

Методика орбитального построения спутниковой системы для решения задачи оперативного глобального мониторинга

© А.А. Лысенко, С.Ю. Улыбышев

Центральный научно-исследовательский институт химии и механики,
Москва, 115487, Россия

Представлены результаты аналитических расчетов и численного моделирования при проектировании и выборе рационального построения спутниковых систем оперативного глобального мониторинга. Изложена методика определения орбитального построения спутниковых систем, обеспечивающая минимизацию максимального перерыва в наблюдении любой точки на поверхности Земли при заданных характеристиках обзора с космического аппарата. Проведено сравнение с результатами, полученными другими авторами при определении минимального значения максимальных перерывов в наблюдении для спутниковых систем оперативного глобального мониторинга при заданных количестве аппаратов в системе и характеристиках их обзора. Показано, что применение изложенной методики проектирования спутниковых систем с учетом заданных характеристик бортовой аппаратуры позволяет свести задачу к однопараметрическому поиску наилучшей конфигурации системы по аргументу широты расположения в ней спутников, а долготу восходящего узла определять аналитически. Полученные результаты позволяют упростить методику поиска оптимальной конфигурации спутниковой системы для периодического глобального обзора.

Ключевые слова: космический аппарат, спутниковая система, оперативный глобальный мониторинг, одномаршрутная спутниковая система, перерыв в наблюдении, межвитковое смещение, долгота восходящего узла

Введение. Задача оперативного получения информации о любой точке на поверхности Земли становится все более актуальной. Существующие спутниковые системы (СС) периодического обзора не всегда позволяют одновременно обеспечить глобальность обзора и оперативность получения информации и зачастую требуют большого количества космических аппаратов (КА) в составе орбитальных группировок. В связи с этим возникает необходимость в создании методов проектирования СС оперативного глобального мониторинга (ОГМ), которые обеспечат минимальное число КА и максимальную оперативность наблюдения любой точки на поверхности планеты.

Были проведены многочисленные исследования по поиску компромисса между системами, состоящими из минимального количества спутников, и системами минимизирующими время последовательного наблюдения точек на поверхности Земли. В частности, рассмотрено

использование кинематически правильных спутниковых систем на низких круговых орбитах [1], получены специальные аналитические и численные методики [2, 3]. Опубликована также серия работ по методологии периодического наблюдения земной поверхности [4–6] и развитию фундаментальной теории проектирования СС периодического обзора [7, 8], разработанной Ю.Н. Разумным в его диссертации. В последнее несколько лет рассматриваются генетические алгоритмы для поиска оптимальных конфигураций СС [9, 11]. К числу наиболее интересных работ следует отнести статью Томаса Лэнга, которая посвящена методу проектирования СС периодического обзора, обеспечивающих наблюдение всей поверхности Земли с перерывом менее одного витка [11]. В работе [12] авторы представили алгоритм определения оптимальных параметров одиночного спутника из системы ОГМ для прямых наклонений ($i < 90^\circ$), а в работе [13] — для обратных ($i > 90^\circ$). Указанные работы развивают теорию проектирования СС с минимальным (из максимальных) перерывом в наблюдении заданной точки на поверхности Земли.

В данной статье рассмотрены варианты построения СС, параметры которой определены по методике, изложенной в работе [13]. Орбитальная группировка формируется путем разнесения КА по инерциальной долготе восходящего узла (ДВУ) и аргумента широты. Таким образом, для уменьшения времени перерыва наблюдения любой точки на поверхности Земли необходимо определить оптимальные значения углов ДВУ (Ω_\uparrow) и аргумента широты (u) КА. Также в работе проведена проверка гипотезы о возможности аналитического определения оптимальной ДВУ при проектировании систем ОГМ.

Постановка задачи. Пусть СС с КА расположена на круговой солнечно-синхронной орбите и имеет заданную периодичность повторения трассы полета и характеристики обзора с борта, обеспечивающие наблюдение любой точки на поверхности Земли с перерывом не более $N_{п.н}$ витков. Необходимо определить для заданного числа спутников в группировке их взаимное разнесение по ДВУ и аргументу широты, обеспечивающим минимальный перерыв в наблюдении любой точки на поверхности Земли. Проверить гипотезу о возможности аналитического определения сдвига по ДВУ между соседними КА при построении многоспутниковой системы ОГМ.

На основе базового решения, полученного согласно [13] для одиночного КА, рассмотрим несколько вариантов построения СС, состоящих из двух, трех и четырех КА. Оптимальные значения сдвигов по инерциальной ДВУ ($\Delta\Omega_\uparrow$) и аргументу широты (Δu) получим путем нахождения наименьших значений из максимальных перерывов $T_{п.н}$ наблюдения Земли, которые обеспечиваются моделированием СС с варьируемыми параметрами.

