

Научная статья
УДК 629.7.058.52
DOI: [10.34759/trd-2022-126-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-23)

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С АДАПТИВНОЙ СИСТЕМОЙ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ

Алексей Дмитриевич Голяков¹, Александр Михайлович Ричняк²,
Иван Вячеславович Фоминов³

^{1,2,3}Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Санкт-Петербург, Россия

²vka@mil.ru

Аннотация. В работе представлены результаты применения научно-методического подхода синтеза адаптивной системы автономной навигации космического аппарата и приведены результаты исследования точности определения параметров навигации космического аппарата в условиях влияния возмущающих факторов, приводящих к метрологическому отказу бортовых измерительных приборов. Для оценивания погрешностей измерения навигационных параметров космического аппарата принята автономная система навигации, где в качестве первичной навигационной информации используются зенитные расстояния двух навигационных звезд и высота полета космического аппарата над поверхностью Земли. Приведены результаты для случая, когда измерения бортовых измерительных приборов содержат случайные погрешности, распределенные по экспоненциальному закону. Показано, что

возмущающие факторы космического пространства приводят к росту характеристик случайных погрешностей бортовых измерительных приборов и, как следствие, к росту погрешностей навигации космического аппарата. Исследование выполнено путем имитационного моделирования процесса решения навигационной задачи с учетом воздействия на бортовые средства измерений навигационных параметров возмущающих факторов. Полученные результаты могут быть использованы для обоснования адаптивных и реконфигурируемых систем, позволяющих автономно определять параметры орбиты космического аппарата в условиях возмущающих факторов космического пространства.

Ключевые слова: космический аппарат, система автономной навигации, адаптивная система навигации, оценивание точности навигационных параметров, возмущающие факторы космического пространства, случайные погрешности измерений, имитационное моделирование

Для цитирования: Голяков А.Д., Ричняк А.М., Фоминов И.В. Исследование точности навигационных параметров космического аппарата с адаптивной системой автономной навигации // Труды МАИ. 2022. № 126. DOI: [10.34759/trd-2022-126-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-23)

Original article

INVESTIGATION OF THE ACCURACY PARAMETERS OF A SPACECRAFT WITH AN ADAPTIVE AUTONOMOUS NAVIGATION SYSTEM

Alexey D. Golyakov¹, Alexander M. Richnyak², Ivan V. Fominov³

^{1,2,3}Military space Academy named after A.F.Mozhaisky, Saint Petersburg, Russia

²vka@mil.ru

Abstract. The paper presents the results of solving the scientific problem of synthesizing an adaptive autonomous navigation system of a spacecraft and presents the results of a study of the accuracy of determining the navigation parameters of a spacecraft under the influence of disturbing factors that can be continuous, periodic and short-term. Their manifestation is difficult to predict. The impact of disturbing factors on the on-board equipment can lead to both a gradual and a sharp decrease in the effectiveness of spacecraft target tasks due to the deterioration of technical characteristics of optical elements of star sensors, external optical elements of navigation devices, temperature-regulating coatings and electronic equipment of the autonomous navigation system, which, in turn, can cause a metrological failure of on-board measuring instrument devices. To estimate measurement errors of navigation parameters of the spacecraft, an algorithm for the operation of an autonomous navigation system has been adopted, where the zenith distances of two navigation stars and the altitude of the spacecraft above the Earth's surface are used as primary navigation information. Simulation results are presented for the case when measurements of on-board measuring instruments contain random errors distributed exponentially. It has been shown that the disturbing factors of the outer space lead to an increase in characteristics of random errors of onboard measuring instruments and, as a consequence, to an increase in spacecraft navigation errors. The study has been carried out by modeling the process of solving the navigation problem, taking into account the impact of disturbing factors navigation parameter onboard measuring instruments. The basis for

obtaining numerical estimates of the accuracy of the spacecraft autonomous navigation system is the simulation of the process of solving the navigation problem using computer technology. To process the results of navigation measurements containing unavoidable random errors, a non-recurrent weighted least squares method has been used in the work. The obtained results can be used to counteract disturbing factors of the outer space that reduce the accuracy of the spacecraft navigation and to justify adaptive and reconfigurable systems that allow autonomously to determine the parameters of the spacecraft orbit in the conditions of disturbing factors of the outer space.

Keywords: spacecraft, autonomous navigation system, adaptive navigation system, estimation of the accuracy of navigation parameters, disturbing factors of outer space, random measurement errors, simulation modeling

For citation: Golyakov A.D., Richnyak A.M., Fominov I.V. Investigation of the accuracy parameters of a spacecraft with an adaptive autonomous navigation system. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. DOI: [10.34759/trd-2022-126-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-23)

Введение

Летная эксплуатация космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли происходит в условиях воздействия возмущающих факторов космического пространства, к которым относятся электромагнитное и тепловое излучения, микрометеориты, частицы космического мусора и другие факторы.

