



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64G 1/1007 (2020.02); B64G 1/26 (2020.02); B64G 3/00 (2020.02)

(21)(22) Заявка: 2019132417, 14.10.2019

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
14.10.2019Дата регистрации:
22.05.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 14.10.2019

(45) Опубликовано: 22.05.2020 Бюл. № 15

Адрес для переписки:

662972, Красноярский край, г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, Ефремова Наталья
Владимировна

(72) Автор(ы):

Афанасьев Сергей Михайлович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество «Информационные
спутниковые системы» имени академика
М.Ф. Решетнёва» (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2558959 C2, 10.08.2015. RU
2559371 C2, 10.08.2015. RU 2284950 C2,
10.10.2006. US 5120007 A, 09.06.1992. US 4691882
A, 08.09.1987. Г.М.ЧЕРНЯВСКИЙ,
В.А.БАРТЕНЕВ, В.А.МАЛЫШЕВ.
Управление орбитой стационарного спутника.
М., Машиностроение, 1984, с.126-143.

(54) СПОСОБ МОНИТОРИНГОВОЙ КОЛЛОКАЦИИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

(57) Реферат:

Изобретение относится к удержанию геостационарного космического аппарата (КА) в рабочей позиции при мониторинге смежного с ним КА (СКА). Способ осуществляют с помощью двух радиальных двигателей коррекции (РДК) мониторингового КА (МКА), ориентированных в надир так, чтобы векторы малой тяги РДК проходили через центр масс МКА, поддерживая его орбиту ниже орбиты СКА. На МКА устанавливают приемную антенну, направленную в зенит (для приёма излучения от СКА). Штатными двигателями коррекции долготы

переводят МКА на круговую орбиту, исключаящую пересечение орбитального круга любым КА, находящимся в данном диапазоне долгот, в т.ч. СКА. Задействуют циклограмму последовательных включений РДК, не допускающую перерывов между включениями в течение всего этапа мониторинга СКА. Технический результат направлен на максимально эффективный мониторинг СКА при обеспечении безопасного стояния МКА ниже СКА на линии «СКА-Земля». 3 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64G 1/10 (2006.01)
B64G 1/26 (2006.01)
B64G 3/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64G 1/1007 (2020.02); *B64G 1/26* (2020.02); *B64G 3/00* (2020.02)

(21)(22) Application: **2019132417, 14.10.2019**

(24) Effective date for property rights:
14.10.2019

Registration date:
22.05.2020

Priority:

(22) Date of filing: **14.10.2019**

(45) Date of publication: **22.05.2020** Bull. № 15

Mail address:

662972, Krasnoyarskij kraj, g. Zheleznogorsk, ul. Lenina, 52, Efremova Natalya Vladimirovna

(72) Inventor(s):

Afanasev Sergei Mikhailovich (RU)

(73) Proprietor(s):

Aksionernoe obshchestvo «Informatsionnye sputnikovye sistemy» imeni akademika M.F. Reshetneva» (RU)

(54) **METHOD FOR MONITORING COLLOCATION IN A GEOSTATIONARY ORBIT**

(57) Abstract:

FIELD: astronautics.

SUBSTANCE: invention relates to holding a geostationary spacecraft (SC) in a working position while monitoring an adjacent SC (ASC). Method is implemented by means of two radial correction engines (RCE) of monitoring SC (MSC), oriented to the nadir so that low-thrust vectors of RCE pass through the center of mass of MSC, supporting its orbit below the ASC orbit. Receiving antenna directed to the zenith (for reception of radiation from ASC) is installed on the MSC. Regular motors of longitude correction are used

to convert MSC into circular orbit excluding the intersection of orbital circle by any SC located in this range of longitudes, incl. ASC. Cyclic diagram of successive inclusions RCE is activated, which does not allow interruptions between inclusions during the whole ASC monitoring stage.

EFFECT: technical result is aimed at maximally efficient monitoring of ASC while ensuring safe standstill MSC below ASC in "ASC-Earth" line.

1 cl, 3 dwg

RU 2 721 812 C1

RU 2 721 812 C1

Предлагаемое изобретение относится к области космической техники, и может быть использовано для удержания геостационарного КА на рабочей орбитальной позиции без помех другим КА и мониторинга смежного КА (СКА).

Технической проблемой при эксплуатации КА на геостационарной орбите (ГСО) является нахождение этого КА в узком диапазоне долгот в состоянии коллокации с тремя и более КА. Никаких способов многоцелевой коллокации не существует. Как там, в этой долготной области сосуществуют КА, и подчас КА, принадлежащие различным государствам - вопрос пока риторический, но с любой стороны настоятельно требуется некий регламент ответственной коллокации. Под ГСО будем понимать околостационарную орбиту, с эксцентриситетом не более 0,0005.

Как правило, коллокацию КА проводят по согласованным схемам. Все схемы - аналоги сводятся к равноудалению точек прицеливания векторов $e_n [e_n, (\Omega + \omega)_n]$ ($n = 1, 2, \dots$) и $i_n [i_n, \Omega_n]$ ($n = 1, 2, \dots$) в соответствующих фазовых плоскостях КА и поддержанию концов векторов e_n и i_n внутри соответствующих областей выбранных радиусов, центрами которых являются соответствующие точки прицеливания. Идеальным вариантом считается для двух КА разнесение долгот восходящих узлов (Ω_n) и прямых восхождений перигеев $(\Omega + \omega)_n$ точек прицеливания на 180° , причем аргументы широты перигеев КА должны быть близки нулю. Для трех КА цифру 180 заменяют на 120. Такой принцип коллокации общеизвестен, он следует из уровня техники. Однако за кажущейся простотой схем скрывается сложная и затратная процедура управления векторами коллокации.

Известен способ управления кластером находящихся на ГСО спутников (RU 2284950 С2, МПК В64G 1/10, В64G 1/24, В64G 1/44). Согласно данному способу, включающему измерение параметров орбиты каждого КА, определение по ним текущих значений орбитальных элементов каждого КА, сравнение их с требуемыми и проведение коррекций периода обращения, наклона и эксцентриситета орбиты, маневры на каждом из КА проводят с помощью двигателей малой тяги, переводя векторы наклона i_n КА (n - условный номер КА) в разнесенные относительно друг друга кольцевые области их допустимого изменения так, чтобы угол между линией, соединяющей текущее положение конца каждого вектора с центром соответствующей ему кольцевой области, и направлением на Солнце был равен увеличенной на 180° величине прямого восхождения Солнца, одновременно проводят коррекции векторов эксцентриситета e_n с целью перевода этих векторов в разнесенные относительно друг друга кольцевые области их допустимого изменения так, чтобы линия, соединяющая текущее положение каждого вектора с центром соответствующей ему кольцевой области, (далее варианты):

