

## ОЦЕНИВАНИЕ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ РЕЗУЛЬТАТОВ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА

© 2018

**А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[algo1949@mail.ru](mailto:algo1949@mail.ru)

**А. М. Ричняк** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[arichnyak@mail.ru](mailto:arichnyak@mail.ru)

Представлены результаты аналитического исследования точности оценивания систематических погрешностей бортовых навигационных измерений, которые, наряду с вектором, характеризующим движение центра масс космического робота, включены в вектор уточняемых параметров. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами космического робота, выбраны дальность до орбитального ориентира, относительная скорость его движения и углы между направлениями на орбитальный ориентир и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты космического робота, а направление на вторую совпадает с нормалью к этой плоскости. Определены условия, при выполнении которых существует возможность уточнения расширенного вектора определяемых параметров. При оценивании систематических погрешностей измерений введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, нормальном законе распределения погрешностей измерений с известными дисперсиями и постоянстве искомых систематических погрешностей. Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от вида навигационных измерений, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение выбранного мерного интервала. Представленные результаты могут найти применение при обосновании путей повышения точности автономной навигации космического робота при выполнении режима диагностирования технического состояния орбитального объекта.

*Автономная навигация; космический робот; орбитальный объект; систематические погрешности измерений; бортовые средства измерения; аналитические оценки точности навигации.*

---

*Цитирование:* Голяков А.Д., Ричняк А.М. Оценивание систематических погрешностей результатов навигационных измерений бортовыми средствами космического робота // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 45-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-45-54

### Введение

Измерения навигационных параметров, выполняемые бортовыми астрономическими и радиотехническими средствами космического робота (КР) при диагностике технического состояния орбитального объекта [1], содержат неизбежные погрешности, которые, в зависимости от характера проявления и причин возникновения, подразделяются на случайные и систематические. Эффективным способом борьбы со случайными погрешностями является статистическая обработка результатов бортовых измерений [2], в том числе с использованием адаптивных методов [3], позволяющая повысить точность решения навигационной задачи.

Систематические погрешности измерений навигационных параметров могут оставаться постоянной величиной или закономерно изменяться в течение орбитального полёта КР. Источниками систематических погрешностей могут быть не только используемый метод измерения, но и несовершенство бортовых средств измерений, а также

воздействие факторов космического пространства, в условиях которых эти измерения проводятся [4–6]. Например, одним из источников систематических погрешностей астрономических средств измерений являются периодические тепловые деформации корпуса астродатчика.

Задача выявления и оценивания с последующим исключением из результата измерений систематических погрешностей может выполняться различными способами, в том числе путём периодического эталонирования бортового астрономического прибора [7] или путём включения систематических погрешностей в вектор уточняемых параметров, который в результате этого принимает расширенный вид [8].

Целью настоящей работы являются аналитические исследования точности расширенного вектора уточняемых параметров, содержащего, наряду с вектором параметров движения центра масс КР, систематические погрешности астрономических и радиотехнических приборов.

### Постановка задачи

Рассмотрим один из режимов работы КР, в котором, с целью диагностирования технического состояния орбитального объекта (ОО), космический робот и ОО находятся на достаточно близком расстоянии друг относительно друга. Для постоянного контроля расстояния между КР и ОО, с целью предотвращения столкновения с ОО, на борту КР осуществляется решение навигационной задачи по измерениям угловых и линейных навигационных параметров в течение заданного временного интервала.

В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых в течение этого интервала, рассмотрим углы «звезда – ОО», дальность до ОО и скорость её изменения. Предположим, что продолжительность интервала навигационных измерений принята равной одному витку КР вокруг Земли, движение КР происходит в центральном гравитационном поле по околокруговой орбите. При этом систематические погрешности результатов измерений первичных навигационных параметров остаются постоянными, т.е. математическую модель измерений можно представить в виде

$$\tilde{D}(t) = \bar{D}(t) + \bar{\xi}(t) + \Delta\bar{D},$$

где  $\tilde{D}(t)$  и  $\bar{D}(t)$  – векторы измеренных и истинных первичных навигационных параметров в момент времени  $t$  соответственно;  $\bar{\xi}(t)$  – вектор случайных погрешностей измерений;  $\Delta\bar{D}$  – вектор систематических погрешностей измерений.

