

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.069

doi: 10.18698/0536-1044-2020-11-73-82

## Ретрорефлекторные комплексы для определения пространственной ориентации космического аппарата

А.С. Акентьев, А.Л. Соколов

АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»

## Retroreflector Complexes for Determining the Spacecraft Spatial Orientation Parameters

A.S. Akentyev, A.L. Sokolov

JC "Research and production corporation "Precision systems and instruments"

Рассмотрены ретрорефлекторные комплексы космических аппаратов. Предложен способ определения пространственной ориентации космического аппарата на основе измерительных данных спутниковой дальнометрии. Рассчитано минимальное количество ретрорефлекторных систем в составе ретрорефлекторного комплекса для определения пространственной ориентации космического аппарата. Вычислена погрешность расчета направления координатных осей системы координат космического аппарата в инерциальной системе отсчета квантово-оптической станции. Даны рекомендации по применению способа определения пространственной ориентации космического аппарата с ретрорефлекторным комплексом.

**Ключевые слова:** спутниковая лазерная дальнометрия, пространственная ориентация, ретрорефлекторная система, ретрорефлекторный комплекс

This paper examines retroreflector complexes of spacecraft and proposes a method of determining spatial orientation of a spacecraft based on satellite laser ranging data. The minimum number of retroreflector systems in a retroreflector complex required to determine spatial orientation of a spacecraft is calculated. The error of results of calculating the direction of axes of the spacecraft coordinate system is obtained in the inertial reference system of the quantum-optical station. Recommendations are given on the application of the proposed method of determining spatial orientation of a spacecraft with a retroreflector complex.

**Keywords:** satellite laser ranging, spatial orientation, retroreflector system, retroreflector complex

Спутниковая лазерная дальнометрия космических аппаратов (КА) является одним из методов спутниковой геодезии. Ее применяют в составе радиолокационного комплекса для калибровки навигационной аппаратуры, а также для решения широкого круга задач космической геодезии [1–3]. В целях уменьшения погрешности привязки результатов измерения дальности к центру масс КА и увеличения эквивалентной поверхности рассеяния на КА устанавливают ретрорефлекторные системы (РС), состоящие из уголкового отражателя (УО) [4].

Как правило, вследствие разного расстояния от УО до фотоприемника квантово-оптической станции (КОС), отражение лазерного импульса от РС сопровождается изменением его формы. В результате максимум функции временного

распределения лазерного импульса, отраженного от РС, смещается, а среднее квадратическое отклонение увеличивается. Это приводит к неопределенности во времени регистрации лазерного импульса фотоприемником КОС. Таким образом, возникает погрешность измерения дальности до геометрического центра (базовой точки) РС, получившая название *ошибки цели* [5].

За последние годы в АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» разработаны и созданы новые РС с субмиллиметровой ошибкой цели [6]. Развитие техники спутниковой дальнометрии привело к созданию ретрорефлекторных комплексов (РК), состоящих из нескольких РС, которые расположены на элемен-

