

УДК 629.783

Т. В. Лабуткина, С. М. Отегали*, А. Т. Боранбаева*, Н. В. Демидюк

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

**Евразийский национальный университет имени Льва Гумилева*

МЕТОД АНАЛИЗА ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ НАД ПЛОСКОСТЬЮ МЕСТНОГО ГОРИЗОНТА НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ

Запропонований метод аналізу руху космічних апаратів на інтервалах видимості з наземних станцій, для яких задана територія їх можливого місцезнаходження.

Ключові слова: космічний апарат, супутникова система зв'язку, наземна антена, кутове супроводження супутника.

Предложен метод анализа движения космических аппаратов на интервалах видимости с наземных станций, для которых задана территория их возможного местонахождения.

Ключевые слова: космический аппарат, спутниковая система связи, наземная антенна, угловое сопровождение спутника.

The method is proposed for analysis of movement of space vehicles on visibility intervals from ground stations for which possible location territory is given.

Key words: a space vehicle, a satellite communication system, a ground antenna, angular tracking of a satellite.

Введение. В настоящее время создается все больше нестационарных спутниковых систем, в том числе введены в эксплуатацию, а также разрабатываются новые многоспутниковые системы (функционирует ряд систем, в которых десятки космических аппаратов, выдвигаются проекты систем, в которых сотни космических аппаратов). При проектировании нестационарных спутниковых систем необходимо рассматривать движение космических аппаратов над плоскостью местного горизонта наземной станции связи (на интервалах времени видимости космических аппаратов с наземной станцией). Это необходимо, в частности, при анализе углового сопровождения космических аппаратов спутниковой системы антеннами наземных станций, при котором ось диаграммы направленности антенны должна быть с требуемой точностью нацелена в точку текущего местоположения космического аппарата.

Направление на спутник с наземной станции зависит, во-первых, от взаимного расположения наземной станции и плоскости орбиты (их взаимное расположение изменяется вследствие вращения Земли, а также вследствие вызванных возмущающими силами изменений положения плоскости орбиты в пространстве). Во-вторых, – от местоположения спутника в орбитальной плоскости (местоположение спутника изменяется вследствие движения космического аппарата в плоскости орбиты).

Два перечисленных фактора, определяющих направление на спутник, даже для одной станции с заданными координатами ее местоположения на поверхности Земли, приводят к большому многообразию интервалов видимости космических аппаратов спутниковой системы. На начальных этапах проектирования спутниковых систем координаты наземных станций неизвестны. Кроме того, могут использоваться нестационарные наземные станции спутниковой связи, которые изменяют свое положение между сеансами связи (например, станции, описанные в работе [11]). Таким образом, существует необходимость анализировать движение космических аппаратов спутниковой системы с принятыми

проектними (номинальными) параметрами орбит на интервалах видимости, когда известна лишь территория, в пределах которой могут находиться точки с координатами местоположений наземных станций. Поэтому представляет интерес разработка методик анализа движения космических аппаратов спутниковой системы на интервалах их видимости при описанной ниже постановке задачи.

Постановка задачи исследования. Рассматривается спутниковая система, в которой n космических аппаратов, номинальные (проектные) орбиты которых – однородные (значения эксцентриситета e , большой полуоси a , наклона орбиты i и аргумент перигея ω для всех космических аппаратов одинаковы, а различаются только значения долготы восходящего узла Ω и времени прохождения перигея τ). Рассмотрение подобных систем представляет интерес потому, что большинство нестационарных спутниковых систем построено на однородных номинальных орбитах, либо в орбитальных группировках этих систем можно выделить несколько подсегментов, в состав которых входят космические аппараты с однородными орбитами.

