

УДК 358.111.6

**Об использовании радионавигационных систем
наблюдения космического базирования
при летных испытаниях элементов
авиационных космических ракетных комплексов**

С. П. Куликов

Центральный научно-дослідний інститут МО України, Київ

Надійшла до редакції 22.11.96

Використовуючи запропонований алгоритм побудови радіонавігаційних карт радіонавігаційних систем спостереження космічного базування NAVSTAR та ГЛОНАСС приводиться аналіз впливу геометричного фактору на точність визначення координат елементів авіаційних космічних ракетних комплексів при проведенні льотно-конструкторських випробувань.

Авиационный космический ракетный комплекс (АКРК) включает следующие элементы: самолет-носитель (СН), ракету космического назначения (РКН), космический аппарат (КА), технический комплекс (ТК), стартовый комплекс (СК), объекты обеспечения.

Информационное обеспечение пусков элементов АКРК (СН, РКН и КА) навигационной информацией в процессе проведения летно-конструкторских испытаний, является новой и достаточно сложной задачей. Основная трудность ее решения заключается в том, что пуск РКН с авиационного СК в процессе штатной эксплуатации авиационного космического ракетного комплекса предполагается проводить с любой точки околоземного пространства (преимущественно в зоне Черноморского бассейна и в экваториальной зоне), что предполагает отсутствие в точке старта и по трассе полета, наземных структур измерительного комплекса. Поэтому формирование измерительного комплекса на этапе эксплуатации АКРК может основываться на использовании радионавигационных систем наблю-

дения космического базирования (РНСН КБ). В частности могут быть использованы уже существующие РНСН КБ NAVSTAR (США) и ГЛОНАСС (Россия).

Использование РНСН КБ оправдано тем, что аппаратура потребителей (АП) этих систем используется, во-первых, как высокоточная помехоустойчивая аппаратура для бомбардировщиков (обеспечивает слепое бомбометание и выдачу сигналов для первоначальной установки инерциальных систем наведения ракет), высокоманевренных истребителей (сигналы от этой аппаратуры используются для коррекции инерциальных навигационных систем), подводных лодок, кораблей и средств наземного транспорта, сухопутных войск (ранцевый вариант), наведения ракет на активном участке траектории, радиоконтроля околоземных орбит космических аппаратов, а, во-вторых, как дешевая аппаратура для коммерческого использования.

Данная работа предполагает решение только задач определения параметров движения самолета-носителя и ракеты космического назначения на

активном участке полета с помощью радионавигационных систем наблюдения космического базирования.

Если каждой точке трехмерного пространства поставить в соответствие точность навигационных определений, получаемую в этой точке по исследуемой сети навигационных искусственных спутников Земли (НИСЗ), то в пространстве образуется так называемое поле точности данной РНС КБ. В данной статье мы ограничимся поверхностью Земли, для которой и проведем расчеты величин геометрического фактора. Во многих работах приводятся расчеты для трех и четырех НИСЗ видимых из данной точки поверхности Земли. При этом возникает необходимость выбора оптимального созвездия. Однако в настоящее время аппаратура потребителя в состоянии использовать все видимые НИСЗ, и за счет этого существенно повысить точностные характеристики определения своего местоположения (в частности, наряду с четырехканальной аппаратурой используется уже пяти-, шести- и более).

В качестве РНС КБ, как уже отмечалось, рассмотрим системы NAVSTAR и ГЛОНАСС. В первой системе используется 18 НИСЗ, разнесенных на шести орбитах (по 60°) и по три НИСЗ на орбите (разнесены по 120°). Наклонение орбит равно 55° . Сдвиг орбит равен 20° . В системе ГЛОНАСС используется 24 НИСЗ, разнесенных на трех орбитах (по 120°) и по восемь НИСЗ на орбите (разнесены по 45°). Наклонение орбит равно 63° . Сдвиг орбит равен 15° (Дмитриев, Шебшаевич, 1982; Мищенко и др., 1980).