Выбор оптимальных параметров ДВУ и аргумента широты. Рассмотрим варианты построения СС на основе базового решения (одионочного спутника) со следующими характеристиками и параметрами наблюдения [13]:

Количество витков:

перерыва в наблюдении $N_{п.н}$	7,5
между повторениями трассы полета $N_{п.н}$	29
Наклонение орбиты i , град	96
Межвитковое смещение трассы полета $\Omega_{мв}$, град	24,827
Орбитальный период T_0 , мин	99,3041
Время максимального перерыва, в наблюдении любой точки на поверхности Земли $T_{п.н}$, ч	12,41
Высота орбиты h_0 , км	725,35
Угол поля обзора на поверхности Земли θ , град	13,092
Угол прокачки бортовой аппаратуры β , град	58,33
Минимальный угол возвышения КА α , град	18,578

Для этой орбиты в работе [2] приведены результаты решения для регулярных маршрутных СС (РМСС) и выполнены сравнение с результатами В.К. Саульского [3], полученными для гарантированных маршрутных СС (ГМСС).

На первом этапе на основе двумерных отображений как линий уровня для перерыва в наблюдении определим области с минимальным значением $T_{п.н}$ для любой точки на поверхности Земли для СС из двух, трех и четырех спутников с указанными выше характеристиками обзора. Шаг перебора по ДВУ и аргументу широты КА составит 5° . Следует отметить, что оценочное значение максимального перерыва в наблюдении, а точнее верхняя его граница, может быть определена из соотношения

$$T_{п.н}(N_c) \leq \frac{T_{п.н0}}{N_c}, \quad (1)$$

где $T_{п.н0}$ — время максимального перерыва в наблюдении любой точки на поверхности Земли одионочными КА; N_c — количество спутников в СС.

Таким образом, при увеличении количества спутников в системе пропорционально уменьшается максимальный перерыв в наблюдении.

Для первого КА в СС зададим параметры $\Omega_{\uparrow} = u = 0^\circ$. Значения аргумента широты и инерциальной ДВУ для последующих КА определяется путем увеличения начальных значений на один шаг для второго, на два шага для третьего и т. д.

С помощью специального программного комплекса были созданы модели орбитальных группировок с указанными параметрами и

определены максимальные перерывы в наблюдении. Для каждого варианта СС были построены линии уровня, по которым можно найти области сочетаний параметров, обеспечивающих наименьшие значения максимальных перерывов в наблюдении. Укрупненные графики указанных областей представлены на рис. 1.

