

УДК 629.78

ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ МАЛОМАССОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2013 М. Е. Григорьева¹, А. В. Крамлих²¹ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются вопросы построения программно-алгоритмического обеспечения для наземного комплекса определения ориентации малых маломассогабаритных космических аппаратов. В основу программного обеспечения положены кинематические алгоритмы определения ориентации, основанные на комплексировании разнотипной информации.

Низковысотный малый космический аппарат, программно-алгоритмическое обеспечение, ориентация, комплексирование, магнитометрические измерения, радионавигационные измерения, токосъём с панелей, ГЛОНАСС, GPS.

Введение

Для малых маломассогабаритных космических аппаратов (МКА) одними из самых важных ограничений являются ограничения на массу и энергопотребление. При этом актуальным остаётся вопрос определения полного вектора состояния МКА.

Решение задачи определения полного вектора состояния МКА традиционно разделяют на решение задачи определения параметров движения центра масс (ПДЦМ) и решение задачи определения ориентации и угловых скоростей.

В настоящее время задача определения ПДЦМ МКА решается с использованием навигационных приёмников (НП), работающих по сигналам спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС и GPS.

Для решения задачи определения ориентации в настоящее время широкое распространение получили магнитометры, различные датчики (Солнца, звёзд, угловых скоростей).

Для решения задачи определения ориентации МКА целесообразно использовать минимальный состав измерительных средств.

В качестве источников информации используется следующая информация:

- 1) с навигационного приёмника – информация о номерах видимых навигационных спутниках (НС) и их координатах;
- 2) с трёхосного магнитометра – вектор напряжённости магнитного поля Земли (МПЗ);
- 3) с панелей солнечных батарей – токосъём с панелей.

Модели, используемые в программном обеспечении

В программно-алгоритмическое обеспечение для наземного комплекса определения ориентации МКА используются следующие модели.

Модель движения центра масс МКА с учётом нецентральности гравитационного поля Земли [1]:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{mx}{r^3} + \Phi_{Hx}, \quad \frac{d^2y}{dt^2} = -\frac{my}{r^3} + \Phi_{Hy}, \quad (1)$$

$$\frac{d^2z}{dt^2} = -\frac{mz}{r^3} + \Phi_{Hz}$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ – радиус-вектор;
 $\mu = 368900,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – константа гравита-

ционного поля Земли; Φ_n – вектор возмущающего ускорения от нецентральной гравитационного поля Земли.

Модель МПЗ в виде прямого диполя в проекциях на оси орбитальной системы координат (ОСК) [2]:

$$\begin{cases} H_{X_2} = \frac{m}{r^3} \sin i \cdot \cos u \\ H_{Y_2} = \frac{m}{r^3} \cos i \\ H_{Z_2} = -\frac{2m}{r^3} \sin i \cdot \sin u \end{cases} \quad (2)$$

где $m = 8.1 \cdot 10^6$ Тл·км³ – магнитный момент диполя; i – наклонение орбиты; u – аргумент широты; r – радиус-вектор.

Для прогнозирования координат невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС и GPS используются стандартные алгоритмы, приведённые в соответствующих интерфейсных контрольных документах [3,4].

Формулировка задачи определения пространственной ориентации микроспутника

При постановке и решении задачи ориентации МКА удобно ввести правые ортогональные системы координат (триэдр) с центром в заданной точке, расположенной, как правило, в центре масс объекта. Введём следующие системы координат:

– связанная система координат (ССК) (ось OX_1 – продольная ось, ось OY_1 направлена вверх, ось OZ_1 дополняет систему до правой);

– орбитальная система координат $OX_2Y_2Z_2$ (ОСК) (ось OZ_2 направлена по радиусу-вектору МКА, ось OY_2 направлена по вектору кинетического момента орбитального движения МКА, ось OX_2 дополняет систему до правой).

Для обозначения систем координат будем использовать первую заглавную букву из обозначения его осей. Нижние индексы у векторов в виде заглавных букв

будут определять ту систему координат, в проекциях на которую задаётся вектор. Матрицу перехода от ОСК к ССК будем обозначать как $\mathbf{M}_{X_1X_2}$, матрицу обратного

перехода будем записывать как $\mathbf{M}_{X_2X_1}$.