1 - отставала от направления на Солнце на половину углового расстояния при движении вектора эксцентриситета по окружности естественного дрейфа в пределах кольцевой области, далее на протяжении всего полета производят изменение относительного расстояния между КА в требуемых пределах за счет компенсации квазивекового приращения вектора наклона каждого КА в сочетании с коррекцией вектора эксцентриситета, при которой в момент прохождения вектором эксцентриситета середины интервала между точкой входа окружности естественного дрейфа в кольцевую область допустимого изменения вектора эксцентриситета и точкой выхода из этой области линия, соединяющая центр окружности естественного дрейфа и центр соответствующей ему кольцевой области допустимого изменения вектора эксцентриситета, совпадала с направлением на Солнце, приводя тем самым к

постоянству относительные векторы наклона и эксцентриситета между КА;

2 - совпадала с направлением на Солнце, далее на протяжении всего полета производят изменение относительного расстояния между КА в требуемых пределах за счет компенсации квазивекового приращения вектора наклона каждого КА без коррекции вектора эксцентриситета, приводя тем самым к постоянству относительные векторы наклона и эксцентриситета между КА.

Здесь «окружность естественного дрейфа» - окружность радиуса устойчивого эксцентриситета (RU 2558959 Приложение 1).

Суть данного способа сводится к синхронизации движения концов векторов наклона и эксцентриситета орбиты КА в соответствующих фазовых плоскостях $[i_x; i_y]$ и $[e_x; e_y]$, где $i_x = i \cdot \cos\Omega$; $i_y = i \cdot \sin\Omega$; $e_x = e \cdot \cos(\Omega + \omega)$; $e_y = e \cdot \sin(\Omega + \omega)$; Ω - долгота восходящего узла орбиты КА; ω - аргумент широты перигея; $(\Omega + \omega) = \alpha_{\text{пр}}$ - прямое восхождение направления на перигей орбиты КА, причем синхронизации движения КА в обеих плоскостях, синхронизации принудительной, поскольку взаимная ориентация относительных векторов эксцентриситета и наклона ΔE и ΔI 2-3 КА не сохраняется при годовой цикличности эволюции конца вектора эксцентриситета по окружности естественного дрейфа и существующей при условии компенсации только вековых возмущений вектора наклона полугодовой цикличности эволюции конца вектора наклона по окружности естественного дрейфа (RU 2558959 Приложение 2). Обе цикличности доминантные и обязаны своим существованием исключительно Солнцу, потому начальная и текущая ориентации векторов наклона и эксцентриситета относительно Солнца являются необходимым условием достижения технического результата. «Устранение только векового возмущения при совместном управлении спутниками, как правило, не используют, поскольку при несогласованных положениях спутников в части полугодовых возмущающих членов векторов наклона их различие может составить $0,05^\circ$. Однако специальным выбором начальных положений векторов наклона спутников и при малой периодичности проведения коррекций наклона (т.е. на спутниках с относительно малой тягой) можно обеспечить, при коррекции только вековой части, синфазную эволюцию положения векторов наклона спутников по окружностям радиусом $0,025^\circ$ таким образом, что вектор их разности будет сохранять близкое к постоянному направление».

Недостатками аналога являются:

1 - отсутствие математической формулы «специального выбора начальных положений векторов наклона»; нет формулы - нет четкого представления совершаемого;

2 - «специальный выбор начальных положений векторов наклона» предполагает специальный выбор центров кольцевых областей (точек прицеливания) или исходит из него, что тоже требует математического обоснования, но, если говорить просто (об этом никак не сказано в аналоге), прямое восхождение Солнца (сезон) и начальный вектор наклона (модуль наклона и восходящий узел орбиты КА) определяют текущее положение годографа кругового движения конца вектора наклона («солнечного круга») и текущий вектор изменения приращения наклона, возможные центры кольцевых областей располагаются на окружности радиуса годографа с центром в точке конца начального вектора наклона (RU 2558959 Приложение 2);

3 - если синфазное следование концов векторов наклона орбит КА в инерциальном пространстве по окружностям естественного дрейфа, либо по границам кольцевых областей их допустимого изменения имеет место: из n точек (начальных условий КА) в фазовой плоскости начинается именно синфазное (с коррекцией вековых возмущений

или без) движение по n трассам, то синфазное следование векторов эксцентриситетов орбит КА по своим окружностям естественного дрейфа, либо по границам кольцевых областей их допустимого изменения выбором начальных условий (кроме как совмещением векторов эксцентриситетов всех КА по модулю и направлению) нельзя организовать в принципе, даже если радиус окружности принудительного движения равен устойчивому эксцентриситету. Это очевидно вытекает из рассмотрения формулы для $\Delta\omega_{\text{сут}}$ (RU 2558959 Приложение 1). Например, при диаметрально расположенных перигеях движение не только не синфазно, но и направлено навстречу друг к другу; из n точек (начальных условий КА) в фазовой плоскости начинается несинфазное (с коррекцией удержания или без) движение по n трассам, поскольку углы θ в единый момент времени отличаются друг от друга на величину рассогласования направлений на перигеи). В невозможности синфазного движения концов векторов эксцентриситета орбит КА может убедиться каждый на основании собственных расчетов. Только частотой проведения коррекций удержания, влекущей значимые энергозатраты, можно добиться желаемого результата;

4 - это главное - соблюдение, в идеале, постоянства разности векторов (расстояния между концами векторов наклона, эксцентриситета всех (n) КА и постоянства расстояний между концами векторов наклона и эксцентриситета каждого КА) не является необходимым и достаточным фактором коллокации, обеспечивающим гарантированное разнесение КА в истинном пространстве и в фазовых плоскостях. Для гарантий качественной коллокации необходимо соблюдать постоянство разнесения векторов наклона и эксцентриситета по Ω и $\alpha_{\text{п}}$, поскольку при сближенных и даже пересекающихся областях допустимого изменения концов векторов i_n и e_n соответствующие их синхронному движению расхождения по Ω и $\alpha_{\text{п}}$ могут достигать порядка 90° . Это происходит потому, что хотя движения концов векторов наклона при естественном дрейфе с компенсацией вековых возмущений равномерное, центры «солнечных кругов» в общем случае не являются началом координат фазовой плоскости $[i_x; i_y]$. Если учесть еще различия в средних скоростях движения вектора наклона и эксцентриситета, то возможны варианты, когда

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 \text{ и: } \Omega_1 \approx \pi/2, \Omega_2 \approx \frac{3}{2}\pi; \text{ или } \Omega_1 \approx \frac{3}{2}\pi, \Omega_2 \approx \pi/2, (1)$$

или

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 + \pi \text{ и } \Omega_1 \approx \Omega_2 \approx \pm \pi/2, (2)$$

или (при $i_1 \approx i_2 \approx 0$)

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 + \pi \text{ и: } \Omega_1 \approx \Omega_2 \approx \pi; \text{ или } \Omega_1 \approx \Omega_2 \approx 0, (3)$$

т.е. когда фокальные параметры p орбит КА, зависимость которых от величины эксцентриситета ничтожно мала [$p = a(1 - e^2)$, где a - большая полуось орбиты], практически совпадают, в результате чего неизбежно критическое сближение в истинном пространстве двух КА вне зависимости от величин разности модулей наклона и модулей эксцентриситета.

