

УДК 629.7.05

А.И. Ткаченко

ВЫСОКОТОЧНАЯ ПОЛЕТНАЯ КАЛИБРОВКА ПО НЕЗАДАНЫМ МАРКЕРАМ

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

Введение

Полетная геометрическая калибровка (далее — калибровка) рассматривается здесь как процедура уточнения взаимного углового положения бортовой съемочной камеры и звездного датчика космического аппарата (КА) по наблюдениям наземных ориентиров (маркеров). При этом используются снимки маркеров, выполненные камерой, а также данные звездного датчика и GPS. Предварительные сведения о местоположении неизвестных маркеров позволяют навести на них оптическую ось камеры, но не более того. Если неточность предварительного задания взаимной ориентации камеры и звездного датчика на момент начала калибровки имеет порядок $10'$, то цель калибровки — сократить эту неопределенность до уровня $5'' - 10''$.

Одним из возмущающих факторов, наиболее критичных для полетной калибровки, являются случайные ошибки звездного датчика. При этом в близкой перспективе предвидится появление и применение настолько точных моделей звездных датчиков [1], что их неблагоприятное влияние на точность калибровки сопоставимо с влиянием алгоритмических ошибок. Имеются в виду структура уравнений и измерения, которым удовлетворяют оцениваемые ошибки калибровки, и методы решения упомянутых уравнений. В этой связи оказывается актуальным вопрос рационального согласования точности алгоритмического обеспечения полетной калибровки с обработкой показаний высокоточной съемочной и измерительной аппаратуры. Желательно, чтобы чисто алгоритмические ошибки были по меньшей мере малозаметны на фоне возросшей точности измерений и съемок.

В этой работе рассматривается задача полетной калибровки оптико-электронного комплекса КА, содержащего в своем составе прецизионные звездные датчики и соответствующую аппаратуру GPS. Цель работы — исследовать и оценить алгоритмические возможности полетной калибровки с точностью порядка $5''$ по наблюдениям неизвестных наземных маркеров. Очевидное преимущество такого подхода, с одной стороны, в том, что отпадает необходимость обустройства и содержания полигонной инфраструктуры. С другой стороны, отказ от топографически привязанных маркеров в принципе приводит к снижению точности калибровки. В конечном счете доступная точность калибровки должна обеспечить достаточно высокую точность координатной привязки неизвестных наземных

© А.И. ТКАЧЕНКО, 2021

*Международный научно-технический журнал
«Проблемы управления и информатики», 2021, № 4*

объектов с помощью оптико-электронного комплекса КА. Актуальность рассматриваемой задачи бесспорна. Без ее решения привлечение высокоточных измерений лишено смысла.

Основное средство исследований — анализ особенностей алгоритмов калибровки, приемлемых для решения поставленной задачи, и оценка результатов компьютерного моделирования.

Калибровка по неизвестным маркерам с прецизионным звездным датчиком

В некоторой точке O низкоорбитального КА установлены съемочная камера, звездный датчик и приемная антенна GPS. Введем, как в [2], ортонормированные координатные базисы: \mathbf{I} — геоцентрический инерциальный, \mathbf{J} — связанный с Землей, $\mathbf{K}(\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2, \mathbf{k}_3)$ — связанный с камерой, $\mathbf{E}(\mathbf{e}_1^\circ, \mathbf{e}_2^\circ, \mathbf{e}_3^\circ)$ — связанный со звездным датчиком, оба последних базиса с началом в точке O . Представления физических векторов в этих базисах отмечаем соответствующим нижним индексом. В общем случае базисы \mathbf{K} и \mathbf{E} не совмещены. Незначительное неопределенное рассогласование взаимного углового положения этих базисов в корпусе КА характеризуем неизвестным вектором малого поворота $\boldsymbol{\theta}_E = [\theta_1 \theta_2 \theta_3]^T = \text{const}$ (Γ — символ транспонирования). Калибровка сводится к вычислению приемлемо точной оценки вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ в виде вектора $\boldsymbol{\theta}_E^* = [\theta_1^* \theta_2^* \theta_3^*]^T$ и коррекции по формуле $C_{EK} \approx [E_3 - \Phi(\boldsymbol{\theta}_E^*)]C_{EK}^*$, где C_{EK} — искомая матрица преобразования координат из базиса \mathbf{K} в \mathbf{E} ; C_{EK}^* — модельная (заданная) аппроксимация матрицы C_{EK} ; Φ — (3×3) -матрица оператора векторного умножения в конкретном базисе; E_3 — единичная 3×3 -матрица. Обычно информация, используемая для калибровки, извлекается из выполненных на орбите снимков координатно-привязанных наземных ориентиров [2]. В [3] обоснована возможность, а в [4, 5] представлены алгоритмы калибровки по снимкам заранее не известных наземных маркеров. Именно этот последний подход рассматривается ниже, хотя на практике он, по-видимому, еще не получил серьезного применения.