Известно, что матрица перехода, элементы которой представляют собой направляющие косинусы, является ортогональной матрицей, т.е. $(\mathbf{M}_{X_1X_2})^{-1} = (\mathbf{M}_{X_1X_2})^T$.

Поэтому

$$\mathbf{M}_{X_1X_2} \cdot (\mathbf{M}_{X_1X_2})^T = \mathbf{M}_{X_1X_2} \cdot \mathbf{M}_{X_2X_1} = \mathbf{E},$$

где \mathbf{E} – единичная матрица.

Задачу определения ориентации КА удобно рассматривать с позиций нахождения ориентации ССК относительно ОСК. Суть задачи заключается в определении матрицы $\mathbf{M}_{X_1X_2}$. Поскольку в силу свойств ортогональности из девяти элементов этой матрицы только три являются независимыми, возникает возможность различных способов параметризации матрицы перехода. При решении задач ориентации наибольшее применение получили три варианта такой параметризации:

– непосредственно с помощью элементов этой матрицы, представляющих собой направляющие косинусы;

– с использованием кватернионов;

– с применением трёх углов (например, углов Крылова, углов Эйлера [5]).

Как известно, некоторый триэдр можно перевести из исходного положения в новое, произвольное, путём поворотов вокруг трёх осей. В качестве осей поворотов удобно взять оси OX_1 , OY_1 и OZ_1 , жёстко связанные с КА. В отличие от поворота на плоскости, операция поворота в пространстве некоммукативна, т.е. конечное положение триэдра будет зависеть от последовательности, в которой произведены повороты. Поэтому надо эту последовательность доопределить.

Для выбранных углов ориентации (J – угол тангажа, u – угол рыскания, j – угол крена) и их последовательности поворотов получим следующую матрицу:

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} \cos J \cdot \cos y & \cos J \cdot \sin y & -\sin J \\ \sin j \cdot \sin J \cdot \cos y - & \sin j \cdot \sin J \cdot \sin y + & \sin j \cos J \\ -\cos j \cdot \sin y & +\cos j \cdot \cos y & \\ \cos j \cdot \sin J \cdot \cos y + & \cos j \cdot \sin J \cdot \sin y - & \\ +\sin j \cdot \sin y & -\sin j \cdot \cos y & \cos j \cos J \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Используя связь между выбранными углами поворота и кватернионом [5], получим матрицу $\mathbf{M}_{x_1x_2}$, параметризованную с помощью кватерниона:

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} v_0^2 + v_1^2 - v_2^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_1v_2 + v_0v_3) & 2 \cdot (v_1v_3 - v_0v_2) \\ 2 \cdot (v_1v_2 - v_0v_3) & v_0^2 + v_2^2 - v_1^2 - v_3^2 & 2 \cdot (v_0v_1 + v_2v_3) \\ 2 \cdot (v_0v_2 + v_1v_3) & 2 \cdot (v_2v_3 - v_1v_1) & v_0^2 + v_3^2 - v_2^2 - v_1^2 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Таким образом, задача определения ориентации МКА сводится к задаче отыскания матрицы перехода (например, от ОСК к ССК) в случае параметризации матрицы углами или направляющими косинусами или к задаче отыскания собственного кватерниона вращения.

В программно-алгоритмическом обеспечении планируется использование всех трёх способов параметризации матрицы $\mathbf{M}_{x_1x_2}$. Как будет показано ниже, такой подход обусловлен используемыми алгоритмами.

Программно-алгоритмическое обеспечение определения ориентации МКА

Программно-алгоритмическое обеспечение включает в свой состав алгоритмы определения ориентации и критерии отбраковки измерений, по результатам работы которых происходит выбор того

или иного алгоритма решения задачи ориентации.

На рис. 1 приведена блок-схема программно-алгоритмического обеспечения.

Алгоритмы определения ориентации на основе комплексирования разнотипных измерений

Программно-алгоритмическое обеспечение включает в свой состав следующие алгоритмы:

– алгоритм определения пространственной ориентации оси МКА, вдоль которой расположена навигационная антенна, по анализу геометрической видимости/невидимости НС [6,7];

– алгоритм определения пространственной ориентации МКА на основе сильносвязанной схемы комплексирования разнотипной информации [7,8,9];

– алгоритм определения пространственной ориентации МКА на основе слабо связанной схемы комплексирования разнотипной информации [10].