Воздействующие на КА возмущающие факторы имеют непрерывный, периодический и кратковременный характер. Как правило их появление является сложно прогнозируемым. Воздействие возмущающих факторов на бортовую

аппаратуру способно привести как к постепенному, так и к резкому снижению эффективности выполнения целевых задач.

Возмущающим воздействиям подвергаются все бортовые системы КА [1-5], в том числе система автономной навигации (САН). Например, с течением времени происходит потемнение оптических элементов звездных датчиков, внешние оптические элементы навигационных приборов подвергаются естественному загрязнению, ухудшаются характеристики терморегулирующих покрытий. На электронную аппаратуру САН наиболее сильное возмущающее воздействие оказывают поля ионизирующих излучений космического пространства - электронов, протонов и ионов.

Негативным последствием таких воздействия на бортовую аппаратуру САН является рост погрешностей средств навигационных измерений. Теоретические исследования, представленные в работах [6-8], показывают, что с ухудшением характеристик точности результатов измерений первичных навигационных параметров увеличиваются погрешности оценок параметров движения центра масс КА. При этом элементы ковариационной матрицы навигационных погрешностей возрастают пропорционально дисперсиям результатов измерений.

Для борьбы с последствиями возмущающих факторов космического пространства в процессе летной эксплуатации КА используются ряд способов, которые основаны на постановке технических барьеров и выполнении определенных технологических операций [9-11].

Одним из перспективных направлений развития и дальнейшего совершенствования САН КА является разработка и реализация методов построения

адаптивных систем, обобщенная функциональная схема которых приведена в работе [12]. Адаптивная САН КА содержит контур адаптации, предназначенный для обнаружения последствий возмущающих факторов и последующего изменения весовых коэффициентов в алгоритмах навигации специального программного обеспечения.

Для оценивания показателей точности функционирования САН КА применяются аналитические и численные методы. Сущность аналитических методов заключается в получении аналитических выражений ковариационных матриц погрешностей навигации, с помощью которых удаётся выявить общие закономерности навигационного процесса, найти потенциальную (предельно достижимую точность определения параметров движения центра масс КА). Однако полученные при этом количественные оценки показателей точности навигации имеют оптимистический характер.

Это обусловлено тем, что в связи с введением ряда допущений применяемые в аналитических методах математические модели движения КА, а также математические модели измерений первичных навигационных параметров имеют сравнительно невысокий уровень адекватности. Поэтому численные значения аналитических оценок могут служить своеобразным эталоном или первым приближением, с которым следует сравнивать результаты решения навигационной задачи, полученные методом имитационного моделирования. Аналитические оценки точности могут быть использованы также в качестве опорных значений при имитационном моделировании процесса решения навигационной задачи или в

качестве начального приближения при обработке результатов навигационных измерений с помощью динамических фильтров.

Аналитические исследования точности адаптивных САН КА выполнены в работе [13], в которых получены аналитические выражения, позволяющие выполнить расчет элементов ковариационных матриц погрешностей навигации. В этих работах в качестве метода навигации выбран метод, который основан на автономных измерениях зенитных расстояний двух звезд и высоты полета КА и который подробно исследован в монографии [7]. Проведенные в работе [13] исследования показали способность адаптивной САН КА парировать возмущающие факторы, снижающие точность средств навигационных измерений.

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

Целью статьи является представление результатов исследования точности решения навигационной задачи, которые получены методом имитационного моделирования процесса функционирования адаптивной САН КА, летная эксплуатация которого происходит в условиях воздействия на его бортовую аппаратуру возмущающих факторов космического пространства.

Постановка задачи

Для определения параметров орбитального движения КА воспользуемся адаптивной САН, которая содержит, например, средства измерений двух зенитных углов навигационных звезд и высоты полета, контур адаптации и навигационный вычислитель. Функциональная схема адаптивной САН КА приведена на рисунке 1.

