

УДК 629.783

О. И. Лурье, Т. В. Лабуткина

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МЕТОДИКА БЫСТРОГО РАСЧЕТА РАСПИСАНИЯ ВИДИМОСТИ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Запропонована методика, яка дозволяє без істотних витрат часу розраховувати розклад видимості орбітальних об'єктів для наземної станції.

Ключові слова: орбітальне тіло, інтервал видимості, розклад видимості, наземна станція, прогноз.

Предложена методика, которая позволяет без существенных затрат времени рассчитывать расписание видимости орбитальных объектов для наземной станции.

Ключевые слова: орбитальное тело, интервал видимости, расписание видимости, наземная станция, прогноз.

The method which allows without essential expenses of time to calculate orbital objects visibility schedule for a ground station is offered.

Key words: orbital body, visibility interval, visibility schedule, ground station, forecast.

Введение. В настоящее время наблюдается тенденция к увеличению числа космических аппаратов в орбитальных группировках спутниковых систем. При использовании направленных наземных антенн нестационарных спутниковых систем необходимо составлять расписание сеанса связи, которое представляет собой последовательность спутников, с которыми осуществляется связь, а также моменты времени начала и конца непрерывной связи с каждым из них. Основа для планирования сеанса связи – расписание видимости космических аппаратов. Составление расписания требует предварительного моделирования движения орбитальных объектов в координатах пунктовой топоцентрической системы наземной станции с достаточно малым шагом (чтобы определить моменты времени появления космического аппарата в зоне видимости наземной станции и момент времени ухода из зоны видимости). При значительном числе космических аппаратов в орбитальной группировке расчет расписания видимости на основе описанного подхода требует существенных затрат времени. Это не всегда приемлемо. Например, в случае, когда используется мобильная наземная станция, для которой координаты местоположения меняются между сеансами связи, и время на составление расписания сеанса связи ограничено.

Проблема снижения затрат времени на составление планов наблюдения орбитальных тел существует и для центров наблюдения околоземного космического пространства из-за значительного множества наблюдаемых объектов и ограниченности ресурсов наземных станций наблюдения. Основу планирования наблюдения орбитальных тел также составляет расписание их видимости.

Следовательно снижение затрат времени на расчет расписания видимости орбитальных тел является в настоящее время актуальной задачей. В работе [3] предложен метод определения начала и конца интервалов видимости орбитальных объектов, не требующий существенных затрат времени.

Он основан на разделении двух составляющих движения: моделировании видимого из наземного пункта участка траектории и моделировании движения орбитального тела по этому участку траектории.

В данной статье представлена методика составления расписания видимости орбитальных объектов на основе этого метода. Также учтено, что большинство многоспутниковых систем имеют регулярную структуру: во-первых, такие

системы построены на однородных орбитах (значения эксцентриситета, большой полуоси, наклона орбиты, аргумента перигея имеют одинаковые значения для всех космических аппаратов, различаются только значения долготы восходящего узла и времени прохождения перигея); во-вторых, спутниковые системы часто построены по принципу колец – в одной орбитальной плоскости на номинальной орбите находятся несколько космических аппаратов; в-третьих, орбитальные плоскости космических аппаратов часто равномерно отстоят друг от друга по долготе восходящего узла. Использование методик расчета расписания видимости орбитальных тел, учитывающих возможность ускорения расчетов для орбитальных группировок регулярной структуры, актуально как при составлении расписания сеансов связи, в состав которого входят такие группировки, так и при планировании наблюдения множества орбитальных объектов. Рассмотрим предложенную методику для группировки регулярной структуры.

