

УДК 681.518.5

В. М. Белецкий¹, Н. В. Ефименко¹, Н. И. Кудин¹,
Н. Д. Пиза², К. В. Швец¹

¹Науково-виробниче підприємство «Хартрон-КОНСАТ», Запоріжжя

²Запорізький національний технічний університет

**Комплекс определения параметров ориентации
космического аппарата «Січ-1М»**

Надійшла до редакції 16.09.02

Представлено програмно-апаратний комплекс визначення орієнтації космічного апарата, розроблений в науково-виробничому підприємстві «Хартрон-КОНСАТ» (м. Запоріжжя). Передбачається експлуатація комплексу в Національному центрі управління та випробувань космічних засобів при роботі з КА «Січ-1М». Приведено основні задачі, які вирішуються комплексом, описано функціональну структуру комплексу. Розглянуто алгоритми визначення орієнтації.

Непременным элементом управления полетом космического аппарата (КА) является определение параметров его движения. В работе приведено краткое описание программно-аппаратного комплекса определения ориентации КА «Січ-1М». Исходной информацией для определения ориентации являются показания магнитометра, солнечного датчика и углы отклонения гиросемпферов. Эта информация обрабатывается с помощью алгоритма [2], известного как «эллипсоидальный наблюдатель».

**ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ
КОМПЛЕКСА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ**

Программно-аппаратный комплекс определения ориентации предназначен для решения следующих задач:

- определения ориентации КА по телеметрической информации (ТМИ), получаемой с сервера вычислительного комплекса обработки ТМИ Национального центра управления и испытаний космических средств (НЦУИКС) и навигационно-баллистической информации (НБИ), получаемой с сервера группы баллистического обеспечения НЦУИКС;

- выдачи параметров ориентации КА и информации о состоянии системы управления ориентацией и стабилизации (СУОС) на устройства отображения НЦУИКС;
- создания архивов обработанных массивов ТМИ, НБИ, результатов работы комплекса в части определения ориентации;
- оценки работоспособности СУОС;
- выдачи файлов, сформированных программно-аппаратным комплексом, на средства коллективного пользования.

Программно-аппаратный комплекс определения ориентации в процессе выполнения задач определения ориентации обеспечивает:

- автоматизированный сбор входной информации;
- обработку телеметрических параметров и данных НБИ;
- автоматизированную настройку работы комплекса и алгоритмов ориентации;
- проверку корректности вводимых оператором параметров;
- запуск алгоритмов определения ориентации;
- ведение архива входной и выходной информации;

- ведение баз данных (БД) входной и выходной информации;
- адаптацию к средствам сетевого взаимодействия в НЦУИКС;
- дружественный интерфейс.

Комплекс обеспечивает определение ориентации КА на освещенной части орбиты с точностью не хуже 1.5° по тангажу, крену и рысканию, на теневой части орбиты — с точностью не хуже 4° . При этом измерения магнитного поля Земли осуществляется с точно-

стью не хуже 1 мкТл; углов отклонения гиродемпферов — с точностью не хуже 0.15° и координат Солнца — с точностью не хуже 0.17° .

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСА

Входными данными для комплекса являются файлы ТМИ и НБИ. Файл ТМИ содержит следующие

