

## ОЦЕНКА УСТОЙЧИВОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ГЛОНАСС И АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ НА ЕЕ ДЕГРАДАЦИЮ

Г.Г. Ступак<sup>1</sup>, Л.Н. Лысенко<sup>2</sup>, В.В. Бетанов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО “Российские космические системы”, Москва, Российская Федерация  
e-mail: contact@spacecorp.ru

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация  
e-mail: sm3@sm.bmstu.ru

*Приведены результаты анализа устойчивости средневисотной орбитальной группировки глобальной навигационной спутниковой системы. Рассмотрено влияние различных возмущающих факторов на деградацию структуры группировки. На основании оценки возможности выполнения требований к обеспечению устойчивости показаны пути поддержания системы в работоспособном состоянии в течение длительного времени ее активного существования. Оценки эволюций орбит приведены как для существующей штатной баллистической структуры, так и для перспективных вариантов ее построения.*

**Ключевые слова:** глобальная навигационная спутниковая система, баллистическая структура системы, орбитальные параметры, возмущающие факторы, деградация и устойчивость системы.

## ASSESSMENT OF STABILITY OF THE GLONASS ORBITAL CONSTELLATION AND ANALYSIS OF IMPACT OF DISTURBING FACTORS ON ITS DEGRADATION

G.G. Stupak<sup>1</sup>, L.N. Lysenko<sup>2</sup>, V.V. Betanov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>OAO “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation  
e-mail: contact@spacecorp.ru

<sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation  
e-mail: sm3@sm.bmstu.ru

*The results of analysis of stability of the medium-altitude orbital constellation that is an integral part of GLONASS are presented. An impact of various disturbing factors on the constellation structure degradation is considered. Based on evaluation of possibility to fulfill the requirements for ensuring stability, the methods for keeping the system operational during the whole period of its active life are shown. The estimations of orbit evolution are given both for the existing standard ballistic structure and for advanced versions of its construction.*

**Keywords:** global navigation satellite system, ballistic structure of the system, orbit parameters, disturbing factors, degradation and stability of the system.

Полномасштабные работы по созданию отечественной навигационной спутниковой системы (НСС) были начаты в середине 1960-х годов. Первый отечественный навигационный космический аппарат (НКА), получивший наименование “Космос-192”, был выведен на орбиту 27.11.1967 г. В дальнейшем на базе вновь созданного НКА (типа “Космос-700”) в космическом пространстве была развернута НСС второго поколения.

Первые НСС были ориентированы и выполняли задачи, прежде всего, в интересах Минобороны СССР.

В 1979 г. была введена в эксплуатацию НСС “Цикада” народно-хозяйственного назначения в составе четырех НКА. Первый запуск спутника (“Космос-883”) этой системы состоялся 15.12.1977 г. Впоследствии состав системы был расширен до шести спутников.

Орбитальная группировка (ОГ) системы “Цикада” включала в себя НКА, обращающиеся вокруг Земли по приполярным орбитам высотой ~1000 км. Другими словами, данная система так же, как и ее предшественницы, относилась к классу низкоорбитальных НСС [1].

Успешная эксплуатация первых НСС привела к пониманию целесообразности создания универсальной навигационной системы, удовлетворяющей требованиям и функционирующей в интересах всех потенциальных потребителей: морского флота, авиации, наземных транспортных средств и средств ракетно-космической техники.

Однако в силу принципов, заложенных в основу построения низкоорбитальных НСС, выполнить соответствующие требования широкого класса потребителей системы такого типа были не в состоянии.

Перспективная НСС должна была обеспечить потребителю в любое время возможность определять три пространственные координаты, вектор скорости и точное время (т.е. являться полномасштабной навигационной системой координатно-временного обеспечения). В то же время она должна была удовлетворять достаточно жестким эксплуатационным требованиям, связанным, в свою очередь, с выбором оптимальной, либо, как минимум, рациональной баллистической структуры.