Тогда расширенный вектор параметров, уточняемых в процессе решения навигационной задачи, запишем следующим образом:

$$\bar{Q}_p(t) = \begin{bmatrix} \bar{Q}(t) \\ \Delta\bar{D} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $\bar{Q}(t)$  – вектор параметров движения центра масс КР в момент времени  $t$  в выбранной системе координат.

Оценивание точности вектора (1) выполним по методике, предложенной в монографии [9], т.е. будем полагать, что уточняемый вектор соответствует моменту начала навигационных измерений  $t_0$ . Характеристикой точности расширенного вектора (1), соответствующего моменту времени  $t_0$ , является ковариационная матрица  $K_Q(t_0)$ .

Движение КР рассмотрим в подвижной орбитальной системе координат  $x, y, z$ , начало которой совпадает с центром масс КР, ось  $x$  (радиальная ось) совмещена с про-

должение 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.

С учётом сделанных допущений искомый расширенный вектор определяемых параметров принимает вид

$$\bar{Q}_p(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0) \ \Delta D_1 \ \Delta D_2 \dots \Delta D_n]^T, \quad (2)$$

где  $X(t_0), Y(t_0), Z(t_0)$  – координаты КР в момент времени  $t_0$ ;  $\dot{X}(t_0), \dot{Y}(t_0), \dot{Z}(t_0)$  – составляющие вектора скорости КР в момент времени  $t_0$ ;  $\Delta D_j$  – систематическая погрешность результатов измерений  $j$ -го измерителя навигационного параметра ( $j = \overline{1, n}$ );  $n$  – количество измерителей первичных навигационных параметров.

Для определения параметров движения центра масс КР воспользуемся методом навигации, основанным 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 опорная орбита КР имеет форму окружности известного радиуса  $r_o$ , а погрешности истинных измерений угловых и линейных параметров являются некоррелированными и подчиняются нормальному закону распределения с известными дисперсиями.

### Оценивание систематической погрешности результатов измерений углов «звезда – ОО»

Предположим, что для определения параметров движения КР используется астрономический метод навигации, основанный на измерениях углов «звезда – ОО» [1; 5]. Будем также полагать, что орт первой звезды совмещён с плоскостью опорной орбиты КР, а орт второй звезды – с бинормалью к этой плоскости.

В соответствии с принятыми допущениями трансверсальная координата КР не наблюдаема по измерениям углов «звезда – ОО» [1]. Поэтому искомый расширенный вектор принимает вид

$$\bar{Q}_p^\Phi(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0) \ \Delta\Phi_1 \ \Delta\Phi_2]^T, \quad (3)$$

где  $\Delta\Phi_1$  и  $\Delta\Phi_2$  – систематические погрешности измерений углов «первая звезда – ОО» ( $\Phi_1$ ) и «вторая звезда – ОО» ( $\Phi_2$ ) соответственно.

Поскольку параметры, характеризующие движение КР в плоскости орбиты, не зависят от параметров, характеризующих движение относительно плоскости орбиты, а корреляционные связи между систематическими погрешностями  $\Delta\Phi_1$  и  $\Delta\Phi_2$  отсутствуют, можно выполнить декомпозицию задачи поиска корреляционной матрицы и записать вектор (3) в виде двух независимых векторов

$$\bar{Q}_p^\Phi(t_0) = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0) \\ \bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Здесь  $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$  – вектор, содержащий параметры движения КР внутри плоскости его орбиты и систематическую погрешность измерения угла  $\Phi_1$ :

$$\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta\Phi_1]^T;$$

$\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0)$  – вектор, содержащий параметры движения КР относительно плоскости его орбиты и систематическую погрешность измерения угла  $\Phi_2$ :

$$\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0) = [Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0) \ \Delta\Phi_2]^T.$$

