УДК 629.7.05

А.И. Ткаченко

«РАЗМЫТОЕ» ОЦЕНИВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ

Ключевые слова: полетная геометрическая калибровка, космический аппарат, съемочная камера, звездный датчик, известные и неизвестные наземные маркеры, размытый наблюдатель, координатная привязка.

Полетная геометрическая калибровка здесь трактуется в узком смысле как уточнение приближенно заданных параметров взаимной ориентации бортовой съемочной камеры и звездного датчика космического аппарата (КА) по наблюдениям наземных ориентиров (маркеров) с орбиты. В публикациях [1, 2] оценивание параметров полетной геометрической калибровки, или калибровки, реализуется как решение сформированных уравнений измерения методом наименьших квадратов. В настоящей работе предлагается вычислять искомые оценки с помощью иного алгоритма — рекуррентного «размытого» наблюдателя состояния. Предполагается, что сглаживающие свойства такого алгоритма позволят ослабить влияние возмущающих факторов, прежде всего случайных возмущений первичной информации, на точность калибровки.

Цель данной работы — исследовать посредством анализа и моделирования возможность повышения точности калибровки по неизвестным или заданным маркерам на основе алгоритма размытого наблюдателя.

Чувствительные элементы, обслуживающие калибровку, — камера, звездный датчик и аппаратура потребителя GPS — формально связаны с корпусом КА в некоторой его точке O. С камерой и звездным датчиком соответственно свяжем правые ортогональные координатные базисы $\mathbf{K}(xyz)$ и $\mathbf{E}(123)$ с началом в точке O, направив ось z по оптической оси камеры в сторону, противоположную объекту съемки, а ось 3 — по оптической оси звездного датчика на наблюдаемый участок неба. Одновременно с получением снимков, выполненных камерой, по показаниям звездного датчика и бортовых часов определяется матрица направляющих косинусов C_{JE}, характеризующая ориентацию базиса $\mathbf{E}$ относительно связанного с Землей ортонормированного геоцентрического базиса $\mathbf{J}$, а аппаратура GPS показывает координаты КА в базисе $\mathbf{J}$. Представления физических векторов в названных базисах отмечаем соответствующими нижними индексами. На трассе полета или вблизи нее находится участок с визуально выразительными точечными наземными объектами — маркерами. Вначале примем, что местонахождение участка предварительно известно с точностью, позволяющей наводить на него оптическую ось камеры, но не более того. Для координатной привязки снимков, выполненных камерой, к базису $\mathbf{J}$ надлежит использовать матрицу направляющих косинусов, задающую преобразование координат векторов из базиса $\mathbf{K}$ в базис $\mathbf{J}$: $C_{JK} = C_{JE}C_{EK}$, где C_{EK} — матрица преобразования координат из базиса $\mathbf{K}$ в базис $\mathbf{E}$. Фактически на момент начала съемок в целях калибровки вместо матрицы C_{EK} задана ее модельная аппроксимация $C_{EK}^{*} \approx [E_3 + \Phi(\boldsymbol{\theta}_E)]C_{EK} + O(\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\theta})$, где Φ — матрица оператора векторного умножения в конкретном базисе; E_3 — единичная 3×3-матрица, индекс Т — символ транспонирования. Неизвестный вектор малого поворота $\boldsymbol{\theta}_E=[\theta_1\ \theta_2\ \theta_3]^{\mathrm{T}}=\mathrm{const}$ с координатами на уровне $10-20'$ характеризует неточность задания матрицы C_{EK}^*. Задача калибровки — по снимкам маркеров, выполненным камерой и переданным на землю вместе с сопровождающей информацией, оценить элементы вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ с точностью на уровне $10-20''$. Итог калибровки — уточненная аппроксимация матрицы C_{EK} в виде матрицы $C_{EK}^{\circ}=[E_3-\Phi(\boldsymbol{\theta}_E)]C_{EK}^*$.