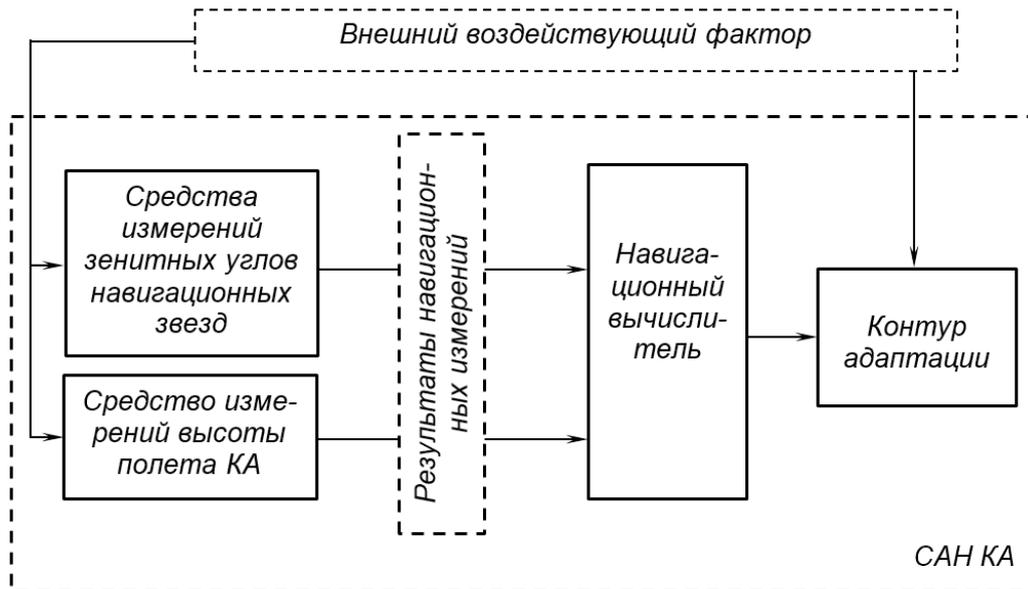


Рис. 1. Функциональная схема адаптивной САН КА

Контур адаптации обладает способностью к обнаружению и определению последствий таких возмущающих факторов, которые вызывают рост дисперсий погрешностей измерений первичных навигационных параметров. Алгоритм навигационного вычислителя, основанный на методе статистической обработки результатов навигационных измерений, обеспечивает коррекцию элементов ковариационной матрицы погрешностей навигационных измерений по информации об уровне возмущающего фактора, поступающей от контура адаптации.

На основании результатов угловых и линейных измерений навигационных параметров в вычислителе формируется вектор невязок измерений, с помощью которого рассчитывается оценка орбитальных параметров движения КА.

Для обработки результатов навигационных измерений, содержащих неизбежные случайные погрешности, воспользуемся нерекуррентным взвешенным методом наименьших квадратов [14-21], в котором ковариационная матрица погрешностей измерений представляет собой диагональную матрицу вида

$$K_D(\Phi) = \begin{bmatrix} \sigma_\beta^{-2}(\Phi) & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\beta^{-2}(\Phi) & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_H^{-2}(\Phi) \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где Φ – уровень внешнего воздействующего фактора;

$\sigma_\beta^2(\Phi)$ и $\sigma_H^2(\Phi)$ – дисперсии результатов измерений зенитного угла β и высоты полета КА H соответственно, которые функционально связаны с уровнем внешнего воздействующего фактора.

Диагональные элементы матрицы (1) представляют собой весовые коэффициенты, определяющие вклад соответствующего результата измерения в итоговую оценку искомого вектора параметров движения центра масс КА. При использовании адаптивной САН рост дисперсии погрешности результата измерения первичного навигационного параметра, который обусловлен влиянием возмущающего фактора, приводит к уменьшению весового коэффициента и, как

следствие, к снижению роли этого измерения в точности решении задачи навигации КА.

Частичный или полный отказ от использования результатов первичных навигационных измерений, содержащих значительные погрешности, приведет к естественному снижению точности навигации КА, в отдельных случаях - к отсутствию принципиальной возможности определения параметров орбиты КА. При этом, как показали исследования, приведенные, например, в работе [8], при потере измерительной информации, поступающей от угловых оптико-электронных приборов, возникает ситуация, при которой навигационная задача на борту КА не имеет решения.

Математические модели составляющих вектора измерений навигационных параметров $\tilde{D}(t) = [\tilde{\beta}_1(t) \ \tilde{\beta}_2(t) \ \tilde{H}(t)]^T$ имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \tilde{\beta}_j(t) &= \arccos(\bar{e}_j \cdot \bar{e}_r(t)) + \xi_\beta, \quad j = 1, 2 \\ \tilde{H}(t) &= |\bar{r}(t)| - R_3 + \xi_H \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где \bar{e}_j – орт j -ой звезды;

$\bar{e}_r(t)$ – орт радиус-вектора КА: $\bar{e}_r(t) = \frac{\bar{r}(t)}{|\bar{r}(t)|}$;

$\bar{r}(t)$ – радиус-вектор КА;

$|\bar{r}(t)|$ – модуль радиуса-вектора КА;

R_3 – радиус Земли;

ξ_β и ξ_H – случайные погрешности результатов измерений навигационных параметров β и H соответственно.