Исходя из этих соображений и разрабатывалась структура будущей отечественной глобальной НСС (ГЛОНАСС).

Решение о развертывании единой НСС ГЛОНАСС (“Ураган”) было принято в декабре 1976 г. Летные испытания были начаты в октябре 1982 г. запуском первого НКА “Космос-1413”. В конце 2011 г. система была развернута в штатном составе и начала функционировать в интересах гражданских и специальных потребителей.

Штатная ОГ ГЛОНАСС состоит из 24 НКА, расположенных в трех орбитальных плоскостях, разнесенных на  $120^\circ$  по долготе восходящего узла. В каждой орбитальной плоскости равномерно размещаются 8 спутников.

Орбиты НКА близки к круговым и характеризуются следующими параметрами:

- высота над поверхностью Земли — 19 100 км;
- наклонение —  $64,8^\circ$ ;
- период обращения — 11 ч 15 мин 44 с.

Орбитальная структура ГЛОНАСС построена таким образом, что в любой точке земного шара и околоземного пространства до высот порядка 2000 км одновременно гарантируется наблюдение “созвездия” из четырех НКА и обеспечиваются необходимые условия для решения потенциальным потребителем навигационной задачи с заданной точностью [2].

Основу современной ОГ составляют НКА второго поколения “Глонасс-М” со сроком активного существования 7 лет.

На смену НКА “Глонасс-М” должны прийти аппараты третьего поколения “Глонасс-К”, являющиеся навигационными спутниками принципиально новой конструкции с улучшенными характеристиками. Первый НКА “Глонасс-К” был выведен на орбиту 26.02.2011 г. Срок активного существования НКА “Глонасс-К” рассчитан на 10 лет.

**Причины эволюций и деградации структуры ОГ.** Одним из основных требований, предъявляемых к любой из вновь создаваемых или модернизируемых ОГ, является обеспечение устойчивости параметров их орбит, при которой достигается минимизация энергетических затрат на построение и поддержание заданной структуры системы в течение всего времени ее активного существования.

Общий запас характеристической скорости НКА “Глонасс-К” составляет порядка 25 м/с, из которых 15 м/с тратятся на приведение аппарата в рабочую точку после выведения его на орбиту, а оставшийся запас — на компенсацию эволюций штатной структуры ОГ и, возможно, на перевод спутника на орбиту захоронения после окончания срока его функционирования (вопросы целесообразности и возможности захоронения выработавших ресурс спутников требуют отдельного обсуждения и здесь не рассматриваются).

Заметим, что в настоящее время проведение коррекций параметров орбит НСС ГЛОНАСС в целях компенсаций их эволюций, в отличие, например, от Global Positioning System (GPS) США, в которой коррекции предусматриваются как плановые по несколько раз в год (из-за геосинхронности орбит), проводятся крайне редко. Переводы спутников на орбиты захоронения не предполагаются ни в одной из известных систем.

Очевидно, что проблема устойчивости ОГ с начала практической реализации НСС являлась и до настоящего времени продолжает оставаться весьма актуальной.

Необходимость проведения коррекций, требующих расхода имеющегося на борту НКА, весьма ограниченного, как указывалось ранее, рабочего тела, естественно, является функцией численных значений эволюционирующих параметров орбитального движения и, как

следствие, ухудшения уровня характеристик радионавигационного поля [3].

Применительно к спутникам средневысотного диапазона рабочих орбит деградация структуры ОГ НСС происходит под воздействием нецентральности и аномалий гравитационного поля Земли (ГПЗ), притяжения Солнца и Луны, солнечного давления и ошибок установки спутника в рабочую точку. В общем случае, нарушения структуры ОГ могут быть сведены к следующим интегральным показателям:

- изменению относительного положения (межспутниковых расстояний) отдельных спутников в одной орбитальной плоскости (по аргументу широты, т.е. вдоль орбиты);
- фазовому расхождению спутников в различных плоскостях (иначе говоря, к относительным групповым сдвигам НКА в различных плоскостях);
- изменению ориентации каждой орбитальной плоскости относительно других за счет изменения наклонов и относительных значений положения узлов орбит (более строго – прямых восхождений восходящего узла).