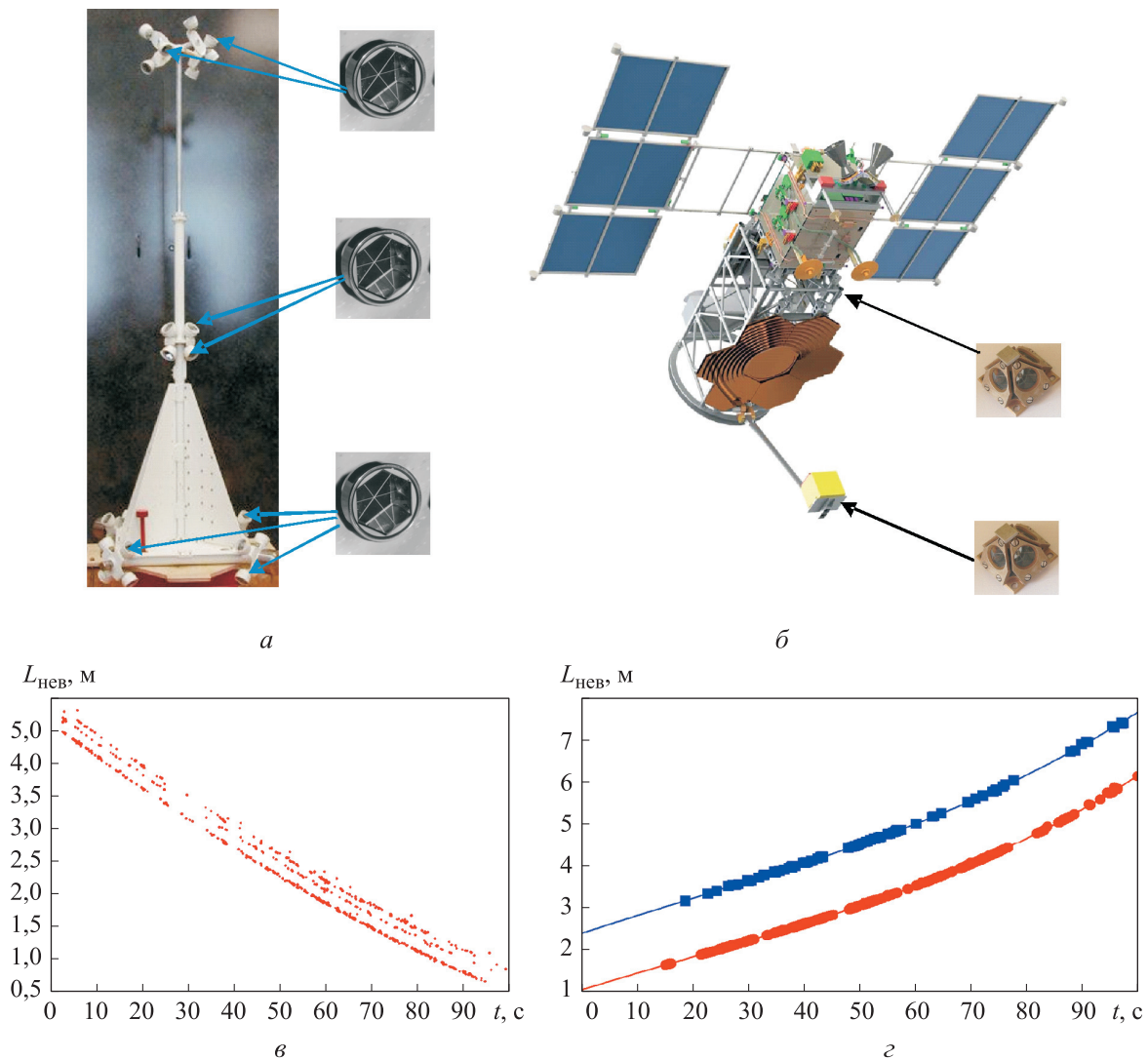


Рис. 1. Ретрорефлекторные комплексы КА «Рефлектор» (а), КА «Ломоносов» (б) и измерительные данные спутниковой дальнометрии алтайского оптико-лазерного центра им. Г.С. Титова для КА «Рефлектор» (в) и станции GRAZ для КА «Ломоносов» (з)

тах конструкции КА. Обработка результатов измерений дальности до таких РК позволяет решать принципиально новые задачи по контролю раскрытия подвижных частей КА, определению пространственной ориентации КА и элементов его конструкций [7].

На сегодняшний день большинство способов определения пространственной ориентации КА основано на применении гироскопов и звездных датчиков [8]. Результаты измерений датчиков поступают в центр управления полетом с помощью телеметрической аппаратуры или используются непосредственно в бортовом комплексе управления КА для решения целевых задач.

Цель работы — разработка способа определения пространственной ориентации КА на основе измерительных данных спутниковой дальнометрии с применением РК.

Первые РК были установлены на КА «Рефлектор» и КА «Ломоносов», выведенные на орбиту в 2001 г. и 2016 г. соответственно. Результаты измерений дальности до РК представляются в виде нескольких треков, каждый из которых соответствует регистрации фотоприемником КОС фотонов, отраженных от определенной РС в составе РК. Миссии КА «Рефлектор» [9] и КА «Ломоносов» [10] подтвердили возможность разделения сигналов от каждой РС в составе РК.

Ретрорефлекторные комплексы КА «Рефлектор» и КА «Ломоносов», а также измерительные данные спутниковой дальнометрии алтайского оптико-лазерного центра им. Г.С. Титова для КА «Рефлектор» и станции GRAZ для КА «Ломоносов» приведены на рис. 1, где  $L_{нев}$  — невязка измерения дальности,  $L_{нев} = L_{пред} - L_{лаз.изм}$  ( $L_{пред}$  — предсказанная дальность до центра масс КА;  $L_{лаз.изм}$  — измеренная лазерная дальность);  $t$  — время от начала измерений сеанса спутниковой дальнометрии (спутники показаны не в масштабе).

**Способ определения пространственной ориентации КА.** Предлагаемый способ определения пространственной ориентации КА заключается в обработке разностной дальности  $L_{ij} = |L_i - L_j|$ , где  $L_i, L_j$  — измеренные дальности от опорной точки КОС до базовых точек РС, установленных на элементах конструкции КА.

Количество измеренных разностных дальностей  $L_{ij}$  должно быть таким, чтобы существовала возможность определения пространственной ориентации КА относительно зондирую-

щего лазерного излучения, т. е. углов между вектором лазерного луча  $\rho$  и осями системы координат (СК) КА.

Очевидно, что для расчета трех неизвестных углов  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  между осями СК КА и вектором лазерного луча  $\rho$  достаточно измерить три разностные дальности между РС. Если использовать формулу

$$\cos \theta_y = \sqrt{1 - \cos^2 \theta_z - \cos^2 \theta_x},$$

то минимальное количество разностных дальностей для расчета углов  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  уменьшается до двух. Поэтому в результате проведения сеансов спутниковой дальнометрии должны быть измерены три дальности  $L_1, L_2, L_3$  от опорной точки КОС до базовых точек РС и рассчитаны две разностные дальности  $L_{12} = |L_1 - L_2|$ ,  $L_{13} = |L_1 - L_3|$  между базовыми точками РС.

Пусть на КА установлены три РС. Ось  $X_{КА}$  ориентирована в направлении вектора орбитальной скорости КА, ось  $Y_{КА}$  — на центр Земли, а ось  $Z_{КА}$  дополняет систему координат до правой тройки векторов (рис. 2).

Рассмотрим частный случай расположения РС на КА, когда векторы, соединяющие базовые точки РС1, РС2 и РС1, РС3 параллельны осям СК КА, как показано на рис. 2, а. Тогда углы между вектором лазерного луча  $\rho$  и осями СК  $X_{КА}Y_{КА}Z_{КА}$  могут быть рассчитаны по формулам

$$\theta_z = \arccos \frac{L_{12}}{|R_{12}|}; \tag{1}$$

$$\theta_y = \arccos \frac{L_{13}}{|R_{13}|}; \tag{2}$$

$$\theta_x = \arccos \left( \sqrt{1 - \cos^2 \theta_z - \cos^2 \theta_y} \right), \tag{3}$$

где  $|R_{12}|$  и  $|R_{13}|$  — расстояния между базовыми точками РС1, РС2 и РС1, РС3 соответственно.

