



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64G 1/10 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2017135608, 05.10.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
05.10.2017

Дата регистрации:
02.11.2018

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 05.10.2017

(45) Опубликовано: 02.11.2018 Бюл. № 31

Адрес для переписки:

129110, Москва, ул. Щепкина, 42, стр. 1, 2,
Госкорпорация "Роскосмос", начальнику
отдела учета и анализа результатов научно-
технической деятельности, Н.Г. Горбановскому

(72) Автор(ы):

Яковлев Михаил Викторович (RU),
Сергеев Виктор Евгеньевич (RU),
Усовик Игорь Вячеславович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Российская Федерация, от имени которой
выступает Государственная корпорация по
космической деятельности "Роскосмос" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2595240 C1, 20.08.2016. RU
2223205 C2, 10.02.2004. RU 2059540 C1,
10.05.1996. RU 2232110 C2, 10.07.2004. US
5553816 A1, 10.09.1996.

(54) Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты

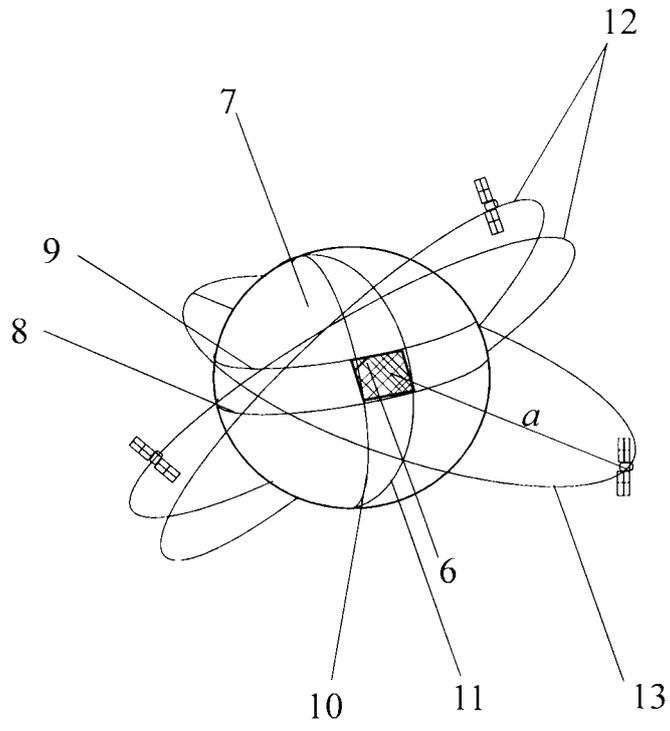
(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике. Способ формирования группировки космических аппаратов (КА) для локального наблюдения заданной области планеты, оснащенных оптико-электронной аппаратурой дистанционного зондирования, включает выведение КА на кратносинхронные с периодом вращения планеты орбиты. В составе группировки выводят КА на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонениями, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля

угловой скоростью; КА на эллиптических кратносинхронных с периодом вращения планеты орбиты, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой. Техническим результатом изобретения является обеспечение непрерывного наблюдения за прогнозируемым событием в заданной области поверхности планеты, возможность гибкого перестроения орбитальной группировки при наблюдении заданной области. 2 з.п. ф-лы, 4 ил.

RU 2 671 601 C1

RU 2 671 601 C1



ФИГ. 4



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64G 1/10 (2006.01)

(21)(22) Application: **2017135608, 05.10.2017**

(24) Effective date for property rights:
05.10.2017

Registration date:
02.11.2018

Priority:

(22) Date of filing: **05.10.2017**

(45) Date of publication: **02.11.2018** Bull. № 31

Mail address:

**129110, Moskva, ul. Shchepkina, 42, str. 1, 2,
Goskorporatsiya "Roskosmos", nachalniku otdela
ucheta i analiza rezultatov nauchno-tekhnicheskoj
deyatelnosti, N.G. Gorbanovskomu**

(72) Inventor(s):

**Yakovlev Mikhail Viktorovich (RU),
Sergeev Viktor Evgenevich (RU),
Usovik Igor Vyacheslavovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj
vystupaet Gosudarstvennaya korporatsiya po
kosmicheskoy deyatelnosti "Roskosmos" (RU)**

(54) **METHOD FOR FORMING CONSTELLATION OF SPACE VEHICLES FOR LOCAL OBSERVATION OF GIVEN REGION OF PLANET**

(57) Abstract:

FIELD: astronautics.

