

УДК 629.78:621.3

А. В. Борщёва, Т. В. Лабуткина

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ КИНЕМАТИКИ СОСТАВНОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ СПУТНИКОВОЙ СЕТИ С РАЗНОВЫСОТНЫМИ ОРБИТАЛЬНЫМИ ГРУППИРОВКАМИ**

**Представлена постановка задачи моделирования и анализа кинематики составной линии связи между узлами (космическими аппаратами) спутниковой сети, построенной на разновысотных орбитальных группировках.**

© А.В. Борщёва, Т. В. Лабуткина, 2015

**Предложены кинематические параметры для составной линии и ее элементарных отрезков. Определены условия для проверки существования элементарных и составных линий в топологии спутниковой сети.**

*Ключевые слова:* межспутниковая связь, спутниковая система, разновысотные орбитальные группировки, топология спутниковой сети, кинематика составной линии межспутниковой связи

**Представлена постановка задачі моделювання та аналізу кінематики складової лінії зв'язку між вузлами (космічними апаратами) супутникової мережі, яка побудована на орбітальних угруповання різної висоти. Запропоновані кінематичні параметри для складової лінії і її елементарних відрізків. Визначені умови для перевірки існування елементарних і складових ліній у топології супутникової мережі.**

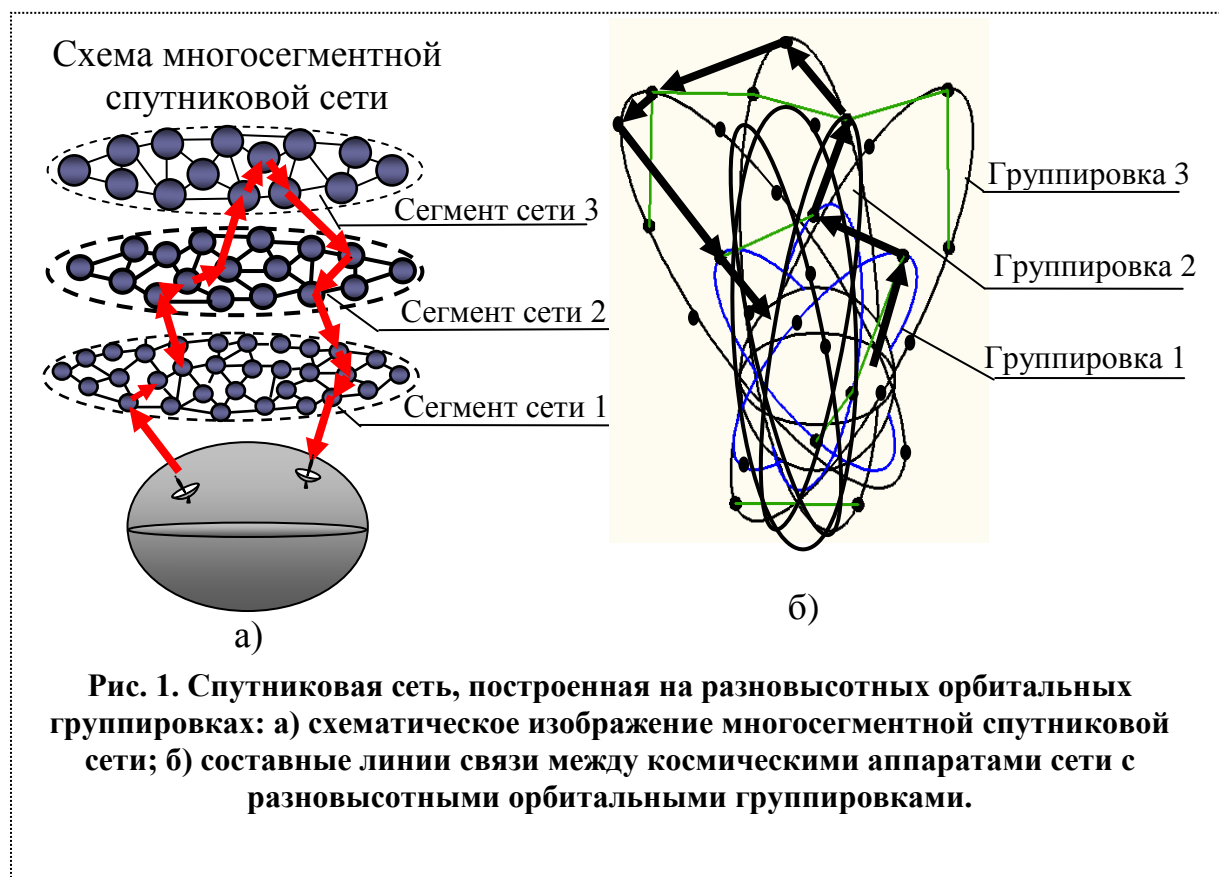
*Ключові слова:* міжсупутниковий зв'язок, супутникова система, різновисотні орбітальні угруповання, топологія супутникової мережі, кінематика складової лінії між супутникового зв'язку.

**The formulation of Problem of simulation and analysis of kinematics of a composite communication line between nets (space vehicles) of a satellite network which is built on orbit groups of different altitude is presented. The kinematic parameters of the composite line and its elementary segments are offered. Requirements for checkout of existence of the elementary and composite lines in topology of a satellite network are determined.**

*Keywords:* intersatellite communication, a satellite system, orbital groups of different altitude, topology of a satellite net, kinematics of composite communication satellite line.

**Введение.** Перспективным направлением развития спутниковых систем являются системы, в которых используется связь между космическими аппаратами [1-4]. Примерами таких систем являются системы Iridium и Teledesic. Появляются системы, в состав орбитальной (комплексной) группировки которых входит несколько подгруппировок космических аппаратов, построенных на однородных орбитах (значения эксцентриситета, большой полуоси, наклона орбиты и аргумента перигея одинаковы для всех

космических аппаратов одной подгруппировки). Примеры таких систем Ellipso и Orbcomm (в этих системах пока не реализована межспутниковая связь). Выдвигаются концепции спутниковых систем, в которых реализованы межспутниковые линии как между космическими аппаратами одной подгруппировки, так и между космическими аппаратами разновысотных подгруппировок [2-4]. Системы с межспутниковыми линиями связи можно рассматривать как сети связи, узлами которых являются космические аппараты. В спутниковой сети, построенной на нескольких разновысотных орбитальных группировках, можно выделить несколько связанных между собой частей (назовем их сегментами сети). Узлы одного сегмента сети – космические аппараты, входящие в состав одной из орбитальных подгруппировок космического сегмента (схематическое изображение спутниковой сети с несколькими сегментами, представлено на рис. 1а).