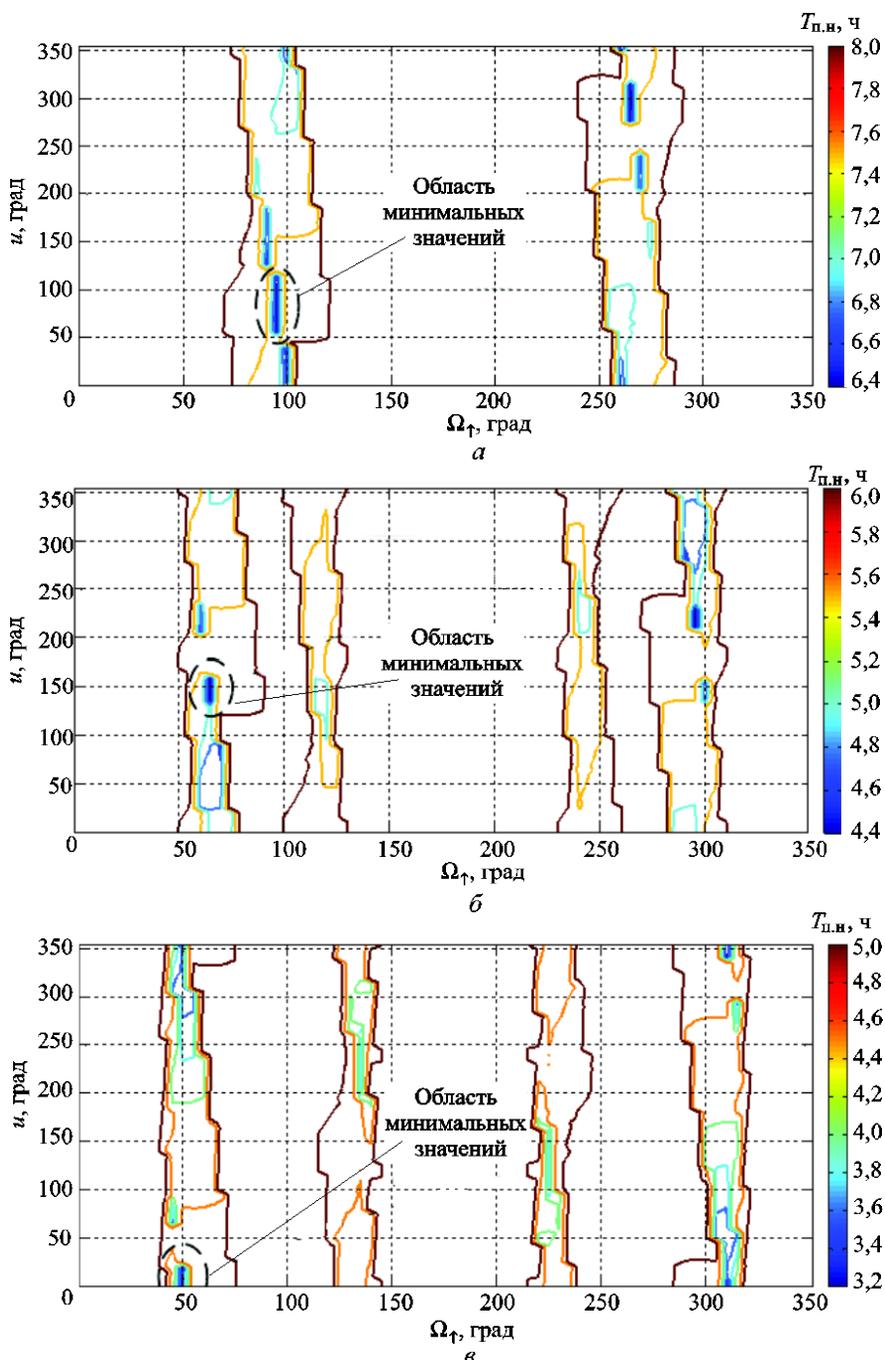


Рис. 1. Линии уровня перерыва в наблюдении для СС двух (а), трех (б) и четырех (в) КА

Как видно из графиков, наименьшим максимальным перерывам в наблюдении соответствуют области решений, окрашенные в синий цвет. Сдвиги ДВУ и аргумента широты ($\Delta\Omega_{\uparrow}$ и Δu), а также минимальные значения максимальных перерывов в наблюдении для каждого варианта СС приведены в табл. 1.

Таблица 1

Приближенные параметры ДВУ и аргумента широты

Вариант СС	$\Delta\Omega_{\uparrow}$, град	Δu , град	$T_{\text{п.н}}$, ч	$N_{\text{п.н}}$
2 КА	95	70	6,25	3,78
3 КА	65	160	4,2	2,54
4 КА	50	20	3,2	1,93

Для подтверждения гипотезы, сформулированной в постановке задач, была определена аналитическая зависимость, позволяющая рассчитать оптимальное рассогласование по инерциальной долготе между соседними КА (применительно к обратным наклонениям $i > 90^\circ$):

$$\Delta\Omega_{12} = \frac{\pi + \Omega_{\text{м.в.}}/2}{N_c}, \quad (2)$$

где $\Delta\Omega_{12}$ — смещение по ДВУ между соседними КА.

Для определения более точных размеров области оптимальных ДВУ и аргумента широты были детально, с шагом $0,5^\circ$, смоделированы решения в окрестности минимальных значений максимальных перерывов в наблюдении, указанных в табл. 1. Результаты моделирования представлены на рис. 2–4.

Внутри заштрихованной области, ограниченной темно-синей линией, достигаются наименьшие значения максимумов перерывов в наблюдении. Черная пунктирная линия соответствует аналитически определенным значениям ДВУ (по формуле (2)). Как видно, во всех случаях данная линия пересекает область минимальных из максимальных перерывов в наблюдении. Это означает, что аналитически полученное значение оптимального разнесения по ДВУ определено корректно и может быть задано зависимостью (2).

Таким образом, задача определения оптимальных сочетаний ДВУ и аргумента широты может быть сведена к однопараметрическому поиску значений сдвига по аргументу широты при фиксированном значении разнесения по ДВУ, рассчитанном по формуле (2).