Высоты полета НИСЗ равны: для NAVSTAR — 20 000 км, ГЛОНАСС — 19 100 км. Периоды обращения примерно по 12 ч. Координаты НИСЗ в гироскопической геоцентрической системе координат вычислялись по формулам

$$X(t) = R[\cos\Omega\cos U(t) - \sin\Omega\cos i\sin U(t)],$$

$$Y(t) = R[\sin\Omega\cos U(t) + \cos\Omega\cos i\sin U(t)],$$

$$Z(t) = R[\sin i\sin U(t)].$$

Здесь R — радиус орбиты НИСЗ, Ω — долгота восходящего узла, i — наклонение орбиты, $U(t)$ — аргумент широты.

Вычисление НИСЗ, видимых аппаратурой потребителя, производится по формуле

$$D_{\text{НИСЗ}} \leq D_{\text{кр}},$$

где $D_{\text{НИСЗ}}$ — расстояние между НИСЗ и АП, $D_{\text{кр}}$ — критическая дальность.

Критическая дальность вычисляется по формуле

$$D_{\text{кр}} = \frac{(R_3 + H)\sin\left[\frac{\pi}{2} - \alpha - \arcsin\left[\frac{R_3\sin(\pi/2 + \alpha)}{R_3 + H}\right]\right]}{\sin(\pi/2 + \alpha)},$$

где R_3 — средний радиус Земли, H — высота полета НИСЗ, α — угол места видимости НИСЗ (принимается равным 10°).

Исходные данные для проведения расчетов (разнос НИСЗ по орбитам и долготы восходящих узлов) приводятся в табл. 1 (NAVSTAR) и табл. 2 (ГЛОНАСС).

Данные табл. 1 и 2 являются модельными; при практической реализации необходимо использовать реальные альманахи.

Таблица 1. Разнос НИСЗ по орбитам и долготам восходящих узлов для системы NAVSTAR

Номер орбиты	НИСЗ			Ω
	1	2	3	
1	10	130	250	-4.88
2	30	150	270	55.13
3	50	170	290	115.13
4	70	190	310	175.13
5	90	210	330	235.13
6	110	230	350	295.13

Таблица 2. Разнос НИСЗ по орбитам и долготам восходящих узлов для системы ГЛОНАСС

Номер орбиты	НИСЗ								Ω
	1	2	3	4	5	6	7	8	
1	10	55	100	145	190	235	280	325	-4.88
2	25	70	115	160	205	250	295	340	115.13
3	40	85	130	175	220	265	310	355	235.13

На рис. 1—4 показано в зависимости от широты B и долготы L поверхности Земли количество видимых космических аппаратов и качественные характеристики значений геометрического фактора. При этом для большого количества видимых аппаратов данные характеристики практически совпадают. На рис. 3 цифрами 0, 1, 2 отмечено 10, 11, 12 НИСЗ соответственно. Расчеты выполнены для северного полушария, для южного радионавигационные карты будут симметричными. Значения геометрического фактора определялись по формуле

$$ГФ = \sqrt{\text{Sp}(A^T A)^{-1}}.$$

Здесь A — матрица частных производных от измеряемых параметров по определяемым, Sp — след результирующей матрицы.

