

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(11) **036787**

(13) **B1**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ

(45) Дата публикации и выдачи патента
2020.12.21

(21) Номер заявки
201891273

(22) Дата подачи заявки
2016.11.25

(51) Int. Cl. **B64G 1/10** (2006.01)
G01W 1/08 (2006.01)
H04B 7/185 (2006.01)

(54) СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА И СПОСОБ ГЛОБАЛЬНОГО ПОКРЫТИЯ

(31) 14/953,154

(32) 2015.11.27

(33) US

(43) 2018.10.31

(86) PCT/CA2016/051390

(87) WO 2017/088062 2017.06.01

(71)(73) Заявитель и патентовладелец:
ТЕЛЕСЭТ КЭНЭДА (CA)

(72) Изобретатель:
**Биграс Андре Е., Мегнери Питер,
Ригли Джек, Шоаманеш Алиреза, Нг
Пол, Сингх Суриндер (CA)**

(74) Представитель:
**Угрюмов В.М., Лыу Т.Н., Глухарёва
А.О., Гизатуллина Е.М., Карпенко
О.Ю., Строкова О.В. (RU)**

(56) CA-A1-2716174
EP-A2-0868036
US-A1-2004211864
EP-A1-0645901
EP-A1-0648027
CA-A1-2298124

(57) Изобретение относится к спутниковым системам и, более конкретно, к предоставлению новой, негеостационарной спутниковой системы и способа мониторинга погоды и климата, передачи данных, научных исследований и подобных задач с глобальным покрытием. Вопреки известным решениям в данной области техники было установлено, что глобальное покрытие может быть получено при помощи группировки из шести спутников на двух ортогональных, 24-часовых (геосинхронных) орбитах с наклонениями 70-90° и эксцентриситетами 0,275-0,45. Путем размещения трех из указанных спутников на первой орбите с апогеем на северном полюсе и трех из указанных спутников на второй ортогональной орбите с апогеем над южным полюсом может быть получено глобальное покрытие. При этом спутники, движущиеся по этим орбитам, избегают взаимодействия с большей частью радиационных поясов Ван Аллена.

B1

036787

036787

B1

Область техники, к которой относится настоящее изобретение

Настоящее изобретение относится к спутниковым системам и, более конкретно, к предоставлению новой, негеостационарной спутниковой системы и способа мониторинга погоды и климата, передачи данных, организации воздушного движения (ОВД), научных исследований и подобных задач с глобальным покрытием.

Предшествующий уровень техники настоящего изобретения

Метеорологические спутники и спутники связи обычно располагаются на геостационарной орбите (ГСО) или низкой околоземной орбите (НОО). Геостационарные спутники производят впечатление неподвижных тел в небе, что позволяет этим спутникам обеспечивать непрерывный обзор заданной области на поверхности Земли. К сожалению, такая орбита может быть получена лишь путем размещения спутника непосредственно над экватором Земли (0° широты), при этом период вращения спутника равен периоду вращения Земли, эксцентриситет орбиты приблизительно равен нулю и высота равна 35789 км. Хотя такие орбиты полезны для множества практических применений, они очень плохо подходят при покрытии более высоких значений широты (плохо пригодны выше 60° широты для мониторинга погоды и климата или выше 70° широты для надежной мобильной связи). Например, оптические датчики, установленные на геостационарном метеорологическом спутнике, будут видеть более высокие широты под настолько плохим углом (т.е. низким "углом места"), что сбор полезных данных будет невозможен. Каналы связи геостационарных спутников связи также становятся ненадежными или перестают функционировать при уменьшении угла места спутника с увеличением широты.

Спутники на низкой околоземной орбите находятся на круговых орбитах с малыми высотами (менее 2000 км) и могут предоставлять непрерывное глобальное покрытие, но это требует наличия множества спутников, поскольку каждый спутник находится над заданной областью на протяжении относительно небольшого промежутка времени. Одним функционирующим примером системы на низкой околоземной орбите является система Иридиум (Iridium), в которой используется группировка из 66 спутников. Несмотря на высокую эффективность для относительно узкополосной связи, такие системы плохо подходят для широкополосной связи или для мониторинга погоды и климата, которые требуют размещения на борту каждого спутника большого количества дорогостоящей полезной нагрузки. Принимая во внимание стоимость постройки, запуска и обслуживания каждого спутника, группировка на низкой околоземной орбите является очень дорогостоящим способом предоставления непрерывного глобального спутникового покрытия.

Высокие эллиптические орбиты (ВЭО), такие как орбита Молния и классическая орбита Тундра, могут предоставить лучшее сближение с высокими широтами, используя меньшее количество спутников, однако обе орбиты являются проблематичными.

Спутники на высокой эллиптической орбите представляют собой спутники, у которых один из фокусов орбиты является центром Земли. Скорость спутника на эллиптической орбите является убывающей функцией расстояния от фокуса. Благодаря тому, что спутник движется близко к Земле на одном участке своей орбиты (перигей), его скорость в этот период времени будет очень высокой, при этом на другом конце орбиты (апогей) он будет двигаться очень медленно. Спутник, размещенный на этих орбитах, большую часть времени находится над выбранной областью Земли, что известно в качестве явления "задержки апогея". Орбиты разрабатывают таким образом, чтобы спутник перемещался относительно медленно над представляющими интерес областями и относительно быстро над областями, которые не представляют интерес.

Орбитальная плоскость ВЭО наклонена относительно экватора Земли. Наклонение, близкое к $63,4^\circ$, обычно выбирают для того, чтобы минимизировать требования к бортовой двигательной системе спутника для поддержания апогея над областью обслуживания. Иными словами, орбита с наклоном $63,4^\circ$ будет иметь нулевую прецессию большой оси орбиты, так что апогей остается фиксированным над северным полушарием. При любом значении наклона, которое отличается от $63,4^\circ$, аргумент перигея будет изменяться со временем, что, как правило, нежелательно.

Орбита Молния представляет собой ВЭО с орбитальным периодом приблизительно 12 ч. Высота в перигее орбиты Молния является низкой (порядка 500 км над поверхностью Земли), и орбита проходит через радиационные пояса Ван Аллена. Радиационные пояса Ван Аллена представляют собой пояса высокоэнергетических заряженных частиц (плазмы) вокруг Земли, которые удерживаются на месте при помощи магнитного поля Земли. Солнечные элементы, интегральные схемы и датчики получают повреждения из-за высоких уровней радиации в этих поясах, даже когда они "закалены" или приняты другие меры безопасности, например отключение датчиков при прохождении через области с интенсивной радиацией. Несмотря на эти усилия, спутники, которые в других случаях могут иметь ожидаемый срок службы 15 лет, будут иметь срок службы лишь 5 лет, когда они вынуждены регулярно проходить через внутренний пояс Ван Аллена из протонов высокой энергии (внешний пояс из электронов является менее проблематичным). Низкий срок службы спутников делает системы на основе орбиты Молния очень дорогостоящими.

Классическая орбита Тундра также является высокой эллиптической орбитой с таким же наклоном

нием, как и у орбиты Молния (63,4°). Она также является геосинхронной орбитой с орбитальным периодом в одни звездные сутки (приблизительно 24 ч). Единственной действующей системой на орбите Тундра является система Sirius Satellite Radio, которая располагает группировкой из трех спутников в различных плоскостях, при этом каждая плоскость спутника смещена на 120°, чтобы обеспечить покрытие, требуемое для их системы радиовещания. Группировка из трех спутников, используемая Sirius Satellite Radio, покрывает относительно небольшую область (Соединенные Штаты Америки), так что эта стратегия, очевидно, не подходит для глобального покрытия.

Даже с учетом проблем, присущих системам на основе орбиты Молния (малый проектный срок службы) и системам на основе классической орбиты Тундра (необходимость большого числа спутников для глобального покрытия), специалисты в данной области техники поддерживают использования этих систем в таких практических применениях.

Например, в текущей публикации NASA ("The case for launching a meteorological imager in a Molniya orbit" Lars Peter Riishojgaard, Global Modeling and Assimilation Office) утверждается, что наиболее эффективным путем создания спутниковой системы для метеорологического мониторинга в более высоких широтах является использование системы на основе орбиты Молния [http://www.wmo.int/pages/prog/www/OSY/Meetings/ODRRGOS-7/Doc7-5\(1\).pdf](http://www.wmo.int/pages/prog/www/OSY/Meetings/ODRRGOS-7/Doc7-5(1).pdf)

В публикации Европейского космического агентства ("HEO for ATM; SATCOM for AIR TRAFFIC MANAGEMENT by HEO satellites", Final Report, 2007) делается вывод о том, что орбита Тундра потребует большее количество спутников, чем орбита Молния, для покрытия северных широт для практических применений, связанных с организацией воздушного движения (ОВД).

В презентации на международной Конференции по связи, навигации и наблюдению, 2009, "SATCOM for ATM in High Latitudes", Jan Erik Hakegard, TrondBakken, Tor Andre Myrvoll, делается вывод о том, что трех спутников на орбите Тундра будет достаточно для ОВД на высоких широтах.

См.: <http://i-cns.org/media/2009/05/presentations/Session K Communications FCS/01-Hakegard.pdf>

Наконец, следует отметить, что известны и другие попытки разработки систем группировок спутников, которые обеспечивают глобальное покрытие с малым количеством спутников; примеры таких систем раскрыты в патенте США № 4809935 и патенте США № 4854527. Этим нетрадиционным подходам присущи многочисленные недостатки, которые делают их неработоспособными. Например, группировка, описанная в патенте США № 4809935, требует расположения четырех спутников в различных орбитальных плоскостях, а это означает, что все четыре спутника должны быть запущены отдельно, а также что выход из строя одного спутника будет иметь значительные последствия для покрытия. Кроме того, поскольку в патенте США № 4809935 требуется использование 72-часового орбитального периода, значения апогея спутников должны быть настолько высокими, что это является практически нецелесообразным (т.е. приблизительно 150000 км). И хотя в патенте США № 4854527 описана система, которая предоставляет глобальное покрытие, она обеспечивает минимальный угол места, составляющий лишь 2°, что является неприемлемым ни в практических применениях, связанных с передачей данных, ни в практических применениях, связанных с наблюдением за Землей.

Таким образом, существует необходимость в разработке улучшенной спутниковой системы и способов, направленных на предоставление глобального покрытия, в частности, для практических применений, связанных с метеорологическим мониторингом и передачей данных.

Краткое раскрытие настоящего изобретения

Целью настоящего изобретения является предоставление улучшенной спутниковой системы и способов обеспечения непрерывного покрытия околополярной области, которые решают или частично устраняют описанные выше проблемы.

Вопреки известным решениям в данной области техники было установлено, что спутниковая система и способ ее функционирования могут быть предоставлены путем использования спутников на двух ортогональных, 24-часовых орбитах (геосинхронных), при этом наклонения, орбитальные плоскости, прямые восхождения и эксцентриситеты выбраны для оптимизации глобального покрытия. В частности, было обнаружено, что группировка из шести спутников, где три спутника расположены в каждой из двух ортогональных орбитальных плоскостях, может обеспечить непрерывное глобальное покрытие с приемлемыми углами места. Орбиты спутников не пересекаются с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии, при этом может быть обеспечен проектный срок службы 15 лет или более.

Согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения предлагается спутниковая система для наблюдения за Землей и обеспечения связи, содержащая группировку из шести спутников, при этом три из указанных спутников движутся по первой орбите, а другие три из указанных спутников движутся по второй орбите; первая орбита характеризуется наклонением орбиты приблизительно 70-90°, апогеем над северным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно 0,275-0,45; вторая орбита характеризуется наклонением орбиты приблизительно 70-90°, апогеем над южным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно 0,275-0,45; причем плоскости первой орбиты и второй орбиты являются, по существу, ортогональными друг другу; и базовую станцию для передачи сигналов указанной группировке из шести спутников и приема поступающих от нее сигналов.

Согласно другому варианту осуществления настоящего изобретения предлагается способ функционирования спутниковой системы для наблюдения за Землей и обеспечения связи, предусматривающий создание группировки из шести спутников, при этом три из указанных спутников движутся по первой орбите, а другие три из указанных спутников движутся по второй орбите; первая орбита характеризуется наклоном орбиты приблизительно $70-90^\circ$, апогеем над северным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно $0,275-0,45$; вторая орбита характеризуется наклоном орбиты приблизительно $70-90^\circ$, апогеем над южным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно $0,275-0,45$; и плоскости первой орбиты и второй орбиты являются, по существу, ортогональными друг другу; и создание по меньшей мере одной базовой станции для передачи сигналов указанной группировке из шести спутников и приема поступающих от нее сигналов.

Согласно дополнительному варианту осуществления настоящего изобретения предусматривается спутниковая базовая станция, содержащая средства связи для передачи сигналов группировке из шести спутников и приема сигналов от нее; и средства управления полетом для управления указанной группировкой из шести спутников, так что три из указанных спутников движутся по первой орбите, а другие три из указанных спутников движутся по второй орбите; первая орбита характеризуется наклоном орбиты приблизительно $70-90^\circ$, апогеем над северным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно $0,275-0,45$; вторая орбита характеризуется наклоном орбиты приблизительно $70-90^\circ$, апогеем над южным полушарием и эксцентриситетом орбиты приблизительно $0,275-0,45$; и плоскости первой орбиты и второй орбиты являются, по существу, ортогональными друг другу.

Таким образом, варианты осуществления настоящего изобретения предоставляют группировку спутников с непрерывным глобальным покрытием, при этом шесть спутников обеспечивают непрерывное глобальное покрытие при минимальном угле места $8,7^\circ$ и глобальное покрытие в течение 20 ч каждые сутки при минимальном угле места 20° . Предлагаемая система также характеризуется плавным уменьшением покрытия в случае выхода из строя одного или даже двух спутников группировки.

Другие аспекты и признаки настоящего изобретения будут очевидны специалистам в данной области техники после ознакомления с приведенным ниже подробным раскрытием настоящего изобретения совместно с прилагаемыми фигурами.

