

Представлен обзор наиболее распространенных вариантов орбитального построения космического сегмента систем спутниковой связи на основе негеостационарных спутников. Отмечены особенности орбитальных построений, которые следует принимать во внимание в процессе разработки системных решений и в проектировании спутниковых систем связи. Представленные сведения помогают оценить перспективность заявляемых сегодня спутниковых систем.

Особенности построения и эксплуатации орбитальных группировок систем спутниковой связи

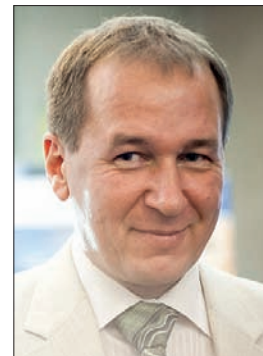
Features of construction and operation of the orbital constellation of satellite communications systems



Александр Степанов,
генеральный директор
АО "НПЦ "Вигстар" к.т.н
Aleksandre Stepanov,
General Director
of JSC "SPC "Vigstar"



Александр Акимов,
главный специалист,
ЦНИИ экономики, информатики
и систем управления
Aleksandre Akimov
Chief specialist, CSRI of economics
informatics and management systems



Андрей Гриценко,
генеральный директор
АО "Информационный Космический
Центр "Северная Корона", к.т.н.
Andrey Gritsenko,
General Director Information
Space Center "Severnaya Corona"



Вадим Чазов,
отдел астрометрии и службы времени,
ГАИ им. П.К. Штернберга МГУ
им. М.В. Ломоносова, д.ф.-м.н., с.н.с.
Vadim Chazov,
SAI MSU, senior research, doctor science

An overview of the most common variants of construction of the orbital space segment of satellite communications systems based on non-geostationary satellites. The features of the orbital constructs that should be taken into account in the development of system solutions and designing satellite communication systems. The presented information to help assess the prospects announced today satellite systems.

Введение

Сегодня по сообщениям различных информационных агентств можно сделать вывод, что в мире идет активное проектирование ряда спутниковых систем связи, космический сегмент которых выполнен на основе негеостационарных космических аппаратов (КА). Особый интерес вызывают новые международные сверхинформативные системы типа LEO-HTS, космический сегмент которых, по заявлениям инвесторов, состоит из сотен космических аппаратов, как в рекламируемых проектах OneWeb и SpaceX. Несмотря на финансовые неудачи,



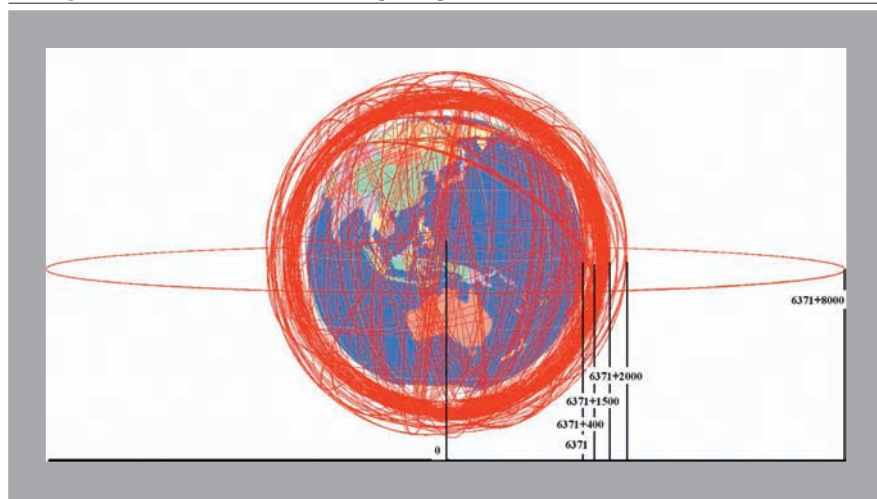


Рис. 1

связанные с созданием многоспутниковых систем связи на низких орбитах в 2000-х гг. [2], ими декларируются миллиардные инвестиции и производительность КА до десятка и более Гбит/с, а систем — в тысячи Гбит/с [1].

Грандиозные задачи по созданию спутниковых систем связи на основе негеостационарных КА ставит и Роскосмос в проектах “Енисей” и “Экспресс-РВ”, которые могут стать видными национальными проектами, обслуживающими как арктический регион [67–70], так и всю территорию страны.

Сегодня использование негеостационарных орбит при построении систем связи ограничено несколькими системами. Однако число КА различного назначения (в основном не связных), выведенных на негеостационарные орбиты, исчисляется тысячами (см. рис. 1).

Появление новой генерации коммерческих проектов на основе негеостационарных КА связи обусловлено очевидными недостатками геостационарной орбиты (ГСО):

1. Рабочая зона геостационарных КА ограничена широтами примерно 70–75 град. Очевидно, что это болезненно для стран северного полушария, в частности для России, на всей территории которой углы места КА на ГСО невелики.

2. Геостационарная орбита перегружена космическими аппаратами (реальными и “бумажными”) во всем спектре радиочастот, включая Кадиапазон. Осуществить координацию новых спутниковых сетей — большая проблема.

3. Использование КА на геостационарной орбите приводит к существенной задержке сигналов, которая находится на границе допустимых требований, предъявляемых к наземным линиям связи, имеющим спутниковые участки [66]. В перспективных сетях 4G/5G такая задержка не допускается.

Считается, что эффективное решение указанных выше проблем сопряжено с использованием негеостационарных орбит для размещения КА связи, создаваемых на основе высокопроизводительных и энергетически обеспеченных космических платформ. Использование низколетящих КА является единственным способом снижения запаздывания сигналов при распространении в космических радиолниях. Однако техническая реализация таких проектов сопряжена с многочисленными проблемами. Анализ проблем и поиск решения начинаются на этапе проектирования системы. Требуется глубокий комплексный анализ, основанный на многих факторах, в том числе связанных с развертыванием орбитальной группировки (ОГ), поддержанием ее в работоспособном состоянии и последующим захоронением КА. Даже само разнообразие негеостационарных орбит является проблемой при принятии решений. А достоинства, кажущиеся на первый взгляд очевидными, могут повлечь за собой серьезные препятствия при практической реализации новой системы. Рассмотрим основные ограничения, которые необходимо учитывать при выборе того либо иного типа орбит.

Ограничения, влияющие на выбор орбит

Основные факторы, влияющие на выбор тех или иных орбит на начальном этапе проектирования системы, связаны как с действием возмущающих сил (атмосфера, аномальное гравитационное поле Земли и др.), так и с влиянием радиационных поясов Земли. Рассмотрим эти факторы более подробно.

Ракеты-носители и космодромы

Этап развертывания КА ОГ начинается с запуска одного или группы КА в составе ракеты-носителя (РН) на опорную орбиту. Под опорной орбитой понимают круговую орбиту с заданным наклонением и высотой 180–200 км. Дальнейшее доведение КА на рабочую орбиту производится двигательной установкой космической платформы или разгонным блоком. Основными параметрами, определяющими выбор РН, является масса полезного груза, выводимая на опорную орбиту, и итоговое наклонение орбиты.

Значение наклонения опорной орбиты i связано с широтой старта φ и азимутом запуска α простым соотношением:

$$\cos(i) = \cos(\varphi) \sin(\alpha).$$

Последующая коррекция наклонения орбиты является одним из самых энергоемких маневров. Для реализации низкоорбитальных ОГ расположение космодрома и азимут запуска желательно выбирать так, чтобы сразу обеспечить групповой вывод КА на орбиту с заданным наклонением, после чего потребуется только подъем высоты и разведение КА в рабочие позиции.

Разрешенные диапазоны азимута запусков определяются с учетом фактически имеющихся зон падения ступеней РН для каждого космодрома. Например, для космодрома Куру диапазон азимутов пуска составляет 10,5–93,5 град, для космодрома Плесецк — 62,8–83 град. [5, 12].

Большинство коммерческих компаний — провайдеров пусковых услуг открыто предоставляют описание по применению конкретного типа РН. В них приводятся типовые значения азимутов запуска, реализуемые наклонения орбит, масса полезного груза, выводимого на опорную орбиту, геометрические параметры обтекателя, а также указывается кос-

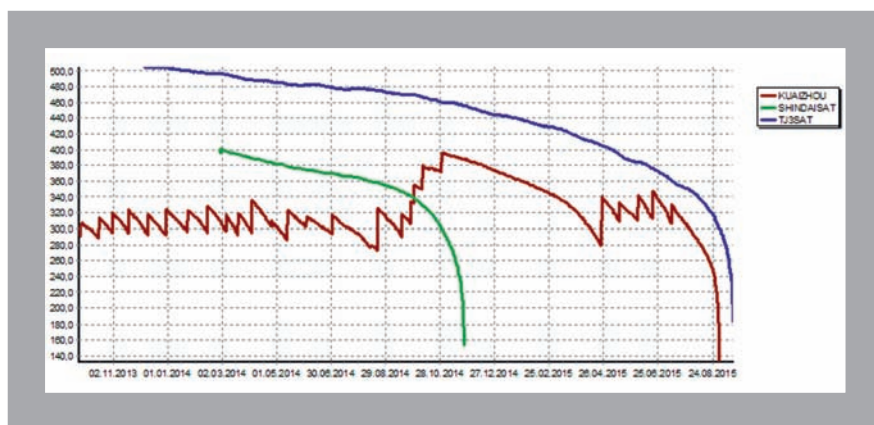


Рис. 2

модром, имеющий соответствующую стартовую площадку [5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12].

