

УДК 621.396

## Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR

А. А. Жалило, П. А. Кот, И. Н. Минервин,  
И. Г. Ноздрин, В. В. Пискорж, Л. П. Рофварг

Науково-дослідний інститут радіовимірювань, Харків

*Надійшла до редакції 15.02.95*

---

Обсуждается проблема координатно-временного обеспечения испытаний и управления полетом КА при помощи сигналов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR на высотах более 5000 км. Показано, что для повышения надежности и качества навигационных определений должен быть использован псевдоспутник или измеритель дальности и скорости. Приведены полученные путем статистического моделирования оценки геометрического фактора и ошибок местоопределения космического аппарата, выводимого на геостационарную орбиту.

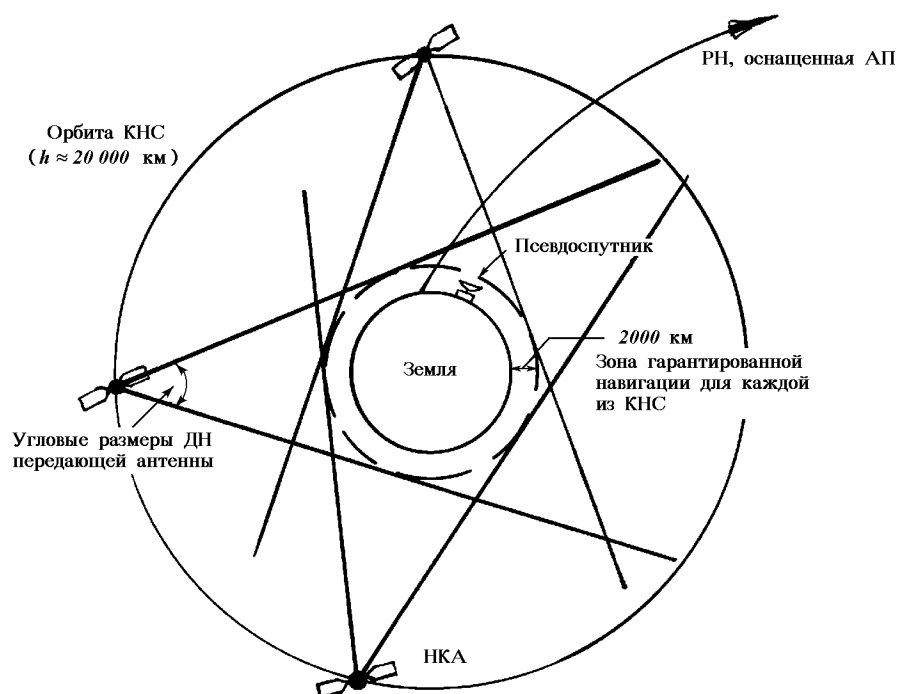
---

Мировой опыт эксплуатации космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС и NAVSTAR подтвердил высокую надежность и точность обеспечиваемых ими навигационных определений. В настоящее время имеет место тенденция к более широкому внедрению аппаратуры потребителя (АП) сигналов этих систем в различные области деятельности. В частности, специалистами активно обсуждается (см., например, Green, Axelrad, 1989) возможность использования АП для координатно-временного обеспечения задач испытаний и управления полетом широкого класса космических аппаратов (КА). При этом оценка параметров траектории формируется по данным АП при выводе КА на орбиту непосредственно на борту ракеты-носителя (РН), а на орбите — на борту КА, что существенно повышает автономность измерений и, в ряде случаев, позволяет исключить применение для этих целей дорогостоящих комплексов наземных измерительных средств. Вместе с тем, использование КНС для указанных выше целей имеет ряд специфических особенностей, одна из которых состоит в необходимости координатно-временного обеспечения КА за пределами зоны гарантированной навигации КНС (см. ниже). Обсуждению возможности использования КНС в этих условиях и посвящено данное сообщение.

Обсуждению возможности использования КНС в этих условиях и посвящено данное сообщение.

