https://doi.org/ 10.15407/knit2019.04.41
УДК 629.7.05

А. И. Ткаченко

Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем
Национальной академии наук Украины и Министерства образования и науки Украины, Киев, Украина

УСИЛЕННАЯ СХОДИМОСТЬ ОЦЕНОК В ПОЛЕТНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКЕ

Рассматривается задача полетной геометрической калибровки съемочного комплекса космического аппарата. Калибровка трактуется как уточнение взаимного углового положения бортовой съемочной камеры и звездного датчика в теле космического аппарата. Это обязательная часть подготовки съемочного комплекса к съемке и координатной привязке наземных объектов. Полученные снимки и показания звездного датчика и GPS обрабатываются на земле. При калибровке используются снимки наземных маркеров. Есть методы полетной геометрической калибровки на основе уравнений измерения различной структуры. Эти уравнения решаются методом наименьших квадратов. Обычно используются снимки заданных наземных маркеров, но возможны решения задачи с привлечением неизвестных маркеров. В данной работе предлагается подход к получению решения задачи полетной геометрической калибровки с использованием формул размытого наблюдателя. Такой подход позволяет во многих случаях ослабить неблагоприятное влияние возмущений и ошибок чувствительных элементов на точность оценок параметров калибровки. Разработаны две разновидности размытого наблюдателя для полетной геометрической калибровки. Первая из них учитывает всю совокупность полученных снимков единовременно. Вторая версия наблюдателя имеет рекуррентный характер. Все снимки обрабатываются последовательно друг за другом с немедленной коррекцией параметров калибровки. Такой поход позволяет улучшить сходимость оценок. Поскольку в данном случае оцениваемые параметры калибровки постоянны, нет необходимости в характерном для подобных алгоритмов этапе прогноза и используется только процедура обновления. Изложение и аргументы сопровождаются значительным объемом компьютерного моделирования с использованием известных или неизвестных наземных маркеров, в частности, в условиях аномальной начальной неопределенности. Результаты моделирования подтверждают упомянутые выше преимущества размытого наблюдателя по сравнению с методом наименьших квадратов для полетной геометрической калибровки.

Ключевые слова: *полетная геометрическая калибровка, космический аппарат, съемочная камера, звездный датчик, наземные маркеры, координатная привязка.*

Рассматривается задача полетной геометрической калибровки оптико-электронного комплекса космического аппарата. Калибровка трактуется здесь как уточнение приближенно заданных параметров взаимной ориентации бортовой съемочной камеры и звездного датчика в корпусе КА. Снимки заданных или неизвестных наземных маркеров и сопровождающие съемку показания звездного датчика и GPS передаются на землю. По этим данным формируются уравнения относительно параметров, характеризующих угловое рассогласование камеры и звездного датчика. Полученная система этих уравнений измерения решается с помощью наземного компьютера. Оценки искомых параметров могут быть учтены в последующем при расшифровке снимков наземных объектов с орбиты КА. Хронологически приоритетными среди исследований калибровки по неизвестным маркерам являются, по-видимому, работы [3, 4].

В публикациях о калибровке [1, 5] система уравнений измерения решается методом наименьших квадратов. Вместо этого здесь предлагается для решения уравнений калибровки использовать формулы размытого наблюдателя состояния. Суть этого подхода, изложенного, например, в работе [2], состоит в следующем. Пусть оценка неизвестного вектора $\mathbf{x} \in R^m$ (далее, для определенности, m = 3) получена как результат n-го шага рекуррентной процедуры в виде вектора $\mathbf{x}^{(n)}$. Результат следующего шага ищется в виде $\mathbf{x}^{(n+1)} = \mathbf{x}^{(n)} + \Delta\mathbf{x}^{(n+1)}$, где $\Delta \mathrm{x}^{(n+1)}$ — вектор приращения оценки. Для его вычисления формируется скалярное уравнение вида

$$\mathbf{h}^{\mathrm{T}} \Delta\mathbf{x}^{(n+1)} = z \,, \tag{1}$$

где $\mathbf{h} \in R^m$, z — скаляр, а индекс «Т» указывает на транспонирование. При соблюдении соответствующих условий наблюдаемости оценка вектора $\Delta\mathbf{x}^{(n+1)}$ получается как результат операций

