

## АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПРИ ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА

© 2017

- А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[algol1949@mail.ru](mailto:algol1949@mail.ru)
- И. В. Фоминов** доктор технических наук, начальник кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[i.v.fominov@gmail.com](mailto:i.v.fominov@gmail.com)
- С. Ю. Королев** адъюнкт кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[st.korolev@list.ru](mailto:st.korolev@list.ru)

Представлены результаты анализа точности автономной навигации космического робота при решении задачи дистанционной диагностики технического состояния орбитального объекта, совершающего полёт по компланарной орбите. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами космического робота, рассмотрены угол между направлениями на звезду и орбитальный объект, дальность до орбитального объекта и скорость её изменения. Оценка точности навигации космического робота выполнена аналитическим методом. При этом введены допущения о нормальном законе распределения погрешностей измерений с известными характеристиками, движении космического робота и орбитального объекта в центральном гравитационном поле Земли и равенстве высот их опорных орбит. В результате проведённых исследований в аналитическом виде получены ковариационные матрицы погрешностей определения параметров движения центра масс космического робота. Проведённый анализ точности автономной навигации может быть использован на этапе обоснования облика системы управления и навигации космического робота, например, при решении задачи выбора состава бортовой аппаратуры, определения требований к погрешностям бортовых измерительных приборов и объёму измерений, выполняемых в течение навигационного режима.

*Автономная навигация; космический робот; орбитальный объект; диагностика технического состояния орбитального объекта; аналитические оценки точности навигации; бортовые измерения.*

---

**Цитирование:** Голяков А.Д., Фоминов И.В., Королев С.Ю. Анализ точности автономной навигации космического робота при диагностике технического состояния орбитального объекта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 31-41.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41

### Введение

Одним из перспективных направлений в области дальнейшего развития и совершенствования космической техники является разработка космических роботов (КР), предназначенных для проведения технического обслуживания различного рода орбитальных объектов, в том числе диагностики их технических состояний. Задача дистанционного диагностирования орбитальных объектов (ОО) решается бортовыми средствами КР путём проведения и последующей обработки изображений ОО в видимом и инфракрасном диапазонах спектра. Для выполнения операции получения изображений требуемого качества необходимо, постоянно решая навигационную задачу, осуществлять при необходимости сближение КР с ОО, в течение заданного промежутка времени удерживать КР в диапазоне расстояний, на которых его бортовая диагностирующая ап-

паратура способна выполнять свои функции, и по результатам диагностики выполнять соответствующие манёвры (облёт ОО, стыковка с ОО и т.п.). При этом к системе навигации КР предъявляются повышенные требования не только к её быстродействию, но и к точности решения навигационной задачи.

Исследованиям точности определения параметров орбит космических аппаратов (КА) по измерениям угловых и линейных навигационных параметров посвящён ряд работ [1 – 5], в которых рассмотрены методы, основанные на бортовых измерениях высоты полёта КА и зенитных углов звёзд, измерениях наклонной дальности и углов азимута и места наземной станции и измерениях, проводимых с помощью спутниковых радионавигационных систем. В [6] исследованы вопросы наблюдаемости и приведены аналитические оценки точности навигации КА по орбитальному ориентиру, параметры движения центра масс которого известны. При этом показано, что по измерениям углов «звезда-ориентир» существует возможность определения шести параметров движения центра масс КА (например, трёх координат и трёх составляющих вектора скорости в выбранной системе отсчёта и в заданный момент времени), а по измерениям дальности до орбитального ориентира такая возможность отсутствует, поскольку параметры, характеризующие движение КР относительно плоскости его орбиты, по измерениям дальности не наблюдаются.

Поскольку параметры движения центра масс ОО могут быть априорно известны, то для оперативного и автономного решения навигационной задачи на борту КР целесообразно использовать систему навигации, основанную на измерениях параметров движения орбитального ориентира, в качестве которого выступает ОО. Однако при малых расстояниях между КР и ОО (при геоцентрическом угле между радиусами-векторами КР и ОО менее  $1^\circ$ ) в связи с плохой наблюдаемостью трансверсальной координаты (т.е. координаты, характеризующей положение КР вдоль орбиты) погрешность её определения по измерениям углов «звезда-ОО» резко увеличивается.