В общем случае, когда РС1, РС2, РС3 расположены на элементах конструкции КА произвольным образом, углы  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$  рассчитываются из системы нелинейных уравнений

$$\begin{cases} L_{12} = \cos \theta_x |R_{2x} - R_{1x}| + \cos \theta_z |R_{2z} - R_{1z}| + \\ + \cos \theta_y |R_{2y} - R_{1y}|; \\ L_{13} = \cos \theta_x |R_{3x} - R_{1x}| + \cos(\theta_z) |R_{3z} - R_{1z}| + \\ + \cos \theta_y |R_{3y} - R_{1y}|; \\ \cos \theta_y = \sqrt{1 - \cos^2 \theta_z - \cos^2 \theta_x}, \end{cases}$$

где  $R_{2x}, R_{2y}, R_{2z}$  и  $R_{1x}, R_{1y}, R_{1z}$  — координаты базовых точек РС2 и РС1 в СК КА;  $R_{3x}, R_{3y}, R_{3z}$  — координаты базовой точки РС3 в СК КА.

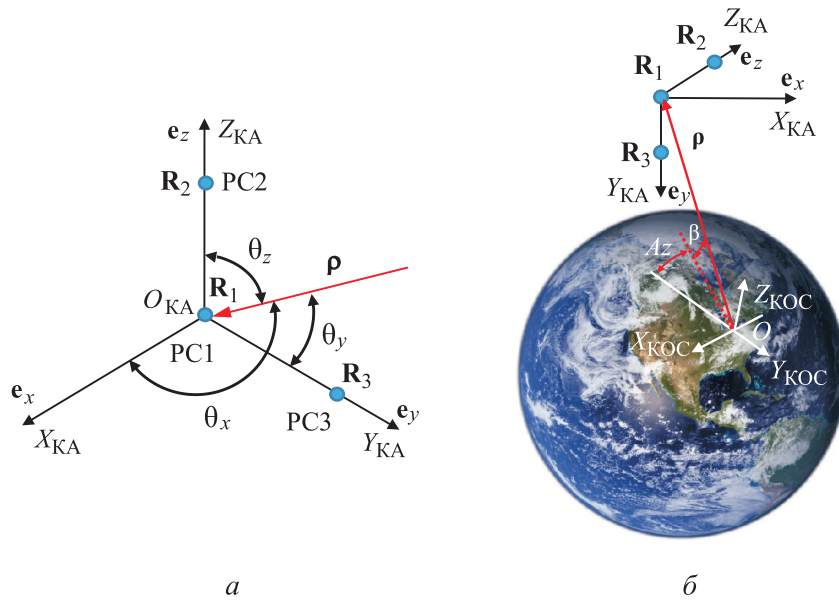


Рис. 2. Схемы для определения пространственной ориентации КА:  
 $\mathbf{R}_1$ ,  $\mathbf{R}_2$  и  $\mathbf{R}_3$  — радиусы-векторы базовых точек PC1, PC2 и PC3 соответственно;  
 $X_{\text{KOC}}Y_{\text{KOC}}Z_{\text{KOC}}$  — инерциальная СК КОС;  $O_{\text{KOC}}$  — центр системы координат КОС (опорная точка КОС);  
 $O_{\text{KA}}$  — центр системы координат КА (центр масс КА);  $Az$  — азимутальный угол;  
 $\beta$  — угол места;  $\mathbf{e}_x$ ,  $\mathbf{e}_y$ ,  $\mathbf{e}_z$  — единичные орты СК КА

Для определения пространственной ориентации координатных осей КА рассмотрим инерциальную СК КОС, в центре которой расположена опорная точка КОС. Ось  $Y_{\text{KOC}}$  направлена в сторону южного полюса, ось  $Z_{\text{KOC}}$  — в зенит, а ось  $X_{\text{KOC}}$  дополняет СК до правой тройки векторов (рис. 2, б).

Задача определения пространственной ориентации КА в СК  $X_{\text{KOC}}Y_{\text{KOC}}Z_{\text{KOC}}$  заключается в расчете координат ортонормированных векторов  $\mathbf{e}_x = (e_{x1}, e_{x2}, e_{x3})$ ,  $\mathbf{e}_y = (e_{y1}, e_{y2}, e_{y3})$ ,  $\mathbf{e}_z = (e_{z1}, e_{z2}, e_{z3})$ , которые сонаправлены с координатными осями  $X_{\text{KA}}$ ,  $Y_{\text{KA}}$  и  $Z_{\text{KA}}$  соответственно.

Расчет координат векторов  $\mathbf{e}_x$ ,  $\mathbf{e}_y$ ,  $\mathbf{e}_z$  в СК  $X_{\text{KOC}}Y_{\text{KOC}}Z_{\text{KOC}}$  при известных углах  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ ,  $\theta_z$  характеризуется некоторой неопределенностью. Если ось вращения КА, т. е. СК  $X_{\text{KA}}Y_{\text{KA}}Z_{\text{KA}}$ , совпадает с вектором лазерного луча  $\rho$ , то при повороте СК КА значения углов  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ ,  $\theta_z$  не изменяются. Поэтому направление каждой единичной орты  $\mathbf{e}_i$  ( $i = x, y, z$ ) в СК КОС неоднозначно и определяется окружностью, образованной концом вектора  $\mathbf{e}_i$  при повороте СК КА вокруг вектора  $\rho$ .

Для однозначного определения координат векторов  $\mathbf{e}_x$ ,  $\mathbf{e}_y$ ,  $\mathbf{e}_z$  в СК  $X_{\text{KOC}}Y_{\text{KOC}}Z_{\text{KOC}}$  при известных углах  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ ,  $\theta_z$  в первую очередь необходимо рассчитать координаты одного из этих трех векторов. Эта задача может быть ре-

шена при определении параметров движения центра масс КА на основе обработки результатов измерения аппаратуры спутниковой навигации или сеансов лазерных измерений дальности.

Накопление достаточного количества измерений лазерной дальности, которое для низкоорбитального КА составляет около 10 сеансов в интервале времени 12 ч, позволяет определить параметры орбиты КА и направление движения центра масс КА в инерциальной СК, т. е. координаты вектора  $\mathbf{e}_x = (e_{x1}, e_{x2}, e_{x3})$ .