Пусть из двух разных точек орбиты O_i, O_j выполнена съемка некоторого неизвестного маркера M. Обозначим $\mathbf{e}_{iK}$, $\mathbf{e}_{iE}=[e_1\,e_2\,e_3]^{\mathrm{T}}=C_{EK}\mathbf{e}_{iK}$, $\mathbf{e}_{iJ}=C_{JE}\mathbf{e}_{iE}$ представления единичного вектора прямой MO_i в соответствующих базисах; звездочкой отметим модельные (вычисленные) значения этих представлений, найденные с использованием информации от камеры, звездного датчика и GPS; $\mathbf{R}_i, \mathbf{R}_j$ — геоцентрические радиусы-векторы точек O_i и O_j; $\mathbf{r}$ — неизвестный геоцентрический радиус-вектор точки M. Используем приближенное представление [1]

$$\mathbf{e}_{iJ}^*=\mathbf{e}_{iJ}+G_i\boldsymbol{\theta}_E, \tag{1}$$

где $G_i=-C_{JE}\Phi(\mathbf{e}_{iE})$. Учитывая фотограмметрическое условие коллинеарности [3] и (1), по аналогии с [1] выводим приближенную оценку

$$\mathbf{r}_{1J}^*=\mathbf{r}_J+\delta\mathbf{r}_{1J},\quad \delta\mathbf{r}_{1J}\approx\Psi_1\boldsymbol{\theta}_E, \tag{2}$$

$$\Psi_1=(S_1^{\mathrm{T}}S_1)^{-1}S_1^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}\Phi(\mathbf{R}_{iJ})G_i\\ \Phi(\mathbf{R}_{jJ})G_j\end{bmatrix},\ S_1=\begin{bmatrix}\Phi(\mathbf{e}_{iJ})\\ \Phi(\mathbf{e}_{jJ})\end{bmatrix}.$$

Матрица S_1 при оговоренных предположениях имеет ранг 3.

Применим еще несколько снимков объекта M из точек O_k, O_m, таких что хотя бы одна из них не совпадает ни с одной из точек O_i, O_j. По аналогии с (2) получим еще одну оценку вектора $\mathbf{r}_J$.

$$\mathbf{r}_{2J}^*=\mathbf{r}_J+\delta\mathbf{r}_{2J},\quad \delta\mathbf{r}_{2J}\approx\Psi_2\boldsymbol{\theta}_E, \tag{3}$$

$$\Psi_2=(S_2^{\mathrm{T}}S_2)^{-1}S_2^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}\Phi(\mathbf{R}_{kJ})G_k\\ \Phi(\mathbf{R}_{mJ})G_m\end{bmatrix},\ S_2=\begin{bmatrix}\Phi(\mathbf{e}_{kJ})\\ \Phi(\mathbf{e}_{mJ})\end{bmatrix}.$$

Смысл обозначений в (3) очевиден. Из (2), (3) следует уравнение измерений относительно $\boldsymbol{\theta}_E$:

$$\mathbf{r}_{1J}^*-\mathbf{r}_{2J}^*=(\Psi_1-\Psi_2)\boldsymbol{\theta}_E. \tag{4}$$

Еще одно уравнение измерений выведено в [2] на основе фотограмметрического условия компланарности [3]:

$$(\mathbf{R}_{iJ}-\mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)\mathbf{e}_{jJ}^*]=(\mathbf{R}_{iJ}-\mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)G_j-\Phi(\mathbf{e}_{jJ}^*)G_i]\boldsymbol{\theta}_E. \tag{5}$$

Сочетание формул (4) и (5) в рамках единого алгоритма калибровки помогает ослабить зависимость точности каждой из этих формул от расположения маркеров относительно трассы полета КА в процессе съемок [4, 5]. Обычно уравнения

 ISSN 0572-2691

измерений, подобные (4), (5) и формируемые по нескольким доступным снимкам одних и тех же маркеров, предполагается решать методом наименьших квадратов с привлечением метода Гаусса для решения сформированной системы нормальных уравнений. Наряду с таким подходом для настоящей работы учредим иной, предусматривающий рекуррентное вычисление последовательных приближений к фактическому значению $\boldsymbol{\theta}_E$.

Пусть $\boldsymbol{\theta}_E^{(n)}$ — оценка вектора $\boldsymbol{\theta}_E$, полученная в результате n-го шага рекуррентной процедуры; $\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)} = \boldsymbol{\theta}_E^{(n)} + \Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}$, где $\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}$ — приращение оценки на $(n+1)$-м шаге. Перепишем формулы (4), (5) в виде системы уравнений относительно $\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}$:

$$\mathbf{r}_{1J}^* - \mathbf{r}_{2J}^* - (\Psi_1 - \Psi_2)\,\boldsymbol{\theta}_E^{(n)} = (\Psi_1 - \Psi_2)\,\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}, \tag{6}$$

