

## АНАЛИТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПО СОВМЕСТНЫМ БОРТОВЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ УГЛОВЫХ И ЛИНЕЙНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА

А. Д. ГОЛЯКОВ, И. В. ФОМИНОВ, С. Ю. КОРОЛЕВ

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия  
E-mail: i.v.fominov@gmail.com*

Представлены аналитические выражения, характеризующие точность определения параметров движения центра масс космического робота, который совершает полет на малом расстоянии от пассивного орбитального объекта. Исследования базируются на теории аналитического оценивания точности автономных навигационных систем и отличаются применением совместных измерений угловых и линейных навигационных параметров, производимых с помощью наземных и бортовых измерительных средств. Расчеты выполнены на примере измерений первичных навигационных параметров, получаемых с помощью астрономического угломера и дальномера. Приведены результаты, подтверждающие, что с помощью этих измерительных средств обеспечивается определение всех параметров, характеризующих движение центра масс космического робота. В аналитическом виде получены ковариационные матрицы погрешностей навигации космического робота, позволяющие сформировать состав измерительных средств космического робота на этапе обоснования его технического облика.

**Ключевые слова:** автономная навигация, космический робот, орбитальный объект, аналитические оценки точности навигации, совместные измерения

Исследования точности систем навигации космических аппаратов (КА) по совместным измерениям угловых и линейных навигационных параметров, производимым с помощью наземных и бортовых измерительных средств, представлены в ряде работ [1—7]. При разработке систем навигации космических роботов (КР), предназначенных для технического обслуживания различного рода орбитальных объектов (ОО), в том числе диагностики их технического состояния, значительный интерес представляют сведения о точности определения параметров движения центра масс КР по бортовым измерениям угловых и линейных параметров движения КА относительно орбитальных ориентиров [8—10].

Для решения этой задачи используются аналитические и численные методы. Первые обеспечивают получение аналитических выражений, с помощью которых удастся выявить общие закономерности навигационного процесса. Полученные при этом количественные оценки показателей точности навигации завышены, поскольку используемые в аналитических методах математические модели движения КА и математические модели первичных навигационных измерений имеют сравнительно невысокий уровень достоверности. Они могут служить первым приближением, с которым следует сравнивать результаты решения навигационной задачи, полученные численным методом, например, при оценке безошибочности разработанной программы, с помощью которой моделируется навигационный процесс.

Основой численных методов оценивания точности навигации КА является математическое моделирование процесса решения навигационной задачи с использованием средств вычислительной техники. Преимущество численных методов состоит в том, что полученные оценки точности навигации обладают более высокой степенью достоверности. Однако для

нахождения общих закономерностей навигационного процесса необходим достаточно большой объем вычислительных экспериментов, поскольку каждый результат получен для конкретного вектора исходных данных. Численные методы используются для проверки теоретических положений и при необходимости нахождения достоверных оценок точности систем навигации КА, предлагаемых для разработки или изготовления.

Поэтому выбор аналитических или численных методов оценивания точности навигации КА определяется целью исследований.

Целью настоящей статьи является аналитическое исследование точности навигации КР путем проведения совместных угловых и линейных измерений первичных навигационных параметров.

Аналитическим исследованиям точности навигации КА посвящен целый ряд работ [1, 6, 8—12]. При этом в работах [8, 9] получены оценки точности навигации КА в зависимости от значения геоцентрического расстояния до орбитального ориентира, параметры движения центра масс которого известны. В монографии [10] показано, что по измерениям углов „звезда—ориентир“ возможно определить шесть параметров движения центра масс КА (например, три координаты и три составляющие вектора скорости в выбранной системе отсчета и в заданный момент времени), а по измерениям дальности до орбитального ориентира, который находится в компланарной плоскости, такая возможность отсутствует, поскольку параметры, характеризующие движение КР относительно плоскости его орбиты, по измерениям дальности не фиксируются.

Аналитические исследования точности навигации КР по совместным угловым и линейным измерениям первичных навигационных параметров выполним при следующих условиях:

— продолжительность мерного интервала равна одному витку КР вокруг Земли;

— ОО совершает полет на малом расстоянии от КР в компланарной плоскости по отношению к плоскости опорной орбиты КР.

В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых в течение навигационного режима, рассмотрим углы „звезда—орбитальный объект“, дальность до ОО и скорость ее изменения.