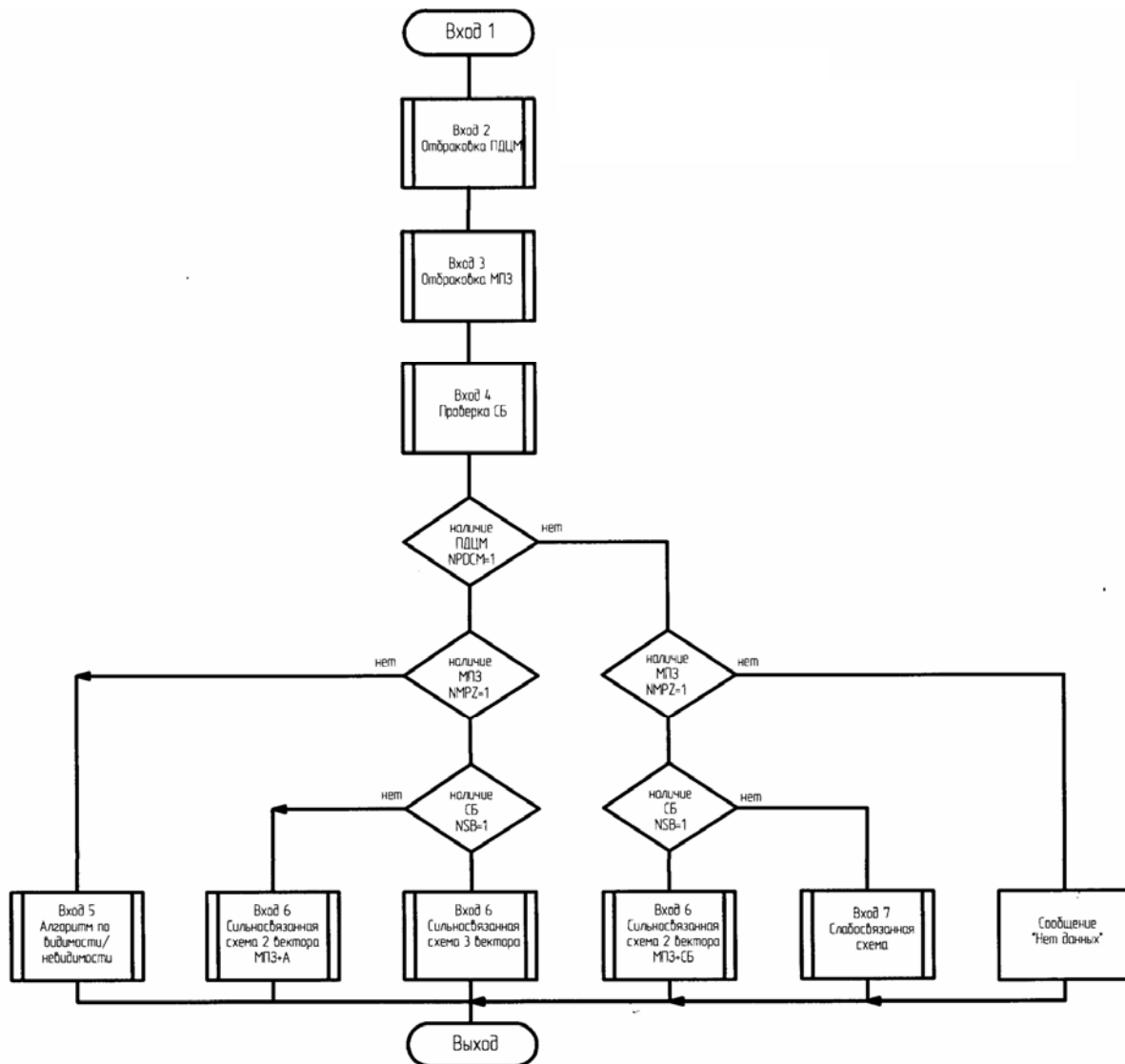


Рис. 1. Блок-схема программно-алгоритмического обеспечения

Алгоритм определения ориентации на основе геометрической видимости НС (вход 5). Алгоритм определения пространственной ориентации оси МКА основывается на использовании информации о пространственном положении НС СРНС ГЛОНАСС и GPS [3,4]. Блок-схема алгоритма приведена на рис. 2, а.