$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)\mathbf{e}_{jJ}^*] - (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)\,G_j - \Phi(\mathbf{e}_{jJ}^*)\,G_i]\boldsymbol{\theta}_E^{(n)} =$$

$$= (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)\,G_j - \Phi(\mathbf{e}_{jJ}^*)\,G_i]\,\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}. \tag{7}$$

Представим каждое скалярное уравнение системы (6), (7) в общей форме

$$\mathbf{h}^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)} = z, \tag{8}$$

где $\mathbf{h}$ — вектор коэффициентов соответствующего скалярного уравнения (в данном случае $\mathbf{h} \in R^3$), z — скалярный свободный член того же уравнения. Оценка вектора $\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}$ при учете очередного скалярного уравнения (8) на очередном шаге рекуррентного процесса получается как результат операций [6]

$$\mathbf{K} = \frac{P^-\mathbf{h}}{\alpha + \mathbf{h}^{\mathrm{T}}P^-\mathbf{h}}, \ \gamma_i^2 = \frac{w_i z^2}{\beta + \mathbf{h}^{\mathrm{T}}P^-\mathbf{h}}, \ i = 1, 2, 3, \tag{9}$$

$$\Gamma = \mathrm{diag}\{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3\}, \ P^+ = \Gamma(P^- - \mathbf{K}\mathbf{h}^{\mathrm{T}}P^-)\Gamma,$$

$$\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)} = \mathbf{K}z.$$

В (9) $\mathbf{K} \in R^3$, в отличие от установленного ранее обозначения базиса, есть векторный коэффициент наблюдателя для конкретного уравнения (8) на очередном шаге; α, β, w_i — положительные параметры, которые могут быть различными для разных уравнений и шагов рекуррентного счета; P^- — (3×3)-матрица, известная в начале $(n+1)$-го шага; P^+ — (3×3)-матрица, вычисленная на очередном шаге. Параметры α, β, w_i и начальное значение P^- уточняются путем предварительной настройки наблюдателя. При формировании векторов $W = [w_{i1}\ w_2\ w_3]^{\mathrm{T}}$ целесообразно учитывать сведения о наблюдаемости элементов вектора $\boldsymbol{\theta}_E$, в частности, слабую наблюдаемость координаты θ_3 [1]. Поскольку $\boldsymbol{\theta}_E = \mathrm{const}$, этап прогноза, обычный для такого рода алгоритмов оценивания, заменяется операцией пересылки $P^- = P^+$ по окончании очередной итерации вычислений по формулам (9). Для обоснования алгоритма (9) использованы результаты работы [7]. При программировании этого алгоритма удобно применить технику U–D-факторизации, расписанную в [6] по аналогии с [8]. При $W = 0$ алгоритм (9) превращается в обычный рекуррентный метод наименьших квадратов.

Цель предпринятого компьютерного моделирования состояла в оценке точности наблюдателя (9) применительно к задаче калибровки. Условия моделирования подобны таковым из [5]. Воспроизводилось движение КА по слабоэллиптической орбите высотой около 670 км. В ходе полета камера последовательно наводится на разных орбитальных витках на один из участков A, B и C, отстоящих от трассы КА при съемке на расстоянии соответственно 0, 100 и 300 км. Участки имеют форму квадратов со стороной 5 км. На каждом участке в узлах равномерной квадратной сетки находится 16 неизвестных маркеров, пронумерованных по правилу представления матриц в языке программирования Фортран. Выполнено 12 снимков каждого участка. Один снимок приходится на 7 с полета. При этом угол тангажа КА изменялся от 30 до -30°. Первые шесть снимков каждого участка выполнялись при угле рыскания КА $\psi = 12^\circ$, шесть остальных — при $\psi = -12^\circ$. Между шестым и седьмым снимками отсчитывался дополнительный 18-секундный промежуток, свободный от съемок. На этом участке «праздной» камеры предполагался поворот КА по рысканию от $\psi = 12^\circ$ до $\psi = -12^\circ$. Такой маневр способствует улучшению наблюдаемости вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ по измерениям (6) [4].