Предположим, что случайные погрешности ξ_β и ξ_H результатов измерений навигационных параметров САН КА β и H распределены по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями и дисперсиями $\sigma_\beta^2(\Phi)$ и $\sigma_H^2(\Phi)$ соответственно, т.е. $\xi_\beta \in N(0, \sigma_\beta^2(\Phi))$ и $\xi_H \in N(0, \sigma_H^2(\Phi))$. Возмущающее воздействие на результат измерения оказывает один фактор. При этом зависимости дисперсии погрешностей измерений от уровня возмущения Φ носят линейный характер, т.е.

$$\sigma_\beta^2(\Phi) = k_\beta(\Phi) \sigma_{\beta 0}^2, \quad \sigma_H^2(\Phi) = k_H(\Phi) \sigma_{H 0}^2, \quad (3)$$

где

$k_\beta(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$ – безразмерные коэффициенты роста дисперсий погрешностей навигационных измерителей, значения которых функционально связаны с уровнем возмущающего фактора и принадлежат полуоткрытому интервалу $[1, \infty)$;

$\sigma_{\beta 0}^2$ и $\sigma_{H 0}^2$ – дисперсии погрешностей результатов измерений навигационных параметров САН КА в условиях отсутствия возмущающего фактора.

Коэффициенты $k_\beta(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$ характеризуют чувствительность дисперсии погрешности измерений навигационных параметров β и H к уровню возмущающего фактора. С ростом уровня возмущающего фактора коэффициенты $k_\beta(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$ увеличиваются. При отсутствии возмущающих факторов, т.е. при выполнении условия $\Phi = 0$ справедливо равенство $k_\beta(\Phi) = k_H(\Phi) = 1$.

При исследованиях будем полагать, что движение КА происходит в центральном гравитационном поле Земли по околокруговой орбите. Влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение КА не учитываются.

Движение КА рассмотрим в подвижной орбитальной системе координат $Oxuz$, начало которой совпадает с центром масс КА, ось x (радиальная ось) совмещена с продолжением радиуса-вектора КА, ось y (трансверсальная ось) лежит в плоскости орбиты КА, а ось z (нормальная ось) совпадает с нормалью к плоскости орбиты КА.

Для решения навигационной задачи воспользуемся методом сравнения, изложенным, например, в монографии [8], в котором полагается, что опорная орбита КА в начальный момент времени t_0 известна, т.е. известен опорный вектор

$$Q_o(t_0) = [X_o(t_0) \ Y_o(t_0) \ \dot{X}_o(t_0) \ \dot{Y}_o(t_0) \ Z_o(t_0) \ \dot{Z}_o(t_0)]^T.$$

В этом случае процедура решения навигационной задачи сводится к определению оценки $\hat{q}(t_0)$ вектора смещения истинной орбиты КА относительно опорной

$$q(t_0) = Q(t_0) - Q_o(t_0), \quad (4)$$

где $Q(t_0)$ – искомый вектор параметров движения центра масс КА.

В соответствии с методом наименьших квадратов [14-21] оценка вектора (4), которую формирует адаптивная САН, находится с помощью выражения

$$\hat{q}(t_0) = (W^T(t, t_0) K_D^{-1}(\Phi) W(t, t_0))^{-1} W^T(t, t_0) K_D^{-1}(\Phi) \Delta \tilde{D}(t), \quad (5)$$

где $W(t, t_0)$ – переходная матрица: $W(t, t_0) = A(t) B(t, t_0)$;

$A(t)$ – градиентная матрица [7];

$B(t, t_0)$ – матрица баллистических производных [8];

$\Delta \tilde{D}(t)$ – вектор невязок измерений: $\Delta \tilde{D}(t) = \tilde{D}(t) - D_o(t)$;

$D_o(t)$ – опорный вектор измерений.