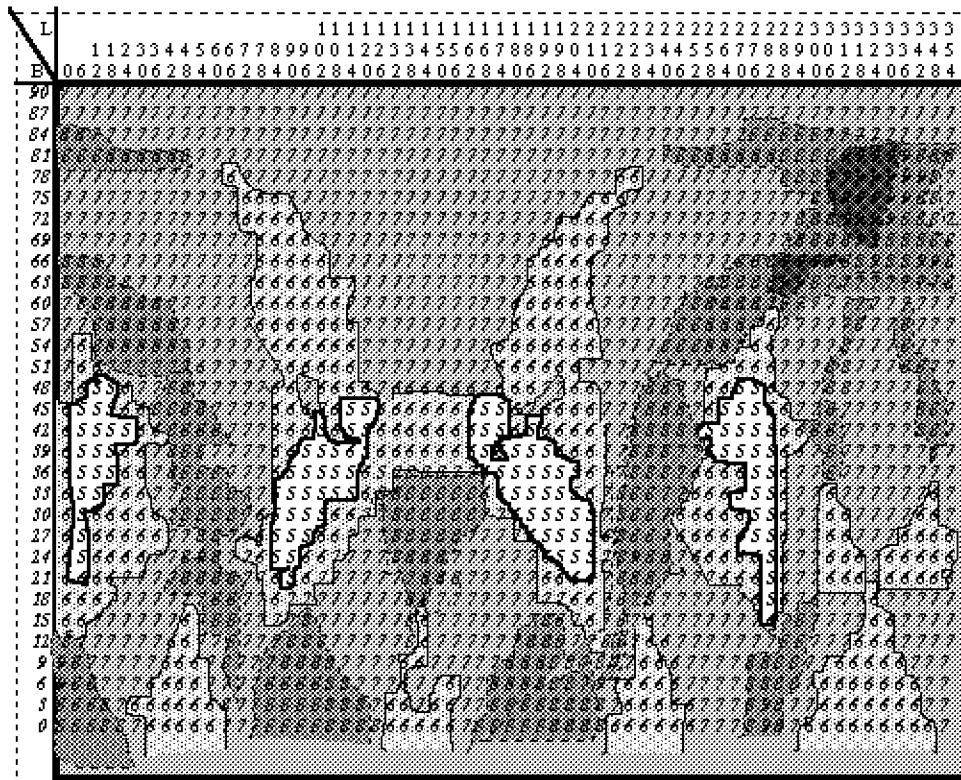


Рис. 1. Количество КА видимых аппаратурой потребителя системы NAVSTAR

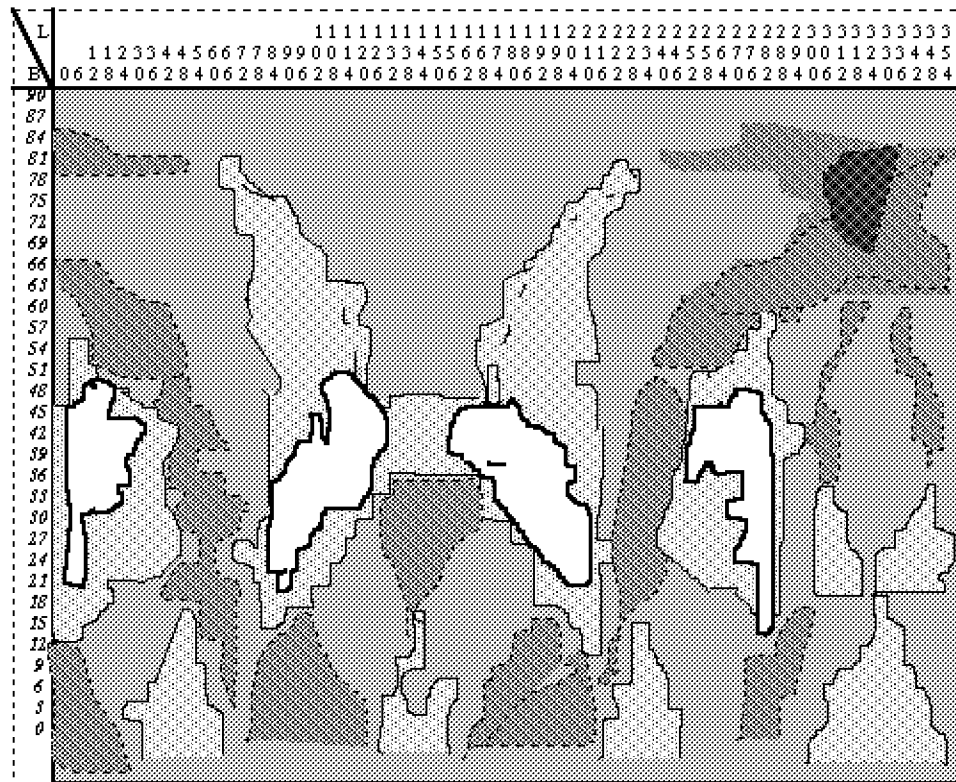


Рис. 2. Качественные характеристики значений геометрического фактора системы NAVSTAR