Корреляционная матрица вектора (4) принимает квазидиагональный вид:

$$K_Q^\Phi(t_0) = \begin{bmatrix} K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) & 0 \\ 0 & K_{Q2}^{\Phi_2}(t_0) \end{bmatrix},$$

где  $K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0)$  и  $K_{Q2}^{\Phi_2}(t_0)$  – ковариационные матрицы погрешностей оценивания векторов  $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$  и  $\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0)$  по измерениям углов  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$  соответственно; 0 – прямоугольная матрица, элементы которой равны нулю.

На основании методики, изложенной в [9], получаем ковариационную матрицу погрешностей оценивания вектора  $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$  по измерения угла  $\Phi_1$ :

$$K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) = \frac{D_o^2 \sigma_\Phi^2}{4(\pi^2 - 8)N_\Phi} k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0). \quad (5)$$

Здесь  $D_o$  – расстояние между ОО и КР, находящемся на опорной орбите;  $\sigma_\Phi^2$  – дисперсия погрешности измерения угла «звезда – ОО»;  $N_\Phi$  – количество измерений угла «звезда – ОО» в течение интервала навигационных измерений;  $k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0)$  – симметрическая матрица, которую можно представить следующим образом:

$$k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) = \begin{bmatrix} 4[3\pi^2 - 8(1 + 2\sin^2 \alpha_1)] & 32\lambda_o \sin 2\alpha_1 & 2[8(1 + \sin^2 \alpha_1) - 5\pi^2]\lambda & \frac{16\pi \cos \alpha_1}{D_o} \\ 32\lambda_o \sin 2\alpha_1 & 8(\pi^2 - 8\cos \alpha_1)\lambda_o^2 & -32\lambda_o^2 \sin 2\alpha_1 & \frac{16\pi\lambda_o \sin \alpha_1}{D_o} \\ 2[8(1 + \sin^2 \alpha_1) - 5\pi^2]\lambda_o & -32\lambda_o^2 \sin 2\alpha_1 & [9\pi^2 - 8(1 + 6\sin^2 \alpha_1)]\lambda_o^2 & \frac{-18\pi\lambda_o \cos \alpha_1}{D_o} \\ \frac{16\pi \cos \alpha_1}{D_o} & \frac{16\pi\lambda_o \sin \alpha_1}{D_o} & \frac{-18\pi\lambda_o \cos \alpha_1}{D_o} & \frac{4\pi^2}{D_o^2} \end{bmatrix};$$

$\alpha_1$  – орбитальное склонение первой звезды;  $\lambda_o$  – орбитальная круговая скорость КР на опорной орбите.

Анализ выражения (5) показывает, что дисперсии погрешностей составляющих вектора параметров движения КР в плоскости его орбиты

$$\bar{Q}_i^{\Phi_1}(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0)]^T$$

зависят от расстояния между КР и ОО, радиуса орбиты КР и орбитального склонения первой звезды.

Выражения для расчёта среднеквадратических отклонений погрешностей оценок вектора  $\bar{Q}_1^{\Phi_1}(t_0)$  имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_X^{\Phi_1} &= k_X^{\Phi_1} \frac{D_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \\ \sigma_{\dot{X}}^{\Phi_1} &= k_{\dot{X}}^{\Phi_1} \frac{D_o \lambda_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \\ \sigma_{\dot{Y}}^{\Phi_1} &= k_{\dot{Y}}^{\Phi_1} \frac{D_o \lambda_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где  $k_X^{\Phi_1}$ ,  $k_{\dot{X}}^{\Phi_1}$  и  $k_{\dot{Y}}^{\Phi_1}$  – коэффициенты ошибок навигации [5; 7; 9], которые рассчитываются по формулам:

$$k_X^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{3\pi^2 - 8(1 + 2 \sin^2 \alpha_1)}{\pi^2 - 8}};$$

$$k_{\dot{X}}^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{2(\pi^2 - 8 \cos \alpha_1)}{\pi^2 - 8}};$$

$$k_{\dot{Y}}^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{9\pi^2 - 8(1 + 6 \sin^2 \alpha_1)}{4(\pi^2 - 8)}};$$

$\sigma_\Phi$  – среднеквадратическое отклонение погрешности измерения угла «звезда – ОО».

