

## БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСУЩЕСТВЛЯЮЩЕГО ИНСПЕКЦИЮ ГРУППЫ ОБЪЕКТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Е.К. Гнездова

Gnezdova\_EK@mail.ru

SPIN-код: 6466-5800

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Выполнен анализ методики планирования полета космического аппарата, осуществляющего осмотр объектов на геостационарной орбите (ГСО), с решением задачи баллистического обеспечения облета космических объектов на ГСО. Схема полета включает поиск оптимального плана облета объектов с минимальными затратами характеристической скорости при условии невыхода за пределы допустимого временного интервала. Поиск оптимального решения осуществляется перебором — методом поиска в глубину, причем имеются ограничения на глубину и на число рассматриваемых вариантов ветвления вершины. Получаемое квазиоптимальное решение зависит от задаваемой глубины ветвления вершины, обусловленной допустимыми вычислительными затратами.

### Ключевые слова

Космический аппарат, дрейф, облет целей, геостационарная орбита, алгоритм планирования, характеристическая скорость, порядок инспектирования, баллистическое обеспечение, поиск в глубину, метод перебора

Поступила в редакцию 18.10.2018

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

---

**Введение.** В наши дни космическое пространство автоматически попадает в сферу интересов каждого государства, желающего занимать достойное место в мире. Необходимо осуществлять контроль технического состояния и своевременное обслуживание собственных спутников, чтобы не потерять сферу влияния. Однако получение некоординатной информации с Земли не представляется возможным по ряду причин: загруженность орбиты, удаленность от Земли и т. п. Остро стоит вопрос о реализации системы обслуживания на геостационарной орбите (ГСО).

По официальным данным американских спутников, для отработки осмотра в области ГСО было запущено 9 аппаратов. После анализа полученных результатов их полета было принято решение о старте программы GSSAP (Geosynchronous Space Situational Awareness Program — Программа осведомленности о ситуации на геосинхронной орбите). Первые два космических аппарата (КА) этой серии были запущены 28 июля 2014 г. Космические аппараты GSSAP предоставляют собой спутники массой 650 кг, оснащенные маршевой двухкомпонентной двигательной установкой и оптической аппаратурой. Для обеспечения оперативности выведенные аппараты были размещены на дрейфовых ор-

битах выше и ниже ГСО. Хотя данные по результатам этой миссии в открытом доступе отсутствуют, можно сделать вывод о потенциальной эффективности и целесообразности программы, так как в 2016 г. произошел второй пуск пары аппаратов, а в 2020 г. запланирован еще запуск пары спутников.

**Облет в режиме дрейфа.** На первоначальном этапе анализа планирования следует рассмотреть базовый подход к облету КА. Предположим, необходимо осмотреть все космические объекты, находящиеся на ГСО. Для минимизации затрат характеристической скорости КА выводится на орбиту, имеющую высоту на 100 км ниже, чем ГСО. Разница в высоте орбит выбрана исходя из допущений в отношении возможностей бортовой оптико-электронной аппаратуры. Согласно проведенным расчетам, скорость дрейфа на орбитах с разницей в 100 км составляет 1,2 °/сут. В таком случае для облета ГСО в режиме дрейфа потребуется около 10 месяцев. При этом в данной модели не учитывается засветка аппаратуры от Солнца и Луны, а также не рассматривается облет спутников с ненулевым наклоном орбиты. Единственным достоинством такой схемы облета группировки КА является отсутствие любых энергетических затрат на смену или корректировку орбиты.

Поскольку для контроля технического состояния и обслуживания спутников предполагается вариант оперативного осмотра, облет в режиме дрейфа не является решением поставленной задачи. Для представления облика будущего аппарата или системы для осмотра необходимо решить задачу планирования, а именно задачу баллистического обеспечения облета космических объектов на ГСО.

