

**СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ,
ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ И СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИИ**

УДК 521.1-13: 629.78

**Новые способы траекторных измерений
дальних космических аппаратов**

С. А. Ежов¹, А. В. Круглов², В. М. Ватулин³, Е. П. Молотов⁴, Е. П. Овсянников⁵

^{1,2,3,4}д. т. н., профессор, ⁵к. т. н.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: 07marketing@rniikp.ru

Аннотация. В статье приведены предложения по практической реализации новых способов траекторных измерений дальних космических аппаратов и, в частности, нового способа радиотехнических доплеровских угломерных измерений КА (измерение $\Delta\dot{R}$), способа одновременного определения параметров движения КА при траекторных измерениях и аппаратурной реализации новой схемы траекторных измерений.

В общем случае новый способ измерения $\Delta\dot{R}$ может быть использован для траекторных измерений любых КА, высота орбиты (траектории) которых позволяет одновременно видеть не менее трех разнесенных ИС, участвующих в измерениях. Поэтому целесообразно описанный способ траекторных измерений целесообразно использовать при создании новых поколений КИС. Способ одновременного измерения всех параметров движения КА наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных и межпланетных КА.

Стоимость создания и эксплуатации системы, реализующей предложенные способы траекторных измерений, значительно ниже использовавшихся ранее.

Ключевые слова: космический аппарат, траекторные измерения, наземные измерительные станции, параметры движения, погрешности определения, запросный и беззапросный способы, посадка на поверхность Луны спускаемого аппарата, коррекция траектории, практическая реализация

**New Techniques of Deep-Space Spacecraft
Measurements**

S. A. Ezhov¹, A. V. Kruglov², V. M. Vatutin³, E. P. Molotov⁴, E. P. Ovsyannikov⁵

^{1,2,3,4}doctor of engineering science, professor

⁵candidate of engineering science

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: 07marketing@rniikp.ru

Abstract. The paper proposes new techniques to measure trajectories of deep-spacecraft, particularly: new technique to perform Doppler angular measurements of spacecraft (ΔR measurement), technique to define parameters of spacecraft motion simultaneously when implementing trajectory measurements and equipment to perform a new pattern of trajectory measurements.

The new proposed technique may be employed for trajectory measurements of any spacecraft with an orbit (trajectory) altitude enabling simultaneous tracking of at least three spacecraft scattered in the sky and engaged in a measurement process. That is why it is advisable to employ the technique described above in designing new generations of TT&C. A technique which allows measure all parameters of a spacecraft motion simultaneously can mostly benefit trajectory measurements of lunar and interplanetary spacecraft

The cost of developing and operating the system which utilizes proposed techniques of trajectory measurements is considerably lower if compared with the previously used.

Key words: spacecraft, trajectory measurements, ground measuring stations, motion parameters, measurement error, one-way and two-way technique, Moon landing of a lander, trajectory correction, practical implementation

1. Новый способ радиотехнических доплеровских угломерных измерений КА

Для определения траектории движения КА и прогноза его дальнейшего движения используются результаты траекторных измерений, проводимых наземными измерительными станциями (ИС) и бортовым приемопередатчиком КА.

В общем случае для определения траектории движения КА необходимо одновременно измерять шесть параметров движения КА: наклонную дальность от ИС до КА (R), радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС (\dot{R}), угол места КА (β) и скорость изменения этого угла ($\dot{\beta}$), азимутальный угол положения КА относительно ИС (α) и скорость изменения этого угла ($\dot{\alpha}$). ИС, которая сможет измерять все шесть параметров движения КА, является весьма сложным и дорогостоящим устройством.

На практике при проведении траекторных измерений используют измерение только двух параметров движения КА — R и \dot{R} , которые последовательно измеряются несколькими ИС, разнесенными в широтном и долготном направлениях. При такой схеме измерений погрешности определения траектории движения КА оказываются в пределах, достаточных для решения задач управления КА (см. рис. 1).