Земля полагается сферической, положение точки на ее поверхности задают географические долгота λ и широта φ . Известна территория возможного местонахождения наземной станции. Минимальное и максимальное значения географической широты для этой территории – φ_{\max} и φ_{\min} соответственно. Наведение наземной антенны – азимутально-угломестное (направление оси диаграммы направленности антенны задают азимут A и угол места γ). Необходимо проанализировать множество возможных интервалов видимости космических аппаратов рассматриваемой спутниковой системы для наземных станций, расположенных на заданной территории на интересующем исследователя отрезке времени, или, в частности, в окрестности заданного момента времени – t_u .

Анализ предложенных ранее решений. В настоящее время можно выделить два подхода к решению задачи исследования возможных для проектируемой спутниковой системы интервалов видимости космических аппаратов (их анализ представлен в работах [2, 8] и других).

Первый подход [5] основан на моделировании движения космических аппаратов в координатах пунктовой топоцентрической системы наземной станции с заданными географическими (или геодезическими) координатами и определении углов, задающих направление на спутник через координаты пунктовой топоцентрической системы. В этом случае при расчете изменяющегося во времени направления на космический аппарат на интервале видимости учитывается вращение Земли, и для описания движения спутника может использоваться математическая модель, достаточно полно учитывающая действующие на него возмущающие силы. Такой подход к определению текущего направления из наземной станции на спутник применяется как при решении исследовательских задач, так и в практических задачах расчета программ наведения наземных антенн при программном или комбинированном наведении. Моделируя движение космических аппаратов с заданными параметрами и варьируя точки местоположения наземной станции на заданной территории, например, размещая ее на этой территории в узлах некоторой сетки с выбранным шагом по долготе и широте, можно исследовать множество возможных интервалов видимости. При таком подходе для того, чтобы проанализировать достаточно полно множество интервалов видимости, необходим значительный объем вычислений при различных вариантах начальных условий.

Второй подход основан на использовании одной из специально разработанных упрощенных математических моделей движения спутника на интервале видимости из наземной станции [1, 4, 6–8]. В большинстве этих моделей вращением Земли либо вообще пренебрегают [1, 4, 6, 7], либо упрощенно учитывают вносимую им составляющую в значения углов, задающих направления на спутник [8]. Ин-

тервал видимости определяется тем, что задается удаленность пункта связи от трассы, и принятым способом указывается тот участок орбиты, который находится над плоскостью местного горизонта (например, задается значение истинной аномалии, соответствующее самой высокой точке этого участка над плоскостью местного горизонта).

Модели, используемые в этом подходе, обладают достаточно высоким уровнем обобщенности. Они описывают изменение направления из наземной станции на некоторый «обобщенный» космического аппарата спутниковой системы на однородных номинальных орбитах. Варьируя переменные, задающие удаленность пункта связи от трассы и определяющие видимый участок траектории, можно рассмотреть множество интервалов видимости, возможных для космических аппаратов и всех наземных станций заданной спутниковой системы. Описанный подход не требует существенных затрат времени, но не позволяет реализовывать моделирование лишь с невысокой точностью.

При проектировании спутниковых систем, когда требуется рассмотрение множества вариантов проектных решений, необходимы методы анализа, не требующие существенных затрат времени. Однако желательно так же, чтобы эти методы давали возможность использовать достаточно точные модели движения космических аппаратов. В работах [2, 3, 10] предложены методы, в которых сделана попытка объединить черты двух описанных выше подходов.

Согласно методу, предложенному в работе [2] (назовем его метод 1), вводится в рассмотрение некоторый космический аппарат с произвольно выбранными значениями долготы восходящего узла и времени прохождения перигея. Остальные орбитальные параметры этого космического аппарата совпадают со значениями орбитальных параметров номинальных орбит космических аппаратов системы. С принятым, достаточно крупным шагом по времени Δ_u (до 5 минут для низкоорбитального спутника) моделируется движение рассматриваемого космического аппарата, и в каждый момент времени моделирования t_u определяются точки трассы.