Целью работы являются аналитические исследования точности навигации КР по измерениям параметров относительного движения ОО, совершающего полёт на малом расстоянии относительно КР в плоскости, которая компланарна плоскости опорной орбиты КР. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых в течение навигационного режима, рассмотрены углы «звезда-ОО», дальность до ОО и скорость её изменения. Продолжительность навигационного режима принята равной одному витку КР вокруг Земли.

### **Аналитические исследования точности навигации КР по измерениям углов «звезда-ОО»**

Аналитические исследования точности навигации КР выполним по методике, предложенной в [1]. Движение КР и ОО рассмотрим в подвижной орбитальной системе координат  $xyz$ , начало которой совпадает с центром масс КР, ось  $x$  (радиальная ось) совмещена с продолжением радиуса-вектора КР, ось  $y$  (трансверсальная ось) лежит в плоскости опорной орбиты КР, ось  $z$  (нормальная ось) совпадает с нормалью к плоскости опорной орбиты КР. Для определения параметров движения центра масс КР используем метод навигации, основанный на сравнении истинных измерений первичных навигационных параметров, содержащих случайные погрешности, с измерениями, которые выполняются «идеальными» (не содержащими погрешностей) бортовыми средствами при движении КР по опорной (расчётной) орбите. При этом будем полагать, что движение КР и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли, высоты их опорных орбит совпадают, погрешности истинных измерений угловых и линейных параметров подчиняются нормальному закону распределения с известными характеристиками.

Поскольку в выбранном для исследования орбитальном построении КР и ОО один из компонентов вектора параметров движения центра масс КР

$$\bar{Q}(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0)]^T, \quad (1)$$

которым является трансверсальная координата  $Y(t_0)$ , не наблюдается по измерениям углов «звезда-ОО», оценим точность пятимерного вектора

$$\bar{Q}_1(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0)]^T, \quad (2)$$

где  $t_0$  – момент времени, который соответствует началу навигационного режима.

Предположим, что бортовыми средствами КР визируются две звезды, одна из которых находится в плоскости орбиты КР, а вторая совпадает с нормалью к плоскости орбиты КР. Тогда, как показано в [1] и [5], если продолжительность навигационного режима соответствует одному витку КР вокруг Земли, то между случайным вектором

$$\bar{Q}_{1П}(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0)]^T, \quad (3)$$

компонентами которого являются оценка радиальной координаты и оценки радиальной и трансверсальной составляющих скорости, и случайным вектором

$$\bar{Q}_N(t_0) = [Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0)]^T, \quad (4)$$

компонентами которого являются оценка нормальной координаты и оценка нормальной составляющей скорости, отсутствуют корреляционные связи. В связи с этим ковариационная матрица погрешностей навигации вектора (2) по измерениям углов «звезда-ОО» принимает диагональный вид

$$K_{\Theta}(\bar{Q}_1(t_0), \varphi_{\tau}) = \begin{bmatrix} K_{\Theta}(\bar{Q}_{1П}(t_0), \varphi_{\tau}) & 0 \\ 0 & K_{\Theta}(\bar{Q}_N(t_0), \varphi_{\tau}) \end{bmatrix}.$$

Здесь  $\varphi_{\tau}$  – продолжительность навигационного режима, равная углу поворота радиуса-вектора КР от момента  $t_0$  до момента окончания навигационных измерений  $t_k$ :  $\varphi_{\tau} = \lambda_o(t_k - t_0)$ ;  $\lambda_o$  – угловая скорость движения КР по опорной орбите;  $K_{\Theta}(\bar{Q}_{1П}(t_0), \varphi_{\tau})$  – ковариационная матрица погрешностей определения трёхмерного вектора (3), содержащего параметры движения центра масс КР в плоскости его орбиты  $xOy$  при условии, что продолжительность навигационного режима равна  $\varphi_{\tau}$ ;  $K_{\Theta}(\bar{Q}_N(t_0), \varphi_{\tau})$  – ковариационная матрица погрешностей определения двухмерного вектора (4), содержащего параметры движения центра масс КР относительно плоскости его орбиты (в направлении нормали к плоскости орбиты) при условии, что продолжительность навигационного режима равна  $\varphi_{\tau}$ .