**Основные требования к обеспечению устойчивости структуры и результаты анализа влияния действующих возмущений.** В настоящее время в качестве основного показателя степени устойчивости ОГ, определяющего ее структуру как единого целого на заданном временном интервале, принято использовать значение углового модуля точности относительного положения спутника в плоскости орбиты, которое не должно превышать  $5^\circ$ . Приведенное требование обосновывается тем, что при указанном разбросе положений НКА ухудшение точностных характеристик НСС [4], задаваемых с помощью так называемых геометрических факторов, составляют единицы процентов, а доступность навигации при стандартной погрешности измерения псевдодалности для штатной ОГ ГЛОНАСС соответствует уровню 0,9999.

Выполненные численные исследования, послужившие основой для приводимых далее результатов анализа действующих на ОГ возмущений, были ориентированы как на существующую штатную структуру НСС (24 НКА в трех плоскостях по 8 спутников в каждой), так и на следующие перспективные варианты построения системы:

- ОГ-30 – трехплоскостная ОГ из 30 НКА по 10 спутников, равномерно расположенных в каждой плоскости;
- ОГ-30Б – трехплоскостная группировка на базе ОГ ГЛОНАСС, в каждую плоскость которой добавлено по 2 дополнительных антиподных спутника;

— ОГ-30А — шестиплоскостная группировка на базе ОГ ГЛОНАСС, для которой между штатными плоскостями добавлены 3 дополнительные плоскости (в каждой установлены по 2 антиподных спутника).

Эти результаты сводятся к следующему.

*Влияние на деградацию ОГ солнечного давления.* Влияние солнечного давления в основном сказывается на изменении межспутниковых расстояний внутри плоскости и составляет в зависимости от выбора положения узла орбиты  $0,1^\circ \dots 0,2^\circ$  на интервале активного существования системы (10 лет).

*Влияние на деградацию ОГ сплюснутости Земли.* Основная гармоника, определенная полюсным сжатием (С20 ГПЗ), вызывает одинаковую прецессию всех НКА и поэтому практически не приводит к деградации структуры ОГ, поскольку под ее воздействием структура ОГ прецессирует как единое целое. Значение ухода для всех рассмотренных вариантов ОГ ГЛОНАСС составляет  $12^\circ$  за год (в качестве сопоставления укажем, что для GPS она равна  $14^\circ$  за год).

*Влияние на деградацию ОГ аномалий ГПЗ.* Возмущения орбит от аномалий ГПЗ зависят от географической долготы восходящего узла и приводят в основном к изменению расстояний между НКА внутри плоскостей орбит. Для средневысотных орбит (СВО) изменение внутриплоскостного расстояния между двумя НКА по аргументу широты имеет характер, близкий линейному, и за 10 лет существования ОГ не превышает:

1... $2^\circ$  (относительно номинального значения  $45^\circ$ ) — для ОГ ГЛОНАСС, в этом случае сказывается однотрассовость ОГ;

2... $4^\circ$  (относительно номинального значения  $36^\circ$ ) — для ОГ-30 (с равномерным распределением НКА), в 2 раза больше предыдущих значений из-за неизотрассовости;

5... $6^\circ$  (относительно расстояния  $22,5^\circ$  между “антиподным” и соседними спутниками) — для ОГ-30Б, что в 3–5 раз выше эволюции для номинальных НКА, равной 1... $2^\circ$ .

*Влияние на деградацию межспутниковых расстояний внутри плоскости гравитационных полей Луны и Солнца.* Влияние этих факторов мало сказывается на изменении расстояний между КА в каждой плоскости, которое не превышает  $1^\circ$  на интервале 10 лет.

Таким образом, для изотрассных ОГ (штатной и модернизированной — ОГ 30А) изменение межспутниковых расстояний за счет воздействия различного типа сил не превышает 2... $3^\circ$ , что в 2 раза ниже предъявляемых требований.