Коллокация в данном аналоге рассматривается как способ управления движением центров масс, гарантирующий от столкновений КА. Эта задача актуальна, но только в принципе, и удовлетворительно решается для двух КА (даже при нулевых наклонах) при условиях:

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 \text{ и: } \Omega_1 \approx 0, \Omega_2 \approx \pi; \text{ или } \Omega_1 \approx \pi, \Omega_2 \approx 0; (4)$$

$$\Omega_2 \approx \Omega_1 \pm \pi \text{ и: } \Omega_1 \approx 0, \Omega_2 \approx \pi; \text{ или } \Omega_1 \approx \pi, \Omega_2 \approx 0,$$

т.е. тогда, когда восходящие узлы орбит равны либо разнесены на 180° , для каждой из орбит линия узлов совпадает с линией апсид, направления на перигеи взаимно противоположны. Гарантированное минимальное межспутниковое расстояние, при реальном эксцентриситете орбит КА порядка 0,00015, составляет $12,6^\circ \text{ км}$.

Другая задача коллокации - не мешать находящимся рядом КА работать по целевому назначению. Если ориентироваться на условия (4), в районах узлов орбит, при практически одинаковых периодах обращения (отклонение от звездных суток редко когда составляет более 5 с), возникают взаимно попеременные помехи связи космических аппаратов с Землей.

И такая задача наилучшим образом для двух КА решается при условиях:

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 \pm \pi/2 \text{ и: } \Omega_1 \approx \Omega_2 \approx 0; \text{ или } \Omega_1 \approx \Omega_2 \approx \pi, (5)$$

т.е. тогда, когда для каждой из орбит линия узлов перпендикулярна линии апсид, и линии узлов взаимно перпендикулярны. Центры управления всеми КА, находящимися в единой области удержания по широте и долготе, следуют единой стратегии коллокации, обмениваясь баллистической информацией.

Однако для гарантированной коллокации требуется перманентный процесс обмена баллистической информацией между центрами управления КА. Такой процесс может давать сбои, и сбои обязательно будут происходить. Кроме того, нельзя исключать принципиальную невозможность взаимодействия между центрами управления КА. Проще находиться в состоянии автономной коллокации: когда к процессу коллокации не привлекаются другие КА и их центры управления. При постановке такой задачи следует учитывать, что линия узлов и линия апсид орбиты смежного КА(СКА) могут пересекаться под произвольным углом. Далее по тексту под «автономным» КА подразумевается КА, «взявший» на себя всю ответственность по коллокации в заданной области удержания по широте и долготе.

Баллистические сведения о СКА и задачу разнесения векторов наклонения и эксцентриситета в режиме автономной коллокации возможно получать и решать, например, используя данные - результаты измерения параметров орбиты от международной системы слежения за спутниками, раскрывающими тактику и стратегию удержания СКА. Эта система работает без ошибок повиткового прогнозирования, главной составляющей которых является реализация удержания КА с помощью двигателей системы коррекции. Ошибки по e, i, Ω более чем удовлетворительны.

Задача автономной коллокации, как показывают геометрия расположения составляющих элементов векторов наклонения и эксцентриситета в инерциальном пространстве и расчеты межспутниковых расстояний, оптимальным образом решается при условиях:

$$\Omega_1 \approx \Omega_2 \pm \pi/2 \text{ и } \Omega_1 \approx \Omega_2, (6)$$

где индекс «1» соответствует «автономному» КА, индекс «2» соответствует СКА, т.е. тогда, когда линии узлов орбит «автономного» и СКА пересекаются под прямым углом, линии апсид орбит «автономного» и СКА пересекаются под прямым углом, угол рассогласования между прямым восхождением перигея и восходящим узлом орбиты СКА равен углу рассогласования между прямым восхождением перигея и восходящим узлом орбиты «автономного» КА.

Сводные результаты расчетов межспутниковых расстояний, при принятых за основу начальных условиях движения КА:

- сидерические периоды обращения - 86164,1 с;

- эксцентриситет орбит - 0,00020;

- наклонение орбит - 1,5 угл.мин,

показывают, что соблюдение условий (6) и допуска на минимальное межспутниковое расстояние в 8 км, технически осуществимо.

5 Автономная коллокация на принципах (6) позволяет также рассогласование по любому из условий (6) относительно номинала 90° до 25° .

Востребованной является также идея мониторинга одного КА другим КА, предписывающая «автономному» КА находиться на безопасном технологическом и физическом расстоянии от СКА и заниматься непосредственным мониторингом
10 последнего на суточном интервале в течение максимально возможного времени. Непосредственный мониторинг СКА на суточном интервале в течение максимально возможного времени приводит к дополнительным сверх оговоренных затратам по управлению центром масс «автономного» КА. Далее по тексту «автономный» КА, занимающийся мониторингом или (и) управлением другим КА, - мониторинговый КА
15 (МКА).

Баллистические сведения о СКА и задачу коллокации с ним, помимо вышеуказанного варианта определения параметров орбиты с использованием международной системы слежения за спутниками, можно получать и решать, придавая системе навигации и управления движением МКА комплект приемо-передающей радиоаппаратуры по
20 измерению дальности и оптический звездный датчик углового положения.

В принципе, МКА может находиться сбоку намеренным разнесением по долготе относительно СКА, чтобы без хлопот гарантировать межспутниковое расстояние, большее минимально допустимого. Но возникает проблема. Существующим регламентом стояния геостационарных КА предполагается удержание в области, никак
25 не более $0,1^\circ$ по долготе относительно номинальной орбитальной позиции, тогда для уверенного разнесения двух КА по долготе оба КА должны находиться в областях менее $\pm 0,1^\circ$, и расстояние между ними должно быть порядка $0,1^\circ$ (74км), но на таком отдалении от СКА МКА может попасть в область, где будет находиться сторонний (третий) КА, с которым также надо находиться в состоянии коллокации. Это уже
30 технически неразрешимая задача. Неразрешимой становится и задача коллокации удалением (разнесением) МКА от СКА по долготе в общей с СКА области $\pm 0,05^\circ$ относительно номинальной орбитальной позиции - область слишком узка для маневров относительного движения, особенно, если СКА реализует план маневров, несогласованный с центром управления МКА. С учетом заселенности ГСО, возможно
35 изначально - возможно впоследствии, от схемы коллокации только удалением МКА от СКА по долготе придется отказаться. Поскольку следует рассчитывать именно на область $\pm 0,05^\circ$ по широте и долготе относительно единой для СКА и МКА номинальной орбитальной позиции, надо уметь коллокировать на одном с СКА поле по долготе и широте, выполняя при этом функцию активного слежения за СКА. Значит, параметрами
40 автономной коллокации должны быть и отклонение МКА от СКА по долготе, и эксцентриситет, и наклонение орбиты МКА.