Постановка задачи. Расписание видимости из наземной станции с заданными географическими координатами (долготой λ и широтой φ) составляется для космических аппаратов спутниковой системы, в состав которой входит n -е количество орбитальных объектов, которые на номинальных орбитах расположены в m плоскостях. В j -той орбитальной плоскости – n_j космических аппаратов. Для каждого космического аппарата известны эксцентриситет e , большая полуось a , наклонение орбиты i , аргумент перигея ω (одинаковые для всех космических аппаратов системы), долгота восходящего узла Ω (одинаковая для всех космических аппаратов в одной орбитальной плоскости), момент времени прохождения перигея τ . Задана длительность интервала времени $[t_{mn}, t_{nk}]$, для которого рассчитывается расписание видимости – T_n .

Земля – сферическая. В случае относительно небольшой продолжительности отрезка времени, для которого составляется расписание видимости, можно полагать, что движение космических аппаратов не отличается от кеплерового. На больших по длительности интервалах времени необходимо учитывать некорректируемую прецессию орбитальных плоскостей, вызванную нецентральностью силы тяжести Земли. Положение наземного пункта на неподвижной в пространстве земной сфере задают два угла L и B . Угол B при рассматриваемой постановке задачи не отличается от географической широты φ . Угол L отсчитывается в плоскости экватора от положительного направления оси OX геоцентрической экваториальной системы координат.

Расчеты по предложенной методике. Перебираются орбитальные плоскости, в орбитальных плоскостях перебираются космические аппараты. Для каждого космического аппарата выполняются такие расчеты. От момента времени прохождения перигея t_{τ_0} , ближайшего к моменту времени начала прогноза t_{mn} , начинается отсчет времени t с шагом Δt , равным периоду обращения космических аппаратов группировки T .

1. На каждом шаге по времени определяется текущее положение наземной станции на неподвижной земной сфере. В частности, рассчитывается значение угла L , который изменяет свое значение вследствие вращения Земли и определяется выражением

$$L(t) = \gamma_0 + \omega_3(t - t_0),$$

где ω_3 – скорость вращения Земли; γ_0 – значение угла между осями геоцентрической экваториальной и гринвичской систем координат в момент времени t_0 .

2. На каждом шаге по времени определяется значение истинной аномалии $\vartheta_c(t)$, задающее направление на самую высокую точку траектории спутника над плоскостью местного горизонта (точку S_C на рис. 1). Значение угла места, задающего направление на спутник из точки расположения пункта связи P на этом участке орбиты, максимально в том случае, когда спутник находится в точке S_C . Точ-

ка S_C представляет собой пересечение рассматриваемого участка орбиты и перпендикуляра, опущенного из центра Земли O на линию пересечения плоскости орбиты и плоскости местного горизонта $l_1 l_2$ (рис. 1, 2). Угол $\vartheta_c(t)$ можно рассматривать как значение истинной аномалии, отсчитываемое с момента времени последнего прохождения перигея спутником.

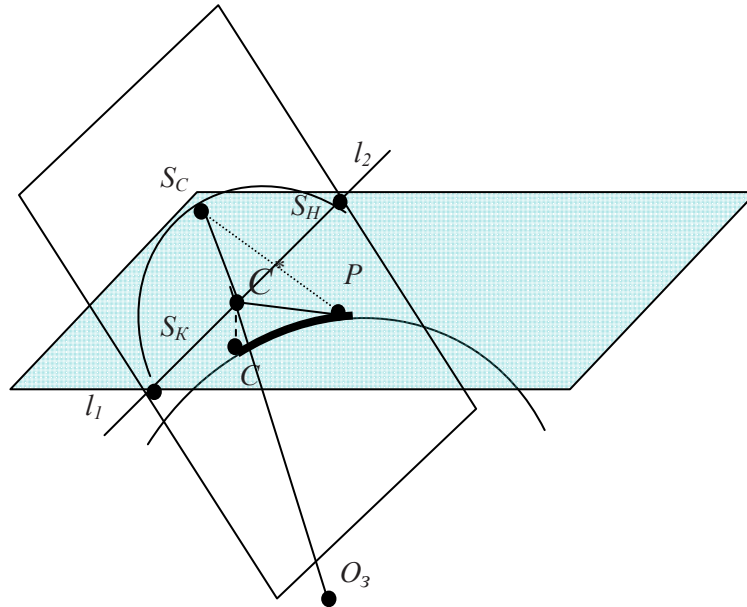


Рис. 1. Участок траектории спутника, расположенный над плоскостью местного горизонта