Атмосфера

Еще в период 1957–1960 гг. отмечалось значение влияния атмосферы на движение низкоорбитальных КА. Соответствующие оценки были произведены в работах [3, 4]. Влияние атмосферы приводит к возникновению внешней силы, как правило, направленной против вектора скорости КА. В Европе и США используется модель атмосферы, описанная в документах [14, 15]. Величина потерь энергии движения КА определяется баллистическим коэффициентом. Он зависит как от массы и эффективной площади КА, так и от плотности атмосферы. Согласно ГОСТ 25645.101–83 [13], при проведении баллистических расчетов влияние атмосферы должно учитываться для высот от 120 до 1500 км. При этом с ростом высоты сила торможения КА в атмосфере уменьшается в соответствии с уменьшением ее плотности. Уменьшаются и потребные затраты топлива на поддержание заданной высоты орбиты КА. Напротив, для крайне низких орбит уменьшаются затраты на утилизацию отслуживших срок КА, что весьма существенно для современных низкоорбитальных многоспутниковых систем.

В качестве примера на рис. 2 представлены графики изменения высоты орбиты следующих трех спутников:

- KUAIZHOU 1 (NORAD 39262, дата запуска 25.09.2013 г., дата схода 01.09.2015 г.), выведенный на круговую орбиту высотой 300 км;

- SHINDAISAT (NORAD 39572, дата запуска 27.02.2014 г., дата схода 24.11.2014 г.), выведенный на круговую орбиту высотой 400 км;
 - TJ3SAT (NORAD 39385, дата запуска 20.11.2013 г., дата схода 17.09.2015 г.), выведенный на круговую орбиту высотой 500 км.
- Из трех спутников система коррекции орбиты была установлена только на KUAIZHOU. На графике (рис. 2) хорошо видна пилообразная структура, обусловленная работой системы коррекции орбиты, пытающейся парировать тормозящее влияние атмосферы. После прекращения работы системы коррекции (10.07.2015 г.) спутник не просуществовал и 2 месяцев. Спутник SHINDAISAT, не имеющий системы коррекции, но выведенный на высоту 400 км,

просуществовал 9 месяцев. Спутник TJ3SAT, не имеющий системы коррекции, но выведенный на высоту 500 км, просуществовал почти 2 года.

На высотах выше 500 км влияние атмосферы заметно падает. Так, уменьшение высоты апогея российского микроспутника UGATUSAT (NORAD 35869), запущенного 17.09.2009 г. на орбиту высотой 822 км, за 6 лет составило всего 1 км.

Высотная полоса от 500 до 700 км используется в основном спутниками дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), поскольку в ней сочетаются требования по разрешению получаемых снимков и затраты на удержание высоты орбиты. Для спутников систем связи высота орбиты составляет, как правило, от 700 км.

Большое количество выведенных к настоящему времени в космическое пространство объектов (см. рис. 1) составляет известную проблему “космического мусора” [16], которая уже привела к реальным столкновениям КА на орбите. Поэтому возможность естественной утилизации низколетающих КА за счет диссипативного влияния остаточной атмосферы учитывается при разработке ОГ КА.

В то же время из рис. 1 следует, что на отметке примерно в 2 тыс. км и выше число спутников резко снижается и доходит практически до нулевой отметки. Это обусловлено значительным ростом влияния на этих высотах радиационных поясов Земли.

Пространственная структура радиационных поясов

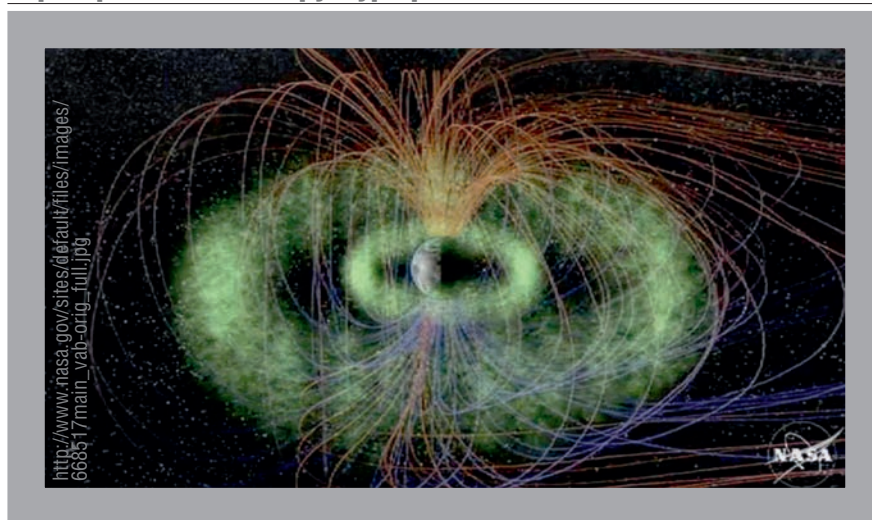


Рис. 3



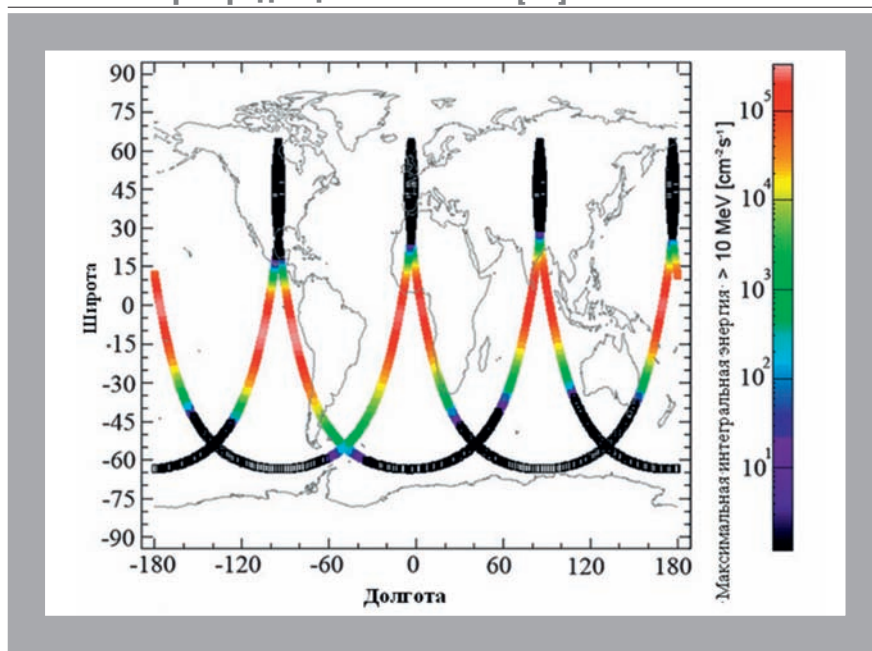


Рис. 4

Места обнаружения воздействия радиации на микросхемы памяти, размещенные на борту низколетящего КА PROBA-2, по материалам [26]

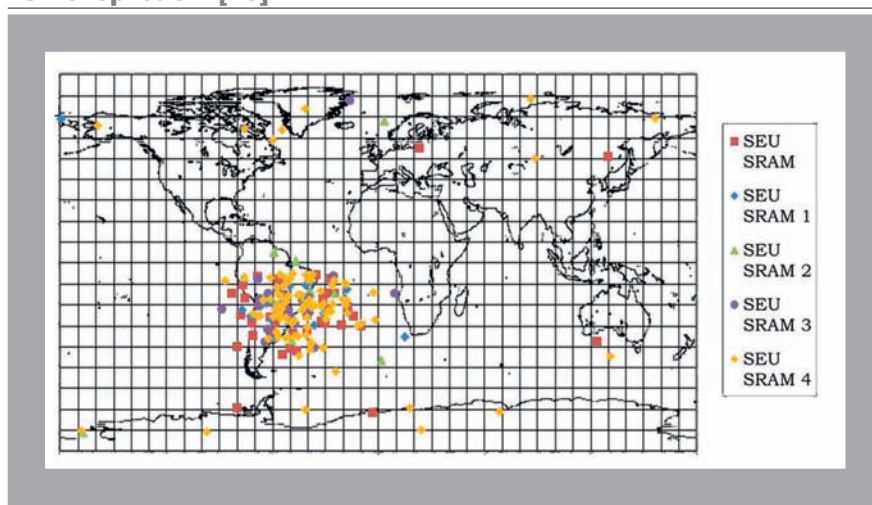


Рис. 5

Радиационные пояса Земли

Известно, что радиационное излучение негативно влияет на надежность аппаратуры спутника, причем прежде всего на полупроводниковые приборы, к которым относятся в том числе панели солнечных батарей (СБ). В этом случае деградация панелей СБ может потребовать значительного увеличения их площади для обеспечения требуемой мощности в конце срока активного существования (САС).

До последнего времени считалось, что около Земли расположены два радиационных пояса. Внутренний (протонный) находится в области высот примерно от 2 до 6,5 тыс. км над поверхностью Земли, а внешний (электронный) находится в области высот примерно от 13 до 42 тыс. км [19, 20, 21, 22]. Во внешнем поясе недавно был обнаружен максимум радиационного воздействия, формирующий третий пояс, находящийся на высотах примерно от 19 до 22 тыс. км [23, 24].