При разнесении по долготе можно рассчитывать на круглосуточный прием сигналов с СКА «по перпендикуляру». Но из сказанного выше этот вариант нереализуем. Однако находиться эффективно в течение 12 ч/сутки «под СКА» можно.

45 Стационарная орбита заполнена сигналами с Земли для большого числа аппаратов, находящихся даже не на стационарной орбите, и нахождение МКА рядом с СКА не гарантирует получение информации, предназначенной именно для СКА. Второе - информация для СКА, скорее всего, будет иметь не одну степень защиты, ключи к

которым будут меняться по неизвестному (без усилий наземных служб) закону да еще со скоростью, принципиально исключающей адаптацию к потоку информации. Большую часть проблемы можно снять, только снимая часть информации с СКА. Так что способ нахождения МКА «под СКА» актуален, и ему нет качественной альтернативы

5 (вспомним, что стоять в стороне и принимать сигналы «по перпендикуляру» вряд ли удастся). Вообще-то это вполне вероятная и серьезная проблема, которую надо иметь в виду при развертывании системы. Информация с СКА поможет идентифицировать целевую информацию с Земли, и обе суммы информации будут полезно дополнять друг друга и представлять единый суточный файл, не имеющий потерь информации.

10 Известен способ мониторинговой коллокации на ГСО (RU 2558959 C2, МПК В64G 1/10, В64G 1/24), который взят за прототип. Согласно данному способу, включающему переводы векторов наклона и эксцентриситета на границы разнесенных относительно друг друга областей прицеливания (областей допустимого изменения векторов наклона и эксцентриситета), измерения параметров орбиты каждого КА, определение

15 по ним текущих значений орбитальных элементов каждого КА и проведение с помощью двигателей малой тяги коррекций периода обращения, наклона и эксцентриситета орбиты, узлы и линии апсид орбит МКА и СКА должны быть ортогональны, и сумма эксцентриситетов орбит должна составлять порядка 0,0004, для чего проводят регулярные коррекции с целью удержания концов векторов наклона и

20 эксцентриситета в соответствующих областях прицеливания, проводят коррекции долготы (периода) для того, чтобы начало координат $[\Delta L; \Delta r]$ - соответственно отклонение вдоль орбиты и отклонение по радиус-вектору] совпадало в заданных пределах с центром эллипса дистанцирования от СКА, переопределяют центры областей прицеливания при корректировке стратегии управления движением центра масс СКА,

25 при снижении уровня приема на МКА излучения антенн, установленных на СКА переходят в режим приема информации для СКА с наземных антенн, в случае уверенного непрерывного приема на МКА излучения антенн, установленных на СКА, в течение 12 часов, непосредственный круглосуточный мониторинг СКА осуществляют, по возможности, двумя МКА, установленными на диаметрально противоположных

30 сторонах эллипса дистанцирования от СКА, передачу данных мониторинга с МКА на Землю, а также контроль и управление МКА, по возможности, осуществляют с использованием оптического диапазона волн.

Как показывают расчеты (которые может провести каждый) относительное движение двух КА имеет вполне определенные закономерности, а именно:

- 35 1 - проекция относительного движения одного КА на плоскость орбиты другого КА - эллипс - эллипс дистанцирования;
- 2 - отношение малой полуоси к большой полуоси эллипса дистанцирования составляет 1:2 (фиг. 1);
- 3 - смещение на величину ΔL вдоль орбиты (по долготе в Гринвичской Системе
- 40 Координат, положительное направление - на восток) одного из КА приводит к смещению с тем же знаком центра прежнего эллипса дистанцирования на величину ΔL вдоль координатной оси «Отклонение вдоль орбиты».
- 4 - эллипс дистанцирования всегда ориентирован большой полуосью вдоль координатной оси «Отклонение вдоль орбиты»;
- 45 5 - при изменении эксцентриситетов орбит КА большая и малая полуоси эллипса дистанцирования определяются по соотношениям:

$$a' = a' \frac{e_1' + e_2'}{e_1' + e_2'}; \quad (7)$$

$$\mathbf{b}'' = \mathbf{b}' \frac{\mathbf{e}_1'' + \mathbf{e}_2''}{\mathbf{e}_1' + \mathbf{e}_2'} \quad (8)$$

где индексы «'» и «''» относятся ко времени соответственно до и после орбитальных маневров;

$\mathbf{a}', \mathbf{a}''$ - соответственно большие полуоси до и после орбитальных маневров, км;

$\mathbf{b}', \mathbf{b}''$ - соответственно малые полуоси до и после орбитальных маневров, км;

$\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2$ - эксцентриситеты орбит соответственно первого и второго КА.

Прототип состоит из двух частей:

1) - баллистическая часть, предлагающая совмещение СКА и МКА по долготе и организацию автономной от СКА коллокации;

2) - радиотехническая часть, предоставляющая возможность снимать информацию с СКА.

Для оценки реализуемости способа-прототипа определим относительные уровни излучения, которые может принимать МКА, обращаясь вокруг исследуемого СКА, а также ориентировочные значения угла «Земля-СКА-МКА» (ЗСМ), в пределах которого МКА сможет выполнять возложенную на него задачу. Поскольку на современных спутниках связи и ретрансляции данных используется большая номенклатура бортовых антенн с шириной диаграммы направленности (ДН) в основном от 1° до 18° , рассмотрение начнем с самых узких лучей.