Графики зависимостей коэффициентов ошибок навигации КР по координате  $X$  и составляющим вектора скорости  $\dot{X}(t_0)$  и  $\dot{Y}(t_0)$  от орбитального склонения первой звезды  $\alpha_1$  приведены на рис. 1.

Как следует из графиков (рис. 1), коэффициенты ошибок навигации КР при вариациях угла склонения звезды от 0 до 90 градусов изменяются в достаточно широком диапазоне значений (1,5 – 4,3). Наибольшую чувствительность к углу склонения звезды проявляет коэффициент ошибок оценок радиальной составляющей вектора скорости КР.

Из выражения (5) получим соотношение для оценки дисперсии систематической погрешности измерения угла  $\Phi_1$ :

$$\sigma_{\Delta\Phi_1}^2 = \frac{\sigma_\Phi^2 \pi^2}{(\pi^2 - 8)N_\Phi} \approx 5,28 \frac{\sigma_\Phi^2}{N_\Phi}. \quad (7)$$

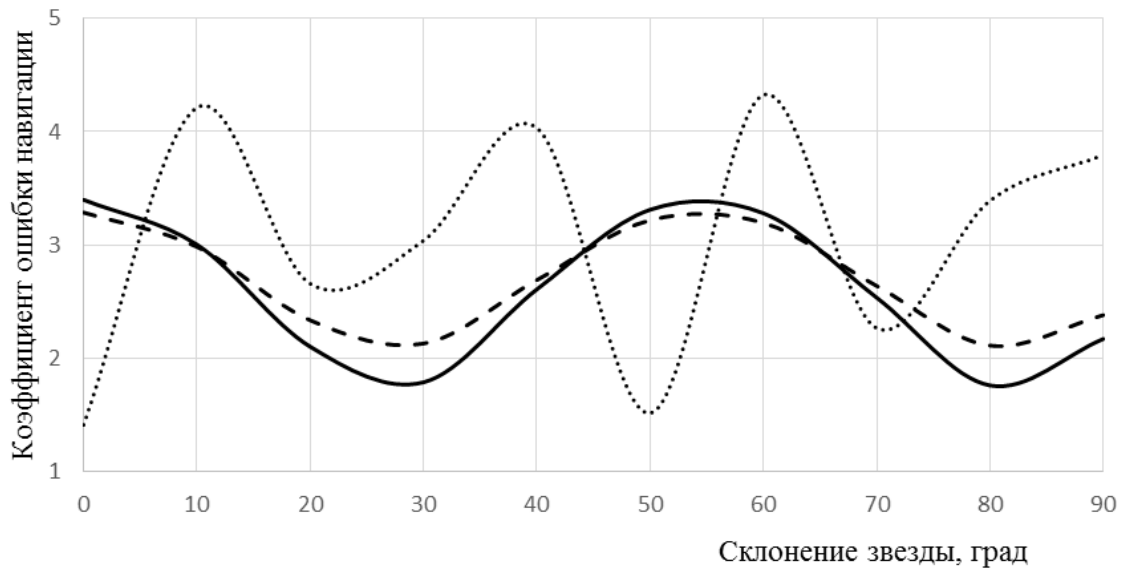


Рис. 1. Графики зависимостей коэффициентов ошибок навигации КР от орбитального склонения первой звезды:

— координата X; ..... составляющая скорости \$V\_x\$; - - - составляющая скорости \$V\_y\$.