Пространственная структура радиационных поясов показана на рис. 3. Пространственные параметры поясов меняются в зависимости от периода времени и уровня солнечной активности.

Анализ баллистических данных каталогизированных околоземных искусственных объектов показал, что в диапазоне высот от 1600 до 2000 км в настоящее время находится примерно 70 космических аппаратов, подавляющая часть которых — это выпшедшие из строя или выведенные на орбиту захоронения КА.

Таким образом, рабочие высоты низкоорбитальных спутниковых систем связи лежат в диапазоне от 700 км до примерно 1600 км. Нижнее значение ограничено торможением в остаточной атмосфере, верхнее — радиационными поясами. Оба фактора ограничивают время активного существования КА.

Для систем на средневисотных орбитах используется пространство между внутренним и внешним радиационными поясами. Этот высотный эшелон использует система связи ОЗВ (высота 8062 км).

Высокоэллиптические орбиты (ВЭО) типа Loopus и "Молния" пересекают радиационные пояса и, соответственно, в большей степени подвержены их негативному влиянию. Вопросы оптимизации расположения ВЭО относительно радиационных поясов рассматривались, например, в [25]. В частности, на рис. 4 показаны области эффективного соприкосновения 12-часовой высокоэллиптической орбиты "Молния" с радиационными поясами.

Исследования влияния радиационного воздействия на микросхемы памяти SRAM проводились с помощью КА PROBA-2, который был выведен на орбиту высотой 700 км 2 ноября 2009 г. РН "Рокот". Полученные результаты приведены в [26], а дислокация моментов обнаруженных эффектов воздействия приведена на рис. 5.

Влияние возмущений гравитационного поля Земли

Движение спутника происходит под воздействием ряда внешних сил. В первом приближении предполагается, что внешняя сила одна — центральное гравитационное поле Земли. Это позволяет получить простые аналитические выражения для описания движения КА.

В реальности на спутник действует целая система сил (и моментов). Все



Cosmos-2492. Прецессия линии узлов для КА на средневысотной круговой орбите



Рис. 6

Yaogan-27. Прецессия линии узлов для КА на низкой круговой орбите



Рис. 7

Графики изменения параметров орбиты объекта SL-12

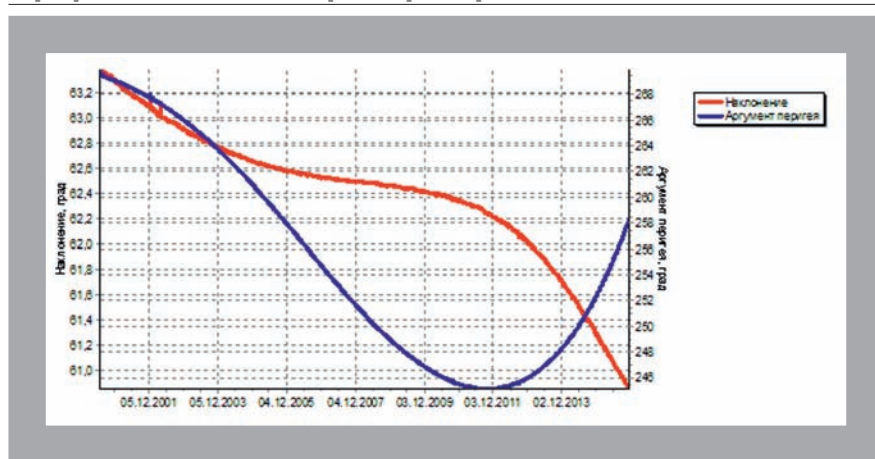


Рис. 8

эти внешние силы, за исключением центральной составляющей, относят к возмущающим. Это, прежде всего, возмущения от аномального гравитационного поля Земли, гравитационного поля Солнца и Луны, атмосферы и давления солнечного света. Под воздействием возмущающих сил параметры орбиты медленно меняются во времени и проявляются как систематические уходы и колебания.

В качестве примера на рис. 6 представлено положение орбиты на протяжении полутора лет службы спутника системы ГЛОНАСС Cosmos-2492 (NORAD 39620), запущенного 23.03.2014 г. на орбиту высотой 19 100 км. Видно, что за это время плоскость орбиты развернулась примерно на 20 град.

На рис. 7 представлено положение орбиты на протяжении двух меся-

цев службы спутника ДЗЗ Yaogan-27 (NORAD 40697), запущенного 27.08.2015 г. на орбиту высотой 1200 км. Видно, что за это время плоскость орбиты развернулась примерно на 60 град. Это означает, что если при выведении КА на орбиту обеспечить положение плоскости орбиты по нормали к направлению “Земля–Солнце”, то спутник никогда не будет затеняться Землей. Это гарантирует лучшие условия для работы системы электропитания КА (СЭС). Таким образом, орбиты, долгота восходящего узла которых прецессирует в направлении на восток с угловой скоростью примерно 1 град./сутки, называются солнечно-синхронными. Семейство таких орбит имеет наклонение в диапазоне примерно 96–103 град. и высоты в диапазоне от 700 до 1500 км [38].

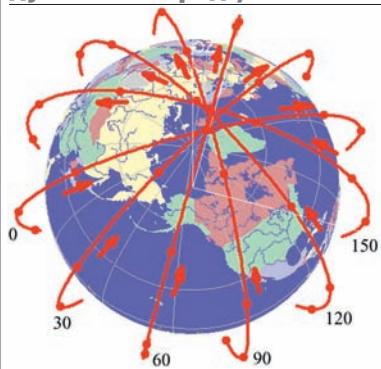
В классе круговых орбит внешние силы приводят в основном к изменению высоты орбиты, наклонения и долготы восходящего узла. Для эллиптических орбит дополнительную проблему создает прецессия положения линии апсид, задаваемого аргументом перигея. Существенно снизить скорость прецессии можно, если обеспечить значение наклонения, близкое к критическому, — около 62,8 град. На рис. 8 представлены графики изменения наклонения и аргумента перигея объекта SL-12 (NORAD 26393), являющегося останками разгонного блока спутника SIRIUS 1 (NORAD 26390), запущенного на орбиту “Тундра” 30.06.2000 г. На графике видно, как под действием внешних сил наклонение орбиты падает с 63,4 град. до 60,8 град. При этом аргумент перигея также вначале снижается с 270 до 245 град., но после того, как значение наклонения упало ниже 62,3 град., начинает дрейфовать в обратную сторону.

Такое взаимное влияние параметров орбиты друг на друга может оказаться весьма полезным. Как уже упоминалось выше, наиболее энергетически емкими орбитальными маневрами являются те, которые связаны с изменением положения плоскости орбиты в пространстве, то есть изменение наклонения и долготы восходящего узла. Если не требуется высокая оперативность решения задачи, то для коррекции этих параметров можно использовать такой естественный фактор, как прецессия орбиты под действием возмущений. Общий подход такой — корректируются низкоэнергетические параметры орбиты, что приводит к дрейфу высокоэнергетических параметров. После достижения требуемых значений скорректированные низкоэнергетические параметры возвращают к исходным значениям.

Пространственные топологии орбит

Конструктивные особенности ОГ систем связи определяются стремлением минимизировать количество КА в ОГ и необходимостью создания упорядоченной пространственной структуры, позволяющей планировать совместное использование выделенного радиочастотного спектра. Поэтому выбор пространственной топологии космического сегмента низкоорбитальных спутниковых систем является одной из ос-

а) Конструкция Уолкера-Можаева (расстановка на дуге 0–180 град.)



б) Дельта-конфигурация (расстановка на дуге 0–360 град.)

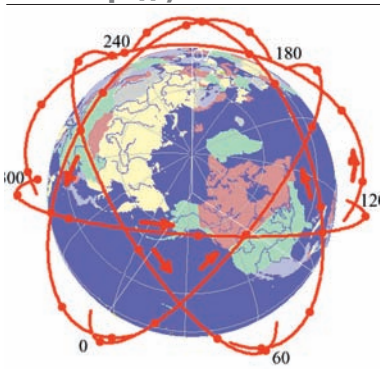


Рис. 9

новых задач на этапе системного проектирования.

Пространственная структура орбитальных группировок КА на низких круговых орбитах (НКО), как правило, использует построение Уолкера-Можаева [27, 28]. При этом реализуют либо конфигурацию рис. 9а, когда плоскости равномерно расставляются по долготе восходящего узла на дуге 0–180 град. (например, система Iridium), либо конфигурацию рис. 9б, когда расстановка плоскостей выполняется на дуге 0–360 град. (например, система Globalstar).

Наиболее общий фундаментальный подход к синтезу пространственной топологии кинематически правильных орбитальных структур основан на применении теории групп симметрии и разработан Можаявым Г.В. [28].

Орбитальные группировки на основе низких круговых орбит

Известно большое разнообразие практических решений построения низкоорбитальных ОГ КА систем связи. Особая активность сегодня связана с проектированием систем LEO-HTS.