### ОРГАНИЗАЦИЯ ИЗМЕРЕНИЙ ВНЕ ЗОНЫ ГАРАНТИРОВАННОЙ НАВИГАЦИИ КНС

Каждая из КНС в отдельности, при условии оснащения КА соответствующей АП, обеспечивает навигационные определения с качеством, удовлетворяющим практически все классы КА с высотой полета, не превышающей высоту области гарантированной навигации, т. е. 2000 км. Эта величина обусловлена угловыми размерами диаграмм направленности антенн навигационных КА (НКА). На рисунке, на примере КА, выводимого на геостационарную орбиту, показано, что на высотах более 2000 км прием навигационных сигналов на борту КА возможен не от всех «геометрически видимых» НКА, т. е. на высотах более 2000 км навигационные поля становятся разрывными, что приводит к перерывам в получении навигационной информации. При этом область околоземного пространства,



Пример КА, выводимого на геостационарную орбиту

простирающегося до высот примерно 2000 км, принято называть областью (зоной) гарантированной навигации (Дмитриев, Шебшаевич, 1982). Имеется ввиду, что в пределах этой зоны гарантируется прием навигационных сигналов от достаточного для решения навигационной задачи числа НКА. Действие этого фактора существенно смягчается при совместном использовании КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR. Как будет показано ниже, зона гарантированной навигации расширяется в этом случае до высот порядка 5000 км. Среди «радиовидимых» НКА можно выделить «ближние», которые находятся непосредственно над КА, а также «дальние», входящие в тень Земли или выходящие из нее. Следует отметить, что на высотах, превышающих высоту орбиты НКА (примерно 20 000 км) возможен прием навигационных сигналов только от «дальних» спутников.

Для повышения качества навигационных определений на больших высотах полета КА целесообразно на поверхности Земли в точке с известными координатами установить наземный передающий пункт (НПП), работающий в режиме псевдоспутника, т. е. передатчика, излучающего сигналы в том же диапазоне и формате, в котором их излучают спутники КНС. Вместо псевдоспутника можно

использовать измеритель дальности  $R$  до наземного приемного пункта (НПП) и скорости  $\dot{R}$  изменения этой дальности, обычно входящий в состав центра управления полетом КА. В последнем случае точность навигационных определений оказывается существенно выше.

Таким образом, дальнейшему анализу подлежит измерительный комплекс, состоящий из НКА ГЛОНАСС и NAVSTAR, дополненных НПП, работающим в режиме псевдоспутника или измерителя  $R$  и  $\dot{R}$ , а также бортовой АП, обеспечивающей прием и обработку общедоступных (C/A-код) сигналов обеих КНС и псевдоспутника. При этом антенное устройство АП должно быть всенаправленным.

#### ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЙ ВНЕ ЗОНЫ ГАРАНТИРОВАННОЙ НАВИГАЦИИ КНС

Оценку точности навигационных определений с использованием сигналов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, при условии наличия в зоне видимости АП соответствующего количества НКА, с достаточной степенью достоверности принято выполнять путем отдельной оценки геометрического фактора (ГФ), характеризующего влияние взаимной гео-

метрии «НКА—КА» на результирующую точность навигационных определений (Дмитриев, Шебшаевич, 1982), и оценки погрешностей измерений текущих навигационных параметров (ТНП) (псевдодальностей, псевдоскоростей), после чего предельные (здесь и в дальнейшем  $\delta = 2.7\sigma$ ) погрешности навигационных определений координат объекта рассчитываются по простым формулам (Дмитриев, Шебшаевич, 1982):

$$\begin{aligned} \delta x &= \Gamma_x \delta S; \\ \delta y &= \Gamma_y \delta S; \\ \delta z &= \Gamma_z \delta S, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\Gamma_x, \Gamma_y, \Gamma_z$  — геометрический фактор определения координат  $x, y, z$  объекта;  $\delta S$  — оценки суммарной предельной погрешности измерения псевдодальности  $S$ .

Аналогичные соотношения справедливы и для скоростных параметров.

Надежность навигационных определений будем характеризовать вероятностью нахождения значений ГФ в заданных пределах.

Рассмотрим количественные оценки, характеризующие надежность и точность навигационных определений на примере задачи определения параметров траектории ракеты-носителя, выводящей КА на геостационарную орбиту и совершающей при этом полет в интервале высот от 2000 км до 35 800 км, (т. е. и вне зоны гарантированной навигации КНС) с использованием АП КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, установленной на борту. В ходе исследований, выполненных с использова-

нием статистического моделирования на ЭВМ с использованием реальных альманахов КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR (декабрь 1994 г.), оценивались интервалы наблюдения рабочего созвездия спутников КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR, вероятность наблюдения заданного количества спутников и среднеинтегральный ГФ, определяющий геометрические условия наблюдения и, в конечном итоге, точность навигационных определений. При расчетах предполагалось, что для повышения точности и надежности навигационных определений дополнительно используются сигналы аппаратуры НПП. Рассматривались два варианта организации измерений по радиолинии «НПП—КА»: измерение псевдодальности и измерение дальности. Предполагалось также, что прием сигналов спутников на борту РН возможен со всех направлений и что при высотах полета РН до 20 000 км измерения параметров траектории выполнялись по всем «радиовидимым» с борта РН спутникам, а при высотах полета РН, превышающих высоту орбит спутников КНС — только по спутникам, выходящим из тени Земли или входящим в нее.

