

АВТОНОМНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ

Н.Л. СОКОЛОВ, *ст. науч. сотрудник ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП, канд. техн. наук* ⁽¹⁾,
П.А. ЗАХАРОВ, *вед. инженер ФГУП ЦНИИмаш, ЦУП* ⁽¹⁾

sokolov@mcc.rsa.ru, zacharovp@gmail.com

⁽¹⁾ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш), 141070, Московская область, г. Королев, ул. Пионерская, д. 4

Исследуется проблема идентификации объектов техногенного происхождения с использованием бортовых средств управления КА. Разработан метод определения орбит фрагментов космического мусора. Задача определения орбит КА, удовлетворяющих заданным граничным условиям (задача Ламберта), является одной из основных задач механики полета. Использование указанных методов связано с проведением итерационных процессов. В настоящей работе предлагается приближенный аналитический метод, позволяющий вычислить значения орбитальных элементов по конечным формулам, что на порядок сокращает продолжительность расчетов. В основу разработки метода положено преобразование конечных вычислительных зависимостей, полученных при аналитическом интегрировании дифференциальных уравнений, описывающих орбитальное движение КА в скоростной системе координат, представляющей частный случай общей системы уравнений. После преобразования исходной системы дифференциальных уравнений составляются аналитические зависимости, связывающие данные, полученные после обработки информации, с кеплеровским интегралом площадей орбиты исследуемого объекта. Оценивается точность расчетов параметров орбит с различными высотами. Описываются алгоритмы поддержки принятия решений, реализуемых средствами системы автономного управления. Представлена функциональная схема автономной системы. Показано, что внедрение в практику управления разработанных методов и алгоритмов позволит повысить уровень безопасности полетов КА за счет выявления дополнительных опасных сближений с мало- и среднеразмерными космическими объектами, не идентифицируемыми с применением наземных измерительных средств.

Ключевые слова: система автономного управления, идентификация космических объектов, космический мусор, бортовые средства, метод определения орбит, оценка точности расчетов, алгоритм принятия управленческих решений.

Одной из основных тенденций развития мировой космической деятельности является значительное расширение орбитальных группировок космических аппаратов (КА) различных типов и назначений. Причем, функционирование возрастающего числа КА будет осуществляться в условиях достаточно сильного засорения околоземного космического пространства (ОКП) техногенным веществом (космическим мусором). Практика управления КА показывает, что аппараты, функционирующие на орбитах со средними высотами $\sim 400\div 600$ км, ежемесячно по $5\div 8$ раз сближаются с фрагментами космического мусора (КМ) на расстояния до 15 км. Аппараты, движущиеся на высотах $600\div 700$ км, ежемесячно сближаются до указанного расстояния по $8\div 12$ раз, а КА с высотами орбит $700\div 900$ км – по $12\div 16$ раз [1]. Это обстоятельство выдвигает на первый план проблему обеспечения безопасности пилотируемых и автоматических КА. Несмотря на большое внимание, уделяемое этой проблеме во мно-

гих странах мира, остается ряд нерешенных вопросов, требующих проведения дополнительных исследований. К ним, в частности относятся: идентификация малоразмерных фрагментов космического мусора, которые фактически невозможно обнаружить радиолокационными и оптическими средствами наземного базирования [2]. Вместе с тем, столкновение управляемых КА с такими фрагментами может привести к серьезным негативным последствиям, вплоть до потери космических аппаратов.

Одним из перспективных путей повышения безопасности полетов КА в условиях техногенного засорения ОКП является автономное выявление потенциально опасных космических объектов с помощью бортовых измерительных средств КА. Эта проблема имеет комплексный характер, что предопределяет необходимость проведения исследований по ряду направлений: создание эффективных бортовых измерительных средств [3], расширение каталога потенциально опасных

объектов [4], проектирование высокоинформативных бортовых вычислительных машин [5] и др. Наряду с этим малоисследованным направлением является разработка методов и алгоритмов идентификации потенциально опасных космических объектов, что является ключевым фактором принятия автономных управленческих решений в обеспечении безопасности полетов КА. Следует отметить, что проблемам проектирования и применения автономных систем управления уделяется большое внимание исследователей. При формировании процесса идентификации фрагментов космического мусора и использовании обработанных данных для принятия решений об уклонениях КА будем опираться на структурное построение системы автономного управления, описанного и обоснованного в работе [6].

В настоящей статье исследуются методологические вопросы определения параметров орбит фрагментов космического мусора, находящихся в зонах видимости бортовых оптических средств КА. Очевидно, что погрешности таких расчетов, в основном, будут определяться погрешностями проводимых измерений исследуемых объектов и погрешностями вычислений с помощью бортовых алгоритмов. Практический опыт определения степени опасности фрагментов космического мусора (применительно к управлению Международной космической станцией) показывает, что решение об уклонениях станции принимается при вероятности столкновения объектов, превышающей 10^{-4} (красный порог опасности) [7]. С учетом таких условий разработка высокоточных вычислительных алгоритмов позволит гарантированно обеспечить выявление опасных ситуаций даже при сравнительно больших погрешностях измерительной информации.

Исходная измерительная информация относительного движения объектов

Предполагается, что при условии нахождения фрагментов космического мусора в зоне видимости установленных на борту КА оптических датчиков существует возмож-

ность измерять расстояния до фрагмента КМ Δr и углы наклона вектора $\vec{r}$ к местному горизонту ω и к плоскости движения КА β .

На рис. 1 приведена информация, характеризующая относительное расположение двух объектов.

По известным значениям радиус-вектора космического аппарата $r_{ка}$ и измерениям Δr и ω вычислим радиус-вектор космического

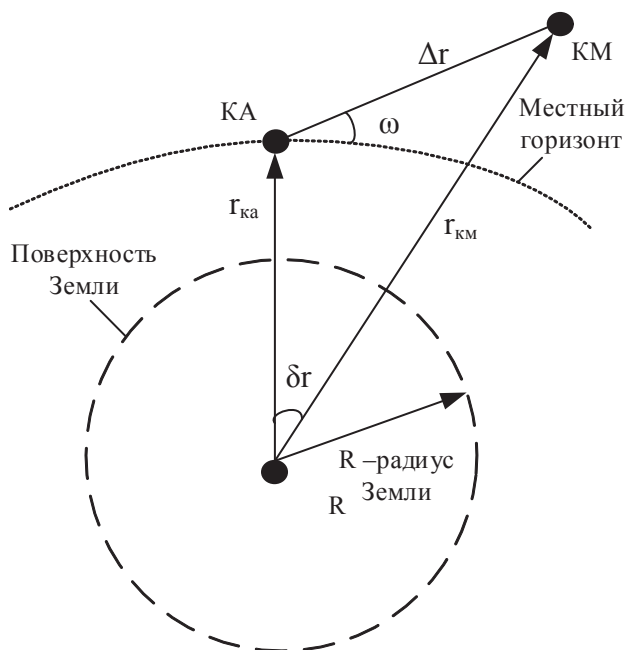


Рис. 1. Относительное расположение объектов в плоскости, проходящей через текущие положения КА и КМ