Используя методику аналитического оценивания точности, приведённую в [1], получаем, что ковариационная матрица  $K_{\ominus}(\bar{Q}_N(t_0), \varphi_{\tau})$  как функция от угла  $\varphi_{\tau}$  имеет вид

$$K_{\ominus}(\bar{Q}_N(t_0), \varphi_{\tau}) = \frac{2\varphi_{\tau}D_o^2\sigma_{\ominus}^2}{(\varphi_{\tau}^2 - \sin^2 \varphi_{\tau})N_{\ominus}} \begin{bmatrix} \varphi_{\tau} - \frac{\sin 2\varphi_{\tau}}{2} & (\sin^2 \varphi_{\tau})\lambda_o \\ (\sin^2 \varphi_{\tau})\lambda_o & \left(\varphi_{\tau} + \frac{\sin 2\varphi_{\tau}}{2}\right)\lambda_o^2 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где  $D_o$  – опорное расстояние между КР и ОО;  $\sigma_{\ominus}$  – среднеквадратическое отклонение погрешности измерений углов «звезда-ориентир»;  $N_{\ominus}$  – количество измерений углов «звезда-ОО», выполняемых бортовыми средствами КР.

Из выражения (5) находим среднеквадратические отклонения погрешностей определения вектора (4):

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\ominus}(Z(t_0), \varphi_{\tau}) &= \frac{D_o\sigma_{\ominus}}{\sqrt{N_{\ominus}}} \sigma'_{\ominus}(Z(t_0), \varphi_{\tau}) \\ \sigma_{\ominus}(\dot{Z}(t_0), \varphi_{\tau}) &= \frac{D_o\lambda_o\sigma_{\ominus}}{\sqrt{N_{\ominus}}} \sigma'_{\ominus}(\dot{Z}(t_0), \varphi_{\tau}) \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где  $\sigma'_{\ominus}(Z(t_0), \varphi_{\tau})$  – коэффициент ошибки навигации нормальной (боковой) координаты  $Z(t_0)$  при условии, что продолжительность навигационного режима соответствует

углу  $\varphi_{\tau}$  поворота радиуса-вектора КР:  $\sigma'_{\ominus}(Z(t_0), \varphi_{\tau}) = \sqrt{\frac{\varphi_{\tau}(2\varphi_{\tau} - \sin 2\varphi_{\tau})}{\varphi_{\tau}^2 - \sin^2 2\varphi_{\tau}}}$  при  $\varphi_{\tau} \neq 0$ ;

$\sigma'_{\ominus}(\dot{Z}(t_0), \varphi_{\tau})$  – коэффициент ошибки навигации нормальной (боковой) составляющей  $\dot{Z}(t_0)$  вектора скорости движения КР при условии, что продолжительность навигационного режима соответствует углу  $\varphi_{\tau}$  поворота радиуса-вектора КР:

$\sigma'_{\ominus}(\dot{Z}(t_0), \varphi_{\tau}) = \sqrt{\frac{\varphi_{\tau}(2\varphi_{\tau} + \sin 2\varphi_{\tau})}{\varphi_{\tau}^2 - \sin^2 2\varphi_{\tau}}}$  при  $\varphi_{\tau} \neq 0$ .

Графики зависимостей коэффициентов ошибки навигации боковой координаты  $Z(t_0)$  и боковой составляющей скорости  $\dot{Z}(t_0)$  движения КР от продолжительности навигационного режима в диапазоне  $\varphi_{\tau}$  от 0 до  $16^\circ$  приведены на рис. 1. Проведённые исследования показали, что с ростом продолжительности навигационного режима (при  $\varphi_{\tau} > 16^\circ$ ) характер зависимостей, представленных на рис. 1, не изменяется.

Анализ выражения (6) показывает, что если продолжительность навигационного режима КР кратна половине одного витка вокруг Земли, т.е. выполняется условие

$$\varphi_{\tau} = k\pi, \text{ где } k = 1, 2, 3, \dots, \quad (7)$$

то среднеквадратические отклонения погрешностей определения вектора (4) определяются согласно следующим выражениям:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\ominus}(Z(t_0), k\pi) &= \frac{\sqrt{2}D_o\sigma_{\ominus}}{\sqrt{N_{\ominus}}}, \\ \sigma_{\ominus}(\dot{Z}(t_0), k\pi) &= \frac{\sqrt{2}D_o\lambda_o\sigma_{\ominus}}{\sqrt{N_{\ominus}}}. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

