

national Workshop on Laser Ranging. (13–17 Novem. 2000, Matera, Italy).

3. TDC-GPX. Ultra-high Performance 8 Channel Time-to-Digital Converter. Device data sheet [Электронный ресурс]. URL: www.acam.de.

References

1. Zhabin A. S. *Sinkhroinfo–2012 : materialy mezhdunar. nauch.-tekhn. seminar “Sistemy sinkhronizatsii, formirovaniya i obrabotki signalov v infokommunikatsiyakh”* (Synchroinfo–2012. International scientific and technical seminar “Systems of

synchronizing, forming and processing signals in infocommunications”), 25–27 June 2012, Yoshkar-Ola. Edited by A. V. Pestryakov, DTPHil, professor. Moscow, Co Ltd “Bris-M”, 2012, 164 p.

2. Artyukh Yu., Bepal’ko V., Boole E. 12th International Workshop on Laser Ranging “Highresolution modular time interval counter”. Matera, Italy, 13–17 November 2000.

3. TDC-GPX. Ultra-high Performance 8 Channel Time-to-Digital Converter. Device data sheet. Available at: www.acam.de.

© Жабин А. С., Набокин П. И., Батеев Д. С., Анжина В. А., 2013.

УДК 629.7.052

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ДОСТУПНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ГЛОНАСС

Д. И. Марарескул

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина 52. E-mail: dimar@iss-reshetnev.ru

Приводятся результаты исследования существующих условий навигационного обеспечения высокоорбитальных пользователей по сигналам ГНСС. Предложен способ модернизации системы ГЛОНАСС для повышения доступности и точности навигационного обеспечения высокоорбитальных потребителей. Показана возможность существенного повышения доступности и точности навигационного обеспечения высокоорбитальных пользователей вплоть до высот орбиты Луны и возможность автономной радионавигации космических аппаратов по сигналам ГЛОНАСС на трассе перелета к Луне и на окололунной орбите. Приводятся основные требования к диаграмме направленности, типу сигнала и мощности бортового источника навигационных сигналов для космических пользователей.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, высокоорбитальная, автономная навигация, ГСО, Луна.

THE METHOD OF INCREASE OF AVAILABILITY OF HIGH ORBIT SPACECRAFT NAVIGATION SUPPORT BY GLONASS

D. I. Marareskul

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: dimar@iss-reshetnev.ru

Results of research of the existing conditions of high-orbital users navigation support by GNSS signals are given in article. The way of modernization of GLONASS system for increase of availability and accuracy of high-orbital users navigation support is offered. The author shows the possibility of reasonable increase of availability and accuracy of high-orbital users navigation support in the area up to the heights of the Moon orbit, which opens the possibility of spacecraft autonomous navigation by GLONASS signals on the flight route from the Earth to the Moon and in the circumlunar orbit. The basic requirements to the directional diagram, the type of navigation signal and the power of onboard signal transmitting equipment for space users are presented.

Keywords: GLONASS, high-orbital, autonomous navigation, GEO, Moon.

В просматриваемой перспективе развития космических полетов в ближнем космосе, а также полетов на Луну, является актуальным исследование возможности использования навигации по системе

ГЛОНАСС для космических аппаратов в рабочей зоне вплоть до высот орбиты Луны. Актуальность расширение зоны навигационного обслуживания системы ГЛОНАСС подкрепляется следующими факторами:

– развитие применения автономной навигации на ГСО и ВЭО по ГЛОНАСС в системах гражданского и военного назначения;

– более плотное заполнение геостационарной орбиты космическими аппаратами требует повышение точности, доступности и надежности их навигационного и временного обеспечения;

– развитие технологии довыведение КА на ГСО без разгонных блоков, двигателями малой тяги КА, требует точного навигационного обеспечения КА на всем этапе выведения и маневрирования на орбите;

– заявленные перспективы развития космических полетов в близком космосе, а также полетов на Луну и к другим планетам потребуют точного навигационного обеспечения этих космических аппаратов.

Возможность использования ГЛОНАСС и GPS для навигации высокоорбитальных космических аппаратов на геостационарной орбите (ГСО) уже подтверждена успешным опытом эксплуатации на нескольких космических аппаратах на ГСО серии «Радуга М1», а возможность использования ГЛОНАСС и GPS для навигации спутников на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) подтверждена моделированием и показана возможность обеспечения автономного определения

вектора текущего положения КА с погрешностью на уровне 100–300 м (СКО) [1].