Реализация спутниковых сетей связи предполагает поддерживать с требуемой точностью положение космического аппарата на номинальной орбите и его угловую ориентацию. Обеспечение направления линии связи от передающего космического аппарата к принимающему достигается путем управления ориентацией линии связи. Такой подход удобно реализовать при использовании для межспутниковой связи фазированных антенных решеток или оптических линий связи.

Будем полагать, что космический аппарат в общем случае может связываться с космическими аппаратами, находящимися в одном с ним сегменте сети (в одной орбитальной подгруппировке), а также с космическими аппаратами более низких и более высоких подгруппировок (рис. 1б). Линии связи, которые устанавливает космический аппарат с другими космическими аппаратами, могут быть шести типов, которые можно разделить на три группы (рис. 2). В общем случае космический аппарат может реализовать  $n_{ak}$  связей  $k$ -той группы, число  $n_{ak}$  определяется числом установок связи для реализации линий  $k$ -того типа. Типы линий 1 и 2 (первая группа связей) – линии связи космического аппарата с космическим аппаратом, находящимися в более высокой или более низкой подгруппировке соответственно (рис. 2а,б,в). Типы линий 3 и 4 (вторая группа связей) – линии связи, которые космический аппарат устанавливает с космическими аппаратами, находящимися в одном с ним сегменте в боковых орбитальных плоскостях слева и справа соответственно (рис. 2а,г,д). Типы линий 5 и 6 (третья группа связей) – это линии связи, которые космический аппарат устанавливает с космическими аппаратами, находящимися в одной с ним номинальной орбитальной плоскости, спереди и сзади соответственно (рис. 2а,е).

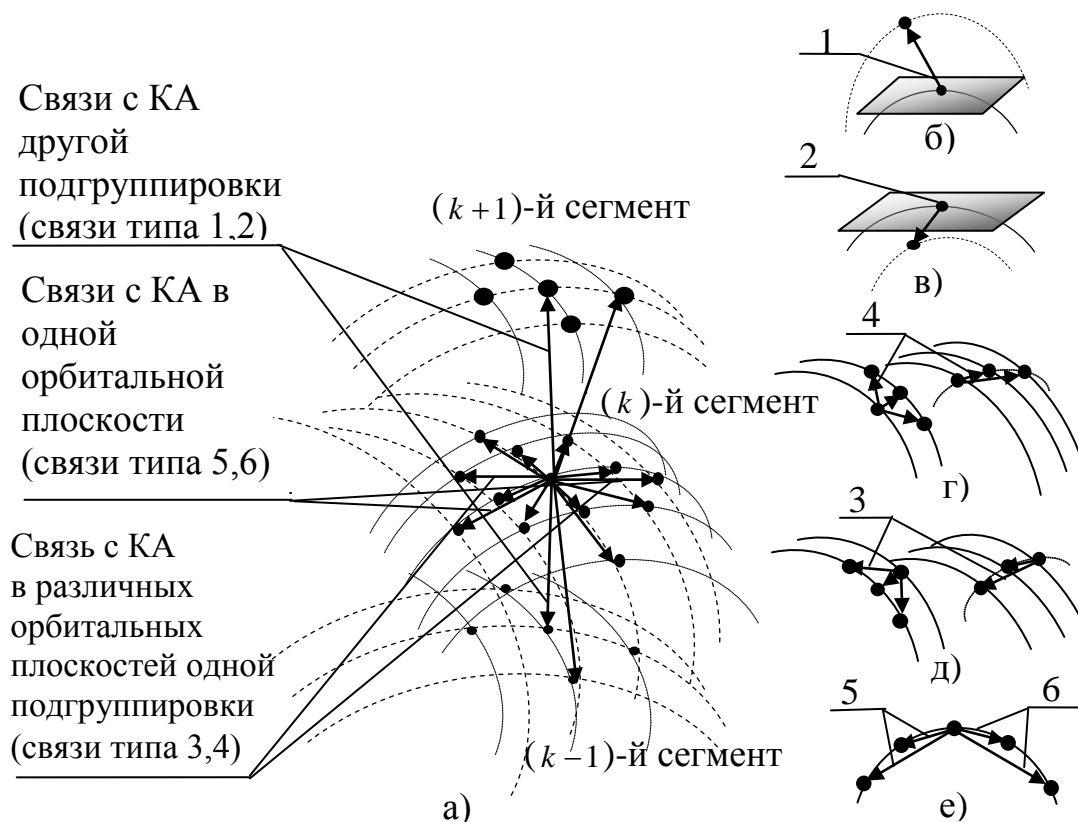


Рис. 2. Типы связей космических аппаратов: а) представление всех возможных связей; б) связь типа 1; в) связь типа 2; г) связь типа 4; д) связь типа 3; е) связи типа 5,6.

Для избегания взаимных помех между передающими устройствами одного космического аппарата и вследствие особенностей их размещения на космическом аппарате передающие или принимающие устройства, предназначенные для одного типа линий связи, не могут быть использованы для реализаций линий связи другого типа. Таким образом, в общем случае у космического аппарата различают шесть типов устройства для реализации межспутниковых линий.

Анализ концепций спутниковых систем с межспутниковыми линиями связи, проектирование таких систем требует исследования различных аспектов их функционирования. В том числе, – необходимо исследование кинематических параметров составной линии связи между  $n$  космическими аппаратами космического сегмента спутниковой системы. Составная линия связи рассматривается как многозвенный объект, в котором можно выделить линейные подвижные звенья с изменяющейся длиной и узлы, объединяющие пару звеньев. Каждое звено – абстрактная линия (отрезок прямой, которая соединяет центры масс космических аппаратов). Узел, соединяющий два звена, – механический объект, совершающий движение квазирегулярного характера (космический аппарат, движущийся по орбите, ряд орбитальных параметров которой поддерживается с заданной точностью).