Вектор $\boldsymbol{\theta}_E$ оценивался путем решения всех доступных уравнений (5), (6) методом наименьших квадратов либо путем применения алгоритма (9) к уравнениям (7), (8). В уравнениях измерений используются весовые коэффициенты, учитывающие зависимость наблюдаемости искомых параметров от расположения участка с маркерами относительно трассы полета. Особенность моделирования состояла в том, что вначале рассчитывались все векторы $\mathbf{e}_{iJ}$ по результатам съемок очередного участка, затем последовательно формировались пары уравнений измерения по правилу $i = 1,\ldots,6,\quad j = 13 - i$ для уравнений (5) или (7) либо $j = i + 6,\ldots,12$ — для уравнений (6) или (8). Для уравнения (7) задавался вектор параметров $W = [0{,}001;\, 0{,}001;\, 0{,}004]^{\mathrm{T}}$, для уравнения (8) — вектор $W = [0{,}0002;\, 0{,}0002;\, 0{,}0008]^{\mathrm{T}}$. При этом учтено, что для очередного участка вначале обрабатываются все уравнения (5) или (7), а затем — все уравнения (6) или (8). По мере развития рекуррентного процесса и уменьшения поправок $\Delta\boldsymbol{\theta}_E^{(n+1)}$ векторы W также принудительно уменьшались.

Разновидности алгоритмов и особенности информации реализовались как серии счета по 100 вариантов в каждой. В начале очередного варианта значения $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ задавались как нормально распределенные центрированные случайные величины со среднеквадратическими отклонениями $10'$. Случайные ошибки звездного датчика — центрированные гауссовы шумы со среднеквадратическими отклонениями 5, 5 и 12 с дуги. В разных сериях моделирования имитировалось использование единственного бортового звездного датчика либо трех таких датчиков с осреднением их синхронных показаний, ослабляющих неблагоприятный эффект случайных ошибок. Гауссовым шумам GPS приписывалось среднеквадратическое отклонение 3 м. Погрешности считывания координат изображений на чувствительной площадке камеры вводились как случайные величины, равномерно распределенные в пределах $\pm 9 \cdot 10^{-6}$ м. Модельная аппроксимация фокусного расстояния камеры содержала нормально распределенную относительную ошибку со среднеквадратическим отклонением 0,25 %. Предполагалось, что при $\boldsymbol{\theta}_E = 0$ базисы $\mathbf{K}$ и $\mathbf{E}$ были бы совмещены.

При калибровке на снимках каждого участка учитывались только два маркера в вершинах квадрата, принадлежащих одной диагонали, с номерами 1 и 16. При экспонированиях оптическая ось камеры наводилась на точку земной поверхности, находящуюся посредине между обоими маркерами, со случайной ошибкой, распределенной по нормальному закону со среднеквадратическим отклонением 1200 м. По результатам каждой серии вариантов рассчитывались характеристики точности калибровки: $M_{\theta 1}, M_{\theta 2}, M_{\theta 3}$ — оценки математических ожиданий остаточных значений координат $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ в секундах дуги после коррекции; $\sigma_{\theta 1}, \sigma_{\theta 2}, \sigma_{\theta 3}$ — оценки среднеквадратических отклонений тех же координат в секундах дуги.

Результаты четырех серий моделирования по наблюдениям трех участков представлены в табл. 1. В столбце Формулы указаны формулы измерений, учитываемые, как указано выше; во втором столбце N_{ST} — число использованных звездных датчиков. Если калибровка выполняется в целях повышения точности последующей координатной привязки неизвестных наземных объектов по космическим снимкам, то следует учесть, что относительно большие абсолютные значения ошибки θ_3 не оказывают катастрофического влияния на точность позиционирования объектов привязки, близких к точке земной поверхности, на которую наводится оптическая ось камеры при съемке участка [9]. Из сказанного вытекает, что наблюдатель (9) с использованием одного звездного датчика показывает точность калибровки, близкую к точности метода наименьших квадратов с осреднением показаний трех звездных датчиков. Это продемонстрировано в табл. 2, где показаны результаты координатной привязки объекта № 7, находящегося на пересечении второго столбца и третьей строки сетки маркеров участка B. Координатная привязка выполнялась методом из [10] с использованием результатов калибровки в тех же сериях моделирования, которые отражены в табл. 1. Характеристики M_X, M_Y, M_Z — математические ожидания ошибок оценивания координат объекта привязки в «земном» базисе $\mathbf{J}$ в метрах; $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$ — среднеквадратические отклонения тех же ошибок в метрах. Соотношение точности координатной привязки в представленных сериях согласуется с соотношением точности калибровки. Характеристики точности координатной привязки других точек участка B отличались от соответствующих показателей из табл. 2 не более, чем во втором знаке, несмотря на низкую точность оценивания параметра θ_3. Это объясняется относительно малыми размерами участка.