$$\begin{gathered} \mathbf{K}_c = \frac{P^- \mathbf{h}}{\alpha + \mathbf{h}^{\mathrm{T}} P^- \mathbf{h}}, \\ \gamma_i^2 = \frac{w_i z^2}{\beta + \mathbf{h}^{\mathrm{T}} P^- \mathbf{h}}, \quad i = 1, 2, 3, \\ \Gamma = \mathrm{diag}\{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3\}, \\ P^+ = \Gamma (P^- - \mathbf{K}_c \mathbf{h}^{\mathrm{T}} P^-) \Gamma, \\ \Delta\mathbf{x}^{(n+1)} = \mathbf{K}_c z, \end{gathered} \tag{2}$$

где α, β, w_i — положительные параметры, которые могут быть различными для разных уравнений и разных шагов рекуррентного счета; P^- — (3×3)-матрица, известная в начале $(n+1)$-го шага; P^+ — (3×3)-матрица, вычисленная на очередном шаге; $\mathbf{K}_c \in R^3$ — векторный коэффициент наблюдателя для конкретного уравнения на очередном шаге. Параметры α, β, w_i и начальное значение P^- уточняются путем предварительной настройки наблюдателя. Если, как это имеет место в задаче калибровки, $\mathbf{x}$ = const, этап прогноза, обычный для такого рода алгоритмов оценивания, заменяется операцией пересылки $P^- = P^+$ после выполнения расчетов (2). При программировании алгоритма (2) удобно использовать технику (U — D)-факторизации в соответствии с процедурой, расписанной в работе [2]. Ожидается, что привлечение наблюдателя (2) поможет повысить точность и улучшить сходимость оценок в задаче калибровки.

Обращаясь к собственно калибровке, примем, что при движении КА по орбите камера выполняет снимки одного и того же участка земной поверхности, на котором находятся маркеры, координатно привязанные в связанном с Землей ортонормированном геоцентрическом базисе J. Свяжем с чувствительной площадкой и оптической осью камеры и звездного датчика соответственно ортонормированные базисы **K** и **E**. Далее представления физических векторов в конкретном координатном базисе отмечаем соответствующими нижними индексами. Из точки орбиты O_i выполним снимок маркера M и по снимку рассчитаем $\mathbf{e}_{iK}$ — единичный вектор линии визирования MO_i, представленный в базисе **K**. Представление этого вектора в базисе **E** характеризуется выражением $\mathbf{e}_{iE} = \mathbf{C}_{EK} \mathbf{e}_{iK}$, где $\mathbf{C}_{EK}$ — соответствующая ортогональная матрица направляющих косинусов. В «земном» базисе $\mathbf{e}_{iJ} = \mathbf{C}_{JE} \mathbf{e}_{iE}$; ортогональная матрица $\mathbf{C}_{JE}$ находится по показаниям звездного датчика и бортового хронометра. На момент начала калибровки вместо матрицы C_{EK} известна ее линеаризованная аппроксимация $C^*_{EK} = [E_3 + \mathbf{\Phi}(\theta^*_E)]\, C_{EK}$, где E_3 — единичная (3×3)-матрица, $\mathbf{\Phi}$ — кососимметрическая (3×3)-матрица оператора векторного произведения в соответствующем базисе, $\theta_E = [\theta_1\ \theta_2\ \theta_3]^{\mathrm{T}}$ = const — вектор малого поворота, характеризующий ошибку задания матрицы C^*_{EK}. Задача калибровки сводится к оцениванию вектора θ_E и коррекции матрицы C^*_{EK}. По сообщениям GPS и заданному геоцентрическому радиусу-вектору точки M находим «точное» значение $\mathbf{e}^\circ_{iJ}$ вектора $\mathbf{e}_{iJ}$, не зависящее от θ_E. На основе эффекта векторного согласования уравнение измерения формируется в виде

$$G_i \theta^*_E = \mathbf{e}^*_{iJ} - \mathbf{e}^\theta_{iJ}\,, \quad G_i = -\,C_{JE}\, \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}^*_{iE}). \tag{3}$$

Уравнения (3) удобны для решения методом наименьших квадратов с применением метода