При проектировании спутниковых систем необходим анализ кинематики описанного объекта с точки зрения возможности и условий реализации связи между космическими аппаратами, являющимися узлами составной линии. Рассмотрение составной линии может понадобиться при создании спутниковых сетей с различными техниками коммутации. Во-первых, если проектируется сеть с техникой коммутации каналов, в которой между конечными пользователями (находящимися на приземных объектах) через ряд узлов сети (космических аппаратов) устанавливается и удерживается соединение в течение всего сеанса связи (составной канал связи). Во-вторых, рассмотрение составной линии может быть необходимо и при анализе спутниковых сетей коммутации пакетов. В таких сетях информация передается в виде блоков данных, канал связи устанавливается только между смежными узлами и только на время передачи блока данных между этими узлами. У каждого узла есть память – накопитель, в котором сохраняются сообщения и ждут отправки в нужном исходящем направлении. Путь следования блока данных через спутниковую сеть также можно представить как составную линию между узлами, по которым будет проходить информация. В данном случае условие передачи данных между конечными пользователями – существование участка линии связи между двумя космическими аппаратами в течение интервала времени, когда между ними передается блок данных. Однако при выборе маршрута блока данных через сеть (при решении задачи маршрутизации) необходимо рассматривать возможные пути следования информации и учитывать их стабильность во времени. Это также требует анализа различных вариантов составных линий.

В большинстве наземных сетей коммутации пакетов выбор пути следования информации через сеть осуществляется на основе алгоритмов выбора кратчайших путей. Эти алгоритмы основаны на том, что каждому отрезку между смежными узлами сети приписывается некоторое значение (стоимость) и выбирается путь, для которого сумма стоимостей отрезков путей между смежными узлами минимальна. Если всем отрезкам пути приписана одна и та же стоимость (в частности – единица), то выбор кратчайшего пути сводится к выбору пути, в который входит наименьшее число отрезков между смежными узлами. Алгоритм выбора кратчайших путей может быть адаптивен к нагрузке в узлах сети, то есть обеспечивать движение информации через наименее загруженные узлы, в которых блок данных будет задерживаться меньше. Таким образом, движение блока данных по пути наименьшей стоимости может потребовать прохождения им большего числа узлов, чем в кратчайшем пути, определенном только на основе учета топологии сети. Поэтому в общем случае при анализе возможных путей блока данных через сеть в качестве составной линии между узлом входа информации в спутниковую сеть и узлом выхода из нее следует рассматривать произвольную последовательность узлов, между которыми возможно реализовать связь (рис. 3а).

Кинематика составной линии связи определяет минимально необходимое время передачи информации от источника к получателю (без учета времени задержки информации в узлах сети), влияние доплеровского сдвига на качество связи. Учет кинематики линии связи позволит оптимизировать потоки информации в сети в зависимости от размещения наземных пользователей. Для решения задач связи полезно не только рассмотрение кинематики непосредственно составной линии связи, но и кинематики ее проекции на Земную сферу с учетом вращения Земли. Эта часть исследования составной линии позволяет определить на поверхности Земли зоны доступности узлов составной линии (космических аппаратов) для наземных пользователей, расположение этих зон друг относительно друга

**Анализ существующих разработок.** В настоящее время достаточно подробно исследована задача расчета программ управления межспутниковыми линиями связи. Разработаны методики, на основе которых при известных с некоторой точностью значениях орбитальных параметров космических аппаратов рассчитываются кинематические параметры межспутниковой линии, необходимые для управления ориентацией линии, а также ряд параметров, характеризующих текущие показатели радиосвязи на линии (задержка сигнала, доплеровский сдвиг, требуемые энергетические затраты устройств связи). Появляются коммерческие предложения оказания услуг по проведению подобных расчетов для заказчика и программные продукты, позволяющие реализовывать такие расчеты в процессе эксплуатации спутниковых систем или при их проектировании [5].

В ряде работ рассмотрены составные линии связи с точки зрения обеспечения более эффективной по ряду критериев связи наземных



пользователей через несколько разновысотных космических аппаратов [2,3]. Однако задача анализа кинематики составных линий как маршрутов следования информации в спутниковых сетях (в том числе, в сетях, построенных на разновысотных орбитальных группировках космических аппаратов) мало представлена в публикациях. В исследовании маршрутизации данных в сети чаще рассматриваются результаты выбора маршрутов на основе моделирования сетевых процессов с учетом изменения нагрузки в сети или с учетом топологии сети [6], при этом анализ кинематики составной линии в самостоятельную задачу не выделяется.

Учитывая перспективы создания спутниковых сетей и ряд преимуществ сетей, построенных на разновысотных орбитальных группировках, представляет интерес рассмотрение кинематики составной линии межспутниковой связи для анализа влияния топологии маршрута данных на показатели качества связи, а также для исследования методов оптимизации потоков данных в сетях с учетом расположения наземных пользователей сети. В данной статье представлены результаты исследований в этом направлении.