Таблица 1

Формулы	N_{ST}	$M_{\theta 1}$	$M_{\theta 2}$	$M_{\theta 3}$	$\sigma_{\theta 1}$	$\sigma_{\theta 2}$	$\sigma_{\theta 3}$
(4), (5)	1	2,1	– 0,5	1,3	17,2	7,9	341
(4), (5)	3	1,2	– 0,8	– 6,3	12,0	5,5	261
(6), (7)	1,	2,9	– 0,3	5 ,9	13,9	6,0	551
(6), (7)	3	1,6	– 0,3	8,0	11,6	4,4	559

Таблица 2

Формулы	N_{ST}	M_X	M_Y	M_Z	σ_X	σ_Y	σ_Z
(4), (5)	1	– 3,6	– 2,4	6,8	16,2	33,4	60,0
(4), (5)	3	– 1,1	– 3,9	3,2	11,5	23,7	42,1
(6), (7)	1	– 4,1	– 3,4	9,2	13,6	22,8	51,8
(6), (7)	3	– 1,2	– 3,6	4,7	10,6	18,6	41,3

Подобные по характеру результаты получены при иной реализации случайных процессов в сериях моделирования.

Дополнительные исследования точности наблюдателя (9) относятся к задаче полетной геометрической калибровки по снимкам известных маркеров. В качестве базового принят алгоритм, основанный на эффекте векторного согласования, с уравнениями измерений [11]

$$\mathbf{e}^*_{iJ} - \mathbf{e}^\circ_{iJ} = G_i \boldsymbol{\theta}_E, \tag{10}$$

где $\mathbf{e}^\circ_{iJ}$ — представление вектора $\mathbf{e}_{iJ}$ в базисе $\mathbf{J}$, вычисленное по известным координатам маркера и КА в базисе $\mathbf{J}$ и не зависящее от $\boldsymbol{\theta}_E$. Система уравнений (10) решается методом наименьших квадратов. Модификация уравнений (10) для применения наблюдателя (9) по аналогии с (6), (7) имеет вид

$$\mathbf{e}^*_{iJ} - \mathbf{e}^\circ_{iJ} - G_i \boldsymbol{\theta}^{(n)}_E = G_i \Delta\boldsymbol{\theta}^{(n+1)}_E. \tag{11}$$

Моделирование задачи калибровки по заданным маркерам производилось практически по сценарию, охарактеризованному выше, также с обработкой 12 снимков. Угол рыскания КА в процессе съемок поддерживался близким к нулю. Заданные координаты наземных маркеров отличались от фактических координат нормально распределенными случайными ошибками со среднеквадратическим отклонением 1 м. Нормально распределенная случайная ошибка наведения оптической оси камеры на точку земной поверхности посредине между обоими маркерами имитировалась со среднеквадратическим отклонением 10 м. Процедура калибровки по формулам (9), (11) адаптирована к особенностям наблюдателя (9) так, как если бы она обслуживалась бортовым компьютером на орбите (разумеется, речь не идет о практической реализации такой возможности). После получения очередного снимка для каждого маркера, учитываемого при калибровке, последовательно формировалось и обрабатывалось с помощью алгоритма (9) соответствующее уравнение (11). Найденная поправка $\Delta\boldsymbol{\theta}^{(n+1)}_E$ тут же вводилась для коррекции модельного значения вектора $\boldsymbol{\theta}_E$, и значение матрицы C_{EK} уточнялось для использования применительно к вычислению следующего вектора $\mathbf{e}^\circ_{iJ}$ и формированию следующего уравнения (11). Результаты этого моделирования представлены в табл. 3 по той же схеме, что и в табл. 1. Система уравнений (10) решалась методом наименьших квадратов, уравнения (11) учитывались с помощью алгоритма (9). И здесь преимущество наблюдателя (9) над методом наименьших квадратов в большинстве показателей точности несомненно.