Краткое описание фигур

Эти и другие признаки настоящего изобретения станут более очевидными при прочтении подробного раскрытия, выполненного со ссылками на прилагаемые фигуры, где

на фиг. 1 представлен график выходных данных, полученный при помощи инструмента программного обеспечения для проектирования спутниковых орбит, на котором показан процент глобального покрытия, которое может быть предоставлено при помощи группировки из шести спутников, имеющих орбитальные плоскости, расположенные под различными наклонами, что обеспечивает минимальный угол места 10° . В этом примере наилучшее покрытие обеспечивается при наклонении 90° , при этом при наклонении 80° все еще обеспечивается глобальное покрытие в 94%. Отметим, что традиционные орбиты Молния и Тундра при наклонении $63,4^\circ$ обеспечивают почти самое худшее покрытие (около 75°);

на фиг. 2 показаны шесть спутников, расположенных на двух иллюстративных ортогональных, 24-часовых эллиптических орбитах с наклоном в 90° . Три спутника, которые находятся в одной плоскости, имеют разделение приблизительно в 8 ч;

на фиг. 3 представлена упрощенная схема радиационных поясов Ван Аллена, на которой изображены внутренний пояс протонов и внешний пояс электронов;

на фиг. 4 представлена иллюстративная архитектура сети для реализации настоящего изобретения;

на фиг. 5А и 5В показаны, соответственно, графическое представление группировки из двух спутников на компланарных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также карта, демонстрирующая области непрерывного покрытия, которые обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 6А и 6В показаны, соответственно, графическое представление группировки из трех спутников на компланарных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 7А и 7В показаны, соответственно, графическое представление группировки из четырех спутников на компланарных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 8А и 8В показаны, соответственно, графическое представление группировки из четырех спутников на компланарных орбитах, при этом два из указанных спутников имеют апогей на северном полюсе, и два из указанных спутников имеют апогей на южном полюсе согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 9А и 9В показаны, соответственно, графическое представление группировки из четырех

спутников на ортогональных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 10А и 10В показано, соответственно, графическое представление группировки из шести спутников на компланарных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 11А и 11В показано, соответственно, графическое представление группировки из шести спутников на ортогональных орбитах согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения, а также степень глобального покрытия, которую обеспечивает группировка при минимальном угле места 10° ;

на фиг. 11С-11F показаны графические представления степени глобального покрытия, которую обеспечивает такая группировка при минимальном угле места 20° ;

на фиг. 12 представлен график, который показывает влияние изменения эксцентриситета на покрытие при минимальном угле места 20° для фиксированного наклона 90° ;

на фиг. 13А показано графическое представление уменьшения наклона одной плоскости с одновременным уменьшением аргумента перигея другой плоскости на такую же величину, при этом группировка наклоняется к экватору;

на фиг. 13В представлен график, показывающий влияние такого изменения на степень покрытия при минимальном угле места 20° , при этом эксцентриситет зафиксирован равным 0,3;

на фиг. 14 представлен график, показывающий степень глобального покрытия по времени для четырех различных состояний с частичной работоспособностью оптимальной группировки из шести спутников: пять спутников с углами места в 10° и 20° и четыре спутника с углами места в 10° и 20° ;

на фиг. 15А-15F представлены данные моделирования для покрытия при минимальном угле места 20° , при этом оптимальная группировка из шести спутников уменьшилась до пяти спутников;

на фиг. 16А-16Н представлены данные моделирования для покрытия при минимальном угле места 20° , при этом оптимальная группировка из шести спутников уменьшилась до четырех спутников;

на фиг. 17 и 18 представлены графики, на которых показано, что общая радиационная доза (ОРД) для орбиты согласно настоящему изобретению будет меньше доз для геостационарной орбиты и орбиты Молния;

на фиг. 19 представлена иллюстративная компоновка полезной нагрузки для ракеты-носителя;

на фиг. 20 представлена схема последовательности операций иллюстративного способа реализации настоящего изобретения;

на фиг. 21 представлена блок-схема иллюстративного шлюза согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения;

на фиг. 22 представлена блок-схема иллюстративного спутника согласно одному варианту осуществления настоящего изобретения.

На разных фигурах для обозначения подобных компонентов использованы подобные позиции.

Подробное раскрытие настоящего изобретения

Вопреки известным решениям в данной области техники, было установлено, что спутниковая система и способ ее функционирования могут быть предоставлены путем использования спутников на двух ортогональных, 24-часовых орбитах (геосинхронных), при этом наклона, орбитальные плоскости, прямые восхождения и эксцентриситеты выбраны для обеспечения глобального покрытия. Группировка из шести спутников может обеспечить непрерывное глобальное покрытие с минимальным углом места $8,7^\circ$. Спутники, находящиеся на двух указанных орбитах, избегают попадания во внутренний пояс Ван Аллена из протонов высокой энергии.

Например, как показано на фиг. 1, группировка из шести спутников с наклоном 90° и эксцентриситетом 0,3 будет обеспечивать минимальный угол места в 10° для глобального покрытия в 99%. Любое отклонение от наклона 90° вызывает значительное падение глобального покрытия, в частности, ниже 80° . Интересно, что общепринятое стандартное наклонение $63,4^\circ$, используемое системами на основе орбиты Молния и орбиты Тундра, имеет почти самый низкий уровень глобального покрытия для группировки из шести спутников. Под "углом места" следует понимать угол линии прямой видимости между земной поверхностью и спутником, измеренный от горизонта. Минимальный угол места, который требуется для средств связи, обычно находится в районе 10° , в частности, для мобильной связи. Описание других иллюстративных вариантов осуществления настоящего изобретения приведено ниже.

Хотя спутниковая система, описанная в настоящем документе, является системой типа ВЭО, она значительно отличается, например, от системы на основе орбиты Тундра. Система на основе классической орбиты Тундра не обеспечивает глобального покрытия или непрерывного покрытия околополярных областей. Посредством увеличения эксцентриситета, что обеспечивает более высокий апогей, и использования шести спутников в двух ортогональных орбитальных плоскостях может быть удовлетворено требование глобального покрытия. Однако большая высота над областью покрытия требует оснащения

спутника более крупными антеннами и более мощными датчиками. Что еще более важно, перигей уменьшается, вынуждая спутники проходить через большую часть радиационных поясов Ван Аллена, что снижает их срок функционирования. Только путем изменения как эксцентриситета, так и наклона можно обеспечить желаемое глобальное и околополярное покрытие на приемлемой высоте с минимальным воздействием со стороны радиационных поясов Ван Аллена.

Другими параметрами системы являются

Наклонение. Наклонение представляет собой угол между орбитальной плоскостью спутников и плоскостью, которая проходит через экватор Земли. Согласно некоторым вариантам осуществления наклонение может быть немного большим $63,4^\circ$, но для большинства практических применений, требующих глобального и околополярного покрытия, наклонение находится в диапазоне от 80 до 90° . На фиг. 2 представлена упрощенная схема, на которой изображены шесть спутников 200 в двух ортогональных плоскостях. Для того чтобы оптимизировать покрытие, каждый спутник 200 на заданной орбитальной траектории на 24-часовой высокой эллиптической орбите с наклоном 90° синхронизирован таким образом, чтобы один из спутников появлялся в апогее (и перигее) с интервалом в 8 ч. Обе орбитальные траектории 210, 220 имеют одну и ту же основную ось 230, проходящую через географические полюса Земли 240, хотя, разумеется, две орбитальные траектории 210, 220 характеризуются противоположным расположением перигея и апогея. Иными словами, одна орбитальная траектория 210 характеризуется апогеем в северном полушарии и перигеем в южном полушарии, а другая орбитальная траектория 220 характеризуется апогеем в южном полушарии и перигеем в северном полушарии. Следует отметить, что все упоминания "северного полюса" и "южного полюса" в настоящем документе относятся к географическим северному и южному полюсам, а не к магнитным северному и южным полюсам.

Эксцентриситет. Эксцентриситет - это форма эллиптической траектории спутников, которая определяет высоту апогея (наибольшую высоту) и перигея (наименьшую высоту). Эксцентриситет выбирают таким образом, чтобы иметь достаточно высокий апогей над областью обслуживания, так что спутники способны обеспечить необходимое покрытие для требуемого периода своей орбиты. Более высокий эксцентриситет увеличивает высоту апогея, что требует от спутника наличия более высокой мощности, более высокого усиления антенны или более крупной оптики. Более высокие значения эксцентриситета (выше приблизительно $0,34$) также увеличивают воздействие со стороны радиационных поясов Ван Аллена, так как они уменьшают высоту перигея.

Высота. Желательно, чтобы апогей над областью покрытия был минимально возможным, так как увеличенный диапазон отрицательно влияет на требуемую мощность и/или чувствительность приборов спутника. Разумеется, достаточно большая высота должна быть достигнута в перигее для сведения к минимуму воздействия со стороны радиационных поясов Ван Аллена. Как представлено на фиг. 3, радиационные пояса Ван Аллена представляют собой тороидальные поля вокруг Земли 240. Пояса, которые вызывают наибольшую озабоченность, представляют собой внутренние пояса из заряженных протонов 310. Внешние пояса из электронов 320 являются менее опасными, что будет пояснено ниже.

Расположение/количество спутников. Предпочтительной реализацией являются две ортогональные орбитальные плоскости с тремя или большим количеством спутников в каждой орбитальной плоскости. Это позволяет осуществлять запуск нескольких спутников при помощи одной ракеты-носителя или увеличить количество спутников в одной плоскости для обеспечения избыточности и/или повышения производительности. Например, хотя на данной орбитальной траектории необходимы лишь три спутника, может быть желательным запустить избыточный четвертый спутник на случай отказа одного из спутников. Поскольку все четыре спутника находятся в одной плоскости, при необходимости четвертый спутник достаточно просто разместить в надлежащем положении и активировать. Такая избыточность не может быть также просто осуществлена в системах, которые используют большее количество орбитальных плоскостей для своих спутников, например, в группировке на низкой околоземной орбите системы Иридиум.

Аргумент перигея. Аргумент перигея описывает ориентацию эллиптической орбиты относительно экваториальной плоскости Земли. Иными словами, аргумент перигея представляет собой угол между перигеем и восходящим узлом. Для обслуживания северной околополярной области (например, широт более 60° с.ш.) аргумент перигея составляет порядка 270° , так что апогей находится в северном полушарии и перигей находится в южном полушарии. Для обслуживания южной околополярной области (например, широт более 60° ю.ш.) аргумент перигея составляет порядка 90° , так что апогей находится в южном полушарии и перигей находится в северном полушарии.

Долгота восходящего узла. Если коротко, то долгота восходящего узла характеризует место, где орбитальная плоскость пересекает экватор Земли. Долгота восходящего узла становится параметром для определения орбиты, например, если специалист хочет сместить покрытие по направлению к некоторой подгруппе околополярной области или оптимизировать обзор Земли спутником в случае ситуации с лучшим солнечным освещением.

Орбитальный период. Предпочтительно орбитальный период составляет приблизительно 24 ч, однако орбита может быть скорректирована для обеспечения требуемого покрытия с периодами больше

или меньше 24 ч, при этом она по-прежнему будет обеспечивать непрерывное покрытие околополярной области.

Наземная траектория. Согласно предпочтительному варианту осуществления три спутника с апогеем в одном полушарии находятся в одной орбитальной плоскости, и каждый из них циклически повторяет различную наземную траекторию. Для такой системы из трех спутников синхронизация или разнесение спутников в орбитальной плоскости является таким, что временной промежуток между их соответствующими апогеями составляет приблизительно одну треть орбитального периода.

Управление орбитой. Спутниковые группировки согласно настоящему изобретению претерпевают изменения в вышеупомянутых орбитальных параметрах с течением времени из-за сплюснутости Земли, гравитационных сил Солнца и Луны и давления солнечного излучения. Они могут быть компенсированы при помощи бортовой двигательной системы спутника. Методика осуществления такой компенсации описана ниже.

Базовые станции. Как изображено на фиг. 4, система включает в себя наземную сеть 620 связи, один или большее количество спутников 200, содержащих полезные нагрузки для обеспечения функции связи, наблюдения за Землей и/или проведения научных исследований, и по меньшей мере одну базовую станцию или шлюз 610. Базовая станция или шлюз 610 требуется для получения данных от спутников 200 и осуществления слежения, телеметрии и управления (СТУ). Для отслеживания перемещения спутников 200 по небу базовая(ые) станция(и) 610 оснащена(ы) направленными антеннами из-за присущей им высокой эффективности. Технология отслеживания спутника хорошо известна в данной области техники, хотя ее необходимо будет модифицировать для адаптации к системе из шести спутников согласно настоящему изобретению. Передача обслуживания от одного спутника к другому, когда они перемещаются по небу, не потребует какого-либо действия со стороны пользователя. Передача обслуживания может быть осуществлена посредством известных технологий, хотя эти технологии должны будут быть оптимизированы для этой реализации.

Двухсторонняя связь в режиме реального времени возможна лишь тогда, когда между спутником и шлюзом 610, а также между спутником и элементом наземной сети 620 связи имеется взаимная видимость. Сеть 620 состоит из неподвижных и мобильных спутниковых терминалов, которые связываются со спутником. Загрузка данных, генерируемых полезными нагрузками спутников, возможна лишь тогда, когда между спутником и шлюзом 610 имеется прямая видимость. Можно увеличить количество стратегических шлюзов 610 для обеспечения постоянных каналов связи между спутником 200 и по меньшей мере одним шлюзом 610. Спутники 200 также могут обладать функцией "сохранить и отправить", которая позволяет спутнику сохранять данные SEO (результаты научных исследований и наблюдения за Землей) и другие данные, когда связь с инфраструктурой шлюза является невозможной. Сохраненные данные впоследствии могут быть переданы в наземный сегмент, когда между спутником 200 и шлюзом 610 будет возможна связь.

Предотвращение прохождения спутников через большую часть радиационных поясов Ван Аллена увеличивает их проектный срок службы. Благодаря настоящему изобретению необходимы менее частые запуски для пополнения спутниковой группировки, и меньшее число ограничений накладывается на проектирование и функционирование полезных нагрузок связи, для наблюдения за Землей и для научных исследований.

Динамики полета (т.е. регулировки, необходимые для поддержания спутника на требуемой орбите) спутников в такой системе будут отличаться от динамик других спутниковых систем, но способы решения этих проблем будут почти такими же. Иными словами, траектория полета спутника может быть нарушена, например, из-за гравитации Луны и Солнца, давления солнечного излучения и сплюснутости Земли. В известном уровне техники для управления системами полета спутников используются программные системы, которые могут быть легко модифицированы для адаптации к орбитам, описанным в настоящем документе.

Предполагается, что система первоначально будет использоваться в режиме двусторонней связи на следующих диапазонах спутниковой связи: L-диапазон (1-3 ГГц); X-диапазон (приблизительно 7-8 ГГц); Ku-диапазон (приблизительно 11-15 ГГц); и Ka-диапазон (приблизительно 17-31 ГГц). Кроме того, будут использованы коррекция ошибок, кодирование и повторная передача потерянных/поврежденных пакетов.

К преимуществам предлагаемой системы относится по меньшей мере следующее:

для полного глобального покрытия требуются всего шесть спутников в отличие от намного большего количества, необходимого в случае систем на низкой околоземной орбите для обеспечения полного глобального покрытия;

предлагаемая система минимизирует воздействие со стороны радиационных поясов Ван Аллена, обеспечивая спутникам минимум 15-летний срок службы, а не 5-летний срок службы, ожидаемый в случае использования системы на основе орбиты Молния; и

может быть обеспечено непрерывное покрытие глобальных и околополярных областей для наблюдения за Землей и широкополосной связи в отличие от систем на основе геостационарных орбит, которые не могут обеспечить околополярное покрытие.

Различные варианты осуществления

Был проанализирован ряд различных вариантов осуществления настоящего изобретения путем изменения таких параметров, как количество спутников, ориентация апогея для орбитальных траекторий спутников и взаимное положение между орбитальными плоскостями (т.е. две орбитальные плоскости являются компланарными или ортогональными). Иллюстративные варианты осуществления представлены в приведенной ниже табл. 1. Хотя лишь вариант с шестью спутниками в двух ортогональных плоскостях предоставляет глобальное покрытие, существует множество других практических применений, в которых другие варианты осуществления или модификации этих вариантов осуществления могут быть весьма полезными.

Таблица 1

Практические применения настоящего изобретения

Вариант осуществления	1	2	3	4	5	6	7
Количество спутников	2	3	4	4	4	6	6
Апогей	Северный полюс	Северный полюс	Северный полюс	Северный полюс (2) Южный полюс (2)	Северный полюс (2) Южный полюс (2)	Северный полюс (3) Южный полюс (3)	Северный полюс (3) Южный полюс (3)
Орбитальная плоскость	Компланарная	Компланарная	Компланарная	Компланарная	Ортогональная	Компланарная	Ортогональная
24-часовое покрытие, угол места 10°	К северу от 34° с.ш., 21,5% земного шара	К северу от 21° с.ш., 32% земного шара	К северу от 18° с.ш., 34% земного шара	57% земного шара	48% земного шара	64% земного шара	99% земного шара

Как показано в варианте осуществления 1, группировка из двух спутников в одной плоскости с орбитальным периодом 24 ч (звездные сутки), эксцентриситетом 0,30, наклоном 90° (т.е. апогей над северным полюсом) может обеспечить непрерывное покрытие к северу от 34° с.ш. с углом места 10°. Это обеспечивает покрытие лишь 21,5% земного шара. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 5А, при этом на фиг. 5В представлено моделирование покрытия, которое она могла бы обеспечить, причем светлые области охватываются покрытием, а темные области - нет. Разумеется, инвертирование орбиты таким образом, чтобы апогей находился над южным полюсом, приведет к полному покрытию к югу от 34° ю.ш. с минимальным углом места 10°.