В окрестности точки трассы выбирается ряд точек расположения наземных станций. При этом предложено выбирать только такие положения наземных станций, для которых введенный в рассмотрение космический аппарат в момент времени моделирования t_u находится в наивысшей точке над плоскостью местного горизонта на интервале видимости (кульминационной точке интервала видимости). В частности, рассчитываются такие координаты наземной станции, чтобы в заданный момент времени t_u значение угла места, задающего направление на космический аппарат, было максимальным на интервале видимости космического аппарата (кульминационное значение угла места) и равно заданному значению γ_{\max} . Проварьируя кульминационные значения угла места γ_{\max} для момента времени моделирования t_u в заданном диапазоне $[\gamma_{\max}^*, 90^\circ]$ (с учетом возможности расположения наземной станции по обе стороны от трассы), можно рассмотреть те из интервалов видимости, на которых углы места достигают относительно больших значений (близких к 90°). Такой выбор точек расположения наземных станций обоснован тем, что обычно сеансы связи реализуются на интервалах видимости с достаточно высокими углами мест.

Для каждого из выбранных подобным образом местоположений пункта связи с шагом Δ_t , по крайней мере, на порядок меньшим шага Δ_u , моделируется движение космического аппарата на интервале времени $\left[t_u - \frac{k\Delta_{t\max}}{2}, t_u + \frac{k\Delta_{t\max}}{2} \right]$, где $\Delta_{t\max}$ – максимально возможная длительность интервала видимости для космических аппаратов рассматриваемой спутниковой системы, а k – коэффициент, больший единицы, который позволяет с некоторым запасом определить отрезок времени моделирования движения космического аппарата в координатах пунктовой топоцентрической системы рассматриваемого пункта связи. В описанном ме-

тоде моделюється рух введеного в розгляд абстрактного космічного апарату, а передбачувані абстрактні наземні станції як би супроводжують його.

В роботі [10] запропоновано аналогічний, але альтернативний по способу реалізації метод (назовемо його метод 2). С прийнятим кроком Δ_{iu} змінюється момент часу t_u в межах заданого відрізка часу. Вводиться в розгляд абстрактна наземна станція, і при кожному значенні моменту часу Δ_{iu} розглядається ряд її місць розташування (они вибираються на довільно вибраній довготі шляхом варіювання з прийнятим кроком географічної широти). Також вводиться в розгляд деяке множинство абстрактних космічних апаратів, кожен з яких в момент часу t_u видно з розташованого в розглядаваній точці пункту зв'язу.

Орбітальні параметри введених в розгляд космічних апаратів визначаються на основі описаного нижче підходу. Ексцентриситет, велика піввісь, нахил орбіти, аргумент перигею у них такі ж, як і у всіх космічних апаратів розглядаваної системи. Для визначення значень довготи восходящого вузла і часу проходження перигею цих космічних апаратів виконуються наступне. По-перше, вважається, що траса одного з космічних апаратів в момент часу t_u проходить через точку розташування наземної станції (головна опорна траса). Також розглядаються космічні апарати, траси яких отримані шляхом зсуву цієї траси по широті вліво і вправо з прийнятим кроком в діапазоні смуги огляду космічного апарату (опорні траси). На отриманих траєкторіях в околицях точки розташування наземної станції вибирається ряд точок. Вибрані точки вважаються супутниковими в момент часу t_u для введених в розгляд космічних апаратів, і виходячи з цього розраховуються значення довготи восходящого вузла і моменту часу проходження перигею.

Аналогічно методу 2, для вибраного положення пункту зв'язу рух введених в розгляд космічних апаратів моделюється в координатах його пунктової топоцентричної системи на інтервалі часу $\left[t_u - \frac{k\Delta t_{\max}}{2}, t_u + \frac{k\Delta t_{\max}}{2} \right]$ з кроком Δ_t , суттєво меншим кроку Δ_{iu} . Таким чином, в методі 2 в момент часу t_u змінюється місце розташування наземної станції, а вводимі в розгляд космічні апарати як би супроводжують її – перебувають в зоні її видимості.