Аналитические исследования точности навигации КР выполним по методике, которая приведена в работах [1, 11, 12]. Движение КР и ОО рассмотрим в подвижной орбитальной системе координат  $XYZ$ , начало которой совпадает с центром масс КР, ось  $X$  (радиальная) совмещена с продолжением радиуса-вектора КР, ось  $Y$  (трансверсальная) лежит в плоскости опорной орбиты КР, а ось  $Z$  (нормальная) совпадает с нормалью к плоскости опорной орбиты КР. При этом будем полагать, что погрешности истинных измерений угловых и линейных параметров подчиняются нормальному закону распределения с известными характеристиками.

При выбранном для исследования орбитальном построении КР и ОО, принятых допущениях о центральном гравитационном поле Земли и отсутствии возмущающих факторов вектор параметров движения центра масс КР, соответствующий моменту времени  $t_0$  начала навигационного режима

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

можно записать в виде двух независимых векторов

$$\mathbf{Q}(t_0) = [\mathbf{Q}_\Pi(t_0) \ \mathbf{Q}_N(t_0)]^T, \quad (2)$$

характеризующих движение в плоскости опорной орбиты КР

$$\mathbf{Q}_\Pi(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0)]^T \quad (3)$$

и по направлению нормали к плоскости опорной орбиты КР

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

Поскольку компоненты вектора (2) являются независимыми [1, 9], ковариационную матрицу погрешностей оценивания вектора (1) можно записать в виде блочной диагональной матрицы

$$K(\mathbf{Q}(t_0), \varphi_\tau) = \begin{bmatrix} K(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), \varphi_\tau) & 0 \\ 0 & K(\mathbf{Q}_N(t_0), \varphi_\tau) \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где  $\varphi_\tau$  — продолжительность навигационного режима, равная углу поворота радиуса-вектора КР от момента  $t_0$  до момента окончания режима навигационных измерений  $t_k$ :  $\varphi_\tau = \lambda_o(t_k - t_0)$ ;  $\lambda_o$  — угловая скорость движения КР по опорной орбите;  $K(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), \varphi_\tau)$  — ковариационная ( $4 \times 4$ )-матрица погрешностей определения вектора (3);  $K(\mathbf{Q}_N(t_0), \varphi_\tau)$  — ковариационная ( $2 \times 2$ )-матрица погрешностей определения вектора (4).

Вид матриц, входящих в (5), зависит от ряда факторов, в том числе от состава навигационных параметров, измеряемых в течение навигационного режима, от степени близости КР к ОО и др. Найдем ковариационные матрицы (5) при совместных измерениях углов „звезда—орбитальный объект“ и дальности до ОО.

В соответствии с исследованиями [10], по результатам измерения дальности до ОО, находящегося в плоскости опорной орбиты КР, определяются только компоненты вектора (3). Следовательно, для оценки точности навигации КР по измеренной дальности до ОО используется матрица  $K(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), \varphi_\tau)$ .

Предположим, что в качестве навигационных выбраны две звезды, одна из которых находится в плоскости опорной орбиты КР, а вторая находится в направлении нормали к плоскости опорной орбиты КР. Поскольку по измерениям углового положения ОО относительно первой звезды определяются вектор (3), а по измерениям углового положения ОО относительно второй звезды определяются вектор (4), найдем ковариационные матрицы  $K_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), \varphi_\tau)$   $\Theta_1$  — угол между направлениями на первую звезду и ОО;  $D$  — дальность до ОО и  $K_{\Theta_2}(\mathbf{Q}_N(t_0), \varphi_\tau)$ .

После выполнения математических операций [1] получаем ковариационную матрицу погрешностей оценки вектора (3) по совместным измерениям углов „звезда 1—ОО“ и дальности до ОО:

$$K_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), 2\pi) = \frac{r_o^2}{\eta[48(\pi^2 - 6)\eta^3 + 8(3\pi^2 - 1)\eta^2\chi + (3\pi^2 + 32)\eta\chi^2 + 4\chi^3]} K'_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), 2\pi), \quad (6)$$

где  $r_o$  — радиус опорной орбиты КР;  $\eta$  — параметр, характеризующий объем и точность измерений дальностей до ОО:  $\eta = \frac{N_D r_o^2}{\sigma_D^2}$ ;  $\sigma_D$  — среднеквадратическое отклонение (СКО) погрешности измерений дальности до ОО;  $N_D$  — число измерений дальности до ОО;

$\chi$  — параметр, характеризующий объем и точность измерений углов „звезда 1—ОО“:

$\chi = \frac{N_{\Theta_1}}{\sigma_{\Theta_1}^2}$ ;  $\sigma_{\Theta_1}$  — СКО погрешности измерений углов „звезда 1—ОО“;  $N_{\Theta_1}$  — число измерений углов „звезда 1—ОО“.