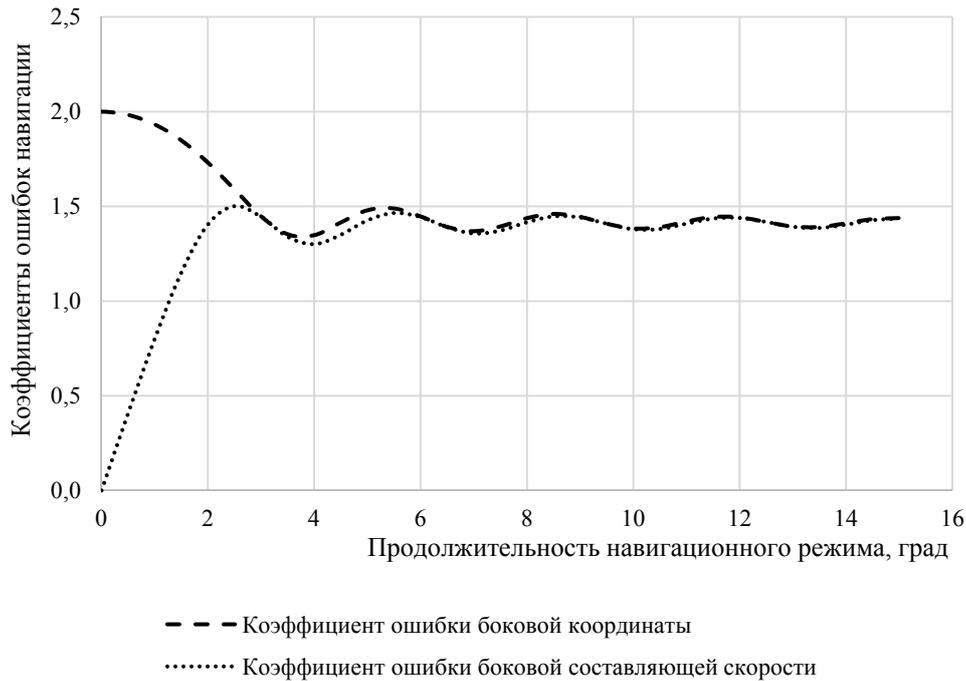


Рис. 1. Графики зависимостей коэффициентов ошибки навигации боковой координаты  $Z(t_0)$  и боковой составляющей скорости  $\dot{Z}(t_0)$  движения КР от продолжительности навигационного режима

Отсюда следует, что при выполнении условия (7) среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора (4) не зависят от продолжительности навигационного режима.

Найдём матрицу  $K(\bar{Q}_{\text{II}}(t_0), \varphi_\tau)$  погрешностей определения трёхмерного вектора (3) по измерениям углов «звезда-ОО» при условиях, что звезда находится в плоскости опорной орбиты КР и продолжительность навигационного режима  $\varphi_\tau = 2\pi$ . Используя методику, приведённую в [1], получаем

$$K_{\ominus}(\bar{Q}_{\text{II}}(t_0), 2\pi) = \frac{D_{\ominus}^2 \sigma_{\ominus}^2}{4N_{\ominus}} \begin{bmatrix} 12 & 0 & -10\lambda_o \\ 0 & 8\lambda_o^2 & 0 \\ -10\lambda_o & 0 & 9\lambda_o^2 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Анализ ковариационной матрицы (9) показывает, что между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и радиальной составляющей  $\dot{X}(t_0)$  скорости, а также между погрешностями оценок радиальной составляющей  $\dot{X}(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР корреляционные связи отсутствуют, т.е. изменения одной погрешности, входящей в одну из этих пар, не приведут к изменению другой.

Корреляционная связь существует между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР. Коэффициент корреляции между погрешностями этих параметров движения центра масс КР с учётом выражения (9) определяется из соотношения

$$\rho_{\Theta}(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi) = \frac{\text{cov}_{\Theta}(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi)}{\sqrt{\sigma_{\Theta}^2(X(t_0), 2\pi) \cdot \sigma_{\Theta}^2(\dot{Y}(t_0), 2\pi)}} = -\frac{10}{\sqrt{12 \cdot 9}} = -0,96. \quad (10)$$

Здесь  $\text{cov}_{\Theta}(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi)$  – ковариация погрешностей оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР, полученных по измерениям углов «звезда-ОО»;  $\sigma_{\Theta}^2(X(t_0), 2\pi)$  и  $\sigma_{\Theta}^2(\dot{Y}(t_0), 2\pi)$  – дисперсии оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР соответственно, полученных по измерениям углов «звезда-ОО».