SUBSTANCE: invention relates to the space equipment. Method of forming a constellation of space vehicles (SV) for local observation of a given region of the planet equipped with optoelectronic remote sensing equipment includes the excitation of spacecraft into multiple orbit synchronized with the period of rotation of the planet. As a part of the constellation, the SV is taken out on circular orbits with the same heights and the same inclinations, with ascending nodes moving relative to the projection of the Sun onto the equatorial plane with a nonzero angular velocity; SV on elliptical

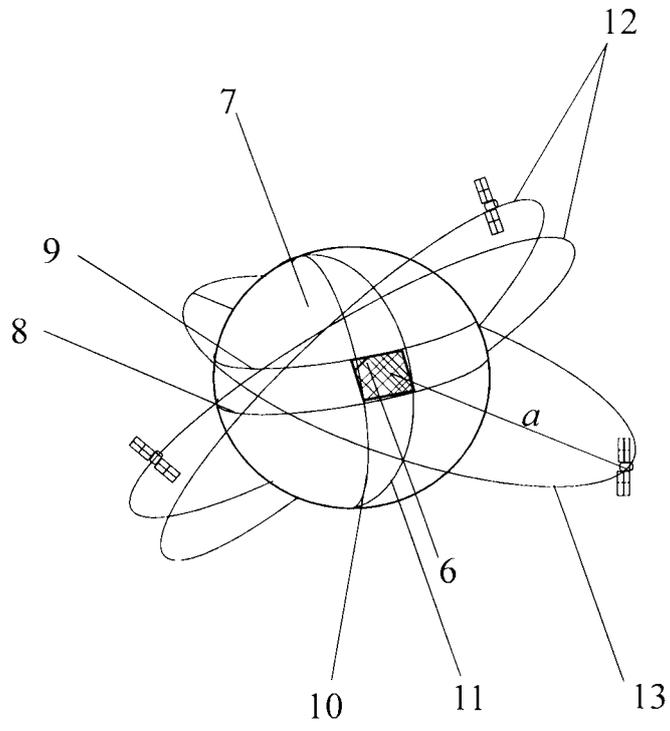
multiply synchronized with the period of rotation of the planet orbit, the apocenters of which are placed above a given point on the surface of the planet with the introduction into orbit with zero velocity of motion in the apocenter – in a reference system rigidly connected with the rotating planet.

EFFECT: technical result of the invention is to provide continuous monitoring of the predicted event in a given area of the planet's surface, the possibility of flexible rebuilding of the orbital grouping when observing a given area.

3 cl, 4 dwg

RU 2 671 601 C1

RU 2 671 601 C1



ФИГ. 4

Изобретение относится к космической технике и может быть использовано при создании космических систем локального наблюдения поверхности планеты солнечной системы, в частности Земли.

Известны технические решения по обеспечению дистанционного зондирования и проведение съемок земной поверхности из космоса посредством установленной на космическом аппарате (КА) оптико-электронной камеры.

Например, патент RU 2595240 C1 «Система спутников наблюдения планеты». Система спутников наблюдения планеты, включающая искусственные спутники, оснащенные оптико-электронной аппаратурой дистанционного зондирования и размещенные на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонами, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на

экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью $\dot{\alpha}$ имеющие

многовитковые перерывы в наблюдении широтного пояса планеты с максимальной продолжительностью $T_{\text{пер}}$, и периоды, в течение которых возможно наблюдение со спутника широтного пояса планеты с перерывами меньше орбитального периода, с минимальной продолжительностью $T_{\text{наб}}$, отличающаяся тем, что спутники системы размещены в орбитальных плоскостях с восходящими узлами, разнесенными относительно друг друга на угол $\Delta\Omega$, значение которого определяется следующим

образом
$$T_{\text{пер}} \dot{\alpha} \leq \Delta\Omega \leq T_{\text{наб}} \dot{\alpha}.$$

Известен патент № RU 2232110 C2 «Способ проведения съемок земной поверхности из космоса». Способ проведения съемок земной поверхности из космоса посредством установленной на космическом аппарате (КА) оптико-электронной камеры с проведением сеансов наблюдения в надир с периодом m_1 суток наблюдения любого пункта земной поверхности, не меньшим отношения межвиткового сдвига трассы полета к полосе съемки по долготе, и сеансов наблюдения с отклонением оптической оси камеры по углу крена с периодом m_2 суток наблюдения любого пункта земной поверхности, не меньшим отношения межвиткового сдвига к полосе обзора по долготе с отклонением оптической оси камеры по углу крена, отличающийся тем, что КА выводят на орбиту с драконическим периодом $T_{\text{др}}$, удовлетворяющим условию

$$\left(N + \frac{K_1}{m_1} \right) \cdot T_{\text{др}} = \frac{2\pi}{\omega_3 - \Omega},$$

где N есть целое число витков в сутках;

K_1 - целое число, меньшее и взаимно простое с m_1 ;

ω_3 - угловая скорость вращения Земли;

Ω - угловая скорость прецессии долготы восходящего узла орбиты, причем K_1

выбирают таким, что дробь $\frac{K_1}{m_1}$ ближайшая к $\frac{K_2}{m_2}$, где K_2 - целое число, меньшее и взаимно простое с m_2 , а K_2 и N выбирают такими, что высота орбиты находится в требуемом сферическом слое.

Технические решения защищенные патентами аналогами обеспечивают получение характеристик орбит систем спутников необходимых для составления карт различного назначения и недостаточны для решения задачи обеспечения непрерывного наблюдения заданной области поверхности планеты.