Для определенности будем считать, что антенна расположена по продольной оси МКА. Задача определения ориентации продольной оси МКА сводится к отысканию оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НП $\hat{\mathbf{A}}_2 = (\hat{x}_2, \hat{y}_2, \hat{z}_2)^T$, расположенной по продольной оси микроспутника из условия минимума целевой функции $\Phi(x_2, y_2, z_2)$,

отражающей условия видимости/невидимости НС:

$$\begin{cases} \cos(\mathbf{a}_2, \mathbf{grad}_{B_i}) \geq \cos(\alpha), & (i = \overline{1, N_B}); \\ \cos(\mathbf{a}_2, \mathbf{grad}_{HB_j}) < \cos(\alpha), & (j = \overline{1, N_{HB}}), \end{cases} \quad (5)$$

где $\mathbf{grad}_i = \{x_{2i}, y_{2i}, z_{2i}\}$ – единичный вектор дальности до i -го НС, в проекциях на оси ОСК; N_B, N_{HB} – количество видимых и невидимых НС соответственно; α – угол полураствора конуса затенения, с учетом условия нормировки направляющих косинусов фазового центра антенны – НП $x_2^2 + y_2^2 + z_2^2 = 1$.

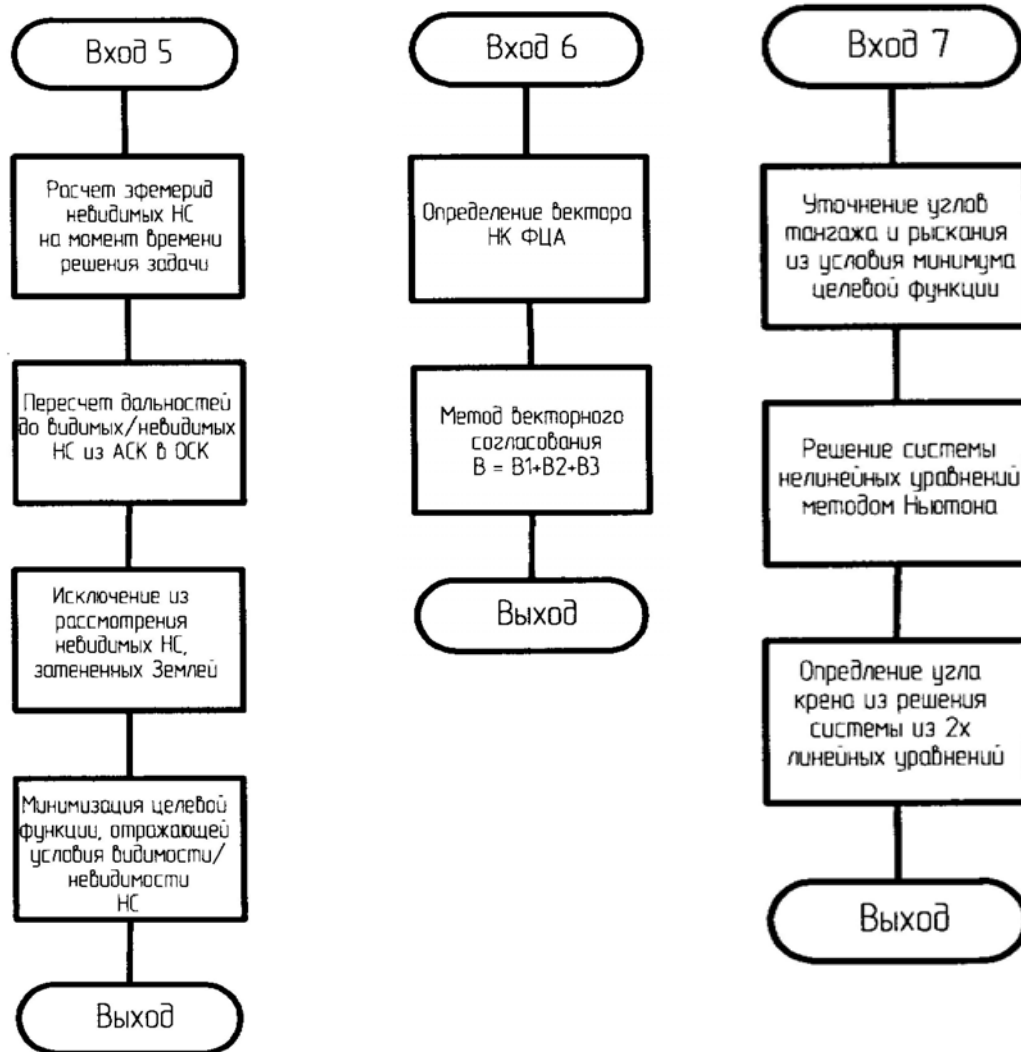


Рис. 2. Блок-схемы алгоритмов

Процедура решения задачи определения ориентации продольной оси низковысотного микроспутника включает следующие этапы:

1. Расчёт эфемерид невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС и GPS на моменты времени решения задачи определения [3,4].

2. Пересчёт дальностей до видимых/невидимых НС из абсолютной системы координат в ОСК [1].

3. Исключение из рассмотрения невидимых спутников, затенённых Землёй. Условие затенения Землёй:

$$z_{2k} < 0 \quad \text{и} \quad |z_{2k}| > \cos\left(\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h}\right)\right), \quad (6)$$

$$k = \begin{cases} 1, N_{\text{Глонасс}} \\ 1, N_{\text{GPS}} \end{cases}$$

4. Отыскание оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны из условия минимума целе-

вой функции, отражающей условия видимости/невидимости НС (6):

$$\Phi(x_2, y_2, z_2) = \sum_{i=1}^{N_B} (x_{2i}x_2 + y_{2i}y_2 + z_{2i}z_2 - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} (x_{2j}x_2 + y_{2j}y_2 + z_{2j}z_2 + 1)^2, \quad (7)$$

где N_B – количество видимых НС; N_{NB} – количество невидимых НС.

Процедура минимизации целевой функции (7) сводится к решению системы трёх линейных уравнений:

$$\begin{cases} \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}^2 \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}y_{2j} \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}z_{2j} \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} x_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}; \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}y_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}y_{2j} \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{2j}^2 \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{2j}z_{2j} \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} y_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{2j}; \\ \left(\sum_{i=1}^{N_B} x_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} x_{2j}z_{2j} \right) \cdot x_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} y_{2i}z_{2i} + \sum_{j=1}^{N_{NB}} y_{2j}z_{2j} \right) \cdot y_2 + \left(\sum_{i=1}^{N_B} z_{2i}^2 + \sum_{j=1}^{N_{NB}} z_{2j}^2 \right) \cdot z_2 = \sum_{i=1}^{N_B} z_{2i} - \sum_{j=1}^{N_{NB}} z_{2j}. \end{cases}$$

Алгоритм определения ориентации на основе сильносвязанной схемы комплексов (вход 6). В целях достижения максимальной точности целесообразно использовать все имеющиеся измерения непосредственно при нахождении матрицы $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ [11,12]. Чтобы найти матрицу ориентации $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ с учетом всех имеющихся измерений была сформулирована так называемая задача Вахбы, в которой $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ предлагается отыскивать исходя из минимизации функции, представляющей собой взвешенную с весами a_i сумму квадратов разностей между значениями векторов, заданных в двух системах координат. С учётом введённых обозначений эта целевая функция записывается в виде

$$J(\mathbf{M}_{x_1x_2}) = \sum_{i=1}^3 a_i (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i)^T (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i), \quad (8)$$

где $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ – матрица, описывающая связь ОСК и ССК, параметризованная с помощью кватернионов;

$\mathbf{U}_1^i, \mathbf{U}_2^i$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны и вектор напря-

жённости МПЗ в ССК и ОСК соответственно;

$\mathbf{U}_1^1 = \mathbf{A}_1$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ССК;

$\mathbf{U}_2^1 = \mathbf{A}_2$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны в ОСК;

$\mathbf{U}_1^2 = \mathbf{H}_1$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК, измеренный магнитометром;

$\mathbf{U}_2^2 = \mathbf{H}_2$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК, рассчитанный по модели МПЗ;

$\mathbf{U}_1^3 = \mathbf{S}_1$ – вектор токосъёма с панелей СБ в ССК;

$\mathbf{U}_2^3 = \mathbf{S}_2$ – вектор положения Солнца в ОСК;

a_i – коэффициент ($a_i \neq 0$), учитывающий относительную значимость магнитометрических измерений, спутниковых радионавигационных измерений и информации о токосъёме.