Предлагаемый метод представляє собою модифікацію описаних вище методів 1 і 2. Вводиться в розгляд абстрактний космічний апарат, для якого значення ексцентриситету e , великої піввісі a , нахилу орбіти i і аргументу перигею ω такі ж, як і для всіх космічних апаратів супутникової системи. С прийнятим кроком Δ_{iu} змінюється момент часу t_u в межах заданого відрізка часу. Пропонується не моделювати рух космічного апарату, як в методі 1, а варіювати місце розташування супутникової точки в момент часу t_u і визначати орбіти, відповідні цим точкам (таким чином, введено в розгляд космічний апарат з «змінною орбітою»). Для визначення кожної з орбіт розглядаваного космічного апарату з відомими значеннями чотирьох орбітальних параметрів e , a , i , ω і заданими географічною довготою λ_s і географічною широтою φ_s точки S_p його траси в момент часу t_u знаходяться значення довготи восходящого вузла Ω^* і часу проходження перигею τ^* (рис. 1).

Варіювання положення супутникової точки S_p здійснюється наступним чином. Внаслідок того, що для розглядаваної супутникової системи траєкторії космічних апаратів однакові по формі і мають однакові значення аргументу перигею і нахилу орбіти, будь-які дві номінальні тра-

ектории космических аппаратов с произвольными значениями долготы восходящего узла (а также траектории этих космических аппаратов) могут быть совмещены путем их поворота вокруг оси вращения Земли на угол, равный разности значений долготы их восходящих узлов. Поэтому выбор значения географической долготы λ_s подспутниковой точки может быть произвольным. При выбранной географической долготе λ_s изменяется значение широты φ_s с принятым шагом $\Delta\varphi_s$ в заданном диапазоне широт $[\varphi_{\min}, \varphi_{\max}]$ территории обслуживания спутниковой системы.

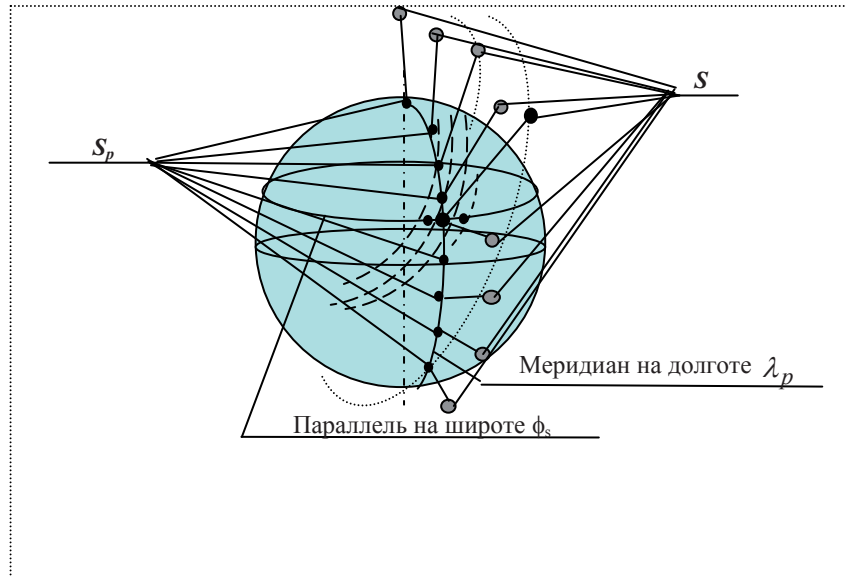


Рис. 1. Проекция на поверхность Земли вводимых в рассмотрение абстрактных космических аппаратов

Для каждой из рассматриваемых подспутниковых точек S_p (то есть для каждой из орбит введенного в рассмотрение спутника) в пределах зоны обзора космического аппарата варьируется местонахождение точки P , в которой предполагается расположенным наземный пункт связи (рис. 2, 3). Географические координаты точки расположения наземной станции P (долгота λ_p и широта φ_p) выбираются на поверхности Земли в области, представляющей собой круг, центр которого совпадает с подспутниковой точкой S_p , а радиус r_p равен радиусу зоны обзора r_z или составляет некоторую его часть.