Существуют два основных способа проведения доплеровских измерений радиальной составляющей скорости КА. Первый способ — запросный, при котором ИС излучает стабильный по частоте сигнал, принимаемый бортовым приемопередатчиком и переизлучаемый на Землю после когерентного преобразования на другую частоту. Этот сигнал, принимаемый ИС, имеет суммарное доплеровское смещение частоты за счет прохождения сигнала на борт КА и обратно. Измерение этого смещения позволяет определить радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС. При этом радиальная составляющая скорости определяется упрощенным выражением:

$$\dot{R} = \frac{\Delta f_{\text{доп.}} \times c}{f_0},$$

где $\Delta f_{\text{доп.}}$ — измеренное одностороннее доплеровское смещение частоты;

f_0 — значение частоты, излучаемой с КА;

c — скорость света.

Второй способ — беззапросный, при котором бортовой передатчик КА, работающий в самоходном режиме, излучает сигнал на ИС. На ИС доплеровское смещение частоты принятого сигнала определяется относительно эталонного сигнала, частота которого равна частоте сигнала, излучаемого с КА.

При беззапросном способе измерения доплеровского смещения частоты погрешности измерений определяются погрешностями значения частот бортового и эталонного генераторов, а также нестабильностями частот этих генераторов. В общем случае погрешности беззапросного метода измерений значительно выше, чем при использовании запросного метода.

В тех случаях, когда получаемой точности определения траектории движения КА только при использовании измерений R и \dot{R} оказывается недостаточно для решения некоторых задач, например, обеспечения посадки на поверхность Луны спускаемого аппарата с высокой точностью, в дополнение к измерениям R и \dot{R} используют измерение угловых параметров движения КА ($\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}$).

При полете КА к Луне, посадке на Луну, взлете с Луны и стыковке с орбитальным кораблем на орбите вокруг Луны, перелете к Земле и посадке на Землю необходимо проводить целый ряд коррекций траектории. При этом для подготовки и проведения коррекций траектории отводится весьма короткое время, но при этом должна обеспечиваться высокая точность определения орбиты. Для удовлетворения этих требований в составе НКУ советской лунной программы использовалась система измерения разности радиальных скоростей ($\Delta \dot{R}$) сигналов, принимаемых несколькими ИС, которые эквивалентны угловым измерениям радиоинтерферометра с базами, соответствующими расстояниям между ИС (см. рис. 2).

Принцип измерения разности радиальных скоростей заключался в следующем:

— в измерениях участвуют бортовой приемопередатчик и три территориально разнесенных ИС с известными координатами;