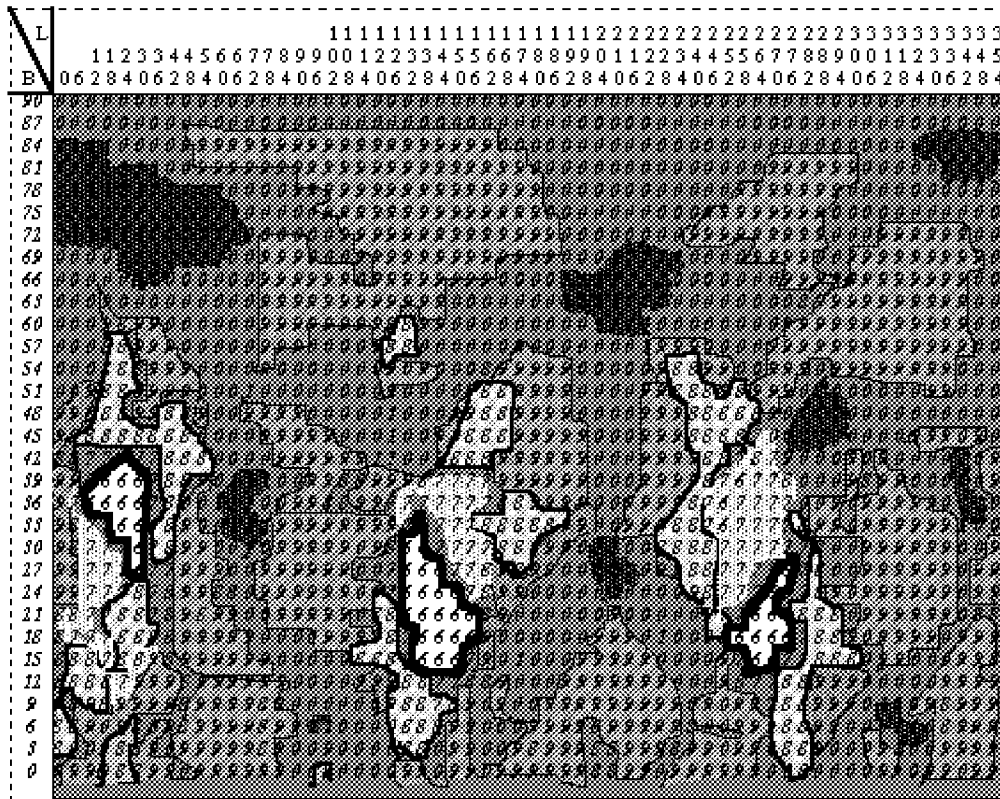


Рис. 3. Количество КА видимых аппаратурой потребителя системы ГЛОНАСС

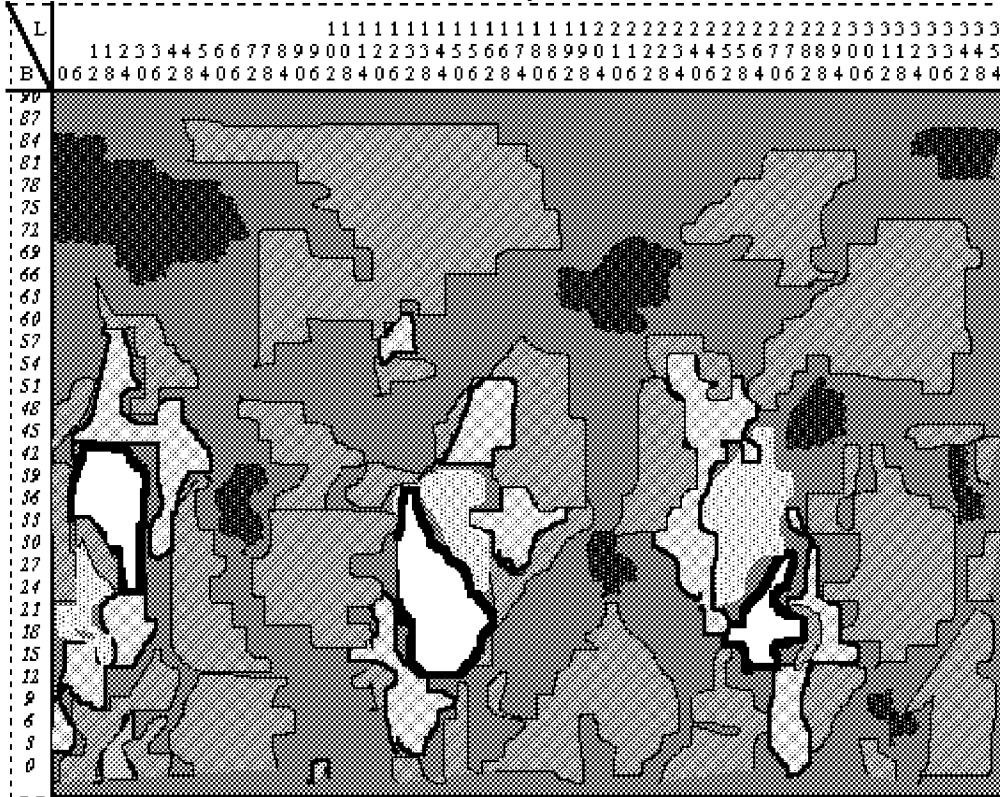


Рис. 4. Качественные характеристики значений геометрического фактора системы ГЛОНАСС

На рис. 2 и 4 области высокой точности светлее, чем области низкой точности (всего шесть градаций).

Анализируя полученные данные, можно сделать вывод о том, что система NAVSTAR в существующем виде может обеспечить видимость шести—восьми НИСЗ, система ГЛОНАСС — девяти—десяти НИСЗ.

Из рисунков также видно, что изменение навигационного поля в процессе полета изделия может быть довольно значительным. Поэтому использованию РНСН КБ для изделий с большой дальностью и временем полета должно предшествовать детальное изучение навигационных карт, полученных на момент начала летно-конструкторских испытаний.

Использование РНСН КБ вполне возможно и оправдано для ракет космического назначения, особенно для случаев, когда траектории пусков не обеспечиваются наземными измерителями.

Необходимо отметить, что РНСН КБ NAVSTAR и ГЛОНАСС обеспечивают навигационными данными трассу в районе Черноморского бассейна на 5—15 % хуже, чем в целом по остальной поверхности Земли. Это необходимо учитывать при использовании аппаратуры устанавливаемой на объекты испытаний (ОИ). Точностные характеристики в этом случае будут хуже штатных.

Количество КА, видимых аппаратурой потребителя при совместном использовании систем NAVSTAR и ГЛОНАСС, при запусках АКПК может быть получено наложением результатов, полученных для каждой из них.

В настоящее время уже известен класс траекторий элементов АКПК, требуемые точностные характеристики определения параметров движения ОИ, требования к системе единого времени.