Ковариационная матрица погрешностей оценивания расширенного вектора \$\bar{Q}\_{p2}^{\Phi\_2}(t\_0)\$ по измерениям угла \$\Phi\_2\$ имеет диагональный вид

$$K_{Q_2}^{\Phi_2}(t_0) = \frac{\sigma_{\Phi}^2}{N_{\Phi}} \begin{bmatrix} 2D_o^2 & 0 & 0 \\ 0 & 2D_o^2 \lambda_o^2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

С помощью соотношения (8) находим выражение для расчёта оценки дисперсии систематической погрешности измерения угла \$\Phi\_2\$:

$$\sigma_{\Delta\Phi_2}^2 = \frac{\sigma_{\Phi}^2}{N_{\Phi}}. \quad (9)$$

Из выражений (7) и (9) следует, что дисперсии оценок систематических погрешностей \$\Delta\Phi\_1\$ и \$\Delta\Phi\_2\$ связаны линейной зависимостью с дисперсиями погрешностей измерений углов \$\Phi\_1\$ и \$\Phi\_2\$ и обратно пропорциональны количеству измерений \$N\_{\Phi}\$. При этом в отличие от дисперсий других составляющих вектора \$\bar{Q}\_{p1}^{\Phi\_1}(t\_0)\$ дисперсии оценок \$\Delta\Phi\_1\$ и \$\Delta\Phi\_2\$ не зависят от расстояния между КР и ОО (\$D\_o\$), высоты полёта КР и орбитального склонения навигационной звезды (\$\alpha\_1\$). Анализ выражений (6) и (8) показывает, что систематическая погрешность \$\Delta\Phi\_2\$ оценивается с более высокой точностью по сравнению с систематической погрешностью \$\Delta\Phi\_1\$.

### Оценивание систематической погрешности результатов измерений дальности до ОО

Поскольку по измерениям дальности до ОО параметры, характеризующие движение центра масс КР по нормали к плоскости его орбиты, не наблюдаются [5], рассмотрим возможность уточнения расширенного вектора, компонентами которого являются параметры движения центра масс КР в плоскости его орбиты и систематическая погрешность измерения дальности до ОО:

$$\bar{Q}_p^D(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta D]^T, \quad (10)$$

где  $\Delta D$  – систематическая погрешность измерения дальности до ОО.

Исследования наблюдаемости вектора (10) показали, что возможность уточнения этого вектора отсутствует. Поэтому найдём ковариационную матрицу погрешностей оценки вектора

$$\bar{Q}_{p1}^D(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta D]^T. \quad (11)$$

Применяя известную методику [9], получаем искомую матрицу

$$K_{p1}^D(t_0) = \frac{\sigma_D^2}{6(\pi^2 - 6)N_D} \begin{bmatrix} 3\pi^2 + 32 & 0 & -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & 30\pi \\ 0 & 3(\pi^2 - 6)\lambda_o^2 & 0 & \lambda_o \\ -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & 0 & (3\pi^2 + 14)\lambda_o^2 & -24\pi\lambda_o \\ 30\pi & \lambda_o & -24\pi\lambda_o & 36(\pi^2 - 3) \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где  $\sigma_D^2$  – дисперсия погрешностей измерений дальности до ОО;  $N_D$  – количество измерений дальности до ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

Из выражения (12) находим соотношение для расчёта дисперсии оценки систематической погрешности  $\Delta D$ :

$$\sigma_{\Delta D}^2 = \frac{6(\pi^2 - 3)\sigma_D^2}{(\pi^2 - 6)N_D} \approx 10,66 \frac{\sigma_D^2}{N_D}. \quad (13)$$

Из соотношения (13) следует, что дисперсия оценки систематической погрешности  $\Delta D$  не зависит от высоты полёта КР и расстояния до ОО, а определяется только такими характеристиками дальномёра, как его точность и оперативность (быстродействие). При этом между оценкой систематической погрешности  $\Delta D$  и другими составляющими вектора (11) существуют корреляционные связи.