Пусть известно направление орбитальной скорости КА в СК  $X_{\text{KOC}}Y_{\text{KOC}}Z_{\text{KOC}}$ , т. е. определены координаты вектора  $\mathbf{e}_x = (e_{x1}, e_{x2}, e_{x3})$ , а ортонормированный базис векторов  $\mathbf{e}_x$ ,  $\mathbf{e}_y$ ,  $\mathbf{e}_z$  составляет с вектором  $\rho$  углы  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ ,  $\theta_z$  (формулы (1)–(3)).

Рассчитаем три неизвестные координаты вектора  $\mathbf{e}_y$  в СК КОС с помощью системы уравнений, состоящей из трех скалярных произведений:

$$\begin{cases} e_{y1}\rho_x + e_{y2}\rho_y + e_{y3}\rho_z = \cos\theta_y; \\ e_{y1}e_{x1} + e_{y2}e_{x2} + e_{y3}e_{x3} = 0; \\ e_{y1}(\rho_y e_{x3} - \rho_z e_{x2}) + e_{y2}(\rho_z e_{x1} - \rho_x e_{x3}) + \\ + e_{y3}(\rho_x e_{x2} - \rho_y e_{x1}) = \cos\theta_z, \end{cases} \quad (4)$$

где  $\rho_x$ ,  $\rho_y$ ,  $\rho_z$  — координаты вектора лазерного луча  $\rho$  в СК КОС (см. рис. 2, б),

$\rho_x = \sin \theta_z \sin Az, \rho_y = \sin \theta_z \cos Az, \rho_z = \cos \theta_z$   
 ( $\theta_z$  — зенитный угол,  $\theta_z = 90^\circ - \beta$ ).

Неизвестные координаты вектора  $\mathbf{e}_y$  определим из решения системы линейных уравнений (4) методом Крамера [11]:

$$e_{y1} = \frac{\cos \theta_y C_1 + \cos \theta_z (\rho_y e_{x3} - \rho_z e_{x2})}{\rho_x C_1 + \rho_y C_2 + \rho_z C_3}; \quad (5)$$

$$e_{y2} = \frac{\cos \theta_y C_2 + \cos \theta_z (\rho_z e_{x1} - \rho_x e_{x3})}{\rho_x C_1 + \rho_y C_2 + \rho_z C_3}; \quad (6)$$

$$e_{y3} = \frac{\cos \theta_y C_3 + \cos \theta_z (\rho_x e_{x2} - \rho_y e_{x1})}{\rho_x C_1 + \rho_y C_2 + \rho_z C_3}, \quad (7)$$

где  $C_1, \dots, C_3$  — константы вычислений,  $C_1 = e_{x2}^2 \rho_x - e_{x1} e_{x2} \rho_y - e_{x1} e_{x3} \rho_z + e_{x3}^2 \rho_x$ ,  $C_2 = e_{x3}^2 \rho_y - e_{x2} e_{x3} \rho_z - e_{x1} e_{x2} \rho_x + e_{x1}^2 \rho_y$ ,  $C_3 = e_{x1}^2 \rho_z - e_{x1} e_{x3} \rho_x - e_{x2} e_{x3} \rho_y + e_{x2}^2 \rho_z$ .

Координаты вектора  $\mathbf{e}_z$  рассчитываются из векторного произведения:

$$\mathbf{e}_z = [\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y]; \quad (8)$$

$$e_{z1} = e_{x2} e_{y3} - e_{x3} e_{y2}; \quad (9)$$

$$e_{z2} = e_{x3} e_{y1} - e_{x1} e_{y3}; \quad (10)$$

$$e_{z3} = e_{x1} e_{y2} - e_{x2} e_{y1}. \quad (11)$$

Формулы (5)–(7) и (9)–(11) позволяют вычислить координаты единичных орт  $\mathbf{e}_y$  и  $\mathbf{e}_z$  в СК  $X_{КОС} Y_{КОС} Z_{КОС}$  по результатам измерения дальностей  $L_1, L_2, L_3$  и при известном направлении вектора орбитальной скорости КА в СК КОС.

**Погрешность определения пространственной ориентации КА.** В общем случае погрешность расчета координат единичных орт СК КА определяется:

- изменением координат базовых точек РС1 ( $R_{1x}, R_{1y}, R_{1z}$ ), РС2 ( $R_{2x}, R_{2y}, R_{2z}$ ) и РС3 ( $R_{3x}, R_{3y}, R_{3z}$ ) вследствие деформации корпуса КА под действием градиента температуры, возникающего при переменном полете КА на Солнце и в тени Земли;
- систематической погрешностью вычисления координат вектора орбитальной скорости КА в СК КОС, т. е. погрешностью расчета единичного вектора  $\mathbf{e}_x = (e_{x1}, e_{x2}, e_{x3})$ ;
- систематической погрешностью измерения разностных дальностей между базовыми точками РС1, РС2 ( $\Delta L_{12}$ ) и РС1, РС3 ( $\Delta L_{13}$ ), вызванной погрешностями измерения спутниковой дальнометрии;

- расположением КА относительно КОС на небосводе в момент определения пространственной ориентации КА.

Изменение координат базовых точек РС в СК КА рассчитывается индивидуально для каждого КА и зависит от термических характеристик материала, из которого КА изготовлен. Для уменьшения этой погрешности рекомендуется применять материал с низким коэффициентом теплового расширения.

Значение систематической погрешности определения направления движения центра масс КА зависит от метода построения орбиты КА (на основе обработки измерительных данных спутниковой лазерной дальнометрии, результатов измерения аппаратуры спутниковой навигации и т. д.), сопротивления атмосферы и других факторов. На сегодняшний день средняя погрешность результатов измерения трех координат вектора орбитальной скорости КА  $v_x, v_y, v_z$  по данным аппаратуры спутниковой навигации составляет меньше 5 мм/с, т. е.  $\Delta v_x = \Delta v_y = \Delta v_z < 5$  мм/с [12, 13].