Показателем точности навигации является вектор $\Delta \hat{q}(t_0)$ погрешностей оценки (5), который рассчитывается по формуле

$$\Delta \hat{q}(t_0) = \hat{q}(t_0) - q(t_0). \quad (6)$$

Элементы вектора $\Delta \hat{q}(t_0)$ имеют вид:

$$\Delta \hat{q}(t_0) = [\Delta \hat{x}(t_0) \Delta \hat{y}(t_0) \Delta \hat{z}(t_0) \Delta \hat{\dot{x}}(t_0) \Delta \hat{\dot{y}}(t_0) \Delta \hat{\dot{z}}(t_0)]^T. \quad (7)$$

Поскольку элементы вектора (7) являются случайными величинами, в качестве показателя точности САН КА используем оценки математического ожидания

$$M[\Delta \hat{q}(t_0)] = [M_x \ M_y \ M_z \ M_{\dot{x}} \ M_{\dot{y}} \ M_{\dot{z}}]^T \quad (8)$$

и среднеквадратического отклонения

$$S[\Delta\hat{q}(t_0)] = [S_x \ S_y \ S_z \ S_{\dot{x}} \ S_{\dot{y}} \ S_{\dot{z}}]^T, \quad (9)$$

которые получены по результатам статистического эксперимента, содержащего 50 опытов.

При проведении исследований в качестве исходных данных использованы:

- радиус опорной орбиты КА: $r = 7000$ км;

- вектор смещения истинных параметров движения центра масс КА

относительно опорных значений $q(t_0) = [x(t_0) \ y(t_0) \ z(t_0) \ \dot{x}(t_0) \ \dot{y}(t_0) \ \dot{z}(t_0)]^T$:

$$x(t_0) = 10 \text{ км}, \ y(t_0) = -10 \text{ км}, \ z(t_0) = 10 \text{ км},$$

$$\dot{x}(t_0) = 10 \text{ м/с}, \ \dot{y}(t_0) = -10 \text{ м/с}, \ \dot{z}(t_0) = 10 \text{ м/с};$$

- продолжительность навигационного режима соответствует одному витку КА вокруг Земли;

- количество измерений вектора \tilde{D} первичных навигационных параметров в течение навигационного режима: $N = 100$;

- среднеквадратические погрешности средств угловых измерений зенитных расстояний звезд при отсутствии возмущающего фактора: $\sigma_{\beta_0} = 1$ угл.мин;

- среднеквадратические погрешности средств измерений высоты полета КА при отсутствии возмущающего фактора: $\sigma_{H_0} = 100$ м;

- расположение навигационных звезд относительно плоскости опорной орбиты

КА: орт первой звезды совмещен с плоскостью орбиты, орт второй звезды совпадает с нормалью плоскости орбиты;

- момент времени начала возмущающего воздействия: в момент прохождения КА первой четверти витка;

- продолжительность возмущающего воздействия: три четверти одного витка КА вокруг Земли.

Результаты математического моделирования

С учетом принятых исходных данных найдем методом математического моделирования оценки вектора (4) при условии, что в САН включен контур адаптации. Для расчета оценки $\hat{q}(t_0)$ воспользуемся выражением (5). При этом дисперсии случайных погрешностей вектора $\tilde{D}(t)$ измерений первичных навигационных параметров под действием возмущающего фактора принимают значения в соответствии с линейными моделями (3).

При исследовании точности адаптивной САН КА введем предположение о том, контур адаптации своевременно без задержек времени обнаруживает возмущающий фактор, определяет его уровень и безошибочно устанавливает прирост значения дисперсии погрешностей навигационных измерителей с целью соответствующей коррекции элементов ковариационной матрицы (1). При этом варьируемые коэффициенты $k_B(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$ находятся в диапазоне [10,50]. В качестве

характеристики точности оценки вектора (7) выбрано среднеквадратическое отклонение (СКО) его элементов.

Результаты исследования приведены на рисунках 2-4, где сплошной линией приведены результаты моделирования при $k_H(\Phi) = 1$, пунктирной линией – при $k_H(\Phi) = 20$ и штрихпунктирной линией – при $k_H(\Phi) = 50$.

Анализ результатов математического моделирования показывает, что при отсутствии возмущений, влияющих на точность функционирования высотомера, т.е. при выполнении условия $k_H(\Phi) = 1$, СКО погрешностей параметров адаптивной САН, характеризующих движение КА в плоскости орбиты (радиальные и трансверсальные составляющие радиуса-вектора и вектора скорости, изображенные на рисунках 2-4 сплошными линиями), не подвержены возмущающему фактору, который увеличивает дисперсии результатов измерений зенитных расстояний звезд.