В варианте осуществления 2 используются такие же орбитальные параметры, как и в варианте осуществления 1, за исключением того, что используется группировка из трех спутников в одной плоскости, а не из двух. Разумеется, что три спутника расположены с разнесением в 8 ч. Вследствие чего этот вариант осуществления обеспечивает непрерывное покрытие к северу от 21° с. ш. с углом места 10°. Это обеспечивает покрытие лишь 32% земного шара. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 6А, при этом на фиг. 6В представлено моделирование покрытия, которое она могла бы обеспечить. Разумеется, инвертирование орбиты таким образом, чтобы апогей находился над южным полюсом, приведет к полному покрытию к югу от 21° ю.ш. с углом места 10°.

В варианте осуществления 3 демонстрируется влияние добавления четвертого спутника в ту же одиночную плоскость, что и в вариантах осуществления 1 и 2, в остальном используются одинаковые орбитальные параметры. Эти четыре спутника равномерно отстоят друг от друга с разнесением в 6 ч. В результате получено лишь незначительное улучшение покрытия по сравнению с вариантом осуществления 2, при этом обеспечивается непрерывное покрытие к северу от 18° с.ш. с углом места 10°. Это обеспечивает покрытие лишь 34% земного шара. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 7 А, при этом на фиг. 7В представлено моделирование покрытия, которое она могла бы обеспечить. Разумеется, инвертирование орбиты таким образом, чтобы апогей находился над южным полюсом, приведет к непрерывному покрытию к югу от 18° ю.ш. с углом места 10°.

В варианте осуществления 4 используется такое же количество спутников, как и в варианте осуществления 3, но вместо размещения всех четырех спутников на одной орбитальной траектории, используются две компланарных орбитальных траектории - одна с апогеем над северным полюсом, а другая с апогеем над южным полюсом. Два спутника расположены на каждой из этих орбитальных траекторий и равномерно отстоят друг от друга с разнесением в 12 ч. В результате получено значительное улучшение в глобальном покрытии по сравнению с вариантом осуществления 3, при этом обеспечивается непрерывное покрытие 57% земного шара с углом места 10°. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 8А, при этом на фиг. 8В представлено моделирование глобального покрытия, которое она могла бы обеспечить.

В варианте осуществления 5 используется такое же количество спутников и такое же расположе-

ние, как и в варианте осуществления 4, за исключением того, что две орбитальные траектории не являются компланарными, а имеют одну основную ось, являясь ортогональными друг другу. Переход от компланарных орбитальных траекторий варианта осуществления 4 к ортогональным траекториям варианта осуществления 5 приводит к снижению непрерывного покрытия с 57% земного шара до 48% земного шара, что говорит о том, что применение ортогональных орбитальных траекторий является неприемлемым. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 9А, при этом на фиг. 9В представлено моделирование глобального покрытия, которое эта группировка могла бы обеспечить.

В варианте осуществления 6 используется такое же компланарное расположение, как и в варианте осуществления 4, при этом единственное отличие заключается в том, что количество спутников на каждой орбитальной траектории увеличено с двух до трех. Разумеется, что три спутника расположены с разнесением в 8 ч. Изменение количества спутников приводит к увеличению непрерывного покрытия с 57% земного шара в варианте осуществления 4 до 64%. Графическое представление этой группировки представлено на фиг. 10А, при этом на фиг. 10В представлено моделирование непрерывного покрытия, которое эта группировка могла бы обеспечить.

В варианте осуществления 7 используется такое же количество спутников и такие же орбитальные параметры, как и в варианте осуществления 6, при этом единственное отличие заключается в том, что в этом случае две орбитальные траектории расположены ортогонально друг другу. Неожиданный результат заключается в том, что непрерывное покрытие увеличивается с 64% земного шара в варианте осуществления 6 до 99% земного шара с минимальным углом места 10° . Графическое представление этой группировки изображено на фиг. 11А, при этом на фиг. 11В представлено, что непрерывное покрытие может быть обеспечено с минимальным углом места 10° почти по всему земному шару. Непрерывное глобальное покрытие достигается при минимальном угле места $8,7^\circ$.

На фиг. 11С-11F представлены результаты моделирования покрытия, которое могла бы обеспечить эта группировка, с минимальным углом места 10° .

На фиг. 11С представлено покрытие, которое может быть обеспечено непрерывно при минимальном угле места 20° в областях к северу от 34° с.ш. и к югу от 34° ю.ш.;

на фиг. 11D представлено покрытие, которое может быть обеспечено при минимальном угле места 20° в течение 22,8 ч на протяжении суток;

на фиг. 11E представлено покрытие, которое может быть обеспечено при минимальном угле места 20° в течение 21,6 ч на протяжении суток; и

на фиг. 11F представлено покрытие, которое может быть обеспечено при минимальном угле места 20° в течение 20,0 ч на протяжении суток.

Непрерывное покрытие в режиме реального времени не требуется для многих практических применений. Во многих случаях, например, в отображении метеорологической информации, может быть достаточным 20-часовое покрытие на протяжении суток (с минимальным углом места 20°).

Как изображено на фиг. 1, хотя наклонение 90° оказалось преимущественным, этот параметр может быть уменьшен до диапазона приблизительно от 70° до 90° . Даже при уменьшении этого параметра это практическое применение по-прежнему обеспечивает следующие преимущества:

может быть обеспечено покрытие почти глобальных/околополярных областей, но с уменьшением наклонения должен увеличиваться апогей; например уменьшение наклонения с 90° до 80° приводит к увеличению апогея с 48100 до 50100 км. Хотя 2000 км представляют собой небольшое отличие в процентном отношении, они являются достаточно весомыми, чтобы сделать орбиту 90° более предпочтительной. Меньшая высота приведет к улучшению связи, получению более точных научных данных и лучшему разрешению от оборудования для наблюдения за Землей; и

спутники, которые не наклонены на 90° , могут работать в различных орбитальных плоскостях, что делает возможным обеспечение одной трассы орбиты.

В приведенной ниже табл. 2 представлено минимальное значение эксцентриситета (т.е. минимальная высота апогея), необходимое для обеспечения требования околополярного покрытия, которое указано для диапазона меньших значений наклонения орбитальной плоскости.

Для этой таблицы требование околополярного покрытия определяется как 100% покрытие в течение 100% времени околополярной области выше 60° с.ш. (или ниже 60° ю.ш. для южной околополярной области) при минимальном угле места 20° (что эквивалентно максимальному углу падения 70°).

Анализ высоких значений наклона

Наклонение	Эксцентриситет	Высота апогея
90°	0,30	48435,2 км
87°	0,31	48856,8 км
84°	0,33	49700,1 км
81°	0,34	50121,8 км
78°	0,36	50965 км
75°	0,40	52651,6 км
72°	0,42	53494,9 км
69°	0,46	55181,4 км

Уменьшение наклона увеличивает требуемый эксцентриситет. Однако это приводит к высоте апогея, которая будет увеличивать потери на трассе для полезной нагрузки связи, а также будет уменьшать разрешение, обеспечиваемое полезной нагрузкой для наблюдения за Землей. Следовательно, для этих промышленных применений предпочтительным является диапазон наклона приблизительно 80-90°.

Увеличение эксцентриситета выше минимума, необходимого для данного наклона, будет увеличивать область, которая может покрываться непрерывно, в этом случае ниже 60° широты.

За счет уменьшения эксцентриситета (что делает орбиту более круглой) минимальный угол места может быть улучшен до 12,3°. Процент непрерывного покрытия земного шара при минимальном угле места 20° увеличивается до 76%, когда эксцентриситет приближается 0,0 (см. фиг. 12, где ось x представляет собой эксцентриситет, а ось y представляет собой процент глобального покрытия). Однако для предотвращения попадания орбиты спутника в пояс геостационарной орбиты эксцентриситет должен поддерживаться выше 0,09. В этой ситуации процент покрытия фактически хуже, чем покрытие, достигаемое при оптимальном эксцентриситете согласно настоящему изобретению, который составляет 0,30.

За счет уменьшения наклона одной плоскости и, одновременно, уменьшения аргумента перигея другой плоскости на такую же величину группировка наклоняется к экватору (см. графическое представление такой конфигурации на фиг. 13А). Как изображено на графике, представленном на фиг. 13В, процентное покрытие при угле места 20° ухудшается и является наилучшим с оптимальным наклоном согласно настоящему изобретению, которое составляет 90°. Ожидалось, что вращение Земли будет влиять на данные, но величина влияния, как изображено на фиг. 13В, не была явно интуитивно понятной. Считается, что неожиданные результаты были связаны с нелинейностями в системе.

Плавное уменьшение.

Одним существенным преимуществом спутниковых группировок согласно настоящему изобретению является то, что они характеризуются плавным уменьшением покрытия в случае выхода из строя одного спутника. Напротив, выход из строя одного спутника в группировках, таких как предложены в патенте США № 4809935, окажет значительное влияние на покрытие.

На фиг. 14 представлен график, показывающий степень глобального покрытия по времени для четырех различных состояний с частичной работоспособностью оптимальной группировки из шести спутников: пять спутников с углами места в 10 и 20° и четыре спутника с углами места в 10 и 20°. Как показано, группировка из пяти спутников будет по-прежнему обеспечивать 100% покрытие для более чем 19 ч на протяжении суток при угле места 10°. В качестве еще одного примера, если количество спутников в группировке системы уменьшится до четырех спутников, 90% покрытие по-прежнему будет обеспечиваться при угле места 10° в течение приблизительно 17 ч на протяжении суток.

На фиг. 15А-15F представлены данные моделирования для покрытия, предоставленного оптимальной группировкой из шести спутников, уменьшенной до пяти спутников (две ортогональные орбиты с противоположными апогеями, эксцентриситет 0,3, наклонение 90°, минимальный угол места 20°, при этом два из указанных спутников расположены на арктической орбите с разнесением 12 ч, три из указанных спутников расположены на антарктической орбите с разнесением 8 ч). Темными областями на фиг. 15А-15F показаны области, которые не покрыты, тогда как светлые области покрыты. В частности,

на фиг. 15А показано покрытие в течение 100% времени 33,66% глобальной области;

на фиг. 15В показано покрытие в течение 91,67% времени 59,51% глобальной области;

на фиг. 15С показано покрытие в течение 83,34% времени 79,00% глобальной области;

на фиг. 15D показано покрытие в течение 75,00% времени 91,51% глобальной области;

на фиг. 15Е показано покрытие в течение 66,67% времени 97,87% глобальной области; и

на фиг. 15F показано покрытие в течение 58,34% времени 99,76% глобальной области.

На фиг. 16A-16F представлены данные моделирования для покрытия, предоставленного оптимальной группировкой из шести спутников, уменьшенной до четырех спутников (две ортогональные орбиты с противоположными апогеями, эксцентриситет 0,3, наклонение 90°, минимальный угол места 20°, при этом один спутник расположен на арктической орбите, и три из указанных спутников расположены на антарктической орбите с разнесением 8 ч). Темными областями на фиг. 16A-16H показаны области, которые не покрыты, тогда как светлые области покрыты. В частности,

на фиг. 16A показано покрытие в течение 100% времени 23,67% глобальной области;

на фиг. 16B показано покрытие в течение 91,67% времени 32,57% глобальной области;

на фиг. 16C показано покрытие в течение 83,34% времени 50,25% глобальной области;

на фиг. 16D показано покрытие в течение 75,00% времени 63,36% глобальной области;

на фиг. 16E показано покрытие в течение 66,67% времени 73,97% глобальной области;

на фиг. 16F показано покрытие в течение 58,34% времени 82,46% глобальной области;

на фиг. 16G показано покрытие в течение 50,00% времени 94,29% глобальной области; и

на фиг. 16H показано покрытие в течение 41,67% времени 97,85% глобальной области.

Таким образом, спутниковые группировки согласно настоящему изобретению являются гибкими и могут компенсировать потерю спутника с меньшим отрицательными последствиями, чем известные из области техники группировки. Кроме того, из приведенного выше также следует, что можно в значительной степени компенсировать потерю спутника за счет использования существующего геостационарного спутника, так как основные области, пострадавшие от потери спутника, расположены вокруг экватора. См., например, фиг. 15B и 16E; также можно заметить, что система согласно настоящему изобретению предоставляет множество опций для ступенчатого роста, поскольку системы группировок с количеством спутников менее шести по-прежнему будут иметь значительную применимость. Например, можно реализовать полярную группировку из двух спутников с использованием параметров согласно настоящему изобретению, а затем добавить спутники для постепенного расширения обслуживания, обеспечивая, в конечном счете, глобальное покрытие.

Управление орбитой.

Спутниковые группировки согласно настоящему изобретению будут претерпевать изменения в вышеупомянутых орбитальных параметрах с течением времени из-за сплюснутости Земли, гравитационных сил Солнца и Луны и давления солнечного излучения. Они могут быть компенсированы путем выполнения периодических маневров для корректировки орбиты при помощи бортовой двигательной системы спутника. Основным вызывающим озабоченность параметром является аргумент перигея.

Для значений наклонения орбиты, превышающих 63,4°, аргумент перигея будет проявлять тенденцию к изменению (уменьшению) с довольно постоянной скоростью из-за (главным образом) сплюснутости Земли. По мере увеличения наклонения от 63,4 до 90° происходит увеличение скорости изменения аргумента перигея (ω). Для того чтобы поддерживать обслуживание северной полярной области, апогей орбиты должен находиться близко к самой северной точке трассы орбиты (соответствует $\omega = 270^\circ$); следовательно, маневры для поддержания орбиты будут осуществляться для регулировки аргумента перигея. Эти маневры будут похожи на двухимпульсные маневры запад-восток, которые осуществляют для контроля эксцентриситета геостационарного спутника, но будут более продолжительными.

Скорость изменения аргумента перигея является сложной функцией наклонения орбиты, эксцентриситета, большой полуоси и прямого восхождения восходящего узла (ПВВУ). Отметим, что классическая орбита Молния с наклонением 63,4° не лишена изменений аргумента перигея из-за гравитационных воздействий Солнца и Луны; при этом аргумент перигея орбиты Молния может уменьшаться на 2° в год в зависимости от ПВВУ. Для орбиты согласно настоящему изобретению величина скорости изменения аргумента перигея является более высокой. При наклонении 63,4° скорость изменения может превысить 6° в год, и при наклонении 90° скорость изменения составляет 8,3° в год.

Одиночная поправка аргумента перигея может быть применена путем осуществления двух маневров с приращением или увеличением характеристической скорости (корректирующих импульсов) с противоположных сторон орбиты примерно на полпути между апогеем и перигеем (приращение или увеличение характеристической скорости является аэрокосмическим термином для изменения скорости). В ходе маневра, который осуществляется, когда спутник перемещается на юг к перигею, корректирующие двигатели будут активированы для обеспечения выдачи тормозного корректирующего импульса, чтобы уменьшить скорость орбиты, вызывая увеличение аргумента перигея. В ходе маневра, который осуществляется, когда спутник перемещается на север к апогею, корректирующие двигатели будут активированы для обеспечения выдачи разгонного корректирующего импульса, чтобы увеличить скорость орбиты, что также вызовет увеличение аргумента перигея. Два маневра будут выполняться на расстоянии в половину орбиты, при этом порядок выполнения маневров не имеет значения. Изменения скорости двух маневров будут приблизительно равными, чтобы избежать нежелательных изменений периода орбиты.