Задача отыскания минимума целевой функции (8) сводится к задаче отыскания собственного вектора четырёхмерной симметричной матрицы, соответствующего ее минимальному собственному значению [12]:

$$\mathbf{B} = \sum_{i=1}^3 a_i \begin{bmatrix} E((\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i) - \mathbf{U}_2^i (\mathbf{U}_1^i)^T - \mathbf{U}_1^i (\mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i) \\ -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i \end{bmatrix}, \quad (9)$$

В (9) \mathbf{E} – единичная матрица.

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 2, б.

Алгоритм определения ориентации на основе слабосвязанной схемы комплексирования (вход б). Задача определения ориентации микроспутника на основе слабосвязанной схемы комплексирования

$$\begin{cases} h_{x_1} = \cos J \cdot \cos y \cdot h_{x_2} + \cos J \cdot \sin y \cdot h_{y_2} - \sin J \cdot h_{z_2}, \\ h_{y_1} = (\sin f \cdot \sin J \cdot \cos y - \cos f \cdot \sin y) \cdot h_{x_2} + (\sin f \cdot \sin J \cdot \sin y + \cos f \cdot \cos y) \cdot h_{y_2} - \\ \quad - \sin f \cdot \cos J \cdot h_{z_2}, \\ h_{z_1} = (\cos f \cdot \sin J \cdot \cos y + \sin f \cdot \sin y) \cdot h_{x_2} + (\cos f \cdot \sin J \cdot \sin y - \sin f \cdot \cos y) \cdot h_{y_2} - \\ \quad - \cos f \cdot \cos J \cdot h_{z_2}. \end{cases} \quad (10)$$

Этап 1. Уточнение углов тангажа (J) и рыскания (y) из условия минимума целевой функции с использованием первого соотношения в (10):

$$\Phi(J, y) = (h_{x_1} - \cos J \cdot \cos y \cdot h_{x_2} - \cos J \cdot \sin y \cdot h_{y_2} + \sin J \cdot h_{z_2})^2. \quad (11)$$

Минимизация целевой функции (11) сводится к решению системы нелинейных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\partial \Phi(J, y)}{\partial J} = 0, \\ \frac{\partial \Phi(J, y)}{\partial y} = 0. \end{cases} \quad (12)$$

Система нелинейных уравнений (12) решается методом Ньютона, в качестве первого приближения для углов J, y используются J_0, y_0 .

Этап 2. Определение угла крена из решения системы двух линейных уравнений, записываемых с использованием второго и третьего соотношений в (10):

$$\begin{cases} a_{11} \cdot \sin \hat{\phi} + a_{12} \cdot \cos \hat{\phi} = h_{y_1} \\ a_{21} \cdot \sin \hat{\phi} + a_{22} \cdot \cos \hat{\phi} = h_{z_1} \end{cases}, \quad (13)$$

где

$$a_{11} = a_{22} = \sin \hat{J} \cdot \cos \hat{y} \cdot h_{x_2} + \sin \hat{J} \cdot \sin \hat{y} \cdot h_{y_2} + \cos \hat{J} \cdot h_{z_2}, a_{12} = -a_{21} = -\sin \hat{y} \cdot h_{x_2} + \cos \hat{y} \cdot h_{y_2}$$

магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации решается в два этапа следующим образом.

Вектор напряжённости МПЗ, измеренный в ССК (\mathbf{H}_1), связан с вектором напряжённости МПЗ, рассчитанным в ОСК (\mathbf{H}_2), соотношениями:

Решая (13) относительно тригонометрических функций угла j , получим

$$\begin{aligned} \sin \hat{f} &= \frac{h_{y_1} \cdot a_{22} - h_{z_1} \cdot a_{12}}{a_{11}^2 + a_{12}^2}, \\ \cos \hat{f} &= \frac{h_{z_1} \cdot a_{11} - h_{y_1} \cdot a_{21}}{a_{11}^2 + a_{12}^2}. \end{aligned} \quad (14)$$

Соотношения (14) однозначно определяют оценку угла крена \hat{f} .

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 2, в.