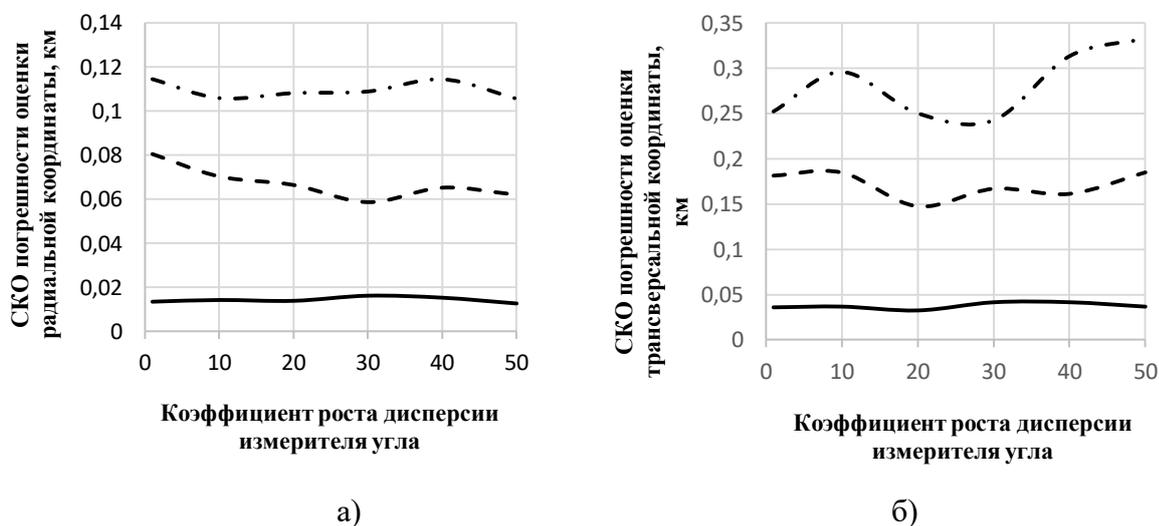
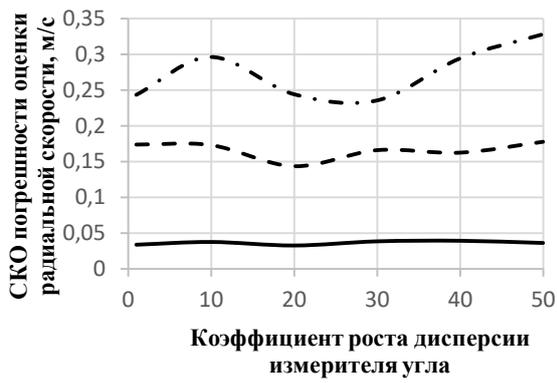
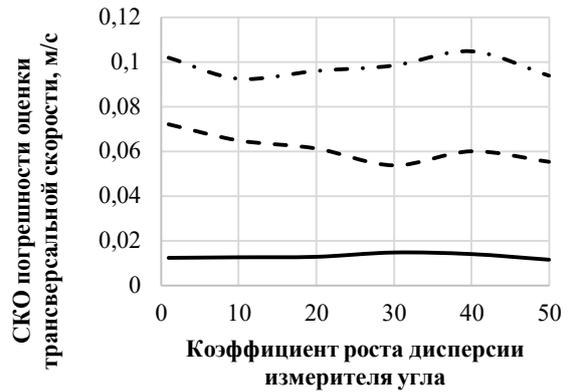


Рис. 2. Зависимость СКО погрешности оценки радиальной (а) и трансверсальной (б) координат КА от коэффициентов $k_B(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$

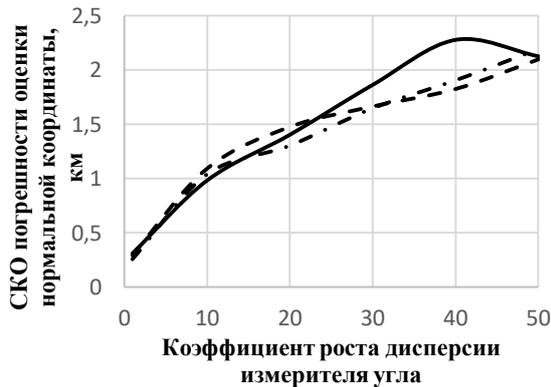


а)

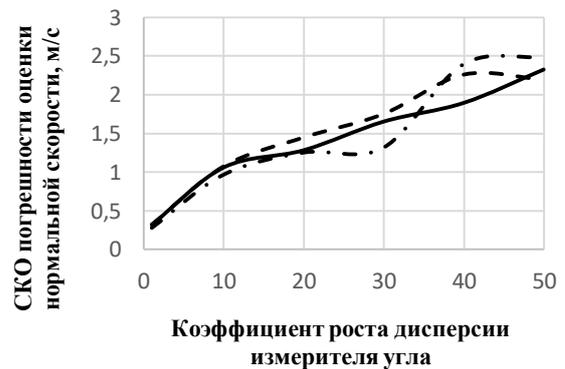


б)