Размер каждой коррекции аргумента перигея будет определен посредством тяги и продолжительность двух маневров. Поскольку более продолжительные маневры являются менее эффективными, пред-

почтительнее выполнять частые, короткие маневры, чем менее частые, продолжительные маневры. В случае спутников, оборудованных химическими (двухкомпонентными) двигательными системами, достигаемая тяга будет достаточно большой для обеспечения промежутка между двумя маневрами в несколько дней или даже недель. В случае спутников, использующих высокоэффективные ионные ракетные двигатели малой тяги, маневры могут быть предприняты во время каждого орбитального витка.

Со временем, если не осуществлять своевременную регулировку, другие параметры орбиты начнут отклоняться от своих нормальных значений из-за возмущающих сил, создаваемых сплюснутостью Земли, и гравитационных сил Солнца и Луны. Два остающихся "лежащих в плоскости" классических орбитальных элемента - большая полуось и эксцентриситет - будут иметь тенденцию перемещаться довольно медленно и беспорядочно и могут регулироваться фактически без использования дополнительного топлива путем небольшой регулировки положений и разницы в мощности двухимпульсных маневров, которые осуществляют для регулировки аргумента перигея.

Из двух "внеплоскостных" классических элементов наклонение также будет иметь тенденцию изменяться довольно медленно, и поскольку оно не является критическим параметром, его не нужно регулировать. ПВВУ, как и аргумент перигея, будет иметь тенденцию изменяться с довольно постоянной скоростью, что приведет к медленной, но устойчивой прецессии плоскости орбиты над северным полюсом. Знак и величина скорости изменения ПВВУ будут определяться наклонением и начальной величиной ПВВУ. Для предпочтительной конфигурации с двумя или большим количеством спутников в одной и той же плоскости орбиты прецессия плоскости орбиты не повлияет на покрытие полярной области, так что для регулировки ПВВУ не потребуются каких-либо маневров (отметим, что влияние небольшой, постоянной скорости изменения ПВВУ на покрытие в любой точке на земной поверхности может легко компенсироваться за счет незначительного отклонения среднего периода орбиты от точной величины звездных суток, чтобы поддерживать фиксированную трассу орбиты). Для группировки, в которой спутники поддерживаются в двух или большем количестве плоскостей орбиты, нечастые поперечные маневры могут выполняться в апогеях орбиты для поддержания узлового разделения между плоскостями.

Радиационное излучение.

Орбиты, выбранные для настоящего изобретения, позволяют спутникам избегать прохождения через внутренний радиационный пояс Ван Аллена из протонов высокой энергии. Спутники на этой орбите будут по-прежнему проходить через менее опасный внешний радиационный пояс из электронов. Протонные частицы намного тяжелее, чем электронные частицы, следовательно, они могут причинить большие повреждения. Сложно, если вообще возможно, обеспечить защиту от протонов высокой энергии.

Когда спутник проходит через эти зоны радиационного излучения, имеет место совокупное поглощение радиационного излучения компонентами спутника. Это совокупное поглощение является одним из факторов, определяющих проектный срок службы спутника. Второй фактор, который возникает в результате воздействия пояса из протонов, но не пояса из электронов, называется одиночным случайным эффектом (ОСЭ), вызываемым одиночной высокоэнергетической частицей. Частица может вызывать временный сбой электроники или необратимое повреждение. Орбиты согласно настоящему изобретению были специально разработаны для обеспечения глобального покрытия с использованием шести спутников, избегая при этом радиационные пояса Ван Аллена из протонов.

На фиг. 17 и 18 представлены кривые, иллюстрирующие зависимость дозы облучения от глубины экранирования, которые используют для сравнения трех следующих орбит: орбита с 90° наклонением и эксцентриситетом 0,3 согласно настоящему изобретению; ГСО 160 з.д. (т.е. геосинхронная орбита при 160° з.д.); и классическая орбита Молния ($63,4^\circ$ наклонение, эксцентриситет 0,74). На протяжении 15-летнего проектного срока службы типичного геостационарного спутника суммарная доза радиоактивного излучения, которая, как ожидается, должна быть поглощена, составляет 50 крад. Как показано на фиг. 17, спутник на орбите Молния потребует толщину экрана 11,5 мм для соответствия этому требованию, тогда как ГСО 160 з.д. потребует 8 мм алюминиевого экранирования. Напротив, орбита согласно настоящему изобретению потребует только 6,5 мм. Существенное преимущество в использовании орбиты, такой как орбита согласно настоящему изобретению, заключается в том, что могут быть использованы компоненты и подсистемы, традиционные для геостационарной орбиты, и может быть достигнут или превышен проектный срок службы геостационарных спутников.

Предпочтительно использовать серийно выпускаемые компоненты для того, чтобы минимизировать затраты и оптимизировать надежность. Хотя можно реализовать настоящее изобретение с использованием новых компонентов, имеющих экранирование 6,5 мм, обычно используют 8 мм экранирование, так как геостационарные спутники и их компоненты являются наиболее распространенными. Как показано на фиг. 18, если принять в качестве эталона экранирование и суммарную дозу поглощенного излучения для ГСО (т.е. экранирование 8 мм и доза излучения 50 крад), спутник на орбите Молния поглотит эту суммарную дозу излучения за 8 лет, спутник на ГСО за 15 лет и спутник на орбите с наклонением 90° согласно настоящему изобретению за 36 лет. Таким образом, система согласно настоящему изобретению будет намного надежнее и будет иметь больший ожидаемый срок службы, чем система на орбите Молния.

На фиг. 20 представлена схема последовательности операций для иллюстративного способа функционирования спутниковой системы. Способ начинается на стадии 1010 посредством запуска спутниковой группировки и размещения спутников на орбитах, характеризующихся требуемыми орбитальными параметрами. Спутники могут запускаться по одному (например, один спутник в одной ракете-носителе) или по несколько спутников в одной ракете-носителе. Согласно предпочтительному варианту осуществления желательно, чтобы все спутники находились в одной и той же орбитальной плоскости; в этой конфигурации наиболее эффективно запускать все спутники в одной ракете-носителе.

На фиг. 19 представлен поперечный разрез иллюстративной полезной нагрузки 900 для ракеты-носителя (не показана), содержащей три спутника 200. Ракета-носитель будет содержать достаточное количество снабженных двигателем ступеней, имеющих достаточную мощность для вывода спутников на требуемую орбиту или в положение, из которого спутники могут достигнуть своих рабочих орбит (т.е. две снабженные двигателем ступени, три снабженные двигателем ступени и т.п.). Ракета-носитель может выводить несколько спутников на низкорасположенную промежуточную орбиту, с которой спутники самостоятельно перемещаются на рабочую орбиту, или она может выводить спутники непосредственно на их рабочую орбиту.

На фиг. 19 представлены три спутника 200, уложенные на адаптере 920 полезной нагрузки внутри головного обтекателя 930. Хотя в каждой из двух плоскостей требуются лишь три спутника, чтобы обеспечить глобальное покрытие, может быть желательным запустить четвертый избыточный спутник на орбиту одновременно с тремя основными спутниками в данной плоскости. Таким образом, четвертый, избыточный спутник может быть введен в строй, если какой-либо из основных спутников выйдет из строя по некоторой причине. Разумеется, внутри головного обтекателя может быть расположено большее или меньшее количество спутников.

Как будет описано со ссылкой на фиг. 22, каждый спутник 200 будет включать в себя систему связи, систему управления и двигательную систему. Независимо от того, какая конфигурация ракеты-носителя используется, эти системы позволяют спутникам 200 взаимодействовать со шлюзом 610 и позиционировать себя на своих конечных рабочих орбитах с требуемым разделением. В случае группировки из трех спутников, когда они находятся в одной и той же плоскости, три спутника будут иметь разнесение 8 ч.

Снова обратимся к фиг. 20, после того как спутниковая группировка была запущена ракетой-носителем, спутники могут быть активированы (стадия 1020), а также выполнена процедура ввода в строй/тестирования базовых систем. Эта процедура ввода в строй/тестирования может включать в себя развертывание антенн и поворот спутника 200 так, чтобы антенна была направлена в надлежащем направлении, развертывание солнечных панелей, подачу питания на процессоры и электронные системы, загрузку систем программного обеспечения и проверку функционирования всех основных систем и подсистем. Кроме того, может потребоваться выполнение мер по устранению неисправностей и/или корректирующих мер в качестве части этой процедуры.

После того как основные системы и подсистемы были активированы и их работа проверена, спутники 200 могут быть перемещены в свои конечные орбитальные положения (стадия 1030). Как указано выше, это может включать в себя спутники 200, которые самостоятельно перемещаются в надлежащее положение внутри орбитальной плоскости, если они были запущены на одну и ту же рабочую орбиту. Альтернативно, если спутники 200 были запущены на промежуточную орбиту, им может потребоваться намного большее количество топлива для самостоятельного перемещения на свою рабочую орбиту и обеспечения требуемого разделения.

Когда спутники 200 находятся в своих конечных орбитальных положениях, полезные нагрузки могут быть активированы, введены в строй и протестированы (стадия 1040). Это будет сделано аналогично активации, тестированию и введению в строй основных систем спутника, описанных выше, т.е. путем развертывания любых необходимых антенн или датчиков, подачи питания на процессоры и электронные системы, загрузки систем программного обеспечения и проверки функционирования всех основных систем и подсистем полезной нагрузки. Разумеется, меры по устранению неисправностей и/или корректирующие меры также могут быть осуществлены в качестве части процедуры введения в строй полезной нагрузки.

Теперь спутники 200 находятся в рабочем режиме. Функционирование полезной нагрузки будет полностью определяться характером полезной нагрузки. В случае полезной нагрузки для наблюдения за Землей, такой как система мониторинга погоды, функционирование может включать в себя функционирование устройств отображения и передачу данных наблюдения со спутника в шлюз.

Когда все спутниковые системы и полезная нагрузка нормально функционируют, единственной оставшейся задачей является поддержание положения спутника 200 на представляющей интерес орбите (1050). Это может быть выполнено способом, описанным выше в разделе "Управление орбитой". Информация о местоположении спутника может быть определена спутником 200, шлюзом 610 или каким-либо другим центром управления. Как правило, информация о местоположении спутника может быть вычислена на основе данных системы глобального позиционирования и/или другой спутниковой телеметрии.

Необязательно, определенные системы и подсистемы могут быть деактивированы на некоторых участках орбит спутников, например, для экономии энергии или защиты приборов. Если, например, полезная нагрузка содержит научные приборы для мониторинга погоды в северной околополярной области, может быть желательным деактивировать системы полезной нагрузки, когда спутник 200 находится в южном полушарии, и повторно активировать их, когда он снова входит в представляющую интерес область. При этом может быть желательным поддерживать основные подсистемы спутника постоянно функционирующими, чтобы они продолжали принимать и передавать данные, связанные с их техническим состоянием, статусом и настройками.

На фиг. 21 представлена упрощенная блок-схема иллюстративной системы 1100 шлюза для связи со спутниками 200. Коммуникационные сигналы могут включать в себя контрольные/управляющие сигналы и связанные с полезной нагрузкой сигналы. В случае полезной нагрузки для проведения научных исследований, связанные с полезной нагрузкой сигналы могут включать в себя управляющие сигналы, передаваемые приборам, а также данные наблюдения/мониторинга, получаемые от приборов. Система 1100 шлюза может быть модифицирована для получения и представления других типов информации и может быть использована в сочетании с одним или большим количеством компьютеров, серверов, сетей и других соответствующих устройств.

Как изображено на фиг. 21, система 1100 шлюза может содержать антенну 1110, приемопередатчик 1120, блок или систему 1130 обработки данных и систему 1140 сетевой связи.

Антенна 1110 выполнена с возможностью приема и передачи сигналов на требуемых частотах связи. Как правило, антенна 1110 будет представлять собой остронаправленную антенну слежения, принимающая во внимание большие высоты спутников и низкие уровни сигналов. Другие конструкции антенн, такие как антенны без функции отслеживания, могут быть использованы в другом практическом применении.

Приемопередатчик 1120 шлюза состоит из принимающей секции для приема данных от спутников с их последующим преобразованием для ЦП 1130, а также передающей секции для обработки данных из ЦП 1130 и подготовки их к передаче спутникам 200 при помощи антенны 1110. Передающая секция приемопередатчика 1120 может, например, мультиплексировать, кодировать и сжимать данные, передаваемые спутникам 200, а затем модулировать данные на требуемой частоте передачи и усилить их для передачи. Могут быть использованы несколько каналов, кодирование с исправлением ошибок и т.п. Дополнительно принимающая секция приемопередатчика 1120 демодулирует принятые сигналы и осуществляет любое необходимое демультимплексирование, декодирование, разуплотнение, исправление ошибок и форматирование сигналов, поступающих от антенны, для использования ЦП 1130. Антенна и/или приемник также могут включать в себя любые другие необходимые переключатели, фильтры, усилители с низким уровнем помех, понижающие преобразователи (например, для промежуточной частоты) и другие компоненты.

Локальный пользовательский интерфейс 1150 также показан на фиг. 21. Географическое(ие) местоположение(я) шлюза(ов) 610 может(могут) быть выбрано(ы) таким образом, чтобы минимизировать количество необходимых шлюзов. В результате этого шлюз(ы) 610 может(могут) не находиться в географическом местоположении, которое является удобным для операторов спутников и/или организаций, получающих данные от полезной нагрузки. Таким образом, шлюз(ы) 610 будет(будут), как правило, оснащаться аппаратным обеспечением 1140 для сетевой связи, так что удаленные компьютеры 1160 могут использоваться для доступа к системе по сети Интернет или аналогичным сетям 1170.

На фиг. 22 представлена упрощенная блок-схема спутника 200, который может быть использован в иллюстративном варианте осуществления настоящего изобретения. Как изображено, спутник 200 может включать в себя систему 1210 удержания на орбите, двигательную систему 1220, систему 1230 питания, систему связи, систему 1240 компьютерной обработки и полезную нагрузку 1250. Система связи будет, как правило, состоять из приемопередатчика 1260 и антенны 1270. Разумеется, другие компоненты и компоновки могут быть использованы для реализации настоящего изобретения, включая, например, избыточные и резервные компоненты.

Подсистема 1210 удержания на орбите отвечает за поддержание орбиты спутника. Соответственно, подсистема 1210 удержания на орбите может вычислять и/или получать информацию для корректировки углового пространственного положения и/или орбиты, а также может активировать двигательную систему для корректировки углового пространственного положения и/или орбиты спутника. Поддержание орбиты также может включать в себя поддержание требуемых разделений между данным спутником и другими спутниками в группировке спутников. Двигательная система 1220 может включать в себя, например, источник топлива (т.е. баки топлива и окислителя) и жидкостный ракетный двигатель или систему ионных двигателей.

Подсистема 1230 питания обеспечивает электрическую энергию для всех систем и подсистем спутника. Подсистема 1230 питания может, например, включать в себя одну или большее количество солнечных панелей и опорную конструкцию, а также один или большее количество аккумуляторов.

Антенна 1270 спутника спроектирована таким образом, чтобы соответствовать требуемым частотам и системам связи. Ввиду физических ограничений по размеру и массе самого спутника его антенна будет

намного меньше антенны 1110 шлюза 610. Направление главного лепестка диаграммы направленности антенны 1270 регулируют путем механического управления антенной или электронного управления главным лепестком диаграммы направленности антенны. Альтернативно, угловое пространственное положение спутника может регулироваться для управления антенной.