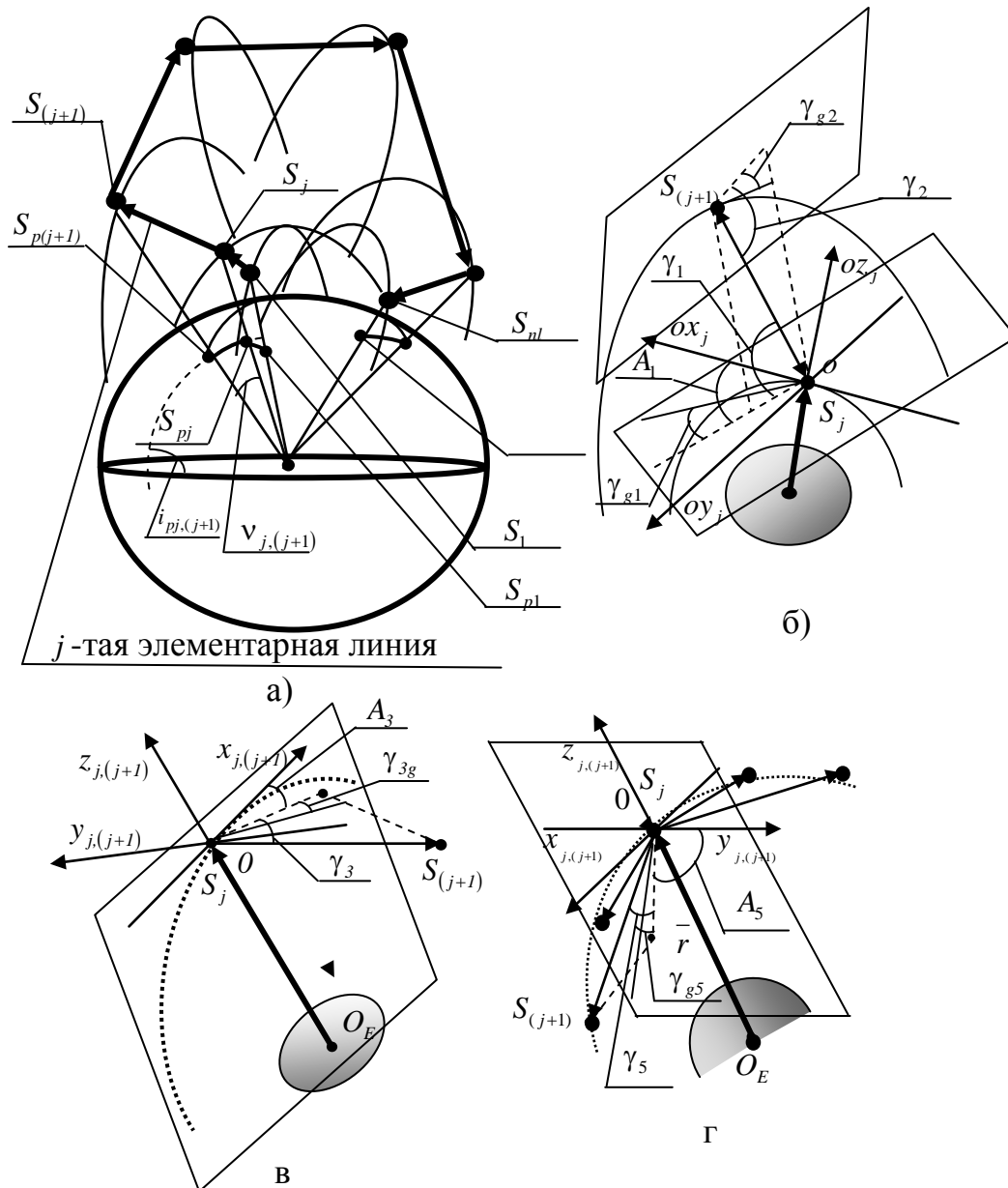
**Цель исследования.** Предложить постановку задачи исследования кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети, построенной на разновысотных орбитальных группировках. В том числе, – для составной линии и ее составляющих определить характеризующие их кинематические параметры и условия существования в топологии сети.

**Постановка задачи, математическая модель составной линии связи.** Линию связи между двумя космическими аппаратами (узлами связи) будем называть элементарной линией или элементарным отрезком составной линии. Составная линия включает  $n$  элементарных линий и  $n+1$  узел. Будем полагать, что связь между узлами спутниковой сети (космическими аппаратами) дуплексная (рис. 3а). Однако при рассмотрении составной линии будем учитывать направление движения информации, то есть последовательность узлов в составной линии соответствует порядку передачи информации между ними. Пусть  $j$  – порядковый номер элементарной линии в составной линии. Будем говорить, что  $j$ -тая элементарная линия выходит из  $j$ -того узла и ведет к узлу  $(j+1)$ . Следует отметить, что в составную линию входит некоторое подмножество узлов сети, и необходимо различать нумерацию узлов в сети и порядковую нумерацию узлов в составной линии.

В общем случае кинематику составной линии межспутниковой связи на заданный момент времени полностью определяют параметры орбитального движения космических аппаратов, являющихся ее узлами, а также параметры угловой ориентации этих космических аппаратов в пространстве. В рассматриваемой постановке задачи примем следующие упрощающие положения. Космический аппарат полагается полностью стабилизированным и неизменно точно ориентирован в заданном угловом положении. Управление ориентацией каждой линии межспутниковой связи осуществляется программно

на основе информации об эфемеридах комических аппаратов спутниковой системы, содержащихся в информационной системе космического аппарата, осуществляющего связь. При этом полагается, что линия связи всегда точно ориентирована вдоль прямой, соединяющей материальные точки, в качестве которых рассматриваются космические аппараты.

Таким образом, при рассматриваемой постановке задачи моделирование составной линии сводится к моделированию движения ее узлов. В данной работе рассматривается традиционный подход к моделированию составной линии, при котором на каждом шаге по времени с учетом описанных с принятой точностью возмущений, воздействующих на космический аппарат, рассчитываются текущие значения его орбитальных параметров. В частном случае может быть использована кеплерова модель или модель, которая отличается от кеплеровой только тем, что в ней учтены значения некорректируемых в спутниковых системах связи вековых возмущений долготы восходящего узла. Если модель составной линии связи предназначена для анализа концептуальных решений по выбору числа космических аппаратов спутниковой системы и их орбитальных параметров, то нет необходимости подробно рассматривать изменения направления составной линии связи, обусловленные изменением орбит под действием возмущающих сил.



**Рис. 3. К пояснению кинематических характеристик составной линии межспутниковой связи:**

- а) составная линия и ее проекция на земную сферу; б) углы, задающие направление линии связи первой группы; в) углы, задающие направление линии связи второй группы; г) углы, задающие направление линии связи третьей группы.

Вполне достаточно учета некорректируемой прецессии орбитальной плоскости под действием возмущений, обусловленных несферичностью Земли. В частности, вековое изменение долготы восходящего узла может быть рассчитано на основе уравнения, приведенного в работе [8].