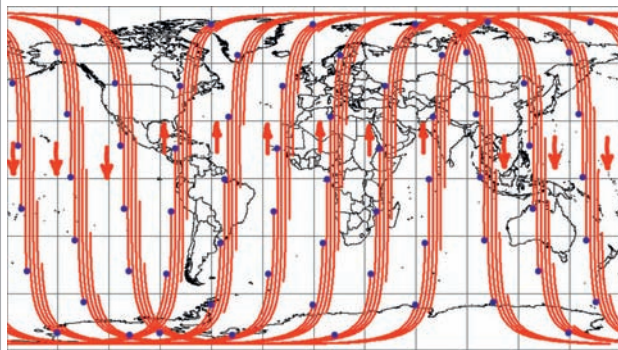
Полярные орбиты

Примером использования таких орбит являются системы Iridium и “Гонец”. В этих системах используются низкие круговые полярные орбиты с наклонением, близким к 90 град. В системе Iridium используется орбита с наклонением 86,4 град. и высотой 780 км. В системе “Гонец” применяется орбита с наклонением 82,5 град. и высотой 1500 км. Такие типы орбит отли-

чаются высокой стабильностью взаимного расположения долгот восходящих узлов орбит различных объектов ОГ по отношению к дисперсии высоты полета КА. Это позволяет строить пространственную структуру ОГ по принципу набора орбитальных плоскостей, плотно покрывающих поверхность земного шара зонами радиовидимости КА. При этом управление взаимным расположением КА направлено на сохранение взаимного положения между ними внутри плоскостей и фазовых соотношений между КА в соседних плоскостях. Маневр по переводу КА из одной орбитальной плоскости в другую практически не используется ввиду энергетической неэффективности. Поэтому КА, выводимые на орбиту одним пуском, как правило, находятся в одной орбитальной плоскости. Обычно для систем, использующих приполярные орбиты, между плоскостями оказываются неисправные КА, находящиеся в неуправляемом полете или переведенные на орбиту захоронения.

Для минимизации количества КА в орбитальной группировке используется конфигурация из орбитальных плоскостей, разнесенных по долготе восходящего узла на интервале 0–180 град. При этом в экваториальной и среднеширотной области Земли покрытие независимо формируется “восходящим” и “нисходящим” потоками КА орбитальной группировки (см. рис. 10а). Соответственно, имеются области “сшивки”, где космические аппараты в соседних плоскостях разных потоков движутся в противополож-

а) Схема движения КА в ОГ Iridium



б) Схема движения КА в ОГ “Гонец”

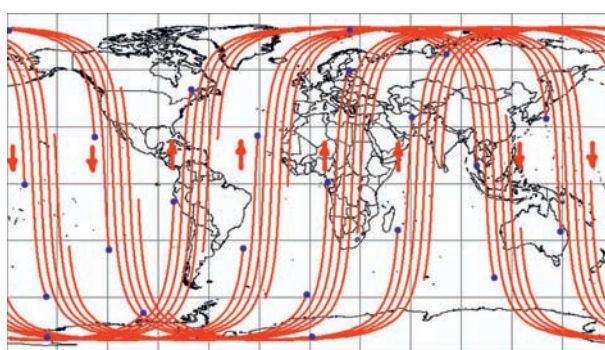
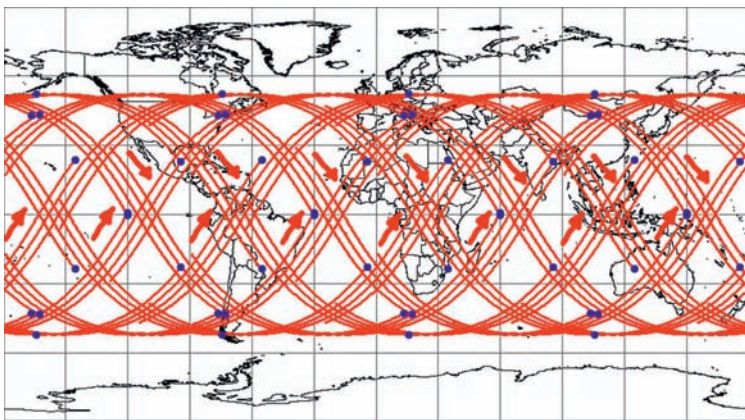


Рис. 10



а) Схема движения КА в ОГ системы Globalstar



б) Вид со стороны полюса



Рис. 11

Время от старта РН до установки КА в рабочую плоскость

№ NORAD	Название	t (сутки)
39072	Globalstar M097	104
39073	Globalstar M093	104
39074	Globalstar M094	198
39075	Globalstar M096	138
39076	Globalstar M078	20
39077	Globalstar M095	20

Таблица 1

ных направлениях. В приполярных районах поверхности Земли для такого типа ОГ возникает многократное перекрытие зон радиовидимости соседних КА. При этом совместное использование выделенного для работы системы связи радиочастотного спектра (например, в случае системы Iridium) достигается отключением либо всех, либо некоторых антенных лучей космических аппаратов, формирующих перекрывающиеся зоны. В процессе проектирования учитывается необходимость распределения полос частот между лучами КА для обеспечения их бесконфликтного многократного использования.

Например, в случае системы "Гонец" проблема многократного покрытия, формируемого КА ОГ в полярных районах, решена путем планирования использования полос частот в выделенном участке радиочастотного спектра, которое гарантирует их бесконфликтное многократное использование, и не требует ни полного, ни частичного отключения КА. Схема движения КА в ОГ "Гонец" показана на рис. 106.

Наклонные орбиты

В орбитальной группировке системы Globalstar используются низкие круговые орбиты высотой 1414 км и наклонением 52 град. ОГ со-

держит 48 КА в 8 орбитальных плоскостях. Орбитальные плоскости разнесены по долготе восходящего узла на интервале 0–360 град. Таким образом, в ОГ нет выраженных восходящего и нисходящего потоков КА (см. рис. 11).

На этапе разворачивания и восполнения ОГ в системе Globalstar в полной мере используется упомянутый выше принцип коррекции одних параметров орбиты путем изменения других. Так, например, анализ баллистических данных показывает, что скорость прецессии линии узлов (дрейф долготы восходящего узла) рабочей орбиты системы Globalstar на высоте 1414 км

Пространственное положение солнечно-синхронных орбит

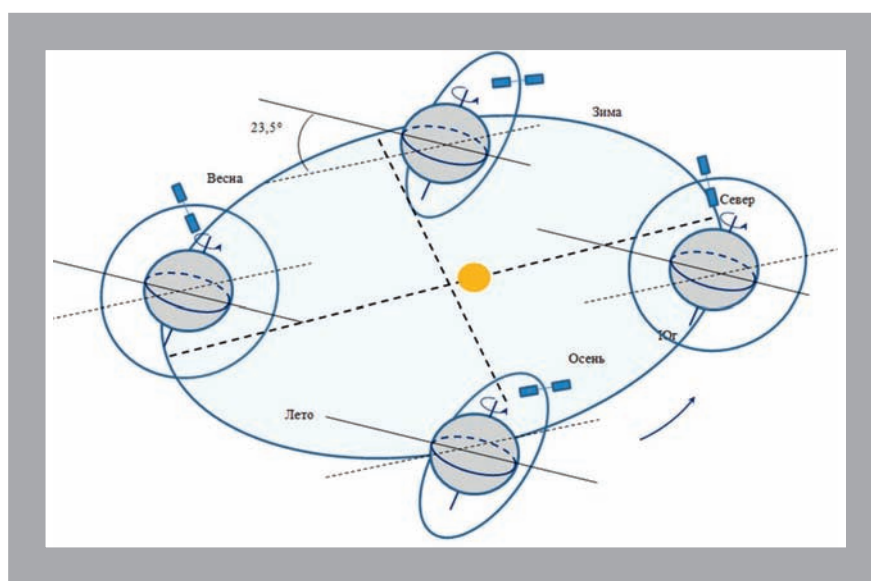


Рис. 12

составляет примерно 3,04 град./сутки. Выведение спутников системы осуществляется, как правило, групповым запуском. Спутники выводятся на опорную орбиту высотой 930 км. Прецессия линии узлов на опорной орбите составляет примерно 3,82 град./сутки. Следовательно, плоскости опорной и рабочей орбит смещаются относительно друг друга с угловой скоростью около 0,8 град./сутки. В этом случае для выведения каждого КА в требуемую плоскость достаточно просто дожидаться момента времени, когда плоскости опорной и рабочей орбит совпадут. Затем высоту орбиты повышают до номинальной и устанавливают КА в нужную фазовую позицию внутри орбитальной плоскости.

Исследуя эволюции КА в ОГ Globalstar, можно обнаружить, что маневр разведения КА такого типа является обычным. Поэтому, как правило, КА Globalstar, выведенные на орбиту одним пуском, в дальнейшем не находятся в одной плоскости. Эта особенность используется при восполнении орбитальной группировки. Последний по времени запуск 6 КА системы Globalstar состоялся 6 февраля 2013 г. с космодрома "Байконур". При этом 6 выведенных на орбиту КА дополнили 4 разные орбитальные плоскости. Интервалы времени, в течение которых КА переводились в рабочую плоскость, представлены в таблице 1.

Орбитальная группировка Globalstar создает, как правило, двукратное покрытие поверхности Земли зонами радиовидимости КА в области широт ± 52 град. Бесконфликтное совместное использование выделенного радиочастотного спектра осуществляется за счет применения технологии CDMA.

В то же время следствием использования наклона орбиты 52 град. и высоты полета КА 1440 км является невозможность обслуживания системой космическими аппаратами полярных областей поверхности Земли (см. рис. 11).