Аналогично, приемопередатчик 1280 спутника выполнен для совместной работы с приемопередатчиком шлюза 610, при этом указанный приемопередатчик состоит из принимающей секции для приема данных от шлюза 610 с их последующим преобразованием для ЦП 1240, а также передающей секции для обработки данных из ЦП 1240 и подготовки их к передаче шлюзу 610 при помощи антенны 1270. Передающая секция приемопередатчика 1260 может, например, мультиплексировать, кодировать и сжимать передаваемые данные, а затем модулировать данные на требуемой частоте передачи и усиливать их для передачи. Могут быть использованы несколько каналов, кодирование с исправлением ошибок и т.п. Принимающая секция приемопередатчика 1260 демодулирует принятые сигналы и осуществляет любое необходимое демultipлексирование, декодирование, разуплотнение, исправление ошибок и форматирование сигналов, поступающих от антенны 1270, для использования ЦП 1240 спутника. Антенна и/или приемник также могут включать в себя любые другие необходимые переключатели, фильтры, усилители с низким уровнем помех, понижающие преобразователи (например, для промежуточной частоты и/или основной полосы частот) и другие компоненты.

Система ЦП 1240 спутника 200, как правило, принимает сигналы, используемые для работы систем управления орбитой и угловым пространственным положением. Она также принимает управляющие сигналы для работы полезной нагрузки 1250, а также обрабатывает данные от полезной нагрузки для их передачи в шлюз 610. Кроме того, указанная система также может управлять активацией и деактивацией различных подсистем, когда спутник 200 входит в представляющую интерес географическую область и выходит из нее.

Опции и альтернативы.

В дополнение к описанным выше реализациям, связанным с метеорологией, система согласно настоящему изобретению может быть использована, по меньшей мере, в следующих практических применениях:

1) военные БПЛА (беспилотные летательные аппараты): текущие требования для военных БПЛА указывают, что будет поддерживаться скорость канала восходящей связи 10-20 Мбит/с (мегабит в секунду). Это глобально может быть реализовано при помощи системы согласно настоящему изобретению;

2) летающие над полюсами воздушные суда в настоящее время должны переключаться с геостационарной связи на ВЧ (высокочастотную) радиосвязь при переходе через полюса. Система согласно настоящему изобретению может обеспечивать широкополосную связь, навигацию и наблюдение на воздушном судне, пересекающем полюс. В настоящее время примерно 700 воздушных судов в месяц проходят по полярным маршрутам, и непрерывное покрытие северной околополярной области необходимо для повышения безопасности и увеличения эффективности воздушного движения в этой области;

3) дополнение спутниковой навигации, а именно точности, целостности и надежности спутниковых систем навигации (например, системы глобального позиционирования), может быть улучшено путем дополнения или перекрытия их сигналов с сигналами от других спутников, которые передают данные для коррекции ошибок и информацию о целостности. Это является чрезвычайно важным для воздушного движения. Существует две такие системы: одна в США (широкозонная дополняющая система) и одна в Европе (Европейская геостационарная дополнительная навигационная система). Обе на основе геостационарных спутниковых систем, при этом ни одна из них не покрывает всех околополярных областей, где существует общепризнанная потребность в более совершенной навигации;

4) наблюдение за Землей. В дополнение к осуществлению метеорологических наблюдений другие полезные нагрузки для наблюдения за Землей могут хорошо функционировать на описанных орбитах и обеспечивать глобальный мониторинг, включая гиперспектральные дистанционные зондирования и радиометрию цвета океана;

5) космическая ситуационная осведомленность. Полезные нагрузки могут обнаруживать опасные объекты в космическом пространстве, такие как мусор и астероиды, а также другие спутники, которые также могут считаться опасными;

6) космическая погода. Орбиты согласно настоящему изобретению могут быть пригодными для функционирования полезных нагрузок для определения космической погоды, которые измеряют такие факторы, как солнечная радиация, радиация пояса Ван Аллена и ионосфера Земли; и

7) межспутниковый канал связи. Межспутниковые каналы связи являются производными признаком настоящего изобретения. Спутник будет способен создавать межспутниковые каналы связи с другими спутниками, которые будут функционировать в качестве ретрансляционной станции для связи с наземной инфраструктурой.

Заключение.

Один или большее количество предпочтительных в настоящее время вариантов осуществления были описаны в качестве примера. Специалистам в данной области техники будет понятно, что многочисленные изменения и модификация могут быть выполнены без отступления от объема настоящего изобре-

тения, который определен прилагаемой формулой изобретения. Например, выбор наклона зависит от компромиссов между требуемой областью обслуживания, количеством топлива на космическом аппарате и стартовой массой полезной нагрузки. Эти параметры могут быть оптимизированы для удовлетворения различных приоритетов без отступления от концепции настоящего изобретения.

Стадии способа согласно настоящему изобретению могут быть воплощены в наборах исполняемого машинного кода, хранимого во множестве форматов, такого как объектный код или исходный код. В целях упрощения такой код может быть описан в качестве программного кода, программного обеспечения или компьютерной программы. Варианты осуществления настоящего изобретения могут быть выполнены компьютерным процессором или подобным устройством, запрограммированным в виде стадий способа, или могут быть выполнены при помощи электронной системы, которая снабжена средствами для выполнения этих стадий. Аналогично, электронный носитель данных, например, компьютерные диски, жесткие диски, флеш-накопители, CD-ROM, оперативное запоминающее устройство (ОЗУ), постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) или аналогичные носители программного обеспечения, известные из уровня техники, может быть запрограммирован для выполнения таких стадий способа.

Все цитируемые источники посредством ссылки включены в настоящий документ.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Спутниковая система для глобального покрытия, содержащая группировку из шести спутников, при этом три из указанных спутников находятся на первой орбите, а другие три из указанных спутников находятся на второй орбите;

первая орбита характеризуется наклоном орбиты между 70° и 90° , апогеем над северным полушарием, перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии и эксцентриситетом орбиты более 0,28 и менее 0,45;

вторая орбита характеризуется наклоном орбиты между 70° и 90° , апогеем над южным полушарием, перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии и эксцентриситетом орбиты более 0,28 и менее 0,45;

при этом большая ось первой орбиты, по существу, выровнена с большой осью второй орбиты, а плоскости первой орбиты и второй орбиты являются ортогональными друг другу; и

по меньшей мере одну базовую станцию, выполненную с возможностью передачи сигналов указанной группировке из шести спутников и приема поступающих от нее сигналов.

2. Система по п.1, в которой эксцентриситет орбиты и наклон орбиты каждой из первой и второй орбит выбраны таким образом, чтобы обеспечить 99% глобального покрытия с углом места не менее 10° .

3. Система по одному из пп.1, 2, в которой наклон орбиты каждой из первой и второй орбит составляет между 80° и 90° .

4. Система по любому из пп.1-3, в которой наклон орбиты каждой из первой и второй орбит составляет 90° .

5. Система по любому из пп.1-4, в которой эксцентриситет орбиты и наклон орбиты каждой из первой и второй орбит выбран для обеспечения непрерывного глобального покрытия с углом места по меньшей мере $8,7^\circ$.

6. Система по любому из пп.1-5, в которой эксцентриситет орбиты каждой из первой и второй орбит составляет между 0,30 и 0,34.

7. Система по любому из пп.1-6, в которой спутники имеют орбитальный период, равный звездным суткам.

8. Система по любому из пп.1-7, где синхронизация спутников является такой, что время между их соответствующими апогеями равняется орбитальному периоду, разделенному на количество спутников на орбите.

9. Система по любому из пп.1-8, в которой для связи между спутниками и базовой станцией используются направленные антенны.

10. Система по любому из пп.1-9, в которой эксцентриситет орбиты и наклон орбиты каждой из первой и второй орбит выбраны таким образом, чтобы радиационное воздействие составляло 50 крад за 15 лет, позволяя использовать обычное спутниковое экранирование GEO.

11. Способ функционирования спутниковой системы для наблюдения за Землей и обеспечения связи, имеющей глобальное покрытие, предусматривающий

создание группировки из шести спутников, при этом три из указанных спутников находятся на первой орбите, а другие три из указанных спутников находятся на второй орбите;

первая орбита характеризуется наклоном орбиты между 70° и 90° , апогеем над северным полушарием, перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии и эксцентриситетом орбиты более 0,28 и менее 0,45;

вторая орбита характеризуется наклоном орбиты между 70° и 90° , апогеем над южным полушарием, перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии и

эксцентриситетом более 0,28 и менее 0,45; и

при этом большая ось первой орбиты, по существу, выровнена с большой осью второй орбиты, а плоскости первой орбиты и второй орбиты являются ортогональными друг другу; и

создание по меньшей мере одной базовой станции для передачи сигналов указанной группировке из шести спутников и приема поступающих от нее сигналов.

12. Способ по п.11, где наклонение орбиты каждой из первой и второй орбит составляет между 80 и 90°.

13. Способ по одному из пп.11, 12, где эксцентриситет орбиты каждой из первой и второй орбит составляет между 0,30 и 0,34.

14. Способ по любому из пп.11-13, где спутники имеют орбитальный период, равный звездным суткам.

15. Способ по любому из пп.11-14, где синхронизация спутников является такой, что время между их соответствующими апогеями равняется орбитальному периоду, разделенному на количество спутников на орбите.

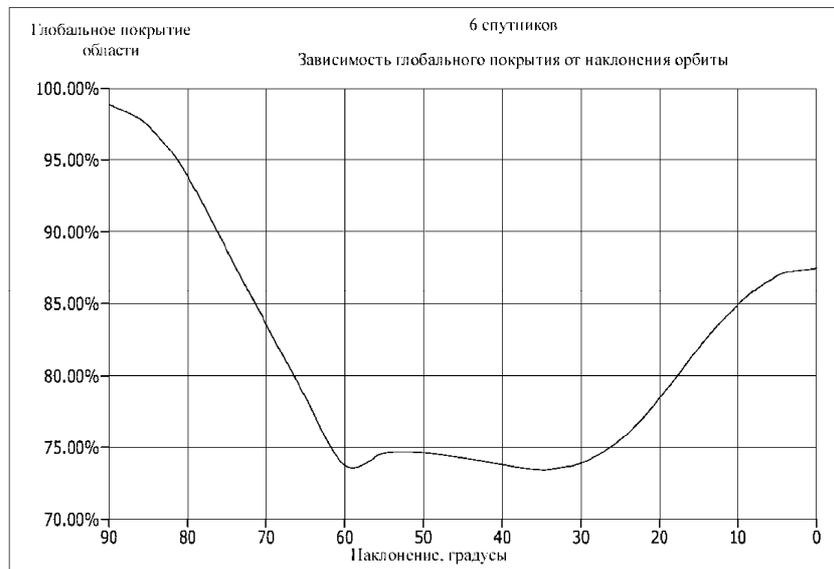
16. Спутниковая базовая станция, содержащая систему связи для передачи сигналов группировке из шести спутников и приема сигналов от нее, при этом упомянутая группировка из шести спутников обеспечивает глобальное покрытие; и

систему управления полетом для управления указанной группировкой из шести спутников, так что три из указанных спутников находятся на первой орбите, а другие три из указанных спутников находятся на второй орбите;

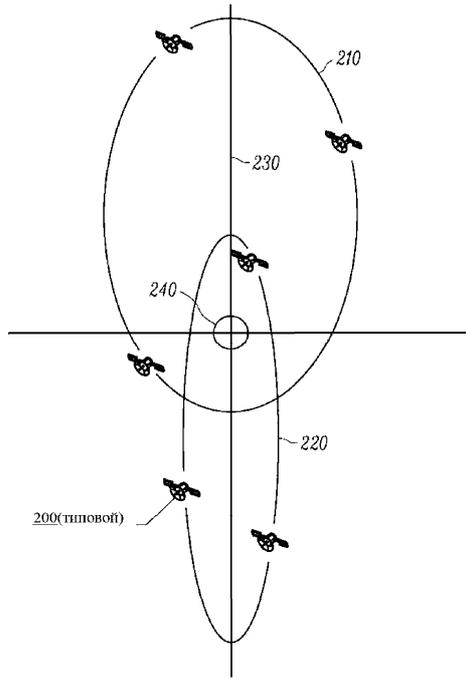
первая орбита характеризуется наклонением орбиты между 70 и 90° относительно первого полюса Земли, эксцентриситетом орбиты более 0,28 и менее 0,45 и перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии;

вторая орбита характеризуется наклонением орбиты между 70 и 90° относительно второго полюса Земли, эксцентриситетом орбиты более 0,275 и менее 0,45 и перигеем, не пересекающимся с внутренним поясом Ван Аллена из протонов высокой энергии; и

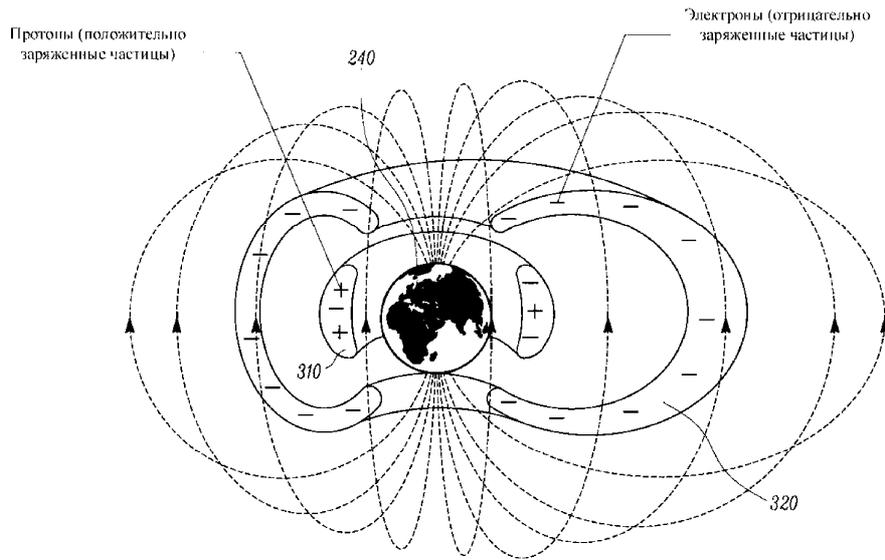
при этом большая ось первой орбиты, по существу, выровнена с большой осью второй орбиты, а плоскости первой орбиты и второй орбиты являются, по существу, ортогональными друг другу.