На каждом шаге по времени для каждого  $j$ -того узла составной линии определяются его текущие координаты в геоцентрической экваториальной системе координат  $(x_{ej}, y_{ej}, z_{ej})$ . Кроме того, для каждого  $(j+1)$ -го узла рассчитываются его координаты  $x_{j,(j+1)}, y_{j,(j+1)}, z_{j,(j+1)}$  в барицентрической



орбитальной системе координат  $x_{oj}, y_{oj}, z_{oj}$ , связанной с  $j$ -тым узлом (центром масс космического аппарата, который рассматривается как  $j$ -тый узел). В рассматриваемой системе ось  $z_{oj}$  направлена вдоль радиус-вектора, ось  $y_{oj}$  коллинеарна вектору кинетического момента движения космического аппарата, а ось  $x_{oj}$  дополняет систему до правой.

С использованием координат космических аппаратов в описанных системах рассчитываются кинематические показатели, характеризующие каждую элементарную линию и составную линию связи. Ниже приведены предлагаемые показатели и определенные с их использованием условия существования элементарных линий связи и составной линии связи в топологии сети. Комплексное выполнение всех условий существования  $j$ -той линии предполагает, что пространственное расположение узлов сети (космических аппаратов), а также скорости их движения друг относительно друга не препятствуют реализации связи требуемого качества между  $j$ -тым и  $(j+1)$ -ым узлами. При выбранной постановке задачи для составной линии связи предложен ряд изменяющихся во времени (текущих) основных и дополнительных показателей.

*Первый показатель* – длина элементарной линии  $l_j$  (расстояние между точками местоположений космических аппаратов). Значение  $l_j$  определяет условие реализации линии связи любого из перечисленных выше шести типов. *Первое условие существования элементарной линии*: длина линии связи  $l_j$  не должна превышать заданное граничное значение  $l_g$ , определенное из заданных предельных значений энергетических характеристик передающих устройств:

$$l_j = \sqrt{(x_{ej} - x_{e(j+1)})^2 + (y_{ej} - y_{e(j+1)})^2 + (z_{ej} - z_{e(j+1)})^2} \leq l_g,$$

Где  $x_{ej}, y_{ej}, z_{ej}$ , и  $x_{e(j+1)}, y_{e(j+1)}, z_{e(j+1)}$  – координаты геоцентрической экваториальной системы  $j$ -того ( $j+1$ )-ого узлов соответственно.

*Второй показатель* – скорость изменения длины элементарной линии  $l'_j$  (скорость изменения расстояния между связываемыми объектами). Этот кинематический параметр определяет показатель качества связи – доплеровский сдвиг частоты. Значение  $l'_j$  либо может просто рассматриваться как один из факторов, учитываемых при выборе отрезка пути в алгоритме маршрутизации данных в сети, либо использоваться в условии проверки возможности реализации связи. Если это необходимо для конкретной задачи, в качестве ограничения на выбор связи между  $j$ -тым и  $(j+1)$ -ым узлами спутниковой сети может рассматриваться *второе условие существования элементарной линии связи*. Согласно этому условию скорость изменения расстояния между  $j$ -тым и  $(j+1)$ -ым узлами не должна превышать заданного граничного значения  $l_{vg}$ :

$$l'_j = \sqrt{(x'_{ej} - x'_{e(j+1)})^2 + (y'_{ej} - y'_{e(j+1)})^2 + (z'_{ej} - z'_{e(j+1)})^2} \leq l_{vg}.$$

Третий и четвертый показатели – углы, задающие направление элементарной линии, от  $j$ -того космического аппарата к  $(j+1)$ -ому. Во многих задачах для задания направления на объект из точки местоположения космического аппарата выбирают три угла Эйлера. Однако в данном случае при проверке ряда условий существования элементарной линии в сети целесообразно использовать два угла. Для каждой из трех групп связей (группы связей между космическими аппаратами различных орбитальных группировок, группы боковых связей, группы связей в одной орбитальной плоскости) предложена своя пара углов, которые определяются следующим образом. Для задания направления линии связи  $q$ -той группы рассматривается одна из координатных плоскостей барицентрической орбитальной системы координат космического аппарата, из которого определяется направление на другой космический аппарат (в частности, при определении направления от  $j$ -того космического аппарата к  $(j+1)$ -ому). Назовем эту плоскость опорной. Один из углов ( $A_{qj,(j+1)}$ ), задающих ориентацию элементарной линии  $q$ -той группы от  $j$ -того космического аппарата к  $(j+1)$ -ому, отсчитывается в опорной плоскости от положительного направления одной из осей барицентрической орбитальной системы  $j$ -того космического аппарата до направления на точку проекции на эту плоскость  $(j+1)$ -го космического аппарата (рис. 3б,в,г). Угол  $A_{qj,(j+1)}$  может иметь значение от 0 до 360 градусов. Второй угол ( $\gamma_{qj,(j+1)}$ ) – угол между опорной плоскостью и направлением от  $j$ -того космического аппарата на  $(j+1)$ -ый. Угол  $\gamma_q$  может иметь значения от 0 до 90 градусов.

Для определения направления между  $j$ -тым и  $(j+1)$ -ым космическими аппаратами, находящимися в различных орбитальных группировках, (для определения связи первой группы, рис. 3б) в качестве опорной плоскости выбрана плоскость мгновенного местного горизонта  $j$ -того космического аппарата (плоскость  $ox_{oj}y_{oj}$  его барицентрической орбитальной системы). В этом случае угол  $\gamma_{1j,(j+1)}$  определяется выражением

$$\gamma_{1j,(j+1)} = \arccos \left( \frac{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}} \right),$$

где  $x_{oj,(j+1)}, y_{oj,(j+1)}, z_{oj,(j+1)}$ , координаты  $(j+1)$ -го космического аппарата в орбитальной барицентрической системе  $(j)$ -го космического аппарата. Это выражение позволяет рассчитать абсолютное значение угла между плоскостью мгновенного местного  $j$ -того космического аппарата и направлением на  $(j+1)$ -ый космический аппарат. Если  $(j)$ -ый космический аппарат находится в более низком сегменте, то для него угол  $\gamma_{1j,(j+1)}$  (обозначим его  $\gamma_{1hj,(j+1)}$ ) отсчитывается от плоскости мгновенного местного горизонта вверх (в сторону положительного направления оси  $oz_{oj}$  системы координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ), а если в более высоком сегменте, то угол  $\gamma_{1j,(j+1)}$  (обозначим его  $\gamma_{1bj,(j+1)}$ ), отсчитывается