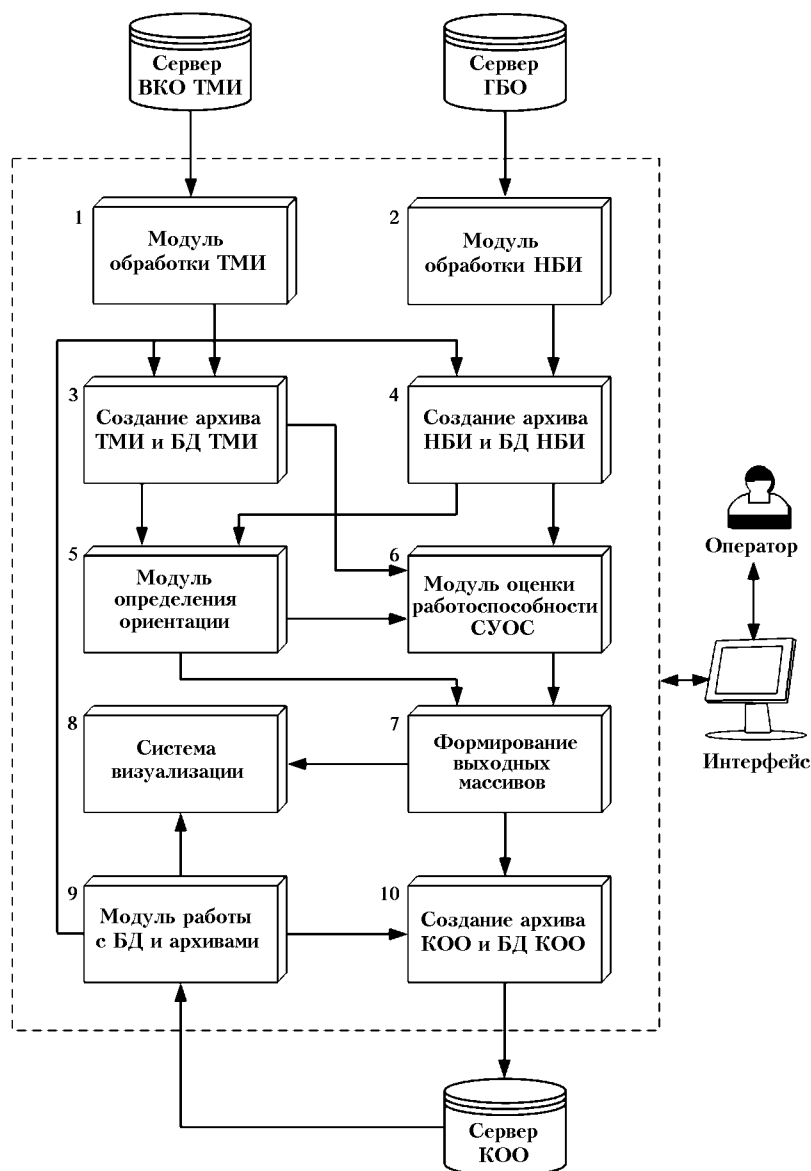


Рис. 1. Структура программно-аппаратного комплекса определения ориентации

телеметрические параметры:

- выходные сигналы трехканального магнитометра;
- показания солнечного датчика;
- углы отклонения гиросемпферов.

Файл НБИ содержит параметры движения КА по орбите в точке восходящего узла:

- декретное московское время;
- координаты центра масс КА в гринвичской (географической) системе координат [4];
- скорость движения центра масс КА в гринвичской системе координат.

На рис. 1 представлена структурная схема программно-аппаратного комплекса определения ориентации. Интерфейс (монитор) необходим для работы оператора со всеми модулями комплекса в режиме интерактивного взаимодействия. Модуль обработки ТМИ (модуль 1) осуществляет соединение с сервером вычислительного комплекса обработки ТМИ; копирует с него файл телеметрии, сформированный комплексом первичной обработки телеметрии в результате обработки полученной ТМИ с КА в сеансе связи; проверяет файл телеметрии на достоверность; формирует файлы для комплекса определения ориентации.

Модуль обработки НБИ (модуль 2) осуществляет соединение с сервером группы баллистического обеспечения; копирует с него файл баллистической информации, предварительно рассчитанный группой баллистического обеспечения для определенного интервала времени (одна неделя); проверяет файл НБИ на достоверность; формирует файлы для комплекса определения ориентации.

Модуль создания архива ТМИ и БД ТМИ (модуль 3), используя справочную информацию входного файла ТМИ, создает БД ТМИ, архивирует входную информацию и сохраняет ее в рабочей папке для последующей записи на сервер комплекса определения ориентации.

Модуль создания архива НБИ и БД НБИ (модуль 4) работает следующим образом: по информации, полученной из файла НБИ, создается БД НБИ (параметры орбиты на каждый виток), архивируется входная информация и сохраняется в рабочей папке для последующей записи на сервер комплекса определения ориентации.