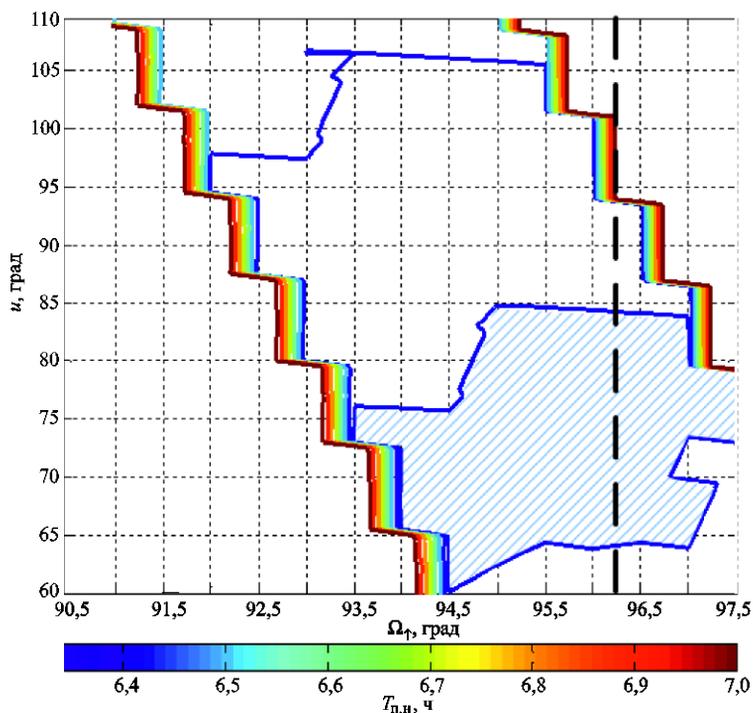


Рис. 2. Укрупненная область линий уровня перерыва в наблюдении для СС из двух КА

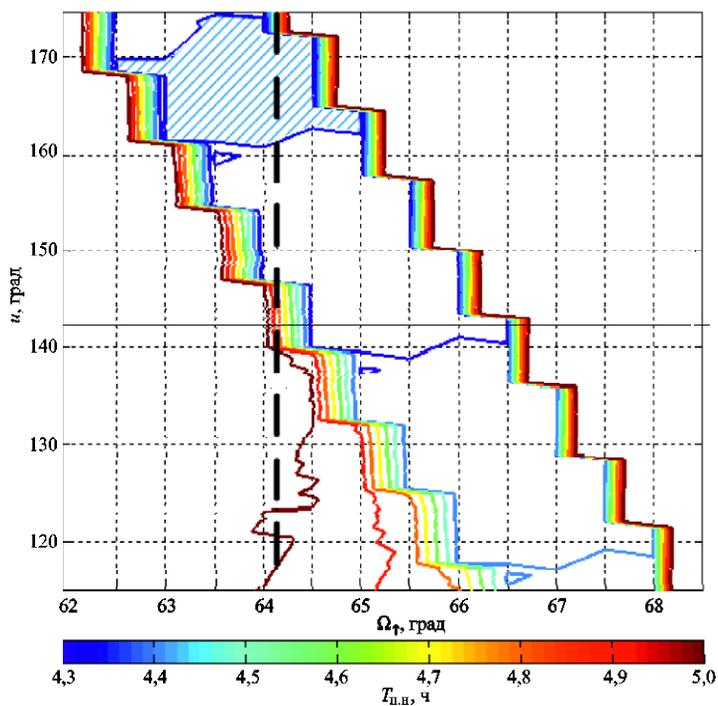


Рис. 3. Укрупненная область линий уровня перерыва в наблюдении для СС из трех КА

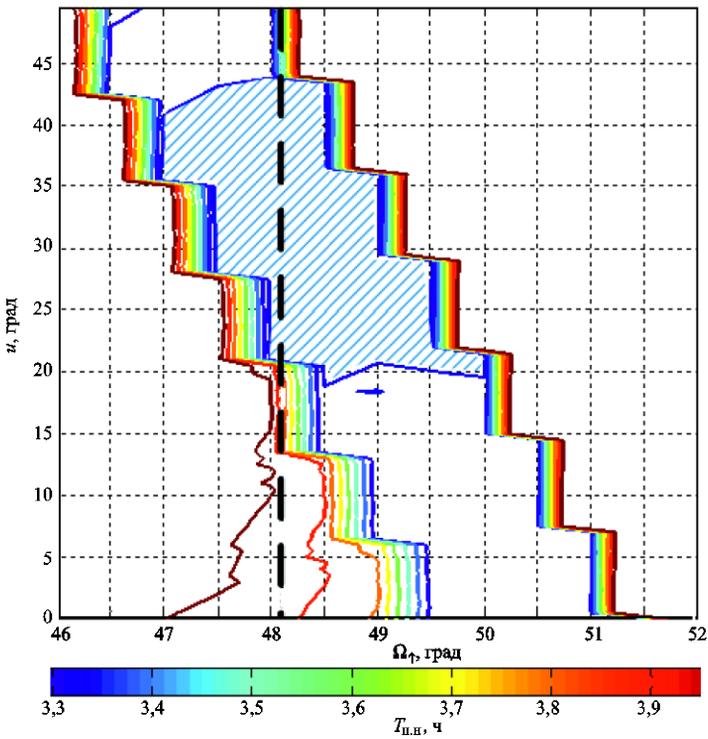


Рис. 4. Укрупненная область линий уровня перерыва в наблюдении для СС из четырех КА

Далее для каждого варианта построения СС выберем оптимальную пару параметров по критерию минимизации максимальных перерывов в наблюдении. Наклонение и высота круговой орбиты заданы в работе [13], оптимальные значения ДВУ и аргумента широты определяем путем выбора одной из общих точек между заштрихованной областью и черной линией (на рис. 2–4). Для контрольных примеров взяты значения сдвигов ДВУ и аргумента широты, указанные в табл. 2.

Таблица 2

Расчетные оптимальные значения ДВУ и аргумента широты

Вариант СС	$\Delta\Omega_\gamma$, град	$\Delta\mu$, град	$T_{ПН}$, ч.	$N_{ПН}$, витков
2 КА	96,3	75	6,2	3,75
3 КА	64,14	170	4,14	2,50
4 КА	48,1	40	3,11	1,87

Для СС с аналитически найденными значениями сдвига по ДВУ перерывы в наблюдении соответствуют минимально возможным при указанных сдвигах по аргументу широты (рис. 5).