Необходимо для каждой из траекторий провести исследования по:

- изучению характера изменения измеряемых навигационных параметров при движении ОИ

по траектории;

- изучению основных факторов, определяющих точность измерения параметров движения, найти функциональную зависимость измеряемых параметров от этих факторов;
- установлению требуемого состава измеряемых параметров и требуемую точность измерений на основе оценки влияния погрешностей измерений на точность определения движения ОИ по результатам наблюдений;
- составу средств, включаемых в измерительный комплекс; выбору моделей движения ОИ;
- выбору методов решения уравнения движения ОИ;
- оцениванию вероятных характеристик погрешностей измерений по экспериментальным данным.

После этого можно сделать окончательный вывод об использовании радионавигационной системы наблюдения космического базирования в условиях той или иной трассы.

Дмитриев П. П., Шебшаевич В. С. (ред.). Сетевые спутниковые радионавигационные системы. — М.: Радио и связь, 1982.— 272 с.

Мищенко И. Н., Волынкин А. И., Волосов П. С. и др. Глобальная навигационная система NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1980.—№ 8.—С. 52—83.

ON THE USE OF SPACE-BASED RADIO NAVIGATIONAL OBSERVATION SYSTEMS IN FLIGHT TESTS OF AEROSPACE ROCKET SYSTEM ELEMENTS

S. P. Kulikov

Based on the algorithm proposed for the construction of radio navigational charts for space-based radio navigational observation systems NAVSTAR and GLONASS, we analyze the effect of geometric factor on the accuracy of the coordinates of the elements of aerospace rocket systems determined in design test flights.