Fig. 1. The relative position of objects in a plane passing through the current position of the KA and KM

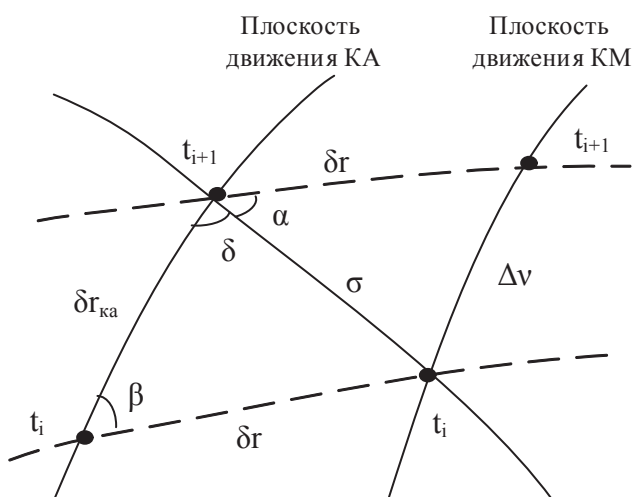


Рис. 2. Относительное расположение плоскостей движения КА и КМ

Fig. 2. The relative position of the planes of movement of the KA and KM

мусора $r_{\text{км}}$ и угловое расстояние δr между текущими положениями КА и КМ

$$r_{\text{км}} = \sqrt{r_{\text{ка}}^2 + \Delta r^2 - 2r_{\text{ка}}\Delta r \cos\left(\frac{\pi}{2} + \omega\right)},$$

$$\delta r = \arcsin\left[\frac{\Delta r}{r_{\text{км}}} \sin\left(\frac{\pi}{2} + \omega\right)\right]. \quad (1)$$

Для двух следующих друг за другом моментов измерений t_i и t_{i+1} рассчитаем угловое расстояние $\delta r_{\text{ка}}$ между векторами $r_{\text{ка}}(t_i)$ и $r_{\text{ка}}(t_{i+1})$. На рис. 2 представлен сферический треугольник, образованный дугами, соединяющими положения КА в моменты t_i и t_{i+1} ($\delta r_{\text{ка}}$), положения КА и КМ при t_i (δr), а также положения КА в момент t_{i+1} и КМ в момент t_{i+1} (σ).

По формулам сферической тригонометрии определим дугу σ

$$\sigma = \arccos[\cos \delta r(t_i) \cos \delta r_{\text{ка}} - \sin \delta r(t_i) \sin \delta r_{\text{ка}} \cos \beta(t_i)]$$

и угол δ между дугами $\delta r_{\text{ка}}$ и σ :

$$\delta = \arcsin\left[\cos \delta r(t_i) \frac{\sin \beta(t_i)}{\sin \sigma}\right].$$

Затем, рассматривая сферический треугольник, образованный дугой σ , а также дугами, соединяющими положения КА и КМ в момент t_{i+1} (δr) и положения КМ в моменты t_i и t_{i+1} (Δv), определим угол α между дугами (δr) и σ

$$\alpha = \pi - \beta(t_{i+1}) - \delta$$

и угловое расстояние между положениями фрагмента космического мусора Δv

$$\Delta v = \arccos[\cos \sigma \cos \delta r(t_{i+1}) - \sin \sigma \sin \delta r(t_{i+1}) \cos \alpha]. \quad (2)$$

Таким образом, с помощью измерительной информации по формулам (1), (2) можно определить значения радиус-векторов космического мусора $r_{\text{км}}$ в моменты времени t_i и t_{i+1} , а также угловое расстояние между этими радиус-векторами Δv . С учетом полученных данных $r_{\text{км}}(t_i)$, $r_{\text{км}}(t_{i+1})$, Δv , $\Delta t = t_{i+1} - t_i$ задача определения параметров орбит космического мусора сводится к известной задаче Ламберта [8].

Метод определения параметров орбит космических объектов

Решение задачи Ламберта – задачи определения орбит КА, удовлетворяющих

заданным граничным условиям, является одной из основных задач механики полета. Известны различные методы определения орбит в задаче двух тел [8–11]. Использование указанных методов связано с проведением итерационных процессов. В настоящей работе предлагается приближенный аналитический метод, позволяющий вычислить значения орбитальных элементов по конечным формулам, что $\sim$ на порядок сокращает продолжительность расчетов.

В основу разработки метода положено преобразование конечных вычислительных зависимостей, полученных при аналитическом интегрировании дифференциальных уравнений, описывающих орбитальное движение КА в скоростной системе координат, представляющей частный случай общей системы уравнений [12]

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\mu}{r^2} \sin \theta, \quad \frac{d\theta}{dt} = \left(\frac{V}{r} - \frac{\mu}{r^2 V}\right) \cos \theta$$

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \theta, \quad \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta. \quad (3)$$

Здесь V – скорость полета КА, θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту, r – радиус вектор, соединяющий центр притяжения Земли с центром масс КА, μ – произведение гравитационной постоянной на массу Земли, ϑ – истинная аномалия, t – время полета. Для рассмотренной системы уравнения истинная аномалия ϑ имеет то же смысловое значение, что и описанная ранее переменная v .

Перейдем по формуле $1/dt = V \sin \theta / dr$ к новой независимой переменной r . Отметим, что рассматривается некруговое движение КА ($dr \neq 0$), т. е. величина r может изменяться в диапазоне от радиуса перигея r_p до радиуса апогея r_a орбиты (при прохождении перигея или апогея приращение dr меняет знак на противоположный).

После замены переменной и интегрирования первого уравнения системы (3) получим интеграл энергии

$$2\mu/r - V^2 = C_1. \quad (4)$$

Преобразуем второе и третье уравнения системы (3) к виду

$$tg d\theta = \left(\frac{1}{r} - \frac{\mu}{r^2 V^2}\right) dr$$

Из этого уравнения определим зависимость траекторного угла θ от радиус-вектора r

$$\theta = \arccos \sqrt{\frac{C_2}{r(2\mu - C_1 r)}}. \quad (5)$$

Здесь $C^2 = r^2 V^2 \cos^2 \theta$ – интеграл площадей.