5 Все известные в настоящее время спутниковые системы локального обзора поверхности Земли по способу их построения можно условно разделить на две группы:

1) спутниковые системы, построенные на круговых геосинхронных орбитах таким образом, что все спутники имеют одну общую трассу на поверхности Земли, замыкающуюся через некоторый конечный промежуток времени, называемый периодом
10 повторяемости трассы и соответствующий m витков спутника или n суток;

2) спутниковые системы, в которых используются эллиптические орбиты: обзор поверхности Земли в этом случае осуществляется на апогейных участках траекторий спутников.

Недостатком спутниковых систем 1 группы при $m=n=1$ (высота $H \approx 36000$ км) является
15 большое расстояние спутника от наблюдаемого района, сложность выведения спутников. Системы на более низких круговых геосинхронных орбитах ($m/n \neq 1$) характеризуются малой длительностью сеанса наблюдения и плохими условиями наблюдения (обусловленными малыми углами места).

Среди технических решений по спутниковым системам 2 группы аналогом из числа
20 известных является способ формирования системы локального обзора поверхности планеты, включающий выведение искусственных спутников на эллиптические кратносинхронные с периодом вращения планеты орбиты, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты. Для него характерно, что большая
25 полуось a эллиптических орбит выбирается по заданным значениям эксцентриситета и наклона i из условия геосинхронности движения [Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли // М Наука, 1965].

Известен патент RU 2059540 C1 «Способ формирования системы локального обзора
30 поверхности планеты». Способ формирования системы локального обзора поверхности планеты, включающий выведение искусственных спутников на эллиптические кратносинхронные с периодом вращения планеты орбиты, апоцентры которых размещают
над заданным пунктом поверхности планеты, заключается в том, что, с целью
увеличения длительности сеансов наблюдения заданного пункта поверхности планеты,
спутники выводят на орбиты с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе
отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

35 Техническим результатом изобретения является увеличение длительности сеансов наблюдения заданного пункта поверхности планеты.

Этот результат достигается тем, что в предлагаемом способе формирования системы
локального обзора поверхности планеты спутники выводят на орбиты с нулевой
40 скоростью движения в апоцентре в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

Последнее условие выполняется в том случае, если апогей орбиты совпадает с точкой
вертекса (точка орбиты, соответствующая подспутниковой точке максимальной
широты) или точкой апекса (точка орбиты, соответствующая подспутниковой точке
минимальной широты) в зависимости от того, в северном или южном полушарии
45 находится заданный пункт наблюдения. В связи с этим наклонение

$i < 90 < \text{SUP} > \varphi_n$, где φ_n - широта заданного

5 пункта наблюдения.

Такие системы обеспечивают решение задачи локального обзора поверхности планеты, однако к недостаткам спутниковых систем, в которых используются эллиптические орбиты можно отнести отсутствие синхронизации между движением спутников и вращением Земли, что может привести к большим перерывам между

10 сеансами.

Известен патент №2480384 «Способ размещения космического аппарата на геостационарной орбите и устройство для его реализации». Данный способ обеспечивает размещение космического аппарата над любой заданной областью поверхности планеты, но требует достаточных запасов топлива для поддержания положения в пространстве.

15 Известен патент №2223205 «Система спутников на эллиптических орбитах, эмулирующая характеристики системы спутников на геостационарной орбите». Данное изобретение позволяет эмулировать эффект неподвижности спутников связи путем использования орбитальной группировки, развернутой на эллиптических орбитах, и обеспечить работу системы спутниковой связи с параметрами, близкими к

20 соответствующим параметрам геостационарных спутниковых систем, но без использования геостационарной орбиты. Изобретение предназначено для использования в системах спутниковой связи и не предполагает использование эффекта эмулирования для дистанционного зондирования.

Известен патент RU 2595240 В64G 1/10 «Система спутников наблюдения планеты». Изобретение относится к космическим спутниковым системам локального обзора. Система состоит из спутников с оптико-электронной аппаратурой дистанционного зондирования, размещенных на круговых орбитах с одинаковыми высотами и

25 наклонениями. Восходящие узлы орбит перемещаются относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с ненулевой угловой скоростью. Каждый спутник имеет

30 перерывы в наблюдении заданного широтного пояса поверхности планеты: с максим, (более периода его обращения) и миним. (не более периода обращения) временами. Соответственно восходящие узлы спутниковых орбит разнесены на угол из диапазона от нижнего значения, равного углу поворота с указанной угловой скоростью за

35 указанное миним. время, до верхнего значения, равного углу данного поворота за указанное максим, время. Технический результат изобретения заключается в сокращении перерывов наблюдения освещенных районов планеты при оптимальном выборе числа орбитальных плоскостей и уменьшении затрат топлива на поддержание спутниковой структуры.