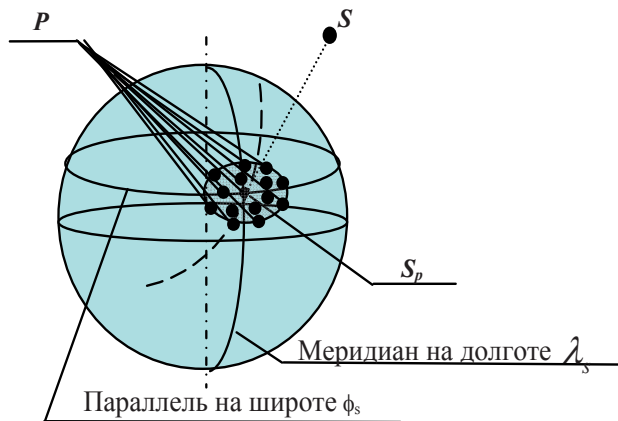


Рис. 2. Точки местоположения наземных станций в окрестности подспутниковой точки S_p

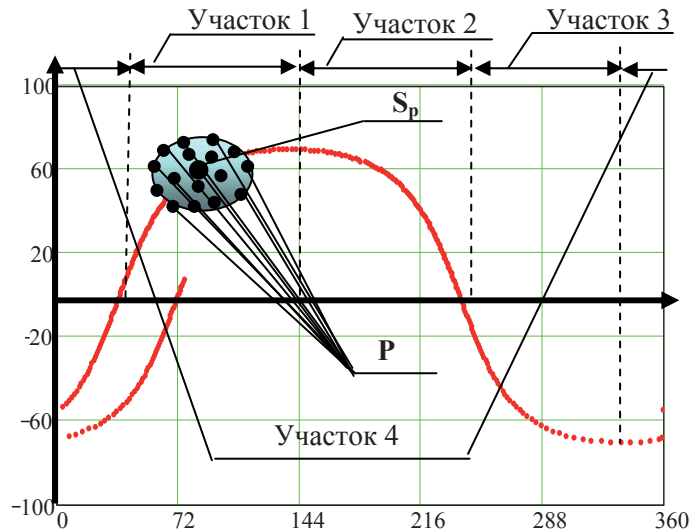


Рис. 3. Трасса космического аппарата

Направление из каждой точки P на рассматриваемый космический аппарат моделируется как в методах 1 и 2 на интервале $\left[t_u - \frac{k\Delta t_{\max}}{2}, t_u + \frac{k\Delta t_{\max}}{2} \right]$ с шагом Δt , существенно меньшим шага Δu . Таким образом, введенные в рассмотрение абстрактные наземные станции как бы сопровождают абстрактный космический аппарат с переменной орбитой – оказываются в окрестности его подспутниковой точки, местоположение которой изменяется.

Алгоритм определения параметров одной из реализаций переменной орбиты космического аппарата. Пусть известны географическая долгота λ_s и географическая широта φ_s подспутниковой точки S_p космического аппарата, для которого известны значения параметров e, a, i, ω (одинаковые для всех космических аппаратов спутниковой системы). Для определения его орбиты необходимо найти значения долготы восходящего узла Ω^* и времени прохождения перигея τ^* .