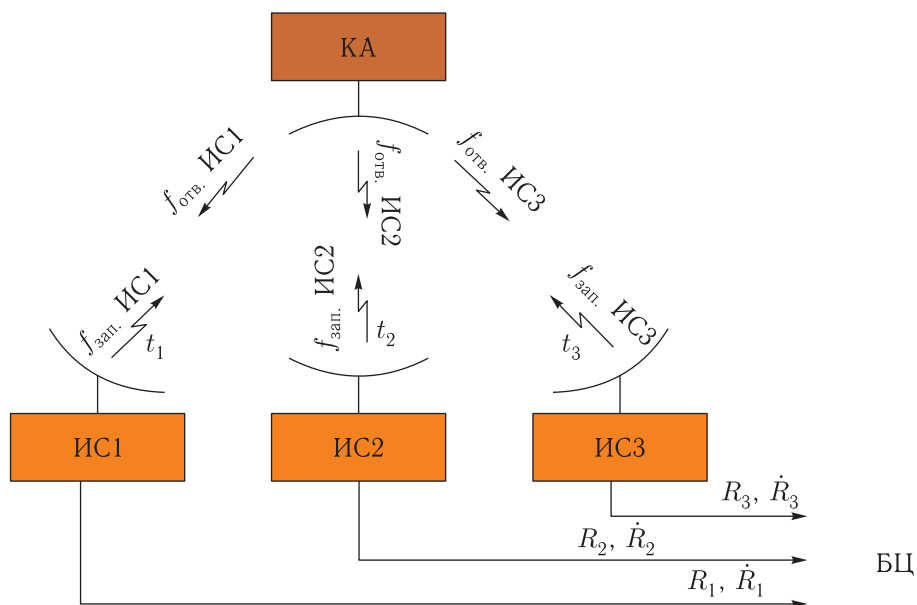


Рис. 1. Схема последовательных когерентных измерений R, \dot{R}

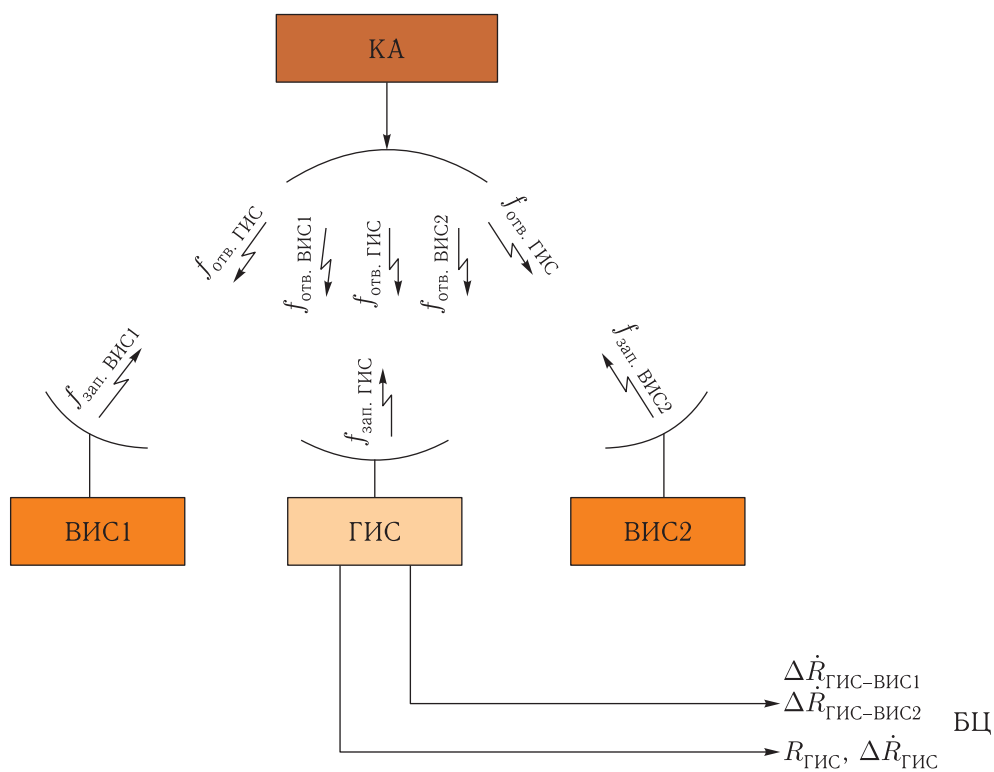
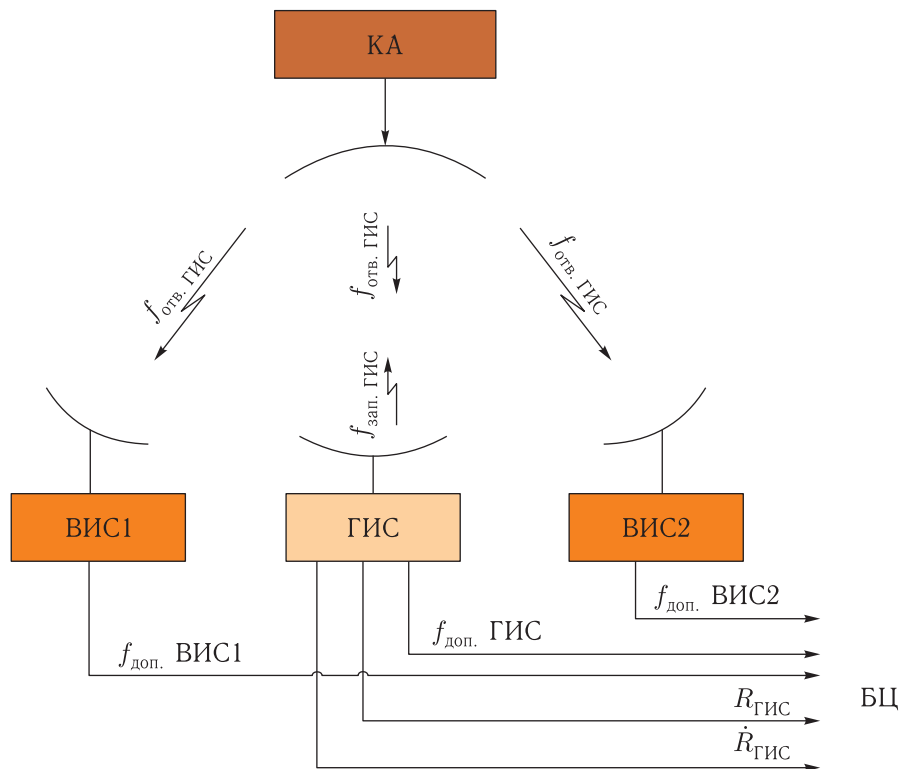