Гаусса. Вместо этого преобразуем уравнение (3) к форме (1), предположив, что после учета n-го уравнения получена оценка решения $\theta^{(n)}_E$ и следующее уравнение решается относительно поправки $\Delta\theta_E^{(n+1)}$:

$$\mathbf{e}^*_{iJ} - \mathbf{e}^\circ_{iJ} - G_i\theta_E^{(n)} = G_i\Delta\theta_E^{(n+1)}. \qquad (4)$$

Очередная поправка оценивается с помощью наблюдателя (2). Затем оценка $\theta_E^{(n+1)}$ используется для коррекции матрицы $\mathbf{C}^*_{EK}$, и векторы $\mathbf{e}^*_{iJ}$, соответствующие еще не учтенным маркерам и снимкам, пересчитываются по формуле $\mathbf{e}^*_{iJ} = \mathbf{C}_{JE}\mathbf{C}_{EK}\mathbf{e}_{iK}$. Такие операции повторяются после учета каждого последующего уравнения (4) в соответствии с хронологией получения снимков и назначенным порядком обработки координат изображения каждого маркера на очередном снимке. Представленная схема последовательной обработки уравнений (4) способствует улучшению сходимости оценок при калибровке по известным маркерам и позволяет успешно справиться с аномально большими начальными ошибками задания взаимной ориентации базисов $\mathbf{K}$ и $\mathbf{E}$. Аномальными считаем ошибки задания взаимной ориентации камеры и звездного датчика, превышающие 20′. Такие ошибки сопровождаются заметным ухудшением сходимости оценок вектора θ_E при калибровке вследствие влияния величин, проигнорированных при линеаризации выражения для $\mathbf{C}^*_{EK}$.

Для сопоставления возможностей и характеристик метода наименьших квадратов и наблюдателя (2) при решении задачи калибровки по заданным маркерам было предпринято компьютерное моделирование. Воспроизводилось движение КА по слабоэллиптической орбите высотой около 670 км. На трассе полета находятся два маркера на расстоянии 7.5 км друг от друга. В ходе полета камера последовательно выполняет 12 снимков участка с маркерами. Один снимок приходится на 7 с полета. При этом угол тангажа КА изменялся от 30° до –30°.

Вектор θ_E оценивался путем решения всех доступных уравнений (3) методом наименьших квадратов или уравнений (4) с использованием наблюдателя (2).

Названные алгоритмы и модификации испытывались при двух уровнях ошибок предполетной калибровки — характерном и аномальном, со средними квадратичными отклонениями начальных элементов вектора θ_E, равными $\sigma_0 = 10'$ или $\sigma_0 = 60'$ соответственно . В свою очередь, каждому сочетанию алгоритма калибровки и уровня предполетных ошибок ставилась в соответствие серия из 100 вариантов счета. В начале первого варианта каждой серии инициировался датчик последовательности псевдослучайных чисел, который затем непрерывно переходил из варианта в вариант и использовался, в частности, при имитации случайных ошибок информации. Так, в начале очередного варианта координаты θ_1, θ_2, θ_3 задавались как нормально распределенные центрированные случайные величины с одним из названных выше значений среднего квадратичного отклонения σ_0. Случайные ошибки единственного звездного датчика — центрированные гауссовы шумы со средними квадратичными отклонениями 5′′, 5′′ и 12′′ Гауссовым шумам GPS приписывалось среднее квадратичное отклонение 3 м. Размер пиксела камеры равен 9 мкм. Ошибки задания координат маркеров в базисе $\mathbf{J}$ формировались как гауссовы шумы со средними квадратичными отклонениями 1 м. Аппроксимация фокусного расстояния камеры содержала нормально распределенную относительную ошибку со средним квадратичным отклонением 0.25 %. Предполагалось, что при $\theta_E = 0$ базисы $\mathbf{K}$ и $\mathbf{E}$ были бы совмещены.

При экспонированиях оптическая ось камеры наводилась на точку земной поверхности, находящуюся посредине между обоими маркерами, со случайной ошибкой, распределенной по нормальному закону со средним квадратичным отклонением 10 м.

