

НАВИГАЦІЯ

УДК 621.391

А.С. Албул

*Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***АЛГОРИТМ ВЫБОРА МОДЕЛИ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ
МНОГОСПУТНИКОВЫХ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СИСТЕМ
ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ**

В статье представлена модель исследования навигационно-баллистической структуры орбитальной группировки космических аппаратов. Предложен алгоритм расчета некорректируемой многоспутниковой низкоорбитальной системы.

Ключевые слова: космический аппарат, спутниковая система, алгоритм, высокоскоростная передача данных.

Введение

Общегосударственная целевая научно-техническая космическая программа Украины на 2013-2017 годы определяет обеспечение развития современных космических технологий в Украине важным фактором, определяющим стратегическое место государства в мире [1].

Прогрессивным и эффективным направлением в развитии космической отрасли, является переход от спутников-ретрансляторов, размещенных на геостационарной и высокоэллиптических орбитах, к спутникам и спутниковым системам с низкоорбитальным построением (с высотой 500...2000 км). Это позволяет обеспечить высокую оперативность космической системы, применять глобальную сеть связи для обслуживания потребителей, способствует развитию научно-технического потенциала [1, 3].

Одним из наиболее важных требований [2], предъявляемых к орбитальным группировкам, является поддержание их устойчивой навигационно-баллистической структуры. Это связано с тем, что в процессе функционирования происходит постоянное изменение параметров движения как каждого космического аппарата (КА), так и всей орбитальной группировки в целом. В случае изменения параметров орбитальной группировки происходит увеличение необходимых энергетических характеристик в радиоканалах "КА-КА", "З-КА" ("КА-З").

Целью данной работы является разработка алгоритма выбора модели орбитального построения многоспутниковых спутниковых систем (МНС) высокоскоростной передачи данных (ВПД).

Основная часть

По степени упорядоченности движения КА на орбите принято разделять спутниковые системы на два типа [2, 3]:

1) детерминированные с упорядоченным движением КА по орбите;

2) со случайным фазовым размещением КА в плоскости орбиты.

Для первого типа для обеспечения функционирования системы необходимо периодическое или постоянное проведение коррекции взаимного положения КА. Это в свою очередь требует оборудования КА двигателями, которые усложняют и увеличивают вес конструкции и сокращают термин активного существования в связи с использованием расходных материалов.

В МНС без коррекции (некорректируемые МНС) взаимное положение КА является случайным, что вызывает сдвиг периодичности наблюдения. Однако вес такого КА значительно меньше, что позволяет увеличить общее количество КА в системе. Для систем связи произвольное расположение является приемлемым. Так при равномерном распределении обеспечивается одинаковая периодичность, при сближении нескольких КА возможно увеличение кратности покрытия, за счет этого увеличится QoS (качество предоставляемого сервиса) [3]. Эффективное использование КА в орбитальной системе возможно только при условии, если навигационно-баллистические характеристики всех КА группировки известны и стабильны. Поэтому необходимо исследовать возможные варианты орбитального построения КА и провести анализ параметров орбиты, для чего требуется разработать методы построения навигационно-баллистической структуры МНС.

Модель динамического изменения орбитальной структуры многоспутниковой низкоорбитальной системы. Выбор навигационно-баллистической структуры осуществляется с учетом всех ограничений и на основе анализа показателей качества МНС с различным орбитальным построением, таких как [2 – 4]:

- коэффициент оперативной готовности ($K_{ог}$);
- коэффициент связности сети ($k_{св}$);
- вероятность доставки сообщений за заданное время ($P_{дост}$);
- среднее время задержки сообщений ($T_{пер}$).

Орбитальная структура МНС характеризуется числом N КА, входящих в ее состав, и их орбитальными параметрами. В качестве последних используются следующие кеплеровские элементы [4]: долгота восходящего узла Ω ; большая полуось - a ; наклонение i ; эксцентриситет - e ; аргумент перигея ω ; время прохождения перигея - τ .

Т.к. для круговых орбит параметр $e=0$, а ω не определен, то такие орбиты характеризуются только четырьмя параметрами: a , i , Ω , u_0 . Причем

$$a = r = H + R_z, \quad (1)$$

где H - высота орбиты; r - радиус орбиты.

На этапе исследования системных характеристик моделирование динамики орбитальной сети МНС целесообразно проводить в условиях центрального гравитационного поля без учета сопротивления атмосферы, т.к. основной причиной неустойчивости таких сетей являются ошибки выведения КА на орбиту. В свою очередь, влияние возмущающих факторов можно учесть "разрушением" фазированного движения КА в плоскостях орбит. В таком случае аргументы широты КА сети распределяются равномерно в пределах $(0...360^\circ)$. При этом относительное отклонение по долготы восходящего узла за n витков выражается в виде [5]

$$\delta\Omega_{ij} = -3\pi C_{20} \frac{R_3^2}{p_0^2} n \delta i_{ij} \sin i_0 - 6\pi C_{20} \frac{R_3^2}{p_0^3} n \delta p_{ij} \cos i_0. \quad (2)$$