Рис. 2. Схема когерентных измерений $\Delta \dot{R}$


 Рис. 3. Схема некогерентных измерений $\Delta \dot{R}$

– одна из ИС — главная (ГИС), две другие ведомые (ВИС1 и ВИС2);

– принятый на борту сигнал ГИС когерентно преобразуется в ответную частоту и переизлучается на Землю;

– этот сигнал f_0 принимается одновременно ГИС, ВИС1 и ВИС2;

– на ВИС1 и ВИС2 этот сигнал преобразуется в ответные сдвинутые частоты и переизлучается на борт КА;

– принятые на борту ответные сигналы ВИС1 и ВИС2 преобразуются в ответные частоты борта и переизлучаются на Землю вместе с ответным сигналом ГИС;

– ГИС принимает все три сигнала, передаваемых с борта на разных частотах, определяет доплеровское смещение частоты каждого сигнала, вычисляет разности доплеровского смещения частоты между сигналами ГИС и сигналами ВИС1 и ВИС2;

– полученные данные ($\Delta \dot{R}_1$ и $\Delta \dot{R}_2$) передаются в баллистический центр, где по ним определяются угловые данные положения КА. По этим дан-

ным, обрабатываемым совместно с R и \dot{R} , также передаваемым с ГИС, с высокой точностью определяется траектория движения КА.

Описанная система обладает рядом недостатков, основными из которых являются:

– необходимость иметь специальную аппаратуру в составе ГИС и ВИС, которая обеспечивает измерение разности радиальных скоростей;

– работа ВИС в приемопередающем режиме;

– усложнение бортового приемопередатчика КА для приема и ретрансляции одновременно трех сигналов.

Новая радиотехническая система доплеровских угломерных измерений также имеет в своем составе бортовой приемопередатчик, три наземные разнесенные измерительные станции с известными координатами, но отличается следующим (см. рис. 3):

– из трех ИС, только одна — ГИС — работает в запросном режиме измерения доплеровского смещения частоты, а две другие — ВИС1 и ВИС2 — работают в беззапросном режиме.

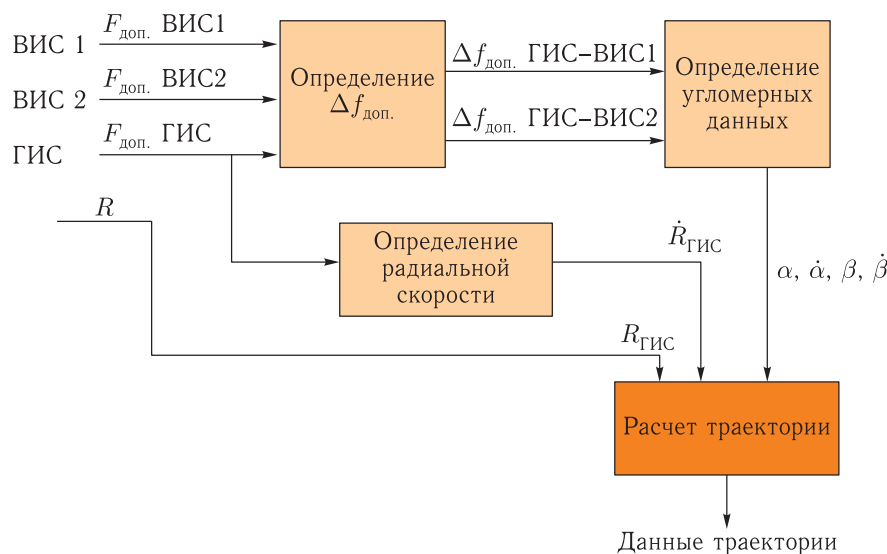


Рис. 4. Порядок обработки данных в БЦ

Бортовой приемоответчик ретранслирует на Землю высокостабильный по частоте сигнал, сформированный из запросного сигнала ГИС.