В очередном варианте моделирования оценка вектора θ_E, полученная по окончании калибровки, использовалась для коррекции матрицы $\mathbf{C}^*_{EK}$. По откорректированной матрице рассчитывалось соответствующее ей новое значение θ_E, рассматриваемое как остаточная ошибка калибровки в этом варианте. Точность калибровки считаем приемлемой, если абсолютные значения первых двух составляющих вектора остаточной ошибки не превышают 10′′.

По результатам каждой серии вариантов рассчитывались характеристики точности калибровки в данной серии: $M_{\theta 1}$, $M_{\theta 2}$, $M_{\theta 3}$ — оценки математических ожиданий остаточных значений координат θ_1, θ_2, θ_3 в секундах дуги после коррекции; $\sigma_{\theta 1}$, $\sigma_{\theta 2}$, $\sigma_{\theta 3}$ — оценки средних квадратичных отклонений тех же координат в секундах дуги.

Полученные характеристики остаточных ошибок калибровки показаны в табл. 1. Каждая строка таблицы воплощает конкретную серию вариантов моделирования. В первой графе таблицы названа формула, использованная при получении результатов соответствующей строки, как сказано выше. Во второй графе σ_0 — среднее квадратичное отклонение начальных параметров θ_1, θ_2, θ_3 в минутах дуги. В связи с модификацией алгоритма (2), (4) с повторным прохождением цикла обработки всех доступных снимков и маркеров после получения результатов первого цикла в табл. 1 фигурирует показатель L_S — число реализованных циклов обработки снимков в соответствующей серии вариантов счета. Представлена лишь незначительная часть результатов моделирования, в частности с варьированием реализации датчика псевдослучайных чисел.

При анализе табл. 1 следует учитывать, что влияние даже весьма больших остаточных ошибок θ_3 на точность координатной привязки наземных объектов с использованием результатов калибровки незначительно по сравнению с влиянием относительно малых ошибок θ_1, θ_2. С этим связано высказанное выше особое внимание к значениям двух первых составляющих вектора остаточной ошибки. Заданные требования к точности калибровки оговоренных условиях моделирования выполняются. Преимущества наблюдателя (2), (4) в сходимости и точности в просчитанном примере представляются бесспорными при $\sigma_0 = 10'$, и тем более при $\sigma_0 = 60'$, в особенности при $L_s > 1$. Улучшение сходимости алгоритма (4) по сравнению с (3) достигается как вследствие высоких конвергентных свойств собственно наблюдателя (2), так и за счет того, что при каждой итерации (4) оценивается не полная исходная ошибка θ_E, как в (3), а ее остаток от предыдущих итераций с соответствующим уменьшением неучтенной нелинейной составляющей.

Перейдем к алгоритмизации задачи калибровки по неизвестным маркерам на основе результатов работ [1, 5]. Пусть из разных точек орбиты O_i и O_j получены снимки маркера M; $\mathbf{R}_i$, $\mathbf{R}_j$ — геоцентрические радиусы-векторы точек O_i и O_j, найденные по сообщениям GPS; $\mathbf{r}$ — неизвестный геоцентрический радиус-вектор точки M; $\mathbf{e}_{iJ}$, как и выше, — единичный вектор направления MO_i; $\mathbf{e}^*_{iJ}$ — аппроксимация вектора $\mathbf{e}_{iJ}$, рассчитанная с использованием неточной матрицы $\mathbf{C}^*_{EK}$. Воспользуемся приближенным представлением $\mathbf{e}^*_{iJ} = \mathbf{e}_{iJ} + \boldsymbol{G}_i\,\theta_E$, аналогичным (3). Из фотограмметрического условия коллинеарности следует $\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})(\mathrm{r}_J - \mathbf{R}_{iJ}) = 0$, и далее

$$S_i\mathbf{r}_J = \begin{bmatrix} \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{R}_{iJ} \\ \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ})\mathbf{R}_{jJ} \end{bmatrix}, \quad S_i = \begin{bmatrix} \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ}) \\ \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ}) \end{bmatrix}. \tag{5}$$

При оговоренных условиях матрица S_i имеет ранг 3. Следовательно, система (5) совместна и имеет единственное решение относительно $\mathbf{r}_J$:

Таблица 1. **Калибровка по заданным маркерам**

Формула	σ_0	L_s	$M_{\theta 1}$	$M_{\theta 2}$	$M_{\theta 3}$	$\sigma_{\theta 1}$	$\sigma_{\theta 2}$	$\sigma_{\theta 3}$
(3)	10′′	1	0.3′′	−0.1′′	2.1′′	1.9′′	1.8′′	22.3
(4)	10	1	0.2	−0.1	−7.9	1.5	1.5	117
(3)	60	1	5.5	1.3	3.4	41.6	36.0	39.1
(4)	60	1	0.2	−0.1	20.6	2.9	2.5	154
(4)	60	2	0.2	−0.1	13.8	2.0	1.7	119
(4)	60	3	0.1	−0.1	13.0	1.8	1.6	128

$$\mathbf{r}_{iJ} = (S^{\mathrm{T}}{}_i S_i)^{-1}(\mathbf{\Phi}^2(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{R}_{iJ} + \mathbf{\Phi}^2(\mathbf{e}_{jJ})\mathbf{R}_{jJ}). \qquad (6)$$

Считаем, что индексу i по определенному правилу ставится в соответствие единственное значение j, так что $\mathbf{r}_{iJ}$ зависит от одного индекса. При этом $\mathbf{r}^*_{iJ} = \mathbf{r}_J + \delta\mathbf{r}_{iJ}$, где $\delta\mathbf{r}_{iJ}$ — ошибка оценивания вектора $\mathbf{r}_J$, удовлетворяющая формуле первого приближения

$$\delta\mathbf{r}_{iJ} \approx \Psi_i\theta_E,$$
$$\Psi_i = (S_i^{\mathrm{T}}S_i)^{-1}\begin{bmatrix}\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{G}_i\\ \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ})\mathbf{G}_{jJ}\end{bmatrix}. \qquad (7)$$

Привлечем еще пару снимков объекта M из точек O_k, O_m, таких, что хотя бы одна из них не совпадает с какой-либо из точек O_i, O_j. На основании выражения $\mathbf{r}_J = (S_k^{\mathrm{T}} S_k)^{-1}(\mathbf{\Phi}^2(\mathbf{e}_{kJ})\mathbf{R}_{kJ} + \mathbf{\Phi}^2(\mathbf{e}_{mJ})\mathbf{R}_{mJ})$, по структуре и символике подобного формуле (6), получим оценку $\mathbf{r}^*_{kJ}$ вектора $\mathbf{r}_J$ и, по аналогии с (7), выражение $\delta\mathbf{r}_{kJ} \approx \Psi_k\theta_E$ для ошибки этой оценки с очевидным смыслом обозначений. Уравнение измерений относительно θ_E формируется в виде

$$\mathbf{r}^*_{iJ} - \mathbf{r}^*_{kJ} = (\Psi_i - \Psi_k)\theta_E. \qquad (8)$$

Еще одно уравнение измерений, полученное в работе [1] на основании фотограмметрического условия компланарности, представим в виде

$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{e}_{jJ}] =$$
$$= (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})G_j - \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ})G_i]\,\theta_E. \qquad (9)$$

Систему уравнений (8), (9) можно решать методом наименьших квадратов либо с использованием наблюдателя (2). Во втором случае корректирующая поправка накапливается путем последовательного применения процедуры наблюдателя к каждому уравнению, и коррекция матрицы $\mathbf{C}^*_{EK}$ выполняется одноразово после учета всех уравнений. Иной подход состоит в том, чтобы вводить элементарную корректирующую поправку по каждому отдельному уравнению. Для этого уравнения (8), (9) преобразуются к форме, подобной (4), относительно элементарной поправки $\Delta\theta_E^{(n+1)}$:

$$\mathbf{r}^*_{iJ} - \mathbf{r}^*_{kJ} - (\Psi_i - \Psi_k)\,\Delta\theta_E^{(n)} = (\Psi_i - \Psi_k)\,\Delta\theta_E^{(n+1)},$$
$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{e}_{jJ}] -$$
$$-(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})G_j - \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ})G_i]\,\theta_E^{(n)} = \qquad (10)$$
$$= (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^{\mathrm{T}}[\mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{iJ})G_j - \mathbf{\Phi}(\mathbf{e}_{jJ})G_i]\Delta\theta_E^{(n+1)}.$$

Полученная элементарная поправка тут же используется для коррекции матрицы $\mathbf{C}^*_{EK}$ и подготовки последней к учету следующих уравнений (10).