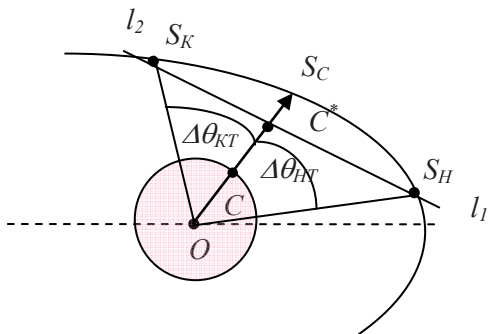


Рис. 2. Видимый участок траектории орбитального тела (изображение в плоскости орбиты)

Для расчета $\vartheta_c(t)$ вначале находится значение аргумента широты $u_c(t)$. Реализуется это следующим образом. Пусть пересечение радиус-вектора точки S_C с поверхностью земной сферы – точка C (рис. 1, 2, 3). Точка C находится на большом круге (круг 1 на рис. 3), который представляет собой пересечение земной сферы с плоскостью орбиты спутника. Если через точку расположения наземной станции P провести большой круг, плоскость которого перпендикулярна плоскости орбиты (круг 2), то точка C представляет собой точку пересечения круга 1 и круга 2. Текущее положение точки C на круге 1 задает угол $u_c(t)$.

Пусть M – точка пересечения плоскости экватора с меридианом (рис. 3), проходящим через точку расположения пункта связи P , K – точка проекции восходящего узла на земную сферу, X – точка пересечения большого круга 1 с меридианом. Угловая величина дуги XM равна широте пункта связи φ , величина

угла K – наклонению орбиты i . Угловая величина дуги KM (обозначим ее $\Delta L(t)$) определяется так:

$$\Delta L = \begin{cases} 2\pi - \Delta L_p, & \text{если } \Delta L_p > \pi \\ \Delta L_p, & \text{если } \Delta L_p < \pi, \end{cases}$$

где $\Delta L_p = \begin{cases} |L(t) - L_1|, & \text{если } L_3 \in [L_3, L_4] \\ |L(t) - L_2|, & \text{если } L_3 \notin [L_3, L_4] \end{cases}$,

а $L_1 = \begin{cases} \Omega, & \text{если } \Omega \leq \pi \\ \Omega - \pi, & \text{если } \Omega > \pi \end{cases}$, $L_2 = \begin{cases} \Omega + \pi, & \text{если } \Omega \leq \pi \\ \Omega, & \text{если } \Omega > \pi \end{cases}$,

$$L_3 = \begin{cases} L_1 + \frac{\pi}{2}, & \text{если } L_1 \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right] \\ L_1 - \frac{\pi}{2}, & \text{если } L_1 \notin \left[0, \frac{\pi}{2}\right] \end{cases}, \quad L_4 = \begin{cases} L_1 + \frac{3\pi}{2}, & \text{если } L_1 \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right] \\ L_1 + \frac{\pi}{2}, & \text{если } L_1 \notin \left[0, \frac{\pi}{2}\right] \end{cases}.$$