**Планирование схемы оперативного облета.** В решение данной задачи планирования входит: обработка координатно-траекторных данных, анализ факторов, влияющих на полет, оптимизация самой траектории и т. п. В конечном виде решение задачи облета должно учитывать нецентральность гравитационного поля Земли, а также возникновение случайных возмущений. Однако решение задачи управления спутником, находящимся в окрестности ГСО, может быть преобразовано к задаче оптимального управления в центральном поле, которая сводится к рассмотрению кеплеровых траекторий. Такое допущение возможно вследствие высокой удаленности ГСО от Земли по сравнению с околоземными орбитами, а также потому, что на первом этапе случайные возмущения можно считать несущественными и не сильно влияющими на процесс выбора проектных и баллистических параметров КА.

Для разработки алгоритма решения задачи построения схемы облета, выполняемого КА, необходимо задаться рядом ограничений и допущений. Поскольку мы будем рассматривать объекты только в области ГСО, зададим наклонение орбиты спутника равным нулю. Некоторые ограничения следуют из характеристик аппаратуры — расстояние от аппарата до цели наблюдения, максимальный угол наблюдения и др. Так как орбита рассматриваемого спутника располагается ниже орбиты ГСО — орбиты объекта наблюдения, необходимо учитывать астробаллистические ограничения (засветка от Солнца и Луны, ограничиваемая соответствующими углами, рис. 1).

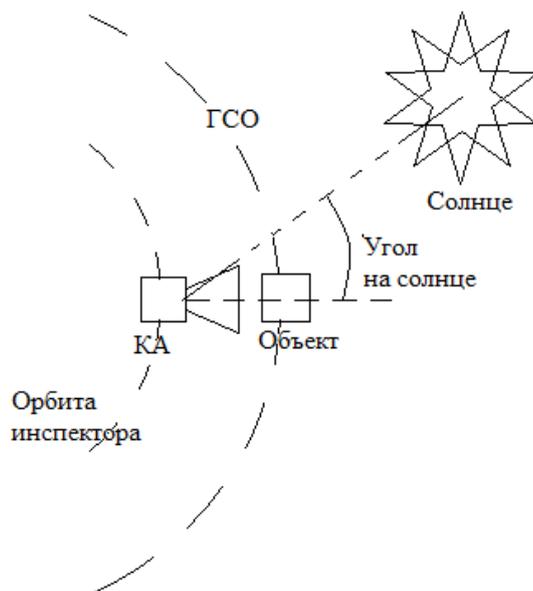


Рис. 1. Схема осмотра с учетом астробаллистических ограничений

Алгоритм поиска оптимального решения предусматривает формирование множества вариантов наблюдения целей и процедур планирования. В план включаются моменты обслуживания целей, характеризующиеся минимумом затрат характеристической скорости, при условии невыхода за пределы допустимого временного интервала.

Формирование множества возможностей наблюдения  $M$  осуществляется на заданном временном интервале, исключая моменты с неподходящими астробаллистическими условиями и условиями инспектирования. Таким образом, множество  $M$  включает в себя все способы наблюдения каждой из целей.

В дальнейшем решают задачу построения оптимальной последовательности (оптимального плана), которую можно сформулировать следующим образом:

$$\sum_{s \in S_{\text{opt}}} e(s) \rightarrow \min;$$

$$|S_{\text{opt}}| = N; t_E(s_N) < T_{\text{max}} \quad \forall s_a \in S_{\text{opt}} \vee \forall s_b \in S_{\text{opt}} n(s_a) \neq n(s_b).$$

Таким образом, варьируя порядок облета целей, выбирая элементы множества возможностей наблюдения и подбирая радиусы орбит ожидания, необходимо достичь минимального расхода характеристической скорости при условии, что все цели должны быть обслужены в течение заданного промежутка времени.

Для достижения приемлемого уровня вычислительной сложности план облета формируется следующим образом. На первой итерации в план включают полет, требующий минимума затрат характеристической скорости. На каждой следующей итерации формируют последовательность облета целей, получаемую полным перебором. Перебор осуществляется методом поиска в глубину, причем имеются ограничения на глубину и на количество рассматриваемых вариантов ветвления вер-

шины. Критерием оптимизации служит минимум затрат характеристической скорости. Затем, в зависимости от задаваемой глубины ветвления, обусловленной допустимыми вычислительными затратами, получают квазиоптимальное решение.