Считаем, что на трассе полета КА или вблизи нее находится участок с неизвестными маркерами, на который в процессе съемок направлена оптическая ось камеры. Пусть M — один из маркеров, наблюдаемых при калибровке; \mathbf{e}_K , $\mathbf{e}_E = [e_1 e_2 e_3]^T = C_{EK}\mathbf{e}_K$, $\mathbf{e}_J = C_{JE}\mathbf{e}_E$ — представления единичного вектора прямой MO в соответствующих базисах; $|e_1| \ll 1$, $|e_2| \ll 1$, $e_3 \approx 1$; звездочкой отмечаем модельные (вычисленные) значения этих представлений, найденные с использованием камеры, звездного датчика и сообщений GPS; C_{JE} — матрица преобразования координат из базиса \mathbf{E} в \mathbf{J} . Используем приближенное представление $\mathbf{e}_J^* = \mathbf{e}_J + G\boldsymbol{\theta}_E$ и приближенное равенство

$$\mathbf{e}_J^* - \mathbf{e}_J = G\boldsymbol{\theta}_E, \quad (1)$$

где $G = -C_{JE}\Phi(\mathbf{e}_E)$.

Поскольку координата θ_3 вектора $\boldsymbol{\theta}_E$ фигурирует в равенстве (1) только с небольшими коэффициентами e_1, e_2 , левая часть указанного равенства может оказаться весьма малой при относительно больших абсолютных значениях θ_3 , т.е. эта координата слабо наблюдаема по измерениям, основанным на формуле (1), особенно в случае узкого поля зрения камеры и малых размеров площадки

с маркерами. Однако влияние даже весьма больших значений θ_3 на точность координатной привязки наземных объектов с использованием результатов калибровки в общем случае несущественно по сравнению с влиянием координат θ_1, θ_2 . В этой связи далее всюду, где речь идет о точности или наблюдаемости решения задачи калибровки, имеются в виду соответствующие свойства координат θ_1, θ_2 .

Далее предполагается при калибровке использовать комбинированный алгоритм из [6]. Он представляет собой комбинацию алгоритма из [4], основанного на фотограмметрическом условии коллинеарности и далее фигурирующего как алгоритм 1, и алгоритма, выведенного в [5], использующего фотограмметрическое условие компланарности и именуемого далее алгоритмом 2.

Для реализации алгоритма 1 выполняется съемка неизвестного маркера M из двух разных точек орбиты O_i и O_j . Оценка геоцентрического радиуса-вектора точки M вычисляется как единственное решение уравнения

$$S_{ij}\mathbf{r}_{ijJ} = \begin{bmatrix} \Phi(\mathbf{e}_{iJ})\mathbf{R}_{iJ} \\ \Phi(\mathbf{e}_{jJ})\mathbf{R}_{jJ} \end{bmatrix}, S_{ij} = \begin{bmatrix} \Phi(\mathbf{e}_{iJ}) \\ \Phi(\mathbf{e}_{jJ}) \end{bmatrix}. \quad (2)$$

где \mathbf{r}_{ijJ} — вышеупомянутая оценка, $\mathbf{e}_{iJ}, \mathbf{e}_{jJ}$ — единичные векторы линий визирования MO_i, MO_j ; $\mathbf{R}_{iJ}, \mathbf{R}_{jJ}$ — геоцентрические радиусы-векторы точек O_i и O_j .