### Оценивание систематической погрешности результатов измерений скорости изменения дальности до ОО

Исследуем возможность определения систематической погрешности измерения скорости изменения дальности до ОО ( $\dot{D}$ ), т.е. относительной радиальной скорости между ОО и КР. В связи с тем, что по измерениям  $\dot{D}$  трансверсальная координата не наблюдается [1], рассмотрим расширенный вектор вида

$$\bar{Q}_p^{\dot{D}}(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta \dot{D}]^T, \quad (14)$$

где  $\Delta\dot{D}$  – систематическая погрешность измерения относительной скорости до ОО.

Исследования наблюдаемости вектора (14) показали, что введение систематической погрешности в состав уточняемых параметров приводит к тому, что происходит потеря принципиальной возможности его определения. Поэтому найдём точность оценивания вектора, содержащего радиальную и трансверсальную составляющие скорости КР и систематическую погрешность  $\Delta\dot{D}$ :

$$\bar{Q}_{pl}^{\dot{D}}(t_0) = [\dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta\dot{D}]^T. \quad (15)$$

Искомая ковариационная матрица погрешностей оценивания вектора (15) имеет вид

$$K_{Q1}^{\dot{D}}(t_0) = \frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{8N_{\dot{D}}} \begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 3 \\ 0 & 3 & 17 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где  $\sigma_{\dot{D}}^2$  – дисперсия погрешностей измерений относительной скорости до ОО;  $N_{\dot{D}}$  – количество измерений относительной скорости до ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

В соответствии с ковариационной матрицей (16) дисперсия оценки систематической погрешности  $\Delta\dot{D}$  рассчитывается по формуле

$$\sigma_{\Delta\dot{D}}^2 = \frac{17\sigma_{\dot{D}}^2}{8N_{\dot{D}}} \approx 2,13 \frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{N_{\dot{D}}}. \quad (17)$$

Из соотношения (17) следует, что дисперсия оценки систематической погрешности  $\Delta\dot{D}$  не зависит от высоты полёта КР и расстояния до ОО, а определяется показателями точности и оперативности (быстродействия) измерителя относительной скорости движения КР и ОО.

### Заключение

Представлены результаты аналитического исследования точности оценивания систематических погрешностей навигационных измерений, которые, наряду с вектором, характеризующим движение центра масс КР, включены в вектор уточняемых параметров. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами КР, выбраны углы между направлениями на орбитальные ориентиры и навигационные звёзды, дальность до ориентира и относительная скорость его движения. Определены условия, при выполнении которых существует возможность уточнения расширенного вектора определяемых параметров.

Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющих оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи, в том числе среднеквадратические отклонения погрешностей систематических ошибок. Например, если среднеквадратические погрешности измерения первичных навигационных параметров (углов, дальности и относительной скорости) составляют 10 угл. с; 0,5 м и 0,005 м/с, то при условии, что в течение измерительного интервала проводятся 100 измерений, среднеквадратические погрешности искомых параметров достигают от 1 до 2,3 угл. с (в за-



висимости от расположения навигационной звезды относительно плоскости орбиты КР), 0,16 м и 0,76 мм/с соответственно.

Представленные результаты могут найти применение при обосновании способа повышения точности навигации КР при выполнении режима диагностирования технического состояния ОО.