$K'_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_\Pi(t_0), 2\pi)$  — матрица коэффициентов ошибок навигации при совместных измерениях углов „звезда 1—ОО“ и дальности до ОО — приведена в табл. 1.

Таблица 1

$2[4(3\pi^2 + 32)\eta^2 + (3\pi^2 + 58)\eta\chi + 6\chi^2]\eta$	$6\pi(40\eta^2 + 14\eta\chi + \chi^2)\eta$	0	$-2[4(3\pi^2 + 22)\eta^2 + (3\pi^2 + 14)\eta\chi + 4\chi^2]\eta\lambda_o$
$6\pi(40\eta^2 + 14\eta\chi + \chi^2)\eta$	$4[72(\pi^2 - 3)\eta^3 + 30(\pi^2 + 1)\eta^2\chi + (3\pi^2 + 16)\eta\chi^2 + \chi^3]$	$4[12(\pi^2 - 6)\eta^2 + (3\pi^2 + 16)\eta\chi + 4\chi^2]\eta\lambda_o$	$-3\pi(64\eta^2 + 20\eta\chi + \chi^2)\eta\lambda_o$
0	$4[12(\pi^2 - 6)\eta^2 + (3\pi^2 + 16)\eta\chi + 4\chi^2]\eta\lambda_o$	$2[12(\pi^2 - 6)\eta^2 + (3\pi^2 + 16)\eta\chi + 4\chi^2]\eta\lambda_o^2$	0
$-2[4(3\pi^2 + 22)\eta^2 + (3\pi^2 + 14)\eta\chi + 4\chi^2]\eta\lambda_o$	$-3\pi(64\eta^2 + 20\eta\chi + \chi^2)\eta\lambda_o$	0	$[8(3\pi^2 + 14)\eta^2 + 2(3\pi^2 + 32)\eta\chi + 9\chi^2]\eta\lambda_o^2$

С помощью выражения (6) можно оценить вклад результатов измерений углов „звезда—ОО“ и расстояния до ОО в погрешность определения параметров, характеризующих движение КР в плоскости его орбиты. Действительно, если положить, что в течение навигационного режима бортовыми средствами КР выполняется большой объем измерений дальности до ОО (причем эти измерения выполняются с высокой точностью или в связи с действием возмущающего фактора произошло снижение точности работы астрономических приборов), то справедливо условие

$$\frac{\sigma_D^2}{N_D r_o^2} \ll \frac{\sigma_{\Theta_1}^2}{N_{\Theta_1}}. \tag{7}$$

При выполнении условия (7) ковариационная матрица (6) принимает вид

$$K_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi) = \frac{\sigma_D^2}{6(\pi^2 - 6)N_D} \begin{bmatrix} 3\pi^2 + 32 & 30\pi & 0 & -(3\pi^2 + 22)\lambda_o \\ 30\pi & 36(\pi^2 - 3) & \lambda_o & -24\pi\lambda_o \\ 0 & \lambda_o & 3(\pi^2 - 6)\lambda_o^2 & 0 \\ -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & -24\pi\lambda_o & 0 & (3\pi^2 + 14)\lambda_o^2 \end{bmatrix}. \tag{8}$$

Анализ ковариационной матрицы (8) показывает, что точность оценки вектора (3) по совместным измерениям углов „звезда 1—ОО“ и дальности до ОО определяется только качеством и количеством измерений дальности до ОО.