Учитывая (2), составим матрицу $\Psi_{ij} = (S_i^T S_i)^{-1} S_i^T \begin{bmatrix} \Phi(\mathbf{R}_{iJ})G_i \\ \Phi(\mathbf{R}_{jJ})G_j \end{bmatrix}$. Аналогичным

образом, используя измерения и съемки еще в двух точках орбиты O_k и O_l , из которых по меньшей мере одна не совмещена ни с O_i , ни с O_j , сформируем очевидную по смыслу оценку \mathbf{r}_{ijJ} и матрицу Ψ_{kl} . Уравнения измерений для алгоритма 1 реализуются в виде

$$\mathbf{r}_{ijJ} - \mathbf{r}_{klJ} = (\Psi_{ij} - \Psi_{kl})\boldsymbol{\theta}_E. \quad (3)$$

Каждое уравнение (3) использует измерения и снимки, относящиеся не менее чем к трем, а предпочтительно — к четырем разным точкам орбиты. Уравнение измерений для алгоритма 2, установленное в [5], используем в виде

$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^T [\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)\mathbf{e}_{jJ}^*] = (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{jJ})^T [\Phi(\mathbf{e}_{iJ}^*)G_j - \Phi(\mathbf{e}_{jJ}^*)G_i]\boldsymbol{\theta}_E. \quad (4)$$

Каждое такое уравнение использует измерения и снимки, выполненные в двух точках орбиты и относящиеся к одному наблюдаемому маркеру. В общем случае для успешного решения задачи полетной геометрической калибровки желательно использовать наблюдения не менее чем двух неизвестных маркеров.

В [6] показано, что решение задачи калибровки, найденное с помощью алгоритма 1, слабо наблюдаемо, если используемый участок с неизвестными маркерами в процессе съемок весьма удален от трассы полета, а в противоположном случае это решение хорошо наблюдаемо. Решение же задачи калибровки по алгоритму 2 слабо наблюдаемо, если используемые маркеры при съемках находятся на трассе полета или вблизи нее. Комбинация оценок из двух алгоритмов дает возможность получить хорошо наблюдаемое решение задачи калибровки при произвольном расположении снимаемых маркеров относительно трассы КА.

Из представленной в [1] констатации уровня современных звездных датчиков следует, что, возможно, случайные ошибки перспективных приборов этого назна-

чения утрачивают доминирующее влияние на искажение точности полетной геометрической калибровки по сравнению с другими источниками возмущений. Важно установить такие характеристики съемок и вычислений при калибровке, чтобы проявить повышенную точность звездных датчиков на фоне чисто вычислительных ошибок, в частности, методических ошибок алгоритма решения уравнений калибровки.

Моделирование и его особенности

В табл. 2 из [1] представлены характеристики точности перспективных моделей звездных датчиков, сконструированных с использованием КМОП-технологий. На основании этих данных для компьютерного моделирования были назначены среднеквадратические отклонения случайных ошибок звездного датчика: $0,4''$ — для базисных направлений $\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2$, перпендикулярных оптической оси датчика, $4''$ — для базисного направления \mathbf{k}_3 , коллинеарного оптической оси.

Моделировался процесс калибровки в указанном выше смысле по наблюдениям двух участков — А и В, удаленных во время съемок от трассы полета на расстояния соответственно 100 и 150 км. На каждом участке наблюдались два неизвестных маркера, удаленных друг от друга на 7 км. Выполнялись 12 снимков каждого участка с промежутком 7 с между последовательными экспонированиями и дополнительным 18-секундным интервалом между 6- и 7-м снимками. Индексация снимков при реализации алгоритма 1 определялась выражениями $i = 1, \dots, 6, j = i + 6$, при реализации алгоритма 2 — выражениями $i = 1, \dots, 11, j = i + 1, \dots, 12$. Для улучшения наблюдаемости вектора θ_E в процессе съемок выполнялось варьирование угла рыскания КА: 16° — при первых четырех снимках каждого участка, 0° — при следующих четырех снимках, -16° — при последних четырех снимках. КА обращался вокруг Земли по слабоэллиптической орбите высотой около 670 км. Гауссовым шумам GPS приписывалось вполне реалистичное среднеквадратическое отклонение 2 м. Разрешение камеры в надире 2,6 м. Относительная ошибка заданной оценки фокусного расстояния камеры — 0,25 %.

При конкретном наборе условий моделирования выполнялась серия из 100 независимых вариантов счета с имитацией калибровки. В начале каждого очередного варианта исходные значения элементов вектора θ_E вводились как нормально распределенные случайные величины со среднеквадратическими отклонениями $10'$. По окончании калибровки уточнялись параметры ориентации камеры. По результатам серии рассчитывались статистические характеристики элементов остаточного вектора θ_E после уточнения, а именно, математические ожидания M_1, M_2, M_3 и среднеквадратические отклонения $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ в секундах дуги (в порядке нумерации).