Моделирование координатной привязки охарактеризованных выше 16 неизвестных объектов на участке В выполнялось с использованием результатов калибровки, представленных в табл. 3, и в таких же условиях, в которых получены данные из табл. 2. В табл. 4 показаны характеристики точности координатной

ISSN 0572-2691

привязки объекта № 7, на который приближенно наводилась оптическая ось камеры при съемках участка В. Значения $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$, относящиеся к другим узлам сетки на участке В, отличались от аналогичных показателей из соответствующей строки табл. 4 не более чем на 1–2 м. Видно, что улучшение характеристик калибровки при обращении к наблюдателю (9) сопровождается и повышением точности координатной привязки. При оговоренных размерах участка В относительно большие абсолютные значения остаточной ошибки θ_3 не порождают проблем для точности координатной привязки неизвестных объектов на этом участке.

Таблица 3

Формулы	N_{ST}	$M_{\theta 1}$	$M_{\theta 2}$	$M_{\theta 3}$	$\sigma_{\theta 1}$	$\sigma_{\theta 2}$	$\sigma_{\theta 3}$
(10)	1	0,3	– 0,1	2,1	1,9	1,8	22,3
(10)	3	0,2	0	2,0	1,8	1,6	22,0
(11)	1	0,2	– 0,1	0,3	1,5	1,5	43,9
(11)	3	0	– 0,1	1,1	1,2	1,4	42,8

Таблица 4

Формулы	N_{ST}	M_X	M_Y	M_Z	σ_X	σ_Y	σ_Z
(10)	1	– 2,6	0,4	– 0,9	11,5	9,9	10,4
(10)	3	– 2,3	– 0,5	– 1,2	11,4	9,6	10,4
(11)	1	– 2,3	– 0,3	– 1,3	10,8	9,4	10,1
(11)	3	– 2,1	0,4	– 1,6	10,6	8,9	10,1

Важное преимущество алгоритма (9) — его значительные конвергентные возможности при решении нелинейных задач [6]. В рассматриваемом приложении одна и та же настройка параметров наблюдателя (9) обеспечивает приемлемую точность полетной калибровки по заданным маркерам как при умеренных, так и при аномально больших исходных значениях $\boldsymbol{\theta}_E$. В табл. 5 представлены результаты калибровки при задании нормально распределенных случайных начальных значений $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ со среднеквадратическим отклонением 1°; прочие условия — как в табл. 3. Видно, как порожденные нелинейностью ошибки, не зависящие от количества используемых звездных датчиков, существенно искажают точность калибровки при обработке уравнений (10) методом наименьших квадратов и практически не влияют на точность результатов при реализации уравнений (11) с наблюдателем (9).

Таблица 5

Формулы	N_{ST}	$M_{\theta 1}$	$M_{\theta 2}$	$M_{\theta 3}$	$\sigma_{\theta 1}$	$\sigma_{\theta 2}$	$\sigma_{\theta 3}$
(10)	1	5,5	1,3	3,4	41,6	36,0	39,1
(10)	3	5,4	1,3	3,3	41,7	35,9	39,0
(11)	1	0,2	– 0,1	20,6	2,9	2,5	154,3
(11)	3	0	0	18,6	2,9	2,1	150,2

Привлечение «размытых» наблюдателей рассмотренного типа к оцениванию параметров полетной геометрической калибровки представляется обнадеживающим и перспективным. Вместе с тем нет оснований утверждать, что наблюдатель (9) безоговорочно предпочтителен по отношению к другим возможным методам решения задачи полетной геометрической калибровки.

О.І. Ткаченко

«РОЗМИТЕ» ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ПОЛЬОТНОГО ГЕОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ

Мета цієї роботи — дослідження можливостей поліпшення точності та надійності польотного геометричного калібрування знімального комплексу космічного апарата з використанням відомих або невідомих наземних маркерів. Калібрування трактується як уточнення взаємного кутового положення бортової знімальної камери і зоряного давача у тілі космічного апарата. Це обов'язкова частина підготовки знімального комплексу до знімання і координатної прив'язки наземних об'єктів. Отримані знімки і показники зоряного давача та GPS обробляються на землі. При калібруванні використовуються знімки відомих або незаданих наземних маркерів. Існують методи польотного геометричного калібрування на основі формування рівнянь вимірювання різного фізичного походження і розв'язання цих рівнянь методом найменших квадратів. Звичайно, використовуються знімки заданих наземних маркерів, але можливі розв'язки задачі із залученням невідомих маркерів. Запропоновано підхід до отримання розв'язку задачі польотного геометричного калібрування з використанням не методу найменших квадратів, а формул розмитого спостережника. Такий підхід дозволяє у багатьох випадках послабити негативний вплив збурень і похибок чутливих елементів на точність оцінок параметрів калібрування. Суттєвою особливістю процесу реалізації спостережника є його рекурентний характер. Отримані оцінки уточнюються не за сукупністю отриманих знімків одразу, а за кожним знімком послідовно. Такий прийом дозволяє поліпшити збіжність оцінок, оскільки в даному разі оцінювані параметри калібрування сталі, нема потреби у властивому для подібних алгоритмів етапі прогнозу і використовується лише процедура оновлення. Виклад і аргументи супроводжуються значним об'ємом комп'ютерного моделювання і аналізом його результатів. Вони підтверджують згадані вище переваги розмитого спостережника у порівнянні з методом найменших квадратів для польотного геометричного калібрування.