Ретранслированный сигнал одновременно принимается ГИС и ВИС, которые осуществляют измерения доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала.

Хотя ВИС измеряют доплеровское смещение частоты в беззапросном режиме, однако погрешности измерений у ВИС и ГИС одинаковы, так как стабильность частоты сигнала, формируемого бортовым приемоответчиком, определяется стабильностью частоты запросного сигнала ГИС, которая отличается высокой стабильностью частоты генератора опорных частот ГИС.

Такую же высокую стабильность имеет эталон частоты, используемый в ВИС при измерении доплеровского сдвига частоты в беззапросном режиме.

Результаты измерений доплеровского смещения частоты (\dot{R}) с ГИС и ВИС передаются в баллистический центр, где определяется разность смещений частоты, измеренных в ГИС и ВИС,

$$\Delta \dot{R}_1 = f_{\text{доп. ГИС}} - f_{\text{доп. ВИС1}},$$

$$\Delta \dot{R}_2 = f_{\text{доп. ГИС}} - f_{\text{доп. ВИС2}},$$

и полученные данные, характеризующие угловые параметры движения КА, используются для точного определения орбиты движения КА. Порядок обработки данных в БЦ приведен на рис. 4.

В связи с тем, что при новом способе измерения угловых координат отпадает необходимость использования специальной аппаратуры измерения разности радиальных смещений частоты в составе бортового передатчика и в ГИС и ВИС, а также ввиду того, что ВИС работают только в приемном режиме, стоимость создания и эксплуатации описанной системы намного ниже, чем системы, использовавшейся ранее.

Описанный метод измерения разности радиальных скоростей наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных КА.

Целесообразно также его использование при траекторных измерениях межпланетных космических аппаратов (МКА) на наземном участке полета КА.

Наилучшие результаты по определению угловых параметров движения КА новый способ будет давать на начальном этапе полета МКА (до 1–2 млн км), где соотношение баз и дальности их величины до КА, высота орбиты (траектории) КА позволяют «видеть» одновременно три территориально разнесенных ИС, участвующих в измерениях.

При оценке погрешностей измерений \dot{R} следует иметь в виду, что относительная погрешность знания номиналов запросной частоты ГИС и опорной частоты ВИС составляет ориентировочно $3 \cdot 10^{-12}$.

Практическую реализацию системы целесообразно осуществить при подготовке средств НКУ к выполнению космических программ «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

При этом можно использовать следующие измерительные треугольники.

Сегодня:

– Медвежьи озера–Байконур–Уссурийск;

в будущем:

– Байконур–Углегорск–Уссурийск;

– Евпатория–Байконур–Уссурийск;

– Евпатория–Медвежьи озера–Байконур.

2. Способ одновременного определения параметров движения КА при траекторных измерениях

Для определения траектории движения КА и прогноза его дальнейшего движения используются результаты траекторных измерений, проводимых наземными измерительными станциями (ИС) и бортовым приемоответчиком КА.

Как уже отмечалось, для определения траектории движения КА необходимо одновременно измерять шесть параметров движения КА: наклонную дальность от ИС до КА (R), радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС (\dot{R}), угол места КА (β) и скорость изменения этого угла ($\dot{\beta}$), азимутальный угол положения КА относительно ИС (α) и скорость изменения этого угла ($\dot{\alpha}$).

На практике при проведении траекторных измерений используют измерение только двух параметров движения КА — R и \dot{R} , которые последовательно измеряются несколькими ИС территориально разнесенными в широтном и долготном направлениях (см. рис. 2). Так как измерения указанных параметров производятся последовательно в разное время, это приходится учитывать при расчете траектории движения КА, что приводит к увеличению погрешностей определения траектории КА и является одним из недостатков указанного способа траекторных измерений КА.