В соответствии с идеей данного способа МКА должен находиться вне конуса радиовидимости Земли с СКА, вершиной которого является точка нахождения СКА на ГСО, а образующие конуса являются практически касательными к поверхности Земли, проведенными из вершины данного конуса. Все антенные лучи, используемые для связи с Землей, имеют такую ориентацию в пространстве, что их ДН по уровню половинной мощности (а именно по этому уровню определяется ширина ДН) не выходят за пределы указанного конуса, угол при вершине которого составляет $17,3^\circ$. В этом случае, проводя анализ, например, для луча с шириной ДН 1° следует ориентироваться на то, что МКА должен будет принимать излучение от такого луча на уровне боковых лепестков высокого порядка. Целесообразно воспользоваться приведенной в Регламенте радиосвязи, том 2, издание 2008 года, с. 578, эталонной диаграммой направленности спутниковых антенн, предназначенной в основном для оценки электромагнитной совместимости с другими спутниками связи (фиг. 2). Диаграмма на фиг. 2 в форме кривой 12 дает представление об относительном усилении антенны спутника на уровнях от основного лепестка до первых боковых, а прямая 13 соответствует уровню отдаленных боковых лепестков более высокого порядка. (Кривая 14 для нижеследующего анализа не применяется, т.к. характеризует уровень излучения антенны на ортогональной поляризации). Угол ϕ_0 на данной диаграмме соответствует ширине луча по уровню половинной мощности, а угол ϕ - углу отклонения от осевого излучения луча (в нашем случае, это угол ЗСМ). Из фиг. 4 следует, что для значений относительного угла (ϕ/ϕ_0) от 10 до 60 уровень излучения антенны может быть принят на уровне на 43 дБ ниже (или на уровне минус 43 дБ) относительно уровня излучения вдоль оси луча. Применительно к рассматриваемому в качестве примера лучу с $\phi_0 = 1^\circ$ можно сказать, что излучение на уровне минус 43 дБ будет наблюдаться в диапазоне углов ϕ от 10° до 60° относительно оси луча. В дальнейшем будет показано, что имеются потенциальные возможности для увеличения размеров данного диапазона. Очевидно, что для более широких лучей СКА излучение на данном уровне будет наблюдаться в

пропорционально более широком секторе углов ϕ .

Однако необходимо принять во внимание, что для значений ϕ от 90° до 180° оценить уровень излучения для антенн, установленных на корпусе СКА, крайне затруднительно вследствие затенения этого излучения корпусом спутника и крупными элементами его конструкции. В то же время антенны, расположенные, например, на вынесенных штангах, в этом секторе углов ϕ способны создать в окружающем пространстве излучение, уровень которого, в первом приближении, также может быть порядка минус 43 дБ.

Теперь необходимо оценить возможность приема на МКА излучений СКА, полученного выше уровня, т.е. на 43 дБ ниже максимального уровня, создаваемого вдоль оси луча. Для этого будем исходить из того, что СКА создает на границе своей зоны обслуживания (на линии пересечения конуса радиовидимости с Землей) плотность потока мощности (ППМ) такой величины, которая требуется для уверенного приема земными станциями сигналов с СКА. При этом $ППМ = \frac{\text{ЭИИМ}_{СКА}}{4\pi d^2}$, где $\text{ЭИИМ}_{СКА}$ - эквивалентная изотропно излучаемая мощность СКА, равная произведению мощности передатчика на коэффициент усиления антенны, а d - протяженность радиолинии. Поскольку указанная ППМ создается для условий связи на расстоянии 35,8 тыс. км, то при сокращении этого расстояния до предполагаемых 20 км (расстояние между МКА и СКА) ППМ для МКА должна была бы возрасти в $(35800/20)^2 = 3,2 \cdot 10^6$ раз или на 65 дБ (т.е. $10 \lg 3,2 \cdot 10^6$), если бы МКА находился в пределах связного луча антенны СКА. Однако, как было определено выше, коэффициент усиления антенны СКА в направлении МКА будет иметь значение, на 43 дБ ниже, чем для станций на поверхности Земли. Тем не менее, в итоге значение ППМ для МКА оказывается в данном случае на $65 - 43 = 22$ дБ больше.

Полученный энергетический выигрыш в уровне ППМ может быть использован для повышения вероятности приема сигналов с СКА и расширения сектора приема этих сигналов. Это связано с тем, что форма диаграммы направленности реальных антенн характеризуется как основным лепестком ДН, так и боковыми лепестками, максимальный уровень которых постепенно снижается с увеличением угла ϕ . Прямая 13 на фиг. 2 в некоторой степени олицетворяет как раз максимальный уровень дальних боковых лепестков. Вместе с тем, между максимумами соседних боковых лепестков существуют относительные минимумы ДН с уровнями примерно на 10 дБ ниже уровня предыдущего максимума, поэтому полученный выше энергетический выигрыш может быть использован как для компенсации потерь уровня сигнала в минимумах ДН, так и для компенсации постепенного снижения уровней максимумов дальних боковых лепестков.

В определенной мере энергетический выигрыш может быть при необходимости использован и для варьирования расстояния между МКА и СКА.

Таким образом, проведенная оценка реализуемости предлагаемого способа указывает на возможность осуществления приема на МКА излучений СКА в относительно широком секторе углов ЗСМ даже при использовании на СКА достаточно узких антенных лучей шириной порядка 1° .

Для обеспечения выполнения МКА задач в соответствии с прототипом на нем потребуется установить два блока приемных антенн, первый из которых обращен в сторону СКА и обеспечивает прием излучаемых СКА сигналов, а другой обращен в сторону Земли и обеспечивает перехват сигналов, предназначенных для СКА. Соответственно, на борту МКА также должна быть установлена передающая антенна

для передачи на Землю результатов мониторинга.

Тип и характеристики упомянутых групп приемных антенн выбираются на основе данных о радиотехнических характеристиках СКА (диапазоны частот, уровни передаваемых сигналов) и данных о взаимном расположении МКА и СКА (секторы обзора), что позволит охватить весь спектр контролируемых излучений во всем секторе углов мониторинга СКА. Какие это будут антенны, как они обеспечивают прием сигналов в заданных секторах мониторинга - с помощью ли широкой диаграммы направленности или путем сканирования в этих секторах узким лучом - не так важно, важно, что первый блок имеет механический привод, качающий его в диапазоне $\pm 45^\circ$ для лучшего приема сигналов с СКА.

Вообще, два МКА решают задачу круглосуточного съема информации с СКА при максимально допустимом угле ЗСМ 90° .

Для сброса данных мониторинга на Землю, по возможности, целесообразно использовать оптический диапазон волн. Тем самым отпадает необходимость в получении радиочастотных присвоений для МКА и, кроме того, оптические радиолинии, благодаря очень узким передающим лучам, обеспечивают практически абсолютную скрытность передачи информации и ее защищенность от перехвата. Оптический диапазон волн может быть использован также для контроля и управления МКА. Необходимая для этого приемопередающая аппаратура в настоящее время уже используется на ряде зарубежных и отечественных КА. Атмосфера Земли не является помехой, если станция приема будет расположена в высокогорье (там, например, сейчас располагается станция приема информации с российских блоков МКС, передаваемых по оптическому каналу). Здесь присутствует четкое разграничение: мониторинг СКА осуществляется МКА в радиодиапазоне, сброс данных на Землю и управление МКА - в оптическом диапазоне. Обе функции (мониторинг и сброс; управление) получают практически идеальную электромагнитную совместимость (развязку).

Если оптический диапазон использовать нецелесообразно, применяют радиодиапазон со штатной схемой электромагнитной совместимости.