Модуль определения ориентации (модуль 5), используя информацию, полученную с борта КА (напряженность магнитного поля Земли, углы отклонения гиросемпферов, единичный вектор положения Солнца) и априорную информацию о движении КА по орбите (положение и скорость на орбите), посредством применения алгоритма эллипсоидального наблюдателя, определяет параметры ориентации КА: углы или кватернионы, угловые скорости.

Модуль оценки работоспособности СУОС (модуль 6) проводит допускной контроль параметров ориентации и углов отклонения гиросемпферов. Обобщенным параметром оценки работоспособности СУОС является параметр «норма СУОС».

Модуль формирования выходных массивов (модуль 7) сохраняет в выходных файлах следующие данные:

- параметры ориентации (углы крена, тангажа, рыскания или компоненты кватерниона) с привязкой к номеру витка, дате, времени и навигационным параметрам (x , y , z и V_x , V_y , V_z — координаты и составляющие скорости центра масс КА в гринвичской системе координат);
- величины угловых скоростей;
- оценки работоспособности СУОС.

Система визуализации [3] (модуль 8) реализует интерактивное графическое представление параметров движения КА на устройства отображения НЦУИКС. Каждый кадр визуализирует параметры, соответствующие определенному декретному московскому времени. Графическое окно системы визуализации (рис. 2 — см. цветную вклейку) состоит из трех подобластей вывода графической информации: для представления текстовой, двумерной и трехмерной информации. Текстовая информация отображает параметры орбитального и углового движения КА в обычном числовом виде. В 2D-подобласти визуализируется карта Земли, трасса полета и положение КА в виде точки, т. е. отображаются параметры орбитального движения КА. 3D-подобласть визуализирует взаимное положение орбитальной системы координат (ОСК) и связанной с КА системы координат (ССК), причем ОСК отображается в виде статических координатных осей Ox_0 , Oy_0 и Oz_0 , а ССК изображается в виде 3D-модели КА и связанных с ним координатных осей: ось Ox — красная, ось Oy — зеленая, ось Oz совпадает с гравитационным стабилизатором КА. Таким образом, 3D-подобласть отображает параметры углового движения КА.

Модуль работы с БД и архивами (модуль 9) реализует:

- просмотр баз данных ТМИ, НБИ, комплекса определения ориентации;
- выбор необходимого архива на сервере комплекса определения ориентации для просмотра информации в виде таблиц, графиков, визуализации параметров в виде трехмерного движения КА и двумерной трассы полета КА;
- редактирование БД с возможностью коррекции информации из архива.

Модуль создания архива комплекса определения ориентации и БД комплекса определения ориента-

ции (модуль 10) по результатам работы программно-аппаратного комплекса определения ориентации создает БД (признаки решения задачи определения ориентации и оценки работоспособности, привязка БД к архиву), архивирует выходную информацию (файлы комплекса определения ориентации, графики, файлы отчета оператора) и сохраняет ее в папке общего пользования (на сервере комплекса определения ориентации).

МОДУЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

При разработке алгоритмов определения ориентации в качестве математической модели углового движения КА используется следующая система дифференциальных уравнений [5]:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_{gir}, \quad (1)$$

$$2\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = (\boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_0 \circ \boldsymbol{\Lambda}), \quad (2)$$

$$\mathbf{h}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \mathbf{q}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{H} \cdot \mathbf{A}(\boldsymbol{\varepsilon})\boldsymbol{\rho}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{f} = \mathbf{0}, \quad (3)$$