Если

$$\frac{\sigma_{\Theta_1}^2}{N_{\Theta_1}} \ll \frac{\sigma_D^2}{N_D r_o^2}, \tag{9}$$

то из соотношения (6) получаем, что ковариационная матрица погрешностей определения вектора (3) принимает вид

$$K_{\Theta_1 D}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi) = \frac{r_o^2}{\eta\chi} \begin{bmatrix} 3\eta & 3\pi\eta & 0 & -\frac{5}{2}\eta\lambda_o \\ 3\pi\eta & \chi & 4\eta\lambda_o & -\frac{3}{4}\pi\eta\lambda_o \\ 0 & 4\eta\lambda_o & 2\eta\lambda_o^2 & 0 \\ -\frac{5}{2}\eta\lambda_o & -\frac{3}{4}\pi\eta\lambda_o & 0 & 18\eta\lambda_o^2 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Ковариационная матрица погрешностей оценки вектора (4) по измерениям углов „звезда 2—ОО“ имеет вид

$$K_{\Theta_2}(\mathbf{Q}_N(t_0), 2\pi) = \frac{2D_o^2\sigma_{\Theta_2}^2}{N_{\Theta}} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \lambda_o^2 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Из выражения (11) следует, что СКО погрешностей оценок вектора (4) по результатам измерений углов „звезда 2—ОО“ линейно зависят от расстояния между КР и ОО, т.е. с ростом расстояния между КР и ОО точность оценивания составляющих вектора (4) снижается.

Аналитическим путем оценим точность определения вектора (3) по совместным измерениям дальности и относительной радиальной скорости движения ОО. Используя методику, изложенную в монографии [1], получаем искомую ковариационную матрицу

$$K_{DD}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi) = \frac{r_o^2}{6\eta[(\pi^2 - 6)\eta^3 + (2\pi^2 - 3)\eta^2\xi + (\pi^2 + 6)\eta\xi^2 + 4\xi^3]} K'_{DD}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi), \quad (12)$$

где  $\xi$  — параметр, характеризующий объем и точность измерений относительной радиальной скорости движения ОО в течение навигационного режима:  $\xi = \frac{N_D V_o^2}{\sigma_D^2}$ ;  $\sigma_D$  — СКО по-

грешности измерений относительной радиальной скорости движения ОО,  $N_D$  — количество измерений относительной радиальной скорости движения ОО;  $K'_{DD}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi)$  — матрица коэффициентов ошибок навигации при совместных измерениях дальности до ОО и относительной радиальной скорости его движения — приведена в табл. 2.

Таблица 2

$[(3\pi^2 + 32)\eta^2 + (3\pi^2 + 49)\eta\xi + 17\xi^2]\eta$	$6\pi(5\eta^2 + 7\eta\xi + 2\xi^2)\eta$	0	$-[(3\pi^2 + 22)\eta^2 + (3\pi^2 + 35)\eta\xi + 13\xi^2]\eta\lambda_o$
$6\pi(5\eta^2 + 7\eta\xi + 2\xi^2)\eta$	$6[6(\pi^2 - 3)\eta^3 + (10\pi^2 + 3)\eta^2\xi + 4(\pi^2 + 3)\eta\xi^2 + 3\xi^3]$	$6[(\pi^2 - 6)\eta^3 + (2\pi^2 - 3)\eta^2\xi + (\pi^2 + 6)\eta\xi^2 + 4\chi^3]\lambda_o$	$-6\pi(4\eta^2 + 5\eta\xi + \xi^2)\eta\lambda_o$
0	$6[(\pi^2 - 6)\eta^3 + (2\pi^2 - 3)\eta^2\xi + (\pi^2 + 6)\eta\xi^2 + 4\chi^3]\lambda_o / (\eta\xi + 1)$	$6[(\pi^2 - 6)\eta^3 + (2\pi^2 - 3)\eta^2\xi + (\pi^2 + 6)\eta\xi^2 + 4\chi^3]\lambda_o^2 / 2(\eta\xi + 1)$	0
$-[(3\pi^2 + 22)\eta^2 + (3\pi^2 + 35)\eta\xi + 13\xi^2]\eta\lambda_o$	$-6\pi(4\eta^2 + 5\eta\xi + \xi^2)\eta\lambda_o$	0	$[(3\pi^2 + 14)\eta^2 + (3\pi^2 + 25)\eta\xi + 11\xi^2]\eta\lambda_o^2$

Соотношение (12) позволяет проанализировать целесообразность использования измерителя относительной радиальной скорости движения ОО для обеспечения заданных требований к точности навигации КР при наличии в составе его бортовой аппаратуры средства измерения дальности до ОО. При использовании дальномера, обеспечивающего измерения дальности с высокой точностью и оперативностью, т.е. при выполнении условия

$$\frac{\sigma_D^2}{N_D r_o^2} \ll \frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{N_{\Theta} V_o^2}, \tag{13}$$

ковариационная матрица (12) соответствует матрице (8), характеризующей точность определения вектора (3) по совместным измерениям углов „звезда 1—ОО“ и дальности до ОО. Это свидетельствует о том, что при условии (13) использование измерителя относительной скорости не вносит заметный вклад в точность навигации КР.