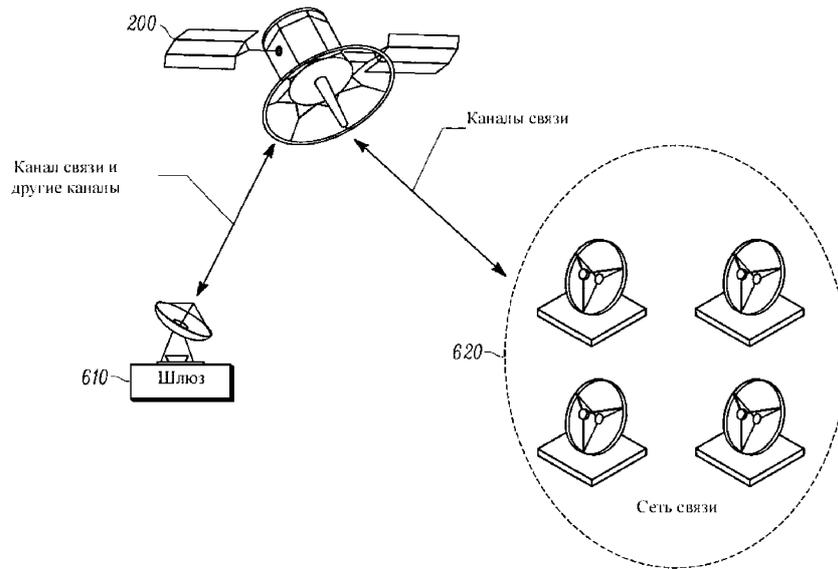
Фиг. 1



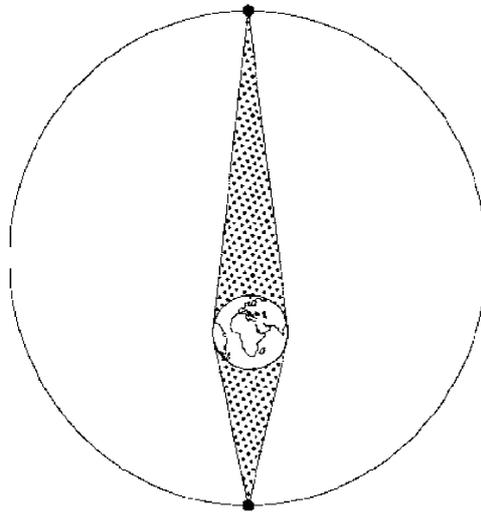
Фиг. 2



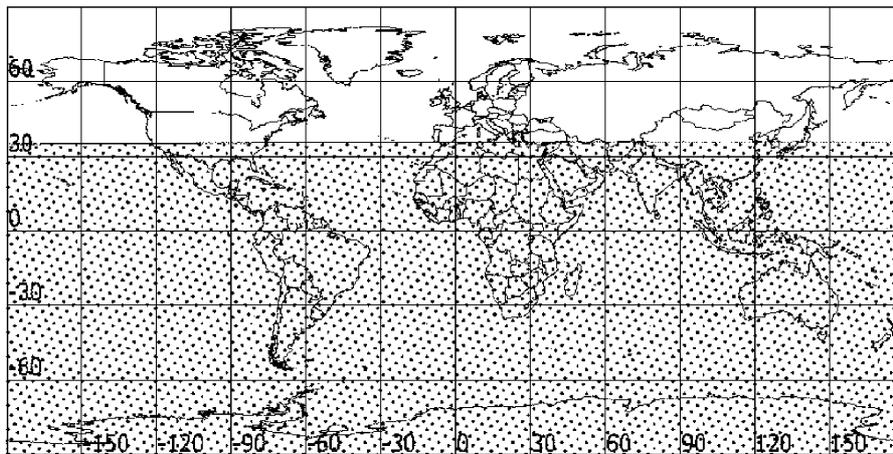
Фиг. 3



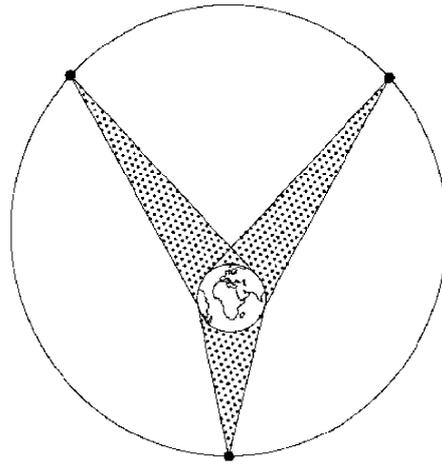
Фиг. 4



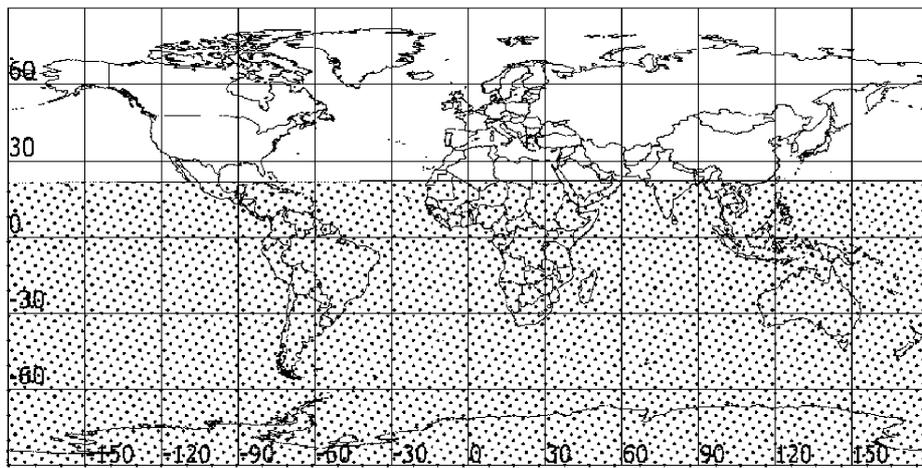
Фиг. 5A



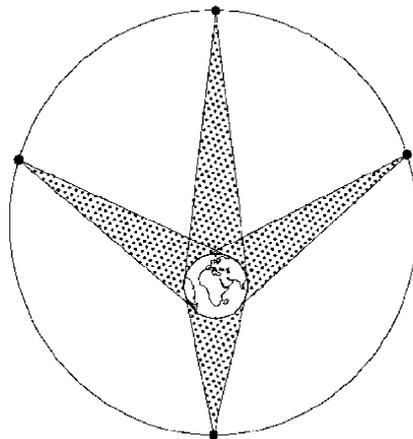
Фиг. 5B



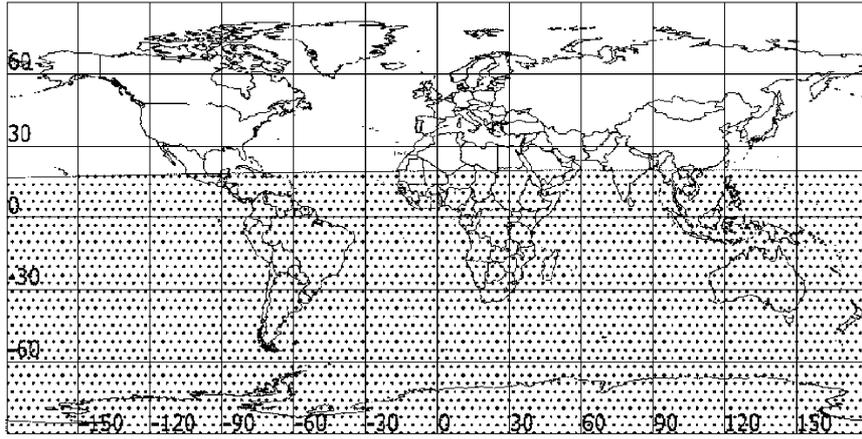
Фиг. 6А



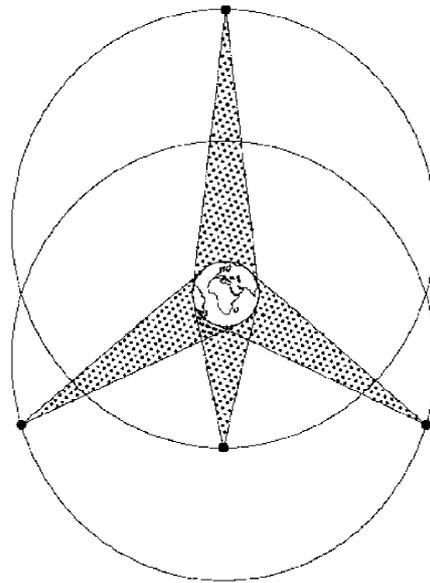
Фиг. 6В



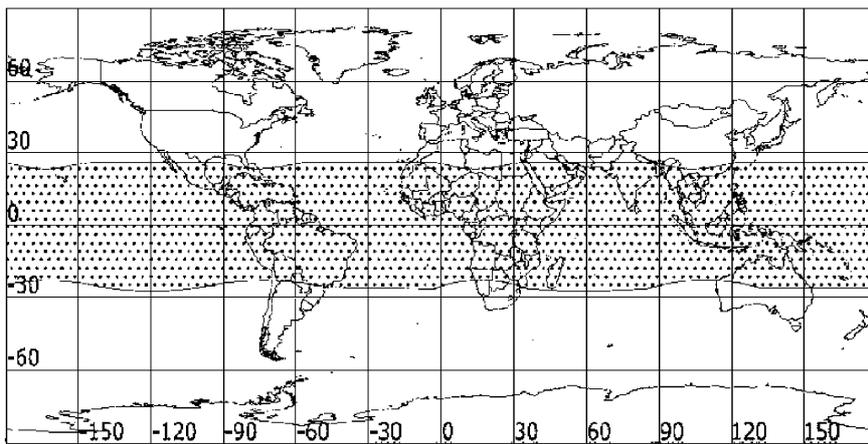
Фиг. 7А



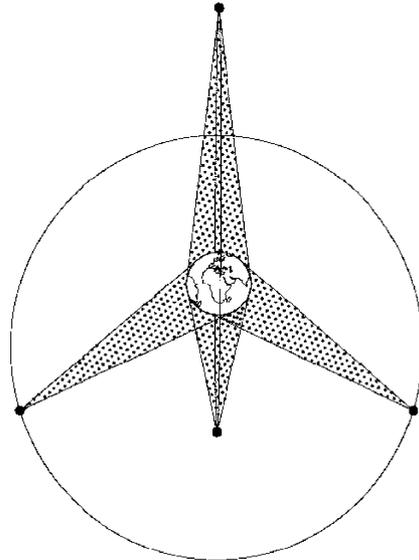
Фиг. 7В



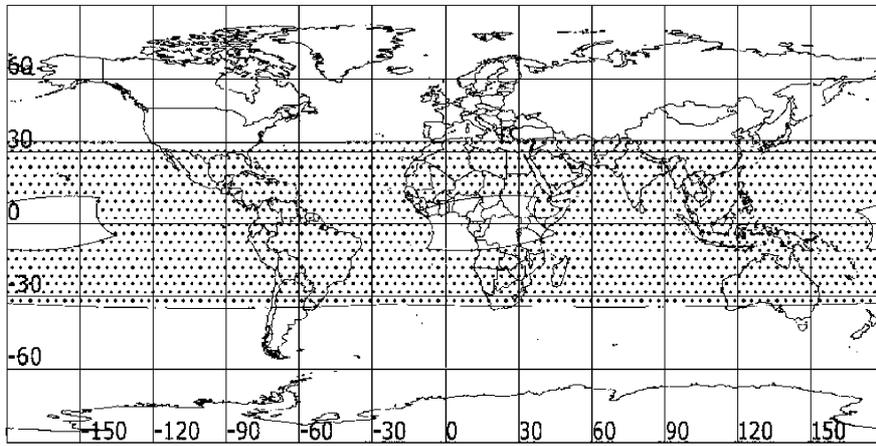
Фиг. 8А



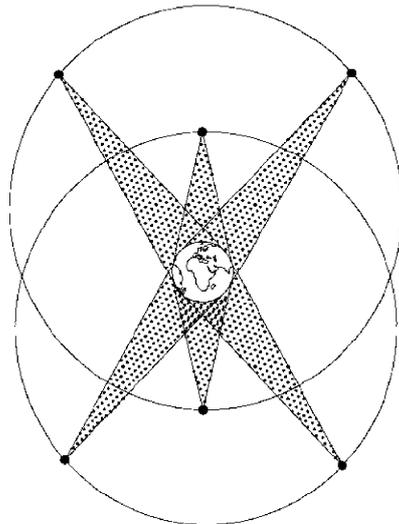
Фиг. 8В



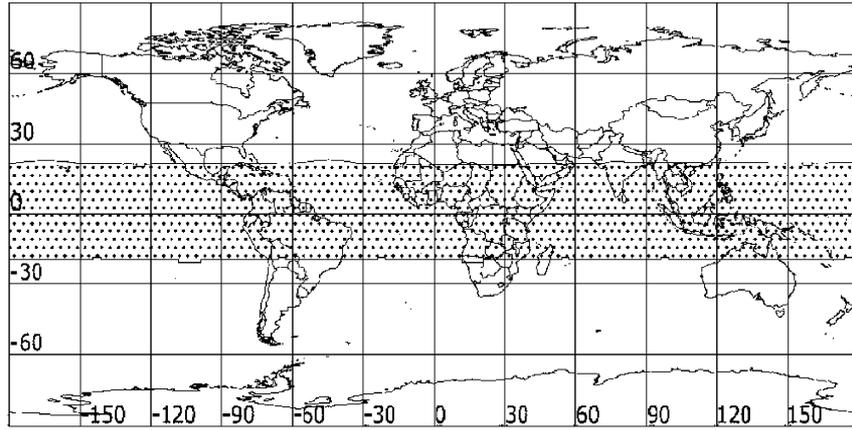
Фиг. 9А



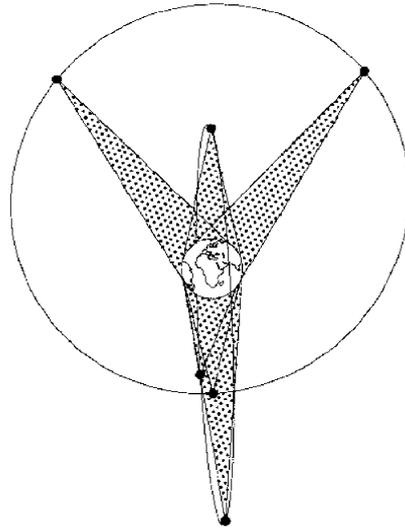
Фиг. 9В



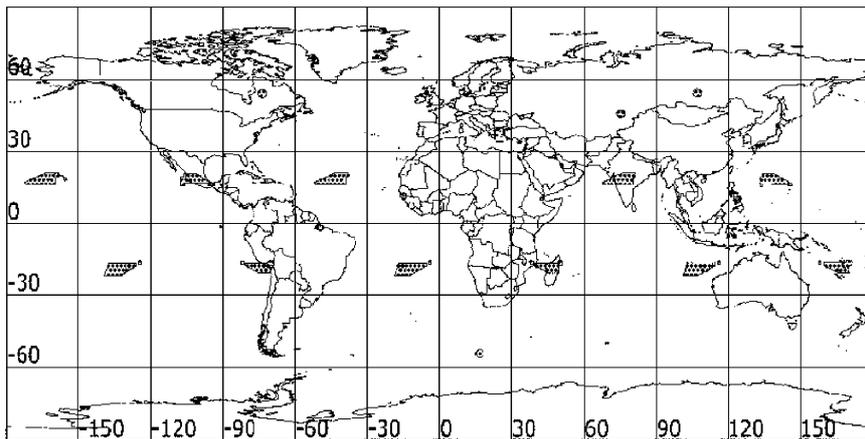
