осях $x_{kpi} y_{kpi} z_{kpi}$, измеренных h_j^S посредством СУ ЭСГ и рассчитанных h_j^R с использованием данных ВОГ $\vec{\omega}_b^{VG}$, расчетной модели систематических дрейфов ЭСГ $\vec{\omega}_b^{ES}$ и значений углового положения корпуса ЭСГ_{*i*} и блока ВОГ относительно осей БЧЭ

$$z_{ji} = h_{ji}^R - h_{ji}^S, (j = x_{kp}, y_{kp}, z_{kp}) \quad (2)$$

Расчетные значения h_j^R направляющих косинусов вектора кинетического момента каждого ЭСГ в корпусных осях $x_{kpi} y_{kpi} z_{kpi}$ формируются следующим образом.

Движение орта ЭСГ:

- в инерциальных осях ($in_1 in_2 in_3$)

$$\frac{d\vec{h}_{in}^R}{dt} = \vec{\omega}_{in}^{ES} \times \vec{h}_{in}^R; \vec{h}_{in}^R(t_0); \quad (3)$$

- в осях БЧЭ $x_b y_b z_b$

$$\dot{\vec{h}}_b^R = (\vec{\omega}_b^{ES} - \vec{\omega}_b^{VG}) \times \vec{h}_b^R; \vec{h}_b^R(t_0), \quad (4)$$

$$\text{где } \begin{bmatrix} \omega_{xb}^{VG} \\ \omega_{yb}^{VG} \\ \omega_{zb}^{VG} \end{bmatrix} = (C_c^b)^T \cdot C_c^v \begin{bmatrix} \omega_{xv}^{VG} \\ \omega_{yv}^{VG} \\ \omega_{zv}^{VG} \end{bmatrix} - \text{вектор абсолютной угловой скорости БЧЭ,}$$

$$\text{сформированный по данным ВОГ; } \begin{bmatrix} h_{xb}^R(t_0) \\ h_{yb}^R(t_0) \\ h_{zb}^R(t_0) \end{bmatrix} = C_b^{kp} \begin{bmatrix} h_{xkpi}^R(t_0) \\ h_{ykpi}^R(t_0) \\ h_{zkpi}^R(t_0) \end{bmatrix};$$

$$\vec{h}_{kp}^R(t_0) = \vec{h}_{kp}^S(t_0) - \text{начальные значения вектора } \vec{h}^R.$$

Следует отметить, что так как коэффициенты расчетной модели систематических дрейфов ЭСГ задаются в корпусных номинальных осях $x_{kni} y_{kni} z_{kni}$ [2], то согласно выражениям (3, 4) необходимые прогнозируемые значения систематических дрейфов ЭСГ_i требуют соответствующего пересчета.

Численное интегрирование уравнений (4) может быть осуществлено различными методами. Целесообразно, однако, учитывая динамику КА, для снижения уровня вычислительных дрейфов и обеспечения гладкости погрешностей расчетных значений h_j^R опрос ВОГ осуществлять на частоте ~80 Гц (с дискретностью $dt=0.0125$ с).

Производя обработку измерений (2) с помощью алгоритма фильтра Калмана (ФК) для каждого ЭСГ_i в течение всего времени работы ИСОН в соответствии с моделями погрешностей измеренных и расчетных значений направляющих косинусов вектора кинетического момента в корпусных осях $x_{kpi}, y_{kpi}, z_{kpi}$ и осях x_b, y_b, z_b БЧЭ, а также моделями дрейфов ВОГ, найдем (в условиях отсутствия сбоев и скачков в выходных данных ЭСГ_i) оценки $\Delta \hat{h}_j^R$ погрешностей расчетных h_j^R значений направляющих косинусов для каждого ЭСГ_i, а также оценки дрейфов ВОГ в целях их коррекции в обратной связи.

При фиксации сбоев и скачков-ступенек в выходных данных h_j^S некоего ЭСГ_i измерения (2) для него бракуются, расчетные h_j^R значения направляющих косинусов для данного ЭСГ_i вычисляются в автономном режиме без использования оценок $\Delta \hat{h}_j^R$. Для реализации в алгоритмах БИСО задачи ориентации (выработки кватерниона $L_{in,c}(t_k)$ и матрицы направляющих косинусов $C_{in}^c(t_k)$) в качестве исходных данных от данного ЭСГ_i вместо измеренных h_j^S значений используются сглаженные и свободные от сбоев расчетные значения h_j^R направляющих косинусов в корпусных осях x_{ki}, y_{ki}, z_{ki} .

