

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.024>

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

## КООРДИНАТНАЯ ПРИВЯЗКА НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ УСЛОВИЙ КОМПЛАНАРНОСТИ

*Рассматривается задача координатной привязки неизвестных наземных объектов как важный аспект дистанционного зондирования Земли из космоса. Для решения упомянутой задачи привлекается бортовая оптико-электронная система космического аппарата. Координатная привязка включает полетный этап — съемку объектов с орбиты — и наземный этап — обработку снимков, переданных на землю вместе с синхронно полученными показаниями звездного датчика и аппаратуры потребителя GPS. Для обработки космических снимков и сопровождающих данных должны быть разработаны специальные вычислительные алгоритмы. Цель предлагаемой работы — конструирование новых оригинальных алгоритмов координатной привязки. Такие алгоритмы надлежит исследовать и сравнить с созданными ранее методами аналогичного назначения. Предложенный здесь алгоритм использует два типа уравнений измерения. Первый из этих типов — традиционное фотограмметрическое условие компланарности. Второй тип уравнений связан с компланарностью линии визирования объекта привязки, геометрического радиуса-вектора упомянутого объекта и геоцентрического радиуса-вектора космического аппарата. Имеется в виду, что предварительно указанное расположение объекта привязки известно с точностью 1–2 км или сотен метров. Это позволяет направить оптическую ось камеры на окрестность объекта координатной привязки так, чтобы обеспечить захват этого объекта полем зрения камеры и привязку на уровне десятков метров. При применении представленного алгоритма к координатной привязке объекта, расположенного на трассе полета космического аппарата, геоцентрический радиус-вектор такого объекта является слабо наблюдаемым. Компьютерное моделирование показало удовлетворительную точность предложенного алгоритма для позиционирования объектов, расположенных относительно трассы космического аппарата далее чем на 20...30 километров в сторону.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, координатная привязка, звездный датчик, камера, объект привязки, условие компланарности.

Ниже рассматривается задача оценивания координат неизвестных точечных наземных объектов (объектов привязки) в базисе, связанном с Землей, по результатам съемки с борта космического аппарата (КА). Съемка сопровождается считыванием показаний бортового звездного датчика и аппаратуры потребителя GPS. Искомые координаты объекта привязки рассчитываются путем обработки первичной информации, включающей изображение объекта на снимке, с помощью соответствующих алгоритмов. Названная информация передается на Землю и обрабатывается стационарным компьютером. Считаем, что предполагаемое местонахождение объекта привязки известно с точностью, позволяющей

наводить оптическую ось камеры на окрестность этого объекта так, чтобы обеспечить захват объекта полем зрения камеры и привязку с точностью порядка десятков метров.

Хорошо известен способ координатной привязки, основанный на поиске точки пресечения линии визирования объекта привязки с математически представленной поверхностью, аппроксимирующей форму поверхности Земли [1, 3]. Его относительное неудобство связано с необходимостью достаточно точного представления упомянутой поверхности и возможными сложностями из-за рельефа местности. От этих недостатков свободен иной подход, определяющий местонахождение объекта привязки как точку пересечения двух или нескольких линий визирования [4]. Сохраняет актуальность разработка

© А. И. ТКАЧЕНКО, 2018

более совершенных методов и алгоритмов, позволяющих повысить точность и надежность координатной привязки.

Цель этой работы — обоснование и исследование алгоритма координатной привязки наземных объектов, основанного на условиях компланарности трех векторов.

С точки зрения собственно привязки число объектов на снимке, подлежащих позиционированию, несущественно. Последующие рассуждения проведем так, как если бы привязке подлежал единственный наземный объект — точка  $M$ .

Пусть объект привязки  $M$  в момент его съемки камерой низкоорбитального КА находится на трассе полета или вблизи нее. В моменты  $t_i, t_k$ , когда камера выполняет снимки объекта  $M$ , поступает информация от звездного датчика и GPS. Введем также ортонормированные координатные базисы: базис  $\mathbf{K}$ , связанный с камерой, с началом в ее центре проекции — точке  $O$ ; базис  $\mathbf{E}$ , связанный со звездным датчиком, условно с тем же началом; базис  $\mathbf{J}$ , геоцентрический, произвольным образом связанный с Землей. Представления трехмерных векторов в каком-либо из базисов отмечаем соответствующими нижними индексами. Символом вида  $\mathbf{C}_{QP}$  обозначается матрица преобразования вектора из ортонормированного базиса  $P$  в ортонормированный базис  $Q$ .