Для получения закона изменения истинной аномалии ϑ от величины r используем дифференциальное уравнение

$$d\vartheta/dr = \operatorname{ctg} \theta(r)/r.$$

После его интегрирования имеем

$$\vartheta = \vartheta_0 + \arcsin A(r) - \arcsin A(r_0), \quad (6)$$

где $A(r) = (\mu - C_2/r) / \sqrt{(\mu^2 - C_1 C_2)}$.

Интегрируя уравнение $dt = dr / V(r) \sin \theta(r)$, можно найти соотношение между временем движения КА t и радиус-вектором r

$$t = t_0 - \frac{\mu}{C_1^{3/2}} [\arcsin B(r_1) - \arcsin B(r_0)] - C(r_1) + C(r_0) \quad (7)$$

где

$$B(r) = \frac{\mu - C_1 r}{\sqrt{\mu^2 - C_1 C_2}}, \quad C(r) = \frac{\sqrt{-C_1 r^2 + 2\mu r - C_2}}{C_1}.$$

Формулы (4) – (7) дают возможность определить параметры и время движения КА при известных начальных условиях и текущих значениях радиус-вектора r .

Будем использовать эти формулы для определения орбит по двум положениям КА. Сформулируем задачу: по известным значениям углового расстояния $\Delta\vartheta$ и времени перелета Δt между двумя точками орбиты, характеризующимися радиус-векторами $r_0 = r_{ка}(t_i)$ и $r_1 = r_{ка}(t_{i+1})$, требуется определить параметры движения КА.

Зависимости (6) и (7) могут быть преобразованы к виду

$$\Delta\vartheta = \arcsin \left[\frac{A(r_1)\sqrt{1-A^2(r_0)} - A(r_0)\sqrt{1-A^2(r_1)}}{\sqrt{\mu^2 - C_1 C_2}} \right] = \arcsin \left\{ \frac{\sqrt{C_2}}{\mu^2 - C_1 C_2} \times [(\mu r_1 - C_2)C(r_0) - (\mu r_0 - C_2)C(r_1)] \right\}, \quad (8)$$

$$\Delta t = -C(r_1) + C(r_0) - \frac{\mu}{C_1^{3/2}} \arcsin [B(r_1)\sqrt{1-B^2(r_0)} - B(r_0)\sqrt{1-B^2(r_1)}] = -C(r_1) + C(r_0) -$$

$$-\frac{\mu}{C_1^{3/2}} \arcsin \left\{ \frac{\sqrt{C_1}}{\mu^2 - C_1 C_2} [(\mu - C_1 r_1)C(r_0) - (\mu - C_1 r_0)C(r_1)] \right\}. \quad (9)$$

Отметим, что переход к уравнениям (8) и (9) справедлив при

$$A(r_1)A(r_0) \geq 0 \text{ или } A^2(r_1) + A^2(r_0) \leq 1 \quad (10)$$

и

$$B(r_1)B(r_0) \geq 0 \text{ или } B^2(r_1) + B^2(r_0) \leq 1. \quad (11)$$

Анализ выражений $A(r)$ и $B(r)$ показал, что при увеличении радиус-вектора r от r_π до r_α переменная $A(r)$ изменяется от -1 до 1 , а $B(r)$ – от 1 до -1 , причем $A(r) = 0$ при $r = p$ и $\Delta\vartheta = 90^\circ$, а $B(r) = 0$ при $r = r' \leq p$ и $\Delta\vartheta = \Delta\vartheta' \leq 90^\circ$ (значения $\Delta\vartheta'$ в зависимости от параметров орбит находятся в диапазоне от 75° до 90°). Следовательно, условие (10) будет гарантированно соблюдаться, если угловое расстояние между радиус-векторами r_0 и r_1 не превышает 90° , а условие (11) – при $\Delta\vartheta \leq \Delta\vartheta' \approx 75^\circ$.

Соотношения (8) и (9) представляют систему уравнений с двумя неизвестными C_1 и C_2 . Нетрудно видеть, что определить константы интегрирования C_1 и C_2 по известным значениям Δt , $\Delta\vartheta$, r_0 и r_1 можно лишь путем проведения итерационного процесса.

Для получения конечных расчетных зависимостей введем допущение о малости значений аргументов функций $\arcsin$, входящих в формулы (8) и (9), т. е. $\arcsin x \approx x$. В этом случае при $x \leq 10^\circ$ вычислительные погрешности не превышают 1% , а при $x \leq 10^\circ - 2\%$.

Данное допущение, очевидно, сужает область применения предлагаемого метода. Вместе с тем, в определенном диапазоне изменения исходных параметров Δt , $\Delta\vartheta$, r_0 и r_1 , который будет выявлен путем анализа численных результатов, методические погрешности будут сравнительно малы (не более 2%). Кроме того, будет показано, что в этом диапазоне будут всегда выполняться условия (10) и (11).

В результате уравнение (8) запишется следующим образом

$$\Delta\vartheta = \frac{\sqrt{C_2}}{r_0 r_1 (\mu^2 - C_1 C_2)} \times [(\mu r_1 - C_2)C(r_0) - (\mu r_0 - C_2)C(r_1)]. \quad (12)$$

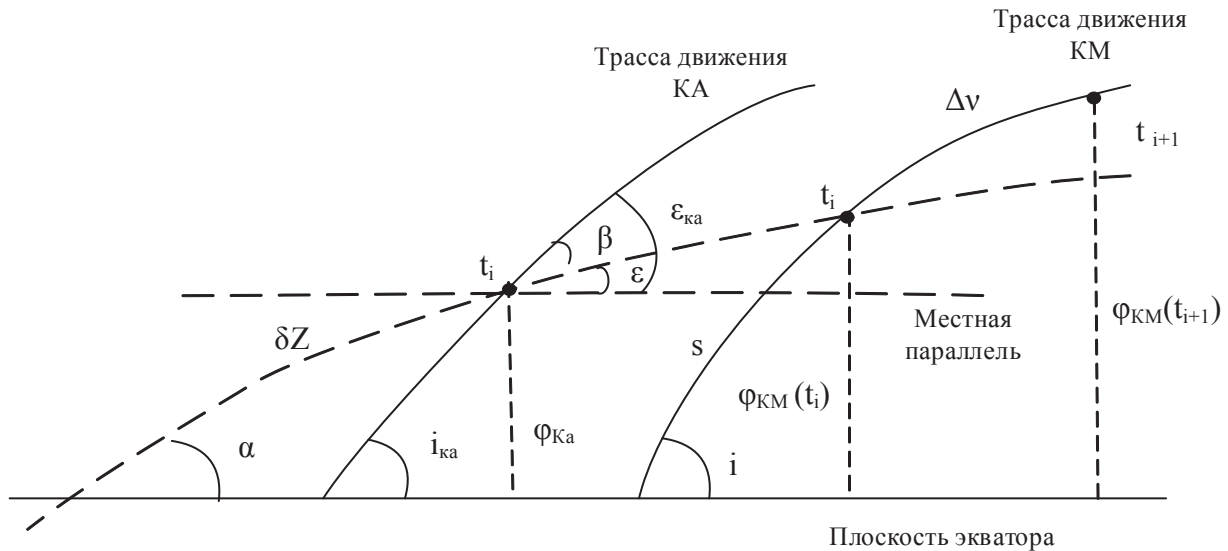


Рис. 3. Трассы движения КА и КМ
Fig. 3. Trails KA and KM movement

После преобразования выражения (9) с учетом введенного допущения определим зависимость между радиус-векторами r_0 и r_1 , интервалом времени Δt и постоянными C_1 и C_2