Трасса, проходящая через заданный объект, предназначена для периодического

40 наблюдения областей поверхности планет с перерывами во времени и не обеспечивает непрерывного наблюдения заданной области поверхности планет. При решении задач непрерывного наблюдения за заданной областью планеты такой способ, имеющий перерывы наблюдения, не является эффективным.

Патент RU 2595240 В64G 1/10 «Система спутников наблюдения планеты» выбран в

45 качестве прототипа.

Существо предлагаемого изобретения заключается в формировании орбитальной группировки космических аппаратов наиболее обеспечивающей непрерывное наблюдение заданной области планеты в течении заданного времени, например, при

наблюдении за катастрофическим процессом в спрогнозированный момент времени, или другими научными или экономическими наблюдениями за ограниченной областью поверхности планеты с непрерывным документированием процесса или по возможности с минимальными интервалами перерывов наблюдения на предшествующем и
5 последующим этапах развития процесса при соблюдении необходимых условий наблюдения по освещенности области наблюдения и углу наблюдения.

Для этого формируют орбитальную группировку космических аппаратов, которая включает космические аппараты:

на круговой геосинхронной орбите, обеспечивающей периодическое наблюдение
10 заданной области планеты при выбранных условиях освещения Солнцем в соответствии с очередностью, определяемой числом спутников на орбите;

на эллиптической орбите, которая строится так, что космический аппарат находится в апогее над заданной областью наблюдения, зависая над ней с нулевой скоростью.

Некоторые космические аппараты на круговой геосинхронной орбите снабжают
15 двигателями с запасом компонентов топлива, таким образом, чтобы при необходимости они имели возможности перейти на эллиптическую орбиту с апогеем над заданной областью наблюдения, зависая над ней с нулевой скоростью.

В составе группировки предусматривают возможность для космических аппаратов на эллиптической орбите создания эффекта эмулирования (воспроизведения)
20 характеристик системы спутников, зависающих над заданной областью поверхности планеты.

Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты, оснащенных оптико-электронной аппаратурой дистанционного зондирования, включающий выведение космических аппаратов на
25 кратнo-синхронные с периодом вращения планеты орбиты, заключается в том, что в составе группировки выводят:

а) космические аппараты на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонениями, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью;

30 б) космические аппараты на эллиптических кратнo-синхронных с периодом вращения планеты орбитах, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой, таким образом, что их согласованное движение обеспечивает выполнение необходимого режима наблюдения
35 за заданной областью планеты.

В составе группировки выводят космические аппараты на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонениями, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью, оснащенные двигательными установками с
40 помощью которых космические аппарата по команде с наземного центра управления при оперативной необходимости переводят на эллиптическую орбиту апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

45 В составе группировки выводят: космические аппараты на эллиптических синхронных (~12 часовых) орбитах, имеющих одинаковые наклонения, эксцентриситеты, аргументы перигея, гринвичские долготы восходящего узла и интервалы между прохождениями следующих друг за другом спутников этой гринвичской долготы эмулирующих эффект

неподвижности спутников над заданной областью планеты.

Существо предлагаемого способа иллюстрируют следующие рисунки.

Фиг. 1 - график потребности в непрерывном наблюдении локальном наблюдении заданной области поверхности планеты.

5 Фиг. 2 - график построения группировки космических аппаратов по времени наблюдения локальной области поверхности планеты.

Фиг. 3 - области поверхности планеты, в которых обеспечивается возможность наблюдения несколько раз подряд в течение нескольких суток в результате маневрирования космического аппарата.

10 Фиг. 4 - орбитальное построение группировки космических аппаратов непрерывного наблюдения за локальной областью поверхности.

Реализация способа направлена на решение задачи наблюдения и документирования быстропротекающих процессов на поверхности планеты в локальной области.

15 Вероятность возникновения, период и время протекания процесса, например катастрофического, прогнозируется с определенными допусками. Прогноз времени возникновения процесса и его координаты в рамках области наблюдения поверхности планеты, ограниченной максимальной и минимальной широтой, показателями долготы являются основой для формирования орбитальной группировки локального наблюдения.

20 Развитие технологий космической техники, появление маломассогабаритных аппаратов, успехи в разработке ракет-носителей, легкого класса, авиационных систем выведения, способов выведения группировок КА, (например, осуществлен одновременный запуск 105 спутников), предоставляют дополнительные возможности в баллистическом проектировании разнородной системы КА с заданным циклом замыкания.

25 По сценарию наблюдения за заданной областью поверхности планеты, разработанному заказчиком для решения задачи гарантированного наблюдения в реальном масштабе времени с максимально оптимизированными условиями освещенности и углом обзора формируют орбитальную группировку выполняющую требования заказчика.

30 Пример условного задания на проведение наблюдения (например, наблюдение катастрофического быстропротекающего процесса) области поверхности планет с заданными координатами, временным периодом наблюдения и требованиями по непрерывности (объем информации наблюдения заданной области в единицу времени) представлен на фиг. 1. На графике оси абсцисс время - T , ось ординат - Требования к
35 непрерывности наблюдения (функция объема информации с заданной области наблюдения в единицу времени).