В качестве критерия наличия сбоя и скачков-ступенек в выходных данных ЭСГ_i и, следовательно, в измерениях (2) целесообразно использовать критерий по невязке ФК [6]:

$$|z_{j(k+1)}| - k_z \sigma_{zj(k+1)}^{dop} \geq 0, (j = 1, 2, 3), \quad (5)$$

где $\sigma_{zj(k+1)}^{dop} = \text{sqrt}(\text{diag}(H_{k+1}P_{k+1}H_{k+1}^T + R_{k+1}))$; $k_z = 3...5$.

Здесь P_{k+1} – значения матрицы ковариаций прогнозируемых ошибок оценок в алгоритме ФК; H_{k+1}, R_{k+1} – матрица измерений и матрица ковариаций шумов измерений, соответствующие измерениям (2).

После самоустранения сбоя через один или несколько шагов критерий (5) фиксирует достоверность измерений (2). Для данного ЭСГ_i начинается совместная обработка данных ЭСГ и ВОГ, и расчетные h_j^R значения направляющих косинусов вычисляются с опорой на их измеренные h_j^S значения. Для реализации в алгоритмах БИСО задачи ориентации снова используются в качестве исходных данных их измеренные h_j^S значения.

Идентификация ступеньки в отличие от сбоя требует более сложной процедуры, так как она не самоустраняется. Поэтому всегда после срабатывания критерия (5) необходимо на некотором интервале времени $\Delta t = NdT$ проводить анализ среднего значения \bar{z}_j^{sr} измерений (2)

$$\bar{z}_j^{sr} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N z_j(k). \quad (6)$$

Если после срабатывания критерия (5):

- через 2...3 шага критерий вернулся в исходное состояние $|z_{j(k+1)}| - k_z \sigma_{zj(k+1)}^{dop} \leq 0, (j = 1, 2, 3)$, имеет место самоустраняющийся сбой и значение \bar{z}_j^{sr} не фиксируется, а обнуляется;
- через 2...3 шага критерий не вернулся в исходное состояние $|z_{j(k+1)}| - k_z \sigma_{zj(k+1)}^{dop} \geq 0, (j = 1, 2, 3)$, имеет место не самоустраняющийся сбой, а скачок-ступенька. В этом случае фиксируется \bar{z}_j^{sr} , и если значение \bar{z}_j^{sr} больше назначенного допуска (например, 1 угл. мин), то оно исключается из измеренных значений $h_{j+}^S = h_{j-}^S - (-\bar{z}_j^{sr} \cdot \cos \frac{2\pi}{T_{sr}} t_{sp})$, $j = x_{kp}, y_{kp}, z_{kp}$, чтобы критерий (5) зафиксировал достоверность измерений (2). На конечном интервале времени $t_{sp} = T_{sr} / 4$ (T_{sr} – период орбитального обращения КА) ученный скачок-ступенька \bar{z}_j^{sr} списывается по закону косинуса.

Кроме того, целесообразно привлечение и других критериев для идентификации скачка-ступеньки в выходных данных ЭСГ_i. Например, изменчивость (скачок) самого измерения z_{ji} больше допуска на шаге T_z .

Измерения и расчетная модель погрешностей системы

Учитывая, что начальные $h_j^R(t_0)$ расчетные значения направляющих косинусов вектора кинетического момента ЭСГ_i ($i = 1, 2, 3$) в осях x_b, y_b, z_b БЧЭ и измерение угловых скоростей КА с помощью ВОГ осуществляются с погрешностями соответственно $\Delta h_j^R(t_0)$ и $\Delta \omega_i^{VG}$ ($i = x_b, y_b, z_b$), текущие расчетные значения h_j^R направляющих косинусов ЭСГ_i ($i = 1, 2, 3$) в осях БЧЭ будут вычисляться с погрешностями Δh_{ji}^R .

Также и измерение направляющих косинусов h_j^S вектора кинетического момента в корпусных приборных осях будет осуществляться с погрешностями Δh_j^S ($j = x_{kp}, y_{kp}, z_{kp}$).