Рассматривался произвольно выбранный участок времени наблюдений длительностью  $T = 10$  ч для высот полета РН от 2000 км до 35 800 км.

Результаты расчета суммарной длительности интервалов времени радиовидимости для различных высот полета РН за заданный интервал времени наблюдений, количество наблюдаемых НКА и соответствующих величин ГФ приведены в табл. 1.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

При высотах полета РН от 2000 км до 5000 км

Таблица 1. Длительность интервалов радиовидимости, количество наблюдаемых НКА и соответствующие величины ГФ

Н, км	Количество наблюдаемых объектов НКА	Измеряемый по радиолинии «КА—НПП» параметр	Общая продолжительность времени наблюдений (в пределах 10 ч)	ГФ	Вероятности распределения значений ГФ в заданных пределах			
					ГФ > 100	10 < ГФ ≤ 100	2 < ГФ ≤ 10	ГФ ≤ 2
3000	7÷17	псевдодальность	10 ч	0.4±0.9	—	—	—	1
		дальность		0.4±0.9	—	—	—	1
5000	5÷12	псевдодальность	10 ч	0.6±1.3	—	—	0.033	0.967
		дальность		0.6±1.3	—	—	—	1
10 000	3÷7	псевдодальность	5 ч 20 мин	1.2÷290.9	0.068	0.329	0.397	0.206
		дальность		1.1÷239.6	0.055	0.123	0.384	0.438
20 000	0÷6	псевдодальность	2 ч 15 мин	7.5÷168.1	0.031	0.063	0.906	—
		дальность		1.9÷104.5	0.031	0.063	0.906	—
25 000	0÷6	псевдодальность	2 ч 15 мин	8.3÷81.8	—	0.966	0.034	—
		дальность		2.9÷53.7	—	0.207	0.793	—
30 000	0÷5	псевдодальность	1 ч 40 мин	40.9÷85.4	—	0.207	0.793	—
		дальность		2.7÷44.7	—	0.182	0.818	—
35 800	0÷3	псевдодальность	1 ч 00 мин	51.3÷85.4	—	1	—	—
		дальность		3.6±11.1	—	0.143	0.857	—

навигационные определения вследствие избыточности «видимых» НКА могут выполняться непрерывно с ГФ, не превышающим значения 2 с вероятностью  $0.97 \pm 1$ .

При высотах полета РН от 5000 км до 35 800 км количество «видимых» НКА уменьшается, вследствие чего возникают перерывы в получении навигационной информации. В этом случае ГФ определения координат и составляющих вектора скорости РН может резко ухудшаться (даже на два порядка). Однако, как показывают результаты расчета ГФ с использованием альманахов систем ГЛОНАСС и NAVSTAR при их полном развертывании, заблаговременное планирование сеансов проведения измерений позволит обеспечить избыточность измерений и в этом случае и получать ГФ определения координат и составляющих вектора скорости РН, не превышающий значения 2 на интервалах наблюдения не менее 30 мин.

Проведем анализ основных источников и составляющих погрешностей измерения псевдодальности и псевдоскорости на трассе «НКА—АП» при полете на высотах до 5000 км и свыше 5000 км, а также оценим погрешности навигационных определений для одночастотной бортовой АП КНС.

К основным источникам погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей в рассматриваемой задаче относятся (Дмитриев, Шебшаевич, 1982; Кравцов и др., 1983; Манин, Романов, 1989):

- уходы бортовой шкалы времени НКА относительно шкалы времени КНС и нестабильности часов АП;
- погрешности эфемеридной информации КНС;
- тропосфера;
- ионосфера;
- неидентичность задержек навигационных сигналов в аналоговой части приемных трактов бортовой АП;
- многолучевое распространение НС;
- шумы приемника.