### Библиографический список

1. 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
2. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е., Ивашов В.В., Никульчин А.В. Исследование эффективности и оптимизация параметров лазерного локационного прибора для измерения скорости сближения космических аппаратов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 6. С. 247-269. DOI: 10.7463/0614.0712240
3. Голяков А.Д., Фоминов В.И. Методы адаптивной обработки навигационных измерений бортовыми средствами искусственных спутников Земли // Навигация и гидрография. 2014. № 37. С. 28-35.
4. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звёздной ориентации семейства БОКЗ // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 1. С. 3-13.
5. 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.
6. Вильнер В.Г., Ларюшин А.И., Рудь Е.Л. Методы повышения точности импульсных лазерных дальномеров // Электроника: наука, технология, бизнес. 2008. № 3. С. 118-124.
7. Голяков А.Д., Лукашевский А.А., Смирнов В.В. Системы навигации космических аппаратов. СПб.: МО РФ, 2003. 267 с.
8. Петрищев В.Ф. Метод декомпозиции в задаче припланетной астронавигации с использованием псевдозвезд // Космические исследования. 1989. Т. 27, № 2. С. 221-227.
9. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

### ESTIMATION OF SYSTEMATIC ERRORS IN THE RESULTS OF NAVIGATIONAL MEASUREMENTS WITH THE USE OF SPACECRAFT ROBOT ONBOARD FACILITIES

© 2018

- A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems;  
Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[algol1949@mail.ru](mailto:algol1949@mail.ru)
- A. M. Richnyak** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Autonomous Control Systems;  
Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[arichnyak@mail.ru](mailto:arichnyak@mail.ru)

The article presents the results of an analytical study of the accuracy of estimating systematic optical errors of onboard navigation measurements that, along with the vector characterizing the motion of the center of mass of the space robot, are included in the vector of the parameters to be specified. The range to the orbital reference point, the relative speed of its motion and the angles between the directions to the orbital landmark and to the navigational stars, one of which is in the plane of the space robot's orbit, and the direction to the second one coincides with the normal to this plane are chosen as the primary navigation parameters to be measured by the space robot onboard facilities. The conditions that make it possible to specify the augmented vector of the parameters to be determined are defined. Estimating the systematic errors of measurements we make assumptions about the central gravitational field of the Earth, the normal law of measurement errors with known variances and the constancy of the unknown systematic errors. Analytical expressions of the covariance matrices that make it possible to estimate the maximum achievable accuracy of solving the task depending on the kind of navigational measurements, variances of measurement errors and the number of measurements during a selected measuring interval are obtained. The presented results can be applied to justify the ways of improving the accuracy of the autonomous navigation of a space robot in diagnosing the technical condition of an orbital object.

*Autonomous navigation; space robot; orbital object; systematic measurement errors; onboard measuring instruments; analytical study of navigation accuracy.*

---

*Citation:* Golyakov A.D., Richnyak A.M.. Estimation of systematic errors in the results of navigational measurements with the use of spacecraft robot onboard facilities. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 45-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-45-54

## References

1. 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. (In Russ.)
2. Starovoitov E.I., Zubov N.E., Ivashov V.V., Nikulchin A.V. Study of efficiency and optimization parameters of laser device for measuring the range rate of a spacecraft. *Science and Education*. 2014. No. 6. P. 247-269. DOI: 10.7463/0614.0712240. (In Russ.)
3. Golyakov A.D., Fominov I.V. Methods of adaptive processing of navigation measurements obtained by satellites. *Navigation and Hydrography*. 2014. No. 37. P. 28-35. (In Russ.)
4. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Forsh A.A., Kudelin M.I. Analysis of current state and prospect for the development of BOKZ star trackers family. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie*. 2015. V. 58, no. 1. P. 3-13. (In Russ.)
5. 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.
6. Vilner V., Larushin A., Rud E. Methods for Increasing Impulse Lasers Range-Finders Accuracy. *Electronics: Science, Technology, Business*. 2008. No. 3. P. 118-124. (In Russ.)
7. Golyakov A.D., Lukashevskiy A.A., Smirnov V.V. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb.: Ministry of Defence of the RF Publ., 2003. 267 p.
8. Petrishchev V.F. Method of decomposition of planetary astronavigation using pseudo-stars. *Cosmic Research*. 1989. V. 27, Iss. 2. P. 221-227.
9. 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.