С помощью алгоритма планирования выполнен анализ нескольких вариантов облета космических объектов на ГСО, демонстрирующий изложенную методику. Во всех вариантах облетаемые аппараты находились на одной орбите с высотой апогея 35 812 км, высотой перигея 35 773 км, долготой восходящего узла 0°, равноудаленно друг от друга, т. е. истинные аномалии КА возрастали на 45° для первого варианта, с 8 аппаратами, и на 22,5° для остальных, с 16 аппаратами. Начальное положение исследуемого аппарата принимали на 700 км ниже круговой орбиты, его истинная аномалия совпадала с истинной аномалией первого осматриваемого объекта (нумерация объектов ведется в порядке возрастания их истинной аномалии). Для реализации осмотра расстояние от КА до объекта должно было лежать в диапазоне 100...200 км.

Было проведено две серии расчетов: в первой серии учитывали ограничение по времени облета (2 месяца), во второй серии данного ограничения не было (табл. 1, 2).

На рис. 2 и 3 представлены зависимости времени обслуживания и затрат характеристической скорости от наклона.

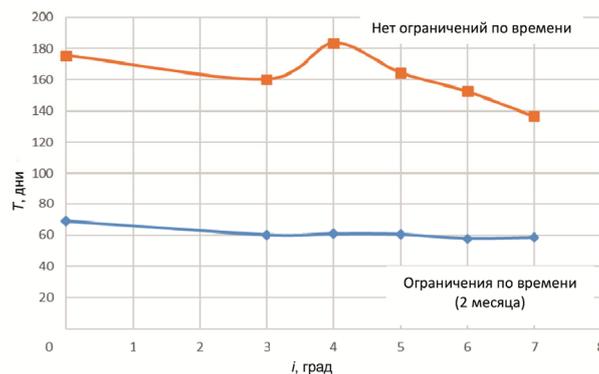


Рис. 2. Зависимость времени обслуживания от наклона целей

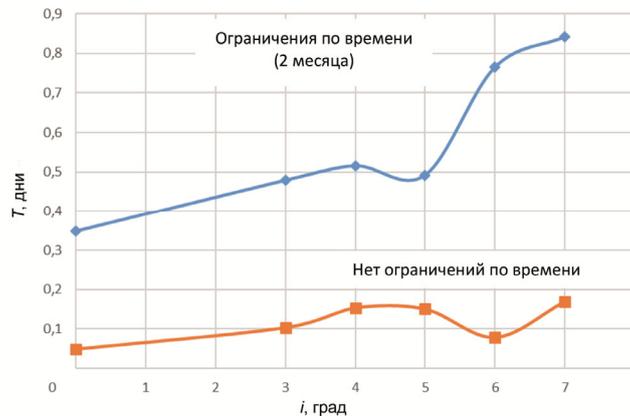


Рис. 3. Зависимость затрат характеристической скорости от наклона целей

Таблица 1

## Первая серия расчетов

Количество аппаратов	Наклонение $i$ , град	Затраты $V$ , км/с	Время инспектирования $T$ , дни	Порядок инспектирования
8	0	0,413	33,79	В порядке нумерации
16	0	0,348	68,71	В порядке нумерации
16	3	0,479	60,05	1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 12, 13, 11, 14, 10, 9, 15, 16
16	5	0,492	60,38	1, 16, 4, 5, 3, 6, 2, 7, 13, 12, 14, 11, 8, 15, 10, 9
16	6	0,765	57,73	1, 2, 3, 16, 4, 5, 9, 10, 15, 8, 6, 7, 14, 12, 13, 11
16	7	0,842	58,31	1, 16, 15, 9, 5, 4, 8, 10, 12, 3, 14, 7, 11, 6, 13, 2

Таблица 2

## Вторая серия расчетов

Количество аппаратов	Наклонение $i$ , град	Затраты $V$ , км/с	Время инспектирования $T$ , дни	Порядок инспектирования
8	0	0,165	64,8	В порядке нумерации
16	0	0,048	175,5	В порядке нумерации
16	3	0,103	160,4	1, 16, 4, 5, 3, 6, 2, 7, 13, 12, 14, 11, 8, 15, 10, 9
16	5	0,150	164,6	1, 16, 6, 3, 13, 9, 14, 5, 7, 4, 10, 8, 12, 11, 15, 2
16	6	0,078	152,5	1, 16, 3, 9, 12, 14, 7, 13, 10, 5, 8, 11, 4, 2, 6, 15
16	7	0,169	136,6	1, 16, 12, 9, 4, 10, 13, 8, 14, 15, 6, 11, 7, 3, 2, 5

Полученные результаты позволяют оценивать временные и энергетические затраты на инспекцию первоочередных объектов. На основе данных оценок представленный алгоритм формирует квазирациональный вариант облета объектов, подлежащих инспектированию. Список таких объектов подлежит предварительному определению при проектировании системы.