Критерий отбраковки навигационных решений. Для отбраковки ПДЦМ МКА будем использовать интеграл энергии. Для этого запишем:

$$h = v^2 - \frac{2m}{r},$$

$$dh = \left(2v dv + \frac{2m}{r^2} dr \right)$$

Тогда критерий отбраковки ПДЦМ МКА примет вид:

$$\left| h_{t_i} - h_{\text{этал}}(t_i) \right| \leq k_1 dh, \quad (15)$$

где h_i – константа интеграла энергии, вычисленная по траекторным измерениям на момент времени t_i ; $h_{\text{этал}}(t_i)$ – константа интеграла энергии, вычисленная по внешнетраекторным измерениям ЦУП в момент времени t_i ; dh – допустимое отклонение; k_1 – коэффициент запаса ($k_1 > 1$).

На рис. 3 показана блок-схема критерия отбраковки.

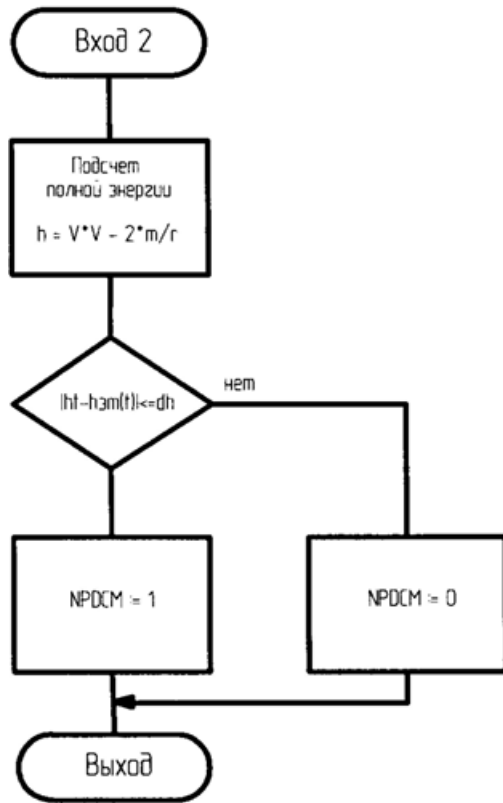


Рис. 3. Блок-схема отбраковки ПДЦМ

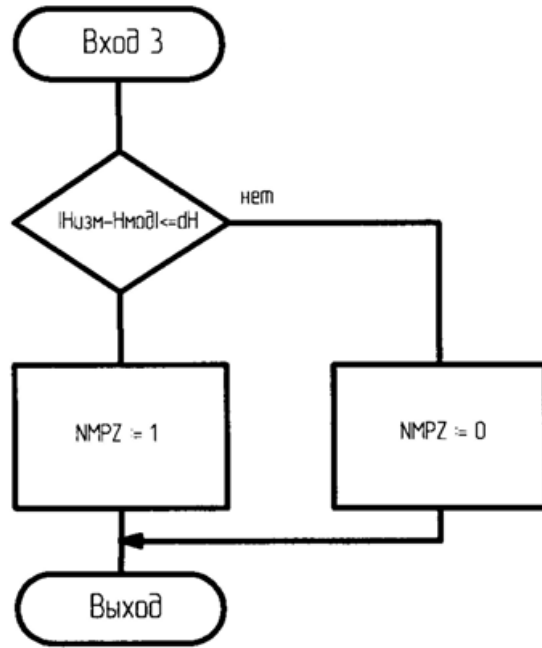


Рис. 4. Блок-схема отбраковки магнитометрических измерений

Критерий отбраковки магнитометрических измерений. Для отбраковки магнитометрических измерений необходим расчет вектора напряженности МПЗ по выбранной модели. После расчета модельных значений вектора напряженности МПЗ отбраковываются измеренные вектора напряженности:

$$|H_{изм} - H_{мод}| \leq k_2 dH, \tag{16}$$

$$dH = (dH_{приб} + dH_{мод}),$$

где $H_{изм}$ – измеренное значение модуля вектора напряжённости МПЗ в ССК; $H_{мод}$ – модельное значение модуля вектора напряженности МПЗ в ОСК; dH – допустимое отклонение; k_2 – коэффициент запаса ($k_2 > 1$); $dH_{приб}$ – инструментальная погрешность; $dH_{мод}$ – погрешность модели МПЗ.

На рис. 4 приведена блок-схема отбраковки.