T_k - реальный период протекания катастрофического процесса. Требуется обеспечение непрерывного наблюдения средствами зондирования.

40 T_1 - период наблюдения за предвестниками катастрофического процесса в области наблюдения. Допускаются перерывы в наблюдении за заданной областью наблюдения поверхности планеты. Участок 1 графика.

T_2 - период прогнозирования возникновения катастрофического процесса. Требуется обеспечение непрерывного наблюдения средствами зондирования. Участок 2 графика.

45 T_3 - период наблюдения за результатами катастрофического процесса. Допускаются перерывы в наблюдении за заданной областью наблюдения поверхности планеты. Участок 3 графика.

Проект построения орбитальной группировки для обеспечения сценария наблюдения

(фиг. 1) при распределении периодов наблюдения заданной области поверхности планеты между космическими аппаратами выводимыми на круговую и на эллиптическую орбиты приведен на фиг. 2. На участке периода T_1 наблюдение обеспечивает группировка КА выводимых на круговые орбиты. ΔT_1 - перерывы в наблюдении.

На участке периода T_2 наблюдения обеспечивает группировка КА выводимых на эллиптические орбиты. Перерывы в наблюдении не допускаются. В период T_k принимают меры по усилению наблюдения за счет дополнительного подхода маневрирующих КА.

На участке периода T_3 наблюдение обеспечивает группировка КА выводимых на круговые орбиты. ΔT_3 перерывы в наблюдении

После выбора оптимального сочетания орбит и их построений, определения количества космических аппаратов с учетом технических, финансовых и других ограничений орбитальное построение конкретизируют с учетом опыта решения задач формирования орбит для дистанционного зондирования планеты [А.Ю. Коваленко, "Баллистическое проектирование разнородной системы КА с заданным циклом замыкания трассы", Тр. СПИИРАН, 40(2015), 45-54.

<http://mi.mathnet.ru/trspy802>, <http://mi.mathnet.ru/rus/trspy/v40/p45>].

Для построения составляющей группировки из космических аппаратов на круговой орбите используют разработанные способы с выбором оптимальных условий для наблюдения заданной области поверхности планеты по освещенности и углу обзора.

Существует способ проведения съемок [п. 8.3. в книге Основы теории полета космических аппаратов под редакцией Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова, М: Машиностроение, 1972 г., стр. 253-255], в котором КА выводят на орбиту, близкую к квазисинхронной и отличную от нее на величину, обеспечивающую ежедневный сдвиг полосы съемки на расстояние, равное ее ширине. Изменение высоты (периода) орбиты может производиться в сторону увеличения или уменьшения квазисинхронного значения. Период обзора всей земной поверхности определяется отношением смещения трассы орбиты за виток к ширине полосы съемки (по долготе).

Например, используя техническое решение по патенту аналогу № RU 2232110 C2 «Способ проведения съемок земной поверхности из космоса». Способ включает проведение съемок земной поверхности из космоса посредством установленной на космическом аппарате оптико-электронной камеры. КА выводят на орбиту с драконическим периодом $T_{др}$, удовлетворяющим условию

$$\left(N + \frac{K_1}{m_1} \right) \cdot T_{др} = \frac{2\pi}{(\omega_3 - \dot{\Omega})}$$

где N есть целое число витков в сутках, K_1 - целое число, меньшее и взаимно простое с m_1 , ω_3 - угловая скорость вращения Земли, $\dot{\Omega}$ - угловая скорость прецессии долготы восходящего узла орбиты, причем K_1 выбирают таким, что дробь, $\frac{K_1}{m_1}$ ближайшая к

$\frac{K_2}{m_2}$, где K_2 - целое число, меньшее и взаимно простое с m_2 , а K_2 и N выбирают такими,

что высота орбиты находится в требуемом сферическом слое. Технический результат состоит в улучшении характеристик наблюдения земной поверхности космическими

аппаратами дистанционного зондирования Земли.

Для построения составляющей группировки из космических аппаратов на эллиптической орбите используют разработанные способы формирования системы локального обзора поверхности планеты, включающие выведение искусственных спутников на эллиптические кратно-синхронные с периодом вращения планеты орбиты, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты.

Большая полуось a эллиптических орбит выбирается по заданным значениям эксцентриситета и наклона i из условия геосинхронности движения, для нормального гравитационного поля [Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли // М. Наука, 1965].

Известен патент RU 2059540 C1 «Способ формирования системы локального обзора поверхности планеты». Техническим результатом изобретения является увеличение длительности сеансов наблюдения заданного пункта поверхности планеты. Этот результат достигается тем, что в данном пособии формирования системы локального обзора поверхности планеты спутники выводят на орбиты с нулевой скоростью движения в апоцентре в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

Последнее условие выполняется в том случае, если апогей орбиты совпадает с точкой вертекса (точка орбиты, соответствующая подступниковой точке максимальной широты) или точкой апекса (точка орбиты, соответствующая подспутниковой точке минимальной широты) в зависимости от того, в северном или южном полушарии находится заданный пункт наблюдения. В связи с этим наклонение

$$i < 90 < \text{SUP} > \varphi_n, \text{ где } \varphi_n \text{ - широта заданного}$$

пункта наблюдения.