Таким образом,  $\mathbf{C}_{JK} = \mathbf{C}_{JE} \mathbf{C}_{EK}$ . Матрица  $\mathbf{C}_{EK}$  оценивается и уточняется с помощью процедуры полетной геометрической калибровки, описанной, например, в работе [5]. Матрица  $\mathbf{C}_{JE}$  рассчитывается по показаниям звездного датчика и бортового хронометра. Представление неизвестного геоцентрического радиуса-вектора точки  $M$  в базисе  $\mathbf{J}$  обозначим  $\mathbf{r}_J = \text{const}$ ;  $O_i, O_k$  — положения точки  $O$  в моменты экспонирования  $t_i, t_k$ ;  $\mathbf{R}_{iJ}, \mathbf{R}_{kJ}$  — геоцентрические радиусы-векторы точек  $O_i, O_k$ , найденные по сообщениям GPS. Направления  $MO_i, MO_k$  воспроизводятся посредством нахождения соответствующих единичных векторов  $\mathbf{e}_{iJ}, \mathbf{e}_{kJ}$  по снимкам, выполненным в моменты  $t_i, t_k$ , и преобразований  $\mathbf{e}_{iJ} = \mathbf{C}_{JK}(t_i) \mathbf{e}_{iK}, \mathbf{e}_{kJ} = \mathbf{C}_{JK}(t_k) \mathbf{e}_{kK}$  с использованием соответствующих значений  $\mathbf{C}_{JK}$ . Необходимо составить алгоритм преобразова-

ния перечисленной выше информации в оценку координат вектора  $\mathbf{r}_J$  с точностью порядка десятков метров.

Исходя из фотограмметрического условия компланарности [2], констатирующего компланарность векторов  $\mathbf{e}_{iJ}, \mathbf{e}_{kJ}$  и  $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}$ , устанавливаем

$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{r}_J)^T [(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}) \times \mathbf{e}_{kJ}] = 0. \quad (1)$$

Здесь учтена коллинеарность векторов  $\mathbf{e}_{iJ}$  и  $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{r}_J$ ; индекс  $T$  — символ транспонирования. Как иллюстрацию к (1) приводим рисунок, на котором  $O_E$  — центр Земли; прочие обозначения определены выше. Сочетая (1) с аналогичным выражением — результатом симметричной перестановки индексов  $i$  и  $k$ , получим два уравнения относительно вектора  $\mathbf{r}_J$ :

$$\begin{aligned} [(\mathbf{e}_{iJ} + \mathbf{e}_{kJ}) \times (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ})]^T \mathbf{r}_J &= (\mathbf{e}_{iJ} + \mathbf{e}_{kJ})^T (\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{R}_{kJ}), \\ [(\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ}) \times (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ})]^T \mathbf{r}_J &= (\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ})^T (\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{R}_{kJ}). \end{aligned} \quad (2)$$

Это уравнения измерений метода координатной привязки, основанного на фотограмметрическом условии компланарности. Решение системы уравнений (2), полученной из последовательности не менее чем трех снимков, относительно  $\mathbf{r}_J$  может обеспечить приемлемую точность оценивания координат объекта привязки. Система уравнений (2) решается методом наименьших квадратов. Судя по результатам моде-

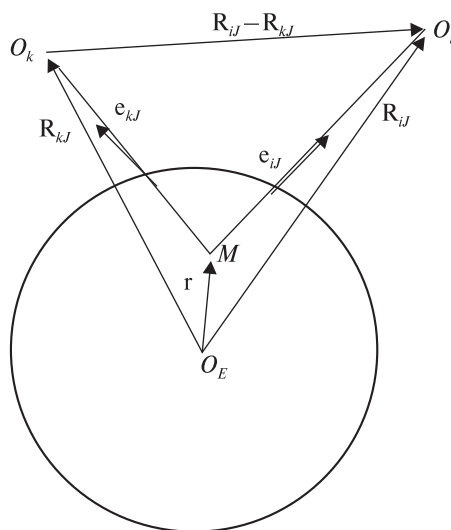


Схема для вывода формул (2), (3)

лирования, второе уравнение (2) не оказывает существенного влияния на точность оценивания вектора  $\mathbf{r}_J$  вследствие того, что векторы  $\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ}$  и  $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}$  практически коллинеарны. В дальнейшем это второе уравнение игнорируется.