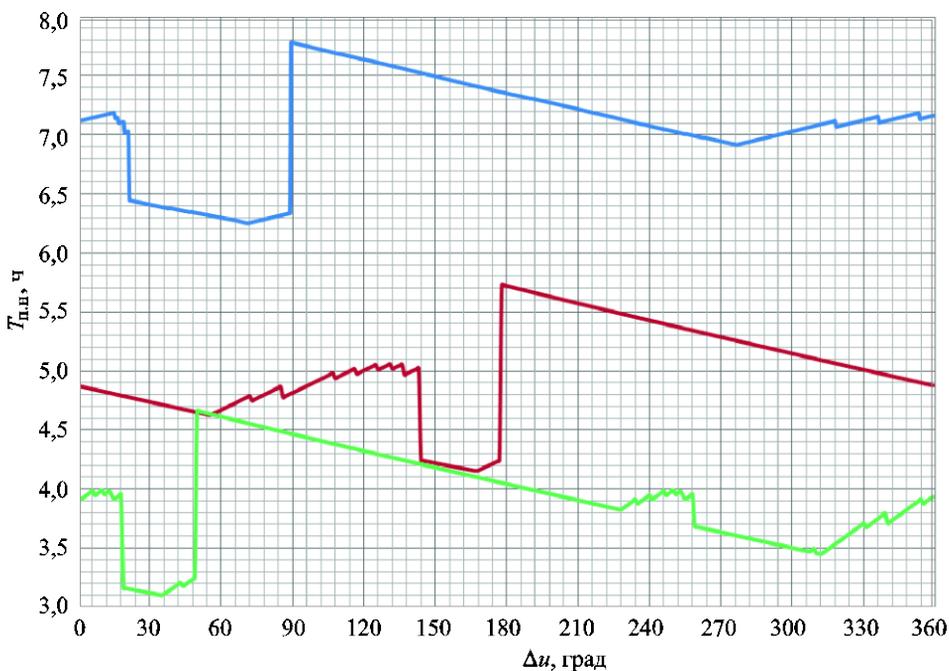


Рис. 5. Зависимости $T_{п.н}(\Delta i)$ при найденных значениях сдвига по ДВУ для СС из двух (—), трех (—) и четырех (—) КА

В результате методика орбитального построения СС для ОГМ будет состоять из следующих этапов:

1. При заданном наклонении (i) и максимальном числе витков перерыва в наблюдении ($N_{п.н}$) с учетом требуемой периодичности повторения трассы полета ($N_{п.т}$) определяем высоту орбиты (h_0) и характеристики обзора с борта (θ или β) для базового решения (одиночного спутника), используя алгоритм расчета, приведенный в работах [12, 13].

2. Задаемся максимальным перерывом в наблюдении любой точки на поверхности Земли ($T_{п.н}$), но не менее длительности одного орбитального периода и по формуле (1) определяем требуемое количество КА в СС.

3. По формуле (2) находим сдвиг по ДВУ ($\Delta\Omega_{\uparrow}$) между соседними КА в СС.

4. Используя численное моделирование СС при вариации сдвига по аргументу широты Δi соседних спутников, находим значение, обеспечивающее максимальный перерыв в наблюдении не больше требуемого ($T_{п.н}$).

Сравнение полученных результатов. Для каждого контрольного примера сформируем СС. Значения ДВУ и аргумента широты пер-

вого КА в системе равны нулю. Для остальных КА в системе эти значения определяются исходя из указанных в табл. 2 сдвигов $\Delta\Omega_{\uparrow}$ и Δi . Вид СС, состоящей из двух КА, представлен на рис. 6.

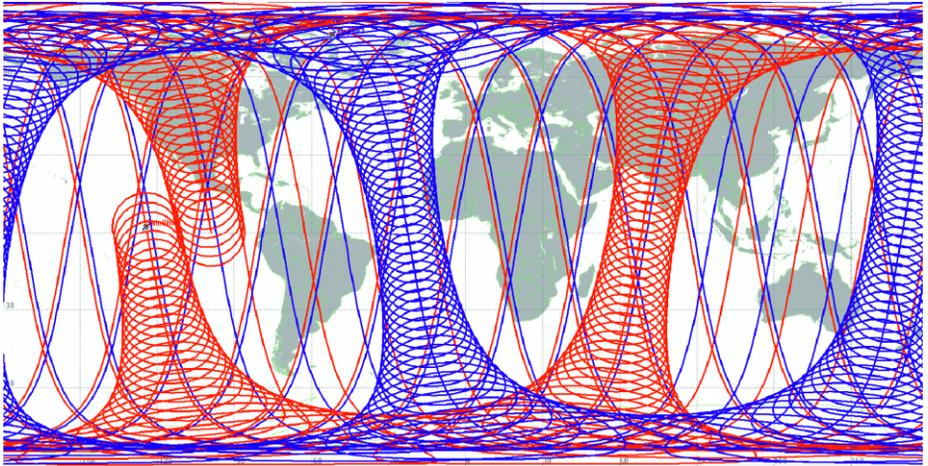


Рис. 6. Зона покрытия СС из двух КА на одном витке

Проведем оценку максимального перерыва $T_{п.н}$ в зависимости от широты B точки наблюдения для каждой системы в моделирующем комплексе STK8 [14]. Результаты оценки представлены на рис. 7.