где $\boldsymbol{\omega}^T = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ — вектор абсолютной угловой скорости КА, заданный проекциями на оси связанного базиса, $\boldsymbol{\Lambda} = \lambda_0 + \boldsymbol{\lambda}$ — нормированный кватернион со скалярной частью λ_0 и векторной частью $\boldsymbol{\lambda}$, определяющий взаимную ориентацию орбитального и связанного базисов, \mathbf{J} — матрица тензора инерции диагонального вида, $\boldsymbol{\omega}_0$ — угловая скорость орбитального движения, \circ — знак кватернионного умножения [1], \mathbf{M}_g — гравитационный момент, \mathbf{M}_{gir} — момент, действующий со стороны гиродемпферов на КА; $\mathbf{h} = \begin{pmatrix} h_1 & 0 \\ 0 & h_2 \end{pmatrix}$ — матрица коэффициентов демпфирования гиродемпферов; $\boldsymbol{\varepsilon}^T = (\varepsilon_1, \varepsilon_2)$ — вектор углов отклонения гиродемпферов, $\mathbf{q} = \begin{pmatrix} q_1 & 0 \\ 0 & q_2 \end{pmatrix}$ — матрица жесткости пружин гиродемпферов, $\mathbf{H} = \begin{pmatrix} H_1 & 0 \\ 0 & H_2 \end{pmatrix}$ — матрица кинетических моментов гиродемпферов, $\mathbf{f}^T = (f_1, f_2)$ — матрица сил предварительного натяжения пружин гиродемпферов, $\boldsymbol{\rho}$ и \mathbf{A} — матрицы вида $\boldsymbol{\rho} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$, $\mathbf{A}(\boldsymbol{\varepsilon}) = \begin{pmatrix} -\cos\varepsilon_1 & \cos\varepsilon_2 \\ \sin\varepsilon_1 & \sin\varepsilon_2 \end{pmatrix}$. Моменты \mathbf{M}_g и \mathbf{M}_{gir} рассчитываются по следующим формулам:

$$\mathbf{M}_g = 3\omega_0^2 \mathbf{e}_r \times (\mathbf{J}\mathbf{e}_r), \quad (4)$$

$$\begin{aligned} M_{gir}^x &= H_1(\omega_z \cdot \sin\varepsilon_1 - \omega_y \cdot \cos\varepsilon_1) + \\ &+ H_2(\omega_y \cdot \cos\varepsilon_2 + \omega_z \cdot \sin\varepsilon_2), \end{aligned} \quad (5)$$

$$M_{gir}^y = H_1(\omega_x - \dot{\varepsilon}_1) \cdot \cos\varepsilon_1 - H_2(\omega_x + \dot{\varepsilon}_2) \cdot \cos\varepsilon_2, \quad (6)$$

$$M_{gir}^z = H_1(\omega_x - \dot{\varepsilon}_1) \cdot \sin\varepsilon_1 - H_2(\omega_x + \dot{\varepsilon}_2) \cdot \sin\varepsilon_2, \quad (7)$$

где \mathbf{e}_r — орт геоцентрической вертикали, заданный проекциями на оси связанной системы координат.

В качестве моделей измерений используются следующие уравнения:

$$\mathbf{B}_F = \mathbf{B}_O - 2\lambda_0 \mathbf{B}_O \times \boldsymbol{\lambda} - 2\boldsymbol{\lambda} \times \mathbf{B}_O \times \boldsymbol{\lambda} + \boldsymbol{\xi}^B, \quad (8)$$

$$\mathbf{S}_F = \mathbf{S}_O - 2\lambda_0 \mathbf{S}_O \times \boldsymbol{\lambda} - 2\boldsymbol{\lambda} \times \mathbf{S}_O \times \boldsymbol{\lambda} + \boldsymbol{\xi}^S, \quad (9)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_F = \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\xi}^\varepsilon, \quad (10)$$

где \mathbf{B}_F — вектор выходных сигналов магнитометра, \mathbf{S}_F — вектор выходных сигналов солнечного датчика, $\boldsymbol{\xi}^B$, $\boldsymbol{\xi}^S$ — погрешности измерений магнитометра и солнечного датчика, $\boldsymbol{\varepsilon}_F^T = (\varepsilon_1, \varepsilon_2)$ — углы отклонения гиродемпферов, $\boldsymbol{\xi}^\varepsilon$ — погрешность измерений гиродемпферов. Предполагается, что погрешности измерений ограничены по норме.