Рассмотрим сферический треугольник KMS_p (рис. 4). Его сторона KS_p – это дуга большого круга, образуемого пересечением плоскости орбиты с земной сферой, отсчитываемая от подспутниковой точки S_p до ближайшей точки пересечения этого круга с экватором (точки K). Обозначим величину дуги KS_p – u_d . Значение u_d определяется следующим выражением:

$$u_d = \arcsin(\sin|\varphi_s| / \sin i).$$

При расчете аргумента широты необходимо учитывать следующее. В общем случае, когда диапазон широт $[\varphi_{\min}, \varphi_{\max}]$ территории возможного местонахождения наземной станции включает в себя и положительные и отрицательные значения, на каждом витке спутника можно выделить четыре участка (рис. 3, 4). Рассмотрим их для случая прямой орбиты спутника (значение наклона орбиты i лежит в диапазоне $\left[0, \frac{\pi}{2} \right]$). На участке 1 угол между направлением на восходящий узел и направлением на меридиан подспутниковой точки S_p , отсчитываемый против вращения Земли, находится в диапазоне $\left[0, \frac{\pi}{2} \right]$, на участке 2 – в диапазоне $\left[\frac{\pi}{2}, \pi \right]$, на участке 3 – в диапазоне $\left[\pi, \frac{3\pi}{2} \right]$, на участке 4 – $\left[\frac{3\pi}{2}, 2\pi \right]$.

Для достаточной полноты анализа возможных вариантов интервалов видимости необходимо при выбранном значении долготы λ_s рассматривать два слу-

чая. Если выбранная для рассмотрения подспутниковая точка расположена в северном полушарии (ее широта – $\varphi_s \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right]$), то, во-первых, необходимо определить орбиту космического аппарата в предположении, что он движется на участке 1, и, во-вторых, – в предположении его движения на участке 2. Если подспутниковая точка расположена в южном полушарии (ее широта – $\varphi_s \in \left[-\frac{\pi}{2}, 0\right]$), то, во-первых, следует найти орбитальные параметры космического аппарата, полагая, что он движется по участку 3, и, во-вторых, – по участку 4.