Для решения всех доступных уравнений (3), (4) использовался алгоритм размытого наблюдателя состояния по аналогии с тем, как это сделано в [7].

При имитации условной ситуации, когда известны точные параметры взаимной ориентации камеры и звездного датчика, а случайные погрешности последнего, охарактеризованные выше, являются единственным источником возмущений, характеристики точности калибровки показаны в строке 1 табл. 1. В строке 2 той же таблицы представлены характеристики точности калибровки в условиях, когда единственным возмущением являются случайные ошибки GPS со среднеквадратическим отклонением 2 м. В строке 3 табл. 1 даны характеристики точности калибровки при наличии единственного источника ошибок — конечного разрешения камеры на обозначенном выше уровне. В строке 4 табл. 1 выведены ошибки

калибровки, вызванные единственным возмущающим фактором — неточным предполагаемым значением фокусного расстояния камеры. Назначение этих результатов — оценить и сопоставить влияние отдельных возмущающих факторов оговоренного уровня на точность калибровки. В частности, уровень ошибок, вызванных неточностью GPS, по крайней мере не ниже уровня ошибок, порожденных случайными погрешностями звездного датчика.

Таблица 1

Строка	M_1	M_2	M_3	σ_1	σ_2	σ_3
1	0	0	8,9	1,2	0,4	59,2
2	-0,5	0	-14,9	2,0	0,6	105
3	0,2	0	-20	1,1	0,3	144
4	0	0	1,6	0,5	0,1	18,0

Результаты калибровки при совместном действии всех учитываемых возмущений представлены в табл. 2. В первом столбце таблицы названы участки или один участок, наблюдаемые в интересах калибровки. Результаты всех строк табл. 2, кроме последней, получены при среднеквадратических отклонениях случайных ошибок звездного датчика $0,4''$, $0,4''$, $4''$. В последней строке табл. 2 показаны результаты калибровки, рассчитанные при среднеквадратических отклонениях ошибок звездного датчика $2''$, $2''$, $30''$, характерных для модификации прибора БОКЗ-М [1]. В рассмотренной ситуации повышение точности звездного датчика при неизменности остальных возмущающих факторов существенно улучшает точность калибровки.

Таблица 2

Участок	M_1	M_2	M_3	σ_1	σ_2	σ_3
А	0,9	-0,4	-0,5	4,7	3,5	460
В	3,2	-0,8	-12,7	4,5	3,4	432
А, В	0	-0,1	-7,1	2,6	2,3	460
А, В	-1,4	-0,6	-145	19,9	7,16	1646

Эффект от комбинации алгоритмов 1 и 2 можно увидеть в табл. 3. В первой строке ее результатов представлены характеристики точности калибровки при обособленном использовании только алгоритма 1, во второй строке результатов — при подобной реализации алгоритма 2. В обоих этих случаях точность калибровки заметно ниже, чем характеристики точности комбинированного алгоритма, представленные в предпоследней строке табл. 2.

Таблица 3

Алгоритм	M_1	M_2	M_3	σ_1	σ_2	σ_3
1	0,4	-0,7	-33,2	2,8	2,7	665
2	-0,5	0,2	12,6	8,8	2,9	551

Координатная привязка по результатам калибровки

В табл. 4 показаны результаты моделирования координатной привязки неизвестных наземных объектов с использованием параметров ориентации камеры, уточненных калибровкой и соответствующих предпоследней строке табл. 2. Предполагалось, что на каждом из двух участков — В и С, имеющих форму квадратов со стороной 5 км, находятся 16 неизвестных маркеров, расположенных в узлах равномерной квадратной сетки по периметру квадрата и внутри него. Участок В охарактеризован выше. Участок С в процессе его съемки отстоит на 200 км от трассы КА. В интересах привязки выполнялось 12 снимков каждого участка.