Навигационные системы ГЛОНАСС и GPS разрабатывались в первую очередь для обслуживания наземных потребителей, диаграммы направленности передающих антенн и параметры навигационных радиолиний подобраны таким образом, что непрерывное навигационное поле при видимости не менее 4 НКА обеспечивается до высот ~2000 км. Излучение НКА системы ГЛОНАСС направлено в сторону Земли, поэтому для навигации высокоорбитальных пользователей в настоящее время доступны только НКА с другой стороны Земли относительно КА.

Для обеспечения приема сигналов НКА бортовой навигационной аппаратурой, установленной на КА ГСО или КА ВЭО, требуется применять специальные антенные системы и более чувствительные приемники. Прием сигнала в основном производится на скате основного лепестка диаграммы направленности передающей антенны НКА, поэтому незначительное изменение в усилении приемной антенны или чувствительности приемника сильно отражается на величине рабочего угла и, следовательно, на объеме доступных измерений, продолжительности измерительных сеансов и количестве одновременно доступных сигналов НКА.

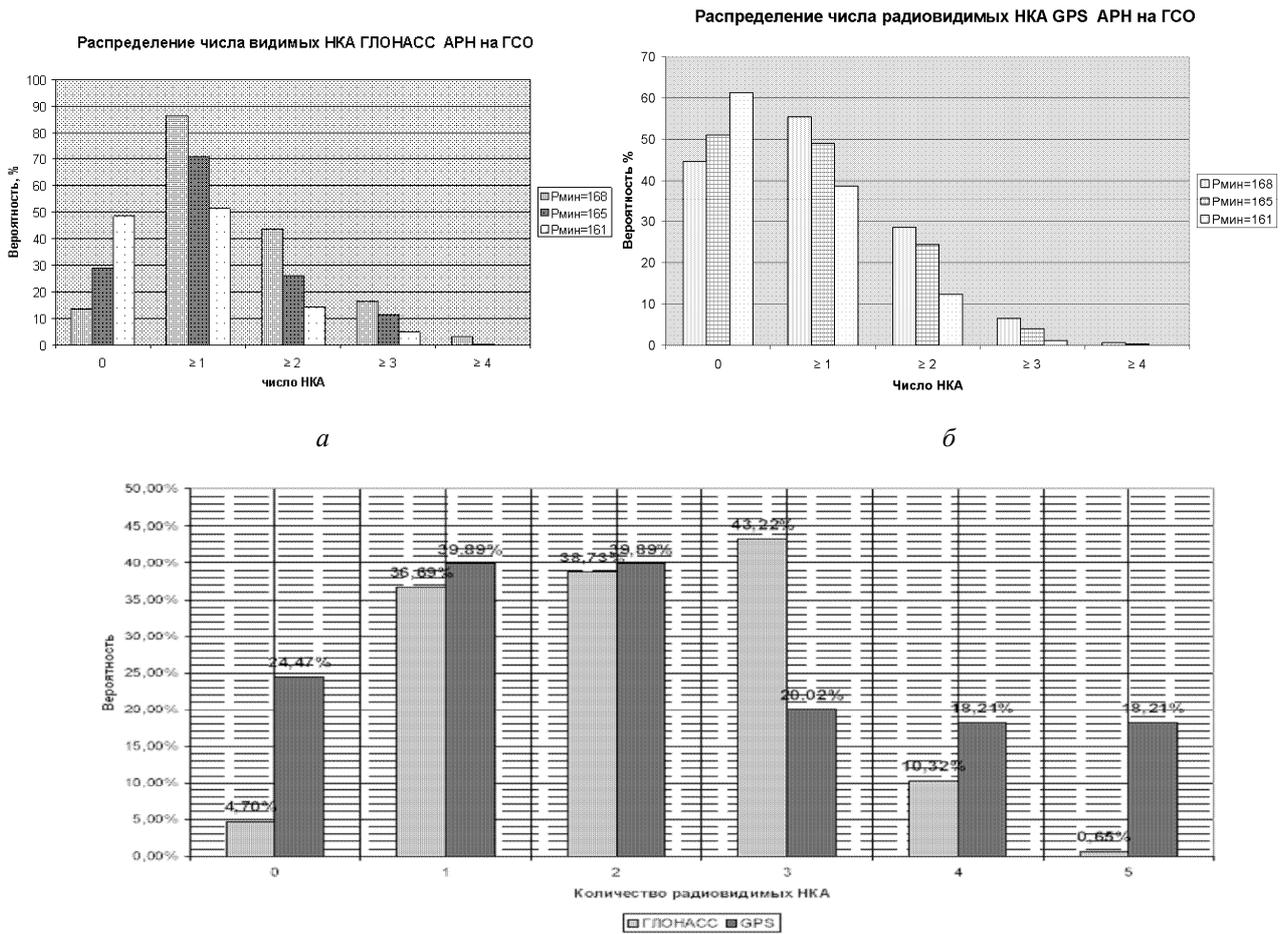


Рис. 1. Распределение числа радиовидимых НКА бортовой аппаратурой АРН на ГСО: а – по результатам моделирования по ГЛОНАСС; б – по результатам моделирования по GPS; в – по реальным измерениям БА АРН на КА «Радуга-М1» с 07.02.2009 по 09.02.2009