Узкое место алгоритма (2) проявляется, если в моменты экспонирования точка  $M$  вместе с вектором  $\mathbf{r}_J$  находится в плоскости орбиты или вблизи этой плоскости. При этом выражения в квадратных скобках формул (2) определяют векторы, практически перпендикулярные к названной плоскости, и вектор  $\mathbf{r}_J$  оказывается слабо наблюдаемым. Конкретнее, слабо наблюдаемой является проекция вектора  $\mathbf{r}_J$  на плоскость орбиты.

Из факта компланарности векторов  $\mathbf{r}_J$ ,  $\mathbf{R}_{iJ}$  и  $\mathbf{e}_{iJ}$ , заметного на рисунке, следует

$$(\mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{R}_{iJ})^T \mathbf{r}_J = 0. \quad (3)$$

Это дополнительное уравнение измерений. Оно влияет не на свободные члены нормальных уравнений метода наименьших квадратов, а лишь на матрицу коэффициентов системы нормальных уравнений, способствуя улучшению обусловленности последней и повышению точности координатной привязки.

Фактически вместо вектора  $\mathbf{e}_{iJ}$  доступна и учитывается в (2), (3) его аппроксимация  $\mathbf{e}_{iJ}^* \approx \mathbf{e}_{iJ} + \delta\mathbf{e}_{iJ}$ , где  $\delta\mathbf{e}_{iJ} \approx -\boldsymbol{\theta}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$ ;  $\boldsymbol{\theta}_{iJ} = [\theta_1, \theta_2, \theta_3]^T \in R^3$  — векторная ошибка полетной калибровки [5], характеризующая остаточное рассогласование базисов  $\mathbf{E}$  и  $\mathbf{K}$ ;  $\theta_{iJ} = C_{JE}(t_i)$ ,  $\boldsymbol{\theta}_E = \text{const}$ . Поэтому вместо (3) реализуется равенство  $(\mathbf{e}_{iJ}^* \times \mathbf{R}_{iJ})^T (\mathbf{r}_J + \delta\mathbf{r}_J) = 0$ , где  $\delta\mathbf{r}_J$  — ошибка координатной привязки, порожденная неточностью полетной калибровки. Отсюда в первом приближении

$$(\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ})^T \delta\mathbf{r}_J = (\mathbf{r}_J \times \mathbf{R}_{iJ})^T (\boldsymbol{\theta}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}). \quad (4)$$

Если вектор  $\mathbf{e}_{iJ} = [e_1, e_2, e_3]^T$  близок к вертикали, то  $|e_1| \ll 1$ ,  $|e_2| \ll 1$ ,  $e_3 \approx 1$ . При этом координата  $\theta_3$  вектора  $\boldsymbol{\theta}_{iJ}$  не оказывает значительного влияния на правую часть уравнения (4). Используя свойства смешанного произведения векторов, преобразуем (4) к виду

$$(\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ})^T \delta\mathbf{r}_J = \boldsymbol{\theta}_{iJ}^T [\mathbf{e}_{iJ} \times (\mathbf{r}_J \times \mathbf{R}_{iJ})]. \quad (5)$$

Правая часть уравнения (5) означает, что составляющая вектора  $\boldsymbol{\theta}_{iJ}$ , перпендикулярная к плоскости векторов  $\mathbf{e}_{iJ}$ ,  $\mathbf{R}_{iJ}$ ,  $\mathbf{r}_J$  в момент экс-

понирования  $t_i$ , не влияет на ошибку  $\delta\mathbf{r}_J$ . Левая часть (5) позволяет судить, как положение точки  $M$  относительно трассы полета в сеансе съемок влияет на наблюдаемость вектора  $\delta\mathbf{r}_J$ . Если точка  $M$  в процессе съемок удалена от трассы, то упомянутая плоскость трех векторов и перпендикулярный ей вектор  $\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$  существенно изменяют свое положение в земной системе координат при наведении оптической оси камеры на объект съемки, т. е. варьируют коэффициенты при координатах вектора  $\delta\mathbf{r}_J$  в (5). Напротив, если в моменты экспонирования точка  $M$  находится в непосредственной близости от трассы, то плоскость трех векторов практически совмещена с плоскостью орбиты и направление вектора  $\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$  в земной системе координат изменяется незначительно. Это явно ослабляет наблюдаемость ошибки  $\delta\mathbf{r}_J$  по «измерениям» (5) и снижает благоприятное влияние уравнений (3) на точность координатной привязки.

Моделирование формул (2), (3) (далее — алгоритма (2) + (3)) выполнялось по аналогии с [4, 5]. Воспроизводилось движение КА по околокруговой солнечно-синхронной орбите высотой 670 км. Один из базисных векторов базиса  $\mathbf{J}$  был направлен по оси вращения Земли, два других находились в плоскости экватора. При  $\boldsymbol{\theta}_E = 0$  базисы  $\mathbf{E}$  и  $\mathbf{K}$  совмещены. Задавалось расположение «неизвестных» точечных наземных объектов на участке А, имеющем форму квадрата со стороной 5 км и находящемся в процессе съемок на трассе полета КА, и на таких же участках В и С, смещенных во время съемок относительно трассы на расстояния 100 и 300 км соответственно. Съемка каждого участка производилась, когда он оказывался в поле зрения камеры. На каждом из участков 16 объектов привязки находятся в узлах равномерной квадратной сетки, ограниченной периметром участка.

Таким образом, каждая из координат объектов одного участка в земном базисе образует  $4 \times 4$ -матрицу. Объекты пронумерованы, как принято в языке программирования Фортран: сверху вниз в каждом столбце упомянутой матрицы с непрерывным продолжением нумерации в

следующем столбце. При съемках каждого участка ось чувствительности камеры наводилась на окрестность соответствующего объекта № 7, находящегося на пересечении второго столбца и третьей строки матрицы координат. Ошибка наведения — случайная величина, равномерно распределенная в пределах  $\pm 1200$  м. Ошибки звездного датчика вводились как нормально распределенные случайные углы поворотов вокруг двух направлений, перпендикулярных к оптической оси датчика, и вокруг самой этой оси со средними квадратичными отклонениями 5", 5" и 12" соответственно. Синхронные показания трех звездных датчиков усреднялись, как в работе [5]. Размер пиксела камеры  $9 \cdot 10^{-6}$  м. Среднее квадратичное отклонение нормально распределенных случайных ошибок GPS — 3 м. Моделированию процесса координатной привязки предшествовала полетная геометрическая калибровка системы «камера и звездный датчик». При калибровке использовались изображения двух объектов с номерами 1 и 16 на снимках каждого из участков А, В и С. Характеристики остаточных ошибок калибровки  $\theta_1, \theta_2, \theta_3$  — математические ожидания  $M_{\theta_1}, M_{\theta_2}, M_{\theta_3}$  и средние квадратичные отклонения  $\sigma_{\theta_1}, \sigma_{\theta_2}, \sigma_{\theta_3}$  в секундах дуги приведены в табл. 1.

Реализация алгоритма (2) + (3) выполнялась с использованием двенадцати снимков каждого из участков А, В и С с интервалом 7 с между последовательными снимками и дополнительным промежутком в 18 с между шестым и седьмым экспонированиями. В процессе съемок тангаж КА изменялся от  $30^\circ$  при первом экспонировании до  $-30^\circ$  при последнем. При вычислениях по первой формуле (2) пары снимков комплектовались по правилу  $i = 1, \dots, 11, k = i + 1, \dots, 12$ . По результатам 100 вариантов моделирования рассчитывались в метрах характеристики  $M_x, M_y, M_z$  — оценки математических ожиданий ошибок вычисления координат объектов в земном базисе **J** — и  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$  — оценки средних квадратичных отклонений тех же ошибок.

В табл. 2 приведены значения  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ , полученные при моделировании алгоритма (2) + (3). Данные представлены в матричной форме для участка В и участка С. Абсолютные значения

$M_x, M_y, M_z$  для точек участков А и В не превышали 15 м. Поскольку размеры участков А, В и С относительно невелики, различия точностей привязки точек одного участка незначительны, хотя тенденция к снижению точности привязки объектов, удаленных от точки № 7, заметна.

В табл. 3 первая строка результатов показывает статистические характеристики точности координатной привязки объекта № 7 участка А при использовании алгоритма (2) + (3). Характеристики точности привязки других объектов участка А близки к соответствующим характеристикам точки № 7. Для сравнения во второй строке

Таблица 1. Характеристики остаточных ошибок калибровки

$M_{\theta_1}$	$M_{\theta_2}$	$M_{\theta_3}$	$\sigma_{\theta_1}$	$\sigma_{\theta_2}$	$\sigma_{\theta_3}$
3.6	-0.4	-3.5	8.3	3.5	264

Таблица 2. Ошибки координатной привязки по формулам (2), (3)

$\sigma_{xyz}$	Участок В	Участок С
$\sigma_x, \text{ м}$	8.6 8.1 7.7 7.8	36.9 36.3 35.6 35.5
	7.9 7.7 7.2 7.4	36.3 36.0 35.5 35.2
	7.7 7.2 7.1 7.3	36.2 35.5 35.3 35.1
	7.7 7.4 7.4 7.7	36.0 35.7 35.4 35.4
$\sigma_y, \text{ м}$	15.2 14.4 14.3 14.6	12.7 12.4 12.2 12.3
	15.4 14.6 14.4 15.1	12.7 12.5 12.1 12.4
	15.5 14.9 14.8 15.5	12.9 12.6 12.6 12.5
	15.9 15.1 15.3 15.8	13.0 12.7 12.6 12.7
$\sigma_z, \text{ м}$	32.4 32.3 32.4 32.4	18.2 18.0 18.9 19.6
	32.1 32.1 31.8 32.0	18.0 17.8 18.3 19.2
	31.8 31.7 31.6 31.6	18.3 17.6 17.8 18.3
	31.8 31.7 31.7 31.6	18.5 17.9 17.8 18.0

Таблица 3. Точность координатной привязки объекта № 7 участка А

Алгоритм	$M_x$	$M_y$	$M_z$	$\sigma_x$	$\sigma_y$	$\sigma_z$
(2) + (3)	3	-1.5	15.2	22.0	33.0	36.8
(6)	0.3	-5.3	12.1	7.2	14.6	31.9



результатов даны характеристики точности координатной привязки того же объекта с помощью алгоритма, основанного на фотограмметрическом условии коллинеарности:

$$\mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{r}_J = \mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{R}_{iJ}. \quad (6)$$

Видно, насколько алгоритм (6) более точен при координатной привязке объектов, близких к трассе полета КА, чем алгоритм (2) + (3). Характеристики же точности координатной привязки объектов на участках В и С, удаленных от трассы полета, при реализации алгоритмов (2) + (3) или (6) оказались практически одинаковыми. Отметим, что формулы (2) можно вывести из уравнения (6), если предварительно обе части последнего умножить скалярно на  $\mathbf{R}_{kJ} = \mathbf{r}_J$ . Естественно, при этом наблюдаемость вектора  $\mathbf{r}_J$  по меньшей мере не улучшается.

Таким образом, в целом алгоритм (2) + (3) менее приемлем для координатной привязки наземных объектов по сравнению с иными алгоритмами подобного назначения. Тем не менее алгоритм (2) + (3) позволяет успешно выполнить координатную привязку объектов, удаленных в процессе съемок от трассы полета не меньше чем на 20...30 км.

В дальнейшем предвидится разработка методик и алгоритмов координатной привязки, обладающих свойствами усиленной сходимости по отношению к начальным ошибкам.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Лебедев Д. В. О привязке космических снимков по орбитальным данным // Пробл. упр. и информ. — 2016. — № 6. — С. 120—132.
2. Лобанов А. Н. Фотограмметрия. — М.: Недра, 1984. — 552 с.
3. Пятак И. А. Задачи координатной привязки снимков, выполненных КА // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка. — 2011. — Вип. 14. — С. 116—122.
4. Ткаченко А. И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 65—72.
5. Ткаченко А. И. Алгоритмы согласования ориентации звездного датчика и камеры космического аппарата // Пробл. упр. и информ. — 2015. — № 3. — С. 116—126.

Стаття надійшла до редакції 15.06.2018

#### REFERENCES

1. Lebedev D. V. On the coordinate determination of space images by orbital data. *Problemy upravleniya i informatiki*, No. 6: 120—132 (2016) [in Russian].
2. Lobanov A. N. *Fotogrammetriya*. 552 p. (M: Nedra, 1984) [in Russian].
3. Piatak I. A. Zadachi koordinatnoy privyazki snimkov, vypolnennyh KA. *Visnyk Dnipropetrovskogo universytetu. Ser. Raketno-kosmichna tehnika*. Vyp. 14: 116—122 (2011) [in Russian].
4. Tkachenko A. I. On a geo-referencing of terrestrial objects using space snapshots. *Kosm. nauka tehnol.*, 21 (5): 65—72 (2015) [in Russian]. [in Russian].
5. Tkachenko A. I. Algorithms of the attitude matching of star tracker and camera of the spacecraft. *Problemy upravleniya i informatiki*, No. 3: 115—136 (2015) [in Russian].

Received 15.06.2018

О. І. Ткаченко

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

#### КООРДИНАТНА ПРИВ'ЯЗКА НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ НА ОСНОВІ УМОВ КОМПЛАНАРНОСТІ

Розглядається задача координатної прив'язки невідомих наземних об'єктів як важливий аспект дистанційного зондування Землі з космосу. Для розв'язання згаданої задачі залучається бортова оптико-електронна система космічного апарата. Координатна прив'язка включає польотний етап — зйомку об'єктів з орбіти — і наземний етап — обробку знімків, переданих на Землю разом із синхронно отриманими показами зоряного давача і апаратури споживача GPS. Для обробки космічних знімків і супровідних даних мають бути розроблені спеціальні обчислювальні алгоритми. Мета пропонованої роботи — конструювання нових оригінальних алгоритмів координатної прив'язки. Такі алгоритми належить дослідити та порівняти зі створеними раніше методами аналогічного призначення. Запропонований тут алгоритм використовує два типи рівнянь вимірювання. Перший з цих типів — традиційна фотограмметрична умова компланарності. Другий тип рівнянь пов'язаний з компланарністю лінії візування об'єкта прив'язки, геоцентричного радіуса-вектора згаданого об'єкта і геоцентричного радіуса-вектора космічного апарата. Йдеться про те, що попередньо вказане розташування об'єкта координатної прив'язки відоме з точністю порядку 1—2 км або сотень метрів. Це дозволяє спрямувати оптичну вісь камери на окіл об'єкта координатної прив'язки так, щоб забезпечити захоплення цього об'єкта полем зору каме-

ри і прив'язку з точністю на рівні десятків метрів. При застосуванні поданого алгоритму до координатної прив'язки об'єкта, розташованого на трасі польоту космічного апарата, геоцентричний радіус-вектор такого об'єкта є слабко спостережуваним. Комп'ютерне моделювання показало задовільну точність запропонованого алгоритму для позиціювання об'єктів, розташованих відносно траси космічного апарата далі, ніж на 20...30 кілометрів вбік.

**Ключові слова:** космічний апарат, координатна прив'язка, зоряний давач, камера, об'єкт прив'язки, умова компланарності.

*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

#### A GEO-REFERENCING OF THE TERRESTRIAL OBJECTS ON THE BASIS OF COPLANARITY CONDITIONS

The problem of the geo-referencing of unknown terrestrial objects as an important aspect of remote sensing of the Earth from the space is considered. Onboard optical-electronic system of the low-Earth spacecraft is used for resolving the above-mentioned problem. The geo-referencing includes the flight stage as the shooting of objects from the orbit and the ground stage as the processing of images transmitted to the

ground altogether with the synchronously received indications of the star tracker and the equipment of GPS customer. Special computer algorithms should be elaborated for processing of the space snapshots and accompanying data. The purpose of proposed work is to construct new original algorithm for geo-referencing. Such an algorithm should be investigated and compared with the formerly developed methods of analogous destination. Two types of measuring equations are exploited in the construction of the proposed geo-referencing algorithm. The first of these types is the traditional photogrammetric coplanarity condition. The second one is associated with coplanarity of the geo-referencing object's line of sight, geocentric position vector of the above-mentioned object and geocentric position vector of the spacecraft. It is supposed that the preliminarily pointed location of the geo-referencing object is known with accuracy of the order of 1...2 km or hundreds of meters. This allows us to direct the camera's optical axis to the vicinity of the geo-referencing object in such a way that to be ensured that this object is captured by the field of view of the camera and the geo-referencing has accuracy of the order of tens of meters. While presented algorithm is applied to the geo-referencing of an object lying upon the spacecraft's flight trace, a geocentric position vector of such an object is weakly observable. Computer simulation had demonstrated satisfactory accuracy of proposed geo-referencing algorithms for positioning of objects which had lying further than 20...30 kilometers aside the spacecraft trace.

**Keywords:** spacecraft, geo-referencing, star tracker, camera, object of geo-referencing, coplanarity condition.