Моделирование процессов калибровки по неизвестным маркерам выполнялось при условиях, близких к тем, при которых получена табл. 1. Существенное отличие состояло в том, что первые шесть снимков из двенадцати выполнялись при угле рыскания КА $\psi = -15^\circ$. В течение дополнительного 18-с промежутка времени между шестым и седьмым снимками угол рыскания изменялся до $\psi = 15^\circ$ посредством поворота КА вокруг направления оптической оси камеры. Такой маневр способствует улучшению наблюдаемости вектора θ_E по доступным измерениям. Предполагалось, что в процессе съемок участок с маркерами смещен в сторону от трассы полета на расстояние d. Имитировались две версии: $d = 0$ или $d = 300$ км. Особенность в том, что большие значения d неблагоприятны для наблюдаемости решения уравнений (8), а малые d — для наблюдаемости решения уравнений (9). Совместный учет уравнений (8) и (9) способствует частичной ком-

Таблица 2. **Калибровка по неизвестным маркерам**

Формулы	d, км	M_{01}	M_{02}	M_{03}	σ_{01}	σ_{02}	σ_{03}
(2), (10)	0	$-1.1''$	$-0.2''$	$-4.7''$	$18.6''$	$6.0''$	$646''$
(2), (8), (9)	0	6.4	0.9	11.2	22.4	8.2	580
(8), (9), МНК	0	7.4	0.7	251	20.5	8.8	3090
(2), (10)	300	-0.1	-0.1	-10.2	22.1	4.9	573
(2), (8), (9)	300	7.5	0.5	10.7	23.4	6.0	578
(8), (9), МНК	300	15.2	-1.6	-558	29.4	31.4	4844

пенсации двух названных эффектов. При экспонированиях оптическая ось камеры наводилась на точку земной поверхности, находящуюся посредине между двумя маркерами, со средним квадратичным отклонением нормально распределенной ошибки 1200 м.

Компоновка пар снимков для расчетов по формуле (8) или производной от нее первой формуле (10) выполнялась по правилу: $i = 1, ..., 12; j = 13 - i$. При расчетах по формуле (9) снимки сочетались иначе: $i = 1, ..., 11; j = i + 1, ..., 12$.

Результаты охарактеризованного моделирования представлены в табл. 2. В первой графе указаны формулы, использованные при получении результатов соответствующей строки. Аббревиатура МНК означает, что в серии вариантов моделирования, отраженных в соответствующей строке таблицы, использован метод наименьших квадратов. Видно, насколько алгоритм (2), (10) более точен по сравнению с алгоритмом (2), (8), (9), и тем более — по сравнению с (8), (9), МНК.

Итак, судя по полученным результатам, применение размытого наблюдателя (2) действительно способствует улучшению сходимости и повышению точности решения задач полетной геометрической калибровки.

ЛІТЕРАТУРА

1. Лебедев Д. В. Полетная геометрическая калибровка оптико-электронной аппаратуры космического аппарата наблюдения Земли по неизвестным ориентирам. *Проблемы управления и информатики*. 2013. № 5. С. 114—125.
2. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. *Информационно-алгоритмические аспекты управления подвижными объектами*. Киев: Наук. думка, 2000. 310 с.
3. Пятак И. А. Выбор принципов географической привязки измерений. *Исследование океана дистанционными методами*. Севастополь: МГИ, 1981. С. 37—44.
4. Пятак И. А. Выбор принципов координатной привязки космических снимков. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2010. Вып. 2. С. 100—107.
5. Ткаченко А. И. О полетной юстировке оптико-электронного комплекса космического аппарата. *Изв. РАН. Теория и системы управления*. 2013. № 6. С. 122—130.