Солнечно-синхронные орбиты

Как уже отмечалось, существование солнечно-синхронных орбит (ССО) определяется дрейфом линии узлов под действием аномального гравитационного поля Земли. Если угловая скорость прецессии линии узлов будет равна угловой скорости радиус-вектора Земли относительно Солнца, то взаимная ориентация объектов "Солнце—Земля—плоскость орбиты КА" будет стационарной.

Наиболее часто ССО используются в системах дистанционного зондирования Земли [38], для которых важно сохранение постоянства условий освещенности от витка к витку. Однако в последнее время ССО предлагают использовать и для связных систем. При этом система управления движением КА постоянно удерживает его ориентацию относительно плоскости орбиты, обеспечивая опти-

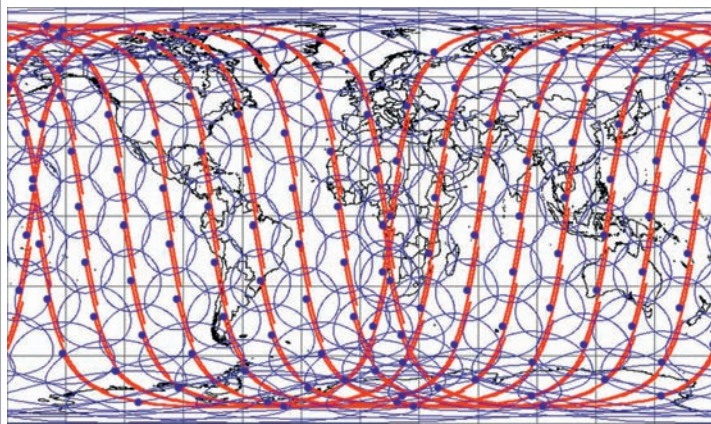
мальную освещенность солнечных батарей на протяжении года.

Таким образом, исключается проведение отдельного маневра ориентации СБ на Солнце. При этом также облегчается взаимная ориентация КА в соседних плоскостях, что упрощает создание межспутниковых линий связи. Но все же проблемы остаются в зонах сшивки потоков восходящих и нисходящих КА.

В этой связи представляет интерес проект низкоорбитальной спутниковой системы гонконгской компании Yaliny, имеющей офис в Москве [34, 35]. О проекте известно, что к работе привлекаются российские разработчики. На спутнике используется многолучевая бортовая фазированная антенная решетка, а межспутниковые линии предполагается реализовать в оптическом диапазоне. Проектируемая система Yaliny может быть отнесена к типу систем LEO-NTS. В качестве рабочей орбиты разработчики выбрали ССО наклонением 97,8 град. и высотой 600 км [37]. Орбитальная группировка системы будет включать 9 орбитальных плоскостей по 15 КА в каждой. Всего в ОГ будет 135 КА. Дополнительно в каждой плоскости планируется разместить по одному резервному КА. Угловой разнос между плоскостями — 22 град. (расстановка на дуге 180 град.). Фазовый сдвиг между КА в одной плоскости — 24 град. Фазовый сдвиг между КА в смежных плоскостях составляет 8 град. (рис. 13) и не является регулярным.

Проект Yaliny

а) Схема движения КА и зоны покрытия



б) Структура ОГ

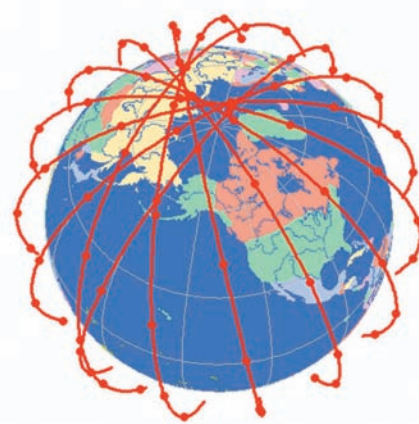
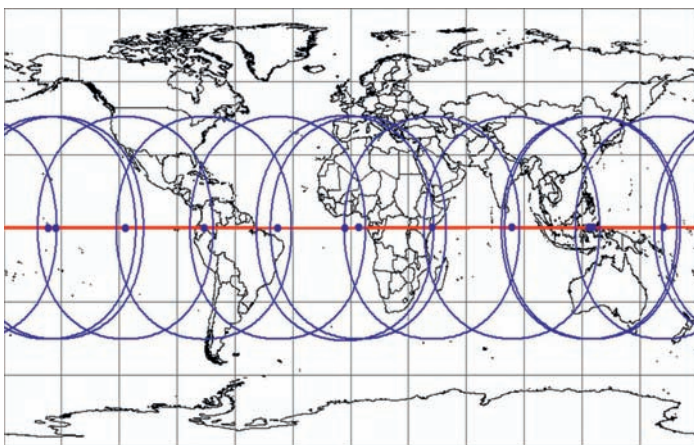


Рис. 13



а) Зона покрытия (угол места 20 град.)



б) Структура ОГ

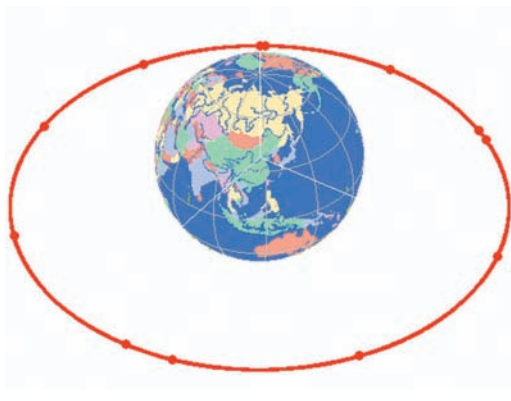


Рис. 14

В качестве опорной орбиты для развертывания ОГ выбрана орбита высотой 550 км. Скорость взаимного дрейфа плоскостей между КА на рабочей и опорной орбитах в этом случае составит около 0,025 град./сутки. Переход с опорной на рабочую орбиту осуществляется в момент совпадения плоскостей. Это позволяет снизить затраты рабочего тела на компенсацию ошибок выведения. Масса КА — 630 кг. Срок активного существования (САС) — 10 лет. Заявленная мощность системы энергообеспечения спутника (СЭС) — до 10 кВт.

Схема движения подспутниковых точек с мгновенной зоной покрытия для углов места выше 14 град. и структура ОГ системы представлены на рис. 13. Предварительный анализ показал, что гарантированная глобальная зона покрытия обеспечивается при требованиях на минимальный угол места 14 град. Часть орбитальных плоскостей будет находиться в условиях периодического прохождения КА в области тени Земли. Другая часть орбитальных плоскостей будет постоянно полностью освещена. Затененные участки орбиты будут находиться над ночными областями поверхности Земли. Соответственно, абонентский трафик должен быть меньше, чем на территориях, находящихся в дневной области, где КА хорошо освещены. Это свойство снижает нагрузку на систему электропитания КА, находящихся в тени.

Каким образом авторы проектов собираются решать вопросы радиочастотного обеспечения и эффективного совместного использования частотного ресурса в областях пересечения зон видимости КА, особенно севернее 50 град. с.ш., пока не сообщается.

Орбитальные группировки на основе средневисотных орбит

Круговые орбиты с высотой от 8 тыс. км до 25 тыс. км относят к средневисотным околоземным орбитам (Medium Earth Orbit —

MEO) [18], наиболее известными являются ОГ навигационных систем GPS и ГЛОНАСС. В 1990-х гг. предпринимались попытки развернуть несколько связанных систем на этих орбитах, но ни одна из них не дошла до практической реализации по экономическим соображениям. По состоянию на конец 2015 г. существует только одна система связи с орбитами данного типа — это сверхинформативная система ОЗб [36]. Такие системы сегодня получили общее обозначение MEO-HTS.

Освещенность КА на экваториальной орбите МЕО

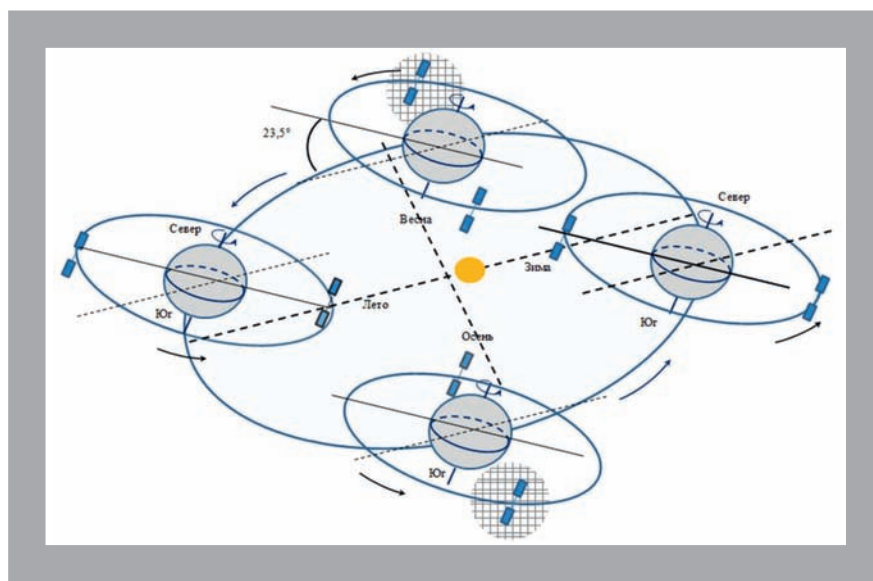


Рис. 15

В настоящее время полностью развернут космический сегмент системы связи ОЗВ. В составе ОГ 12 КА на круговых экваториальных орбитах (см. рис. 15). Высота орбит 8000 км. Орбитальная группировка ориентирована на обслуживание пояса широт ± 45 град.