В алгоритме определения ориентации по вектору измерения

$$\mathbf{y} = [(\mathbf{B}_F \ \mathbf{S}_F \ \boldsymbol{\varepsilon}_F)]^T$$

оценивается следующий вектор состояния:

$$\mathbf{x} = [\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}^T, \boldsymbol{\omega}^T, \boldsymbol{\varepsilon}^T]^T.$$

В пространстве состояний уравнения (1)—(10) можно представить в виде

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}), \quad \mathbf{y} = \mathbf{g}(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\xi}, \quad (11)$$

где $\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in R^9$ и $\mathbf{g}(\mathbf{x}) \in R^7$ — вектор-функции, вид которых очевиден из правых частей уравнений (1)—(10).

По уравнениям (11) получена линеаризованная модель вида

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{F}\mathbf{e}, \quad \mathbf{z} = \mathbf{C}\mathbf{e}, \quad (12)$$

где

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}^-,$$

$$\mathbf{z} = \mathbf{y} - \mathbf{g}(\mathbf{x}^-),$$

$$\mathbf{F} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}^T} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^-},$$

$$\mathbf{C} = \left. \frac{\partial \mathbf{g}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}^T} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^-}.$$

Для этой модели построен регуляризованный эллипсоидальный наблюдатель. Оценивание вектора \mathbf{x} производится по традиционной для дискретной фильтрации схеме: прогноз оценки и ее коррекция по измерениям. Этап прогноза в общем случае

состоит из нескольких шагов интегрирования уравнений движения КА относительно центра масс:

$$\dot{\mathbf{x}}^- = f(\mathbf{x}^-), \quad \mathbf{x}^-(0) = \mathbf{x}_0^-.$$

Для коррекции оценки по текущему измерению используется наблюдатель вида [2]:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{i+1}^- &= \Phi_{i+1, i}^T \mathbf{P}_i^+ \Phi_{i+1, i}, \\ \mathbf{x}_{i+1}^+ &= \mathbf{x}_{i+1}^- + \beta_{i+1} \mathbf{K}_{i+1} \tilde{\mathbf{y}}_{i+1}, \\ \sigma_{i+1}^2 &= \mathbf{C}_{i+1}^- \mathbf{P}_{i+1}^- \mathbf{C}_{i+1}^T, \\ \mathbf{K}_{i+1} &= \mathbf{P}_{i+1}^- \mathbf{C}_{i+1}^T \sigma_{i+1}^{-2}, \\ \tilde{\mathbf{y}}_{i+1} &= y_{i+1} - \mathbf{C}_{i+1}^- \mathbf{x}_{i+1}^-, \\ \beta_{i+1} &= \begin{cases} 0, & |\tilde{\mathbf{y}}_{i+1}| \leq \delta, \\ \frac{1 - \delta_{i+1} / |\tilde{\mathbf{y}}_{i+1}|}{1 + h\sigma_{i+1}^{-1}}, & |\tilde{\mathbf{y}}_{i+1}| > \delta, \end{cases} \\ \rho_{i+1} &= 1 + \beta_{i+1} \tilde{\mathbf{y}}_{i+1}^2 \sigma_{i+1}^{-2}, \\ \mathbf{P}_{i+1}^+ &= \rho_{i+1} (\mathbf{P}_{i+1}^- - \beta_{i+1} \mathbf{K}_{i+1} \mathbf{C}_{i+1}^- \mathbf{P}_{i+1}^-). \end{aligned} \quad (13)$$

Здесь знаки «минус» и «плюс» в качестве верхнего индекса означают соответственно экстраполированную и уточненную оценку по $i+1$ измерению, $\Phi_{i+1, i}$ — переходная матрица системы (12), \mathbf{P} — матрица эллипсоида, гарантированно содержащая неизвестный вектор параметров углового движения, δ — гарантированная точность измерений.

Так как измерения представляют собой вектор, то при получении оценок координат углового движения КА используется метод последовательной обработки измерений.

Блок-схема модуля определения ориентации представлена на рис. 3.

На вход блока 1 поступает файл сеанса съема ТМИ. В блоке 1 из файла сеанса съема ТМИ осуществляется выборка измерений магнитометра, солнечного датчика и углов отклонения гироскопов, которые были проведены в очередной момент времени t_k . Выходной информацией блока 1 является время проведения измерения t_k и сами измерения $\mathbf{V}_F, \mathbf{S}_F, \varepsilon_F$.