В состав орбитальной группировки для наблюдения заданной области наблюдения поверхности планеты включают космические аппараты, которые выводят на круговые орбиты с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонами, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью. Космические аппараты оснащают двигательными установками с помощью которых космические аппараты по команде с наземного центра управления при оперативной необходимости осуществляют маневрирование по изменению периода обращения КА с целью повышения периодичности наблюдения заданной области поверхности планеты. КА переводят на эллиптическую орбиту апоцентры которых размещают над заданной областью наблюдения поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

На фиг. 3 приведены области, в которых обеспечивается возможность наблюдения два раза и более в течение нескольких суток подряд.

Если $\lambda_{\psi} = 2\Delta\lambda$ то обеспечивается возможность наблюдения каждой точки на широте на восходящих ветвях траектории двое суток подряд и столько же - на нисходящих. При $\lambda_{\psi} = 2\Delta\lambda, 3\Delta\lambda$ обеспечивается возможность наблюдения каждой точки на широте как минимум на и на восходящих, и на нисходящих ветвях двое суток подряд, но отдельные точки могут наблюдаться до трех раз подряд на восходящих и столько же на нисходящих в течение двух суток подряд.

Для увеличения числа последовательных прохождений через район на заданной широте необходимо выполнить маневр КА по изменению периода обращения.

Например, если число оборотов КА в сутки

$$5 \quad \frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}} \in [s1, s2] \text{ , то гарантирована возможность}$$

наблюдения каждой точки на широте как минимум на одной восходящей и на одной нисходящей ветви траектории, Для увеличения числа последовательных проходов через район до гарантированных двух раз подряд на восходящих ветвях и столько же на нисходящих необходимо перевести число оборотов КА в сутки в интервал

$$15 \quad \frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}} \in [s3, s4] \text{ Например, с орбиты}$$

$$20 \quad \frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}} = \frac{44}{3} \text{ можно перейти на орбиту орбиты}$$

$$25 \quad \frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}} = \frac{74}{5} \text{ , т.е. необходимо изменить период обращения КА.}$$

$\Delta\lambda_{\psi}$ - ширина полосы обзора,

$\Delta\lambda_{\text{сз}}$ - величина западного суточного сдвига восходящих узлов,

35 $\Delta\lambda_{\text{св}}$ - величина восточного суточного сдвига восходящих узлов,

$\Delta\lambda_{\text{мв}}$ - величина межвиткового расстояния,

S - число оборотов КА в сутки после перевода КА на измененную орбиту,

$T_{\text{эф}}$ - время полного оборота Земли относительно восходящего узла орбиты,

40 T_{Ω} - Драконический период, промежуточное время между двумя последовательными пересечениями небесного экватора в восходящем узле,

S - границы областей для наибольшего перерыва в наблюдении (представляются отрезка прямых линий).

45 Период обращения КА зависит только от величины большой полуоси орбиты a . Для изменения периода на исходной орбите на величину ΔT достаточно произвести такой маневр, при котором большая полуось изменилась бы на Δa . Известно, что оптимальный маневр по изменению большой полуоси характеризуется импульсом, приложенным в перигее орбиты, изменить положение трассы полета относительно района наблюдений можно, изменив период обращения КА. Расчет управляющего импульса скорости ΔV

для маневра по изменению периода обращения КА, движущегося по околокруговой орбите, будет осуществляться по формуле

$$\Delta V = V_{кр} \left[\sqrt{2 - \frac{1}{\left(1 + \frac{\Delta T}{T_1}\right)^{\frac{2}{3}}}} - 1 \right],$$

где $V_{кр}$ - скорость движения по исходной круговой орбите; T_1 - период обращения исходной орбиты.

Для перехода с орбиты $\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} = \frac{44}{3}$ на орбиту

$\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} = \frac{74}{5}$ необходимо 65 м/с. Таким образом, в результате

маневра по изменению периода обращения КА число последовательных проходов на заданной области наблюдения поверхности планеты увеличится на восходящих и на нисходящих участках [Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Салов В.В., Киселев В.В.

Маневрирование космическим аппаратом с целью улучшения характеристик наблюдения района поверхности Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, №10. С. 798-803].

В состав орбитальной группировки включают космические аппараты выводимые на эллиптические орбиты с апогеем над областью наблюдения поверхности планеты и согласовывают их положение таким образом, чтобы получение эффекта эмулирования зависания обеспечивало требуемую гарантированную непрерывность наблюдения в период $T_{пр}$.