При съемках оптическая ось камеры приближенно наводилась на центр участка с точностью порядка 1200 м. При этом тангаж КА варьировался от 30° до -30° . Каждому варианту калибровки после коррекции соответствовал вариант координатной привязки. Местонахождение каждого объекта привязки устанавливалось с помощью алгоритма из [8], основанного на фотограмметрическом условии коллинеарности, как точка пересечения линий визирования этого объекта по всем снимкам, найденная методом наименьших квадратов. В табл. 4 $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$ — среднеквадратические отклонения ошибок оценивания декартовых координат неизвестных объектов в земном базисе **J**, вычисленные в метрах по результатам 100 вариантов моделирования. Как и следовало ожидать, координаты объектов, близких к центру участка, оцениваются с более высокой точностью, чем координаты периферийных объектов. Однако различия в точности привязки в пределах участка относительно невелики вследствие малых размеров участка. Судя по результатам моделирования, местоположение объектов привязки оценивается со среднеквадратическими отклонениями ошибок на уровне 10–20 м. В серии моделирования при стороне каждого из квадратов А, В, С, увеличенной до 20 км, получены характеристики точности калибровки $\sigma_1 = 2,4''$, $\sigma_2 = 1,4''$, $\sigma_3 = 110''$. При этом среднеквадратические ошибки координатной привязки периферийных объектов на участках В и С увеличились до 25–30 м.

Таблица 4

σ_{XYZ}	Участок В	Участок С
$\sigma_X, \text{ м}$	6,3 5,3 5,3 6,6	17,3 16,7 16,8 17,6
	5,8 5,0 5,1 6,4	16,7 16,3 16,5 17,3
	6,1 4,8 5,2 6,4	17,0 16,5 17,0 17,9
	6,5 5,4 5,6 6,9	17,4 17,1 17,7 18,6
$\sigma_Y, \text{ м}$	12,9 12,3 12,9 13,6	6,7 6,2 5,6 5,8
	12,3 11,5 11,9 12,8	6,2 5,6 5,2 5,8
	12,5 11,9 11,8 12,6	5,6 5,5 5,8 6,2
	13,6 12,8 12,7 13,3	5,8 5,7 6,1 6,8
$\sigma_Z, \text{ м}$	16,0 15,7 15,7 15,9	11,5 11,2 11,6 12,4
	15,7 15,4 15,0 15,4	10,9 10,3 10,5 11,2
	16,0 15,7 16,0 16,3	12,1 11,2 10,9 11,1
	16,6 16,5 16,9 17,3	13,6 12,7 12,0 12,1

Заключение

Перспектива появления чрезвычайно высокоточных датчиков и приборов в составе оптико-электронного комплекса космического аппарата вызывает интерес к сочетанию прецизионных измерений и вычислений в полетной геометрической калибровке упомянутого комплекса. Достижение точности решения уравнений калибровки, не уступающей точности приборов, особенно критично, если для калибровки используются только снимки неизвестных наземных маркеров. Судя по результатам моделирования в условиях, предусмотренных настоящей работой, алгоритмическое обеспечение, представленное здесь, позволяет добиться точности калибровки в указанном выше смысле в пределах 5 с дуги. Это обеспечение, помимо собственно формул решения уравнений калибровки, включает определенную последовательность рассмотрения снимков. Включение результатов калибровки в процедуру координатной привязки неизвестных наземных объектов дает возможность позиционировать эти объекты в земной системе координат со среднеквадратическими отклонениями ошибок на уровне 10–20 м. Таким образом, при

наличии высокоточных измерений обработка снимков незаданных маркеров с помощью рассмотренного здесь алгоритмического подхода позволяет получить точность полетной геометрической калибровки, практически не уступающую точности калибровки при использовании координатно-привязанных маркеров.