Прототип решает задачи и коллокации, и мониторинга, однако не гарантирует налаженную типовую работу по решению этих задач - при наличии в данной области рабочей орбитальной позиции более двух КА (МКА, СКА) задача коллокации становится трудноосуществимой, а при наличии в области более трех КА задача коллокации вообще уже не стоит. Такая ситуация будет иметь место, и такую ситуацию надо всегда иметь в виду. Мониторинг СКА, как бы там ни было, делать необходимо.

Задачей изобретения является безопасное стояние МКА «под СКА» на линии СКА-Земля с целью максимально эффективного мониторинга СКА.

Поставленная задача решается так, что в способе мониторинговой коллокации на ГСО, включающем измерения параметров орбиты каждого КА, определение по ним текущих значений орбитальных элементов каждого КА, сброс данных на Землю и управление МКА - в оптическом диапазоне, выявление за время до приведения МКА в заданную область удержания по долготе по данным независимых траекторных измерений стратегии управления движением центра масс СКА и проведение с помощью двигателей малой тяги коррекций параметров орбиты, отличающийся тем, что разрабатывают проект мониторинговой коллокации, исходя из концептуальных условий:

$$g_{\text{ГСО}} - \omega^2_{\text{ГСО}} r_{\text{кр}} = a_{\text{РДК}}, \quad (9)$$

$$r_{\text{кр}} < r_{\text{пСКА}} \quad (10)$$

где $g_{\text{ГСО}}$ - ускорение свободного падения на ГСО, км/с^2 ;

$\omega_{\text{ГСО}}$ - угловая скорость движения по ГСО, с^{-1} ;

$r_{\text{кр}}$ - радиус круговой орбиты МКА, км;

$a_{\text{РДК}}$ - ускорение от непрерывной работы радиальных двигателей коррекции (РДК), позволяющее МКА двигаться по круговой орбите радиуса $r_{\text{кр}} < r_{\text{лСКА}}$ с угловой скоростью движения по ГСО, $\text{км}/\text{с}^2$;

$r_{\text{лСКА}}$ - минимальный возможный радиус перигея орбиты СКА в заданных условиях нахождения СКА на орбитальной позиции, км,

находят компромиссные значения $r_{\text{кр}}$ и $a_{\text{РДК}}$, системе коррекции МКА придают два РДК малой тяги с расположением их на полуоси минус X связанной с КА системы координат (полуось минус X направлена на центр Земли) так, чтобы направления векторов тяги в пределах точности установки двигателей проходили через центр масс МКА, бортовому приемо-передающему комплексу придают приемную антенну с расположением ее на полуоси плюс X связанной с КА системы координат, в процессе приведения на орбитальную позицию мониторинга и удержания СКА, коррекциями орбиты МКА достигают круговой орбиты радиуса $r_{\text{кр}}$, в течение всего этапа мониторинга СКА проводят последовательные включения одного и второго РДК на время, не превышающее разрешенной техническими условиями на двигатель максимальной длительности непрерывной работы, при этом время включения последующего РДК всегда раньше времени выключения работающего РДК на интервал подготовки РДК к работе (интервал выхода тяги на рабочий режим), штатными двигателями коррекции осуществляют поддержание МКА на линии СКА-Земля.

Идея предлагаемого изобретения состоит в использовании ускорения РДК для нахождения МКА под СКА при средней угловой скорости полета МКА равной средней угловой скорости полета СКА и других КА в области коллокации, то есть - при угловой скорости движения МКА, соответствующей ГСО - $2\pi/86164$, с^{-1} .

Изобретение направлено на технический результат - создание универсального способа коллокации двух и более КА, где центр управления одним из которых берет на себя полную за нее ответственность и располагает свой МКА предельно эффективно относительно интересующего его СКА.

Технический результат достигается за счет того, что при включенном двигателе коррекции околоразуговой орбиты, вектор тяги которого направлен в одном из взаимно противоположных радиальных направлений, не оказывается никакого влияния на большую полуось орбиты по определению, следовательно - на угловую скорость полета ([1] В.А.Одинцов, В.М.Анучин, Маневрирование в космосе, М.: Воениздат, 1974, стр. 52, 23), но подбором ускорения радиальным двигателям можно в течение времени, пока они попеременно работают, находиться на заданном удалении от строго ГСО (или на гарантированной дистанции от всех КА, находящихся в фазовой плоскости $[\Delta L; \Delta r]$), поскольку сложение ускорения свободного падения от гравитационного влияния Земли и ускорения от работающего двигателя это позволяют.

На фиг. 3 представлена схема баллистического обеспечения (БО) стояния МКА «под СКА» при нормальной тяге РДК. Введены следующие обозначения:

15 - область удержания МКА и СКА с центром $L_{\text{ст}}$;

16 - орбита СКА;

17 - инверсия орбиты СКА с перигейной точкой симметрии;

18 - Земля;

19 - ГСО;

20 - орбита МКА.

Обоснование предлагаемого решения.

Линейная скорость на ГСО:

$$5 \quad v_{\text{ГСО}} = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{r_{\text{ГСО}}}}, \quad (11)$$

где μ_{\oplus} - гравитационный параметр Земли, $398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

10 При одной и той же угловой скорости на ГСО и на любой иной, круговой околоstationарной орбите:

$$\omega^2 = \frac{\mu_{\oplus}}{r_{\text{ГСО}}^3} = \frac{\mu'}{r_{\text{кр}}^3}, \quad (12)$$

15 где μ' - необходимое значение гравитационного параметра, чтобы выполнялось условие равенства угловых скоростей на ГСО и околоstationарной круговой орбите, $\text{км}^3/\text{с}^2$.

Эту скорость надо поддерживать, чтобы не уйти с ГСО, то есть - не уйти из области удержания по долготе. Все рабочие КА, находящиеся в данной области, совершают эволюции с целью стабилизации угловой скорости, соответствующей ГСО. Между МКА и всеми остальными КА (во всяком случае, если их больше двух) следует создать гарантированную, окончательную зону отчуждения. В фазовом околоstationарном пространстве $[\Delta\gamma; \Delta\phi; \Delta L]$ установочных ограничений нет только в радиальном направлении.

25 Умножим обе части уравнения (12) на некий радиус круговой орбиты $r_{\text{кр}}$:

$$\frac{\mu_{\oplus}}{r_{\text{ГСО}}^3} r_{\text{кр}} = \frac{\mu'}{r_{\text{кр}}^3} r_{\text{кр}} \quad (13)$$

30 Левая и правая части соотношения (13) представляют одну и ту же величину - ускорение свободного падения на выбранной круговой орбите радиуса $r_{\text{кр}}$ с «измененным» гравитационным параметром Земли. Различие в ускорениях свободного падения на ГСО и околоstationарной круговой орбите (равно как различие в гравитационных параметрах) необходимо компенсировать работой двигателей МКА, иначе условие (12) невыполнимо. Так получается формула (9).