Стаття надійшла до редакції 01.04.2019

REFERENCES

1. Lebedev D. V. (2013). In-Flight Geometric Calibration of Optoelectronic Equipment of Remote Sensing Satellite by Unknown Landmarks. *Journal of Automation and Information Sciences,* N 5, 114—125.
2. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. (2000). *Information and Algorithmic Aspects of Vehicles Control*. Kyiv: Naukova Dumka.
3. Piatak I. A. (1981). A choice of the geo-referencing principles for the measurings. Research of the Ocean by means of the remote methods. Sevastopol. MGI, P 37—44.
4. Piatak I. A. (2010). A choice of the geo-referencing principles for the space snapshots. *The Space Technology. The Rocket Armament*: A Scientific-technical collection, No 2, 100—107.
5. Tkachenko A. I. (2013). In-flight alignment of the optical-electronic system of a spacecraft. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 52(6), 963—971.

Received 01.04.2019

О. І. Ткаченко

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем Національної академії наукУкраїни і Міністерства освіти і науки України, Київ, Україна

ПОСИЛЕНА ЗБІЖНІСТЬ ОЦІНОК У ПОЛЬОТНОМУ ГЕОМЕТРИЧНОМУ КАЛІБРУВАННІ

Розглядається задача польотного геометричного калібрування знімального комплексу космічного апарата. 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 наземних маркерів. Є методи польотного геометричного калібрування на основі отриманих рівнянь вимірювання різного фізичного походження. Ці рівняння розв’язуються методом найменших квадратів. Звичайно використовуються знімки заданих наземних маркерів, але можливі розв’язки задачі із залученням невідомих маркерів. У цій роботі пропонується підхід до отримання розв’язку задачі польотного геометричного калібрування з використанням формул розмитого спостерігача. Такий підхід дозволяє у багатьох випадках послабити негативний вплив збурень і похибок чутливих елементів на точність оцінок параметрів калібрування. Розроблено два різновиди розмитого спостерігача для польотного геометричного калібрування. Перший з них враховує усю сукупність отриманих знімків одноразово. Друга версія спостерігача має рекурентний характер. Усі знімки обробляються послідовно один за одним з негайним коригуванням параметрів калібрування. Такий підхід дозволяє поліпшити збіжність оцінок. Оскільки в даному разі оцінювані параметри калібрування сталі, немає потреби у властивому для подібних алгоритмів етапі прогнозу, і використовується лише процедура оновлення. Виклад і аргументи супроводжуються значним об'ємом комп'ютерного моделювання з використанням відомих або невідомих наземних маркерів, зокрема за умов аномальної початкової невизначеності. Результати моделювання підтверджують згадані вище переваги розмитого спостерігача у порівнянні з методом найменших квадратів для польотного геометричного калібрування.

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

A. I. Tkachenko

International Research and Training Center
for Information Technologies and Systems
of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry
of Education and Science of Ukraine, Kyiv, Ukraine

STRENGTHENED CONVERGENCE OF ESTIMATIONS IN THE IN-FLIGHT GEOMETRIC CALIBRATION

The problem of in-flight geometric calibration of the spacecraft's imaging complex is considered. Here calibration is interpreted as making the more precise mutual attitude of the onboard imaging camera and star tracker in a spacecraft's body. It is a necessary part of preparing the optical-electronic complex for imaging and geo-referencing of the ground objects. Received snapshots and readings of star tracker and GPS are processed on the ground. In calibration, snapshots of landmarks are used. There exist methods of in-flight geometric calibration on the base of obtained measuring equations of various physical origin. These equations are solved by means of the least square method. Usually, snapshots of known landmarks are used, but the problem's solutions with attracting of unknown landmarks are possible. In this work, an approach to the solution of the in-flight geometric calibration problem using formulas of a fuzzy observer is proposed. In many cases, such an approach allows diluting the negative influence of disturbances and sensor errors onto the accuracy of the estimation of calibration parameters. Two versions of a fuzzy observer for the in-flight geometric calibration are elaborated. The first one takes into account the whole manifold of the obtained snapshots at once. The second version of the observer has recursive character. All snapshots are processed successively one after another with immediate correction of the calibration parameters. Such an approach allows improving convergence of estimates. As in such a case, estimated parameters of calibration are constant, a stage of prognosis peculiar for such algorithms is not necessary, and only update procedure is used. Narration and arguments are accompanied by sufficient volume of computer simulation with the use of known or unknown landmarks, in particular, in conditions of an anomalous initial discrepancy. The results of simulation confirm above-mentioned advantages of two versions of the fuzzy observer as compared with the least square method for in-flight geometric calibration.

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