О.І. Ткаченко

ВИСОКОТОЧНЕ ПОЛЬОТНЕ КАЛІБРУВАННЯ ЗА НЕЗАДАНИМИ МАРКЕРАМИ

Польотне геометричне калібрування (далі — калібрування) тут трактується як процедура уточнення параметрів взаємної орієнтації бортової знімальної камери і зоряного датчика космічного апарата. Задача калібрування розв'язується за спостереженнями наземних маркерів з орбіти. У цій роботі спостережувані маркери вважаються незаданими в тому сенсі, що їх можна розпізнати на кількох знімках, їх можна асоціювати з синхронними даними зоряного датчика і GPS, але їх місцезнаходження в земній системі координат невідоме. При використанні невідомих маркерів складніше забезпечити високу точність калібрування, ніж при наявності координатно прив'язаних маркерів. У цій ситуації удосконалення бортових приладів і пристроїв і підвищення їх точності посилює бажаність узгодження досяжної точності алгоритмів калібрування з наявною точністю вимірювань. Це стосується як власне калібрування, так і координатної прив'язки невідомих наземних об'єктів з використанням результатів калібрування. Зокрема, важливо розглянути, як точність калібрування залежить від точності конкретних вимірювань і початкових даних. Основний засіб досліджень — комп'ютерне моделювання і аналіз його результатів. Актуальність розглядуваної задачі беззаперечна. Без її розв'язання залучення високоточних вимірювань втрачає сенс. Для обробки рівнянь вимірювання при калібруванні пропонується комбінований алгоритм. Він складається з двох незалежних частин. Перша з них розроблена автором цієї роботи і ґрунтується на фотограмметричній умові колінеарності. Друга частина розроблена Д.В. Лебедевим і спирається на фотограмметричну умову компланарності. Для розв'язання рівнянь вимірювання використовується метод оцінювання стану з високими характеристиками збіжності — «розмитий» спостережник стану. Результати вищезгаданого калібрування цілком придатні для координатної прив'язки невідомих наземних об'єктів з прийнятною точністю. Комп'ютерне моделювання продемонструвало хорошу точність алгоритмів польотного геометричного калібрування і координатної прив'язки у поєднанні з високоточними характеристиками використовуваних вимірювальних засобів. Моделювання показало точність калібрування на рівні 5 с дуги, а точність координатної прив'язки — на рівні 10–20 м. Це цілком порівнюване з точністю при спостереженнях координатно прив'язаних маркерів.

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

A.I. Tkachenko

HIGH-PRECISION IN-FLIGHT CALIBRATION USING UNKNOWN LANDMARKS

An in-flight geometric calibration (further — calibration) is interpreted here as a procedure of making more precise mutual attitude parameters of the onboard imaging camera and the star tracker. The problem of calibration is solved with using of observations of the landmarks from the orbit. In this work, the landmarks are considered as unknown in the sense that they may be identified on the several snapshots, they may be associated with synchronous data of the star tracker and GPS, but their location in the Earth coordinate frame is unknown. While unknown markers are used, it is more complicated to provide high accuracy of calibration than when geo-referenced markers are observed. In such a situation, improvement of the onboard devices and gauges and increasing of their accuracy strengthens advisability of agreement of attainable

accuracy of calculations while in-flight geometric calibration with accessible measurements accuracy. It concerns properly calibration so as geo-referencing of space snaps using results of calibration. In particular, it is important to consider how accuracy of calibration depends on the accuracy of specific measurements and initial data. Actuality of the considered problem is indisputable. Without its solution, attraction of high-accurate measurements is senseless. A main means of investigation is computer simulation and analysis of its results. The combined algorithm is proposed for the processing of the calibration measuring equations. It consists of two independent parts. The first one belongs to author of this work and is based on photogrammetric condition of collinearity. The second part belongs to D.V. Lebedev and is based on photogrammetric condition of coplanarity. The method of state estimation with high convergence characteristics — fuzzy state observer — is used for resolving of measuring equations. The results of above-mentioned calibration are fully fit for the geo-referencing of the unknown ground objects with acceptable accuracy. Computer simulation had demonstrated good accuracy of the proposed method of the in-flight geometric calibration using unknown landmarks in a combination with high-precise characteristics of used technical means. The simulation had shown the calibration accuracy on the level of 5 arc sec and accuracy of the geo-referencing on the level of 10–20 m. It is fully comparable with accuracy when geo-referenced markers are observed.

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

1. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ. *Известия вузов. Приборостроение*. 2015. **58**, № 1. С. 3–13.
2. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Полетная геометрическая идентификация и калибровка космического телескопа и системы звездных датчиков. *Тр. VIII Междунар. конф. «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'09*. М. 2009.
3. Пятак И.А. Выбор принципов координатной привязки космических снимков. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. Научн.-техн. сб. Вып. 2. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2010.
4. Ткаченко А.И. О полетной юстировке оптико-электронного комплекса космического аппарата. *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2013. № 6. С. 122–130.
5. 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.
6. Ткаченко А.И. Комбинированный алгоритм полетной геометрической калибровки по неизвестным маркерам. *Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики»*. 2019. № 1. С. 140–146.
7. Ткаченко А.И. Итерационное решение задачи полетной геометрической калибровки. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 6. С. 21–24.
8. Ткаченко А.И. Два алгоритма привязки наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 3. С. 69–74.

Получено 14.02.2021