Оценим угол раствора конуса  $\Delta \varphi_x$ , показанный на рис. 3. Этот угол характеризует максимальное отклонение измеренного направления движения центра масс КА от его истинного направления, т. е. погрешность определения координат вектора орбитальной скорости КА  $\mathbf{v}_{КА}$ .

Для оценки угла раствора конуса примем среднюю орбитальную скорость низкоорбитального КА на орбите Земли высотой  $H = 500$  км равной 7,9 км/с:

$$\Delta \varphi_x \approx \frac{\sqrt{\Delta v_x^2 + \Delta v_y^2 + \Delta v_z^2}}{|\mathbf{v}_{КА}|} \approx 0,2''.$$

Так как погрешность расчета вектора орбитальной скорости КА, т. е. направления вектора  $\mathbf{e}_x$ , на порядок меньше погрешности результатов измерения звездных датчиков  $\Delta \varphi_x \ll 10''$  [14], пренебрежем ею при определении общей погрешности расчета пространственной ориентации КА.

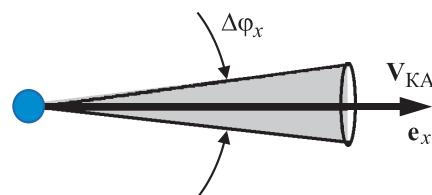


Рис. 3. Схема к расчету погрешности определения координат вектора орбитальной скорости КА

В настоящей работе рассмотрены систематические погрешности расчета координат единичных орт  $\mathbf{e}_y$  и  $\mathbf{e}_z$  осей  $Y_{КА}$  и  $Z_{КА}$ , обусловленные погрешностью результатов измерения разностных дальностей между РС1, РС 2 ( $\Delta L_{12}$ ) и РС 1, РС 3 ( $\Delta L_{13}$ ).

Пусть РС расположены в системе координат КА согласно рис. 2, а следующим образом:

- РС1 — в центре масс КА ( $R_{1x} = R_{1y} = R_{1z} = 0$ );
- РС2 — на оси  $Z_{КА}$  на расстоянии  $R_{2z}$  от центра масс КА ( $R_{2x} = R_{2y} = 0$ );
- РС3 — на оси  $Y_{КА}$  на расстоянии  $R_{3y}$  от центра масс КА ( $R_{3x} = R_{3z} = 0$ ).

Погрешность расчета координат единичных орт в инерциальной СК КОС определим по формулам

$$\Delta e_{yi} = \sqrt{\left(\frac{\partial e_{yi}}{\partial L_{12}} \Delta L_{12}\right)^2 + \left(\frac{\partial e_{yi}}{\partial L_{13}} \Delta L_{13}\right)^2}; \quad (12)$$

$$\Delta e_{zi} = \sqrt{\left(\frac{\partial e_{zi}}{\partial L_{12}} \Delta L_{12}\right)^2 + \left(\frac{\partial e_{zi}}{\partial L_{13}} \Delta L_{13}\right)^2}, \quad (13)$$

где  $i$  — индексы компонент единичных орт,  $i = 1, 2, 3$ .

Подставив формулы (5)–(7) в выражение (12) и соотношения (9)–(11) в уравнение (13), с учетом формул (1), (2) получим

$$\Delta e_{y1} = \sqrt{\left(\frac{e_{x3}\rho_y - e_{x2}\rho_z}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{C_1}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}; \quad (14)$$

$$\Delta e_{y2} = \sqrt{\left(\frac{e_{x3}\rho_x - e_{x1}\rho_z}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{C_2}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}; \quad (15)$$

$$\Delta e_{y3} = \sqrt{\left(\frac{e_{x1}\rho_y - e_{x2}\rho_x}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{C_3}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}; \quad (16)$$

$$\Delta e_{z1} = \sqrt{\left(\frac{C_1}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{e_{x3}C_2 - e_{x2}C_3}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}; \quad (17)$$

$$\Delta e_{z2} = \sqrt{\left(\frac{C_2}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{e_{x3}C_1 - e_{x1}C_3}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}; \quad (18)$$

$$\Delta e_{z3} = \sqrt{\left(\frac{C_3}{R_{2z}K}\right)^2 \Delta L_{12}^2 + \left(\frac{e_{x1}C_2 - e_{x2}C_1}{R_{3y}K}\right)^2 \Delta L_{13}^2}, \quad (19)$$

где  $K = \rho_x C_1 + \rho_y C_2 + \rho_z C_3$ .

Формулы (14)–(19) позволяют рассчитать погрешность определения координат единичных орт СК КА, вызванную погрешностями результатов вычисления разностных дальностей между РС  $\Delta L_{12}$  и  $\Delta L_{13}$  для разных полетов КА по небосводу относительно КОС.

Углы раствора конусов  $\Delta\varphi_y$  и  $\Delta\varphi_z$  (рис. 4), характеризующие отклонение измеренного направления единичных орт  $\mathbf{e}_y$  и  $\mathbf{e}_z$  от их истинного направления, определяются выражениями

$$\Delta\varphi_y \approx \sqrt{\Delta e_{y1}^2 + \Delta e_{y2}^2 + \Delta e_{y3}^2};$$

$$\Delta\varphi_z \approx \sqrt{\Delta e_{z1}^2 + \Delta e_{z2}^2 + \Delta e_{z3}^2}.$$

Значение и закон изменения угла раствора  $\Delta\varphi_z$  при полете КА относительно КОС совпадают с таковыми для угла раствора  $\Delta\varphi_y$ . Поэтому проведем анализ погрешности  $\Delta\varphi_y$ .

Рассмотрим две траектории полета КА с высотой орбиты 500 км (рис. 5) от линии точек кульминации ( $Az = 0$ ) с минимальными зенитными углами на траектории  $\theta_z = 10^\circ$  и  $\theta_z = 50^\circ$  до захода КА за линию горизонта ( $\theta_z = 90^\circ$ ).