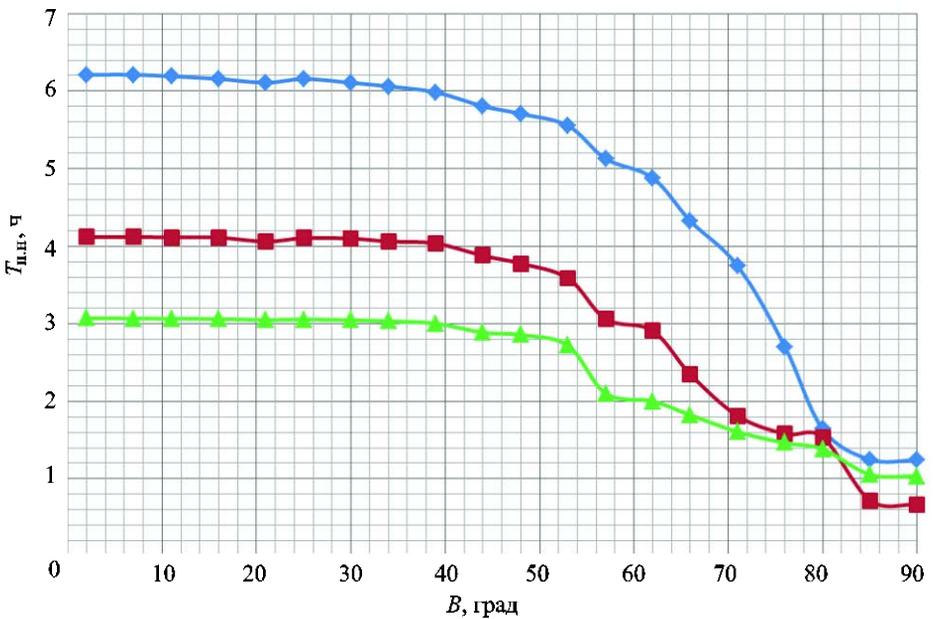


Рис. 7. Зависимость максимальных перерывов в наблюдении от широты точки наблюдения для СС из двух (♦), трех (■) и четырех (▲) КА

Сравним полученные результаты с материалами работы [2], в которой представлены аналогичные данные о перерывах в наблюдении для так называемых гарантированных и оптимально-регулярных одномаршрутных СС из двух, трех и четырех КА на геосинхронных орбитах высотой 731 км, со значением полосы обзора $\Pi = 2\ 790$ км ($\theta = 12,53^\circ$), кратностью $m/n = 29/2$ (где m — количество витков, n — количество суток) и с наклоном 96° . Сравнительные графики указанных систем для широтного пояса $[0, 70^\circ]$ приведены на рис. 8.

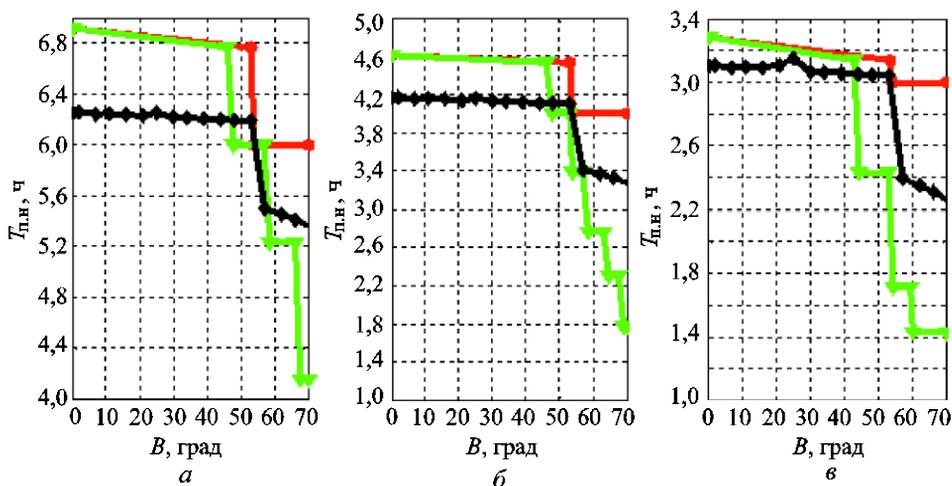


Рис. 8. Зависимость максимальных перерывов в наблюдении от широты точки наблюдения для СС из двух (а), трех (б) и четырех (в) КА:

● — ГМСС (В.К. Саульский); ▲ — РМСС (Ю.Н. Разумный);
◆ — СС ОГМ

Анализ результатов показывает, что при близких значениях ширины полосы обзора предлагаемые решения СС ОГМ из двух, трех и четырех КА обладают лучшими характеристиками по максимальному перерыву наблюдения на низких и средних широтах (от экватора до широт $\pm 50^\circ$). На более высоких широтах характеристика СС ОГМ соответствует промежуточным значениям между ГМСС и РМСС.

Заключение. Результаты численного моделирования подтвердили корректность разработанной методики проектирования СС ОГМ на основе получения базовых решений. При этом аналитические оценки максимальных перерывов в наблюдении для многоспутниковых систем (формула (1)) хорошо согласуются с численными результатами, представленными в данной статье.

При построении СС ОГМ и определении оптимального рассогласования инерциальной ДВУ подтверждена корректность использования соотношения (2), для которого путем однопараметрического перебора можно найти численно требуемое значение аргумента широты

КА, минимизирующее максимальный перерыв в наблюдении любой точки на поверхности Земли.