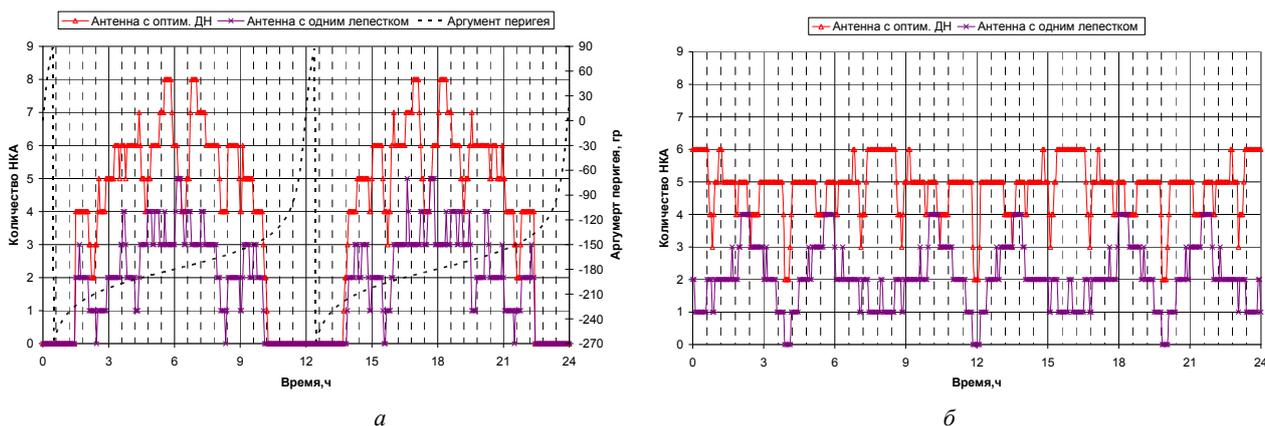


Рис. 2. Условия радиовидимости НКА ГЛОНАСС на ГСО и ВЭО при чувствительности -168 дБВт и оптимальной ДН антенны в направлении на Землю

На рис. 1, а, б показаны результаты моделирования числа радиовидимых НКА ГЛОНАСС и GPS на суточном интервале при различной чувствительности навигационной аппаратуры и при использовании направленной антенны, с коэффициентом усиления в максимуме 15 дБ при ширине главного лепестка по уровню $0 \text{ дБ} \pm 26^\circ$.

На рис. 1, в представлены распределения числа радиовидимых НКА с ГСО построенные по измерительной информации БА АРН полученной по результатам летной эксплуатации системы автономной навигации на борту КА «Радуга М1». Чувствительность БА АРН – 165 дБВт, что соответствует энергетическому потенциалу $Q = Ec/N = 203 - 165 = 38$ дБГц.

На рис. 2 показаны результаты моделирования условий радиовидимости НКА ГЛОНАСС и GPS на суточном интервале для КА на ВЭО и ГСО при чувствительности приемника -168 дБВт ($Q = 35$ дБГц) для двух вариантов антенны в направлении на Землю: антенны с оптимальной ДН, обеспечивающей прием всех возможных сеансов и антенны, с коэффициентом усиления в максимуме 15 дБ при ширине главного лепестка по уровню $0 \text{ дБ} \pm 26^\circ$ и максимуме диаграммы направленном на центр Земли. На рис. 2, а показаны графики для пользователя на ВЭО, а на рис. 2, б для пользователя на ГСО.