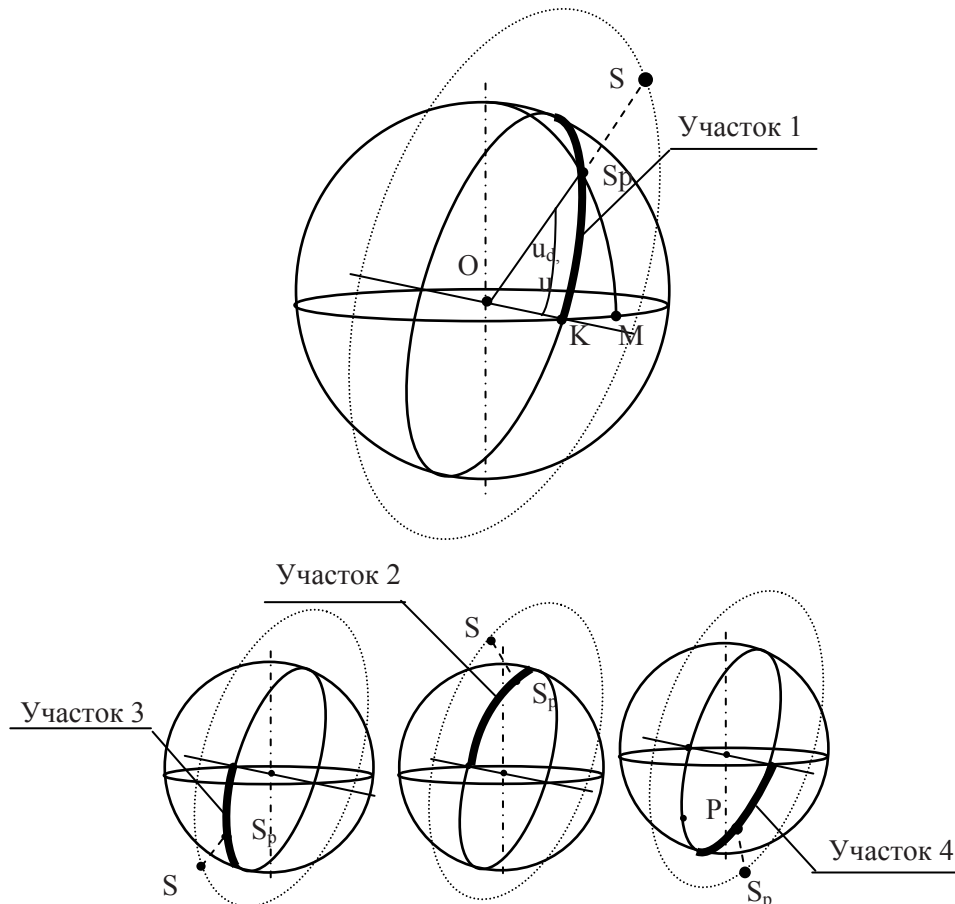


Рис. 4. Варианты расположения подспутниковой точки на трассе космического аппарата

Аргумент широты рассчитывается с использованием значения u_d с учетом того, на каком из четырех участков находится космический аппарат:

- на участке 1 $u = u_d$;
- на участке 2 $u = \pi - u_d$;
- на участке 3 $u = \pi + u_d$;
- на участке 4 $u = -u_d$.

Получив значение аргумента широты u , можно найти время прохождения перигея τ^* , рассчитав на основе известных выражений, например, представленных в [9], истинную аномалию ϑ , эксцентрическую аномалию E и далее – момент времени прохождения перигея τ^* . При этом будет найдено значение момента времени прохождения перигея τ^* на последнем витке спутника. При необходимости,

с учетом других витков космического аппарата, может быть найдено значение τ^* , ближайшее к начальному моменту отрезка времени, на котором выполняется анализ интервалов видимости космических аппаратов.

Для определения долготы восходящего узла выполняются такие расчеты. Из прямоугольного сферического треугольника KMS_p находится величина дуги KM (обозначим ее Δ_λ):

$$\Delta_\lambda = \arcsin(tg|\varphi_s| / tgi).$$

Обозначим долготу точки восходящего узла в гринвичской системе координат λ_r , тогда долгота подспутниковой точки определяется следующим образом: для участков трассы 1 и 3

$$\lambda_s = \begin{cases} \lambda_r + \Delta_\lambda, & i \leq \frac{\pi}{2} \\ \lambda_r - \Delta_\lambda, & i > \frac{\pi}{2} \end{cases}$$

а для участков 2 и 4 –

$$\lambda_s = \begin{cases} \lambda_r - \Delta_\lambda, & i \leq \frac{\pi}{2} \\ \lambda_r + \Delta_\lambda, & i > \frac{\pi}{2} \end{cases}.$$

Если положить, что в нулевой момент времени углы между одноименными осями геоцентрической экваториальной системы и гринвичской системы равны нулю (то есть направление из центра Земли на точку весеннего равноденствия и на точку пересечения гринвичского меридиана с экватором совпадают), то искомое значение долготы восходящего узла на момент времени t_u определяется выражением

$$\Omega^* = \lambda_s - \omega_3 t_u,$$

где ω_3 – угловая скорость вращения Земли.

Таким образом, найдены орбитальные параметры космического аппарата, который в заданный момент времени находится в зените над точкой S_p . Далее, на основе предложенного выше подхода можно выбирать координаты точек местоположения пунктов связи P , из которых этот спутник виден в момент времени t_u , и моделировать его движение на интервалах видимости, которым принадлежит момент времени t_u .

Выводы. Предложенный метод обладает основными достоинствами методов 1 и 2. Он дает возможность достаточно полно исследовать множество интервалов видимости космических аппаратов спутниковой системы на интервалах их видимости. Позволяет, по меньшей мере, на порядок снизить затраты времени по сравнению с подходом, когда моделируется движение всех космических аппаратов для наземных станций, точки местоположения которых находятся в узлах сетки, «нанесенной» на заданную территорию. И при этом при моделировании движения космических аппаратов на интервалах их видимости можно использовать достаточно подробные математические модели.