Ключові слова: польотне геометричне калібрування, космічний апарат, знімальна камера, зоряний давач, відомі та невідомі наземні маркери, розмитий спостережник, координатна прив'язка.

A.I. Tkachenko

«FUZZY» ESTIMATING OF THE IN-FLIGHT GEOMETRIC CALIBRATION PARAMETERS

The goal of this work is to investigate a possibility to improve an accuracy and reliability of in-flight geometric calibration of the spacecraft's imaging complex with use of known or unknown landmarks. Here calibration is interpreted as making more precise mutual attitude of the onboard imaging camera and star tracker in a spacecraft's body. It is a necessary part of preparing of the optical-electronic complex for imaging and geo-referencing of the ground objects. Received snapshots and readings of star tracker and GPS are working up on the ground. In calibration, snapshots of known or, in principle, unknown landmarks are used. There exist methods of in-flight geometric calibration on the base of forming measuring equations of various physical origin. These equations are solved by means of least square method. Usually equations of known landmarks are used, but problem's decisions with attracting of unknown landmarks are possible. In this work, approach to the solution of the in-flight geometric calibration problem using not least square method but formulas of fuzzy observer is proposed. In many cases such an approach allows to dilute negative influence of disturbances and sensor errors onto accuracy of the estimation of calibration parameters is offered. Essential peculiarity of observer's realization process is its recursive character. Received estimates are made more precise by taking into account not the whole manifold of received snapshots at once, but each snapshot successively. Such an approach allows to improve convergence of estimates. As in this case estimated parameters of calibration are constant, a stage of prognosis peculiar for such algorithms is not necessary and only update procedure is used. Presentation and arguments are provided with sufficient volume of computer simulation. They confirm above mentioned advantages of fuzzy observer as compared with least square method for in-flight geometric calibration.

Keywords: in-flight geometric calibration, spacecraft, imaging camera, star tracker, known and unknown landmarks, fuzzy observer, geo-referencing.

1. Ткаченко А.И. О полетной юстировке оптико-электронного комплекса космического аппарата. *Известия РАН. Теория и системы управления.* 2013. № 6. С. 122–130. DOI:107868/S002338813060127
2. Лебедев Д.В. Полетная геометрическая калибровка оптико-электронной аппаратуры космического аппарата наблюдения Земли по неизвестным ориентирам. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики».* 2013. № 5. С. 114–125.
3. Лобанов А.Н. Фотограмметрия. М. : Недра. 1984. 552 с.
4. Ткаченко А.И. К задаче полетной геометрической калибровки по неизвестным ориентирам. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики».* 2014. № 1. С. 129–138.
5. Ткаченко А.И. Усовершенствование методики полетной геометрической калибровки с использованием неизвестных наземных ориентиров. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики».* 2017. № 2. С. 112–121.
6. Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. Информационно-алгоритмические аспекты управления подвижными объектами. Киев : Наук. думка, 2000. 310 с.
7. Бакан Г.М. Алгоритмы построения гарантированных и размытых эллипсоидальных оценок на основе метода наименьших квадратов. *Проблемы управления и информатики.* 1995. № 3. С. 117–129.
8. Голован А.А., Мироновский Л.А. Алгоритмический контроль фильтра Калмана. *Автоматика и телемеханика.* 1993. № 7. С. 173–185.
9. Ткаченко А.И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія.* 2015. **21**, № 2. С. 65–72.
10. Ткаченко А.И. Два алгоритма привязки наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія.* 2018. **24**, № 3. С. 69–74.
11. Ткаченко А.И. Алгоритмы согласования ориентации звездного датчика и камеры космического аппарата. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики».* 2015. № 3. С. 116–126.

Получено 05.09.2018
После доработки 18.10.2018