На рис. 6 приведены зависимости погрешности  $\Delta\varphi_y$  от времени полета КА для миллиметровой погрешности результатов измерения разностной дальности ( $\Delta L_{12} = \Delta L_{13} = 1$  мм). На рис. 6, а графики соответствуют траектории полета I (см. рис. 5), на рис. 6, б — траектории полета II.

Из анализа графиков, приведенных на рис. 6, можно заключить:

- значение погрешности определения пространственной ориентации КА на траектории полета максимально при выходе и заходе КА за горизонт; при расположении КА в области траверса ( $Az \approx 0$  на рис. 5) значение погрешности минимально;

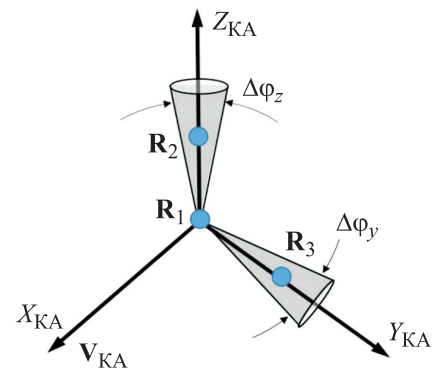


Рис. 4. Схема к расчету погрешности определения направления осей  $Y_{КА}$  и  $Z_{КА}$  СК КА

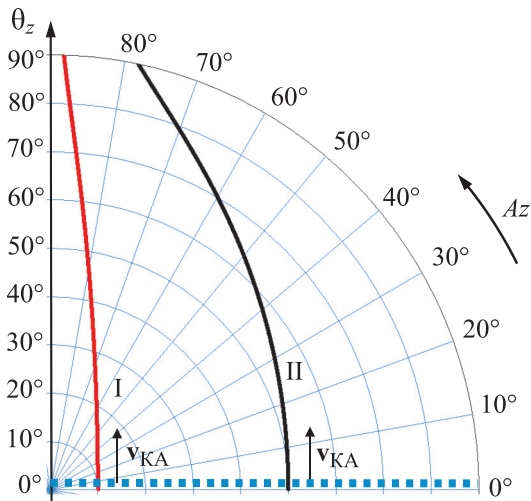


Рис. 5. Траектории полетов КА с высотой орбиты 500 км от линии точек кульминации (.....) с минимальным зенитным углом  $\theta_z = 10^\circ$  (I) и  $\theta_z = 50^\circ$  (II)

- для траекторий полета КА у линии горизонта погрешность  $\Delta\varphi_y$  меньше, чем для траекторий полета КА ближе к зениту;

- погрешность определения пространственной ориентации КА уменьшается при увеличении расстояния между РС: если КА расположен в области траверса, расстояние между РС превышает 12 м, и достигается субмиллиметровая погрешность измерения разностной дальности ( $\Delta L_{12} < 1$  мм и  $\Delta L_{13} < 1$  мм), то погрешность расчета пространственной ориентации КА ( $\Delta\varphi_y < 20''$ ,  $\Delta\varphi_z < 20''$ ) становится соизмерима с погрешностью результатов измерения (10...20'') звездных датчиков отечественного производства, установленных на низкоорбитальных КА: БОКЗ-М60 (ИКИ РАН), 329К и 345 (НПП «Геофизика-Космос») [14].

Погрешность определения пространственной ориентации КА не зависит от значений разностных дальностей между РС, а определяется только погрешностью их расчета. Поэтому для работоспособности рассматриваемого способа необходимо, чтобы на всех траекториях полета КА по небосводу разностные дальности между РС не равнялись нулю. Другими словами, на всей траектории полета КА треки, соответствующие отраженному сигналу от каждой РС, должны быть различимы, а сами РС на КА идентифицированы.

Если РС установлены на элементах конструкции КА произвольным образом на небольших расстояниях (меньше 2 м), то возникают участки полета КА на небосводе, для которых разностная дальность между РС становится равной нулю. Это означает невозможность идентификации РС и обработки результатов измерения дальностей для определения пространственной ориентации КА.

В этом случае для идентификации каждой РС в составе РК на входные грани УО двух из трех РС должны быть установлены поляризационные фильтры из фазовой пластинки  $\lambda/4$  и поляризатора [15]. Используя представленные поляризационные фильтры для РС2 и РС3, можно добиться идентификации каждой РС, отражающей лазерное излучение с правой или левой круговой поляризацией, при условии изменения состояния поляризации лазерного излучения в сеансе измерения дальности. На входных гранях УО в РС1 отсутствуют оптические элементы. Поэтому РС1 отражает излучение с любым состоянием поляризации зондирующего лазерного излучения. РК из трех РС с поляризационными фильтрами позволяет раз-

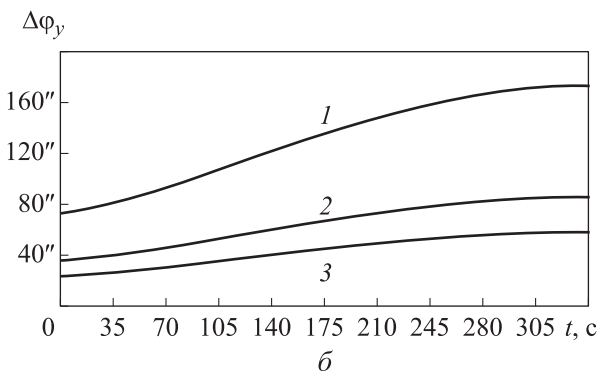
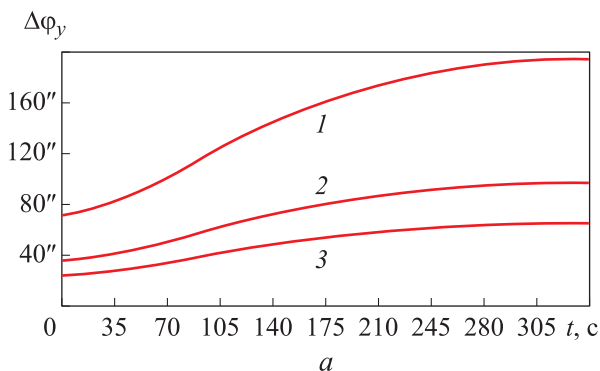