вниз (в сторону, протилежну до позитивному напрямку осі  $oz_{oj}$  системи координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ). Угол  $A_1$  відраховується в площині миттєвого місцевого горизонту  $j$ -того космічного апарату від позитивного напрямку осі  $Ox_{oj}$  барицентричної орбітальної системи, пов'язаної з  $j$ -тим космічним апаратом, до напрямку із точки місцеположення  $j$ -того космічного апарату на точку проєкції  $(j+1)$ -го космічного апарату цю площину. Значення кута  $A_{1j,(j+1)}$  можна визначити на основі наступних виразів:

$$A_{1j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{y_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{якщо } y_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{y_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{якщо } y_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Для визначення напрямку бічної зв'язі між  $j$ -тим і  $(j+1)$ -им космічними апаратами (зв'язі групи 2, рис. 3в) як опорної площини вибрана площина орбіти  $j$ -того космічного апарату (площина  $ox_{oj}z_{oj}$  його барицентричної орбітальної системи). При цьому абсолютне значення кута  $\gamma_{2j,(j+1)}$  визначається виразом

$$\gamma_{2j,(j+1)} = \arccos\left(\frac{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right).$$

Якщо  $(j+1)$ -ий космічний апарат рухається в орбітальній площині, що знаходиться зліва від орбітальної площини  $j$ -того космічного апарату, то кут  $\gamma_{2j,(j+1)}$  (позначимо його  $\gamma_{2lj,(j+1)}$ ) відраховується вліво від площини орбіти  $j$ -того космічного апарату (в сторону позитивного напрямку осі  $oy_{oj}$  системи координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ). Якщо  $(j+1)$ -ий космічний апарат знаходиться справа від  $j$ -того, то кут  $\gamma_{2j,(j+1)}$  (позначимо його  $\gamma_{2rj,(j+1)}$ ) відраховується від площини орбіти  $j$ -того космічного апарату вправо (в сторону протилежну до позитивному напрямку осі  $oy_{oj}$  системи координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ). Кут  $A_{2j,(j+1)}$  визначається наступним виразом:

$$A_{2j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{якщо } z_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{якщо } z_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Для визначення напрямку зв'язі між  $j$ -тим і  $(j+1)$ -им космічними апаратами (зв'язі групи 3, рис. 3г) як опорної площини вибрана площина, що проходить через радіус вектор і бінормаль до траєкторії  $j$ -того космічного апарату (площина  $oy_{oj}z_{oj}$  його

барицентрической орбитальной системы). В этом случае абсолютное значение угла  $\gamma_{3j,(j+1)}$  можно определить выражением

$$\gamma_{3j,(j+1)} = \arccos \left( \frac{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}} \right).$$

Если  $(j+1)$ -ый космический аппарат находится на орбите впереди  $j$ -того космического аппарата, то угол  $\gamma_{3j,(j+1)}$  (обозначим его  $\gamma_{3lj,(j+1)}$ ) отсчитывается от плоскости  $oy_{oj}z_{oj}$  в сторону движения космического аппарата (в сторону положительного направления оси  $ox_{oj}$  системы координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ), а если позади, – в сторону противоположную направлению движения космического аппарата (в сторону противоположную положительному направлению оси  $ox_{oj}$  системы координат  $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$ ). Угол  $A_{3j,(j+1)}$  определяет выражение

$$A_{3j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{если } z_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{если } z_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Условия реализации линии связи с точки зрения ее допустимой ориентации можно сформулировать следующим образом. Во-первых, линия связи  $k$ -того типа между  $j$ -тым и  $(j+1)$ -ым космическими аппаратами может быть реализована, если  $(j+1)$ -ый космический аппарат находится с той стороны от соответствующей опорной плоскости  $j$ -того космического аппарата, в которую направлено используемое устройство связи ( $(j+1)$ -ый космический аппарат расположен относительно  $j$ -того таким образом, как это предусмотрено для связи  $k$ -того типа, входящей в  $q$ -тую группу связей). Это *третье условие* реализации связи.

Во-вторых, вследствие особенностей конструкции космических аппаратов на возможность реализовывать связь могут накладываться дополнительные ограничения: угол  $\gamma_{aj,j+1}$  для направления от передающего космического аппарата к принимающему, должен быть не менее определенного граничного значения (*четвертое условие*), а также угол для направления от принимающего космического аппарата к передающему также не должен быть меньше определенного граничного значения (*пятое условие*). В общем случае, с учетом различных типов космических аппаратов в различных орбитальных подгруппировках спутниковой системы значения граничных углов для передающего и принимающего космического аппарата могут различаться.

Будем полагать, что в одной орбитальной группировке космические аппараты однотипны и все их устройства для боковых связей одинаковы, также одинаковы для всех космических аппаратов устройства для реализации связей в одной орбитальной плоскости. Обозначим значение граничного угла для связей космических аппаратов в одной плоскости (связей третьей группы)  $\gamma_{gr3}$ , для

боковых связей (связей второй группы) –  $\gamma_{gr2}$ . В случае связи космических аппаратов различных орбитальных (связей третьей группы) группировок для космического аппарата более низкой орбитальной группировки граничный угол обозначим  $\gamma_{gr1h}$ , а более высокой орбитальной группировки –  $\gamma_{gr1b}$ .

Ниже записаны *третье, четвертое и пятое условие* реализации связи для  $k$ -той линии  $q$ -той группы. Для линии связи 1-й группы ( $q = 1$ ):

- $z_{oj,(j+1)} > 0$ , если,  $k = 1$  или  $z_{oj,(j+1)} < 0$ , если  $k = 2$ ;
- $\gamma_{1j,(j+1)} \geq \gamma_{gr1h}$ , если  $k = 1$ , или  $\gamma_{1j,(j+1)} \geq \gamma_{gr1b}$ , если  $k = 2$ ;
- $\gamma_{1(j+1),j} \geq \gamma_{gr1b}$ , если  $k = 1$ , или  $\gamma_{1(j+1),j} \geq \gamma_{gr1h}$ , если  $k = 2$ .