Для анализа условий навигации на более высоких орбитах была создана программная имитационная модель космических навигационных систем ГЛОНАСС, GPS и проведено моделирование условий радионавигации для высокоэллиптического КА со следующими параметрами орбиты: высота апогея – 362 000 км; высота перигея – 200 км; наклонение – 23 град. (рис. 3).

Моделирование проводилось для открытых навигационных сигналов в диапазоне L1: ГЛОНАСС сигнал L1OF; GPS сигнал L1 C/A.

Так как система автономной навигации для высокоорбитальных КА должна обеспечивать работу на разных участках орбиты: от участка перигея на высотах от 200 км, когда КА находится ниже НКА ГНСС до участка апогея на высотах более 362 000 км. В этих

условиях целесообразно применить антенную систему из нескольких антенн и использовать для каждого участка орбиты наиболее оптимальную по форме диаграммы направленности и направлению антенну рис. 4, а.

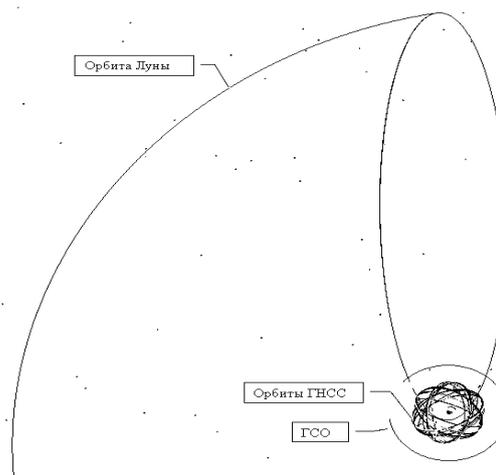


Рис. 3. Модельная орбита

Для моделирования использовалась антенная система из трех антенн А1, А2, А3 с различными диаграммами направленности и коэффициентами усиления рис. 4, а:

- А1 антенна с полусферической ДН с КУ = 3 дБ (используется на участке перигея, направлена по радиус вектору от Земли);
- А2 направленная антенна с КУ 15 дБ (на участке высот $\sim 40\text{--}100$ тыс. км, к Земле);
- А3 направленная антенна с КУ 22 дБ (на участке высот >100 тыс. км, к Земле).

При расчете радиолинии НКА – приемник системы автономной навигации учитывались следующие параметры:

- диаграммы направленности навигационных источников НКА ГНСС (рис. 4, б);

- мощность передатчика сигнала НКА: ГЛОНАСС – 32Вт, GPS – 25Вт;
- поляризация антенн – правая круговая;
- диаграмма направленности приемника (рис. 4, а), при расчете выбиралась та антенна, которая давала больший уровень сигнала;
- коэффициент шума приемника – 1,2 дБ;
- шумы Земли, Солнца и космоса;
- ослабление сигнала в пространстве;
- пороговый уровень энергетического потенциала приемной аппаратуры $Q_1=30$ дБГц и $Q_2=35$ дБГц.

По результатам моделирования движения КА и НКА навигационных систем были рассчитаны зависимости числа радиовидимых НКА и геометрического фактора PDOP при движении КА от перигея до апогея для двух значений порога по чувствительности $Q_1=30$ дБГц и $Q_2=35$ дБГц (рис. 5).

Обобщенная оценка погрешности определения местоположения потребителя в первом приближении может быть рассчитаны по формуле

$$\delta_p = PDOP \cdot URE,$$

где URE – эквивалентная погрешность дальности (скорости) потребителя, определяемая по формуле: $URE^2 = SISRE^2 + URE_A^2$ где, SISRE – эквивалентная погрешность дальности (скорости) за счет космического сегмента.

В соответствии с требованиями на систему ГЛОНАСС для всех КА, используемых по целевому назначению, эквивалентная погрешность псевдодальности в пространстве за счет ошибок космического сегмента с вероятностью 0.95 – (2СКО) для сигналов с открытым доступом не должна превышать (по этапам развития системы): на этапе 1 – 6,2 м; на этапе 2 – 3,5 м; на этапе 3 – 1,4 м.

URE_A – эквивалентная аппаратурная погрешность дальности. Значение URE_A зависит от реализации аппаратуры и отношения сигнал/шум в момент измерений. На этапе моделирования значение погрешности измерения псевдодальности было принято равным 2 м (2*СКО). В этом случае значение URE для измерений по сигналам с открытым доступом на этапах 1, 2 и 3 будет иметь значение: 6,5 м, 4 м и 2,4 м, соответственно.