Из соотношения (10) следует, что корреляционная связь между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР является, во-первых, достаточно сильной и, во-вторых, отрицательной, т.е., например, при росте погрешностей радиальной координаты  $X(t_0)$  погрешности трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР будут уменьшаться.

Среднеквадратические отклонения погрешностей определения составляющих вектора (3) рассчитываются согласно соотношениям

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\Theta}(X(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{3}D_o\sigma_{\Theta}}{\sqrt{N_{\Theta}}}, \\ \sigma_{\Theta}(\dot{X}(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{2}D_o\lambda_o\sigma_{\Theta}}{\sqrt{N_{\Theta}}}, \\ \sigma_{\Theta}(\dot{Y}(t_0), 2\pi) &= \frac{3D_o\lambda_o\sigma_{\Theta}}{2\sqrt{N_{\Theta}}}. \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

Из выражений (8) и (11) следует, что среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора (2) по результатам измерений углов «звезда-ОО» связаны с расстоянием между КР и ОО линейной зависимостью, т.е. с ростом расстояния между КР и ОО точность оценивания составляющих  $X(t_0)$  и  $Z(t_0)$  радиуса-вектора КР, а также его скорости по измерениям углов «звезда-ОО» уменьшается.

Сравнительный анализ этих выражений показывает, что при определении координат КР среднеквадратические отклонения погрешностей радиальной координаты  $X(t_0)$  на 18% больше среднеквадратических отклонений погрешностей нормальной (боковой) координаты  $Z(t_0)$ . Среднеквадратические отклонения погрешностей составляющих вектора скорости КР различаются незначительно.

### Аналитические исследования точности навигации КР по измерениям дальности до ОО

На основании результатов исследований, которые изложены в [5], можно утверждать, что параметры движения центра масс КР относительно плоскости его орбиты, т.е. компоненты вектора (4), по измерениям дальности до ОО не наблюдаемы. Поскольку по измерениям дальности до ОО отсутствует возможность определения векто-

ра (1), то найдём ковариационную матрицу погрешностей оценок вектора, который характеризует движение КР в плоскости его орбиты.

$$\bar{Q}_{\Pi}(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0)]^T \quad (12)$$

при условии, что продолжительность навигационного режима  $\varphi_r = 2\pi$ .

Искомая ковариационная матрица имеет вид:

$$K_D(\bar{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi) = \frac{\sigma_D^2}{6(\pi^2 - 6)N_D} \begin{bmatrix} 3\pi^2 + 32 & 30\pi & 0 & -(3\pi^2 + 22)\lambda_o \\ 30\pi & 36(\pi^2 - 3) & \lambda_o & -24\pi\lambda_o \\ 0 & \lambda_o & 3(\pi^2 - 6)\lambda_o^2 & 0 \\ -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & -24\pi\lambda_o & 0 & (3\pi^2 + 14)\lambda_o^2 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где  $\sigma_D$  – среднеквадратическое отклонение погрешности измерений дальности до ОО;  $N_D$  – количество измерений дальности до ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

Из выражения (13) следует, что между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и радиальной составляющей  $\dot{X}(t_0)$  скорости КР, а также между погрешностями оценок радиальной  $\dot{X}(t_0)$  и трансверсальной  $\dot{Y}(t_0)$  – составляющими его вектора скорости – отсутствуют корреляционные связи. Для расчёта среднеквадратических отклонений погрешностей оценок компонент вектора (12) используются соотношения:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_D(X(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{3\pi^2 + 32} \sigma_D}{\sqrt{6(\pi^2 - 6)N_D}}, \\ \sigma_D(Y(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{6(\pi^2 - 3)} \sigma_D}{\sqrt{(\pi^2 - 6)N_D}}, \\ \sigma_D(\dot{X}(t_0), 2\pi) &= \frac{\lambda_o \sigma_D}{\sqrt{2N_D}}, \\ \sigma_D(\dot{Y}(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{3\pi^2 + 14} \lambda_o \sigma_D}{\sqrt{6(\pi^2 - 6)N_D}}. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

Анализ соотношений (14) показывает, что с ростом высоты полёта КР точность оценок вектора скорости  $V_{\Pi}(t_0) = [\dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0)]^T$  по измерениям дальности до ОО увеличивается, а точность оценок составляющих радиуса-вектора  $r_{\Pi}(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0)]^T$  не зависит от высоты полёта КР. При определении радиальной и трансверсальной координат КР по измерениям дальности до ОО оценка координаты  $X(t_0)$  имеет среднеквадратическое отклонение погрешности, которое на 51% меньше среднеквадратического отклонения погрешности координаты  $Y(t_0)$ , а при определении радиальной и трансвер-

сальной составляющих скорости оценка составляющей  $\dot{X}(t_0)$  имеет среднеквадратическое отклонение погрешности, которое в 1,9 раза меньше среднеквадратического отклонения погрешности составляющей  $\dot{Y}(t_0)$ .