**Выводы.** Анализ результатов позволяет сделать следующие выводы:

1) большая часть затрат характеристической скорости связана с переходами на орбиты фазирования. Есть большой потенциал уменьшения (до двух раз) затрат при использовании эллиптических орбит для фазирования и осмотра;

2) также существует возможность сокращения затрат при увеличении допустимого времени ожидания на орбите фазирования.

Для уменьшения времени осмотра в дальнейшем будет рассмотрен вариант вывода нескольких спутников — небольшой группировки на примере GSSAP. Также будет рассмотрен вариант облета без увода рассматриваемого спутника на орбиту ожидания.

## Литература

- [1] Райкунов Г.Г. *Оптимизация баллистического обеспечения облета системы космических аппаратов на круговой орбите*. Москва, Физматлит, 2011, 214 с.
- [2] Григорьев К.Г., Федына А.В. Оптимальное пространственное выведение космического аппарата на геостационарную орбиту с орбиты искусственного спутника Земли. *Техническая кибернетика*, 1993, № 3, с. 116–126.
- [3] Поздняков А.Ю., Скопинцева Л.М., Гнездова Е.К., Кирмелас К.В. Аналитические исследования вариантов организации инспекции космических аппаратов в области ГСО. *Актуальные вопросы развития вооружения, военной и специальной техники войск противовоздушной и противоракетной обороны, космических войск воздушно-космических сил. Мат. науч.-метод. тр. II всеросс. науч.-практ. конф.*, 2017, ИД Академии им. Н.Е. Жуковского, с. 291–297.
- [4] Илюхин С.Н., Топорков А.Г., Корянов В.В., Аюпов Р.Э., Павлов Н.Г. Актуальные аспекты разработки системы управления перспективными беспилотными летательными аппаратами. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>.
- [5] Koryanov V.V., Kokuytseva T.V., Toporkov A.G., Iljukhin S.N., Akimov I.O., Noa Mohamado, Da-Poian V. Concept development of control system for perspective unmanned aerial vehicles. *MATEC Web Conf.*, 2018, vol. 151, art. 04010. URL: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201815104010>.
- [6] Лысенко Л.Н., Корянов В.В., Топорков А.Г. Об оценке требований к точности спутниковой навигации на основе анализа современного состояния КВНО потребительских систем гражданского назначения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, № 5, с. 47–61.
- [7] Илюхин С.Н., Клишин А.Н., Швыркина О.С. Спутниковое навигационно-баллистическое обеспечение в задаче повышения точности инерциальной навигационной системы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html>.

- [8] Лянко П.С., Олейников И.И., Улин С.Е. Методы инспекции космических аппаратов с ядерными энергетическими установками на борту. *Краткие сообщения по физике*, 2016, № 11, с. 24–30.
- [9] Баранов А.А., Гришко Д.А., Чернов Н.В. Облёт низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту захоронения. *Наука и образование: научное издание*, 2016, № 4.  
URL: <https://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/3>.
- [10] Олейник А.С., Зубов Н.Е., Рябченко В.Н. Определение углового положения космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерений датчика угловой скорости. *Наука и образование: научное издание*, 2015, № 9.  
URL: <http://engineering-science.ru/doc/802772.html>.