Предложенный метод отличается от метода 1 следующим. В методе 1 реализуется «сквозное» моделирование движения космического аппарата по введенной в рассмотрение орбите и выбираются координаты точек расположения наземных станций в окрестности подспутниковой точки. В предложенном методе нет «привязки» к одной орбите. В нем осуществляется варьирование орбиты космического аппарата путем определения ее параметров таким образом, чтобы рассмотреть множество «абстрактных» космических аппаратов, видимых из выбранного ме-

стоположення наземної станції в окрестности рассматриваемого момента времени. В ряде задач такой подход может быть предпочтителен.

Если сравнивать предложенный метод с методом 2, то следует отметить, что предложенный метод удобен, когда рассматривается обобщенный космический аппарат спутниковой системы, для которого исследуются интервалы его видимости с различных наземных станций, а метод 2 предпочтителен, когда рассматривается обобщенная наземная станция связи спутниковой системы, для которой анализируется движение космических аппаратов в зоне ее видимости.

Все описанные в данной работе методы анализа движения космических аппаратов на интервалах видимости с наземных станций могут быть полезны при проектировании спутниковых систем.

Библиографические ссылки

1. **Белянский П. В.** Управление наземными антеннами и радиотелескопами / П. В. Белянский, Б. Г. Сергеев. – М.: Сов. радио, 1980. – 280 с.
2. **Демидюк Н. В.** Метод анализа углового сопровождения спутников связи наземными антеннами / Н. В. Демидюк, Т. В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2011. – Т. XI. – С. 43–50.
3. **Демидюк Н. В.** Методика оценки влияния ошибок географических координат на точность прогноза направлений из наземной станции на спутники системы связи // Вісник Дніпропетр. ун.-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка. – 2004. – № 12. – С. 17–26.
4. **Ларин В. А.** Влияние погрешности расположения плоскости орбиты на систему программного сопровождения спутника наземной антенной / В. А. Ларин, В. В. Авдеев // Придніпровський науковий вісник. – 1997. – № 45 (56), ч. I. – С. 40–44.
5. **Ларин В. А.** Оценка погрешностей программного углового сопровождения спутника связи / В. А. Ларин, Т. В. Лабуткина // Придніпровський науковий вісник. – 1997. – № 45 (56), ч. I. – С. 44–48.
6. **Лабуткина Т. В.** Концепция исследования движения космических аппаратов спутниковых систем связи, видимых из наземных станций / Т. В. Лабуткина, В. А. Ларин // Вісник Дніпропетр. ун.-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка. – 2004. – № 12. – С. 44–56.
7. **Лабуткина Т. В.** Модель движения спутника на интервале видимости для оценки точности программного наведения наземной антенны / Т. В. Лабуткина, В. А. Ларин // Техническая механика. – 2003. – № 1. – С. 44–52.
8. **Лабуткина Т. В.** Математическая модель для анализа кинематики сопровождения орбитальных объектов наземными антеннами // Вісник Дніпропетр. ун.-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка. – 2009. – Т. 17. – С. 40–50.
9. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли / под ред. М. К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1974. – 332 с.
10. **Отгали С. М.** Метод анализа космических аппаратов спутниковых систем / С. М. Отгали, А. Т. Боранбаева, Т. В. Лабуткина // XIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос»: збірник тез доповідей. – Дніпропетровськ, 2012. – С. 135.
11. **Павлов С. В.** Многофункциональный мобильный комплекс обеспечения потребителей мониторинговой информацией. Состояние разработки и перспективы дальнейшего использования / С. В. Павлов, Ю. Г. Пичурин, С. Б. Прямухин и [др.] / Четвертый Белорусский космический конгресс: материалы конгресса. – Минск: ОИПИ НАН Беларуси, 2009. – Т. 2. – С. 105–110.

Надійшла до редколегії 20.06.2012.