Новый способ определения параметров движения КА при траекторных измерениях также предусматривает использование территориально разнесенных ИС, но отличается следующим (см. рис. 5):

– из трех ИС только одна (ИС1) работает в запросном (когерентном) режиме и измеряет R_1 и \dot{R}_1 . Кроме того, ИС1 определяет и регистрирует время прихода ответной посылки запроса дальности с КА, T_1 ;

– ИС2 и ИС3 работают в беззапросном (некогерентном) режиме и принимают ответный сигнал с КА — $f_{\text{отв}}$, сформированный из запросного сигнала $f_{\text{запр}}$ ИС1 и сдвинутый относительно него по частоте.

По принятому сигналу ИС2 и ИС3 определяют \dot{R}_2 и \dot{R}_3 соответственно, а также время прихода с КА ответной посылки запроса дальности ИС1 — T_2 и T_3 (см. рис. 6).

Информация, принятая ИС1, ИС2 и ИС3, передается в баллистический центр (БЦ), в котором определяется разность задержек прохождения сигнала ответной дальности — ΔT_{1-2} и ΔT_{1-3} , где $\Delta T_{1-2} = T_1 - T_2$, $\Delta T_{1-3} = T_1 - T_3$, и разность значений дальности от ИС до КА:

$$\Delta R_{1-2} = \Delta T_{1-2} \cdot C,$$

$$\Delta R_{1-3} = \Delta T_{1-3} \cdot C,$$

где C — скорость света.

Значения наклонных дальностей от ИС2 и ИС3 до КА определяются как

$$R_2 = R_1 + \Delta R_{1-2},$$

$$R_3 = R_1 + \Delta R_{1-3},$$

где R_1 — значение наклонной дальности между ИС1 и КА, измеренное запросным методом.

Таким образом, в БЦ оказываются известными все шесть параметров движения КА — $R_1, R_2, R_3, \dot{R}_1, \dot{R}_2$ и \dot{R}_3 , измеренные одновременно, что повышает точность определения траектории движения КА.

Ввиду того, что в рассматриваемой системе траекторных измерений только одна ИС работает в запросном, т.е. в приемопередающем режиме, а две другие ИС — в беззапросном режиме, только на прием, без использования передатчиков, стоимость создания и эксплуатации новой системы значительно ниже, чем существующих.