Формула (2) устанавливает зависимость изменения взаимной ориентации плоскостей орбит от ошибок выведения по наклонению и фокальному параметру $p=a(1-e^2)$. Расчет по формуле (2) показывает, что при относительных ошибках $\delta p_{ij}/p_0=0,0001$ (для круговой орбиты высотой 1500 км соответствует ошибке выведения по большой полуоси примерно 0,8 км), $\delta i_{ij}=20$ угл. мин. и наклонении $i=83^\circ$ скорость изменения взаимной ориентации орбит составит соответственно $0,0001^\circ/\text{сут.}$ и $0,023^\circ/\text{сут.}$, т.е. за 6 месяцев накапливается смещение узлов примерно на 42° [3, 5]. Примечательно, что для полярных орбит ($i=90^\circ$) влияние ошибок выведения по фокальному параметру на Ω равно нулю и максимально для ошибок выведения по наклонению i . Для приэкваториальных орбит ($i=0^\circ$) ситуация меняется на противоположную. В инерциальной геоцентрической системе координат положение и скорость КА на круговой орбите в каждый момент времени, равны:

$$\begin{aligned} x_{ni} &= r(\cos\Omega \times \cos u_i - \sin\Omega \times \sin u_i \times \cos i); \\ y_{ni} &= r(\sin\Omega \times \cos u_i + \cos\Omega \times \sin u_i \times \cos i); \\ z_{ni} &= r \times \sin u_i \times \sin i; \quad V_{zni} = V_u \times \cos u_i \times \sin i; \\ V_{xni} &= -V_u(\cos\Omega \times \sin u_i + \sin\Omega \times \cos u_i \times \cos i); \\ V_{yni} &= -V_u(\sin\Omega \times \sin u_i - \cos\Omega \times \cos u_i \times \cos i). \end{aligned} \quad (3)$$

При этом движение системы КА моделируется путем дискретного изменения в уравнениях (3) начального значения аргумента широты на шаг моделирования в каждом цикле: $u_{i+1}=u_i+\Delta u$, причем

$$\Delta u = 2\pi \Delta t / T, \quad (4)$$

где Δt - шаг моделирования; T - период обращения КА.

Для расчета зон обслуживания, времени взаимной видимости и т.д., удобно использовать гринвичскую систему координат с учетом вращения Земли вокруг своей оси [5]:

$$\begin{aligned} x_r &= x_n \times \cos \gamma + y_n \times \sin \gamma; \\ y_r &= y_n \times \cos \gamma - x_n \times \sin \gamma; \\ z_r &= z_n; \quad V_{zr} = V_{zn}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$V_{xr} = V_{xn} \times \cos \gamma + V_{yn} \times \sin \gamma + \Omega_3 y_r;$$

$$V_{yr} = -V_{xn} \times \sin \gamma + V_{yn} \times \cos \gamma + \Omega_3 x_r;$$

где $\gamma = \Omega_3(t-t_0)$ и $\Omega_3 = 0,729211 \times 10^{-4} \text{c}^{-1}$ - угловая скорость вращения Земли.

Алгоритм расчёта некорректируемой МНС высокоскоростной передачи данных. Для обеспечения непрерывности обслуживания необходимо чтобы в каждый момент времени любая точка заданного района находилась в зоне обзора хотя бы одного КА из орбитальной группировки МНС. При этом число этих зон равно числу КА в системе. Каждая зона обслуживания КА на поверхности Земли характеризуется геоцентральным углом φ_3 [2, 5]:

$$\begin{aligned} \varphi_3 &= \arccos(R_z \times \cos \delta / (R_z + H)) - \delta = \\ &= 90^\circ - \gamma - \arccos((R_z + H)/R_z \times \sin \gamma). \end{aligned} \quad (6)$$

Следующие допущения принимаются при создании систем непрерывного обслуживания [3, 6]: круговые орбиты КА МНС; равномерное расположение n КА в плоскости; КА расположены на одинаковых высотах орбит; зоны обслуживания всех КА системы равны; орбиты полярные (наклонения плоскостей орбит к плоскости экватора - $\pi/2$).

В результате алгоритм расчёта некорректируемой МНС можно описать таким образом:

1. Исходя из (6) определяется геоцентральный угол зоны обзора φ_3 .

2. Рассчитывается n_{\min} минимальное число КА в одной плоскости, так чтобы зоны соприкасались, по следующей формуле [3, 4]

$$n_{\min} = E[2\pi/\varphi_3] + 1, \quad (7)$$

где $E[Y]$ - ближайшее целое к y , не превосходящее y .

3. Определяется a_3 - половина углового расстояния между подспутниковыми точками двух смежных КА одной плоскости согласно формуле

$$a_3 = \frac{2\pi}{2n_{\min}}. \quad (8)$$

4. Рассчитывается ширина полосы непрерывного обзора (из сферического прямоугольного треугольника) по формуле

$$b = \arccos\left(\frac{\cos \varphi_3}{\cos a}\right). \quad (9)$$

5. Определяется количество плоскостей орбит

$$m_{(1)} = E \left[\frac{\pi}{2b} \right] + 1. \quad (10)$$

6. Находится количество КА в системе

$$N_{(1)} = m_{(1)} n_{\min}. \quad (11)$$

7. Запоминается $N_{(1)}$, увеличивается количество КА в плоскости орбиты на один $n_{(2)} = n_{\min} + 1$ и, начиная с п. 3 по формулам (8-11), повторяется расчёт.