Система спутников на эллиптических орбитах, эмулирует характеристики космических аппаратов на геостационарной орбите, используя орбитальную группировку космических аппаратов, размещенных на эллиптических наклонных орбитах с периодом обращения около 12 ч и одинаковыми значениями наклона, эксцентриситета, аргумента перигея, гринвичской долготы восходящего узла и интервала между прохождениями гринвичской долготы восходящего узла любым спутником и следующим

за ним, равного $\Delta t = t_{зв}/N$, где $t_{зв}$ - звездные сутки, N - число спутников в орбитальной группировке, причем орбиты характеризуются каждая наличием точки пересечения трассы на неперигейном участке за один оборот спутника по орбите, а космические аппараты оснащены аппаратурой дистанционного зондирования и переключают процесс наблюдения для работы через другой космический аппарат в момент нахождения нисходящего и восходящего спутников в указанной точке пересечения трассы, таким образом, что в качестве эллиптической орбиты используется орбита, трасса спутника при движении по которой за один оборот образует вторую точку пересечения, расположенную ближе к апогею орбиты, причем аппаратура дистанционного зондирования рассчитана на работу через спутник в пределах восходящего и нисходящего участков его орбиты от указанной второй точки пересечения до апогея.

На фиг. 4 показана заданная область 6 наблюдения поверхности планеты 7, ограниченная нижней 8 и верхней 9 широтами между значениями правой 11 и левой 12 долготы, с элементами орбитальной группировки для наблюдения этой области, состоящей из космических аппаратов на круговой орбите 12 и на эллиптической орбите 13 с апогеем а над заданной областью наблюдения.

Технический эффект в реализации предлагаемого способа заключается в решении научных, технических, экономических задач, которые требуют непрерывного наблюдения за прогнозируемым событием в заданной области поверхности планеты в течение заданного периода времени. Важность решения таких задач и их практической реализации определяют получение социального экономического эффекта, оценка которого позволяет рассчитать размер экономических ресурсов, выделяемых для применения предлагаемого способа.

Гибкость в построении и перестроении орбитальной группировки наблюдения за заданной областью поверхности планеты позволяет отрабатывать изменения сценария наблюдения за этой областью и за ее размерами, скорректированного заказчиком по результатам изменения оперативной обстановки.

(57) Формула изобретения

1. Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты, оснащенных оптико-электронной аппаратурой дистанционного зондирования, включающий выведение космических аппаратов на кратнo-синхронные с периодом вращения планеты орбиты, отличающийся тем, что в составе группировки выводят:

а) космические аппараты на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонениями, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью;

б) космические аппараты на эллиптических кратнo-синхронных с периодом вращения планеты орбитах, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой, таким образом, что их согласованное движение обеспечивает выполнение необходимого режима наблюдения за заданной областью планеты.

2. Способ по п. 1, отличающийся тем, что в составе группировки выводят космические аппараты на круговых орбитах с одинаковыми высотами и одинаковыми наклонениями, с восходящими узлами, перемещающимися относительно проекции Солнца на экваториальную плоскость с отличной от нуля угловой скоростью, оснащенные двигательными установками, с помощью которых космические аппараты по команде

с наземного центра управления при оперативной необходимости переводят на эллиптические орбиты, апоцентры которых размещают над заданным пунктом поверхности планеты с выведением на орбиту с нулевой скоростью движения в апоцентре - в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся планетой.

- 5 3. Способ по п. 1, отличающийся тем, что в составе группировки выводят: космические аппараты на эллиптических синхронных ~12 часовых орбитах, имеющих одинаковые наклонения, эксцентриситеты, аргументы перигея, гринвичские долготы восходящего узла и интервалы между прохождением друг за другом спутников этой гринвичской долготы, эмулирующих эффект неподвижности спутников над заданной
- 10 областью планеты.