Оценим затраты рабочего тела системы коррекции МКА. Наиболее эффективной в отношении удельного импульса следует считать электрореактивную двигательную установку с ксеноном в качестве рабочего тела. Стационарные плазменные двигатели (СПД), предназначенные для удержания и обычной коллокации, имеют одинаковый удельный импульс с РДК. Тягу плазменных РДК считаем 17 Гс или 0,166 Н. Среднюю массу геостационарного специализированного КА, не имеющего мощного ретрансляционного комплекса на борту, как на КА связи, можно оценивать в максимум 2,5 т, без учета запасов ксенона на мониторинговую коллокацию. Допустимую массу, не требующую дополнительных мер выведения и довыведения на околоstationарную орбиту примем 3,25 т. Рассматривая 3,25 т и 2,50 т как начальную и конечную массу МКА при работе РДК, ускорения от работы РДК не будут являться величинами постоянными и могут составить за срок активного существования от 5,1 до 6,6 на $10^{-5} \text{ м}/\text{с}^2$. Приращение характеристической скорости за год составит 1609 м/с и 2083 м/с

соответственно. Это 27 -* 35 норм (норма 60 м/с) классического удержания геостационарного КА по широте и долготе с элементами классической же коллокации.

И это, в свою очередь, при номинальном расходе ксенона $5,5 \cdot 10^{-6}$ кг/с и усредненной ежедневной суммарной длительности штатных СПД 1,5 ч (при одинаковом с РДК удельном импульсе тяги), составляет (292 - 378) кг ксенона за год, то есть максимально возможный расход ксенона 750 кг перекрывает максимальный практический расход ксенона (378 кг) ровно в 2 раза. Значит, срок активного существования МКА, до разработок более мощных средств выведения КА на стационарную орбиту, может составлять не более 2 лет.

В процессе эксплуатации МКА за счет уменьшения запасов рабочего тела радиус круговой орбиты будет постепенно снижаться, что в принципе создает лучшие условия для мониторинга СКА. При начальном ускорении $5,1 \cdot 10^{-5}$ м/с² согласно уравнению (9) $r_{кр}$ составляет 42154,6 км. Среднее расстояние между МКА и СКА в начале мониторинговой коллокации составляет 10,5 км. Это хороший результат. В отношении БО: такое межспутниковое расстояние соответствует 31-32 секундам по периоду обращения в фазовой плоскости [Т;ΔL], что является непреодолимым препятствием к опасному сближению КА - при сближении на самое минимальное вероятное расстояние, даже при области удержания $\pm 0,1^\circ$ относительно рабочей орбитальной позиции, разница в периодах обращения будет составлять 10 с.

Следует отметить, что предложенный способ мониторинговой коллокации требует непрерывной (и попеременной) работы пары РДК, поскольку именно такая работа РДК имитирует измененный гравитационный параметр в практической небесной механике.

Важной особенностью данного изобретения является то, что такой вариант БО мониторинга и удержания СКА решает задачу коллокации МКА в единой области удержания с каким угодно количеством геостационарных КА. Это возможно потому, что МКА движется по особенной орбите, имеющей нулевой эксцентриситет и гарантированно меньший радиус круговой орбиты в сравнении с радиусами перигеев СКА и других КА, не позволяющий другим КА пересекать орбитальный круг МКА.

Иметь такую особенность - значит иметь значительные затраты рабочего тела в системе коррекции. Срок активного существования МКА сокращается до 2 лет. Но задача удовлетворительного и с высоким качеством исполнения мониторинга СКА того стоит. РДК могут работать на фоне выполнения целевой задачи приема/передачи, поскольку аккумуляторные батареи и вся система энергопитания геостационарных связных КА, размещенные на МКА, такие нагрузки в начальный период их активного существования (это два года и более) выдерживают.

В соответствии с идеей данного способа МКА должен находиться вне конуса радиовидимости Земли с СКА, вершиной которого является точка нахождения СКА на ГСО, а образующие конуса являются практически касательными к поверхности Земли, проведенными из вершины данного конуса. Все антенные лучи, используемые для связи с Землей, имеют такую ориентацию в пространстве, что их ДН по уровню половинной мощности (а именно по этому уровню определяется ширина ДН) не выходят за пределы указанного конуса, угол при вершине которого составляет $17,3^\circ$. В этом случае, проводя анализ, например, для луча с шириной ДН 1° следует ориентироваться на то, что МКА должен будет принимать излучение от такого луча на уровне боковых лепестков высокого порядка. Целесообразно воспользоваться приведенной в Регламенте радиосвязи, том 2, издание 2008 года, с. 578, эталонной диаграммой направленности

спутниковых антенн, предназначенной в основном для оценки электромагнитной совместимости с другими спутниками связи (фиг. 2). Диаграмма на фиг. 2 в форме кривой 12 дает представление об относительном усилении антенны спутника на уровнях от основного лепестка до первых боковых, а прямая 13 соответствует уровню отдаленных боковых лепестков более высокого порядка. (Кривая 14 для 5 нижеследующего анализа не применяется, т.к. характеризует уровень излучения антенны на ортогональной поляризации). Угол ϕ_0 на данной диаграмме соответствует ширине луча по уровню половинной мощности, а угол ϕ - углу отклонения от осевого излучения луча (в нашем случае, это угол ЗСМ). Из фиг. 2 следует, что для значений 10 относительного угла (ϕ/ϕ_0) от 10 до 60 уровень излучения антенны может быть принят на уровне на 43 дБ ниже (или на уровне минус 43 дБ) относительно уровня излучения вдоль оси луча. Применительно к рассматриваемому в качестве примера лучу с $\phi_0 = 1^\circ$ можно сказать, что излучение на уровне минус 43 дБ будет наблюдаться в диапазоне 15 углов ϕ от 10° до 60° относительно оси луча. В дальнейшем будет показано, что имеются потенциальные возможности для увеличения размеров данного диапазона. Очевидно, что для более широких лучей СКА излучение на данном уровне будет наблюдаться в пропорционально более широком секторе углов ϕ .

Однако необходимо принять во внимание, что для значений ϕ от 90° до 180° оценить 20 уровень излучения для антенн, установленных на корпусе СКА, крайне затруднительно вследствие затенения этого излучения корпусом спутника и крупными элементами его конструкции. В то же время антенны, расположенные, например, на вынесенных штангах, в этом секторе углов ϕ способны создать в окружающем пространстве излучение, уровень которого, в первом приближении, также может быть порядка минус 25 43 дБ.