*Влияние на деградацию межспутниковых расстояний ошибок установки НКА в рабочую точку.* Ошибки установки НКА в рабочую точку в периоде обращения до 0,1 с приводят к дрейфу спутника относительно номинальной РТ до  $\sim 7^\circ$  за 10 лет.

Согласно данным по КА “Глонасс-К”, минимально возможное время работы двигателей коррекции составляет 0,5 с, что соответствует импульсу 0,002 м/с. Соответствующая ошибка в периоде 0,06 с приводит за 10 лет к сдвигу на  $4 \dots 5^\circ$  по аргументу широты. Если эту ошибку рассматривать как случайную, то рассогласование межспутниковых расстояний для НКА одной плоскости может составить  $5 \dots 7^\circ$ .

Для компенсации влияния этого важного фактора необходимо проведение коррекций с общими затратами не более  $1 \dots 2$  м/с.

*О влиянии гравитационных полей Солнца и Луны на другие параметры ОГ:*

— влияние этих факторов зависит от положения узла орбиты;  
— эволюция наклона орбит относительно мала (в пределах  $\pm 1,5^\circ$ ) и практически не влияет на изменение характеристик радионавигационного поля;

— дрейфы вдоль орбиты для каждой плоскости НКА значительны и могут привести к нарушению фазирования спутников из разных плоскостей до  $10 \dots 15^\circ$  по аргументу широты. При нарушении номинальных фазирующих сдвигов НКА по плоскостям ОГ нарушается условие однотрассовости для всех спутников ОГ. Однако ухудшение характеристик радионавигационного поля при групповых сдвигах НКА незначительно. Частично эти сдвиги можно уменьшить введением поправок к периодам обращения спутников, одинаковых для НКА в одной плоскости и различных для различных плоскостей;

— эволюция взаимного расхождения узлов находится в пределах  $\pm 5^\circ$ , но она компенсируется путем формирования узла орбиты каждого НКА таким образом, чтобы минимизировать расхождение положения узлов на всем периоде активного существования системы.

**Выводы.** 1. Изменение относительного положения отдельных спутников в одной орбитальной плоскости по аргументу широты оказывает наиболее существенное влияние на ухудшение характеристик радионавигационного поля. Поэтому целесообразно компенсировать корректирующими воздействиями только эти уходы.

2. Эволюцию наклона орбит компенсировать не имеет смысла, так как она относительно невелика (до  $1,5^\circ$ ), имеет колебательный характер и требует чрезвычайно высоких затрат топлива.

3. Относительные групповые уходы НКА для разных плоскостей орбит целесообразно компенсировать без использования коррекций соответствующим выбором параметров орбит при формировании периода обращения в процессе установки спутника в рабочую точку, чтобы минимизировать их в среднем.

4. Уходы узлов орбит целесообразно компенсировать соответствующим выбором положения узла при формировании орбиты выведения и установке каждого НКА в рабочую точку.

5. Согласно проектным данным по НКА “Глонасс-К” точность в периоде при установке НКА в РТ должна иметь порядок 0,06 с, что приведет за 10 лет к относительному сдвигу по аргументу широты примерно на 6° и потребует для компенсации небольших (1...2 м/с) корректирующих воздействий. Для того чтобы рассогласование между НКА по аргументу широты за счет этого фактора не превышало заданной границы в 5°, ошибка в периоде при установке НКА в РТ должна быть менее 0,05 с.

Подводя итоги, можно утверждать, что для изотрассных ОГ, к которым относятся как существующая ОГ ГЛОНАСС, так и модернизированная шестиплоскостная ОГ (ОГ 30 КА), при обеспечении точности реализации периода в случае установки НКА в РТ на уровне 0,05 с затраты характеристической скорости на интегральную компенсацию деградации ОГ за полное время ее активного существования будут минимальными и не превысят 2 м/с, что существенно ниже проектно заказываемых значений.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Основы спутниковой навигации. М.: Воениздат, 1988. 328 с.
2. *ГОСТ Р 52865–2009. Группа Э50.* Национальный стандарт РФ. Глобальная навигационная спутниковая система. Параметры радионавигационного поля. Технические требования и методы испытания.
3. *Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения / К.Р. Байрамов, В.В. Бетанов, Г.Г. Ступак и др.* М.: Радиотехника, 2012. 360 с.
4. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 540 с.