В работе рассмотрен способ получения областей решений, соответствующих различному времени перерыва в наблюдении. При этом каждая СС обладает возможностью глобального периодического обзора с оперативностью не ниже заданной.

Представленные варианты построения СС ОГМ позволяют уменьшить максимальный перерыв в наблюдении на низких и средних широтах по сравнению с аналогичным параметром для ГМСС и РМСС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lang T.J. Walker Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earth Orbit. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Ponce, Puerto Rico, Feb 9–13, 2003*. AAS 03-178., vol. 114, Univelt Inc., San Diego, 2003, pp. 1127–1143. (Advances in the Astronautical Sciences Series).
- [2] Разумный Ю.Н., Ермаченков А.В. Аналитическая методика определения периодичности обзора Земли спутниковой системой и рациональные орбитальные построения для решения задач ИПРЗ. *Исследование Земли из космоса*, 1995, № 2, с. 57–70.
- [3] Саульский В.К. Оптимальные орбиты и структура систем ИСЗ для периодического обзора Земли. *Исследование Земли из космоса*, 1989, № 2, с. 104–115.
- [4] Razoumny Y.N. New research methodology for Earth periodic coverage and regularities in parametric localization of optimal low-Earth-orbit satellite constellations. *Astrodynamics 2013*. S.B. Broschart, J.D. Turner, K.C. Howell, F.R. Hoots, eds. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference held August 11–15, 2013, Hilton Head, South Carolina, U.S.A.* 2014, vol. 150, pp. 3117–3136. Advances in the Astronautical Sciences Series.
- [5] Razoumny Y.N. Analytic solutions for Earth discontinuous coverage and methods for analysis and synthesis of satellite orbits and constellations. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, August 4–7, 2014, San Diego, California, USA*. American Astronomical Society, 2014. AIAA 2014–4160. DOI: 10.2514/6.2014-4160
- [6] Razoumny Y.N. Method of satellite orbit and constellation design for Earth discontinuous coverage with minimal satellite Swath under the given constraint on the maximum revisit time. *Advances in the Astronautical Sciences Spaceflight Mechanics 2015, Volume 155*. Reprinted by Advances in the Astronautical Sciences Series, pp. 2337–2356.
- [7] Razoumny Y.N. Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for earth discontinuous coverage. Part 2: Synthesis of satellite orbits and constellations. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 128, pp. 741–758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.016
- [8] Razoumny Y.N. Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for earth discontinuous coverage. Part 3: Low-cost earth observation with minimal satellite swath. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 129, pp. 447–458. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.018
- [9] George E. Optimization of Satellite Constellations for Discontinuous Global Coverage via Genetic Algorithms. *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Confer-*

- ence, Sun Valley, ID, August 4–7, 1997. AAS 97-621. Vol. 97, Univelt Inc., San Diego, 1998, pp. 333–347. Advances in the Astronautical Sciences Series.
- [10] Williams E.A., Crossley W.A., Lang T.J. Average and Maximum Revisit Time Trade Studies for Satellite Constellations using a Multiobjective Genetic Algorithm. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Clearwater, Florida, Jan. 23–26, 2000*. AAS 00-139. Advances in the Astronautical Sciences Series, vol. 105, Univelt Inc., San Diego, 2000, pp. 653–667.
- [11] Lang T.J. An “Adjacent Swatch” Method to Design Efficient LEO Constellations. *AAS Astrodynamics Specialist Conference, Feb. 4–6, 2016, Napa, CA*. AAS Paper 16–203. 20 p.
- [12] Лысенко А.А., Улыбышев С.Ю. Выбор параметров орбиты космического аппарата для оперативного глобального мониторинга поверхности Земли. *Космонавтика и ракетостроение*, 2016, № 5 (90), с. 45–56.
- [13] Улыбышев С.Ю. Применение солнечно-синхронных орбит для космического аппарата оперативного глобального мониторинга. *Космические исследования*, 2016, т. 54, № 6, с. 486–492.
- [14] *Satellite Tool Kit: Users Guide*. Analytical Graphics Inc. Malvern (USA), 2000, 432 p.

Статья поступила в редакцию 01.09.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Лысенко А.А., Улыбышев С.Ю. Методика орбитального построения спутниковой системы для решения задачи оперативного глобального мониторинга. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 11.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-11-1699>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Лысенко Александр Александрович родился в 1992 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2015 г. Аспирант, инженер ФГУП ЦНИИХМ. Область научных интересов — проектирование спутниковых систем периодического обзора, обеспечивающих глобальное покрытие поверхности Земли. e-mail: lysencodoc@mail.ru

Улыбышев Сергей Юрьевич родился в 1986 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2009 г. Канд. техн. наук, начальник лаборатории ФГУП ЦНИИХМ. Области научных интересов: расчет траекторий выведения космических аппаратов и динамики движения пилотируемых возвращаемых аппаратов при возникновении аварийных ситуаций, разработка алгоритмов управления двигательных установок для высокоточного маневрирования космических аппаратов, проектирование спутниковых систем непрерывного и периодического обзора. Автор более 20 научных работ. e-mail: wardoc5@rambler.ru

A method of satellite constellations orbital construction for operational global monitoring problem solution