Использование экваториальной орбиты отражает идею реализации СЭС и управления движением, аналогичную той, которая используется на геостационарных КА. Весной и осенью КА периодически попадают в тень Земли (см. рис. 15).

Дальнейшее развитие системы, вероятно, будет связано с расширением зоны обслуживания путем дополнения ОГ спутниками, размещаемыми в двух орбитальных плоскостях на эллиптических орбитах [29]. Подобная конфигурация орбитальной структуры предполагалась в проекте системы связи ELLIPSO. При этом экваториальная ОГ называлась CONCORDIA, а ОГ на основе эллиптической орбиты — BORELIAS [30, 31].

Существует несколько предложений, сформулированных в виде патентов, в которых предлагается использование в качестве эллиптического сегмента орбитальной группировки солнечно-синхронных орбит [33]. Данная конструктивная особенность позволяет применить те же КА, что и на экваториальной орбите, которые оборудованы системой, обеспечивающей одноосную ориентацию солнечных батарей путем вращения вокруг оси, проходящей через корпус КА. В этом случае обеспечивается удер-

жание плоскостей СБ по нормали к направлению на Солнце во время движения на каждом витке.

Однако требует дополнительного анализа то, что на каждом витке КА будет одновременно пребывать в области тени Земли.

Орбитальные группировки на основе высокоэллиптических орбит

К высоко эллиптическим орбитам относятся эллиптические орбиты с периодом обращения 12, 24 часа и больше. Наиболее известны “Молния”, “Тундра” и Loopus.

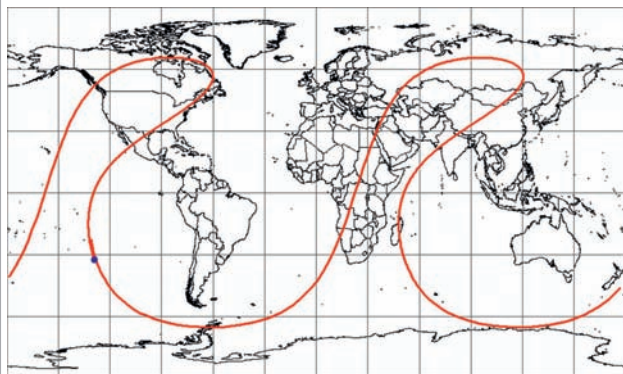
Орбиты типа “Молния”

Освоение высокоэллиптической орбиты (ВЭО) в нашей стране началось с запуска космического аппарата “Молния-1”. Это событие произошло 50 лет назад. В настоящее время с термином “спутниковая связь” прочно ассоциируются геостационарные КА. Однако именно орбита “Молния” дала начало гражданской спутниковой связи. Дело в том, что энергетики имеющихся в 1965 г. ракет-носителей не хватало, чтобы вывести на геостационарную орбиту космический аппарат связи достаточной массы. Первые запуски давали траекторию, не очень похожую на классическую форму орбиты “Молния” в связи с неточностью выведения КА (см. рис. 16а), однако “Молния 1-4”, запущенная 20 октября 1966 г., после коррекции орбиты образовывала правильную траекторию (см. рис. 16б).

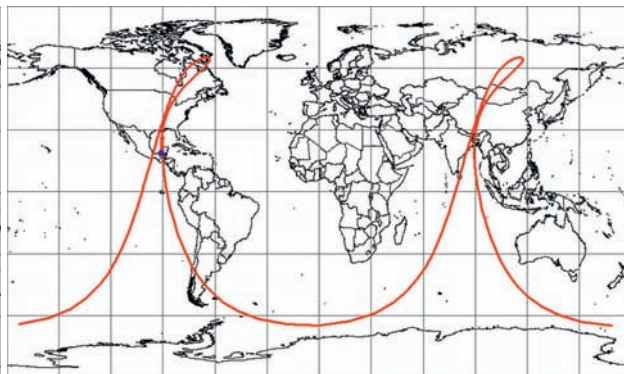
В 1965 г. была опубликована работа [39], где затрагивались вопросы использования ВЭО для построения систем связи, а в [40] уже достаточно

детально рассматривались свойства устойчивой высокоэллиптической орбиты с периодом 12 часов [41, 42]. Примерно в 1994 г. проводились исследования по поиску вариантов рационального построения ОГ перспективной системы спутниковой связи. В ходе этих исследований параметры орбиты “Молния” были незначительно скорректированы: аргумент перигея 270 (вместо 285) град., а эксцентриситет уменьшен с 0,725 до 0,715. При этом трасса спутника на апогейном участке стала описывать характерную для ГСО “восьмерку”, причем в верхней петле “восьмерки” спутник находился около 6–8 ч (см. рис. 17). Такой модифицированной орбите “Молния” для большей определенности было дано название “Кентавр” [46, 47]. Таким образом, орбита “Кентавр” — это результат выполнения двух требований: минимизации углового движения КА относительно Земли и обеспечения примерного совпадения точек входа и выхода КА на рабочем апогейном участке орбиты. На этой орбите используется характерная “петля”, минимизирующая угловые девиации КА относительно точек на поверхности Земли (см. рис. 18). Величиной эксцентриситета осуществляется “подстройка” точки “входа–выхода” КА в апогейный участок для обеспечения “бесшовного” переключения абонентов со спутника на спутник. Параметры орбиты “Молния” и ее модификации “Кентавр” приведены в таблице 2. На рис. 19 показана пространственная структура варианта ОГ “Кентавр”, состоящая из 3 орбитальных плоскостей, содержащих по 1 КА.

Трасса КА “Молния 1-1” (1965 г.)



Трасса КА “Молния 1-4” (1966 г.)



Вопросы динамической устойчивости космических систем, использующих орбитальную группировку КА на высокоэллиптической орбите, подробно рассматривались в [48, 49], где было показано, что путем индивидуального подбора начальных условий движения КА можно добиться существенного улучшения стабильности всей ОГ в целом. При этом с учетом возможной коррекции орбит КА срок активного существования КА ОГ составит не менее 7 лет. Коррекция орбиты космического аппарата, размещенного на ВЭО, может осуществляться с использованием двигателей малой тяги [50].

Уникальные свойства системы связи, использующей квазигеостационарную орбиту, обеспечивают работу земных станций на территории РФ под углами места не менее 38 град. Также появляется возможность в ряде случаев совместно с геостационарными КА использовать радиочастотный диапазон [44]. В настоящее время в ОАО "ИСС им. М.Ф. Решетнёва" рассматривается возможность создания системы подвижной спутниковой связи с космическими аппаратами на геостационарной и высокоэллиптической орбите [52] с абонентскими линиями в S-диапазоне частот. Соответственно, в этом диапазоне для обеспечения приемлемой энергетики абонентских радиолиний мобильных спутниковых терминалов необходимо использование крупноапертурной бортовой антенной системы.

В классе геостационарных КА крупноапертурные бортовые антенны в настоящее время используются в системе TURAYA. Однако для ВЭО не-

Параметры орбиты "Молния" и ее модификации "Кентавр"

	"Молния" типовая	"Кентавр", патент	"Кентавр", 3 КА	"Кентавр", 4 КА	"Кентавр", 5 КА
1 Большая полуось, км	26561	26561	26561	26561	26561
2 Наклонение, град	62,8	65	62,8	62,8	62,8
3 Эксцентриситет	0,725	0,738	0,705	0,715	0,72
4 Аргумент перигея, град	285	270	270	270	270
5 Высота апогея, км	39448	39793	38916	39182	39315
6 Высота перигея, км	933	588	1464	1199	1066

Таблица 2

Трасса движения КА в орбитальной группировке "Кентавр", состоящей из 4 КА

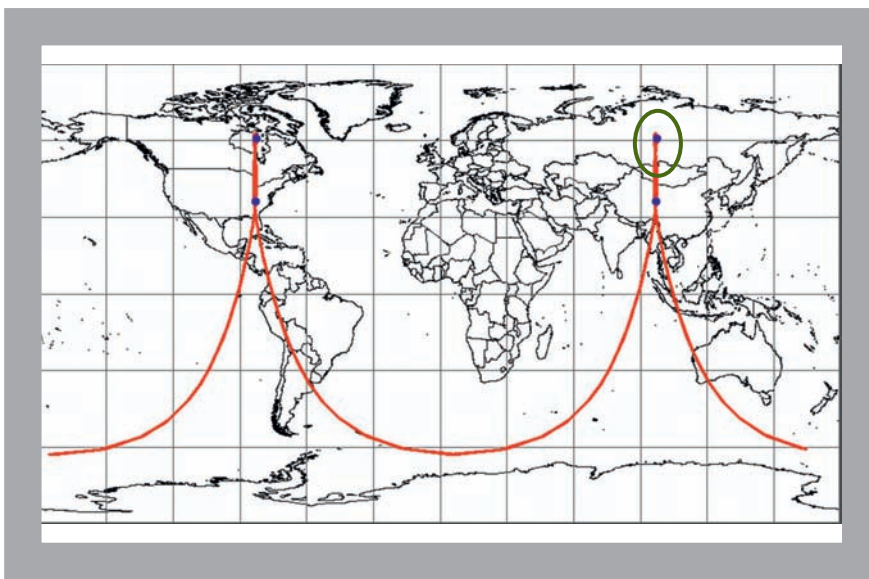


Рис. 17

обходимо учитывать особенности работы системы управления движением (СУД) КА, обеспечивающей требуемую ориентацию КА на рабочем участке орбиты. Исследования дан-