Для линии связи 2-й группы ( $q = 2$ ):

- $y_{oj,(j+1)} > 0$ , если  $k = 3$ , и  $y_{oj,(j+1)} < 0$ , если  $k = 4$ ;
- $\gamma_{2j,(j+1)} \geq \gamma_{gr2}$ ,
- $\gamma_{2(j+1),j} \geq \gamma_{gr2}$ .

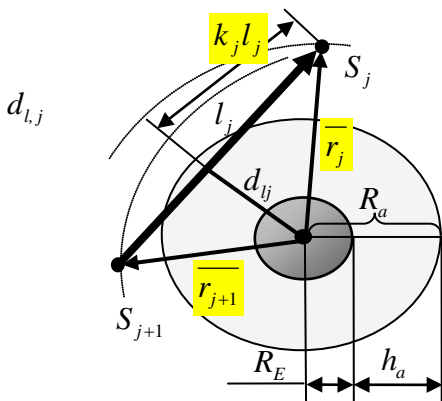
Для линии связи 3-й группы ( $q = 3$ ):

- $x_{oj,(j+1)} > 0$ , если  $k = 5$ , и  $x_{oj,(j+1)} < 0$ , если  $k = 6$ ;
- $\gamma_{3j,(j+1)} \geq \gamma_{gr3}$ ,
- $\gamma_{3(j+1),j} \geq \gamma_{gr3}$ .

*Пятый и шестой показатели* – скорости изменения углов, задающих направление элементарной линии, от  $j$ -того космического аппарата к  $(j+1)$ -ому –  $A'_{qj,(j+1)}$ ,  $\gamma'_{qj,(j+1)}$ . *Шестое и седьмое условия* существования линии сформулируем следующим образом: скорости изменения углов, задающих направление линии связи, должны быть меньше заданных граничных значений ( $A_{vgr}$  для скорости  $A'_{qj,(j+1)}$  и  $\gamma_{vgr}$  для скорости  $\gamma'_{qj,(j+1)}$ ):  $A'_{qj,(j+1)} \leq A_{vgr}$ ,  $\gamma'_{qj,(j+1)} \leq \gamma_{vgr}$ .

*Восьмое условие существования линии* не связано с показателями линии. Это условие заключается в следующем: у линии связи не должно быть участка, который проходит через земную сферу или область высот над поверхностью Земли ниже высоты  $h_a$ , где плотность атмосферы более допустимого значения. Иными словами, линия связи не должна проходить через сферу, центр которой в центре Земли, а радиус равен  $R_E = R_s + h_a$ , где  $R_E$  – радиус Земли (рис. 4). Таким образом, расстояние  $d_{l,j}$  от центра Земли до  $j$ -той линии связи должно

превышать  $R_a$ , и восьмое условие существования линии –  $d_{l,j} \geq R_a$ . Значение можно рассчитать на основе следующих выражений.



**Рис. 4. К пояснению восьмого условия реализации связи 8**

Если  $r_j \geq r_{(j+1)}$ , тогда

$$d_{ij} = \sqrt{r_j^2 - (k_j l_{j,(j+1)})^2}, \text{ где } k_j = \frac{1}{2} + \frac{r_j^2 - r_{(j+1)}^2}{2l_{j,(j+1)}^2},$$

если  $r_j < r_{(j+1)}$ , тогда

$$d_{ij,(j+1)} = \sqrt{r_{(j+1)}^2 - (k_{(j+1)} l_{j,(j+1)})^2}, \text{ где } k_{(j+1)} = \frac{1}{2} + \frac{r_{(j+1)}^2 - r_j^2}{2l_{j,(j+1)}^2}.$$

Предложены следующие *кинематические параметры составной линии*: 1) суммарная длина составной линии  $L_{net}$ , которая складывается из суммы длин ее элементарных отрезков ( $L_{net} = \sum_{j=1}^n l_{j,j+1}$ , назовем ее сетевой длиной линии); 2) линейное расстояние между крайними узлами линии  $L_d$ ; 3) линейное расстояние между наиболее разнесенными в пространстве узлами линии  $L_{max}$ ; 4) сумма длин элементарных отрезков, которые проходит информация в составной линии между наиболее разнесенными в пространстве узлами линии  $L_{max\_net}$  (сетевая длина участка пути между наиболее разнесенными в пространстве узлами); 5) линейное расстояние между наиболее близкими в пространстве узлами  $L_{min}$ ; 6) сумма длин элементарных отрезков, которые проходит информация в составной линии между наиболее близкими в пространстве узлами линии  $L_{min\_net}$  (сетевая длина участка пути между наиболее близкими в пространстве узлами). Пара узлов, для которых определяются четыре последних параметра, с течением времени может меняться. Для каждого из перечисленных параметров может также рассматриваться скорость его изменения (то есть, еще шесть дополнительных параметров).

*Условие существования составной линии связи* – составная линия связи существует, если существуют все входящие в нее элементарные отрезки (то есть выполняются условия существования для каждой  $j$ -той элементарной линии).

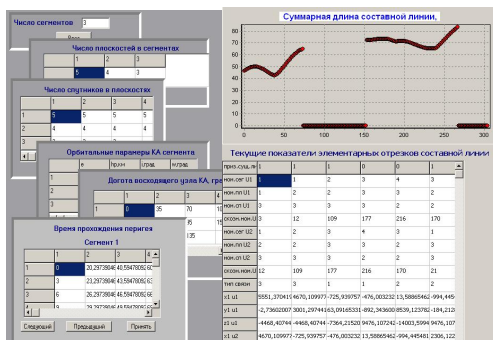
При анализе составной линии связи представляет интерес рассмотреть ее проекцию на Земную сферу с учетом вращения Земли. Под проекцией составной линии связи на земную сферу (рис. 3а) будем понимать точки проекции ее узлов (подспутниковые точки космических аппаратов) и соединяющие их дуги больших кругов. Проекция  $j$ -той элементарной линии –  $j$ -тая дуга большого круга земной сферы, которая выходит из подспутниковой точки  $j$ -того узла и заканчивается в подспутниковой точке  $(j+1)$ -го узла. Таким образом, проекцию  $j$ -той линии на земную сферу с радиусом  $R_E$  полностью определяют угловые координаты точек проекций  $j$ -того и  $(j+1)$ -го узлов на земную сферу. В частности, – координаты  $\varphi, \lambda$  геоцентрической



сферической системы (угол  $\varphi$ , отсчитывается от плоскости экватора до точки проекции космического аппарата на земную сферу, а угол  $\lambda$  – от гринвичского меридиана до меридиана, проходящего через точку местоположения космического аппарата на земной сфере). Координаты подспутниковой точки  $j$ -того космического аппарата  $\varphi_j, \lambda_j$  определяются через его координаты в гринвичской системе  $ox_{grj}, y_{grj}, z_{grj}$ , к которым осуществляется переход от координат  $x_{ej}, y_{ej}, z_{ej}$  геоцентрической экваториальной системы.