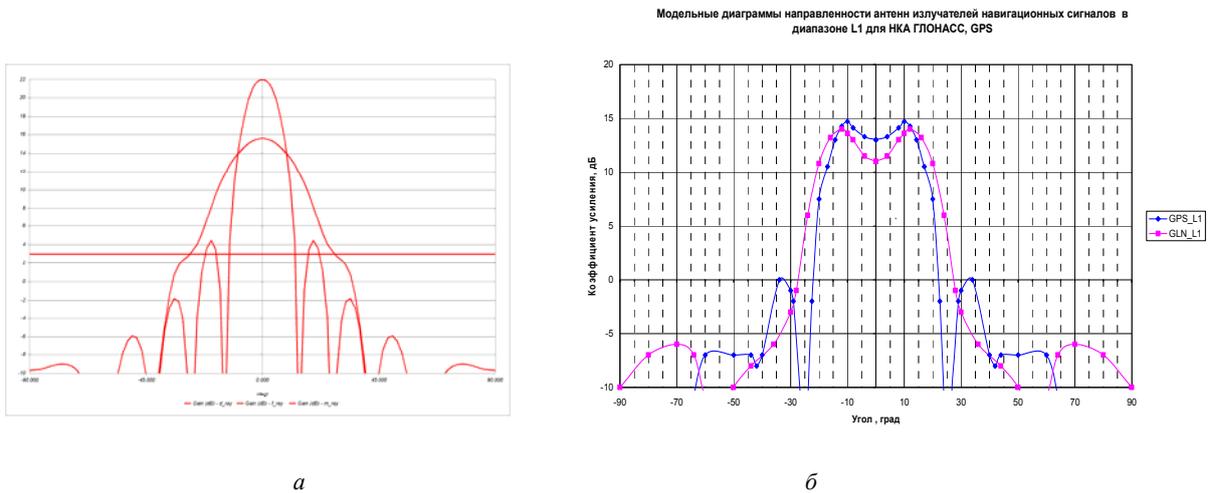


Рис. 4. Диаграммы направленности антенн

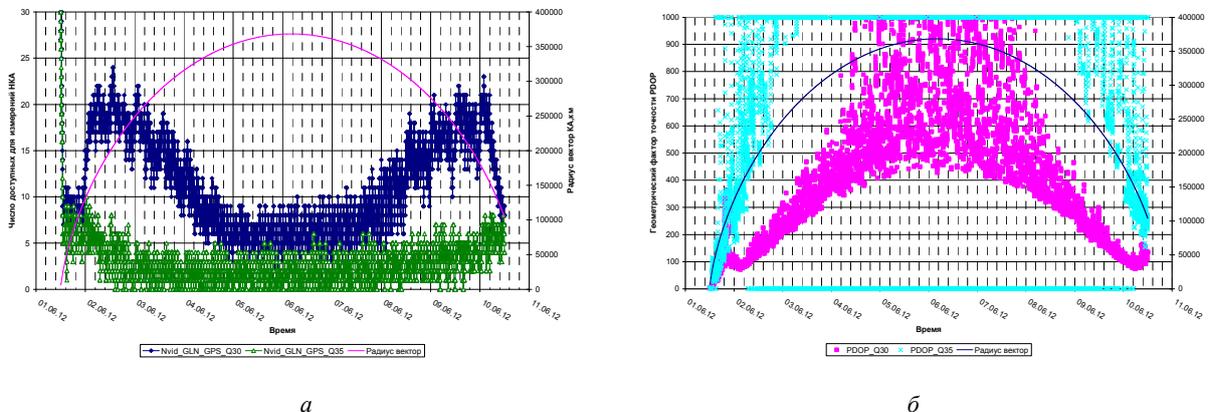


Рис. 5. Число доступных для измерений НКА ГЛОНАСС и GPS с КА на трассе Земля-Луна-Земля (для пороговых уровней чувствительности приемника $Q_1=30$ дБГц, $Q_2=35$ дБГц) (а); геометрический фактор PDOP на трассе Земля-Луна-Земля (при пороговых уровнях чувствительности приемника $Q=30$ дБГц, $Q=35$ дБГц) (б)

На основе проведенных оценок значения URE и результатов моделирования PDOP (рис. 6), можно сделать вывод, что устойчивая навигация с погрешностью в диапазоне 0,65...2,5 км (2*СКО) для этапа 1 и 0,25...1 км (2*СКО) для этапа 3 развития ГЛОНАСС, будет возможна для высот орбит от 50 до 150 тыс. км. Для более высоких орбит погрешность возрастает за счет ухудшения геометрического фактора, несмотря на большое количество доступных для измерений НКА. Для пользователя использующего приемник с порогом по чувствительности на уровне $Q = 35$ дБГц значительное ухудшение условий радионавигации происходит, начиная с высот 70–80 тыс. км.