ного вопроса в [55] показало принципиальную реализуемость такой системы управления движением КА. КА такого класса, как правило, выполняются на базе трехосно-стабили-

Рабочий участка трассы ОГ "Кентавр", состоящей из 3 (слева) и 4 (справа) КА

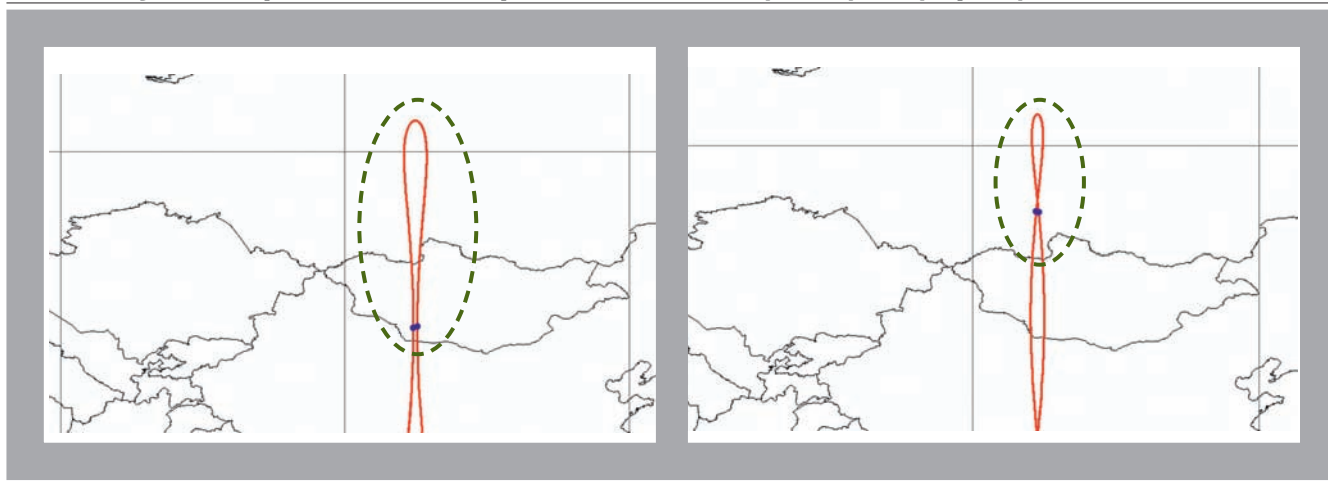


Рис. 18



Рис. 19

зированной платформы. Система угловой ориентации обеспечивает построение на борту орбитальной системы координат. Перед выходом КА на рабочий (в данном случае — апогейный) участок осуществляется программный разворот КА по каналу рыскания на угол, при котором последующий разворот панелей СБ обеспечит наведение их на Солнце [54]. Очевидно, что для разных орбитальных плоскостей значение угла программного разворота будет разным. В процессе движения КА по апогейному участку угол между вектором скорости КА и местным меридианом будет непрерывно меняться. Так как система угловой ориентации обеспечивает фиксированное положение КА в орбитальной системе координат (т.е. относительно век-

тора скорости), то с точки зрения наземного наблюдателя спутник будет совершать медленное вращательное движение относительно его местной вертикали. Возникающий эффект углового дрейфа может составить от 90 до 120 град.

Данный эффект необходимо учитывать при планировании работы полезной нагрузки, особенно при формировании непрерывной рабочей зоны с использованием бортовой многолучевой антенны. Абонентские станции будут гарантированно переходить из луча в луч. Для системы мобильной связи данное обстоятельство не играет существенной роли. Однако для системы фиксированной связи в Ку-диапазоне (например, проект "Экспресс-РВ") данный эффект крайне нежелателен, так как подобные системы не предусматривают в своих протоколах передачу абонентов из луча в луч.

Техническое решение данной проблемы может быть достигнуто за счет: 1. Применения на рабочем участке орбиты более сложного углового маневра, аналогичного маневру, который осуществляют спутники ДЗЗ для исключения "смазывания" получаемых изображений. Такой способ управления ориентацией КА на рабочем участке описан в [51] для орбиты "Молния".

2. Использования бортовой антенны с управляемой ориентацией диаграммы направленности. В [60] описано техническое решение Thales Alenia Space, компенсирующее на рабочем участке орбиты разворот зоны обслуживания и изменение ее геометрического размера за счет приме-

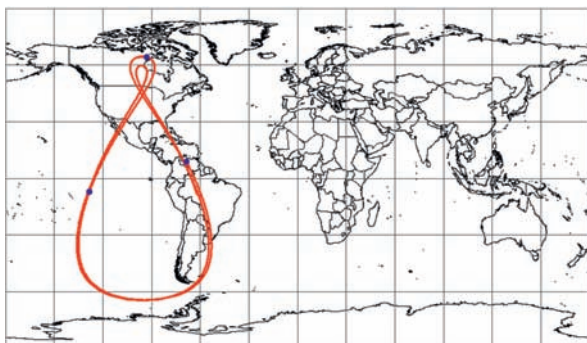
нения двухрефлекторной антенны. Сканирование осуществляется за счет вращения контррефлектора. Данное техническое решение было предложено с учетом опыта создания КА системы CD Radio, использующей орбиту Tundra.

3. Использования бортовой многолучевой антенны с переключением лучей, компенсирующим смещение зон на поверхности Земли [53]. Так как перигей орбиты "Молния" расположен на высотах около 1000 км, то для разгрузки гироскопических исполнительных устройств (например, гиродинов) целесообразно использовать электромагнитные исполнительные органы, взаимодействующие с магнитным полем Земли. Перед выходом КА на рабочий участок СУД обеспечивает упреждающий угловой маневр для приведения ориентации КА в рабочее положение к моменту начала рабочего сеанса. Существенным недостатком орбит типа "Молния" является неизбежное пересечение всех радиационных поясов Земли четыре раза в сутки.

Орбита типа Tundra

Наряду с орбитой "Молния" широко известна геосинхронная высокоэллиптическая орбита Tundra. Она применяется в системе Sirius, созданной компанией CD Radio [59], которая является держателем ряда патентов в области спутникового радиовещания. КА ОГ выводились с помощью российской РН "Протон". Орбита Tundra имеет наклонение 63,4 град. и период 24 часа (см. рис. 20а). Высота движения КА на такой орбите больше,

а) Трассы КА Sirius



б) Трассы КА QZS-1



Рис. 20



Орбитальные параметры семейства геосинхронных средних и высокоэллиптических орбит

№	Орбита	A, км	i, град	e	W	T, ч	N об/сут	H _a , км	H _p , км
1	Tundra Super Tundra	42164	62,8	0,27...0,37 0,4231	270 240	23,92751	1,003	51394÷ 47177 53620	24408... 20192 17950
2	Sixteen-hour	32174	62,8	0,575	270	15,95387	1,504	44303	7302
3	Loopus	29984	62,8	0,6	270	14,353	1,672	41608	5618
4	"Молния"	26562	62,8	0,725	285	11,96724	2,005	39448	933
5	"Кентавр"	26562	62,8	0,715	270	11,9672	2,005	39182	1199
6	Cobra	20270	62,8	0,6458	232/308	7,97816	3,008	26990	809
7	Wonder	11505	62,8	0,395	270	3,41145	7,035	9678	590
8	Jocos	10533,5	62,8	0,3453	270	2,988598	8,031	7800	525

A – большая полуось эллипса; i – наклонение плоскости орбиты; e – эксцентриситет орбиты;
W – аргумент перигея; T – период обращения спутника; N – число оборотов в сутки;
H_a – апогей; H_p – перигей

Таблица 3

чем у КА на орбите "Молния", в том числе реализуются и более высокий апогей и перигей.

Трасса другой орбиты (см. рис. 206) внешне очень напоминает трассу КА на орбите Tundra. На этой орбите работает КА QZS-1 (MICHIBIKI) спутниковой системы навигации японского космического агентства JAXA Quasi-Zenith Satellites System. Тем не менее, это близкая к круговой орбита (эксцентриситет 0,075), у которой наклонение равно 40,7 град. Рабочий апогейный участок при этом расположен на территории Японских островов (см. рис. 206).

Подробно параметры орбиты, адаптированные применительно к территории Российской Федерации, приведены в [51, 62], где рассмотрены вопросы длительной устойчивости орбитальной группировки. В отличие от орбиты "Молния" перигей орбиты Tundra в зависимости от конфигурации ОГ может находиться в пределах от 18 000 км до 21 100 км. Соответственно, КА на такой орбите в меньшей степени подвержены радиационному воздействию. Также в меньшей степени сказываются аномалии гравитационного поля Земли. Это позволяет использовать наклонение орбиты, немного отличающееся от критического, без заметного ухудшения устойчивости ОГ.

Однако эффективность использования в системах разгрузки магнитного поля Земли значительно ниже, чем в случае орбиты "Молния". С другой стороны, эксцентриситет орбиты Tundra заметно меньше, чем у орбиты "Молния". Соответственно, нагрузка на гироскопы си-

стемы ориентации КА на орбите Tundra будет меньше.