Далее приведены вспомогательные показатели элементарной межспутниковой линии, характеризующие ее проекцию на поверхность Земли. Эти показатели не определяют существования линии. По аналогии с кинематическими параметрами линии их можно назвать кинематическими параметрами проекции линии. Угловую и линейную величины дуги проекции  $j$ -той элементарной линии на земную сферу ( $v_{j,(j+1)}$  и  $l_{pj,(j+1)}$  соответственно) будем рассматривать как *восьмой и девятый (вспомогательные) показатели* элементарной линии. Кроме того, может быть полезен анализ информации не только о величине дуги  $j$ -той проекции, но и о ее расположении на поверхности Земли. При этом предлагается рассматривать угол  $i_{pj,(j+1)}$  (рис. 3а) между плоскостью орбиты и плоскостью большого круга, которому принадлежит дуга  $j$ -той проекции (угол  $i_{pj,(j+1)}$  отсчитывается от плоскости экватора так же как наклонение орбиты и может иметь значение от 0 до 180 градусов). Углы  $\varphi_j, \lambda_j, i_{pj,(j+1)}$  задают положение дуги  $j$ -той проекции на земной сфере. Будем рассматривать их как *десятый, одиннадцатый и двенадцатый (вспомогательные) показатели* элементарной линии. Углы  $\varphi_j, \lambda_j, i_{pj,(j+1)}$   $v_{j,(j+1)}$  полностью определяют проекцию элементарной линии.

Для проекции составной линии предложено рассматривать следующие кинематические параметры: суммарная длина проекции, которая измеряется в линейных или угловых величинах ( $L_p = \sum_{j=1}^n l_{pj,j+1}$  или  $v_p = \sum_{j=1}^n v_{j,j+1}$  соответственно); 2) линейная  $L_{pd}$  или угловая  $v_{pd}$  величины дуги между проекциями крайних узлов составной линии на земную сферу; 3) линейная  $L_{p\_max}$  или угловая  $v_{p\_max}$  величина дуги между проекциями на земную сферу наиболее разнесенных в пространстве узлов составной линии; 4) линейная  $L_{p\_min}$  или угловая  $v_{p\_min}$  величины дуги между проекциями на земную сферу наиболее близких в пространстве узлов линии. Для каждого из перечисленных показателей рассматривается также скорость их изменения (это еще четыре показателя).



Для анализа составной линии связи разработана программа, моделирующая движение космических аппаратов спутниковой системы с несколькими орбитальными сегментами. Пользователь программы задает последовательность узлов сети в порядке вхождения их в составную линию и на заданном интервале времени получает результаты расчетов

**Рис. 5. Фрагменты окон моделирующей программы**

указанных выше показателей. На рис. 5. представлены фрагменты окон моделирующей программы.

**Выводы.** Предложенная имитационная модель составной линии связи может быть использована для проведения экспериментов по исследованию различных вариантов маршрутов следования информации в сети. Полученные на ее основе результаты будут полезны при разработке формул и правил, на основе которых определяются стоимости элементарных отрезков пути в алгоритмах выбора кратчайших путей информации через сеть. Предложенный подход к моделированию может быть использован при анализе кинематики линий связи на этапах проектирования спутниковых систем.

### Библиографические ссылки

1. Невдяев Л.М. Персональная спутниковая связь./ Л.М. Невдяев, В.В. Смирнов – М.: Эко-трендз, 1998. – С. 238
2. Королев Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативность управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств. / Б.В. Королев. / Космическая техника и технологи № 1 (4), 2014. – С. 39-47.
3. Кожевников Е.А. Комбинированные сети спутниковой связи при одновременном использовании высокоорбитальных и низкоорбитальных группировок. / Е.А. Кожевников, А.А. Спиринов / Сборник статей по материалам XXVII Международной конференции РИНЦ «Технически науки – от теории к практике» / 30 октября 2013 года.
4. Лабуткина Т.В. Глобализация спутниковых систем – путь к эффективному практическому использованию космоса. Передача информации по глобальной спутниковой сети. / Т.В. Лабуткина, С.М. Отегали, А.Т. Боранбаева, Д.Т. Сагидолдин // Наукові читання «Дніпровська орбіта – 2012»: Збірник доповідей. – Дніпропетровськ, НЦАОМ, 2012. – С. 210-212.
5. Юрьев Р.Н. Автоматизация расчета межспутниковых линий радиосвязи. / Р.Н. Юрьев, ЗАО «Информационный космический центр «Северная корона». / ИНФОСФЕРА. Инфокоммуникационное пространство Сибири и Дальнего востока. – № 55, 2012. – С. 19-21.

6. Labutkina T.V. A Simulation Model of a Satellite Data Transmission Network. / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov, S.Y. Kondous, Y.V. Bezruchko // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, October 2003. Article IAC-04-U.3.b.04.

7. Labutkina T.V. Kinematic Models of Communication Lines «Space Vehicle –Space Vehicle» and «Space Vehicle – Surface Station – Space Vehicle» for Designing Satellite Systems/ T.V. Labutkina, O.M. Petrenko, V.O. Larin, V.V. Belikov // 65st International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 29 september – 3 october 2014, IAC-14-D1.6.11.

8. Основы теории полета космических аппаратов. / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М : Машиностроение, 1972. С. 608.

*Надійшла до редколегії 06.05.2015*