### Аналитические исследования точности навигации КР по измерениям относительной радиальной скорости движения ОО

При движении КР и ОО на сравнительно небольшом расстоянии происходит потеря чувствительности относительной радиальной скорости их движения к изменениям трансверсальной координаты. Поэтому найдём ковариационную матрицу погрешностей навигации вектора (3) по измерениям относительной радиальной скорости.

Используя методику, приведённую в [1], получаем

$$K_D(\bar{Q}_{\text{ип}}(t_0), 2\pi) = \frac{\sigma_D^2}{2N_D} \begin{bmatrix} \frac{17}{18\lambda_o^2} & 0 & -\frac{13}{18\lambda_o} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\frac{13}{18\lambda_o} & 0 & \frac{11}{18} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где  $\sigma_D$  – среднеквадратическое отклонение погрешности измерений относительной радиальной скорости движения ОО;  $N_D$  – количество измерений относительной радиальной скорости движения ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

Для сравнительного анализа точности навигации вектора (3) по измерениям углов «звезда-ОО» и измерениям радиальной скорости относительного движения КР и ОО сопоставим ковариационные матрицы (9) и (15). Очевидно, что эти матрицы имеют одинаковую структуру, в которой корреляционная связь существует только между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР. Коэффициент корреляции между погрешностями этих параметров движения центра масс КР с учётом выражения (15) определяется из соотношения

$$\rho_D(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi) = \frac{\text{cov}_D(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi)}{\sqrt{\sigma_D^2(X(t_0), 2\pi) \cdot \sigma_D^2(\dot{Y}(t_0), 2\pi)}} = -\frac{13\sqrt{18 \cdot 18}}{18\sqrt{17 \cdot 11}} = -0,95, \quad (16)$$

где  $\text{cov}_D(X(t_0), \dot{Y}(t_0), 2\pi)$  – ковариация погрешностей оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР, полученных по измерениям радиальной скорости относительного движения КР и ОО;  $D_D(X(t_0), 2\pi)$  и  $\sigma_D^2(\dot{Y}(t_0), 2\pi)$  – дисперсии оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР соответственно, полученных по измерениям радиальной скорости относительного движения КР и ОО.

Из соотношения (16) следует, что корреляционная связь между погрешностями оценок радиальной координаты  $X(t_0)$  и трансверсальной составляющей  $\dot{Y}(t_0)$  скорости КР является отрицательной и достаточно сильной.

С помощью выражения (15) находим среднеквадратические отклонения погрешностей определения вектора (3):

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\dot{b}}(X(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{17} \sigma_{\dot{b}}}{6\sqrt{N_{\dot{b}}} \lambda_o}, \\ \sigma_{\dot{b}}(\dot{X}(t_0), 2\pi) &= \frac{\sigma_{\dot{b}}}{\sqrt{2N_{\dot{b}}}}, \\ \sigma_{\dot{b}}(\dot{Y}(t_0), 2\pi) &= \frac{\sqrt{11} \sigma_{\dot{b}}}{6\sqrt{N_{\dot{b}}}}. \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

Анализ соотношений (17) показывает, что по измерениям относительной радиальной скорости движения КР и ОО уточнение трансверсальной составляющей вектора скорости КР производится с большей точностью по сравнению с радиальной составляющей, поскольку среднеквадратическое отклонение погрешности оценки составляющей скорости  $\dot{X}(t_0)$  на 20% больше среднеквадратического отклонения погрешности оценки составляющей  $\dot{Y}(t_0)$ .

### Заключение

Представлены результаты анализа точности системы автономной навигации КР, предназначенного для дистанционной диагностики технического состояния ОО, который совершает полёт по компланарной с КР орбите на относительно небольшом от него расстоянии. Представленные ковариационные матрицы характеризуют предельно достижимую точность, которую может достичь система автономной навигации, содержащая такие средства измерений, как астрономический измеритель углов, дальномер и измеритель относительной скорости движения КР и ОО.