Входной информацией для блока 2 является время проведения измерения t_k . В блоке 2 осуществляется расчет навигационных параметров путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты четвертого порядка, описывающих движение центра масс КА по орбите. В начальный момент времени t_0 в

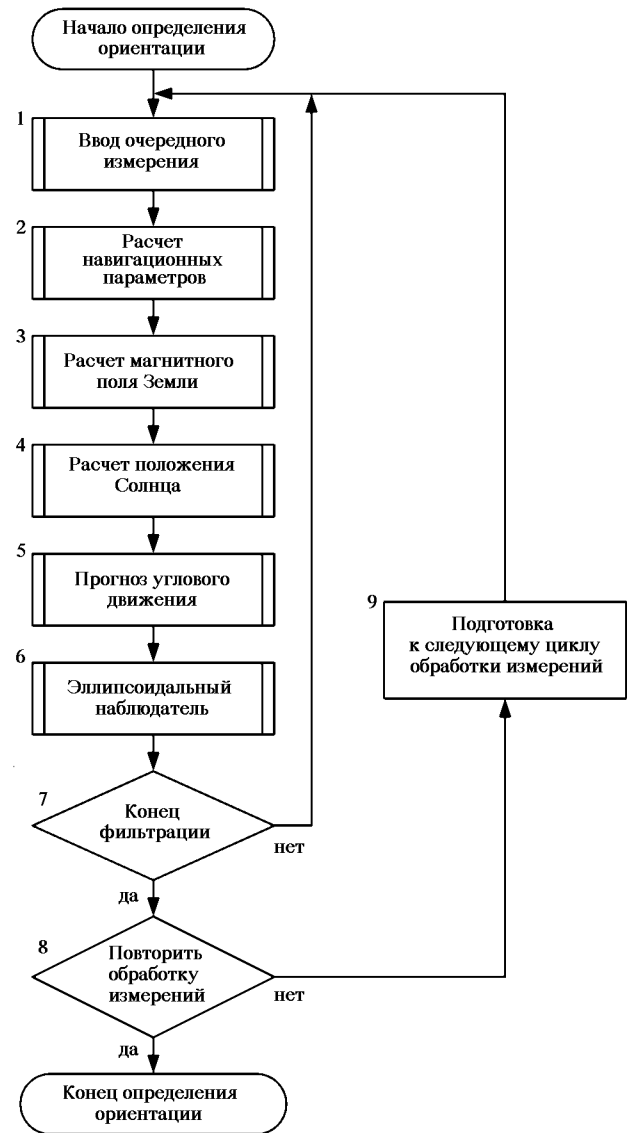


Рис. 3. Блок-схема модуля определения ориентации

качестве начальных условий для интегрирования системы дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс КА по орбите, использовалась НБИ группы баллистического обеспечения, рассчитанная для восходящего узла соответствующего витка. Выходными данными блока 2 являются параметры движения КА по орбите в момент t_k :

- r_x, r_y, r_z — проекции вектора местоположения спутника на оси гринвичской системы координат;
- v_x, v_y, v_z — проекции вектора скорости спутника на оси гринвичской системы координат.

В блоке 3 по аналитической модели геомагнитного поля Земли рассчитываются проекции вектора геомагнитной индукции. Входной информацией для блока 3 являются проекции вектора местоположения спутника на оси гринвичской системы координат — r_x , r_y , r_z . Выходной информацией блока 3 являются эталонные значения проекций вектора геомагнитной индукции B_{x_0} , B_{y_0} , B_{z_0} на оси ОСК в моменты времени t_k .

Входными данными для блока 4 являются: календарная дата (d_{year} , год; d_{month} , мес; d_{day} , сут) и время t_k проведения измерения солнечным датчиком.

Выходной информацией блока 4 являются эталонные значения трех составляющих единичного вектора положения Солнца в ОСК в момент времени проведения измерения солнечным датчиком.

В блоке 5 осуществляется прогноз на время между моментами проведения измерений t_{k-1} и t_k углового движения спутника, переходной матрицы Φ линеаризованной системы (12) и эллипсоида P .