8. Сравниваются $N_{(1)}$ и $N_{(2)}$, запоминается меньшее и так до тех пор, пока $N_{(j+1)} > N_j$.

В результате выполнения данного алгоритма определяются «оптимальные» значения $N = N_{\text{опт}}$; $m = m_{\text{опт}}$; $n = n_{\text{опт}}$.

В качестве примера расчета в табл. 1 приведены результаты необходимого числа КА в системе непрерывного обзора для высот круговых орбит от $H_{\text{кр}} = 500$ км до $H_{\text{кр}} = 2000$ км, при наклонении орбит $i = \pi/2$ и минимальном угле возвышения КА над горизонтом $\delta = 7^\circ$.

Таблица 1

Результаты расчёта требуемого числа КА для обеспечения непрерывности обслуживания

H, км	500	1000	1500	2000
n, шт	16	10	8	7
m, шт	8	6	5	4
N, шт	128	60	40	28

Используя такое построение системы (при наклонении плоскостей орбит к плоскости экватора $\pi/2$) максимальное перекрытие достигается над полюсами. Использование наклонных орбит при разработке МНС позволяет уменьшить число КА в системе и в таком случае максимум эффективности функционирования МНС смещается с полюсов на низкие широты.

Выводы

Целесообразно использовать спутники, расположенные на низких орбитах, так как они имеют меньшую массу и габариты по сравнению геостационарными и высокоэллиптическими. Перспективный путь развития космонавтики - это использование небольших по весу КА с оборудованием для

выполнения задач высокоскоростной передачи данных. Система таких КА не требует постоянного управления и корректирования в процессе функционирования. Система КА позволяет снизить энергетику радиолинии и значительно уменьшить вес и габариты приемопередающих терминалов. При развертывании подобных спутниковых систем нет необходимости выдерживать с высокой точностью параметры движения ракетносителей (РН) в момент отделения космического аппарата, что упрощает систему управления РН и делает запуски еще дешевле.

Исследование навигационно-баллистической структуры многоспутниковых низкоорбитальных сетевых систем позволило разработать модель такой системы, которая учитывает расположение КА на круговых орбитах с одинаковой высотой и наклонением. При этом узлы сети расположены в m плоскостях по N КА в каждой. В результате был разработан алгоритм выбора модели орбитального построения МНС ВПД.

Список литературы

1. Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013-2017 роки [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.nkau.gov.ua/nsau/catalognew.nsf/mainU/69F9BF25A4F7E85FC22579F700527555>.
2. Космические радиотехнические комплексы [Текст] / Под общ. ред. Г.В. Стогова – М.: МО СССР, 1986. – 626 с.
3. Curtis, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students [Text]* / H. D. Curtis. – Elsevier Aerospace Engineering Series, Elsevier, 6th Edition, 2011. – 280 с.
4. Чернявский, Г. М. Орбиты спутниковой связи [Текст] / Г. М. Чернявский, В. А. Бартеков. – М.: Связь, 1978. – 180 с.
5. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике [Текст] / В.К. Абалакин [и др.] ; Под ред. Г.Н. Дубошина. – М.: Наука, 2012. – 864 с.
6. Albul, A.S. *Development of choice algorithm for uncorrectable multi-LEO communication system structure [Text]* / A.S. Albul, M.F. Babakov, L.M. Babakova // *The 19th International Youth Forum «Radio electronics and youth in the XXIst century» U.3. –Kharkov: KNURE. 2015. – P.53-54.*

Надійшла до редколегії 16.01.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Козелков, Державний університет телекомунікацій, Київ.

АЛГОРИТМ ВИБОРУ МОДЕЛІ ОРБІТАЛЬНОЇ ПОБУДОВИ БАГАТОСПУТНИКОВИХ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ СИСТЕМ ВИСОКОШВИДКІСНОЇ ПЕРЕДАЧІ ДАНИХ

О.С. Албул

У статті представлена модель дослідження навігаційно-балістичної структури орбітального угруповання космічних апаратів. Запропоновано алгоритм розрахунку некорегованих багатоспутникових низькоорбітальних систем.

Ключові слова: космічний апарат, супутникова система, алгоритм, високошвидкісна передача даних.

CHOICE ALGORITHM OF ORBITAL STRUCTURE MODEL OF LEO HIGH-SPEED DATA TRANSMISSION SATELLITE SYSTEM

A.S. Albul

In the article the investigation model of navigation and ballistic structure of the spacecraft orbital group is presented. The calculation algorithm for uncorrectable multi-LEO system is proposed.

Keywords: spacecraft, satellite system, algorithm, high-speed data transmission.