Также из-за меньшей скорости изменения высоты КА на рабочем участке для орбиты Tundra заметно меньше величина доплеровского сдвига частоты [67], и в меньших пределах изменяется задержка распространения радиосигнала. Обоснование выбора оптимального варианта системы, обслуживающей северные территории и в целом Российскую Федерацию, может быть темой отдельного исследования [56, 57, 58].

Средневысотные эллиптические орбиты, Cobra, Jocos

Семейство геосинхронных орбитальных структур образуется набором

Зависимость целого числа периодов обращения КА от большой полуоси орбиты

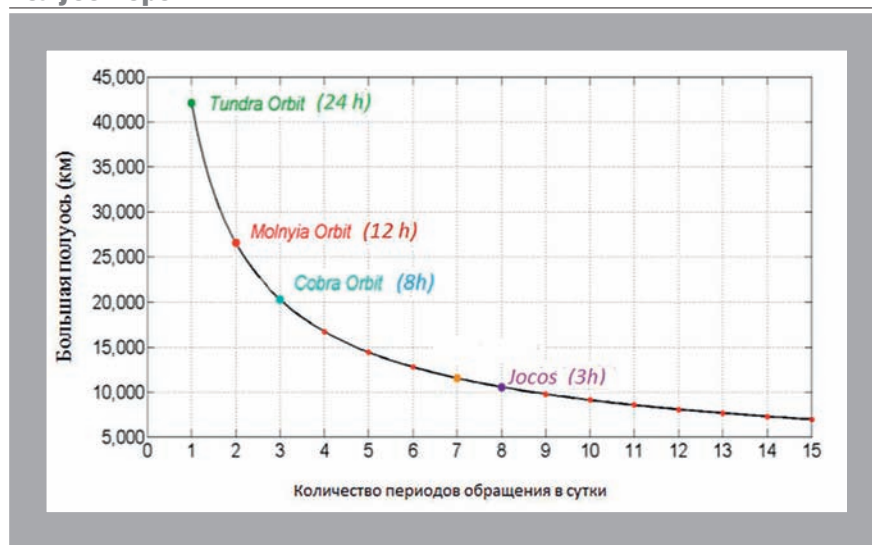


Рис. 21

орбит КА, период обращения которых обеспечивает целое число витков за одни или несколько звездных суток [45]. На основе этих орбит строятся локально стационарные орбитальные группировки [43]. В таблице 3 приводятся характеристики некоторых из этого геосинхронного семейства орбит. На рис. 20 показан соответствующий график. При этом орбиты Tundra, Sixteen-hour, Loopus, "Молния" и "Кентавр" относятся к высокоэллиптическим, а Cobra [63, 64, 65], Wonder и Jocos – к средневысотным эллиптическим орбитам (СЭО).

Заключение

Орбитальная группировка космических аппаратов является важнейшим элементом, определяющим облик и стоимость космической системы. Принципы и идеи, закладываемые в процессе проектирования, должны учитывать множество разнородных и часто противоречивых факторов. Одновременно необходимо принимать во внимание ограничения, связанные с взаимодействием космических систем с наземными сетями связи.

Сегодня прослеживается тенденция, связанная с появлением ряда проектов в области космической связи, направленных на использование многоспутниковых группировок негеостационарных КА. Она показывает, что идет поиск новых технологических решений с использованием практически всех типов орбит.

Представленные выше сведения показывают, что задача оптимального

построения космического сегмента системы связи является многокритериальной. Сведения, представленные выше, позволяют выполнить экспресс-оценку оптимальности построения космического сегмента системы связи с учетом ее целевых задач.

В заключение авторы выражают глубокую благодарность редакционному коллективу за предоставленную возможность обсуждения темы статьи и ряд предложений и замечаний, внесенных по ходу ее создания.

Литература

1. Анпилогов В.Р. Эффективность низкоорбитальных систем спутниковой связи на основе малых космических аппаратов // Технологии и средства связи. — 2015. — № 4. С. 62–66.
2. Системы связи на основе негестационарных спутников Ка-диапазона // Технологии и средства связи. — 2009. — № 6-2 / Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание-2010”. Под общей редакцией Анпилогова В.Р. С. 42–43.
3. Эльясберг П.Е. Справка-доклад. О времени существования 3-го спутника. — 24.02.1960.
4. Охотимский Д.Е., Эннеев Т.М., Таратынова Г.П. Определение времени существования искусственного спутника земли и исследование вековых возмущений его орбиты // Успехи физических наук. Т. LXIII. Вып. 1. — 1957 г.
5. Ariane 5 User's Manual. Issue 4. Revision 0. Arianespace. November 2004.
6. Atlas launch system. Mission planner's guide. Lockheed Martin Corporation. Atlas commercial launch services 2007.
7. Delta IV. Payload Planners Guide. United Launch Alliance. September 2007.
8. Dnepr User's guide. Space Launch System. Космотранс т.м. November 2001.
9. LM-3a user's manual. China. Academy of launch vehicle technology. Issue 1999.
10. Minotaur I User's Guide. Orbital sciences corporation. January 2006.
11. Proton Launch System Mission Planner's Guide. LKEB-9812-1990. Revision 6, ILS. December 2004.
12. Rockot user's guide. Eurockot Launch Services GmbH. Issue 4. Rev 0. November 2004.
13. ГОСТ 25645.101–83 “Атмосфера Земли верхняя”.
14. U.S. Standard Atmosphere. NASA. 1975.
15. Guide to Reference and Standard Atmosphere Models. ANSI/AIAA. American National Standard. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2004.
16. Назаренко А.И. Актуальные вопросы моделирования техногенного загрязнения околоземного космического пространства. [online]. Доступ через: www.iki.rssi.ru/seminar/20010529/1.ppt.
17. Улыбышев Ю.П. Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора: краткий исторический обзор, современное состояние и новые решения. — Королев: РКК “Энергия” им. С.П. Королева, — 2008.
18. Capderou M. Satellites Orbits and Missions. Springer 2005.
19. Модель космоса. Т. 1. Физические условия в космическом пространстве. Под ред. М.И. Панасюка. — Изд. КДУ, 2007.
20. Фортескю П., Старк Д., Сунинред Г. Разработка систем космических аппаратов. — М.: Альпина Паблишер, 2015.
21. Шилов А.Е., Волков С.Н., Безродных И.П., Семенов В.Т. Радиационные условия для высокоорбитальных космических аппаратов в период максимума солнечной активности // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ, Т. 115. — 2010. — С. 47–52. [online]. Доступ через: <http://jurnal.vniiem.ru/text/115/47.pdf>.
22. Jordan C. E. NASA RADIATION BELT MODELS AP-8. September 30 1989.
23. Scientists explain the formation of unusual ring of radiation in space. September 22 2013. [online]. Доступ через: <http://phys.org/news/2013-09-scientists-formation-unusual-space.html>.
24. Васильева А.Л. Объяснено происхождение третьего радиационного пояса Земли. МГУ НИИ ЯФ им. Д.В. Скобелева. — 25 сентября 2013. [online]. Доступ через: <http://www.sinp.msu.ru/ru/post/13909>.
25. Trishchenko A.P., Trishchenko L.D., Garand L. Three-Apogee 16-h Highly Elliptical Orbit as Optimal Choice for Continuous Meteorological Imaging of Polar Regions // Journal of atmospheric and oceanic technology. P. 1408. V. 28. November 2011.
26. Donder E. LEO radiation environment: impacts on PROBA. BIRA-IASB. Space Weather Section. Brussels. 31 March 2014.
27. Walker, J.G. Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage // Journal of the British Interplanetary Society. Vol. 24. July 1971. P. 369–384.
28. Можаяев Г.В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем: (Теоретико-групповой подход). — М.: Машиностроение, 1989. — С. 303.
29. Wood L., Lou Y., Olusola O. Revisiting elliptical satellite orbits to enhance the O3b constellation // Journal of the British Interplanetary Society. March 2014.
30. Castiel D. Non-geostationary orbit satellite constellation for continuous coverage of northern latitudes above 25° and its extension to global coverage tailored to the distribution of populated land masses on earth. Patent US 5 931. 417 Aug. 3. 1999.
31. Draim J.E. Constellation of elliptical orbit satellites with line of apses lying in or near the equatorial plane. Patent US 6,457,678. Oct. 1 2002.
32. Castiel D., Draim J.; Brosius J.; Schor M. Elliptical orbit satellite, system, and deployment with controllable coverage characteristics. Patent US 5788187. 4 Aug. 1998.
33. United States Patent US 5794891. Method of controlling the attitude control for satellites on orbit inclined relative to the equator. 18 Aug. 1998.
34. Материалы сайтов. [online]. Доступ через: <http://yaliny.com/technology/>, <http://www.3dnews.ru/810491>
35. Спутниковый стартап. Гонконгский стартап россиянина Вадима Теплякова разрабатывает систему спутниковой связи стоимостью минимум в \$250 млн // Газета Ведомости. 18 августа. [online]. Доступ через: <http://www.vedomosti.ru/newspaper/articles/2014/03/13/sputnikovyj-startap>.
36. Системы связи на основе негестационарных спутников Ка-диапазона // Технологии и средства связи. — 2009. — № 6-2 / Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание-2010”. Под общей редакцией Анпилогова В.Р. С. 42–43.
37. Calling the future: Yaliny overview. Project technical presentation. Yaliny. October 2015.
38. Чернов А.А., Чернавский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. — М.: Изд. Радио и связь, 2004.