На вход блока 5 поступают значения времени t_k проведения очередного измерения и уточненные оценки вектора угловой скорости спутника $\omega^+(t_{k-1})$, углового положения спутника $\lambda^+(t_{k-1})$, углов отклонения гиродемпферов $\varepsilon^+(t_{k-1})$, матрицы эллипсоида P^+ $P^+(t_{k-1})$, вычисленные в блоке 6.

Прогноз углового движения спутника заключается в численном интегрировании системы дифференциальных уравнений (1)—(3) методом Рунге—Кутты четвертого порядка. Для нахождения переходной матрицы $\Phi(t_k, t_{k-1})$ осуществляется численное интегрирование методом Рунге—Кутты четвертого порядка системы дифференциальных уравнений

$$\dot{\Phi}(t, t_{k-1}) = F \cdot \Phi(t, t_{k-1})$$

при начальном условии $\Phi(t_{k-1}, t_{k-1}) = E$, где E — единичная матрица, F — матрица частных производных от вектор-функций правой части системы уравнений (1)—(3) по вектору состояния.

Вычисление прогноза матрицы эллипсоида $P^+(t_{k-1})$ на момент времени t_k проводится по следующим формулам:

$$P^-(t_k) = \Phi(t_k, t_{k-1}) \cdot P^+(t_{k-1}) \cdot \Phi^T(t_k, t_{k-1}).$$

Выходной информацией с блока 5 являются экстраполированные оценки в момент времени t_k :

- вектора угловой скорости спутника $\omega^-(t_k)$,
- углового положения спутника $\lambda^-(t_k)$ и матрицы эллипсоида $P^-(t_k)$.

На вход блока 6 поступают следующие данные:

- измерение в момент t_k , выход блока 1 (B_F , S_F , ε_F);

- B_{x_0} , B_{y_0} , B_{z_0} — значения проекций вектора геомагнитной индукции на оси ОСК в момент времени t_k , выход блока 3;

- s_{x_0} , s_{y_0} , s_{z_0} — значения трех компонентов единичного вектора положения Солнца в ОСК в момент времени t_k , выход блока 4;

- $\omega^-(t_k)$ — экстраполированная оценка вектора угловой скорости спутника, выход блока 5;

- $\lambda^-(t_k)$ — экстраполированная оценка углового положения спутника, выход блока 5;

- $P^-(t_k)$ — экстраполированная оценка матрицы эллипсоида P , выход блока 5.

В блоке 6 осуществляется уточнение экстраполированной оценки по текущему измерению.

Выходной информацией с блока 6 являются уточненные оценки измерений в момент времени t_k :

- вектора угловой скорости спутника $\omega^+(t_k)$;

- углового положения спутника $\lambda^+(t_k)$;

- матрицы эллипсоида $P^+(t_k)$.

В блоке 7 осуществляется проверка — все ли измерения данного сеанса съема ТМИ обработаны. Если нет, то управление передается в блок 1; если да, то управление передается в блок 8.

В блоке 8 осуществляется проверка, нужно ли еще раз проводить цикл обработки измерений сеанса съема ТМИ. Если да, то управление передается в блок 9; если нет, то работа программы завершается.

В блоке 9 задаются новые начальные данные для выполнения вычислений в следующем цикле обработки измерений сеанса съема ТМИ.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА

Для программной реализации программно-аппаратного комплекса определения ориентации выбран язык программирования C++ (среда программирования Borland C++ Builder 5.0), программные интерфейсы Win32 и OpenGL. Интерфейс Win32 используется для организации работы комплекса под управлением операционной системы Windows 9x/2000. OpenGL [6, 7] является одновременно и стандартом для создания приложений двумерной и трехмерной графики, и реализацией данного стандарта. OpenGL не зависит от аппаратного обеспечения, операционной и оконной системы; именно независимость от оконной системы обеспечивает OpenGL переносимость на различные платформы. Библиотека OpenGL выполняет процесс рендеринга (воспроизведения) изображения в буфере кадра, а вывод изображения в окно осуществляется оконной системой самостоятельно.