Рис. 3. Зависимость СКО погрешности оценки радиальной (а) и трансверсальной (б) скорости КА от коэффициентов $k_B(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$



а)



б)

Рис. 4. Зависимость СКО погрешности оценки боковых координаты (а) и скорости (б) КА от коэффициентов $k_B(\Phi)$ и $k_H(\Phi)$

В случае возмущений высотомера, т.е. при условии $k_H(\Phi) > 1$, значения СКО этих погрешностей увеличиваются, сохраняя инвариантность к возмущениям измерителей зенитных углов.

Значения СКО параметров движения КА относительно его плоскости орбиты (нормальная координата и составляющая скорости) с увеличением возмущающего воздействия на средство измерения зенитного угла монотонно возрастают. При этом зависимость СКО этих параметров движения КА от воздействия возмущений на точность функционирования высотомера отсутствует.

Заключение

Эффективным способом противодействия возмущающим факторам космического пространства в условиях летной эксплуатации КА является внедрение адаптивной САН. Достоинство адаптивной САН заключается в ее способности обнаружения возмущающего воздействия, оценивания его уровня с целью парирования его отрицательного влияния на бортовые измерители и проведение коррекции коэффициентов усиления статистических фильтров навигационных алгоритмов.

В настоящей работе представлены результаты исследования точности решения навигационной задачи бортовыми средствами КА при условии, что его летная эксплуатация происходит при воздействиях возмущающих факторов космического пространства. Результаты исследования получены методом математического моделирования процесса функционирования адаптивной САН КА, средствами формирования навигационной информации которой являются два измерителя зенитных расстояний звезд и высотомер. Для проведения сравнительного анализа с известными теоретическими результатами обработка навигационных измерений выполнена с помощью метода наименьших квадратов.

Представленные результаты могут быть использованы при необходимости противодействия возмущающим факторам космического пространства, снижающим точность навигации КА, путем разработки адаптивной САН.

Список источников

1. Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. – М.: Знание, 1983. – 64 с.
2. Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Бобронников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.
3. Чумаков А.И. Действие космической радиации на интегральные схемы. – М.: Радио и связь, 2004. – 319 с.
4. Антимиров В.М., Телицын В.В. Системы автоматического управления: Бортовые цифровые вычислительные системы. – М.: Изд-во ЮРАЙТ, 2020. – 70 с.
5. Алексеев В.П., Ковалев А.П. Факторы, определяющие надежность и долговечность конструкций бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов // Новые исследования в разработке техники и технологий. 2015. № 1. С. 24-29.
6. Эльясберг П.Е. Определения движения по результатам измерений. – М.: Наука, 1976. – 416 с.
7. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитическая оценка точности автономных методов определения орбит. – М.: Машиностроение, 1987. – 279 с.

8. 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.
9. Герасимов А.В., Пашков С.В., Христенко Ю.Ф. Защита космических аппаратов от техногенных и естественных осколков. Эксперимент и численное моделирование // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4 (16). С. 70-78.
10. Акулов О.А., Фролков Е.В., Шатунов А.В. Модель оценки и прогнозирования защищенности бортовых вычислительных систем от воздействия факторов космического пространства // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Приборостроение. 2010. № 3. С. 94-102.
11. Кружков Д.М. Оценка точности астро-спутниковой интегрированной навигационной системы спутника связи // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29146>
12. Фоминов И.В. Обобщенная структура адаптивного информационно-измерительного комплекса подвижного объекта // Известия вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56. № 7. С. 5-9.
13. Голяков А.Д. Фоминов И.В. Аналитическая оценка точности автономной навигации космического аппарата по результатам адаптивных измерений высоты полета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14. № 1. С. 18-24.
14. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. – М.: ГИФМЛ, 1958. – 334 с.

15. Мусатов М.В., Львов А.А. Анализ моделей метода наименьших квадратов и методов получения оценок // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2009. № 4 (43). № 2. С. 137-140.
16. Мазуров Б.Т., Падве В.А. Метод наименьших квадратов (статистика, динамика, модели с уточняемой структурой) // Вестник Сибирского государственного университета геосистем и технологий. 2017. Т. 22. № 2. С. 22-35.
17. Ксендзов А.В., Назарков Д.А. Повышение точности МНК в решении навигационных задач // Актуальные исследования. Международный научный журнал. 2021. № 50 (77). С. 29-32.
18. Тучин Д.А. Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2019. № 7. 36 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2019-7>
19. Кошаев Д.А. Исследование точности позиционирования по данным приемников спутниковой навигации при различных условиях радиовидимости спутников. – СПб.: Университет ИТМО. 2021. 18 с.
20. Куршин А.В. Модифицированный навигационный алгоритм для определения положения ИСЗ по сигналам GPS/ГЛОНАСС // Труды МАИ. 2013. № 66. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=40799>
21. Миронов В.И., Миронов Ю.В., Юсупов Р.М. Вариационное оценивание параметров движения космических аппаратов по критерию наименьших квадратов // Информационно-управляющие системы. 2011. № 1. С. 9-13.