Если в бортовой комплекс управления КР входит измеритель относительной радиальной скорости движения ОО, точность и быстродействие которого обеспечивают выполнение условия

$$\frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{N_{\Theta} V_o^2} \ll \frac{\sigma_D^2}{N_D r_o^2}, \tag{14}$$

то ковариационную матрицу погрешностей определения вектора (3) можно представить в следующем виде:

$$K_{D\dot{D}}(\mathbf{Q}_{\Pi}(t_0), 2\pi) = \frac{r_o^2}{\eta\xi} \begin{bmatrix} \frac{17}{18}\eta & \frac{2\pi}{3}\eta & 0 & -\frac{13\pi}{18}\eta\lambda_o \\ \frac{2\pi}{3}\eta & \xi & \eta\lambda_o & -\frac{\pi}{3}\eta\lambda_o \\ 0 & \eta\lambda_o & \frac{1}{2}\eta\lambda_o^2 & 0 \\ -\frac{13\pi}{18}\eta\lambda_o & -\frac{\pi}{3}\eta\lambda_o & 0 & \frac{11}{18}\eta\lambda_o^2 \end{bmatrix}. \tag{15}$$

Сравнительный анализ соотношений (8) и (15) показывает, что преимущество совместных измерений дальности и относительной радиальной скорости движения ОО достигается при выполнении условия (14).

Если положить, что измерения первичных навигационных параметров проводятся бортовыми средствами КР с одинаковой частотой, т.е. за один виток  $N_{\Theta} = N_D = N_{\dot{D}}$ , то совместная обработка результатов измерений углов и дальности дает заметный выигрыш в точности определения вектора (3) при  $\sigma_D^2 > 0,1 \sigma_{\Theta}^2 r_o^2$ , а совместная обработка измерений дальности и относительной радиальной скорости — при  $\sigma_D^2 > 0,1 \sigma_{\dot{D}}^2 / \lambda_o^2$ .

Например, если  $r_o = 10\,000$  км, то для определения вектора (3) при  $\sigma_D > 150$  м целесообразно использовать астродатчик с  $\sigma_{\Theta} = 10''$ . Применение измерителя радиальной скорости с  $\sigma_{\dot{D}} > 30$  м/с не приводит к повышению точности решения навигационной задачи.

**Заключение.** В статье представлены результаты аналитических исследований точности навигации КА. Приведены ковариационные матрицы погрешностей навигации КА по ОО, который совершает полет по компланарной с КА орбите на относительно небольшом расстоянии. В качестве первичных навигационных параметров рассмотрены углы „звезда—ОО“, дальность до ОО и относительная радиальная скорость его движения. Исследования показали, что решение навигационной задачи возможно только при совместных измерениях угловых и линейных первичных навигационных параметров. При этом параметры, характеризующие

движение КР относительно плоскости его орбиты, определяются по измерениям углов „звезда—ОО“, а параметры, характеризующие движение КР в плоскости его орбиты, — по измерениям дальности до ОО.

При совместных измерениях углов „звезда—ОО“, дальности до ОО и относительной радиальной скорости его движения для определения параметров, характеризующих движение КР в плоскости орбиты, точность навигации увеличивается. При использовании средств измерения углов „звезда—ОО“ и средств измерения относительной радиальной скорости, обладающих высокой оперативностью и прецизионностью по сравнению с дальномером, трансверсальная координата КР определяется по результатам измерений дальности, а другие параметры, характеризующие движение КР в плоскости орбиты, — по результатам измерений углов „звезда—ОО“ и относительной радиальной скорости.

Проведенные исследования могут быть использованы при обосновании облика системы автономной навигации КР, совершающего совместный с ОО полет, при выборе состава бортовой аппаратуры КР и определении требований к погрешностям бортовых измерительных приборов и объему измерений, выполняемых в течение навигационного режима, а также для проверки отсутствия ошибок в программе, предназначенной для проведения численных исследований точности решения навигационной задачи.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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 полетом геостационарных спутников // Двойные технологии. 2003. № 4(25). С. 13—15.
3. Бетанов В. В., Махненко Ю. Ю. Совершенствование однопунктового способа навигации геостационарного спутника // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. 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. Петрицев В. Ф. Система автономной навигации космического аппарата по протяженным наземным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 51—57.
6. Петрицев В. Ф. Оценивание точности системы автономной навигации космического аппарата // Полет. 2008. № 4. С. 21—27.
7. Мантуров А. И., Рублев В. И., Мунтян Р. Ю. Система спутниковой навигации космического аппарата «Бион-М» // Вестн. Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королева. 2013. № 4. С. 196—199.
8. Голяков А. Д. Аналитическая оценка потенциальной точности автономной астронавигации космического аппарата по орбитальным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2001. Т. 46, № 4. С. 24—30.
9. Голяков А. Д., Шевченко П. В. Аналитические оценки точности автономной астронавигации малого космического аппарата по орбитальным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 49, № 3. С. 53—59.
10. Анишаков Г. П., Голяков А. Д., Петрицев В. Ф., Фурсов В. А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр „ЦСКБ-Прогресс“, 2011. 486 с.
11. Голяков А. Д. Методы аналитического оценивания точности системы автономной навигации космических аппаратов // Навигация и гидрография. 2010. № 30. С. 47—58.
12. Голяков А. Д., Фоминов И. В. Аналитический метод оценивания точности адаптивной системы автономной навигации космического аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 3. С. 190—196. DOI: 10.17586/0021-3454-2015-58-3-190-196.

**Сведения об авторах**

- Алексей Дмитриевич Голяков** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: algol1949@mail.ru
- Иван Вячеславович Фоминов** — д-р техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: i.v.fominov@gmail.com
- Степан Юрьевич Королев** — адъюнкт; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: st.korolev@list.ru

Рекомендована кафедрой  
автономных систем управления

Поступила в редакцию  
01.04.14 г.

**Ссылка для цитирования:** Голяков А. Д., Фоминов И. В., Королев С. Ю. Аналитические исследования точности навигации космического робота по совместным бортовым измерениям угловых и линейных параметров движения орбитального объекта // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 8. С. 734—741.

**ANALYTICAL STUDY OF ACCURACY OF SPACE ROBOT NAVIGATION BY JOINT ONBOARD MEASUREMENTS OF ANGULAR AND LINEAR PARAMETERS OF AN ORBITAL OBJECT MOTION****A. D. Golyakov, I. V. Fominov, S. Yu. Korolev**

*A. F. Mozhaisky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia*  
*E-mail: i.v.fominov@gmail.com*

Analytic expressions describing the accuracy of determination of motion parameters of mass center of a space robot flying at a relatively short distance from a passive orbital object is considered. The investigation is based on the theory of analytical assessment of autonomous navigation system accuracy, and accounts for simultaneous measurements of angular and linear navigation parameters carried out with ground and onboard measuring means. The calculations performed on the example of primary navigation parameters measured by astronomical angle meter and a rangefinder are presented. The results demonstrate that the measuring means assure determination of all the parameters characterizing the movement of the space robot mass. The resulting covariance matrix of the errors of the robot navigation derived in analytic form, make it possible to form the complex of the robot measuring means at the stage of substantiation of its technical appearance.

**Keywords:** autonomous navigation, aerospace robot, object in orbit, analytical evaluation of precision navigation simultaneous measurements

**Data on authors**

- Aleksey D. Golyakov** — Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: algol1949@mail.ru
- Ivan V. Fominov** — Dr. Sci.; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: i.v.fominov@gmail.com
- Stepan Yu. Korolev** — Adjunct; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: st.korolev@list.ru

**For citation:** Golyakov A. D., Fominov I. V., Korolev S. Yu. Analytical study of accuracy of space robot navigation by joint onboard measurements of angular and linear parameters of an orbital object motion. *Journal of Instrument Engineering*. 2017. Vol. 60, N 8. P. 734—741 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-8-734-741