В АП принимаются меры по компенсации указанных выше составляющих погрешностей измерений. Оптимизируются алгоритмы обработки сигналов, применяются различные технологические и схемотехнические методы, позволяющие увеличить стабильность параметров аналоговых трактов АП. Регулярное влияние атмосферы компенсируется на основе модели «стандартной» тропосферы и модели ионосферы, передаваемой в навигационном сообщении NAVSTAR (Котяшкин, 1989). Остаточные некомпенсированные погрешности в измерениях псевдодальности и псевдоскорости для совокупности рассматриваемых измерительных ситуаций

Таблица 2. Оценки погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей

Составляющая	Предельная ( $\delta = 2.7\sigma$ ) величина составляющей погрешности измерения псевдодальности и псевдоскорости	
	$\delta S$ , м	$\delta \dot{S}$ , см/с
Уход часов НКА	3.0/3.0	0.007/0.007
Эфемеридная	25.0/25.0	0.4/0.4
Тропосферная ( $H \leq 15$ км)	3.0/—	0.03/—
Ионосферная	10.0/20.0	1.0(5.0)**/2.0
Разности задержек НС в аппаратуре	0.7/0.7	—
Многолучевость	1.5/1.5	0.1/—
Шумы приемника	6.0*/16.0*	0.4*/1.0*
Итого	28.5/46.0	1.2(5.1)**/1.4

Примечание:

\* при времени усреднения  $T_y = 1$  с;

\*\* в слое ионосферы ( $200 \text{ км} < H < 600 \text{ км}$ ).

(различные НКА и различная их пространственная конфигурация) обычно представляют в виде независимых случайных величин. В этом случае суммарная средняя квадратическая погрешность вычисляется как корень квадратный из суммы дисперсий отдельных составляющих.

Оценки составляющих погрешностей псевдодальностей и псевдоскоростей, обусловленные каждым из указанных источников (Манин, 1989), представлены в табл. 2, где в числителе даны значения погрешностей для случая, когда объект движется на высотах  $H \leq 5000$  км (зона гарантированной навигации при совместном использовании КНС ГЛОНАСС и NAVSTAR), а в знаменателе — для случая движения объекта на высотах  $5000 \text{ км} < H \leq 35 800$  км. Во втором случае предполагается, что измерения осуществляются относительно НКА, выходящих из тени Земли и входящих в нее. При этом усложнившиеся условия распространения навигационных сигналов (двойное прохождение сигналов через ионосферу) приводят к значительному увеличению ионосферных составляющих погрешностей измерений псевдодальности. Значительная протяженность радиотрассы «НКА—АП» приводит к уменьшению энергетического соотношения сигнал/шум и, следовательно, к увеличению шумовой составляющей погрешности.

Для расчета результирующих погрешностей навигационных определений воспользуемся приведенными выше результатами расчета ГФ. В этом случае среднеинтегральный ГФ не превосходит значения 2 с вероятностью  $0.97 \pm 1$  в условиях пла-

нирования сеанса измерений и полного развертывания обеих систем. При этом предельные погрешности навигационных определений при совместном использовании сигналов обеих систем с учетом вычисленных ГФ (табл. 1) и принятой методики расчета погрешностей (1) не превысят величин: по координатам —

60 м при  $0 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$ ,  
100 м при  $5000 \text{ км} < H \leq 35\,80 \text{ км}$ ;

по составляющим вектора скорости —

2.5 см/с при  $0 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$ ;  
2.5 см/с при  $600 \text{ км} \leq H \leq 5000 \text{ км}$ ;  
10.0 см/с при  $200 \text{ км} \leq H \leq 600 \text{ км}$ ;  
3.0 см/с при  $5000 \text{ км} \leq H \leq 35\,800 \text{ км}$ .

Следует отметить, что включение режима селективного доступа в системе NAVSTAR ухудшает точностные характеристики в 1.5—2.5 раза.

С другой стороны, на пассивных участках движе-

ния КА использование модели движения КА при интервальной обработке измерительной информации, как показывают расчеты, позволит повысить точность навигационных определений по крайней мере, в 2-3 раза.

Изложенное позволяет сделать вывод о принципиальной возможности организации высококачественного координатно-временного обеспечения задач испытаний и управления полетом КА по сигналам КНС.

Дмитриев П. П., Шебшаевич В. С. (ред.) Сетевые спутниковые радионавигационные системы. — М.: Радио и связь, 1982.

Котяшкин С. И. Определение ионосферной задержки сигналов в одночастотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1985.—№ 5.

Кравцов Ю. А., Фейзулин З. И., Виноградов А. Г. Прохождение радиоволн через атмосферу Земли. — М.: Радио и связь, 1983.

Манин А. П., Романов Л. М. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.

Green G. B., Axelrad P. Space applications of GPS // Navigation.—1989.—36, N 3.—С. 239—251.