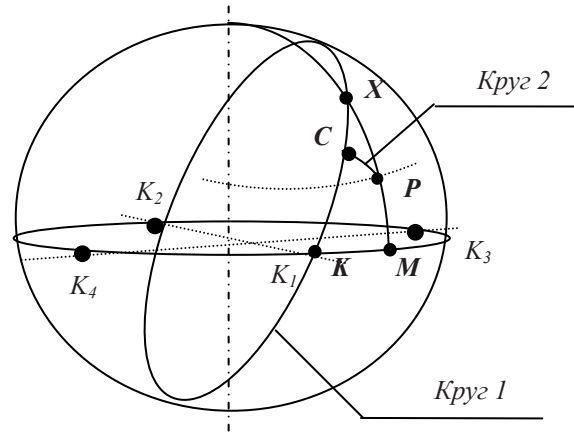


Рис. 3. Расположения пункта связи относительно линии пересечения плоскости орбиты с земной сферой

Путем решения задачи сферической тригонометрии находится величина дуги KX , которую обозначим $u_p(t)$. Алгоритм расчета $u_p(t)$ составлен с учетом возможных вариантов расположения пункта связи относительно линии пересечения плоскости орбиты с плоскостью земной сферы (один из них показан на рис. 3).

С использованием значения $u_p(t)$ рассчитывается искомое значение аргумента широты $u_c(t)$:

$$u_c(t) = \begin{cases} \begin{cases} \pi - u_c(t), & \text{если } L(t) \in [L_3, L_4] \\ u_c(t), & \text{если } L(t) \notin [L_3, L_4] \end{cases}, & \text{если } L_1 = \Omega \\ \begin{cases} \pi - u_c(t), & \text{если } L(t) \notin [L_3, L_4] \\ u_c(t), & \text{если } L(t) \in [L_3, L_4] \end{cases}, & \text{если } L_1 \neq \Omega \end{cases}.$$

Далее рассчитывается значение $\vartheta_c(t)$, соответствующее $u_c(t)$:

$$\vartheta_c(t) = u_c(t) - \omega.$$

3. На каждом шаге по времени определяются моменты времени $t_c(t)$, в который спутник находился бы в точке, задаваемой значением истинной аномалии $\vartheta_c(t)$, если бы отсчет времени велся от момента времени прохождения перигея на текущем витке. В этом случае момент времени $t_c(t)$ равен длительности интервала времени $\Delta t_c(t)$, необходимого орбитальному телу на движение от перигея

до точки, определяемой значением истинной аномалии $\vartheta_c(t)$. Для расчета $t_c(t)$ на основе выражений, представленных, например, в [4], осуществляется переход от истинной аномалии $\vartheta_c(t)$ к эксцентрической аномалии $E_c(t)$ и, используя ее значения, определяется $\Delta t_c(t)$.

4. Определение значения моментов времени $t_{CT}(t)$, в которые спутник на витках вокруг Земли оказывается в точке S_C . Используемый для этого подход предложен в работе [3]. Он аналогичен подходу, примененному в методе прогноза опасных сближений орбитальных тел, и представленному в работе [2]. Значение $t_{CT}(t)$ находится как пересечение функций $t_c(t)$ и функции изменения времени во времени $t(t)$. При допущении о линейности функции $t_c(t)$ на интервале времени равном периоду обращения космического аппарата $t_{CT}(t)$ определяется выражением

$$t_{CT} = \frac{t_c(t_H)}{1 - \left(\frac{t_c(t_K) - t_c(t_H)}{T} \right)},$$

где $t_c(t_H)$ и $t_c(t_K)$ – значения $t_c(t)$, найденные соответственно на момент начала периода обращения спутника t_H и на момент конца t_K .

5. Для каждого периода обращения спутника выполняется проверка возможности его радиовидимости в момент времени $t_{CT}(t)$. Спутник находится в зоне радиовидимости, если величина дуги PC меньше граничного значения l_{ep} , определяемого из условий радиовидимости орбитального объекта.