Существенно улучшить условия навигации по ГЛОНАСС для высокоорбитальных потребителей возможно, если установить на КА «Глонасс-К» дополнительную передающую антенну, которая будет обеспечивать излучения навигационного сигнала в противоположном от Земли направлении. Ввиду того, что радиолинии спутник-спутник не пересекают слой ионосферы, то достаточно использовать навигационный сигнал в одном частотном диапазоне, например новый сигнал с кодовым разделением в диапазоне L1 – L10C.

По результатам проведенных расчетов энергетики радиолинии определены основные требования к дополнительному источнику навигационного сигнала. Требуется излучать навигационный сигнал – L10C (сигнал должен полностью совпадать с штатным сигналом подаваемым на основную антенну и отводится от блока формирования навигационного сигнала до основных усилителей мощности), через антенну с полусферической диаграммой направленности с КУ 2,5–3 дБ, при этом к антенне достаточно подводить мощность на уровне 32–36 Вт.

Для реализации описанных предложений в состав аппаратуры бортового источника навигационных сигналов НКА «Глонасс-К» необходимо включить дополнительно: усилитель мощности на 40 Вт; фидерный тракт; антенну с полусферической диаграммой и КУ = 3 дБ).

Упрощенная структурная схема необходимой доработки бортового источника навигационных сигналов показана на рис. 6.

Для реализации такой доработки потребуются незначительные дополнительные ресурсы КА по энергопотреблению порядка 100–150 Вт и массе 10–15 кг.

Для определения степени влияния от установки дополнительного источника излучения на доступность и потенциальную точность навигационного обеспечения для высоко орбитальных пользователей было проведено моделирование и расчет распределения числа доступных для измерений НКА и распределение величины геометрического фактора для двух типов пользователей: для пользователя на трассе Земля–Луна (рис. 7) и для пользователя на ГСО (рис. 8, 9).

Расчеты проведены для случая мощности подводимой к дополнительной излучающей антенне на

уровне 32 Вт и двух значений уровня чувствительности навигационной аппаратуры $Q = 30$ и 35 дБГц.

На графике для $Q_{\text{пор}} = 35$ дБГц на рис. 8 видно, что вероятность того, что число одновременно видимых НКА меньше 3-х равно 0,444, следовательно вероятность когда доступны 3 и более НКА будет равна $P(N_{\text{изм}} \geq 3) = 1 - 0,444 = 0,556$; для значения $Q_{\text{пор}} = 30$ дБГц эта вероятность составит $P(N_{\text{изм}} \geq 3) = 1 - 0,003 = 0,997$.

Проведенные проработки, показали, что дооснащения НКА ГЛОНАСС дополнительным излучателем навигационного сигнала направленным в противоположную от Земли сторону, позволит существенно расширить рабочую зону ГЛОНАСС для космических пользователей, обеспечить возможность навигационного обеспечения вплоть до орбиты Луны. На основе проведенных оценок можно сделать вывод, что устойчивая навигация на трассе Земля–Луна–Земля возможна с погрешностью в диапазоне от 0,240 до 2,5 км (2*СКО). При этом произойдет значительное улучшение условий навигации по ГЛОНАСС на ГСО и ВЭО. В случае реализации изложенного предложения на ГСО станут доступны мгновенные навигационные определения с погрешностью на уровне 140 м (2*СКО) при использовании навигационной аппаратуры с порогом чувствительности на уровне $Q = 35$ дБГц и на уровне 30 м (2*СКО) при использовании навигационной аппаратуры с порогом чувствительности на уровне $Q = 30$ дБГц.

Система ГЛОНАСС в настоящее время находится на этапе модернизации, разрабатывается новый навигационный космический аппарат «Глонасс-К II» и новый бортовой источник навигационных сигналов для него. В этой связи изложенные предложения могут быть реализованы в рамках уже проводимых и запланированных работ.