$$\Delta t = \frac{1}{\mu^2 - C_1 C_2} \times [(\mu r_1 - C_2)C(r_0) - (\mu r_0 - C_2)C(r_1)]. \quad (13)$$

Поделив уравнение (12) и (13), получим соотношение между известными значениями Δt , $\Delta \vartheta$, r_0 и r_1 и константой интегрирования C_2

$$\frac{\Delta \vartheta}{\Delta t} = \frac{\sqrt{C_2}}{r_0 r_1} \quad \text{или} \quad C_2 = \frac{r_0^2 r_1^2 \Delta \vartheta^2}{\Delta t^2}. \quad (14)$$

С учетом (14) находим фокальный параметр орбиты

$$p = C_2 / \mu. \quad (15)$$

Решая систему двух уравнений

$$r_0 = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta_0} \quad \text{и} \quad r_1 = \frac{p}{1 + e \cos (\vartheta_0 + \Delta \vartheta)},$$

определим истинную аномалию ϑ_0 , соответствующую радиус-вектору r_0

$$\operatorname{tg} \vartheta_0 = \operatorname{ctg} \Delta \vartheta - r_0 (p - r_1) [r_1 (p - r_0) \sin \Delta \vartheta]^{-1}. \quad (16)$$

Зная значения p и ϑ_0 , по известным формулам [13] можно определить и другие элементы искомой орбиты: эксцентриситет e , радиусы перигея r_π и апогея r_a , большую полуось a

$$e = (p - r_0) r_0^{-1} \cos^{-1} \vartheta_0, \quad r_\pi = p / (1 + e),$$

$$r_a = p / (1 - e), \quad a = \frac{r_\pi + r_a}{2}. \quad (17)$$

Таким образом, используя исходные значения радиус-векторов $r_{\text{ка}}(t_i)$ и $r_{\text{ка}}(t_{i+1})$, временного отрезка $\Delta t = t_{i+1} - t_i$ и определяя по формуле (2) угловые расстояния Δv можно рассчитать значения фокального параметра p , истинной аномалии ϑ_0 , эксцентриситета e , большой полуоси a для параметров движения космического мусора в соответствии с зависимостями (14–17).

Далее определим наклонение орбиты КМ (i). Для описания процесса определения наклонения используем рис. 3, где представлены проекции трасс движения КА и КМ относительно экваториальной плоскости. Прежде всего вычислим значение курсового угла между проекцией вектора скорости КА на местный горизонт и местной параллелью в момент времени t_i

$$\varepsilon_{\text{ка}}(t_i) = \arccos \left[\frac{\cos i_{\text{ка}}}{\cos \varphi_{\text{ка}}(t_i)} \right].$$

С учетом измеренного значения $\beta(t_i)$ найдем аналогичный курсовой угол для плоскости условной орбиты, проходящей через широты подспутниковых точек КА и КМ в момент t_i

$$\varepsilon = \varepsilon_{\text{ка}}(t_i) - \beta(t_i).$$

Определим наклонение этой орбиты (a), дугу, лежащую в ее плоскости и соединяющую подспутниковую точку КА с плоскостью экватора (δz) и широту полета КМ при t_i

$$a = \arccos [\cos \varepsilon \cos \varphi_{ka}(t_i)],$$

$$\delta z = \arcsin \left[\frac{\sin \varphi_{ka}(t_i)}{\sin a} \right],$$

$$\varphi_{km}(t_i) = \arcsin [\sin j \sin (\delta z + \delta r)].$$

Далее рассмотрим два сферических треугольника, образованных плоскостью движения КМ, плоскостью экватора, а также двумя полярными плоскостями, проходящими через широты подспутниковых точек КМ $\varphi_{km}(t_i)$ и $\varphi_{km}(t_{i+1})$. В соответствии с теоремой синусов запишем уравнения

$$\frac{\sin \varphi_{km}(t_i)}{\sin i} = \sin s, \quad \frac{\sin \varphi_{km}(t_{i+1})}{\sin i} = \sin (s + \Delta v),$$

где s – дуга, лежащая в плоскости движения КМ и соединяющая его положение в момент t_i с плоскостью экватора.

Совместное решение этих уравнений позволяет определить дугу s и наклонение орбиты КМ i

$$s = \arctg \left[\frac{\sin \Delta v \sin \varphi_{km}(t_i)}{\sin \varphi_{km}(t_{i+1}) - \cos \Delta v \sin \varphi_{km}(t_i)} \right],$$

$$i = \arcsin \left[\frac{\sin \varphi_{km}(t_i)}{\sin s} \right]. \quad (18)$$

Итак, по формулам (14–18) можно вычислить элементы орбит космического мусора с помощью измерений его параметров бортовыми оптическими датчиками, установленными на КА.

Оценим ошибки вычислений, вызванные введением отмеченного выше допущения, и определим диапазон исходных условий, при которых предлагаемый метод работает с удовлетворительной точностью.

Сравнительный анализ численных результатов расчетов элементов орбит, полученных для широкого диапазона изменения величин Δt , $\Delta \vartheta$, r_0 , r_1 по разработанному методу и с использованием итерационного метода [8], показал, что при изменении Δt (а, следовательно, и $\Delta \vartheta$) в течение одного полувитка вычислительные погрешности δp , δe , δa имеют ярко выраженные максимумы, реализующиеся при некоторых величинах Δt^* ($0 < \Delta t^* \leq 0,5 T$), т. е.

$$\delta p_{\max} = \delta p(\Delta t^*), \quad \delta e_{\max} = \delta e(\Delta t^*), \quad \delta a_{\max} = \delta a(\Delta t^*).$$

При этом значения $\delta p_{\max}$, $\delta e_{\max}$, $\delta a_{\max}$ возрастают с увеличением эксцентриситета орбиты. Так, если для орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) с высотами $h_\pi = 500$ км и $h_a = 700$ км ($e = 1,434 \cdot 10^{-2}$) максимальные значения ошибок составляют: $\delta p_{\max} = \delta a_{\max} \approx 0,2 \%$, $\delta e_{\max} \approx 5,3 \%$, то при $h_\pi = 500$ км и $h_a = 1000$ км ($e = 3,5 \cdot 10^{-2}$) $\delta a_{\max} \approx 0,49 \%$, $\delta p_{\max} \approx 0,47 \%$, $\delta e_{\max} \approx 6,8 \%$, а при $h_\pi = 500$ км и $h_a = 5000$ км ($e = 0,408$) $\delta a_{\max} \approx 15,9 \%$, $\delta p_{\max} \approx 8,6 \%$, $\delta e_{\max} \approx 40 \%$.