## REFERENCES

- [1] Lysenko L.N., Pankratov I.A. *Osnovy sputnikovoy navigatsii* [Foundation of the satellite navigation]. Moscow, Voenizdat Publ., 1988. 328 p.
- [2] *GOST R 52865-2009. Gruppya E50. Natsional'nyy standart RF. Global'naya navigatsionnaya sputnikovaya sistema. Parametry radionavigatsionnogo polya. Tekhnicheskie trebovaniya i metody ispytaniya* [State Standard P52865-2009. Group E50. National Standard of the Russian Federation. Global Navigation Satellite System. Parameters of the radio-navigational field. Technical requirements and test methods]. Moscow, Standartinform Publ., 2010.
- [3] Bayramov K.R., Betanov V.V., Stupak G.G., Urlichich Yu.M. *Upravlenie kosmicheskimi ob'ektami. Metody, modeli i algoritmy resheniya nekorrektnykh zadach navigatsionno-ballisticheskogo obespecheniya* [Commanding of space objects. Methods, models and algorithms for solution of ill-defined problems of navigation and ballistic software]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2012. 360 p.
- [4] Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Ballistics and space vehicle navigation]. Moscow, Drofa Publ., 2004. 540 p.

Статья поступила в редакцию 24.09.2013

Григорий Григорьевич Ступак — д-р техн. наук, профессор, заместитель генерального директора — первый заместитель генерального конструктора ОАО “Российские космические системы”. Профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Действительный член Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Автор более 160 научных работ и изобретений в области баллистики, динамики полета и управления движением ракет и космических аппаратов.

ОАО “Российские космические системы”, Российская Федерация, 111250, Москва, Авиамоторная ул., д. 53.

G.G. Stupak — Dr. Sci. (Eng.), professor, deputy general director, the first deputy general designer in the OAO “Russian Space Systems”, professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, full member of the Russian Cosmonautics Academy n.a. K.E. Tsiolkovskii. Author of more than 160 publications and inventions in the field of ballistics, flight dynamics and motion control of rockets and spacecrafts.

OAO “Russian Space Systems”, Aviamotornaya ul. 53, Moscow, 111250 Russian Federation.

Лев Николаевич Лысенко — д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки, заслуженный изобретатель РФ, лауреат премии Президента РФ. Действительный член и член президиума Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН). Профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 300 научных работ и изобретений в области баллистики и динамики движения беспилотных летательных аппаратов.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

L.N. Lysenko — Dr. Sci. (Eng.), professor of the “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, Honorary Science Worker of the RF, Honorary Inventor of the RF, Winner of the Prize of the RF President. Full member and Presidium member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. Author of more than 300 publications and inventions in the field of ballistics and dynamics of motion of unmanned aerial vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Владимир Вадимович Бетанов — д-р техн. наук, профессор, ученый секретарь ОАО “Российские космические системы”. Профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Член-корреспондент РАРАН. Автор более 300 научных работ и изобретений в области баллистики, динамики полета и управления движением ракет и космических аппаратов.

ОАО “Российские космические системы”, Российская Федерация, 111250, Москва, Авиамоторная ул., д. 53.

V.V. Betanov — Dr. Sci. (Eng.), professor, secretary of academic senate of the OAO “Russian Space Systems”, professor of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, corresponding member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. Author of more than 300 publications and inventions in the field of ballistics, flight dynamics and rocket and spacecraft motion control.

OAO “Russian Space Systems”, Aviamotornaya ul. 53, Moscow, 111250 Russian Federation.