Тогда разностные измерения (2) для каждого ЭСГ_i можно записать

$$z_{ji} = (C_b^{kp})^T \Delta \bar{h}_{bi}^R - \Delta h_{ji}^S, (j = 1, 2, 3 \text{ или } x_{kp}, y_{kp}, z_{kp}). \quad (7)$$

Для обработки измерений (7) использовался алгоритм обобщенного фильтра Калмана с замыканием обратной связи на каждом шаге измерений. Расчетная модель системы составлена исходя из следующих допущений:

- погрешности СУ ЭСГ были аппроксимированы моделью вида (1) без их включения в вектор состояния;
- полагая, что неучтенные дрейфы ЭСГ малы и ненаблюдаемы на фоне дрейфов ВОГ, их включение в вектор состояния системы нецелесообразно;
- упрощенная расчетная модель дрейфов ВОГ принята в виде суммы:

$$\begin{aligned} \Delta \omega_i &= \Delta \bar{\omega}_i + \Delta \omega_i^\Phi, i = x_v, y_v, z_v; \\ \Delta \dot{\bar{\omega}}_i &= \sqrt{Q_{gi}} \cdot \xi(t), \Delta \bar{\omega}_i(t_0), \end{aligned} \quad (8)$$

где $\Delta \bar{\omega}_i$ – смещение нуля ВОГ и его нестабильность в пуске, которое из-за отсутствия достоверных данных об их изменчивости в запуске представлено в расчетной модели винеровским процессом с начальной дисперсией $\bar{\sigma}_{\omega_i}^2$ и интенсивностью изменчивости Q_{ω_i} ; $\Delta \omega_i^\Phi$ – флуктуационные составляющие дрейфа, аппроксимируемые в расчетной модели дискретными белыми шумами с дисперсией $(\sigma_{\omega_i}^\Phi)^2$ на частоте опроса ВОГ.

В итоге вектор состояния рассматриваемой системы был представлен в виде: $x^T = [\Delta h_{xb}^R \quad \Delta h_{yb}^R \quad \Delta h_{zb}^R \quad \Delta \bar{\omega}_{xb} \quad \Delta \bar{\omega}_{yb} \quad \Delta \bar{\omega}_{zb}]$.

Результаты моделирования на РС в пакете MATLAB алгоритмов работы ИСОН

При моделировании рассматриваемой задачи на РС использовались реальные данные стендовых испытаний ЭСГ (ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург) и ВОГ (VG035, «Физоптика», Москва) с имитацией сбоев и скачков-ступенек в выходных данных ЭСГ.

Автономный режим работы БИСО (с имитацией искусственных скачков-ступенек по двум измерительным осям ЭСГ; \bar{z}_j^{SR} формируется по $\Delta t = 3dT$).

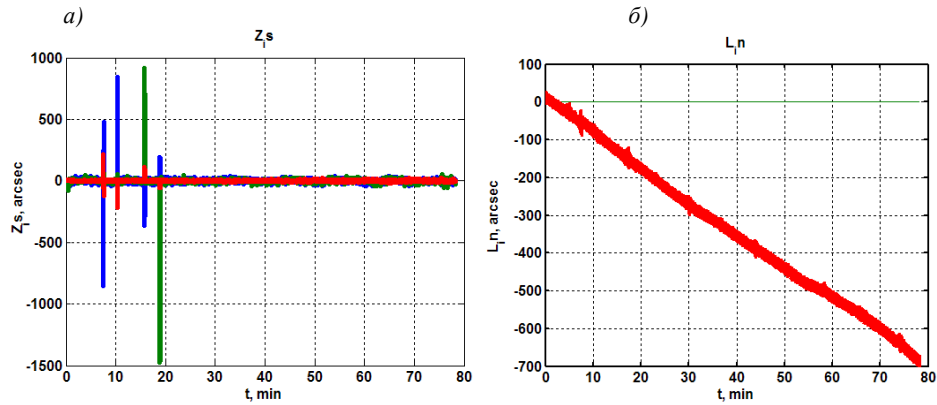


Рис. 2. Исходные измерения $z_j = h_j^R - h_j^S$, ($j = 1, 2, 3$) с искусственными скачками-ступеньками на (8...18) мин (а), Погрешности БИСО в решении задачи ориентации (погрешности $L_{in,c}^{pr}$) с использованием задачи контроля сбоев и скачков в ЭСГ по данным ВОГ (б)

Режим калибровки БИСО по данным астродатчика (с имитацией искусственных скачков-ступенек по одной измерительной оси ЭСГ)