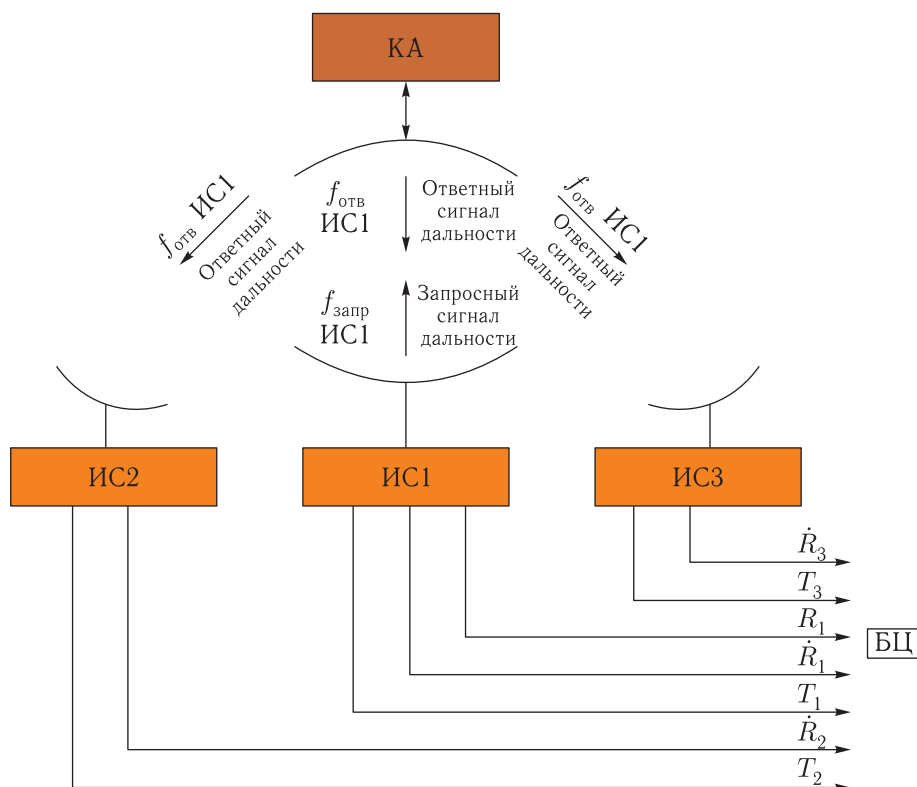


Рис. 5. Схема системы одновременного определения шести параметров движения КА

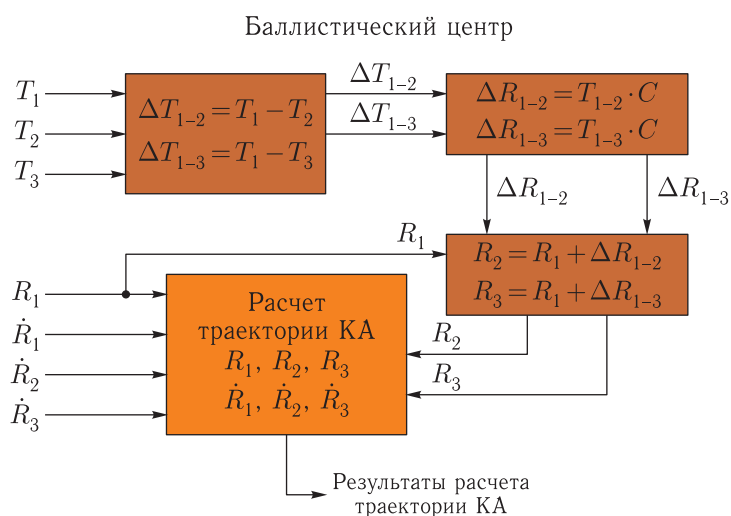


Рис. 6. Алгоритм вычислений в БЦ

Способ одновременного измерения всех параметров движения КА наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных и межпланетных КА.

В общем случае новый способ может быть использован для траекторных измерений любых КА,

высота орбиты (траектории) которых позволяет одновременно видеть не менее трех разнесенных ИС, участвующих в измерениях. Поэтому целесообразно описанный способ траекторных измерений использовать при создании новых поколений КИС.