Фиг. 10А



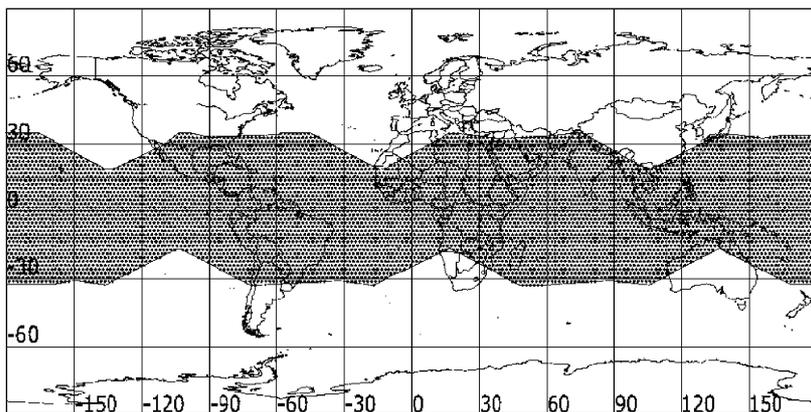
Фиг. 10В



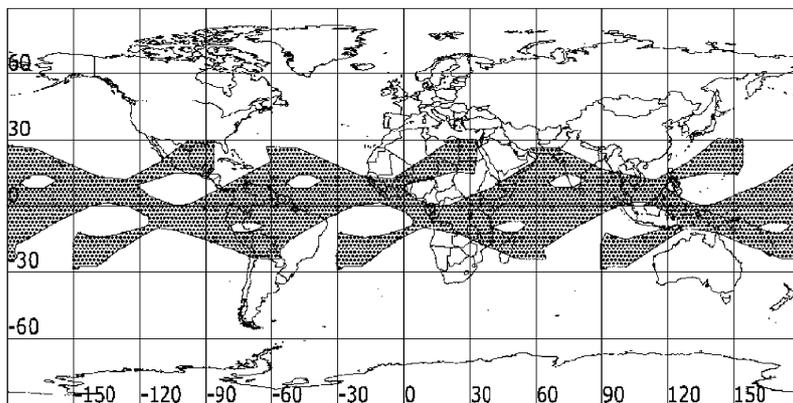
Фиг. 11А



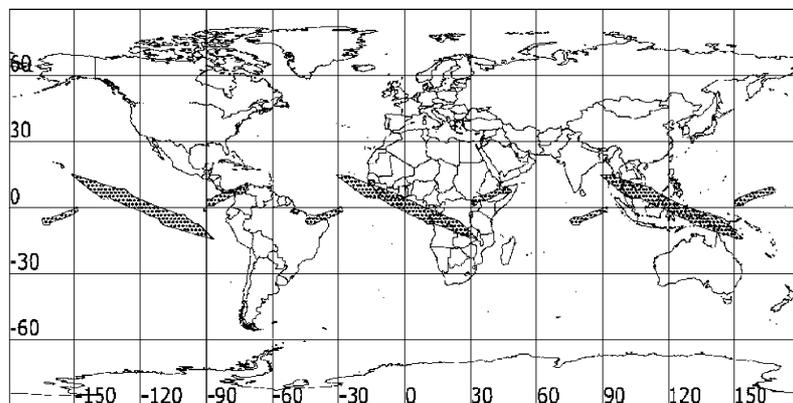
Фиг. 11В



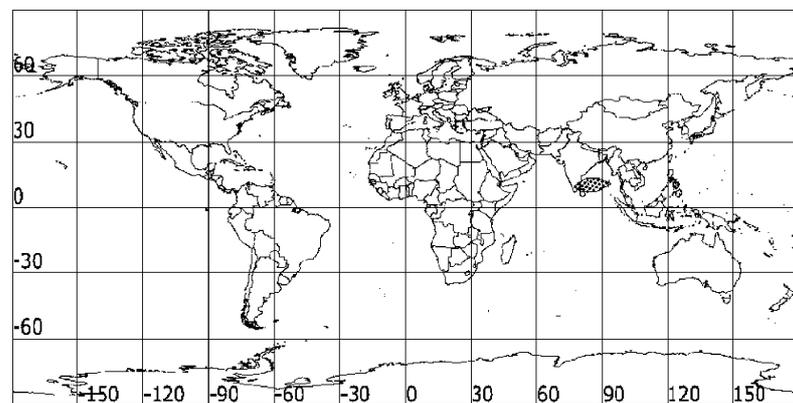
Фиг. 11С



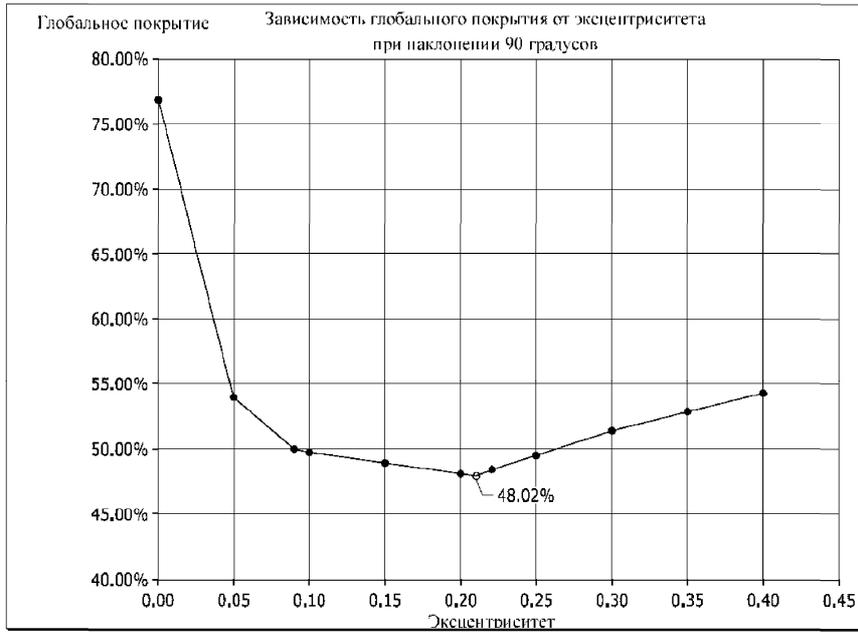
Фиг. 11D



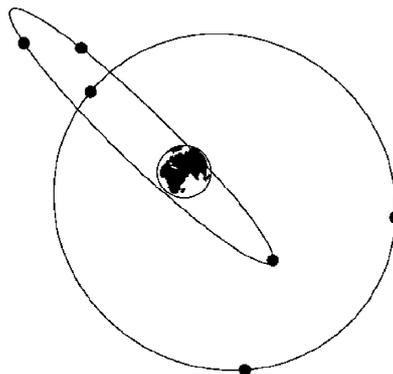
Фиг. 11E



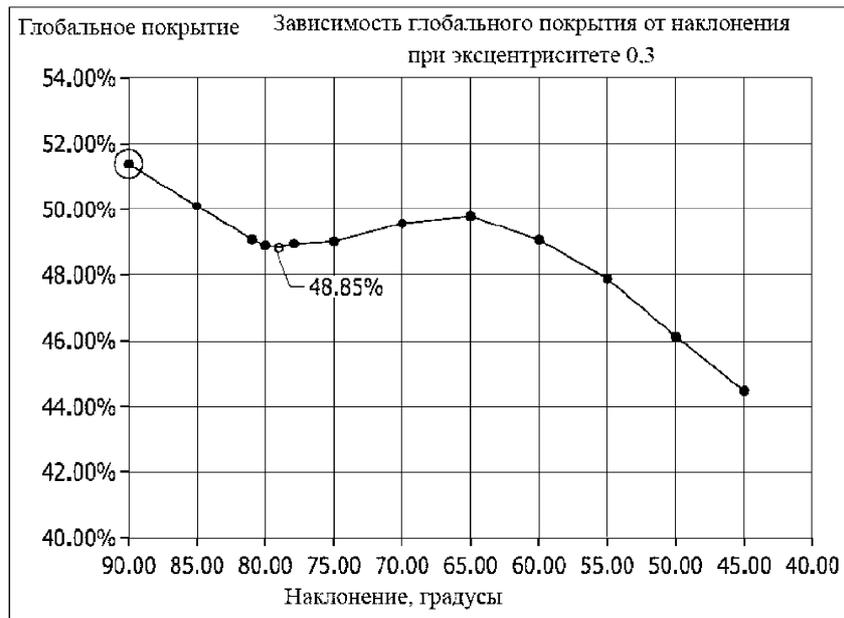
Фиг. 11F



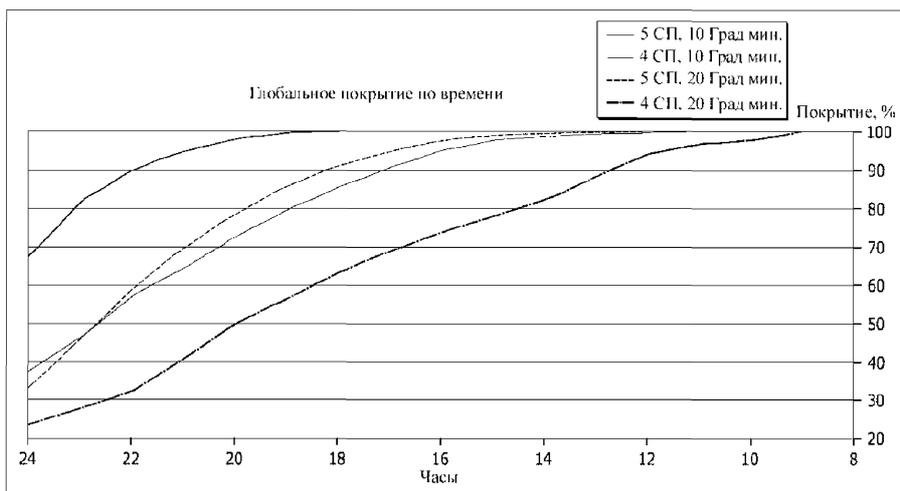
Фиг. 12



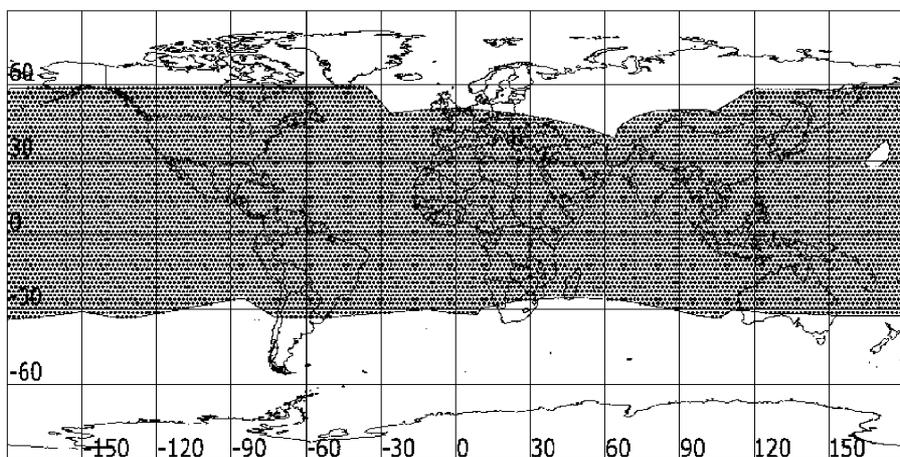
Фиг. 13А



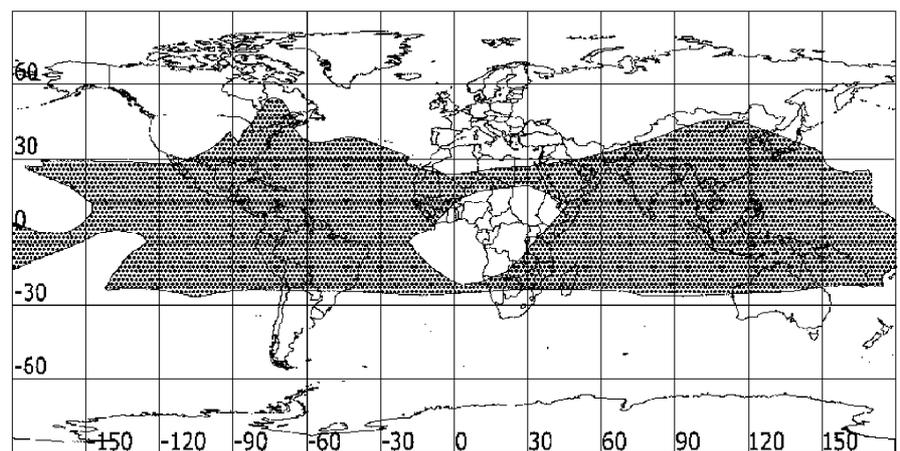
Фиг. 13В



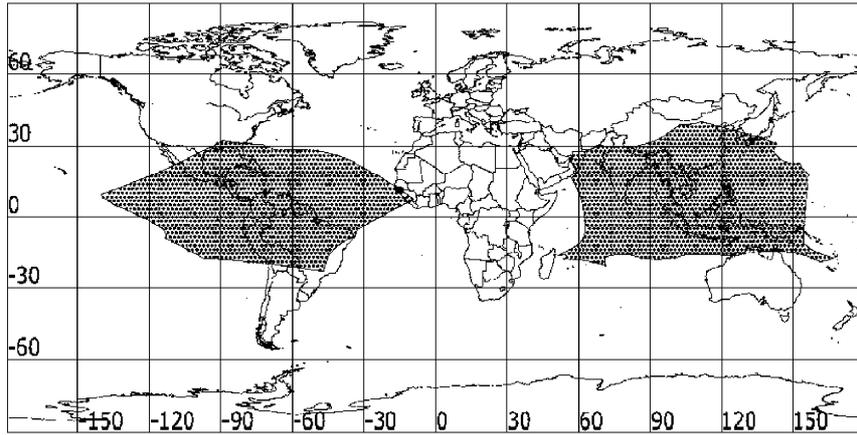
Фиг. 14



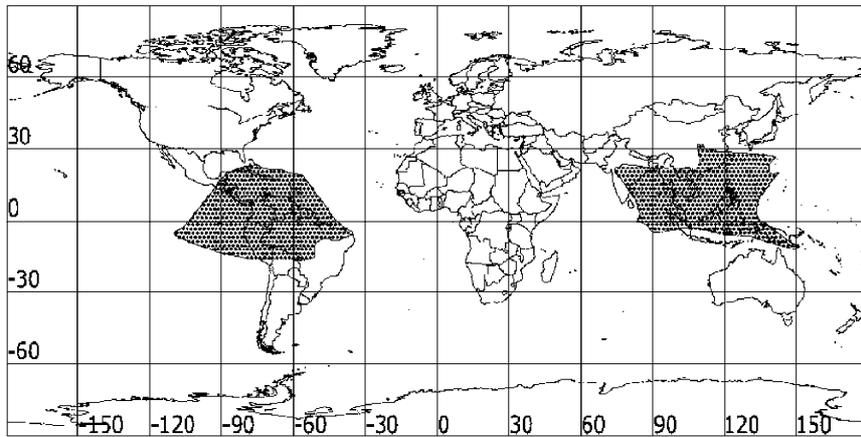
Фиг. 15А



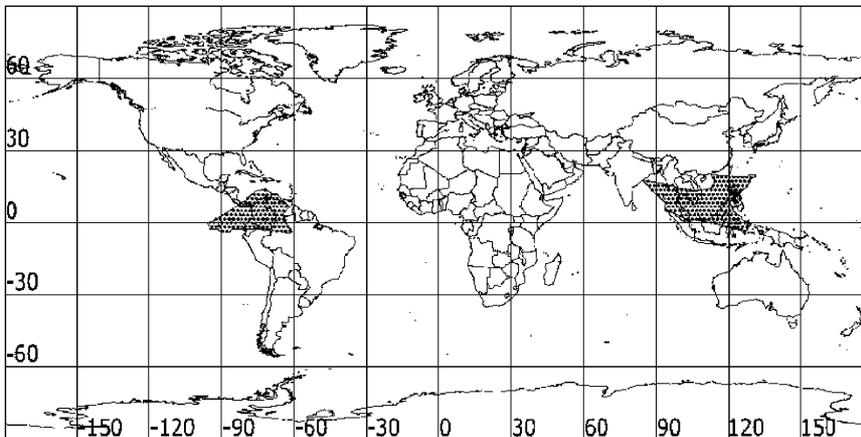
Фиг. 15В



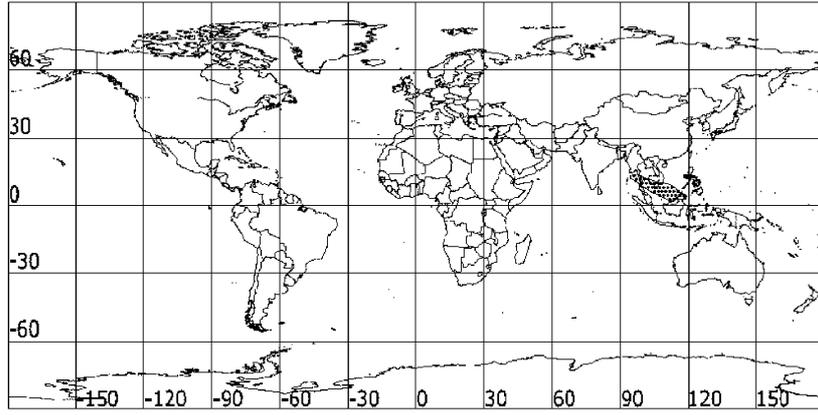