Реализация изложенного способа повышения доступности придаст системе ГЛОНАСС новое качество и обеспечит ее опережающее развитие и конкурентоспособность. Если начать реализацию этих предложений начиная с 2013 г., то к 2025 г. система ГЛОНАСС будет готова обеспечивать точную навигацию высокоорбитальных пользователей и навигацию космических аппаратов на трассе перелета к Луне и на окололунной орбите.

Библиографические ссылки

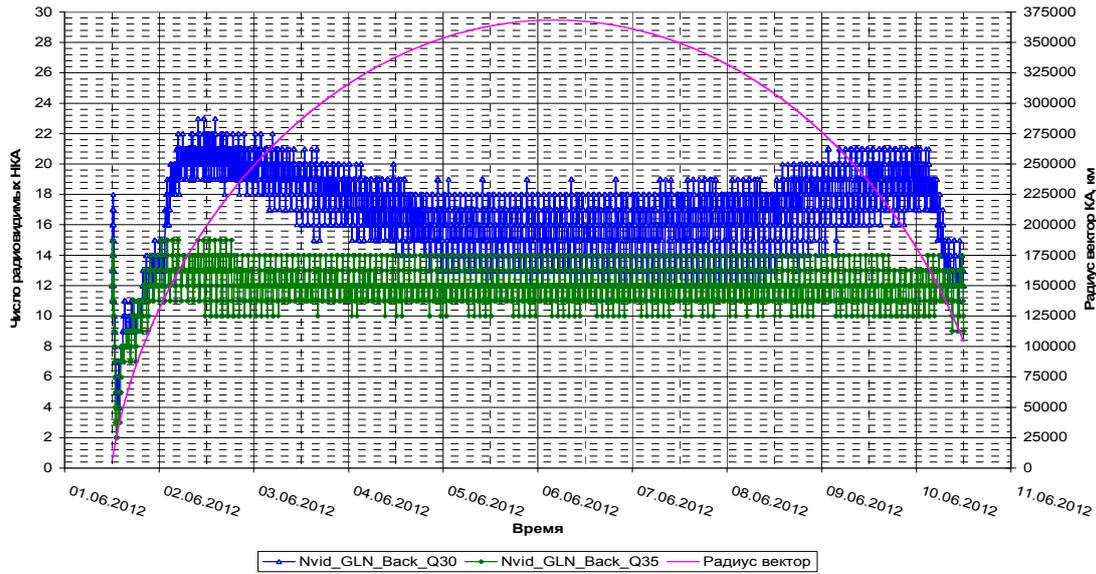
1. Бартев В. А., Гречкосев А. К., Марарескул Д. И. Применение ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах. Методы навигации, построение аппаратуры и технология испытаний // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 3 (48).

References

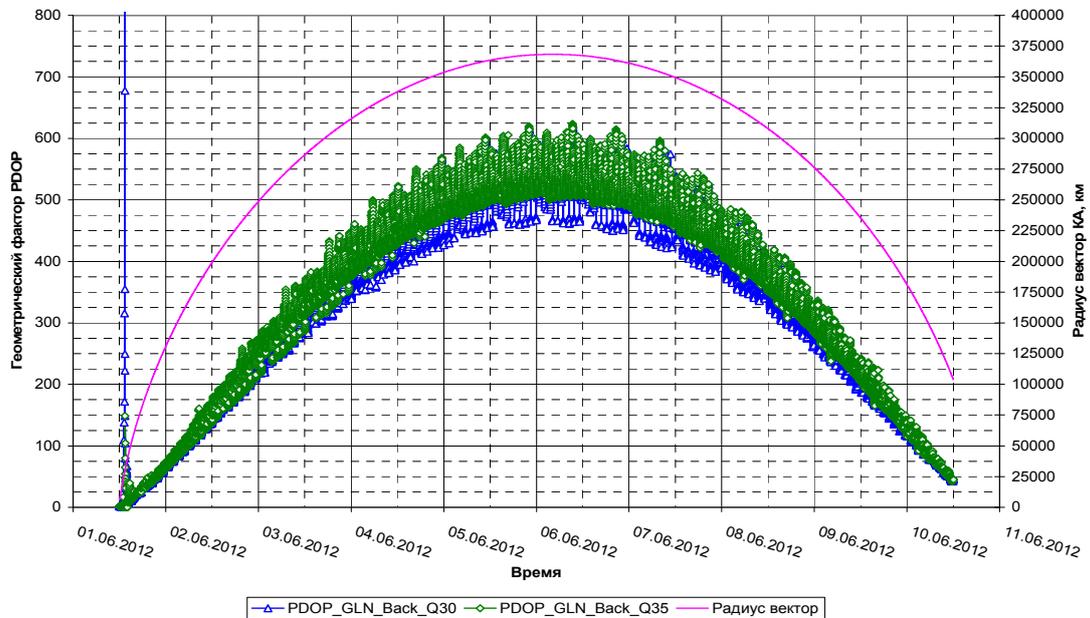
1. Bartenev V. A., Grechkoseev A. K., Marareskul D. I. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2007, no. 3 (48).