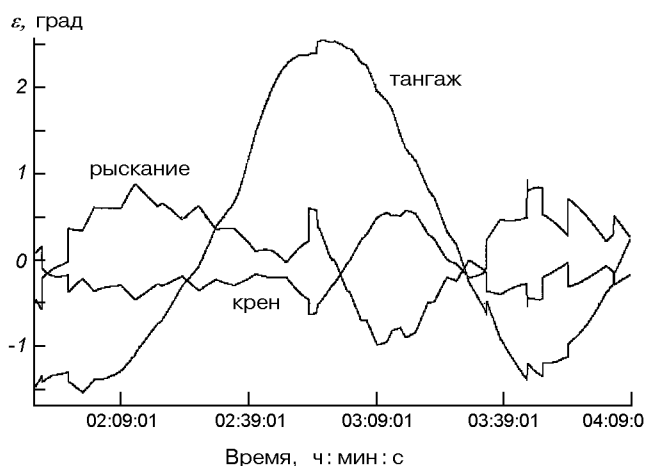


Рис. 4. Погрешность ε определения ориентации КА на теневой части орбиты

Для формирования файлов входной и выходной информации в сжатом виде используется архиватор RAR 2.80. Для просмотра таблиц, отчетов по работе оператора используется стандартное приложение WordPad, поставляемое с операционной системой Windows. При необходимости просмотра графиков результатов работы программы вне работы комплекса можно использовать стандартное приложение Windows-Imaging.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный программно-аппаратный комплекс определения ориентации прошел первичную апробацию в НЦУИКС на основании информации реальных телеметрических измерений КА «Січ-1».

На рис. 4 приведены результаты определения ориентации КА «Січ-1» по данным ТМИ, полученной на витке № 27086. Как видно из графиков, погрешность ориентации КА не превышает 3° на теневой части орбиты, что хорошо согласуется с оценками параметров ориентации, полученными в процессе эксплуатации систем подобного класса.

В настоящее время комплекс готовится к сдаче в

опытную эксплуатацию в Национальный центр управления и испытаний космических средств.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

НБИ — навигационно-баллистическая информация
 НЦУИКС — Национальный центр управления и испытаний космических средств
 ОСК — орбитальная система координат
 ССК — связанная система координат
 СУОС — система управления ориентацией и стабилизацией
 ТМИ — телеметрическая информация

1. Бранец В. А., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973.—320 с.
2. Ефименко Н. В., Новиков А. К. Регуляризованные эллипсоидальные наблюдатели и их применение в задаче определения ориентации космического аппарата // Проблемы управления и информатики.—1998.—№ 6.—С. 145—155.
3. Пиза Н. Д., Швец К. В. Подсистема визуализации параметров ориентации космического аппарата // Вісник технологічного університету Поділля.—2002.—2, № 3.—С. 113—117.
4. Решетнев М. Ф., Лебедев А. А., Бартнев В. А. и др. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах. — М.: Машиностроение, 1988.—386 с.
5. Скотт Е. Д., Роден Дж. Дж. Летные характеристики гравитационно-гироскопических систем ориентации // Стабилизация искусственных спутников / Под ред. В. А. Сарычева: Пер. с англ. — М.: Мир, 1974.—С. 170—194.
6. Эйнджел Э. Интерактивная компьютерная графика. Вводный курс на базе OpenGL: Пер. с англ. — М.: Изд. дом «Вильямс», 2001.—592 с.
7. Segal M., Akeley K. The OpenGL Graphics System: A Specification, Version 1.2.1, Silicon Graphics, April 1, 1999.—266 p.

COMPLEX FOR THE DETERMINATION OF THE SICH-1M SPACE VEHICLE ORIENTATION

V. M. Beletskii, N. V. Yefimenko, N. I. Kudin, N. D. Piza, and K. V. Shvets

We present a soft and hardware complex for the determination of the orientation of a space vehicle. The complex was developed by the Hartron-CONSAT scientific and manufacturing company (Zaporozhye) and is targeted for using in the National Center of Space Facilities Control and Test for works with the Sich-1M space vehicle. The main tasks of the complex are listed and its functional structure is described. Algorithms for the determination of orientation are considered.