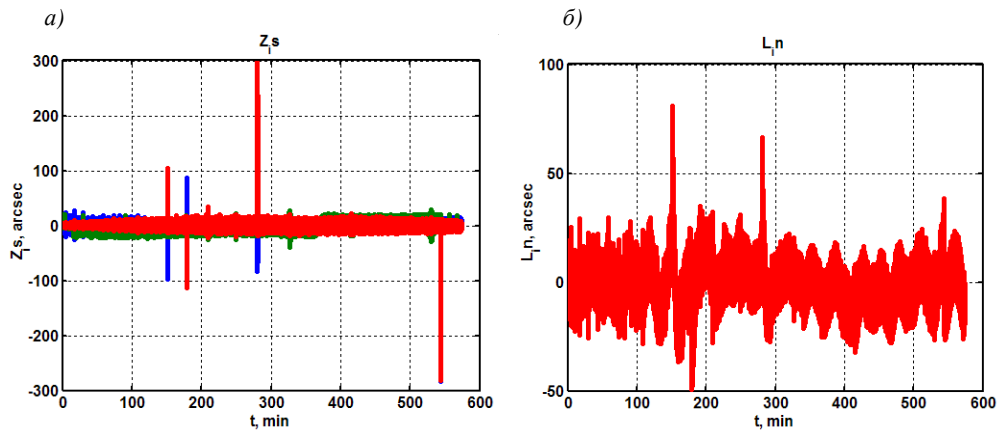


Рис. 3. Исходные измерения $z_j = h_j^R - h_j^S$ с имитацией ступеньки на 280 и 540 мин (а); погрешности ИСОН в решении задачи ориентации (погрешности $L_{in,c}^{pr}$) с использованием задачи контроля скачков-ступенек в ЭСГ по данным ВОГ (б)

Выводы

1. Для решения проблемы контроля, идентификации и компенсации сбоев и скачков в выходных данных ЭСГ, а также выработки угловых скоростей объекта предлагается использование в составе интегрированной системы данных измерительного блока на ВОГ.

2. В пакете MATLAB разработаны алгоритмы и программное обеспечение работы ИСОН в части совместной обработки данных ЭСГ и ВОГ, использующие фильтр Калмана и соответствующие критерии, реализующие оперативный контроль, идентификацию и компенсацию сбоев и скачков в выходных данных ЭСГ.

3. Результаты моделирования на РС в пакете MATLAB работы ИСОН с использованием массива реальных данных испытаний ЭСГ и блока ВОГ подтверждают эффективность предложенной процедуры.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ.

Код проекта 10-08-00-904а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Аншаков, Г.П.** Методы и средства управления в высокоинформативном наблюдении Земли из космоса / Г.П.Аншаков [и др.] // XIV Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. – С.-Петербург.- ЦНИИ «Электроприбор», 2007.- С. 165-173.
2. **Ландау, Б.Е.** Основные результаты разработки и испытаний системы определения ориентации на электростатических гироскопах для низкоорбитальных космических аппаратов / Б.Е.Ландау [и др.] // Гироскопия и навигация.- 2007.- №2 (57).- С. 3-12.
3. **Ландау, Б.Е.** Результаты калибровки электростатических гироскопов в бескарданной инерциальной системе ориентации / Б.Е.Ландау [и др.] // XV Санкт-Петербургская межд. конф. по интегрированным навигационным системам. - С.-Петербург.- ЦНИИ «Электроприбор», 2008. - С. 122-129.
4. **Анучин, О.Н.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О.Н.Анучин, Г.И.Емельянцеv.- СПб.: ГНЦ РФ - ЦНИИ «Электроприбор», 2003. - 390 с.
5. **Гусинский, В.З.** Повышение точности определения угловой ориентации космического аппарата путем совместной обработки данных электростатических и волоконно-оптических гироскопов / В.З.Гусинский, Ю.А.Литманович // Гироскопия и навигация.- 2003.- №4(43)- С.50-58.
6. **Медич Д.** Статистически оптимальные линейные оценки и управление.- М.: Энергия, 1973.

Abstract. The paper outlines an integrated navigation and attitude reference system (INARS), using a strapdown inertial attitude reference system (SIARS) based on electrostatic (ESG) and fiber-optic (FOG) gyros, for an orbital spacecraft. INARS algorithms are presented as regards co-processing of ESG and FOG data, which use the Kalman filter and the corresponding criteria. Given are the results of PC simulation of INARS operation algorithms in MATLAB package, using the real data array of ESG and FOG test results.