© A.A. Lysenko, S.Yu. Ulybyshev

Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics,
Moscow, 115487, Russia

The article presents analytical calculations and numerical modeling results in the selection of optimal satellite constellations construction for operational global monitoring. The article describes a method of satellite constellations construction orbital, the method ensuring maximum break minimization in the observation of any point on the Earth's surface for given survey characteristics from the spacecraft. We compared the results obtained by different authors determining the maximum break minimization values in observation for operational satellite constellations global monitoring for a given apparatus number in the constellation and their survey characteristics. We showed that the described methodology application for the satellite constellations construction, taking into account onboard equipment specified characteristics, makes it possible to reduce the problem to a one-parameter search for the best constellation system configuration from the latitude argument of the satellites in it, and determine longitude of the ascending node analytically. The obtained results make it possible to simplify the methodology for searching the optimal satellite constellation configuration for a periodic global survey.

Keywords: spacecraft, satellite constellation, operational global monitoring, one-route satellite constellations, a break in the observation, inter-track offset, longitude of the ascending node

REFERENCES

- [1] Lang T.J. Walker Constellations to Minimize Revisit Time in Low Earth Orbit. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Ponce, Puerto Rico, Feb. 9–13, 2003*. AAS 03-178. vol. 114, Univelt Inc., San Diego, 2003, pp. 1127–1143. Advances in the Astronautical Sciences Series.
- [2] Razumny Y.N., Ermachenkov A.V. *Issledovanie Zemli iz kosmosa — Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics*, 1995, no. 2, pp. 57–70.
- [3] Saulskiy V.K. *Issledovanie Zemli iz kosmosa — Izvestiya, Atmospheric and Oceanic Physics*, 1989, no. 2, pp. 104–115.
- [4] Razoumny Y.N. New research methodology for Earth periodic coverage and regularities in parametric localization of optimal low-Earth-orbit satellite constellations. *Astrodynamics 2013*. S.B. Broschart, J.D. Turner, K.C. Howell, F.R. Hoots, eds. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference held August 11–15, 2013, Hilton Head, South Carolina, U.S.A.* 2014, vol. 150, pp. 3117–3136. Advances in the Astronautical Sciences Series.
- [5] Razoumny Y.N. Analytic solutions for Earth discontinuous coverage and methods for analysis and synthesis of satellite orbits and constellations. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, August 4–7, 2014, San-Diego, California, USA*. American Astronomical Society, 2014. AIAA 2014-4160. DOI: 10.2514/6.2014-4160
- [6] Razoumny Y.N. Method of satellite orbit and constellation design for Earth discontinuous coverage with minimal satellite Swath under the given constraint on the maximum revisit time. *Advances in the Astronautical Sciences*

- Spaceflight Mechanics 2015, Volume 155*. Advances in the Astronautical Sciences Series, pp. 2337–2356.
- [7] Razoumny Y.N. Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for earth discontinuous coverage. Part 2: Synthesis of satellite orbits and constellations. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 128, pp. 741–758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.016
- [8] Razoumny Y.N. Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for earth discontinuous coverage. Part 3: Low-cost earth observation with minimal satellite swath. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 129, pp. 447–458. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.07.018
- [9] George E. Optimization of Satellite Constellations for Discontinuous Global Coverage Via Genetic Algorithms. *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Sun Valley, ID, August 4–7, 1997*. AAS 97-621. 1998, vol. 97, pp. 333–347. Advances in the Astro-nautical Sciences Series.
- [10] Williams E.A., Crossley W.A., Lang T.J. Average and Maximum Revisit Time Trade Studies for Satellite Constellations using a Multiobjective Genetic Algorithm. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Clearwater, Florida, Jan. 23–26, 2000*. AAS 00-139. 2000, vol. 105, pp. 653–667. Advances in the Astronautical Sciences Series.
- [11] Lang T.J. An “Adjacent Swatch” Method to Design Efficient LEO Constellations. *AAS Astrodynamics Specialist Conference, Feb. 4–6, 2016, Napa, CA*. AAS Paper 16–203, 20 p.
- [12] Lysenko A.A., Ulybyshev S.Yu. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmanautics and Rocket Engineering*, 2016, no. 5 (90), pp. 45–56.
- [13] Ulybyshev S.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2016, vol. 54, no. 6, pp. 486–492.
- [14] *Satellite Tool Kit: Users Guide*. Analytical Graphics Inc. (AGI) Publ., Malvern, USA, 2000, 432 p.

Lysenko A.A. (b. 1992) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2015. Post-graduate student, engineer of the Central Research Institute of Chemistry and Mechanics. Research interests include periodic survey satellites constellations construction that provide global coverage of the Earth's surface. e-mail: lysencodoc@mail.ru

Ulybyshev S.Yu. (b. 1986) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2009. Cand. Sc. (Eng.), Head of the Laboratory of the Central Research Institute of Chemistry and Mechanics. Research interests include calculation of launching spacecraft trajectories and dynamics of the manned return vehicles movement in case of emergencies, control algorithms development for propulsion systems for high-precision space vehicles maneuvering, and satellite constellations construction for continuous and periodic survey. Author of over 20 scientific publications. e-mail: wardoc5@rambler.ru