Итак, проведенное исследование позволило установить, что предлагаемый метод для низкокруговых орбит ИСЗ ($e \leq 0,04$) имеет методические ошибки, не превышающие 2 % при угловых расстояниях между радиус-векторами r_0 и r_1 , не более 90° и не превосходящее $0,3 \div 0,5 \%$ при угловых расстояниях менее 25° .

Для орбит ИСЗ с $e > 0,04$ при достаточно больших интервалах времени Δt точность расчетов может заметно ухудшиться. Поэтому представляется необходимым определить максимально допустимый интервал Δt , при котором максимальные ошибки вычислений не превышают заранее установленной величины. Из рассмотрения данных, часть из которых представлена на рис. 4, 5, видно, что ошибки расчетов, не превышающие 1 %, могут быть получены для орбиты ИСЗ с высотой перицентра $h_\pi = 500$ км при следующих условиях: для $h_a = 1000$ км при $\Delta t \leq 200\text{--}300$ с; для $h_a = 10\,000$ км при $\Delta t \leq 70\text{--}80$ с; для $h_a = 36\,000$ км при $\Delta t \leq 35\text{--}40$ с.

Для всех расчетных вариантов были определены значения $A(r_1)$, $A(r_0)$, $B(r_0)$ с целью проверки выполнения условий (10) и (11). Установлено, что во всем диапазоне исходных данных, где ошибки вычислений не превышают $1 \div 2 \%$, эти условия удовлетворяются. В таблице показаны расчеты параметров $A(r)$, $B(r)$.

Таким образом, проведенные исследования показали высокую точность использования предложенного метода для расчета элементов кеплеровских орбит с малым эксцентриситетом ($e \leq 0,04$) при угловых расстояниях между двумя радиус-векторами, не превышающих 25° . Метод может быть

Расчеты параметров $A(r)$, $B(r)$
Calculations of parameters $A(r)$, $B(r)$

r_0 , км	r_1 , км	Δt , с	$\Delta\theta$, град	$A(r_0)$	$A(r_1)$	$A^2(r_0)+A^2(r_1)$	$B(r_0)$	$B(r_1)$	$B^2(r_0)+B^2(r_1)$
6921	6971	480	30	-0,48	$1,95 \cdot 10^{-2}$	0,24	-0,499	$4,7 \cdot 10^{-4}$	0,25
6921	7021	965	60	-0,48	0,516	0,5	-0,499	0,5	0,5
6921	6971	263	17	-0,78	-0,576	0,95	-0,799	-0,599	0,997
6921	7071	680	42	-0,78	-0,165	0,65	-0,799	-0,2	0,678
6921	7171	1060	65	-0,78	0,234	0,67	-0,799	0,199	0,678
6921	7271	1490	90	-0,78	0,623	1	-0,799	0,599	1
6921	6971	93	6,5	-0,96	-0,927	1,7	-0,977	-0,955	1,866
6921	7171	330	22	-0,96	-0,788	1,55	-0,977	-0,866	1,704
6921	7371	504	33	-0,96	-0,657	1,36	-0,977	-0,778	1,56
6921	8571	1280	75	-0,96	$1,86 \cdot 10^{-3}$	0,93	-0,977	-0,245	1,015
6921	6971	72	5	-0,97	-0,944	1,83	-0,983	-0,973	1,913
6921	7171	255	18	-0,97	-0,85	1,66	-0,983	-0,932	1,835
6921	7371	385	27	-0,97	-0,762	1,52	-0,983	-0,889	1,756
6921	6971	55	4,5	-0,98	-0,965	1,89	-0,997	-0,994	1,982
6921	7171	190	15	-0,98	-0,9	1,77	-0,997	-0,983	1,96

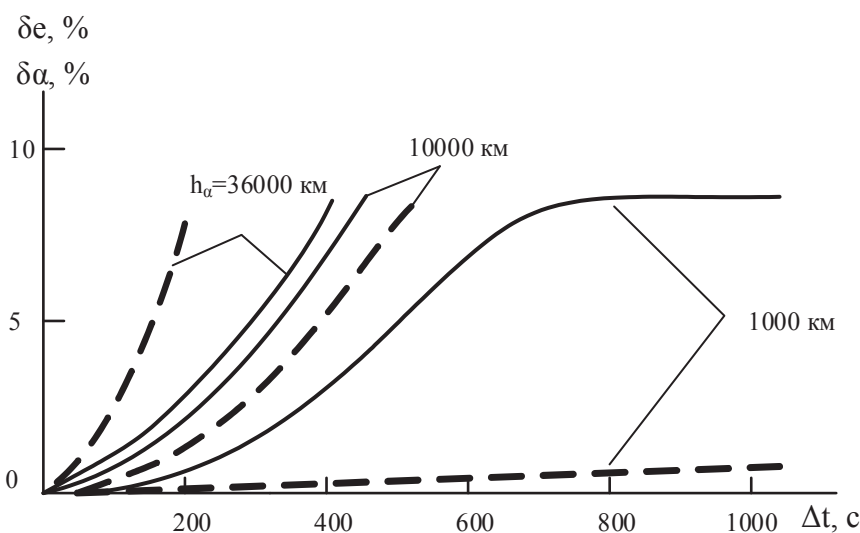


Рис. 4. Изменение погрешностей вычисления эксцентриситета δe и большой полуоси δa от времени полета КА между двумя фиксированными положениями Δt ($h_\pi = 500$ км): Сплошные линии – зависимости для δe . Штриховые линии – зависимости для δa

Fig. 4. Measurement of errors in calculating δe eccentricity and semi-major axis of the flight time δa spacecraft between two fixed positions Δt ($h_\pi = 500$ км): Solid lines – according to δe . Dashed lines – according to δa

применен также для определения элементов высокоэллиптических орбит ($e \approx 0,3 \div 0,7$), когда время полета КА между двумя фиксированными положениями не более 4÷8 мин. Погрешности определения орбитальных параметров не превышают 0,5 %. Продолжительность вычислений сокращается в ~10 раз по сравнению с известными итерационными методами [8–11].