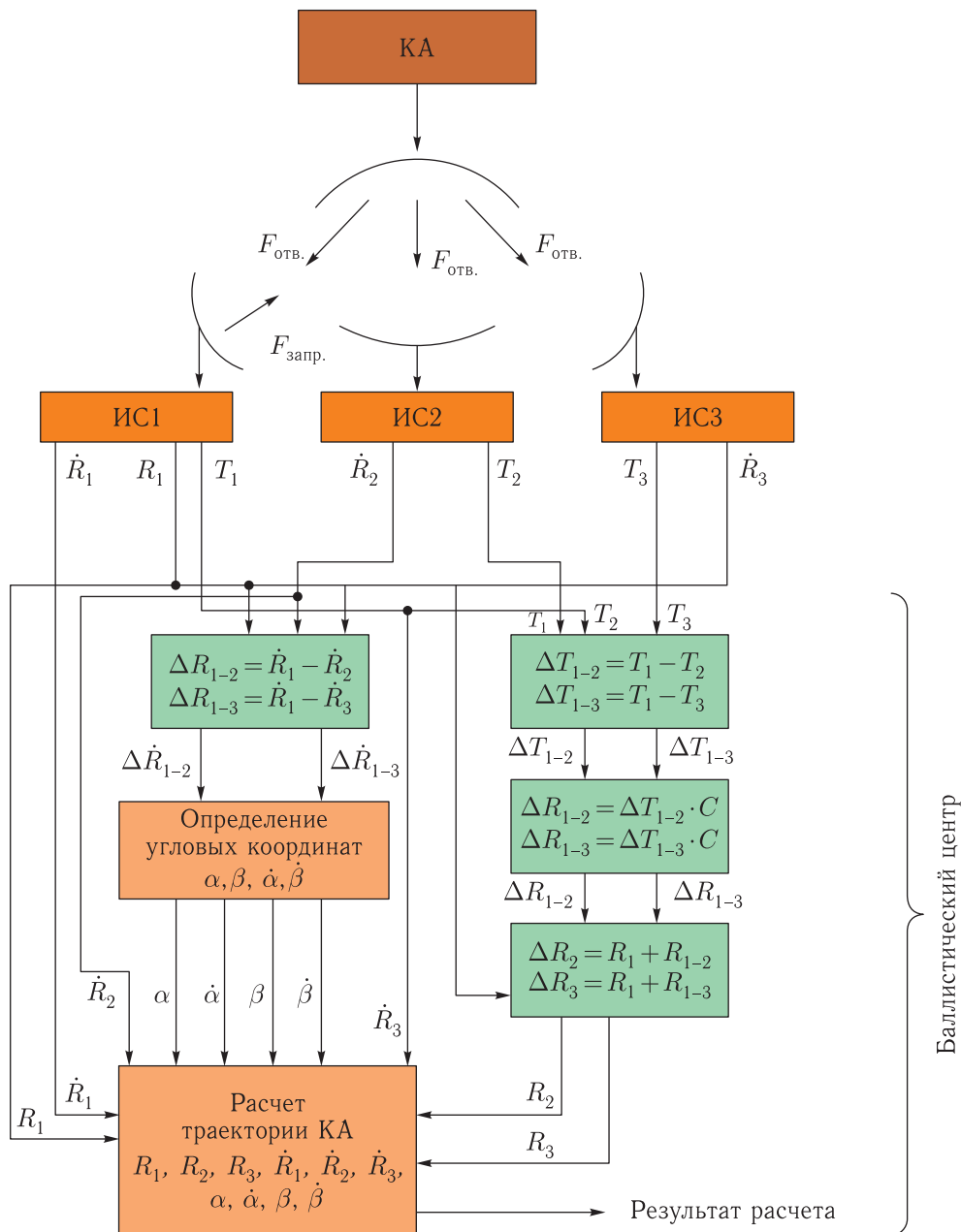


Рис. 7. Одновременное использование двух способов траекторных измерений

3. Аппаратурная реализация новых схем траекторных измерений

Проведенная проработка возможности реализации любого из двух новых способов траекторных измерений на существующей аппаратуре комплексов «Фобос» и «Спектр-Х» показала, что такая доработка может быть достигнута с минимальными затратами.

Уже сегодня в составе НРТК «Фобос» и «Спектр-Х» используется аппаратура когерентного и некогерентного измерения радиальной составляющей скорости \dot{R} , а также аппаратура измерения наклонной дальности R .

Использование этой аппаратуры при реализации новых способов траекторных измерений обеспечит решение новых задач практически на 90 %.

Эти работы приведут к доработке менее 10% существующей аппаратуры.

В дополнение к этому придется осуществить еще одну коммутацию сигналов и доработать систему взаимодействия по новому сигналу в аппаратуре траекторных измерений.

Кроме указанных работ, должен быть доработан порядок юстировки (калибровки) аппаратуры перед сеансом работы с КА.

Реализацию описанных новых способов траекторных измерений целесообразно осуществить одновременно путем доработки аппаратуры траекторных измерений НРТК «Фобос» и «Спектр-Х» при подготовке НКУ ДКА к выполнению космических программ «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

Заключение

При одновременном использовании двух новых способов траекторных измерений (см. рис. 7) кроме указанных выше преимуществ преимуществ (ввод режима измерения $\Delta\dot{R}$, уменьшения ошибок определения R и \dot{R}) будет обеспечиваться возможность

одновременно с измерением $\Delta\dot{R}$ производить измерения не только \dot{R} , но и R , что дополнительно повысит эффективность работы системы траекторных измерений. Это при использовании когерентных систем измерения $\Delta\dot{R}$ было невозможно.

Список литературы

1. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. А. С. Винницкого. М.: Радио и связь, 1993.
2. *Молотов Е. П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
3. Патент РФ № 2525343 «Способ одновременного определения шести параметров движения космического аппарата при проведении траекторных измерений и система для его реализации», заявлено 27.05.2013, опубликовано 18.06.2014.
4. Патент РФ № 2526401 «Способ радиотехнических доплеровских угломерных измерений космического аппарата и система для осуществления данного способа», заявлено 07.05.2013, опубликовано 27.06.2014.