Рис. 6. Упрощенная схема доработки бортового источника навигационных сигналов



а

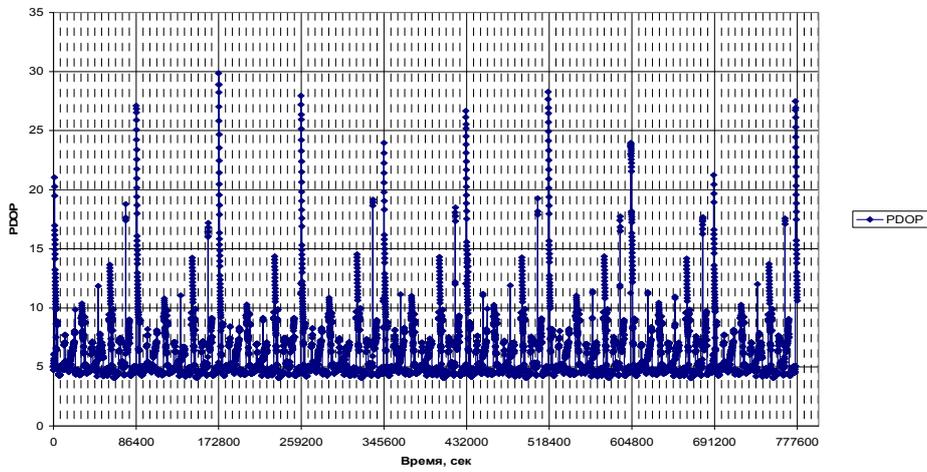


б

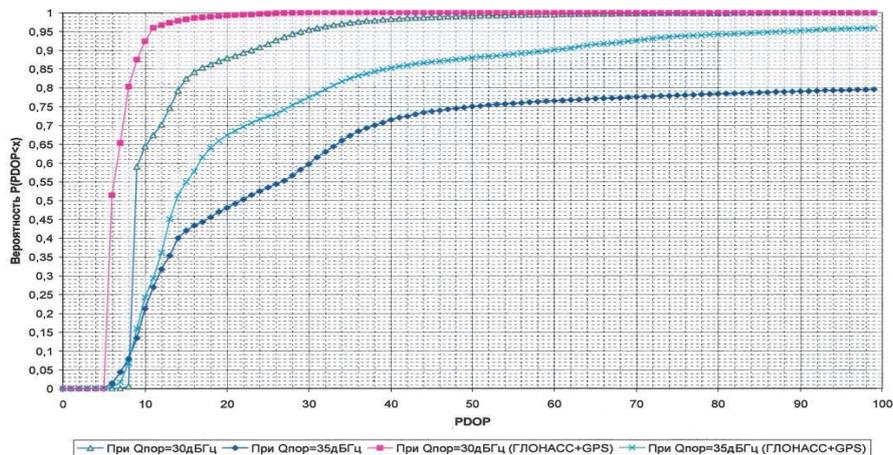
Рис. 7. Число доступных для измерений НКА ГЛОНАСС на трассе Земля-Луна-Земля (для пороговых уровней чувствительности приемника $Q = 30$ дБГц, $Q = 35$ дБГц) (а); геометрический фактор PDOP на трассе Земля-Луна-Земля (для условий доступности измерений при пороговых уровнях чувствительности приемника $Q = 30$ дБГц, $Q = 35$ дБГц) (б)



Рис. 8. Функция распределения вероятности числа одновременно доступных измерений по модернизированным НКА ГЛОНАСС для пользователя на ГСО



a



б

Рис. 9. Изменение геометрического фактора во времени для пользователя на ГСО орбите при работе по НКА GPS и модернизированным НКА ГЛОНАСС при $Q_{пор} = 30$ дБГц (*a*); функция распределения геометрического фактора PDOP для пользователя на геостационарной орбите отдельно по ГЛОНАСС при наличии дополнительной излучающей антенны в направлении от Земли и совместно с GPS (*б*)