Предлагаемый метод принципиально позволяет обеспечить расчеты параметров

орбит фрагментов космического мусора в выявленном диапазоне изменения исходных условий при требуемой точности вычислений, что дает возможность оперативно вырабатывать рекомендации по проведению маневров уклонения КА и тем самым повысить уровень безопасности полетов управляемых КА. Вместе с тем, для окончательной оценки точности расчетов необходим учет возмущающих факторов, влияющих на динамику движения космических объектов: погрешности

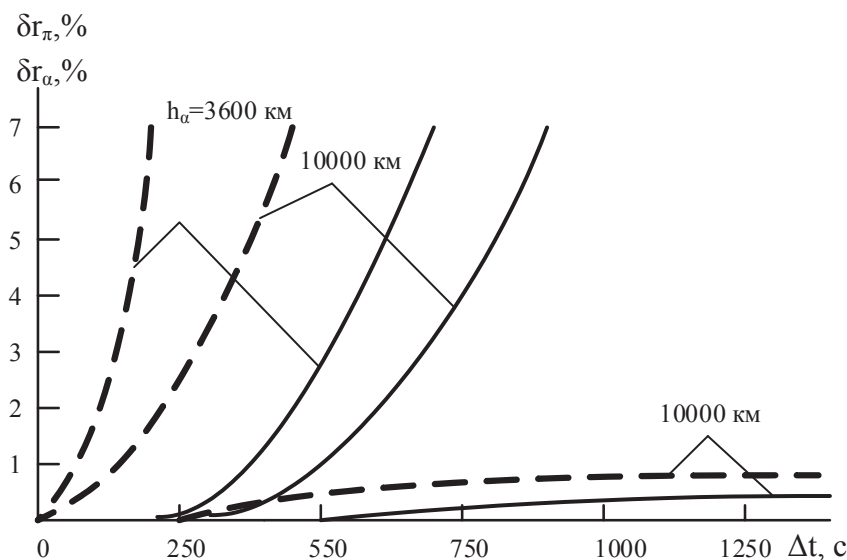


Рис. 5. Изменение погрешностей вычисления радиусов апоцентра δr_α и перигея δr_π от времени полета КА между двумя фиксированными положениями Δt ($h_\pi = 500$ км): Сплошные линии – зависимость для δr_α . Штриховые линии – зависимость для δr_π .

Fig. 5. Measurement of errors in calculating radii apocenter δr_α and pericenter δr_π of flight time between the two spacecraft fixed positions Δt ($h_\pi = 500$ km): Solid line – dependence for δr_α . Dashed line – dependence for δr_π .

реализации управляющих воздействий, измерений, изменения баллистического коэффициента. На основе описанного метода разработан и запатентован способ определения параметров орбит космических объектов с использованием данных измерений оптических датчиков КА [14].

Алгоритм поддержки принятия управленческих решений при проведении маневров уклонения КА от космического мусора

Использование разработанного метода дает возможность на основе идентификации фрагментов космического мусора выработать автономные решения по уклонению управляемых КА. Опишем процесс выработки управленческих решений, содержащий следующие основные этапы.

Этап 1. С помощью бортовых оптических датчиков, составляющих основу блока идентификации полетных ситуаций системы, непрерывно формируются зоны видимости околоземного космического пространства. Бортовыми датчиками проводятся измерения координат космических объектов, попадающих в эти зоны. Как было отмечено, в качестве измерительной информации использу-

ются: расстояния между управляемыми КА и наблюдаемыми объектами Δr , углы между радиус-вектором $\vec{\Delta r}$ и местным горизонтом ω и между $\vec{\Delta r}$ и плоскостью движения КА β . Целесообразно проводить измерения через минимально возможные интервалы времени в течение всего периода нахождения космического объекта в зоне видимости бортовых датчиков. Это позволит снизить погрешности расчетов траекторий движения исследуемых космических объектов.

На борту КА определяются и непрерывно уточняются параметры движения космического объекта $X_{\text{ко}}$: фокальный параметр P , истинная аномалия ϑ_0 , эксцентриситет e , большая полуось a , наклонение i в зависимости от измеряемых данных $\Delta r_i, \omega_i, \beta_i$.

$$X_{\text{ко}}(P, \vartheta_0, e, a, i) = F(\Delta r_i, \omega_i, \beta_i).$$

Далее, зная значения орбитальных параметров управляемых КА $X_{\text{ка}}$ и космического объекта $X_{\text{ко}}$, с применением известных вычислительных алгоритмов [15] определяются минимальные относительные расстояния между этими объектами и вероятности их столкновения на установленных временных интервалах прогнозирования дальнейшего полета.

Данные обо всех идентифицированных космических объектах заносятся в память

бортового компьютера КА с последующим их включением в каталог фрагментов космического мусора. Объекты, вероятность столкновения с которыми превышает величину $P_c > 10^{-4}$, идентифицируются как потенциально опасные для управляемого КА и подвергаются непрерывному наблюдению измерительными средствами, в первую очередь, с точки зрения оценки динамики изменения вероятности столкновения P_c . Относительно объектов, характеризующихся устойчивым высоким уровнем вероятности $P_c > 10^{-4}$, принимается решение о проведении маневра уклонения КА. Дадим формальное описание событиям S_i , характеризующим дальнейшие операции по управлению КА

$S_1 : P_c > 10^{-4}$ – необходимо проведение маневра уклонения КА;

$S_2 : P_c < 10^{-4}$ – отсутствие необходимости в проведении маневра уклонения КА.

Таким образом, блок идентификации полетных ситуаций обеспечивает выявление потенциально опасных космических объектов и выдает на машину логических заключений системы управления информацию об орбитальных параметрах этих объектов, координатах взаимного расположения управляемого КА и опасного объекта в момент их максимального сближения. В дальнейшем представляет практический интерес рассмотрение только тех случаев, когда будут проводиться ракетодинамические маневры уклонения КА.

Этап 2. Целевой функцией машины логических заключений совместно с базой знаний на этом этапе работы системы автономного управления является определение рациональных программ реализации маневра уклонения КА от выявленного потенциально опасного фрагмента космического мусора. Стратегии выбора программ управления вектором тяги двигательной установки во многом зависят от целевого назначения КА.

При рассмотрении КА, не входящих в состав орбитальных группировок с правильным баллистическим построением, достаточно проведения маневра уклонения КА с целью увеличения относительного расстояния до потенциально опасного объекта в момент

максимального сближения. Такие маневры осуществляются, как правило, путем приложения к КА небольших (порядка нескольких м/с) разгонных импульсов характеристической скорости. Формальная запись базового решающего правила имеет вид

$$\text{если } S_1, \text{ то } P(\Delta t) = P_{\max}, a = \beta = 0,$$

где $\Delta t = \frac{m\Delta V}{P_{\max}}$, $\Delta V = 1 \div 2$ м/с.

Более сложные программы реализации маневров уклонения имеют место при управлении КА, входящих в состав правильно построенных орбитальных группировок, или геостационарными спутниками. Проведение простых маневров по увеличению скорости КА в первом случае приведет к нарушению требований по равенству расстояний между двумя соседними аппаратами группировки, движущимися в одной плоскости (требования к баллистическому построению правильных орбитальных систем), а во втором случае – к нарастающему отклонению географической долготы подспутниковой точки геостационарного КА от заданного положения. В этих условиях рациональная программа маневрирования КА формируется на основе применения методов и алгоритмов оптимального управления вектором тяги двигательной установки, изложенных в работе [16].

Этап 3. Сформированная с помощью базы знаний и машины логических заключений программа управления передается на блок моделирования и прогнозирования параметров движения КА. Средствами этого блока определяется наличие (или отсутствие) опасных ситуаций для управляемого аппарата после проведения им ракетодинамического маневра уклонения от выявленного ранее потенциально опасного космического объекта. Учитывая прогнозируемые координаты движения КА и используя существующий в блоке каталог фрагментов космического мусора, выявляем новые потенциально опасные объекты, определяются минимальные расстояния между КА и этими объектами, рассчитываются вероятности их столкновений P_c . В случае, если вероятности столкновений со всеми выявленными объектами P_c будут меньше, чем 10^{-4} , то делается вывод о про-

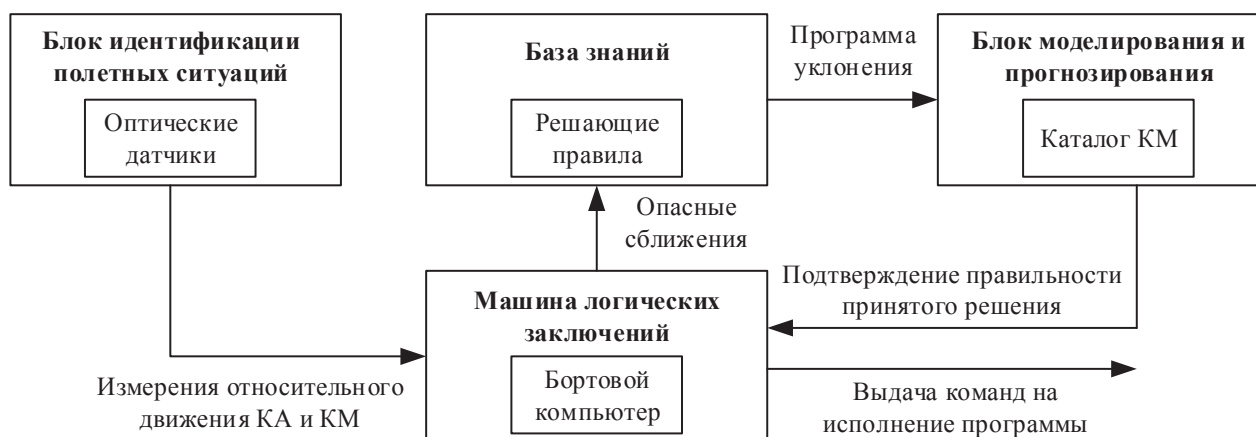


Рис. 6. Схема функционирования системы управления КА
Fig. 6. Driving spacecraft control system operation

ведении рекомендуемого маневра уклонения КА. В противном случае необходимо вносить корректировку в программу управления. В зависимости от взаимного расположения КА и фрагментов космического мусора коррективы программы проведения маневров могут быть связаны либо с изменением величины импульса характеристической скорости ΔV , либо с введением боковой составляющей корректирующего импульса ($\beta \neq 0$).

После подтверждения средствами блока моделирования и прогнозирования правильности рекомендуемой программы маневра уклонения КА и его реализации проводится идентификация других космических объектов, находящихся в зоне видимости бортовых оптических датчиков с использованием описанной выше технологии.

Схема функционирования системы автономного управления в процессе принятия решений по уклонению КА от фрагментов КМ приведена на рис. 6.

Таким образом, применение описанного алгоритма поддержки принятия управленческих решений в процессе идентификации и уклонения КА от фрагментов техногенного происхождения с помощью бортовых средств позволит качественно повысить уровень безопасности полетов за счет дополнительного выявления опасных сближений управляемых аппаратов с мало- и среднеразмерными объектами. Кроме того, внедрение таких алгоритмов в практику управления космическими аппаратами дает возможность существенно

расширить каталог фрагментов космического мусора, что во многом будет способствовать обеспечению безопасности полетов перспективных орбитальных группировок пилотируемых и автоматических КА.

Библиографический список

1. Ivanov V.M., Sokolov N.L. The role, place and development prospects of the russian hazard alarm system in the integration of international efforts to provide safe space activities. 64th International Astronautical Congress (IAC), Beijing, China, 23–27 september, 2013. IAC-13, A6,7,5, x16827.
2. Ivanov V.M., Sokolov N.L., Kozlov V.G., Kornienko Y.A. Application prospects of the russian hazard alarm system supporting safe flights of operated space vehicles. 6-th European Conference on Space Debris Darmstadt, Germany, 22–25 April, 2013. pp. 53–54.
3. Катулев, А.Н. Адаптивный метод и алгоритм обнаружения малоконтрастных объектов оптико-электронным средством / А.Н. Катулев, А.А. Колонсков, А.А. Храменев и др. // Оптический журнал. – 2014. – Т. 81. – № 2. – С. 29–39.
4. Каталог космических объектов командования воздушно-космической обороны Северной Америки (NORAD, North American Aerospace Defense Command) 2016 <https://www.space-track.org>
5. Микрин, Е.А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов: учеб. пособие / Е.А. Микрин. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, – 2014. – 245 с.
6. Соколов, Н.Л. Информационно-аналитическое обеспечение автономного управления космическими аппаратами / Н.Л. Соколов, П.А. Захаров // Проблемы управления (Control sciences). – 2015. – № 6. – С. 62–69.
7. Иванов, В.М. Место и роль АСПОС ОКП в управлении пилотируемых и автоматических космических аппаратов / В.М. Иванов, Н.Л. Соколов, В.Ф. Бендяков // Второй международный специализированный симпозиум «Космос и глобальная безопасность человечества». – Рига, – 2010. – С. 33–34.
8. Беттин, Р. Наведение в космосе / Р. Беттин. – М.: Машиностроение. 1966. – 447 с.
9. Sun F.T. A new treatment of Lambertian mechanics. Acta Astronautica. 1981. v. 8. № 2. pp. 105-122.

10. Plummer M. C. An introductory treatise on dynamical astronomy. N.Y.: Dover publ. Inc. 1960.
11. Baker R.M. L., Jr., Makemson M.W. An introduction to Astrodynamics. N.Y.: Acad. Press. Inc. 1960.
12. Иванов, В.М. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет / В.М. Иванов, А.И. Мартынов. – М.: Наука, 1985. – 384 с.
13. Эльясберг, П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П.Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 537с.
14. Иванов, В.М., Соколов Н.Л., Козлов В.Г., Захаров П.А., Карцев Ю.А. Способ определения параметров орбиты космического объекта. Патент № 2531433 от 25.08.2014.
15. Кондрашин, М.А. Разработка алгоритмов выявления объектов, потенциально опасных для управляемых космических аппаратов / М.А. Кондрашин // Космонавтика и ракетостроение. – 2010. – № 1 (58). – С. 153–157.
16. Иванов, В.М. Оптимальное управление космическим аппаратом за счет изменения вектора тяги двигательной установки при проведении межорбитальных маневров / В.М. Иванов, Н.Л. Соколов // Космонавтика и ракетостроение – 2014. – № 2 (75). – С. 80–88.

AUTONOMOUS IDENTIFICATION OF ORBIT PARAMETERS OF POTENTIALLY HAZARDOUS SPACE OBJECTS BY ONBOARD ASSETS

Sokolov N.L., TsNIIMash, MCC, Ph.D. (Tech.)⁽¹⁾, Zakharov P.A. TsNIIMash, MCC⁽¹⁾

sokolov@mcc.rsa.ru, zakharovp@gmail.com

⁽¹⁾Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 141070, Moscow region, Korolev, st. Pioneer, 4

The problem of identification of man-made objects with the use of onboard spacecraft control assets is researched. The method is developed for orbit determination of space debris fragments. After the transformation of the initial system of differential equations the analytical dependences are composed which connect data obtained after the information processing, with the Kepler orbit area integral of the explored object. The calculation accuracy of orbit parameters with different altitudes is evaluated. The algorithms of decision-making support are described, implemented by the facilities of autonomous control system. The functional layout of the autonomous system is presented. It is showed that the implementation of the developed methods and algorithms in the control practice allows raising the level of spacecraft flight safety due to the detection of additional hazardous approaches with small and medium-sized space objects which can't be identified with the use of ground facility instrumentation.

Key words: Autonomous control system, identification of space objects, space debris, onboard assets, method of orbit determination, evaluation of calculation accuracy, algorithm of control decision-making.

References

1. Ivanov V.M., Sokolov N.L. *The role, place and development prospects of the russian hazard alarm system in the integration of international efforts to provide safe space activities*. 64th International Astronautical Congress (IAC), Beijing, China, 23–27 sept., 2013. IAC-13, A6,7,5, x16827.
2. Ivanov V.M., Sokolov N.L., Kozlov V.G., Kornienko Y.A. *Application prospects of the russian hazard alarm system supporting safe flights of operated space vehicles*. 6-th European Conference on Space Debris Darmstadt, Germany, 22–25 April, 2013. pp.53-54.
3. Katulev A.N., Kolonskov A.A., Khramichev A.A., Yagol'nikov S.V. *Adaptivnyy metod i algoritm obnaruzheniya malokontrastnykh ob'ektov optiko-elektronnym sredstvom* [Adaptive method and algorithm for the detection of low-contrast objects opto-electronic means] *Opticheskiy zhurnal*. 2014. T. 81. № 2. pp. 29–39.
4. *Katalog kosmicheskikh ob'ektov komandovaniya vozdushno-kosmicheskoy oborony Severnoy Ameriki* [Catalog of space objects North American Aerospace Defense Command] (NORAD, North American Aerospace Defense Command) 2016. Elektronnyy resurs. <https://www.space-track.org>
5. Mikrin E. A. *Bortovye komplekсы upravleniya kosmicheskikh apparatov: ucheb. posobie* [Onboard spacecraft control systems: a tutorial] Moscow, MGTU im. N. E. Bauman. 2014. 245 p.
6. Sokolov N.L., Zakharov P.A. *Informatsionno-analiticheskoe obespechenie avtonomnogo upravleniya kosmicheskimi apparatami* [Development prospects of information and analytical support of spacecraft control systems]. *Problemy upravleniya*. 2015. № 6. 62–69pp.
7. Ivanov V.M., Sokolov N.L., Bendyakov V.F. *Mesto i rol' ASPOS OKP v upravlenii pilotiruemykh i avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [The place and role ASPOS ECV in the management of manned and unmanned spacecraft] *Vtoroy mezhdunarodnyy spetsializirovanny simpozium «Kosmos i global'naya bezopasnost' chelovechestva»*. Riga, Latvia on 5-9 July. 2010. pp. 33-34.
8. Bettin R. *Navedenie v kosmose* [Guidance in space] Mashinostroenie, Moscow, 1966. 447p.
9. Sun F.T. *A new treatment of Lambertian mechanics*. *Acta Astronautica*, 1981. v. 8. № 2. pp. 105-122.
10. Plummer M. C. An introductory treatise on dynamical astronomy. N.Y.: Dover publ. Inc. 1960.
11. Baker R.M. L., Jr., Makemson M.W. An introduction to Astrodynamics. N.Y.: Acad. Press. Inc. 1960.
12. Ivanov V.M., Martynov A.I. *Dvizhenie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov v atmosferakh planet* [The motion of spacecraft in planetary atmospheres] Nauka Moscow, 1985. 384p.
13. El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial satellites]. Nauka Moscow 1965. 537p.
14. Ivanov V.M., Sokolov N.L., Kozlov V.G., Zakharov P.A., Kartsev Yu.A. *Sposob opredeleniya parametrov orbity kosmicheskogo ob'ekta*. [The method of determining the parameters of a space object's orbit]. Patent № 2531433 от 25.08.2014.
15. Kondrashin M.A. *Razrabotka algoritmov vyyavleniya ob'ektov, potentsial'no opasnykh dlya upravlyaemykh kosmicheskikh apparatov* [Development of algorithms to identify objects, potentially controlled spacecraft]. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2010. № 1 (58), pp. 153–157.
16. Ivanov V.M., Sokolov N.L. *Optimal'noe upravlenie kosmicheskim apparatom za schet izmeneniya vektora tyagi dvigatel'noy ustanovki pri provedenii mezhorbital'nykh manevrov* [Optimal control of the spacecraft by changing the thrust vector of the propulsion system during maneuvers interorbital]. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2014. № 2 (75), pp. 80–88.