Рис. 6. Зависимости погрешности  $\Delta\varphi_y$  от времени  $t$  для траекторий полета КА с максимальным зенитным углом  $\theta_z = 10^\circ$  (а) и  $\theta_z = 50^\circ$  (б) при разном расстоянии между РС:

1 —  $|\mathbf{R}_{12}| = |\mathbf{R}_{13}| = 4$  м; 2 —  $|\mathbf{R}_{12}| = |\mathbf{R}_{13}| = 8$  м; 3 —  $|\mathbf{R}_{12}| = |\mathbf{R}_{13}| = 12$  м

делить разностные дальности  $L_{12}$ ,  $L_{13}$  и идентифицировать каждую РС в составе РК.

## Выводы

1. Первым КА, состоящим из нескольких РС, выведенным на орбиту высотой 1020 км в 2001 г., был КА «Рефлектор». Отличительной особенностью КА «Рефлектор» является то, что результаты измерительных данных спутниковой лазерной дальнометрии по такому КА представлялись в виде нескольких треков, каждый из которых соответствовал определенной группе УО, расположенных вдоль линии, ориентированной на центр Земли. Успешные сеансы спутниковой лазерной дальнометрии КА «Рефлектор» подтвердили возможность применения РК, состоящего из нескольких РС или УО.

2. Основное преимущество предлагаемого способа определения пространственной ориентации КА заключается в отсутствии необходимости передачи навигационных сигналов между КА и центром управления полетом. Поэтому

представленный количественный анализ погрешности определения пространственной ориентации КА позволяет рекомендовать способ определения пространственной ориентации КА с РК при аварийных режимах работы в случае отключения электропитания КА.

3. При увеличении расстояния между РС (более 12 м) погрешность определения пространственной ориентации КА становится соизмерима с результатами определения пространственной ориентации КА по звездным датчикам (максимальная погрешность 15") и способ может быть применен для определения пространственной ориентации КА, находящегося в наивысшей точке возвышения над горизонтом относительно КОС. Для этого, в целях уменьшения погрешности определения пространственной ориентации КА, вызванной термическим расширением элементов конструкции КА, рекомендуется применять материалы корпуса КА с низким коэффициентом теплового расширения или устанавливать РС на тепловые стержни, компенсирующие термодформацию элементов конструкции КА.

## Литература

- [1] Рой Ю.А., Садовников М.А., Шаргородский В.Д. Сеть лазерной дальнометрии — основа улучшения геодезического и эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС. *Вестник ГЛОНАСС (специальный выпуск)*, 2012, октябрь, с. 50–54.
- [2] Васильев В.П., Шаргородский В.Д. Прецизионная спутниковая дальнометрия на основе лазеров с высокой частотой повторения импульсов. *Электромагнитные волны и электронные системы*, 2007, № 7, с. 6–10.
- [3] Seeber G. *Satellite Geodesy*. Berlin, New York, Walter de Gruyter, 2003. 589 p.
- [4] Соколов А.Л., Мурашкин В.В., Акентьев А.С., Карасева Е.А. Угловые отражатели с интерференционным покрытием. *Квантовая электроника*, 2013, т. 43, № 9, с. 795–799.
- [5] Degnan J.J. Millimeter accuracy satellite laser ranging. *Contributions of Space geodesy to Geodynamics: Technology*, AGU Geodynamics Series, 1993, pp. 133–162, doi: 10.1029/GD025p0133
- [6] Соколов А.Л., Акентьев А.С., Ненадович В.Д. Космические ретрорефлекторные системы. *Светотехника*, 2017, т. 19, № 4, с. 19–23.
- [7] Акентьев А.С., Соколов А.Л., Зайцев С.Э. Метод определения пространственной ориентации антенно-поворотного устройства космического аппарата Кондор-Э. *Сб. тр. Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского с грифом «Секретно»*, 2018, № 664, с. 116–126.
- [8] Гуцев В.Н. *Основы устройства космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2003. 272 с.
- [9] Parkhomenko N.N., Shargorodsky V.D., Burmistrov V.B., Vasiliev V.P. Reflector, Larets and Meteor-3M. *Proceeding of 14<sup>th</sup> International Workshop on laser Ranging*, San Fernando, Spain, 7–11 June, 2004.
- [10] Акентьев А.С., Соколов А.Л., Симонов Г.В. Космический эксперимент по лазерной локации космического аппарата «Ломоносов». *Информационно-измерительные и управляющие системы*, 2018, т. 16, № 2, с. 4–10.
- [11] Корн Г., Корн Т. *Справочник по математике для научных работников и инженеров*. Москва, Наука, 1974. 832 с.



- [12] Hobbs D., Bohm P. Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites. *Annals of the Marie Curie Fellowship Association*, 2006, no. 4, pp. 1–7.
- [13] Qile Z., Jingnan L., Maorong G. High precision orbit determination of CHAMP satellite. *Geo-spatial Information Science*, 2006, vol. 9, no. 3, pp. 180–186.
- [14] Дятлов Р.В., Бессонов С.А. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов. *Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сб. тр. науч.-техн. конф.*, Таруса, 22–25 сентября 2008, Москва, Институт космических исследований РАН, 2009, с. 11–31.
- [15] Акентьев А.С., Соколов А.Л., Садовников М.А., Шаргородский В.Д. *Способ определения трехосной пространственной ориентации космического аппарата*. Патент РФ № 2696317, 2019, бюл. № 22, 3 с.