References

1. Akishin A.I., Novikov L.S. *Vozdeistvie okruzhayushchei sredy na materialy kosmicheskikh apparatov* (Environmental impact on spacecraft materials), Moscow, Znanie, 1983, 64 p.
2. Malyshev V.V., Krasil'shchikov M.N., Bobronnikov V.T., Nesterenko O.P., Fedorov A.V. *Sputnikovyie sistemy monitoringa. Analiz, sintez i upravlenie* (Satellite monitoring systems. Analysis, synthesis and management), Moscow, Izd-vo MAI, 2000, 568 p.
3. Chumakov A.I. *Deistvie kosmicheskoi radiatsii na integral'nye skhemy* (The effect of cosmic radiation on integrated circuits), Moscow, Radio i svyaz', 2004, 319 p.
4. Antimirov V.M., Telitsyn V.V. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya: Bortovye tsifrovye vychislitel'nye sistemy* (Automatic control system: on-board digital computing systems), Moscow, Izd-vo YuRAIT, 2020, 70 p.
5. Alekseev V.P., Kovalev A.P. *Novye issledovaniya v razrabotke tekhniki i tekhnologii*, 2015, no. 1, pp. 24-29.
6. El'yasberg P.E. *Opredeleniya dvizheniya po rezul'tatam izmerenii* (Motion detection on measurement results), Moscow, Nauka, 1976, 416 p.
7. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskaya otsenka tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* (Analytical evaluation of the accuracy of autonomous orbits determination method), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 279 p.
8. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Autonomous navigation of spacecraft), Samara, Gosudarstvennyi nauchno-proizvodstvennyi raketno-kosmicheskii tsentr «TsSKB-Progress», 2011, 486 p.

9. Gerasimov A.V., Pashkov S.V., Khristenko Yu.F. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika*, 2011, no. 4 (16), pp. 70-78.
10. Akulov O.A., Frolkov E.V., Shatunov A.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya: Priborostroenie*, 2010, no. 3, pp. 94-102.
11. Kruzhkov D.M. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29146>
12. Fominov I.V. *Izvestiya vuzov. Priborostroenie*, 2013, vol. 56, no. 7, pp. 5-9.
13. Golyakov A.D. Fominov I.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2015, vol. 14, no. 1, pp. 18-24.
14. Linnik Yu.V. *Metod naimen'shikh kvadratov i osnovy teorii obrabotki nablyudenii* (Least squares method and fundamentals of the theory of observation processing). Moscow, GIFML, 1958, 334p.
15. Musatov M.V., L'vov A.A. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*, 2009, no. 4 (43), no. 2, pp. 137-140.
16. Mazurov B.T., Padve V.A. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo universiteta geosistem i tekhnologii*, 2017, vol. 22, no. 2, pp. 22-35.
17. Ksendzov A.V., Nazarkov D.A. *Aktual'nye issledovaniya. Mezhdunarodnyi nauchnyi zhurnal*, 2021, no. 50 (77), pp. 29-32.
18. Tuchin D.A. *Preprinty IPM im. M.V.Keldysha*, 2019, no. 7, 36 p. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2019-7>
19. Koshaev D.A. *Issledovanie tochnosti pozitsionirovaniya po dannym priemnikov sputnikovoi navigatsii pri razlichnykh usloviyakh radiovidiinosti sputnikov* (Study accuracy

positioning according to satellite navigation at various conditions radio visibility satellites),
Saint Petersburg, Universitet ITMO, 2021, 18 p.

20. Kurshin A.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 66. URL:
<https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=40799>

21. Mironov V.I., Mironov Yu.V., Yusupov R.M. *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*, 2011, no. 1, pp. 9-13.

Статья поступила в редакцию 05.09.2022

Статья после доработки 07.09.2022

Одобрена после рецензирования 18.09.2022

Принята к публикации 12.10.2022

The article was submitted on 05.09.2022; approved after reviewing on 18.09.2022; accepted for publication on 12.10.2022