**Гнездова Екатерина Константиновна** — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Корянов Всеволод Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

---

## BALLISTIC ANALYSIS OF FLIGHT PLANNING METHODS FOR SPACECRAFT INSPECTING GROUPS OF OBJECTS ON THE GEOSTATIONARY ORBIT

E.K. Gnezdova

Gnezdova\_EK@mail.ru

SPIN-code: 6466-5800

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

**Abstract**

The analysis of flight planning methods for spacecraft inspecting groups of objects on the geostationary orbit is conducted. The analysis includes solving the problem of ballistic support for the fly-around of space object on the geostationary orbit. The flight plan includes optimal search of the optimal fly-around plan with minimum characteristic speed expenses provided that the allowable time limits are not breached. The optimal solution is done using direct search method — depth-first search with constraints imposed on the search depth and the number of tentative variants of node branching. The obtained quasi-optimal solution depends on the set node branching depth limited by the allowable computational cost.

**Keywords**

Spacecraft, drift, target fly-around, geostationary orbit, planning algorithm, characteristic speed, inspection order, ballistic support, depth-first search, direct search method

Received 18.10.2018

© Bauman Moscow State Technical University, 2018

**References**

- [1] Raykunov G.G. Optimizatsiya ballisticheskogo obespecheniya obleta sistemy kosmicheskikh apparatov na krugovoy orbite [Optimization of ballistic flight support by spacecraft system on circular orbit]. Moscow, Fizmatlit publ., 2011, 214 p.
- [2] Grigor'yev K.G., Fedyna A.V. Optimal spatial spacecraft insertion into geostationary orbit from orbit of artificial satellite. *Tekhnicheskaya kibernetika*, 1993, no. 3, pp. 116–126.
- [3] Pozdnyakov A.Yu., Skopintseva L.M., Gnezdova E.K., Kirmelas K.V. Analiticheskie issledovaniya variantov organizatsii inspektsii kosmicheskikh apparatov v oblasti GSO [Analytic study of inspection organization variants of spacecraft at GSO]. *Aktual'nye voprosy razvitiya vooruzheniya, voennoy i spetsial'noy tekhniki voysk protivovozdushnoy i protivoraketnoy oborony, kosmicheskikh voysk vozdushno- kosmicheskikh sil. Mat. nauch.-metod. tr. II vse-ross. nauch.-prakt. konf.* [Actual development problems of weapon, military and special equipment of air defense and ballistic rocket defense troops, aerospace forces. Proc. II Russ. sci.-pract. conf.]. 2017, ID Akademii im. N.E. Zhukovskogo publ., pp. 291–297.
- [4] Ilyukhin S.N., Toporkov A.G., Koryanov V.V., Ayupov R.E., Pavlov N.G. Actual aspects of control system development for advanced unmanned aerial vehicles. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2015, no. 9. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1450.html>.
- [5] Koryanov V.V., Kokuytseva T.V., Toporkov A.G., Iljukhin S.N., Akimov I.O., Noa Mohamado, Da-Poian V. Concept development of control system for perspective unmanned aerial vehicles. *MATEC Web Conf.*, 2018, vol. 151, art. 04010. Available at: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201815104010>.

- [6] Lysenko L.N., Koryanov V.V., Toporkov A.G. Evaluation of satellite navigation accuracy requirements based on the analysis of the current state of commercial coordinate and time navigation support systems. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2015, no. 5, pp. 47–61.
- [7] Ilyukhin S.N., Klishin A.N., Shvyrkina O.S. Satellite navigation and ballistic support in the problem of improving inertial navigation system accuracy. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 9. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1532.html>.
- [8] Lyanko P.S., Oleynikov I.I., Ulin S.E. Inspection methods for spacecraft with on-board nuclear power plant. *Kratkie soobshcheniya po fizike*, 2016, no. 11, pp. 24–30.
- [9] Baranov A.A., Grishko D.A., Chernov N.V. Flyby of large-size space debris objects situated at leo with their successive de-orbiting. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie* [Science and Education: Scientific Publication], 2016, no. 4. Available at: <https://technomagelpub.elpub.ru/jour/article/view/3>.
- [10] Oleynik A.S., Zubov N.E., Ryabchenko V.N. Defining the spacecraft angular position in the orbital stabilization mode from the angular rate sensor measurements. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie* [Science and Education: Scientific Publication], 2015, no. 9. Available at: <http://engineering-science.ru/doc/802772.html>.

**Gnezdova E. K.** — student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — V.V. Korianov, Cand. Sc. (eng), Assist. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.