

Стратегия коррекции наклонения орбиты геостационарного спутника с учетом эволюции наклонения на длительных интервалах времени под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны

© Ю.Г. Сухой, В.Ф. Брагинец

Филиал «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения»
АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Королёв, 141092, Россия

На основе анализа солнечно-лунных гравитационных возмущений наклонения орбиты геостационарного спутника разработана стратегия коррекции наклонения его орбиты для различных зон удержания спутника и периодов цикла движения узлов орбиты Луны. Стратегия предусматривает учет долгопериодических вариаций наклонения, возникающих под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны, в зависимости от размеров зоны удержания по наклонению, позволяет выбирать наиболее рациональные направления корректирующего воздействия и его величину с учетом возможных отклонений за счет долгопериодических и суточных колебаний наклонения. Применение разработанной стратегии при баллистическом обеспечении управления геостационарными спутниками позволит рационально и с минимальным количеством включений обеспечить удержание геостационарного спутника по наклонению в выделенной орбитальной позиции.

Ключевые слова: геостационарная орбита, наклонение орбиты, гравитационный потенциал Солнца, гравитационный потенциал Луны, коррекция наклонения, стратегия коррекции наклонения

Введение. Интенсивное применение спутниковых каналов связи, включающих геостационарные спутники-ретрансляторы, привело к быстрому заполнению геостационарной орбиты космическими аппаратами. Для обеспечения устойчивой спутниковой связи и предотвращения столкновений активные геостационарные спутники удерживаются внутри выделенной долготной и широтной областей [1]. Целью данного исследования является выработка рекомендаций по управлению движением геостационарных спутников на основе разработанной стратегии для рационального и с минимальным количеством включений обеспечения удержания геостационарного спутника по наклонению в выделенной орбитальной позиции.

При рассмотрении движения геостационарного спутника чаще всего анализируются кеплеровы элементы орбиты: большая полуось a , эксцентриситет e , наклонение i , прямое восхождение восходящего узла орбиты Ω , аргумент перигея ω , истинная аномалия ν . Для

предотвращения выхода спутника из долготного диапазона корректируются большая полуось орбиты (период обращения) и эксцентриситет. Для удержания в заданных пределах по широте осуществляется управление наклоном орбиты [2, 3]. При этом возможны разные стратегии коррекции наклона в зависимости от размеров зоны удержания спутника и тяги двигателей коррекции, что обуславливает необходимость решения вопроса об учете при коррекциях долгопериодических колебаний наклона. На основе оценки возмущений наклона орбиты геостационарного спутника, вызванных влиянием гравитационных потенциалов Солнца и Луны на длительных интервалах времени, разработана стратегия выполнения коррекций для их компенсации.

Метод, допущения и ограничения. Возмущающие функции гравитационных потенциалов Солнца и Луны рассмотрены отдельно в системах Земля — спутник — Солнце и Земля — спутник — Луна, где Солнце и Луна представлены как материальные точки [4, 5]. Для анализа процесса влияния гравитационных потенциалов Солнца и Луны на элементы орбиты использован эвристический подход, заключающийся в том, что движение Солнца в инерциальной системе координат представлялось как дискретное движение с шагом, равным одним сидерическим суткам (сидерическому периоду обращения геостационарного спутника). Прямое восхождение Солнца при этом менялось с дискретностью 1° , а склонение с дискретностью $0,1^\circ$ – $0,4^\circ$ — в зависимости от времени года. Движение Луны в инерциальной системе координат представлялось как сумма движений в плоскости эклиптики и в плоскости, перпендикулярной ей. Движение Луны рассмотрено также с шагом один сидерический сутки. Изменение наклона орбиты было проанализировано в инерциальной системе координат (т. е. истинной текущей системе координат (ИТСК), зафиксированной относительно звезд на момент расчета параметров орбиты), ось X которой направлена в точку истинного весеннего равноденствия, ось Z — к Северному полюсу, ось Y дополняет систему координат до правой системы. Данные исследования не учитывают ошибки отработки импульсов коррекции конкретных двигателей, которые также могут иметь сезонный характер. Линеаризованное уравнение для широты положения геостационарного спутника имеет вид [6]:

$$B = i \cdot \sin[\omega + \omega_3(t - t_0)], \quad (1)$$

где ω_3 — угловая скорость вращения Земли; t — текущее время; t_0 — время прохождения перигея. Из уравнения (1) следует, что широта B колеблется с амплитудой, равной наклону орбиты i . Для анализа целесообразно использовать сидерический (часовой) угол $s = \Omega + \omega + \nu$ [6] и адаптированный двумерный вектор наклона (далее — вектор наклона) вида

$$\bar{i} = \bar{i}_{1XOY} \begin{pmatrix} \cos \Omega \\ \sin \Omega \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Здесь \bar{i}_{1XOY} — составляющая единичного вектора наклона, лежащая в плоскости XOY ИТСК; \bar{i}_1 — единичный вектор, совпадающий по направлению с вектором угловой скорости спутника и имеющий начало в центре ИТСК (центре масс Земли). Из уравнения (2) с использованием сидерического угла можно получить выражение для широты:

$$B = i_x \sin s - i_y \cos s. \quad (3)$$

Согласно выражениям (1), (3), максимальное отклонение геостационарного спутника по широте соответствует модулю вектора наклона. Составляющие вектора \bar{i} в соответствии с формулой (2) сдвинуты относительно восходящего узла орбиты на 90° . Проекция $i_x = i \cos \Omega$ лежит на оси $-Y$, а проекция $i_y = i \sin \Omega$ — на оси X истинной текущей системы координат, зафиксированной в момент наблюдений. Изменение наклона для геостационарных спутников рассматривается в координатах (i_x, i_y) под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны, вызывающих короткопериодические (суточные), долгопериодические и вековые изменения наклона [6]. Разработанная стратегия предусматривает использование двигателей коррекции, способных обеспечить коррекцию наклона одним импульсом в зоне рассматриваемого радиуса в координатах (i_x, i_y) в каждом цикле удержания спутника по наклону.

Анализ влияния гравитационного потенциала Солнца. Движение спутника под влиянием гравитационного потенциала Солнца разбивается на движение в плоскости экватора и движение по нормали к экватору. За один виток геостационарного спутника в плоскости экватора происходят два колебания наклона от Солнца к Земле по линии пересечения плоскости экватора с кругом склонения Солнца (далее для краткости используется обозначение линия прямого восхождения) и средний дрейф наклона в направлении, перпендикулярном линии прямого восхождения Солнца [7, 8].

На следующем витке эта волнообразная кривая разворачивается на 1° , так как за сутки на 1° изменяется величина прямого восхождения Солнца. Согласно используемому подходу, если перейти от дискретного движения Солнца к непрерывному движению, то волнообразная кривая будет разворачиваться плавно от витка к витку.

Амплитуда колебаний зависит от времени года, поскольку Солнце имеет различное склонение в разное время года. Максимальные возмущения возникают в середине лета и зимы, поэтому в среднем в

течение года линия узлов орбиты геостационарного спутника под действием солнечных возмущений стремится занять положение, перпендикулярное оси X ИТСК ($\Omega \rightarrow 90^\circ$), а вектор наклона увеличивается по оси i_y . При этом рост наклона по оси i_y за один виток составляет примерно $0,00075^\circ/\text{сут}$ в середине интервала между равноденствием и солнцестоянием. Амплитуда полусуточного колебания составляет примерно $0,00018^\circ$ ($0,65''$) при сидерическом угле Солнца, равном 45° . Годовое изменение наклона орбиты под действием Солнца содержит два полугодовых колебания, похожих по форме на суточные колебания, и составляет $0,268^\circ$ без учета годичной лунно-солнечной прецессии по склонению.

Анализ влияния гравитационного потенциала Луны. Гравитационный потенциал Луны в течение витка вызывает два суточных колебания наклона, а в течение сидерического периода обращения Луны — два долгопериодических колебания с периодами, равными 13,66 сут [5, 6]. Изменение наклона под действием Луны происходит под углом к оси X ИТСК, который меняется в зависимости от положения узлов лунной орбиты [9].

Наибольшее отклонение узла орбиты Луны от оси X в ИТСК (от оси i_y в координатах (i_x, i_y)) приходится на 2001, 2011 и 2020 гг. В это время данный угол составляет $13,36^\circ$. В 2011 г. это отклонение было направлено в сторону оси $+i_x$, в 2001 и 2020 гг. — в сторону оси $-i_x$. Совпадение линий узлов орбиты Солнца и орбиты Луны в ИТСК происходило в 2006 и 2015 гг. и произойдет в 2025 г. В 2006 г. положения восходящих узлов орбит Солнца и Луны совпадали, а в 2015 г. были противоположными. Изменение наклона геостационарной орбиты под действием Луны в инерциальной системе координат в течение календарного 2006 г. составило $0,681^\circ$, угол направления изменения среднего наклона за год относительно оси i_y был близок к 0° . В этот период лунные возмущения в 2,54 раза превышали солнечные возмущения.

Таким образом, в 2006 г. средние приращения наклона геостационарного спутника под действием солнечных и лунных возмущений в сумме составили $0,949^\circ$. Минимум лунных возмущений пришелся на ноябрь 2015 г., когда изменение наклона по оси $+i_y$ под влиянием Луны составило $0,487^\circ$. Лунные возмущения наклона в этот период лишь в 1,82 раза превышали солнечные возмущения. Среднее по модулю возмущение наклона под действием Луны за период движения лунных узлов (18,6 года) составило $0,584^\circ$, что в 2,18 раза превышает годовое возмущение наклона, обусловленного действием солнечного притяжения.

Совместное действие гравитационных потенциалов Солнца и Луны на годовом интервале. Годограф среднегодового вектора наклона (т. е. линия, образующаяся при изменении положения конца вектора) под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны описывает эллипс с полуосями $a = 0,132^\circ$ и $b = 0,097^\circ$ в течение цикла движения узлов лунной орбиты. Запишем параметрические уравнения эллипса, описывающие это движение:

$$\begin{aligned} I_x &= -0,132^\circ \sin \Omega_{\text{лз}}, \\ I_y &= 0,852^\circ + 0,097^\circ \cos \Omega_{\text{лз}}, \\ \Omega_{\text{лз}} &= \Omega_{\text{лз нач}} - \xi t. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь I_x — проекция среднегодового вектора наклона на ось i_x ; I_y — проекция среднегодового вектора наклона на ось i_y ; $\Omega_{\text{лз}}$ — долгота восходящего узла лунной орбиты в эклиптической геоцентрической системе координат; $\Omega_{\text{лз нач}}$ — начальная долгота восходящего узла лунной орбиты в момент времени t_0 , от которого ведется отсчет; $\xi = 360^\circ/T_{\text{лу}} = 0,052992$, $T_{\text{лу}}$ — период движения лунных узлов, измеренный в долях средних солнечных суток; t — текущее время от момента t_0 , измеренное в долях средних солнечных суток.

Если считать, что коррекция среднегодового изменения наклона проводится по направлению, противоположному его годовому росту, в координатах (i_x, i_y) , то, вычислив модуль наклона I и преобразовав градусы в радианы, получим достаточно простую формулу для расчета потребной характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}$ для компенсации среднегодового роста наклона в функции $\Omega_{\text{лз}}$:

$$\Delta V_{\text{хар}} = 0,01V_{\text{кр}} \sqrt{2,212 + 0,503 \cos \Omega_{\text{лз}} + 0,053 \sin^2 \Omega_{\text{лз}} + 0,029 \cos^2 \Omega_{\text{лз}}}, \quad (5)$$

где $V_{\text{кр}}$ — круговая скорость геостационарного спутника в инерциальной геоцентрической системе координат.

Изменение характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}$, потребной на удержание геостационарного спутника в течение года по средней стратегии для интервала времени, соответствующего циклу движения лунных узлов (2006–2025 гг.), приведено на рис. 1.

Скорость $\Delta V_{\text{хар}}$ с точностью до 0,3 м/с можно рассчитывать по более простой формуле

$$\Delta V_{\text{хар}} = 0,01V_{\text{кр}} \sqrt{2,212 + 0,503 \cos \Omega_{\text{лз}}}. \quad (6)$$

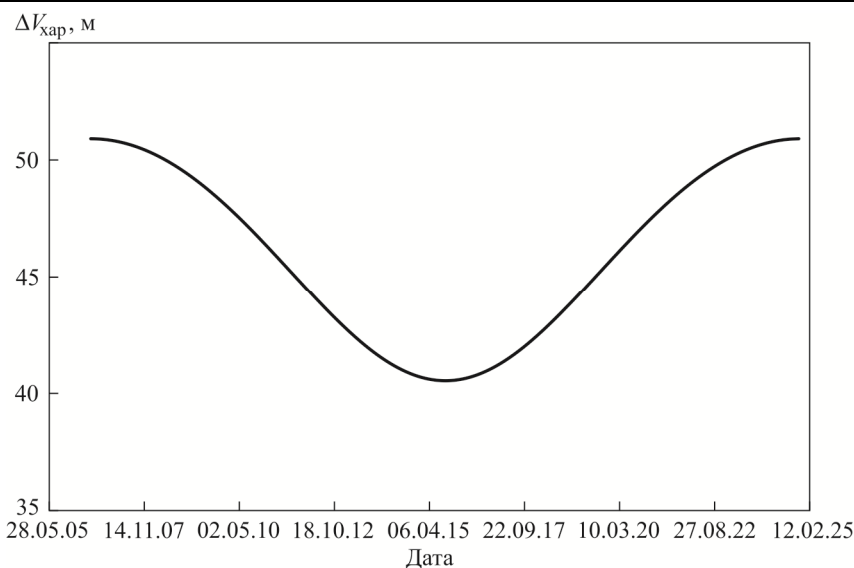


Рис. 1. Изменение характеристической скорости, требуемой на удержание в течение года наклонения геостационарного спутника по средней стратегии, в зависимости от средней даты года

Вместе с тем существуют особенности поведения вектора наклонения на длительных интервалах времени. По результатам численного интегрирования на интервале 26 лет вектор наклонения под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны поворачивается в направлении полюса эклиптики. При начале роста наклонения орбиты от малой величины, близкой к 0° , под действием гравитационного потенциала Солнца восходящий узел орбиты за счет этого поворота уменьшается примерно на $0,33^\circ$ за первый год изменения наклонения. Под действием Луны при начале отсчета от момента совпадения направлений восходящих узлов Солнца и Луны его значение уменьшается на $0,72^\circ$. С учетом этого и анализа изменения направления роста вектора наклонения на длительных интервалах времени принято, что среднегодовой вектор наклонения в первый год его роста дополнительно разворачивается в координатах (i_x, i_y) в сторону полюса эклиптики на угол $0,5^\circ$ (рис. 2).

Стратегия коррекции вековых (годовых) возмущений наклонения. Направление корректирующего воздействия (линии прицеливания) для компенсации среднегодовых возмущений наклонения рекомендуется выбирать между крайними значениями углов $260,7^\circ$ и $278,3^\circ$, отсчитываемых от положительного направления оси i_x против часовой стрелки в соответствии с рис. 2. Вектор корректирующего воздействия должен быть равен среднегодовому росту наклонения по модулю и противоположен ему по направлению.

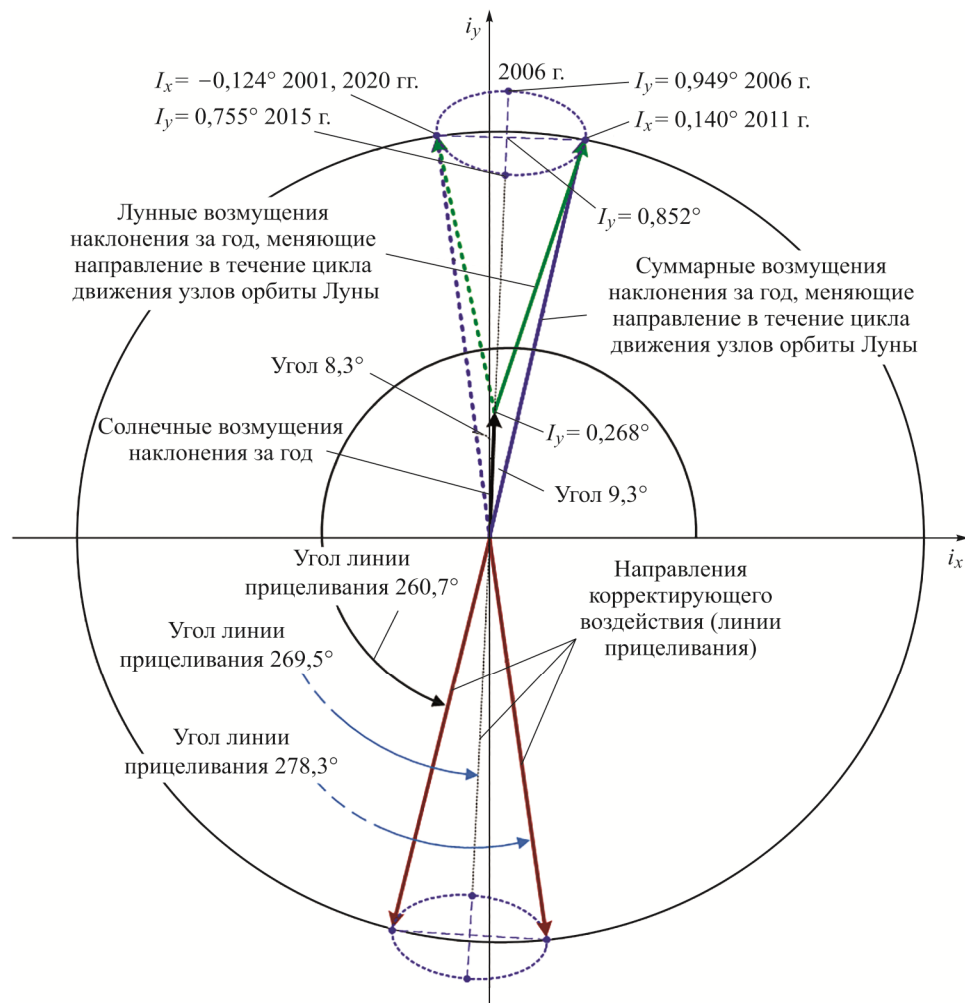


Рис. 2. Среднегодовое изменение наклона орбиты геостационарного спутника, направление и величина корректирующего воздействия для компенсации среднегодового изменения наклона

Формулы (4) с учетом малости угла разворота среднегодового вектора наклона будут иметь вид:

$$\begin{aligned}
 I_x &= 0,008^\circ - 0,132^\circ \sin \Omega_{\text{лз}}, \\
 I_y &= 0,852^\circ + 0,097^\circ \cos \Omega_{\text{лз}}, \\
 \Omega_{\text{лз}} &= \Omega_{\text{лз нач}} - \xi t.
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

Направление ускорения спутника от включения двигателей коррекции, т. е. угол линии прицеливания (направления ускорения) в координатах (i_x, i_y) — $\Omega_{\text{пр}}$, с достаточной для практического применения точностью можно определить по формуле

$$\Omega_{\text{пр}} = 270^\circ - \arctg(I_x/I_y). \quad (8)$$

Подобная стратегия (см. рис. 2) применима только для радиусов удержания наклона от $0,38^\circ$ для года минимальных возмущений (2015 г.) до $0,48^\circ$ для года максимальных возмущений (2006 и 2025 гг.). При этом должно выполняться условие прохождения вектора корректирующего воздействия через центр системы координат (i_x, i_y) .

Анализ долгопериодических и короткопериодических (суточных) возмущений. Для меньших радиусов удержания геостационарного спутника по наклонению следует анализировать величину долгопериодических вариаций наклона. На рис. 3 представлены долгопериодические вариации наклона под действием гравитационного потенциала Солнца в течение сидерического года относительно среднего его изменения в функции времени. Максимальная амплитуда долгопериодических колебаний ($0,024^\circ$) наблюдается в начале ноября, так как помимо максимального возмущения при максимальном склонении Солнца добавляется возмущение за счет эллиптичности орбиты Земли (Земля сближается с Солнцем).

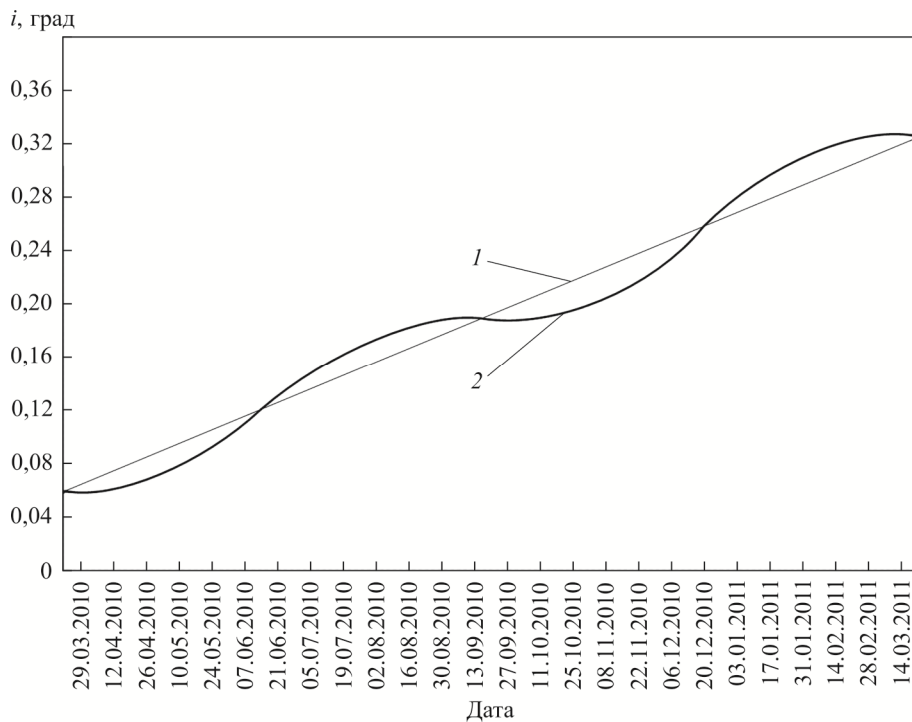


Рис. 3. Изменение наклона под действием гравитационного потенциала Солнца в течение года в функции времени:

1 — среднее изменение; 2 — изменение с учетом долгопериодических колебаний

На практике в программном обеспечении полетов геостационарных КА долгопериодические вариации часто описывают как симметричные периодические колебания с амплитудой $0,022^\circ$.

Долгопериодические колебания наклона орбиты геостационарного спутника от лунного гравитационного потенциала возникают в течение сидерического периода обращения Луны. Наибольшие изменения наклона наблюдаются, когда наклонение плоскости орбиты Луны максимально относительно плоскости экватора. В этом случае вектор среднего изменения наклона за сидерический лунный месяц, отображаемый в координатах (i_x, i_y) , будет направлен по оси $+i_y$ (2006 и 2025 гг.). Графики отклонений наклона орбиты от линии среднего роста за сидерический лунный месяц в июне — июле 2006 г. и декабре 2010 г. представлены на рис. 4.

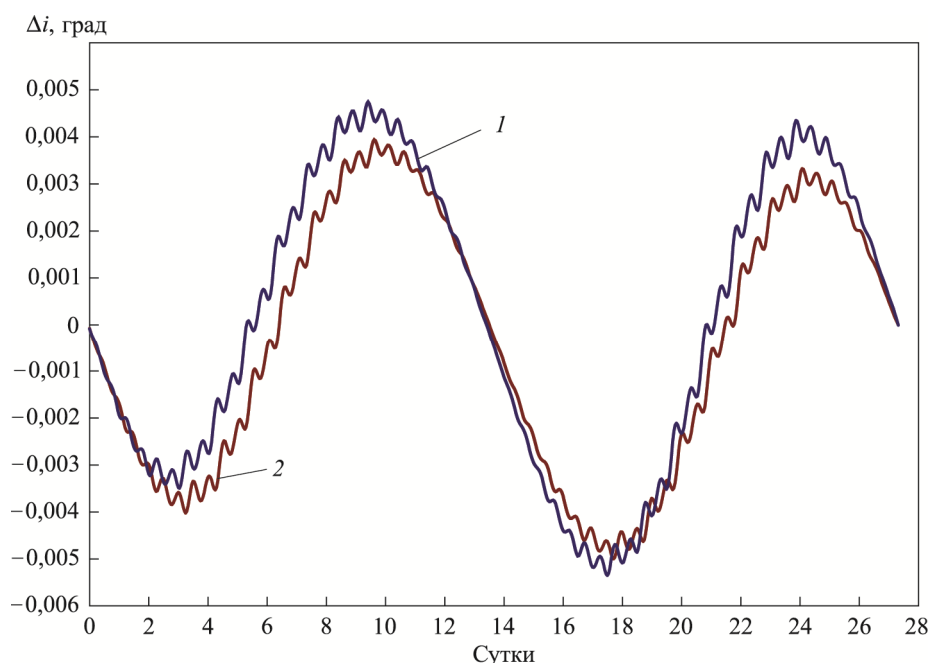


Рис. 4. Вариации наклона в течение сидерического лунного месяца относительно его среднего роста в результате действия гравитационного потенциала Луны:

1 — июнь–июль 2006 г.; 2 — декабрь 2010 г.

Следовательно, средний рост наклона под действием гравитационного потенциала Луны сопровождается долгопериодическими колебаниями с периодом, близким к двум неделям (13,66 дней). В июне–июле 2006 г. отклонение наклона от линии среднего роста за сидерический лунный месяц достигает $0,0053^\circ$, а в декабре 2010 г. — $0,0048^\circ$. На практике часто долгопериодические вариации от гравитационного потенциала Луны (так же как и от гравитационного по-

тенциала Солнца) описывают как симметричные периодические колебания. Таким образом, максимально возможная амплитуда долгопериодических колебаний от гравитационных потенциалов Солнца и Луны в отдельные периоды года может достигать $0,029^\circ$.

Суточные колебания наклона орбиты геостационарного спутника от Солнца и Луны малы по сравнению с долгопериодическими колебаниями. С учетом суточных колебаний максимальное отклонение величины наклона от среднего значения может достигать величины, близкой к $0,03^\circ$.

Стратегия коррекции вековых возмущений наклона на полугодовом интервале. Изменение наклона орбиты геостационарного спутника в течение года в координатах (i_x, i_y) в период с марта 2017 г. по март 2018 г. показано на рис. 5.

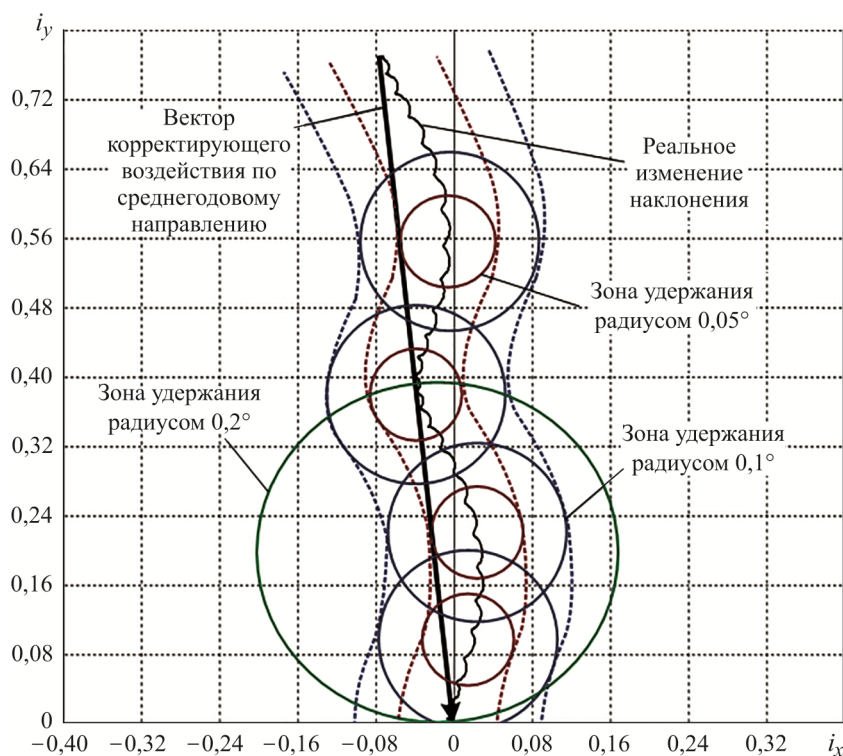


Рис. 5. Изменение наклона орбиты геостационарного спутника в период с марта 2017 г. по март 2018 г.

Согласно данным рис. 5, изменение наклона орбиты содержит два больших колебания от действия гравитационного потенциала Солнца и примерно 26,7 двухнедельных (13,66 дней) малых колебаний от действия притяжения Луны. Из анализа представленной на рис. 5 кривой реального изменения наклона следует, что по среднегодо-

в тому направлению возможна коррекция наклона на полугодовом интервале в зоне удержания наклона с радиусом не менее $0,2^\circ$: от $0,19^\circ$ для года минимальных возмущений (2015 г.) до $0,24^\circ$ для года максимальных возмущений (2006 и 2025 гг.).

Стратегия коррекции наклона с учетом долгопериодических и короткопериодических колебаний. Большинство геостационарных спутников удерживаются в широтно-долготных диапазонах $\pm 0,1^\circ$ (зоны удержания для наклона $0,1^\circ$ на рис. 5 показаны средними окружностями) и $\pm 0,05^\circ$ (зоны удержания для наклона $0,05^\circ$ на рис. 5 показаны малыми окружностями). Величина солнечных суточных возмущений наклона мала в периоды равноденствий и максимальна в периоды солнцестояний, поэтому суммарные двухнедельные волны, состоящие из двухнедельных лунных колебаний, суточных лунных колебаний и суточных солнечных колебаний в координатах (i_x, i_y) , не равномерны. В зоне удержания радиусом $0,1^\circ$ в течение года может быть 5,5–8 колебаний, в зоне удержания радиусом $0,05^\circ$ — 2,5–5 колебаний по 13,66 дня (см. рис. 5). Это означает, что в зоне удержания радиусом $0,1^\circ$ коррекцию наклона одним импульсом от верхней до нижней границы зоны (от максимального до минимального в зоне значения наклона) через центр зоны удержания можно проводить один раз в 2,5–3,6 мес. в зависимости от времени года. В зоне удержания радиусом $0,05^\circ$ коррекцию наклона одним импульсом при таких же условиях можно проводить один раз в 1,1–2,3 мес. в зависимости от времени года. Если учесть максимальное отклонение наклона $0,0006^\circ$ за счет суточных вариаций, то радиус удержания следует уменьшить на эту величину. Тогда указанные выше возможные интервалы удержания без проведения коррекций (циклов удержания) сокращаются на 0,5–1,5 дня. При этом необходимо учитывать возможные ошибки отработки импульса двигателем коррекции. На рис. 6 в качестве примера показан радиус удержания наклона $0,1^\circ$. Графическое отображение предлагаемой стратегии коррекции наклона для радиусов удержания наклона менее $0,2^\circ$ выглядит так же.

Вариант 1 представляется наиболее выигрышным способом, поскольку в этом случае обеспечивается наибольшее время между двумя импульсами коррекции (показаны векторами внутри окружностей удержания), направление импульса коррекции отслеживает изменение наклона за счет полугодовых вариаций. В этом случае вектор наклона проходит через центр зоны. В варианте 2 центр удержания смещен вправо, в варианте 3 — влево. Варианты 2 и 3 могут возникать в результате неоптимально выполненных коррекций наклона.

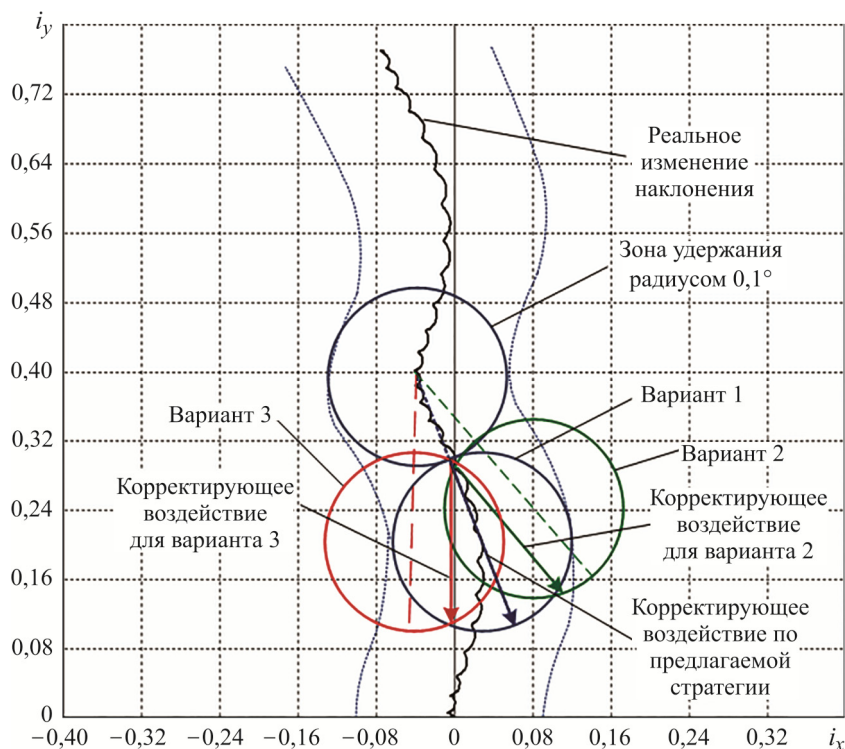


Рис. 6. Графическое отображение предлагаемой стратегии коррекции наклоения для радиусов удержания менее $0,2^\circ$

В данной статье не рассмотрена коллокация геостационарных спутников, когда годографы векторов наклоения могут смещаться от центра в левую или правую сторону для увеличения расстояния между спутниками, находящимися в одной зоне удержания [10].

Для обеспечения постоянного прохождения годографа вектора наклоения через центр окружности удержания годограф следующего временного цикла должен соединяться с годографом предыдущего временного цикла удержания. Центр окружности удержания в этом случае должен скользить по сглаженной кривой годографа вектора наклоения в течение года. Для выполнения этих условий необходимо выбирать ориентацию импульса коррекции в направлении, параллельном линии, соединяющей центры зон удержания следующего и текущего циклов изменения наклоения (см. рис. 6). Корректирующее воздействие должно быть направлено в сторону, противоположную росту наклоения. При такой стратегии годограф изменения вектора наклоения всегда будет проходить через центр окружности удержания, а изменение наклоения за время его дрейфа в зоне по модулю будет близко к величине диаметра окружности удержания. Центр зоны следующего временного цикла удержания наклоения

целесообразно выбирать на кривой, учитывающей полугодовые вариации от гравитационного потенциала Солнца, но без учета лунных двухнедельных вариаций. Такая кривая показана на рис. 7 пунктиром, идущим рядом с линией реального изменения наклона.

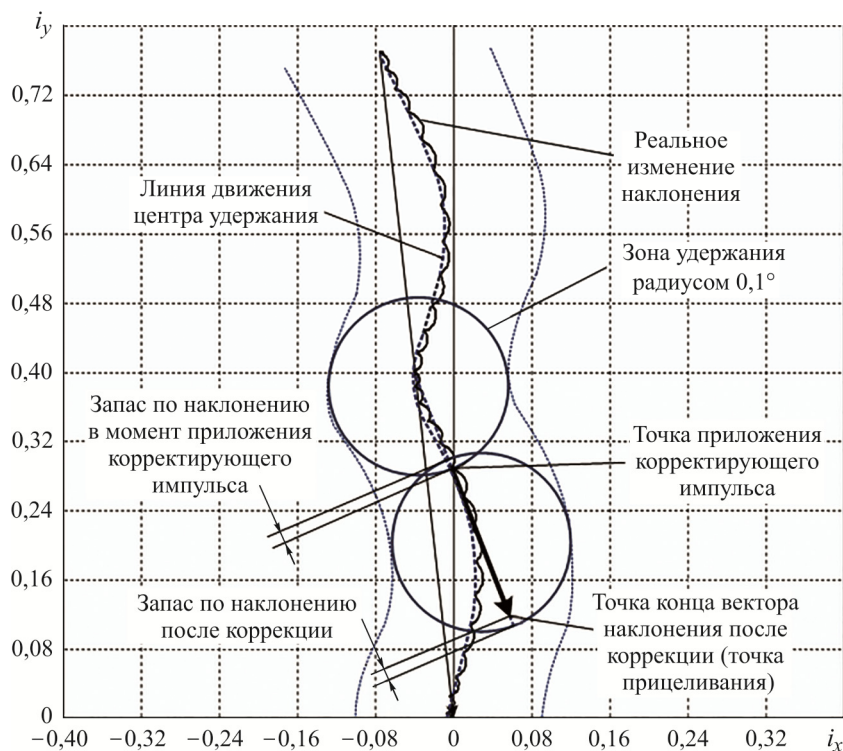


Рис. 7. Выбор центра зоны удержания, направления и величины корректирующего воздействия

Включение двигателя коррекции необходимо делать в момент времени, когда до выхода из зоны удержания заданного радиуса остается часть радиуса (величина возможного прироста наклона до выхода из зоны) не менее суммы возможных отклонений наклона за счет двухнедельных лунных вариаций и суточных солнечно-лунных вариаций наклона (далее — запас по наклону). Минимальным запасом по наклону при включении двигателя коррекции является величина $0,006^\circ$, что от радиуса окружности удержания $0,1^\circ$ составляет 6 %, от радиуса окружности удержания $0,05^\circ$ — 12 %. Кроме того, в запас по наклону дополнительно к этой величине должна включаться вероятность ошибки исполнения импульса коррекции наклона, которая зависит от типа двигателя и особенностей его установки на спутнике. Ошибка исполнения импульса коррекции может носить сезонный характер.

Стратегия коррекции наклона геостационарных спутников. Сформулируем основные положения предложенной стратегии.

1. Для радиусов удержания наклона орбиты от $0,38^\circ$ (для года минимальных возмущений) до $0,48^\circ$ (для года максимальных возмущений) применяется стратегия компенсации наклона на годовом интервале по среднему изменению наклона за год без учета полугодовых вариаций изменения наклона от гравитационного потенциала Солнца. Недельные вариации наклона от гравитационного потенциала Луны целесообразно учитывать как запас по наклону при проведении коррекции, поскольку они составляют лишь сотую часть от величины дрейфа наклона за год.

2. В зоне удержания по наклону с радиусом от $0,19^\circ$ (для года минимальных возмущений) до $0,24^\circ$ (для года максимальных возмущений) можно использовать стратегию компенсации наклона на полугодичном интервале по среднему изменению наклона без учета полугодичных вариаций изменения наклона от гравитационного потенциала Солнца. Недельные вариации наклона от гравитационного потенциала Луны учитываются аналогично п. 1.

3. Для меньших зон удержания по сравнению с п. 2 необходимо выбирать ориентацию корректирующего воздействия, обеспечивающую уменьшение наклона спутника в координатах (i_x, i_y) в направлении, параллельном линии, соединяющей центр зоны удержания следующего временного цикла с центром зоны удержания текущего цикла (в соответствии с рис. 7). Центр зоны следующего временного цикла удержания наклона целесообразно выбирать на кривой, учитывающей только полугодичные вариации от гравитационного потенциала Солнца (без учета лунных двухнедельных и солнечно-лунных суточных вариаций). Включение двигателя коррекции необходимо делать в момент времени, когда существует запас по наклону не менее суммы возможных отклонений наклона за счет двухнедельных лунных и суточных солнечно-лунных вариаций ($0,006^\circ$). Запас по наклону после отработки импульса дополнительно к этой величине должен включать возможное изменение наклона за счет ошибки отработки импульса коррекции.

Заключение. Проведена оценка солнечно-лунных гравитационных возмущений наклона. В результате была разработана стратегия коррекции наклона геостационарного спутника для различных по величине зон удержания и различных периодов цикла движения узлов лунной орбиты. Стратегия предусматривает учет долгопериодических вариаций изменения наклона в зависимости от размеров зоны удержания по широте (наклону). С ее помощью можно выбирать рациональные направления для уменьшения наклона спутника в координатах (i_x, i_y) под действием корректирующего воздействия и

его величину с учетом требуемых запасов по наклону. Применение разработанной стратегии при баллистическом обеспечении управления геостационарным спутником позволит рационально и с минимальным количеством включений обеспечить удержание геостационарного спутника по наклону в выделенной геостационарной позиции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Архипов В.А., Булынин Ю.Л., Гафаров А.А., Головкин А.В. и др. Проблемы безопасного управления спутниками на геостационарной орбите. *Космический мусор. В 2 кн. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора*. Райкунов Г.Г., ред. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2014, с. 49–67.
- [2] Soop E.M. *Introduction to geostationary orbits*. Paris, European Space Agency (ESA), 1983, p. 75.
- [3] Soop E.M. *Handbook of Geostationary Orbits*. Space Technology Library, Kluwer Academic Publishers, 1994, 309 p.
- [4] Дубошина Г.Н., ред. *Справочное руководство по небесной механике и астродинамике*. Москва, Наука, 1976, 864 с.
- [5] Арнольд К. *Методы спутниковой геодезии*. Москва, Недра, 1973, 224 с.
- [6] Сухой Ю.Г. *Коррекции орбит геостационарных спутников. В 3 ч. Ч. 1. Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников*. Москва, Изд-во Спутник+, 2011, 120 с.
- [7] Баранов В.Н., Бойко Е.Г., Краснорылов И.И. и др. *Космическая геодезия*. Москва, Недра, 1986, 409 с.
- [8] Зубинский В.И., Изотов А.А., Макаренко Н.Л., Микиша А.М. *Основы спутниковой геодезии*. Москва, Недра, 1974, 320 с.
- [9] Сухой Ю.Г. Оценка влияния потенциалов Солнца и Луны на наклонение орбиты геостационарного спутника. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, № 6 (91), с. 67–77.
- [10] Брагинец В.Ф., Сухой Ю.Г., Виноградов В.А., Федонин С.В., Щербаков А.В. Приоритетные стратегии коллокации геостационарных спутников, находящихся в общих орбитальных позициях, для предотвращения опасных сближений. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, № 8 (93), с. 98–109.

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сухой Ю.Г., Брагинец В.Ф. Стратегия коррекции наклона орбиты геостационарного спутника с учетом эволюции наклона на длительных интервалах времени под действием гравитационных потенциалов Солнца и Луны. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 7.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-7-1783>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 года

Сухой Юрий Георгиевич — д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник филиала «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения» АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения». Автор более 120 работ в области космической баллистики. e-mail: sukhoi@spnav.ru

Брагинец Владимир Феодосиевич — канд. техн. наук, начальник отдела — главный конструктор направления филиала «Прецизионного навигационно-баллистического обеспечения» АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения». Автор более 70 работ в области космической баллистики. e-mail: braginet@spnav.ru

The strategy for correcting the geostationary satellite orbit inclination, taking into account the long term inclination evolution under the gravitational potentials of the Sun and the Moon

© Yu.G. Sukhoy, V.F. Braginets

Precision Navigation and Ballistic Support, branch of JSC Research-and-Production Corporation Precision System and Instruments, Korolev, 141092, Russia

The article discusses the strategy for correcting the geostationary satellite orbit inclination for various satellite keeping zones and the periods of the motion cycle of the nodes of the Moon's orbit based on the analysis of solar-lunar gravitational perturbations of the geostationary satellite orbit inclination. The strategy provides for considering the long-period variations in the inclination arising under the gravitational potentials of the Sun and the Moon, depending on the size of the inclination keeping zone, allows choosing the most rational ways of the corrective action and its magnitude, taking into account possible deviations due to long-period and diurnal inclination fluctuations. Using the developed strategy for ballistic support of geostationary satellites control will allow ensuring geostationary satellite inclination keeping in the selected orbital position rationally and with a minimum number of firings.

Keywords: *geostationary orbit, orbit inclination, gravitational potential of the Sun, gravitational potential of the Moon, correction of inclination, strategy for correction of inclination*

REFERENCES

- [1] Arkhipov V.A., Bulynin Yu.L., Gafarov A.A., Golovko A.V. et al. Problemy bezopasnogo upravleniya sputnikami na geostatsionarnoy orbite [The problems of safe handling satellites in the geostationary orbit]. *Kosmicheskii musor. V 2 knigakh* [Space debris. In 2 books]. Kn. 2. *Preduprezhdenie obrazovaniya kosmicheskogo musora* [Book 2. Prevention of space debris formation]. Raikunov G.G., ed. Moscow, Fizmatlit Publ., 2014, pp. 49–67.
- [2] Soop E.M. *Introduction to geostationary orbits*. Paris, European Space Agency (ESA) Publ., 1983, p. 75.
- [3] Soop E.M. *Handbook of Geostationary Orbits*. Space Technology Library, Kluwer Academic Publ., 1994, 309 p.
- [4] Duboshina G.N., ed. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoy mekhanike i astrodinamike* [Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 864 p.
- [5] Arnold K. *Methoden der Satellitengeodäsie*. Berlin, Akademie-Verlag Publ., 1970 [In Russ.: Arnold K. *Metody sputnikovoy geodezii*. Moscow, Nedra Publ., 1973, 224 p.].
- [6] Sukhoy Yu.G. *Korreksiya orbit geostatsionarnykh sputnikov. V 3 chastyakh. Chast 1. Osobennosti upravleniya orbitalnym dvizheniem i vozmushcheniya orbit geostatsionarnykh sputnikov* [Correction of the geostationary satellite orbits. In 3 parts. Part 1. Features of orbital motion control and perturbation of the geostationary satellite orbits]. Moscow, Sputnik+ Publ., 2011, 120 p.
- [7] Baranov V.N., Boyko E.G., Krasnorylov I.I. et al. *Kosmicheskaya geodeziya* [Space geodesy]. Moscow, Nedra Publ., 1986, 409 p.

- [8] Zubinsky V.I., Izotov A.A., Makarenko N.L., Mikisha A.M. *Osnovy sputnikovoy geodezii* [Basics of satellite geodesy]. Moscow, Nedra Publ., 1974, 320 p.
- [9] Sukhoy Yu.G. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 6 (91), pp. 67–77.
- [10] Braginets V.F., Sukhoy Yu.G., Vinogradov V.A., Fedonin S.V., Shcherbakov A.V. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 8 (93), pp. 98–109.

Sukhoy Yu.G., Dr. Sc., (Eng.), Leading Research Fellow, Precision Navigation and Ballistic Support, branch of JSC Research-and-Production Corporation Precision System and Instruments. Author of over 120 research publications in the field of space ballistics.
e-mail: sukhoy@spnav.ru

Braginets V.F., Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, Chief Designer, Precision Navigation and Ballistic Support, branch of JSC Research-and-Production Corporation Precision System and Instruments. Author of over 70 research publications in the field of space ballistics. e-mail: braginets@spnav.ru