(57) Формула изобретения

Способ мониторинговой коллокации на геостационарной орбите (ГСО), включающий измерения параметров орбиты каждого космического аппарата (КА), определение по 30 ним текущих значений орбитальных элементов каждого КА, сброс данных на Землю и управление мониторинговым КА (МКА) в оптическом диапазоне, выявление за время до приведения МКА в заданную область удержания по долготе по данным независимых траекторных измерений стратегии управления движением центра масс смежного КА (СКА) и проведение с помощью двигателей малой тяги коррекций параметров орбиты, отличающийся тем, что разрабатывают проект мониторинговой коллокации исходя 35 из концептуальных условий:

$$g_{ГСО} - \omega_{ГСО}^2 r_{\text{МКА}} = a_{\text{РДК}},$$

$$r_{\text{МКА}} < r_{\text{СКА}},$$

40 где: $g_{ГСО}$ - ускорение свободного падения на ГСО, км/с²;

$\omega_{ГСО}$ - угловая скорость движения по ГСО, с⁻¹;

$r_{\text{МКА}}$ - радиус круговой орбиты МКА, км;

45 $a_{\text{РДК}}$ - ускорение от непрерывной работы радиальных двигателей коррекции (РДК), позволяющее МКА двигаться по круговой орбите радиуса $r_{\text{МКА}} < r_{\text{СКА}}$ с угловой скоростью движения по ГСО, км/с²;

$r_{\text{СКА}}$ - минимальный возможный радиус перигея орбиты СКА в заданных условиях нахождения СКА на орбитальной позиции, км,

находят компромиссные значения $r_{\text{п}}$ и $a_{\text{РДК}}$, системе коррекции МКА придают два
5 РДК малой тяги с расположением их на полуоси минус X, направленной на центр Земли, связанной с КА системы координат так, чтобы направления векторов тяги в пределах точности установки двигателей проходили через центр масс МКА, бортовому приемо-
10 передающему комплексу придают приемную антенну с расположением ее на полуоси плюс X связанной с КА системы координат, в процессе приведения на орбитальную позицию мониторинга и удержания СКА коррекциями орбиты МКА достигают круговой орбиты радиуса $r_{\text{п}}$, в течение всего этапа мониторинга СКА проводят
последовательные включения одного и второго РДК на время, не превышающее
15 разрешенной техническими условиями на двигатель максимальной длительности непрерывной работы, при этом время включения последующего РДК всегда меньше времени выключения работающего РДК на интервал подготовки РДК к работе или интервал выхода тяги на рабочий режим, штатными двигателями коррекции осуществляют поддержание МКА на линии СКА-Земля.

20

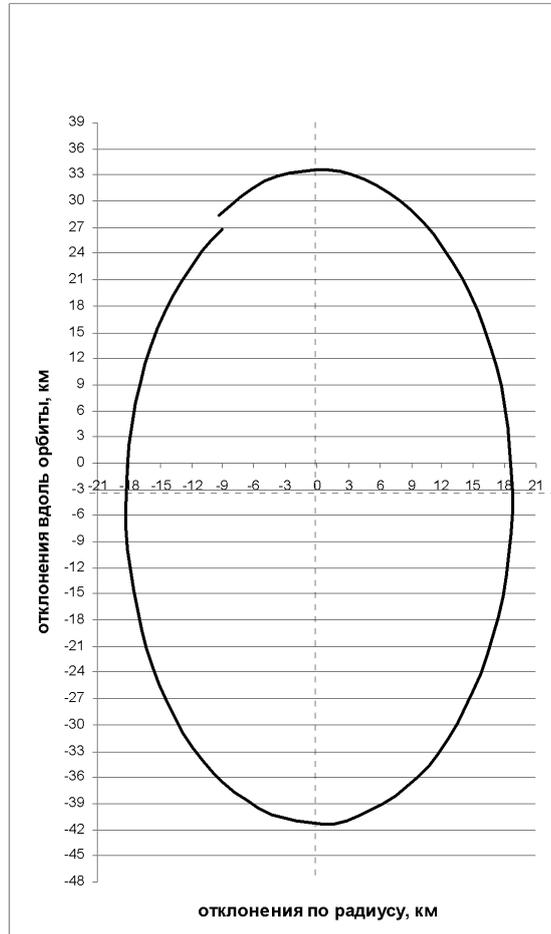
25

30

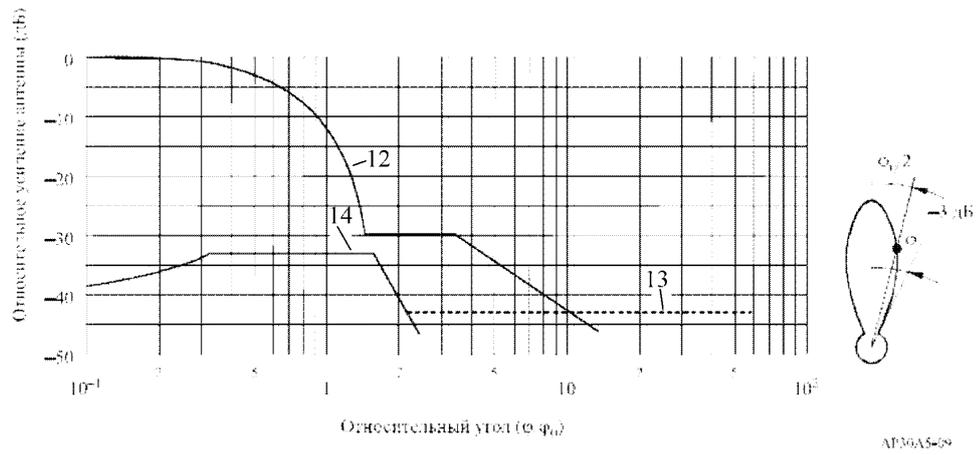
35

40

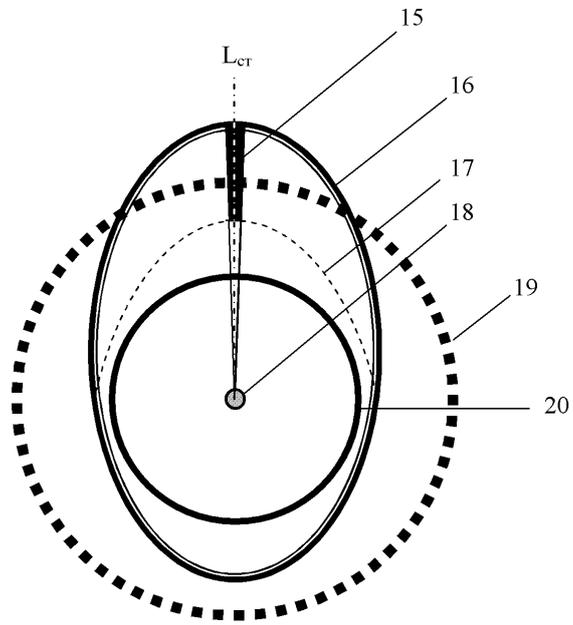
45



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3