Параметры движения КР относительно плоскости орбиты определяются только по измерениям углов «звезда-ОО». Навигационная звезда выбирается таким образом, чтобы направление на звезду не совпадало с плоскостью орбиты КР. Поскольку трансверсальная координата КР не определяется по измерениям углов «звезда-ОО» или относительной радиальной скорости движения ОО, одним из бортовых датчиков системы автономной навигации КР должен быть дальномер. Для обеспечения навигационной информацией системы управления КР при диагностике технического состояния ОО необходимо проводить совместные измерения угловых и линейных первичных навигационных параметров.

Полученные результаты могут быть использованы при обосновании облика системы автономной навигации КР, совершающего совместный с ОО полёт, при решении задачи выбора состава бортовой аппаратуры КР и определения требований к погрешностям бортовых измерительных приборов и объёму измерений, выполняемых в течение навигационного режима.

### Библиографический список

1. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
2. Махненко Ю.Ю. Использование данных оптических телескопов при навигационно-баллистическом обеспечении управления полётом геостационарных спутников // Двойные технологии. 2003. № 4(25). С. 13-15.

3. Бетанов В.В., Махненко Ю.Ю. Совершенствование однопунктового способа навигации геостационарного спутника // Вестник Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2009. № 3. С. 83-95.

4. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.

5. Мантуров А.И., Рублев В.И., Мунтян Р.Ю. Система спутниковой навигации космического аппарата «Бион-М» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 4 (42). С. 196-199.

6. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.

## ANALYSIS OF THE ACCURACY OF AUTONOMOUS NAVIGATION OF THE SPACE ROBOT IN THE DIAGNOSIS OF THE TECHNICAL CONDITION OF AN ORBITAL OBJECT

© 2017

**A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Autonomous Control Systems;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[algol1949@mail.ru](mailto:algol1949@mail.ru)

**I. V. Fominov** Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Autonomous Control Systems;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[i.v.fominov@gmail.com](mailto:i.v.fominov@gmail.com)

**S. Yu. Korolev** adjunct of the Department of the Autonomous Control Systems;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[st.korolev@list.ru](mailto:st.korolev@list.ru)

The article presents the results of analysis of the accuracy of autonomous navigation of a space robot in solving tasks of remote diagnostics of the technical condition of an orbital object in coplanar orbits. The angle between the stellar line and the direction of the orbital object, the distance to the orbital object and the rate of its change are taken as the primary navigation parameters measured onboard of a space robot. The space robot navigation accuracy is assessed on the basis of an analytical method. Assumptions of the normal law of distribution of measurement errors with known characteristics, the motion of the space robot and the orbital object in the central gravitational field of the Earth and the equality of the heights of their reference orbits are introduced. As a result of research covariance matrices of errors of determining the parameters of space robot center-of-mass motion were obtained in analytical form. The analysis of the accuracy of autonomous navigation carried out in the present paper can be used at the stage of feasibility study of the conceptual design of the control and navigation system of a space robot, for example, when solving the problem of choosing the composition of the onboard equipment, determining the accuracy specifications of onboard measuring devices and the amount of measurements carried out within the navigation mode.

*Autonomous navigation; space robot; orbital object; diagnostics of the technical condition of an orbital object; analytical evaluation of navigation accuracy; onboard measurements.*

---

*Citation:* Golyakov A.D., Fominov I.V., Korolev S.Yu. Analysis of the accuracy of autonomous navigation of the space robot in the diagnosis of the technical condition of an orbital object. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41

## References

1. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical assessment of the accuracy of autonomous orbit determination methods]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.
2. Makhnenko Yu.Yu. The use of data from optical telescopes in navigation and ballistic ensure flight control of geostationary satellites. *Dvoynye tekhnologii*. 2003. No. 4(25). P. 13-15. (In Russ.)
3. Betanov V.V., Makhnenko Yu.Yu. Improvement of One-Station Method of Geostationary Satellite Navigation. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2009. No. 3. P. 83-95. (In Russ.)
4. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovykh radionavigatsionnykh system* [Autonomous navigation of space vehicles with GNSS]. SPb.: Politekhnik Publ., 2014. 362 p.
5. Manturov A.I., Rublyov V.I., Muntyan R.Yu. System of satellite navigation of «Bi-on-M» space vehicle. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 4 (42). P. 196-199. (In Russ.)
6. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.