## References

- [1] Roy Yu.A., Sadovnikov M.A., Shargorodskiy V.D. The laser ranging network is the basis for improving the GLONASS geodetic and ephemeris-time support. *Vestnik GLONASS (spetsial'nyy vypusk)*, 2012, October, pp. 50–54 (in Russ.).
- [2] Vasil'yev V.P., Shargorodskiy V.D. Precision Satellite Laser Ranging using high-repetition-rate lasers. *Journal Electromagnetic Waves and Electronic Systems*, 2007, no. 7, pp. 6–10 (in Russ.).
- [3] Seeber G. *Satellite Geodesy*. Berlin, New York, Walter de Gruyter, 2003. 589 p.
- [4] Sokolov A.L., Murashkin V.V., Akent'ev A.S., Karaseva E.A. Cube-corner reflectors with interference dielectric coating. *Quantum Electronics*, 2013, vol. 43, no. 9, pp. 795–799.
- [5] Degnan J.J. Millimeter accuracy satellite laser ranging. *Contributions of Space geodesy to Geodynamics: Technology*, AGU Geodynamics Series, 1993, pp. 133–162, doi: 10.1029/GD025p0133
- [6] Sokolov A.L., Akent'yev A.S., Nenadovich V.D. Space Retro reflector Arrays. *Light & Engineering*, 2017, vol. 19, no. 4, pp. 19–23 (in Russ.).
- [7] Akent'yev A.S., Sokolov A.L., Zaytsev S.E. Method for determining the spatial orientation of the antenna-rotary device of the Condor-e spacecraft. *Voyenno-kosmicheskoy akademii im. A.F. Mozhayskogo. Sbornik trudov s grifom "Sekretno"* [Collection of works of the Military Space Academy named after A.F. Mozhaisky with the stamp "Secret"]. 2018, no. 664, pp. 116–126.
- [8] Gushchev V.N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov* [The basics of spacecraft]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 2003. 272 p.
- [9] Parkhomenko N.N., Shargorodskiy V.D., Burmistrov V.B., Vasiliev V.P. Reflector, Larets and Meteor-3M. *Proceeding of 14<sup>th</sup> International Workshop on laser Ranging*, San Fernando, Spain 7–11 June, 2004.
- [10] Akent'yev A.S., Sokolov A.L., Simonov G.V. Space experiment of satellite laser ranging of the SC "Lomonosov". *Information-measuring and Control Systems*, 2018, vol. 16, no. 2, pp. 4–10 (in Russ.).
- [11] Korn G., Korn T. *Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Math reference book for scientists and engineers]. Moscow, Nauka publ., 1974. 832 p.
- [12] Hobbs D., Bohm P. Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites. *Annals of the Marie Curie Fellowship Association*, 2006, no. 4, pp. 1–7.
- [13] Qile Z., Jingnan L., Maorong G. High precision orbit determination of CHAMP satellite. *Geo-spatial Information Science*, 2006, vol. 9, no. 3, pp. 180–186.
- [14] Dyatlov R.V., Bessonov S.A. Overview of stellar spacecraft orientation sensors. *Sovremennyye problemy opredeleniya oriyentatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov. Sbornik trudov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Modern problems of determining the orientation and navigation of spacecraft. Proceedings of the scientific and technical conference]. Moscow, Space Research Institute publ., 2009, pp. 11–31.
- [15] Akent'yev A.S., Sokolov A.L., Sadovnikov M.A., Shargorodskiy V.D. *Sposob opredeleniya trekhosnoy prostranstvennoy oriyentatsii kosmicheskogo apparata* [Method for determining the triaxial spatial orientation of a spacecraft]. Patent RF no. 2696317, 2019. 3 p.

## Информация об авторах

**АКЕНТЬЕВ Александр Сергеевич** — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник. АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»; доцент кафедры физики им. В.А. Фабриканта. НИУ «МЭИ» (111250, Москва, Российская Федерация, Красноказарменная ул., д. 14, e-mail: alexander.akentev@gmail.com).

**СОКОЛОВ Андрей Леонидович** — доктор технических наук, доцент, заместитель начальника отделения АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»; профессор кафедры лазерных и оптико-электронных систем. МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул. д. 5, стр. 1, e-mail: alsokolov@bk.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Акентьев А.С., Соколов А.Л. Ретрорефлекторные комплексы для определения пространственной ориентации космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 11, с. 73–82, doi: 10.18698/0536-1044-2020-11-73-82

### Please cite this article in English as:

Akentyev A.S., Sokolov A.L. Retroreflector Complexes for Determining the Spacecraft Spatial Orientation Parameters. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 11, pp. 73–82, doi: 10.18698/0536-1044-2020-11-73-82

## Information about the authors

**AKENTYEV Aleksandr Sergeevich** — Candidate of Science (Eng.), Lead Researcher. JC “Research and production corporation “Precision systems and instruments”; Associate Professor, Department of Physics named after V.A. Fabrikant. National Research University — Moscow Power Engineering Institute (111250, Moscow, Russian Federation, Krasnokazarmennaya St., Bldg. 14, e-mail: alexander.akentev@gmail.com).

**SOKOLOV Andrei Leonidovich** — Doctor of Science (Eng.), Associate Professor, Deputy Department Head, JC “Research and production corporation “Precision systems and instruments”; Professor, Department of Laser and Electro-Optical Systems. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: alsokolov@bk.ru).



**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет учебно-методическое пособие**

### «Расчет предельно допустимых выбросов в атмосферу»

**Авторы: Н.В. Гренц, В.Ф. Давыдов,  
Л.Г. Казаков, А.В. Соболев**

Приведены расчеты предельно допустимых выбросов вредных веществ в атмосферу и максимальной приземной концентрации для выполнения контрольной работы по теме «Расчет предельно допустимых выбросов в атмосферу».

Для бакалавров специальностей 35.03.10 «Ландшафтная архитектура», 18.03.01 «Химическая технология», 35.03.02 «Технология лесозаготовительных и деревоперерабатывающих производств», 15.03.02 «Технологические машины и оборудование», 13.03.01 «Теплотехника и теплоэнергетика».

### По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru