

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К ТОЧНОСТИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А. Д. ГОЛЯКОВ, И. В. ФОМИНОВ

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

На основе аналитических оценок точности автономной навигации космических аппаратов предложена методика определения требований к точности дополнительных измерительных средств адаптивного бортового информационно-измерительного комплекса в условиях воздействия возмущающих факторов космического пространства.

Ключевые слова: *адаптивный бортовой информационно-измерительный комплекс, системы автономной навигации космических аппаратов, дополнительные измерительные средства, аналитические оценки точности навигации, возмущающие факторы космического пространства.*

Точность автономной навигации космического аппарата (КА) зависит от ряда факторов, среди которых важнейшую роль играет качество функционирования бортового информационно-измерительного комплекса, предназначенного для измерений параметров, функционально связанных с параметрами движения центра масс КА. Под качеством функционирования этого комплекса понимается его способность измерять навигационные параметры с заданной точностью и непрерывностью.

При летной эксплуатации КА на его бортовую аппаратуру и, в частности, систему автономной навигации (САН), как правило, воздействуют возмущающие факторы космического пространства, что приводит к снижению точности решения навигационной задачи. Это снижение может достигать критического значения, при котором САН не обеспечивает выполнение целевой функции.

Одним из способов противодействия возмущающим факторам при проведении измерений навигационных параметров в процессе летной эксплуатации КА является использование адаптивного бортового информационно-измерительного комплекса (АБИИК), способного, при наличии внешних воздействий, к адаптации своей структуры, параметров и алгоритмического обеспечения. Это возможно путем включения в состав комплекса дополнительных навигационных систем — измерительных средств, обладающих повышенной стойкостью к определенному виду возмущающих факторов.

В этой связи возникает задача определения требований к точности указанных средств, которая обусловлена тем, что в условиях воздействия на бортовую аппаратуру возмущающих факторов применяемые дополнительные навигационные измерители имеют, как правило, погрешности, превышающие погрешности основных средств измерений. В частности, если погрешности основных и дополнительных навигационных систем АБИИК характеризуются среднеквадратическими отклонениями (СКО) σ_0 и σ_d соответственно, то справедливо неравенство $\sigma_0 < \sigma_d$.

Одним из показателей качества функционирования АБИИК является коэффициент погрешностей основных и дополнительных навигационных датчиков, который при условии $\sigma_d \neq 0$ определяется из соотношения

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_0}{\sigma_d}. \quad (1)$$

Коэффициент погрешностей (1) представляет собой относительную характеристику точности навигационных систем, входящих в состав АБИИК, и может быть использован при определении допустимых значений погрешностей дополнительных средств измерений.

Для решения этой задачи введем относительные показатели точности оценок параметров движения КА. Поскольку параметры движения КА определяются САН на основе измерений, выполняемых с помощью АБИИК, который содержит основные и дополнительные навигационные системы, относительные показатели точности являются функциями соответствующих СКО, т.е. σ_0 и σ_d .

Если положить, что в качестве абсолютных показателей точности САН выступают СКО погрешностей оценивания радиус-вектора (R) и вектора скорости (V) КА, то расчет относительных показателей выполняется по формуле

$$W_i = \frac{\sigma_i^A}{\sigma_i}, \quad \sigma_i \neq 0, \quad i = R, V, \quad (2)$$

где σ_i^A и σ_i — СКО погрешностей оценивания параметров R и V при использовании и отсутствии АБИИК в системе навигации соответственно.

Анализ выражения (2) показывает, что коэффициент W_i характеризует относительное снижение СКО погрешности оценки i -го параметра движения центра масс КА. Поскольку величина σ_i , $i = R, V$, определяется характеристиками точности используемых средств измерений, то очевидно, что существует зависимость относительных показателей точности навигации (2) от коэффициента погрешностей k_{σ} , которая может быть использована для определения требований к точности навигационных систем АБИИК.

Для выявления зависимостей $W_i = F_i(k_{\sigma})$, где $i = R, V$, рассмотрим САН КА, в которой реализован зенитный метод навигации, основанный на угловых астрономических измерениях [1]. Для решения навигационной задачи бортовыми средствами КА в течение одного витка продолжительностью T с заданной частотой f измеряются два угла „звезда—вертикаль“. Расположение навигационных звезд на небесной сфере выбрано так, что направление на одну звезду совпадает с плоскостью орбиты КА, а направление на вторую звезду — с нормалью к плоскости орбиты.

Для этого варианта расположения звезд в работе [2] получены аналитические выражения, позволяющие определить СКО оценок параметров движения центра масс КА при отсутствии возмущающих факторов. Результаты аналитических оценок точности навигации КА в процессе его летной эксплуатации при воздействии возмущающих факторов и наличии АБИИК в составе бортовой аппаратуры приведены в работе [3].

При проведении исследований, описанных в работах [2, 3], в качестве искомым параметров были приняты координаты и составляющие вектора скорости КА в геоцентрической системе отсчета XYZ , оси X и Y которой находятся в плоскости орбиты КА, а ось Z совмещена с нормалью к плоскости его орбиты. Поскольку направление оси X совпадает с радиус-вектором КА, она называется радиальной осью, а перпендикулярная ей ось Y — трансверсальной.

Для оценки и последующего анализа относительных показателей точности навигации W_i , $i = R, V$, найдем СКО погрешностей σ_i и σ_i^A при следующих условиях:

— возмущающий фактор возникает в момент времени $t_{\phi} = T/2$ и действует на бортовую аппаратуру КА до конца навигационного режима;

— при наличии АБИИК в составе бортовой аппаратуры КА до момента появления возмущающего фактора измерения проводятся с помощью основного астродатчика, а при возникновении возмущающего фактора — с помощью дополнительного астродатчика;

— при отсутствии АБИИК навигационные измерения проводятся до момента появления возмущающего фактора в течение времени, соответствующего половине витка КА, поскольку при воздействии возмущающего фактора в течение некоторого временного интервала углы „звезда—вертикаль“ не измеряются.

Представим искомые СКО погрешностей σ_i и σ_i^A , $i = R, V$, в следующем виде:

$$\sigma_R = k_R \frac{\sigma_0}{\sqrt{Tf}}, \quad \sigma_V = k_V \frac{V\sigma_0}{\sqrt{Tf}}, \quad \sigma_R^A = k_R^A \frac{\sigma_0}{\sqrt{Tf}}, \quad \sigma_V^A = k_V^A \frac{V\sigma_0}{\sqrt{Tf}}, \quad (3)$$

где k_R , k_V , k_R^A , k_V^A — коэффициенты погрешностей оценивания радиус-вектора и вектора скорости КА при отсутствии и при использовании АБИИК соответственно:

$$k_R = \sqrt{k_x^2 + k_y^2 + k_z^2}, \quad k_V = \sqrt{k_{\dot{x}}^2 + k_{\dot{y}}^2 + k_{\dot{z}}^2}, \quad k_R^A = \sqrt{(k_x^A)^2 + (k_y^A)^2 + (k_z^A)^2}, \\ k_V^A = \sqrt{(k_{\dot{x}}^A)^2 + (k_{\dot{y}}^A)^2 + (k_{\dot{z}}^A)^2};$$

$k_{x,y,z}$, $k_{\dot{x},\dot{y},\dot{z}}$, $k_{x,y,z}^A$, $k_{\dot{x},\dot{y},\dot{z}}^A$ — коэффициенты погрешностей определения составляющих x, y, z радиус-вектора и составляющих $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ вектора скорости КА при отсутствии и при использовании АБИИК соответственно:

$$k_x = \pi \sqrt{\frac{3\pi^4 + 32\pi^2 - 544}{3(\pi^6 - 8\pi^4 - 96\pi^2 + 768)}}, \quad k_y = \pi \sqrt{\frac{2(3\pi^4 - 44\pi^2 + 144)}{\pi^6 - 8\pi^4 - 96\pi^2 + 768}}, \quad k_z = 2; \\ k_{\dot{x}} = \pi \sqrt{\frac{9\pi^4 - 104\pi^2 + 192}{\pi^6 - 8\pi^4 - 96\pi^2 + 768}}, \quad k_{\dot{y}} = \pi \sqrt{\frac{3\pi^4 + 8\pi^2 - 352}{3(\pi^6 - 8\pi^4 - 96\pi^2 + 768)}}, \quad k_{\dot{z}} = 2; \\ k_x^A = \sqrt{\frac{(3\pi^4 + 32\pi^2 - 544)(k_\sigma^6 + 1) + k_\sigma^2(45\pi^4 + 480\pi^2 + 544)(k_\sigma^2 + 1)}{3\Delta^A}}, \\ k_y^A = \sqrt{B_y/\Delta^A + C_y/\Delta^A}, \quad k_z^A = \frac{2}{\sqrt{1 + k_\sigma^2}}, \\ B_y = (15\pi^4 - 44\pi^2 - 624)k_\sigma^6 + (45\pi^4 - 100\pi^2 + 1392)k_\sigma^4, \\ C_y = (33\pi^4 - 100\pi^2 - 912)k_\sigma^2 + 3\pi^4 - 44\pi^2 + 144; \\ k_{\dot{x}}^A = \sqrt{B_{\dot{x}}/\Delta^A + C_{\dot{x}}/\Delta^A}, \\ B_{\dot{x}} = (57\pi^4 - 296\pi^2 - 1344)k_\sigma^6 + (135\pi^4 - 184\pi^2 - 2880)k_\sigma^4, \\ C_{\dot{x}} = (87\pi^4 + 8\pi^2 - 1728)k_\sigma^2 + 9\pi^4 - 104\pi^2 + 192, \\ k_{\dot{y}}^A = \sqrt{\frac{(3\pi^4 + 8\pi^2 - 352)(k_\sigma^6 + 1) + k_\sigma^2(45\pi^4 + 216\pi^2 + 352)(k_\sigma^2 + 1)}{3\Delta^A}}, \quad k_{\dot{z}}^A = \frac{2}{\sqrt{1 + k_\sigma^2}};$$

$$\Delta^A = \sqrt{\frac{2}{\pi}(B+C)},$$

$$B = (\pi^6 - 8\pi^4 - 96\pi^2 + 768)(k_\sigma^8 + 8),$$

$$C = 16k_\sigma^2(\pi^6 - 6\pi^4 - 192)(k_\sigma^4 + 1) + 2k_\sigma^4(15\pi^6 - 88\pi^4 + 96\pi^2 + 2304).$$

Из соотношений (3) следует, что СКО погрешностей σ_i^A , $i = R, V$, зависят от коэффициента k_σ . При этом очевидно, что относительные показатели точности навигации W_i рассчитываются по формуле

$$W_i = k_i^A / k_i, \quad i = R, V, \quad (4)$$

где коэффициенты погрешностей оценивания радиус-вектора и вектора скорости КА при использовании АБИИК являются функциями от k_σ , т.е. $k_i^A = \Psi_i(k_\sigma)$. Следовательно, выражение (4) представляет собой искомые зависимости $W_i = F_i(k_\sigma)$, где $i = R, V$.

В связи с тем, что аналитический вид этих зависимостей является достаточно громоздким, воспользуемся численным методом и рассчитаем значения относительных показателей точности определения радиус-вектора и вектора скорости КА в диапазоне $0 < k_\sigma < 1$. Результаты расчета приведены на рисунке.

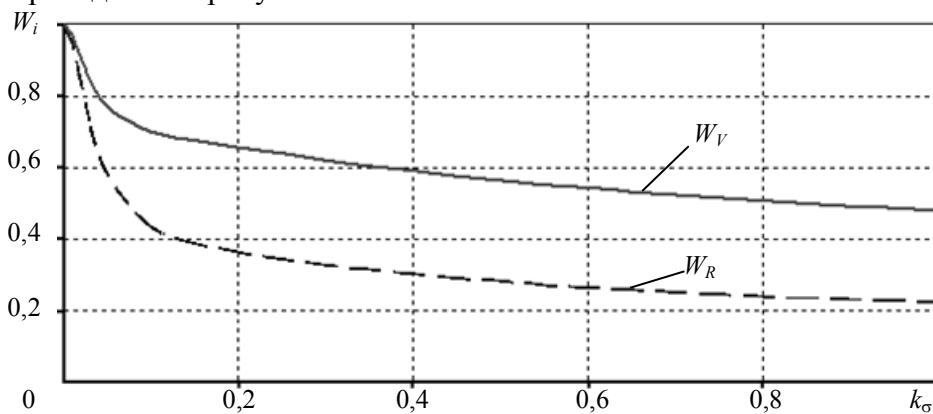


Рис. 1

Анализ результатов исследований показывает, что при использовании достаточно „грубого“ навигационного датчика при наличии возмущающего воздействия в течение некоторого времени на бортовую аппаратуру КА коэффициент погрешностей имеет значение, близкое к нулю, т.е. $k_\sigma \approx 0$. При этом, несмотря на применение АБИИК, практически отсутствует снижение СКО погрешностей определения радиус-вектора и вектора скорости КА, т.е. значения относительных показателей точности параметров движения КА близки к единице.

С увеличением коэффициента погрешностей датчиков, например с уменьшением СКО погрешности σ_d дополнительного измерителя углов „звезда—вертикаль“, относительные показатели точности параметров движения КА снижаются. При этом высокая чувствительность к погрешностям измерений, производимых дополнительным средством, обнаруживается при оценивании радиус-вектора КА. В интервале $0,2 < k_\sigma < 1$ изменение показателей W_V и W_R носит линейный характер.

В предельном случае (при использовании равноточных основного и дополнительного измерителей) $W_R = 0,22$ и $W_V = 0,48$. Это обусловлено принятыми в настоящей статье допущениями, согласно которым при возникновении возмущающего фактора функционирование САН при отсутствии АБИИК прекращается.

В широком диапазоне изменений коэффициента k_{σ} : $0,1 < k_{\sigma} < 1$, значение показателя W_V в два раза превышает значение показателя W_R .

Следовательно, обеспечение требуемой точности навигации при использовании АБИИК может быть достигнуто с помощью дополнительных средств измерений, требования к погрешностям которых определяются выбранным навигационным параметром. В частности, если качество решения целевой задачи, выполняемой с помощью бортовой аппаратуры КА, зависит от точности оценивания скорости орбитального полета, то к СКО погрешностей средств дополнительных измерений предъявляются менее жесткие требования. Например, если требуемое значение относительного показателя точности определения вектора скорости КА $W_V^{TP} \leq 0,6$, то, как следует из рисунка, коэффициент погрешностей датчиков должен удовлетворять условию $k_{\sigma} \geq 0,4$, т.е. СКО погрешности дополнительного датчика $\sigma_d \leq 2,5\sigma_0$.

Для определения требований к точности дополнительного навигационного датчика АБИИК может быть использована методика, включающая четыре этапа:

1 — устанавливается параметр навигации, играющий главную роль при решении целевых задач КА, — например, радиус-вектор его орбиты;

2 — для обеспечения требуемой эффективности функционирования АБИИК определяется допустимое значение относительного показателя точности выбранного параметра навигации;

3 — с использованием зависимости $k_{\sigma} = F_i^{-1}(W_i)$ рассчитывается минимально допустимое значение коэффициента погрешностей основного и дополнительного датчиков;

4 — искомое значение СКО погрешности дополнительного навигационного датчика определяется по формуле $\sigma_d = \frac{\sigma_0}{k_{\sigma}}$.

Таким образом, эффективным способом „парирования“ воздействия возмущающих факторов на точность автономной навигации КА является введение в состав его бортовой аппаратуры АБИИК, который содержит, наряду с блоком адаптации, основные и дополнительные навигационные системы. При этом выбор дополнительных средств измерений должен удовлетворять следующим требованиям: эти средства должны, во-первых, обладать способностью к выполнению заданных функций при воздействии возмущающих факторов в процессе полета КА и, во-вторых, осуществлять измерение навигационных параметров с заданной точностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анишаков Г. П., Голяков А. Д., Петрищев В. Ф., Фурсов В. А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: „ЦСКБ-Прогресс“, 2011. 486 с.
2. Порфирьев Л. Ф., Смирнов В. В., Кузнецов В. И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
3. 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.

Сведения об авторах

Алексей Дмитриевич Голяков

— д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: algo149@yandex.ru

Иван Вячеславович Фоминов

— канд. техн. наук, докторант; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: i.v.fominov@gmail.com

Рекомендована кафедрой автономных систем управления

Поступила в редакцию 04.12.14 г.

Ссылка для цитирования: Голяков А. Д. Фоминов И. В. Методика определения требований к точности дополнительных измерительных средств адаптивной системы автономной навигации космического аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 5. С. 366—371.

**METHOD FOR DETERMINATION OF REQUIREMENTS ON ACCURACY
OF COMPLEMENTARY MEASURING MEANS OF SPACECRAFT ADAPTIVE AUTONOMOUS
NAVIGATION SYSTEM**

A. D. Golyakov, I. V. Fominov

A. F. Mozhaysky Military Space Academy, 197198, Saint Petersburg, Russia

E-mail: i.v.fominov@gmail.com

Based on analytical estimates of spacecraft autonomous navigation accuracy, a method is proposed for determination of requirements on accuracy of complementary measuring means of spacecraft adaptive on-board information and measuring complex operating under exposure to cosmic space disturbing factors.

Keywords: adaptive on-board information and measuring complex, spacecraft autonomous navigation system, complementary measuring means, analytical evaluation of navigation accuracy, disturbing factors of space.

Data on authors

- Alexey D. Golyakov** — Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems;
E-mail: algo149@yandex.ru
- Ivan V. Fominov** — PhD, Doctoral Cand.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems;
E-mail: i.v.fominov@gmail.com

Reference for citation: Golyakov A. D., Fominov I. V. Method for determination of requirements on accuracy of complementary measuring means of spacecraft adaptive autonomous navigation system // Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Priborostroyeniye. 2015. Vol. 58, N 5. P. 366—371 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2015-58-5-366-371