15

20

25

30

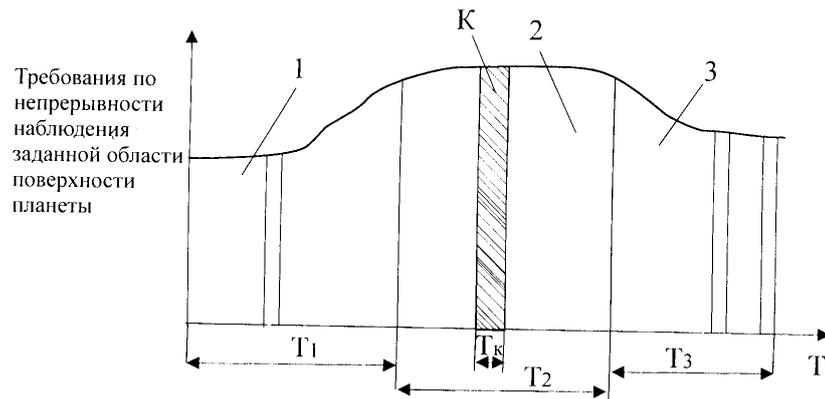
35

40

45

1

Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты

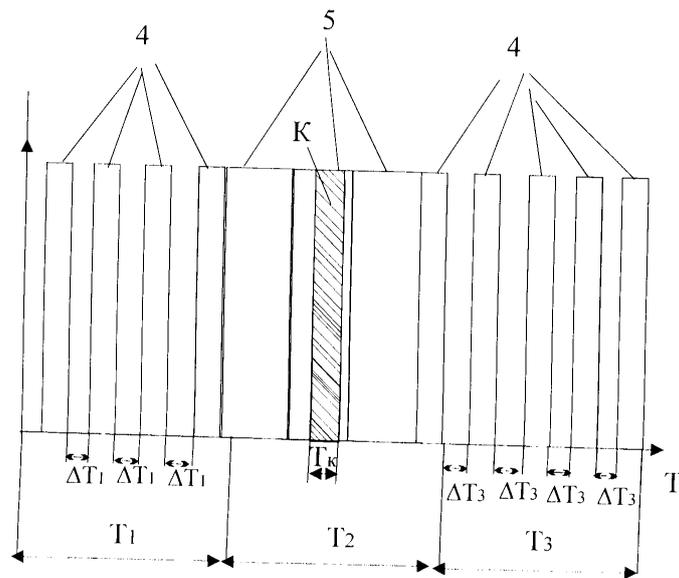


Фиг. 1

1

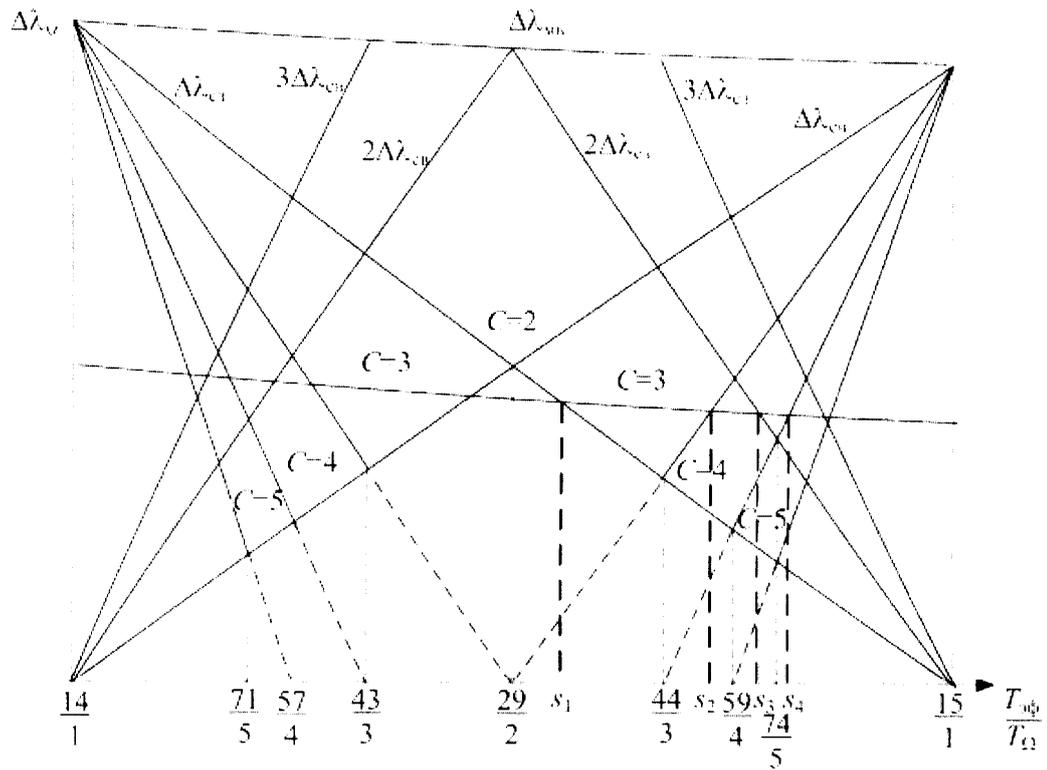
2

Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты



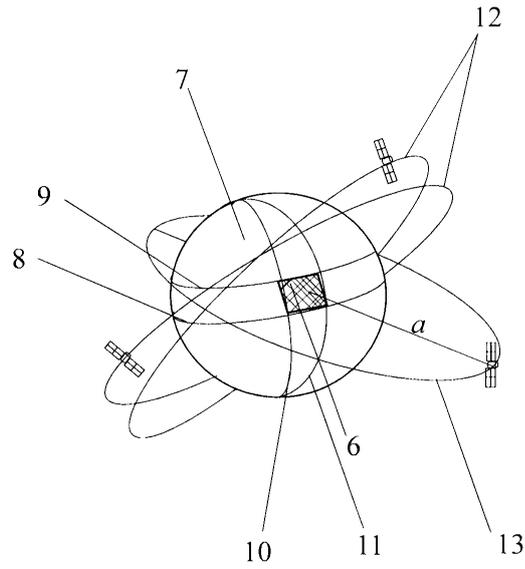
Фиг. 2

Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты



Фиг. 3

Способ формирования группировки космических аппаратов для локального наблюдения заданной области планеты



Фиг. 4