6. Определение моментов времени начала и конца интервала радиовидимости космических аппаратов в рассматриваемой орбитальной плоскости. Путем решения геометрической задачи из треугольников OC^*S_H и OC^*S_K определяются абсолютные величины углов $\Delta\vartheta_H$ и $\Delta\vartheta_K$ между значениями истинных аномалий, соответствующими нахождению космического аппарата в точках S_H и S_C , S_K и S_C соответственно (рис. 2). Далее рассчитываются значения истинных аномалий, соответствующие прохождению точек S_H и S_K орбитальным телом на первом витке с момента времени последнего прохождения перигея:

$$\vartheta_{HT} = \vartheta_{CT} - \Delta\vartheta_H,$$

$$\vartheta_{KT} = \vartheta_{CT} + \Delta\vartheta_K.$$

С использованием значений ϑ_{HT} и ϑ_{KT} , определяются значения соответствующих им моментов времени на первом витке после последнего прохождения спутником перигея – t_{HT} и t_{CT} .

Искомые моменты времени начала и конца интервала видимости для каждого интервала видимости спутника (t_H^* и t_K^*), а также момент времени наибольшего значения угла места t_C^* , задающего направление на это орбитальное тело, рассчитываются на основе выражений

$$t_H^* = t_{HT} + T(j-1),$$

$$t_K^* = t_{KT} + T(j-1),$$

$$t_C^* = t_{CT} + T(j-1),$$

где j – номер периода обращения спутника, на котором определяется интервал видимости.

Использование регулярности структуры орбитальной группировки. Если расписание видимости составляется на сутки, то видимые участки траекторий космических аппаратов появляются два раза за этот период. В случае низкоорбитальных систем в течение значительной части времени траектории кос-

мических аппаратов находятся вне зоны видимости наземной станции. Симметричность орбитальной структуры (равномерность разнесения ее орбитальных плоскостей по долготе восходящего узла) приводит к тому, что относительно постоянное число космических аппаратов для связи не используется.

Перед расчетом расписания видимости предлагается для одной из орбитальных плоскостей определить интервалы ее видимости и невидимости из наземной станции (основываясь на алгоритмах расчетов пунктов 2 и 5). Для всех остальных орбитальных плоскостей эти интервалы времени сдвинуты на постоянную величину. Для каждого космического аппарата группировки расчеты пунктов 1–6 выполняются только на тех интервалах времени, на которых его траектория видна из наземной станции.

Выводы. Предложенная методика может быть использована, когда точность определения начала и конца интервала видимости требуется невысокая (возможна погрешность до 2 минут). Однако составление расписания видимости в большинстве практических задач и не требует высокой точности. При этом шаг по времени, равный периоду обращения орбитального объекта, позволяет в сотни раз снизить время, затрачиваемое на прогноз. Исключение из рассмотрения значительной части множества космических аппаратов спутниковой системы, невидимых для наземной станции на текущем отрезке, для которого реализуется прогноз, также существенно снижает затраты времени на прогнозирование.

Библиографические ссылки

1. **Белянский П. В.** Управление наземными антеннами и радиотелескопами / П. В. Белянский, Б. Г. Сергеев. – М.: Сов. радио, 1980. – 280 с.
2. **Лабуткина Т. В.** Методика прогноза механических конфликтов между элементами квазистабильного множества орбитальных тел / Т. В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2009. – Т. IX. – С. 41–52.
3. **Лурье О. И.** Метод прогноза интервалов видимости орбитальных объектов / О. И. Лурье, Т. В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – Т. XIII. – С. 48–56.
4. Основы теории полета и проектирования искусственных спутников Земли / под ред. М. К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1974. – 323 с.

Надійшла до редколегії 01.09.2012.

УДК 629.78

А. А. Манойленко, В. Л. Тихонов*

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара
*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”
им. М.К. Янгеля»*

РАСЧЕТ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОЦЕНИВАНИЯ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Наведено розрахунок похибок оцінювання кутових швидкостей ракети-носія, яка оснащена безплатформеною інерціальною навігаційною системою з використанням оптимального рекурентного фільтра Калмана.

Ключові слова: ракета-носіє, навігаційна система, фільтр Калмана, похибка оцінювання.