Фиг. 15С



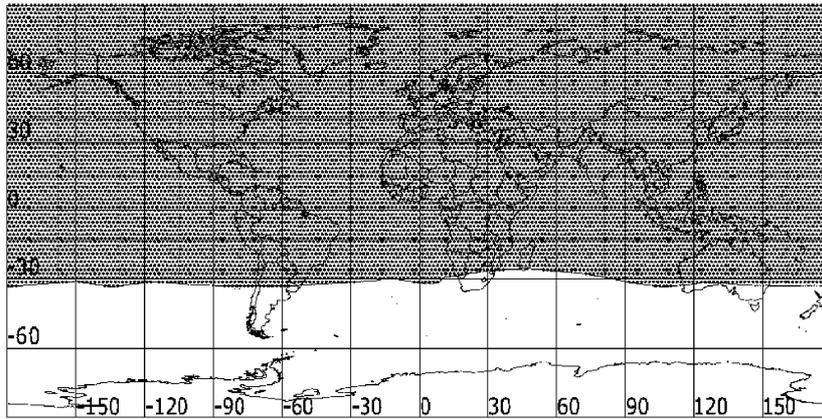
Фиг. 15D



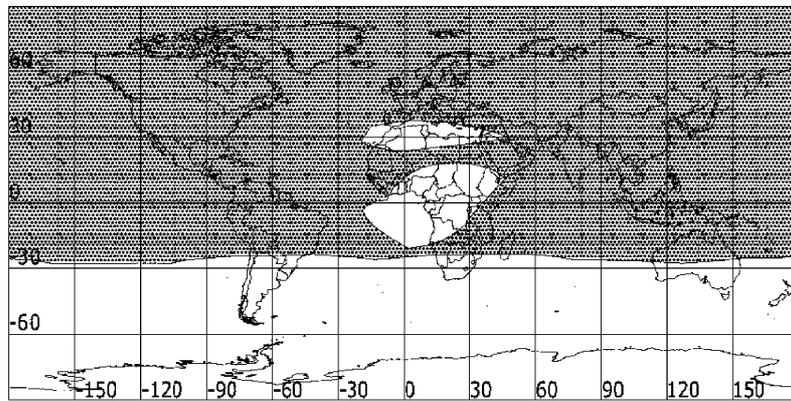
Фиг. 15E



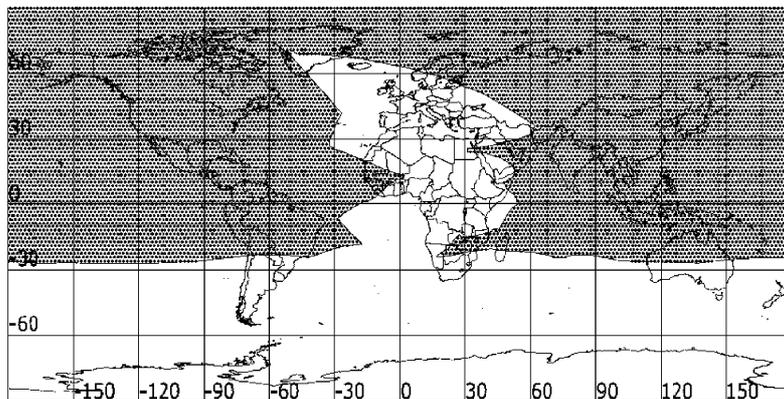
Фиг. 15F



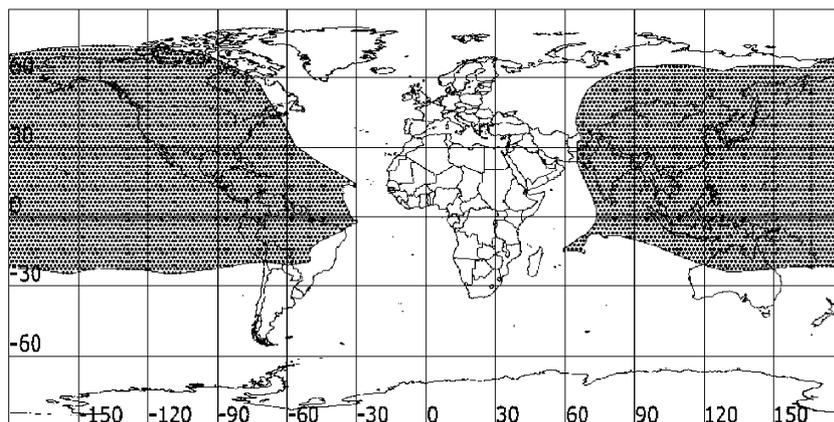
Фиг. 16А



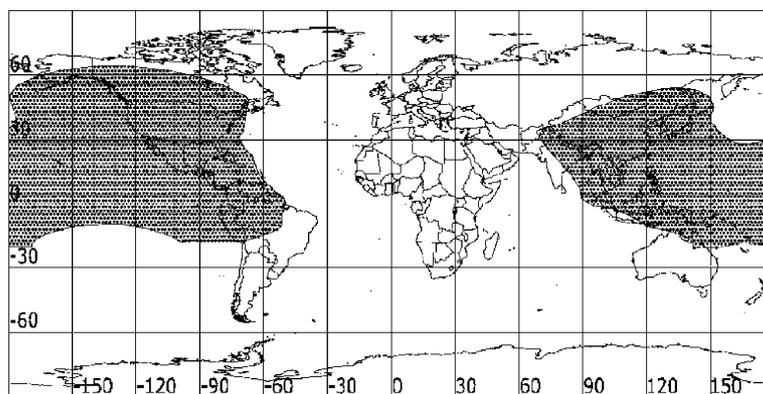
Фиг. 16В



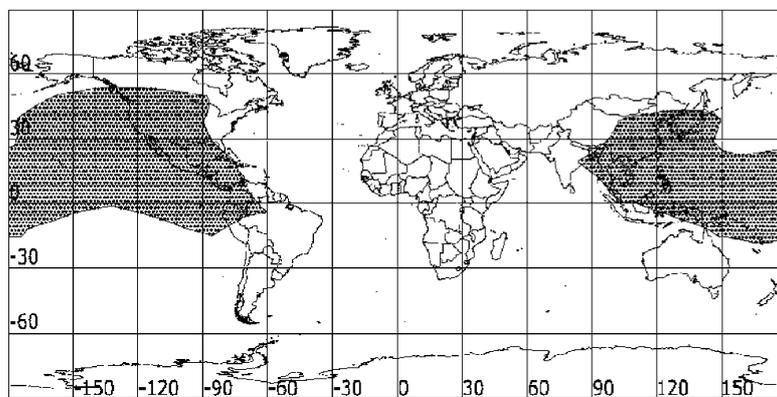
Фиг. 16С



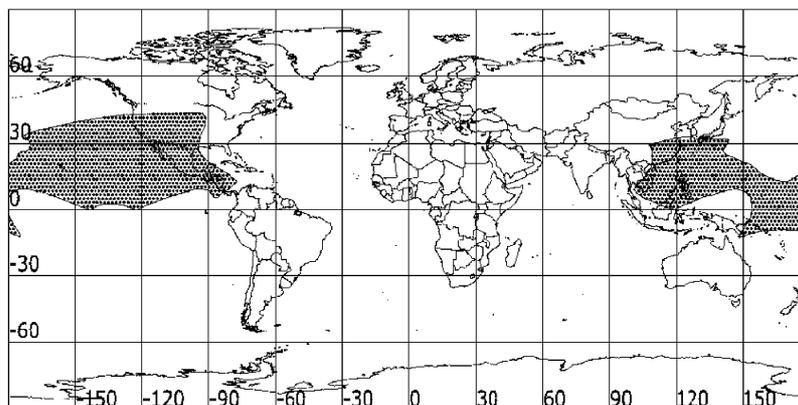
Фиг. 16D



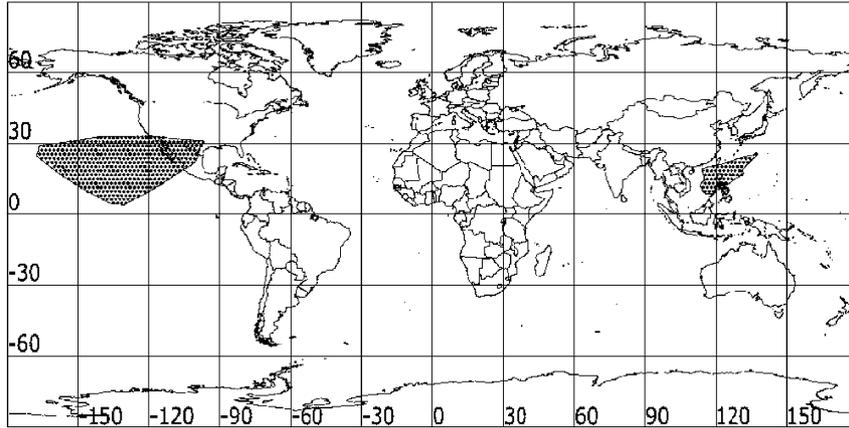
Фиг. 16E



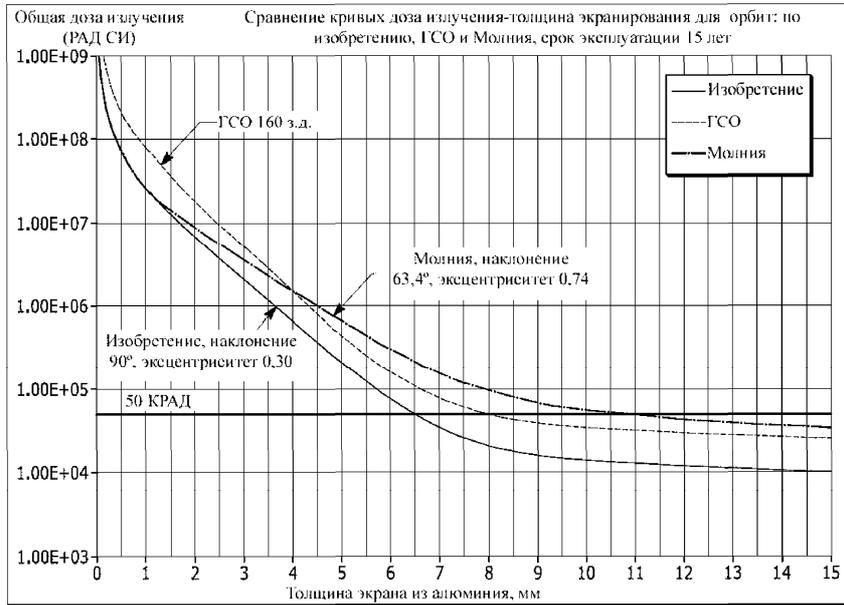
Фиг. 16F



Фиг. 16G



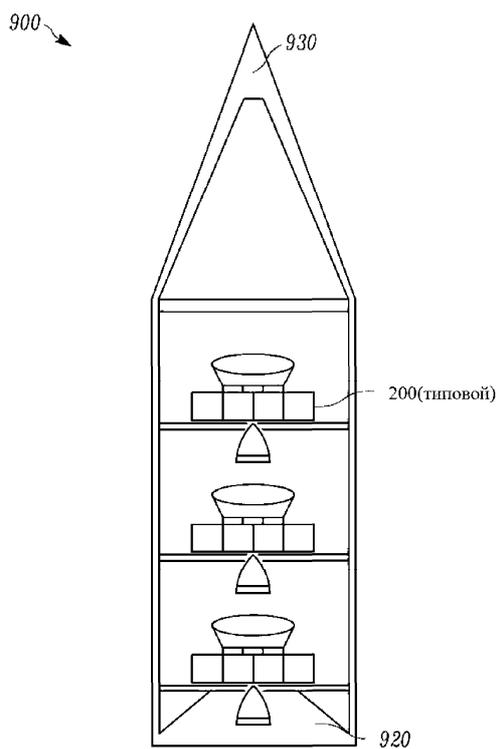
Фиг. 16Н



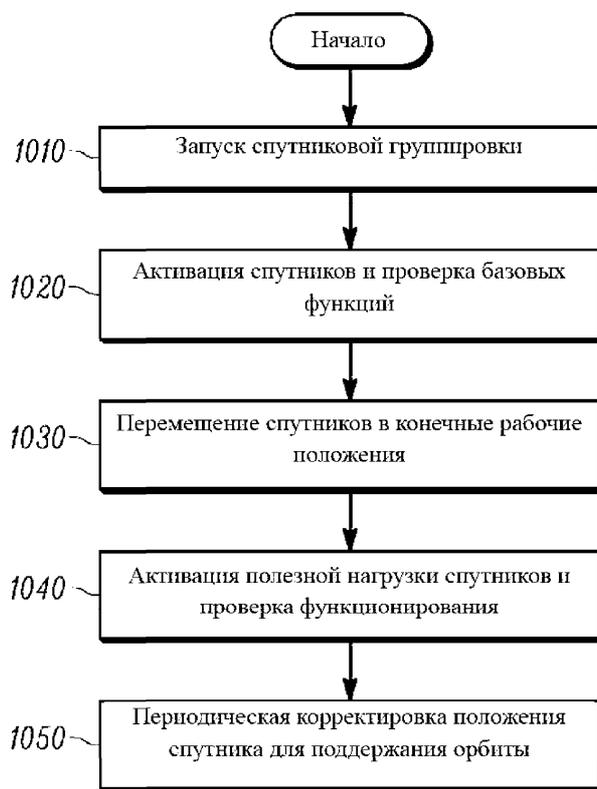
Фиг. 17



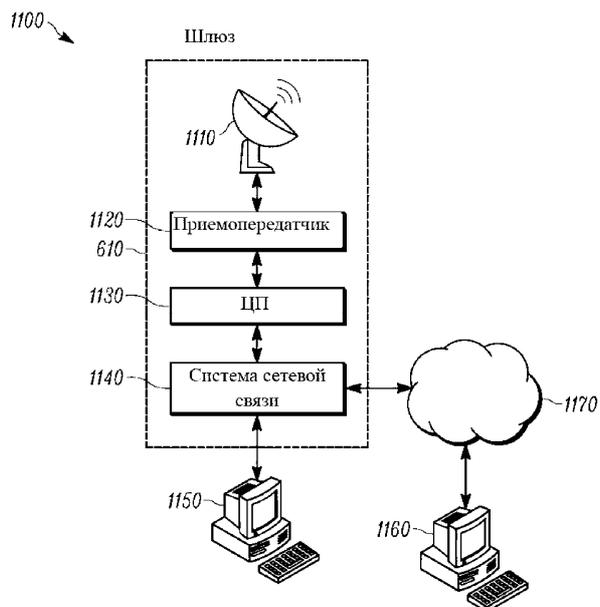
Фиг. 18



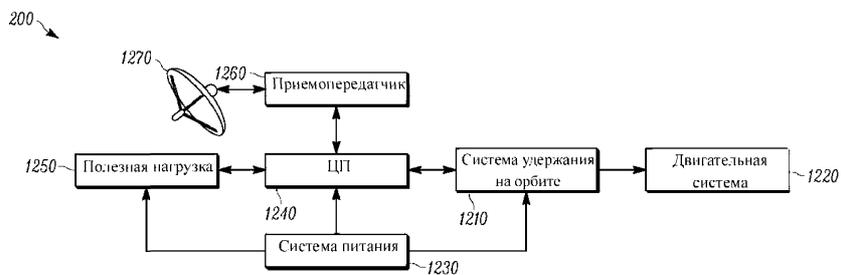
Фиг. 19



Фиг. 20



Фиг. 21



Фиг. 22