Критерий отбраковки токосъёма. Для отбраковки информации о токосъёме

воспользуемся критерием, аналогичным критерию отбраковки магнитометрических измерений:

$$|I_{изм} - I_{мод}| \leq k_3 dI, \tag{17}$$

$$dI = (dI_{приб} + dI_{мод}),$$

где $I_{изм}$ – измеренное значение тока в панелях СБ; $I_{мод}$ – модельное значение тока в панелях СБ; dI – допустимое отклонение; k_3 – коэффициент запаса ($k_3 > 1$); $dI_{приб}$ – инструментальная погрешность; $dI_{мод}$ – погрешность модели токосъёма.

Программное обеспечение разработано с использованием свободной среды разработки программного обеспечения для компилятора Free Pascal – Lazarus и открытого математического пакета Scilab.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 12-08-31516 мол_а.

Библиографический список

1. Механика космического полета [Текст]: учеб. для вузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин [и др.]; под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989. – 408 с.

2. Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст]/ А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1976. – 250 с.

3. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС [Текст]: интерфейсный контрольный документ (третья редакция). – М.: КНИЦ ВКС, 1995.

4. Global Positioning System. Standard positioning service. Signal specification. 2-nd editions. June 2, 1995.

5. Бранец, В.Н. Применение квадрантионов в задачах ориентации твердого тела [Текст]/ В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.

6. Белоконов, И.В. Определение возможной ориентации продольной оси микрогравитационной космической платформы «Фотон-М2» по спутниковым радионавигационным измерениям [Текст] / И.В. Белоконов, А.В. Крамлих // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XIII Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара, 2007. – С. 83-89.

7. Белоконов, И.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магни-

тометрических и радионавигационных измерений [Текст] / И.В. Белоконов, А.В. Крамлих // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2007. – №1 (12). – С.22-30.

8. Григорьева, М.Е. Адаптивный алгоритм определения ориентации низко-высотных космических аппаратов на основе обработки одномоментных разнотипных измерений [Текст] / М.Е. Григорьева, А.В. Крамлих // Вестн. СГАУ. – №4(35). – 2012. – С. 44-51.

9. Григорьева, М.Е. Совместное использование разнотипной информации в алгоритмах определения ориентации космического аппарата [Текст] / М.Е. Григорьева, А.В. Крамлих // Сб. материалов XX Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2013. – С.189-192.

10. Крамлих, А.В. Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений [Текст] / А.В. Крамлих // Аэрокосмическое приборостроение. – М., 2008. – № 7. – С. 9-13.

11. Wahba, G.A. Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude [Text] / G.A. Wahba // SIAM Review. – 1965. Vol.7. – №3. – P. 409.

12. Shuster, M.D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations [Text] / M.D. Shuster, S.D. Oh// Journal of Guidance and Control.-1981. – Vol.4., №1.– P. 70-77.

SOFTWARE AND ALGORITHMIC SUPPORT FOR THE GROUND-BASED COMPLEX FOR SMALL SPACECRAFT ATTITUDE DETERMINATION

© 2013 M. Grigoryeva¹, A. Kramlikh²

¹Space Rocket Center “TsSKB-Progress”

²Samara State Aerospace University

The paper is devoted to problems of constructing software and algorithmic support for a ground-based complex for determining the attitude of small satellites. The kinematic attitude determination algorithms based on the integration of diverse information form the software basis.

Small low-altitude spacecraft, software and algorithmic support, orientation, aggregation, magnetometric measurements, radio navigational measurement, panel current collection, GLONASS, GPS.

Информация об авторах

Григорьева Мария Евгеньевна, инженер третьей категории, ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Область научных интересов: алгоритмы ориентации космических аппаратов, комплексирование и обработка информации.

Крамлик Андрей Васильевич, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kramlikh@mail.ru. Область научных интересов: навигация и ориентация космических аппаратов, комплексирование и обработка информации.

Grigoryeva Maria Yevgenyevna, engineer, Space Rocket Center “TsSKB-Progress“. E-mail: mashagrigoreva@gmail.com. Area of research: spacecraft orientation algorithms, information integration and processing.

Kramlikh Andrey Vasilyevich, candidate of engineering, associate professor, the department of space mechanical engineering, Samara State Aerospace University. E-mail: kramlikh@mail.ru. Area of research: spacecraft navigation and orientation, information integration and processing.