

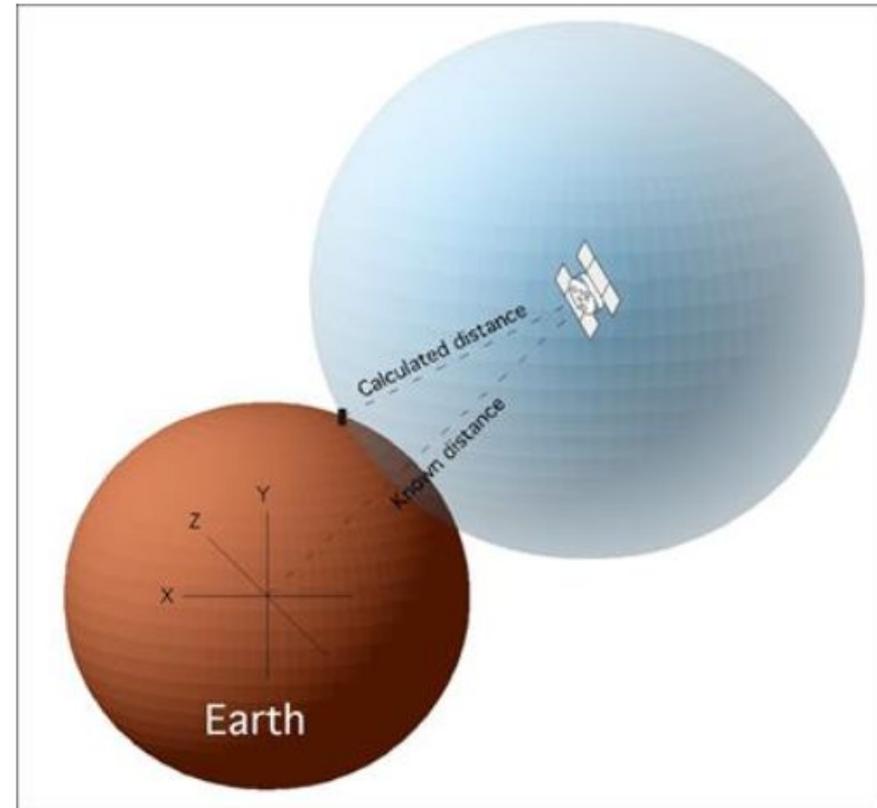
Системы спутниковой навигации



Триангуляция

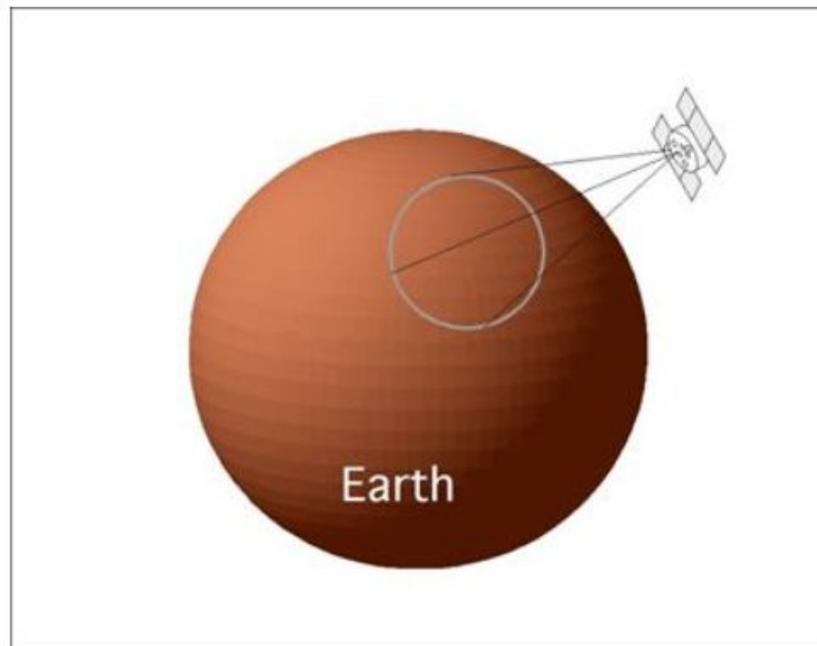


- Спутник знает свое положение и расстояние от центра земли
- Каждый спутник постоянно транслирует эту информацию
- С помощью этой информации и расчетного расстояния приемник вычисляет свое положение
- Знание расстояния до одного спутника не дает достаточной информации



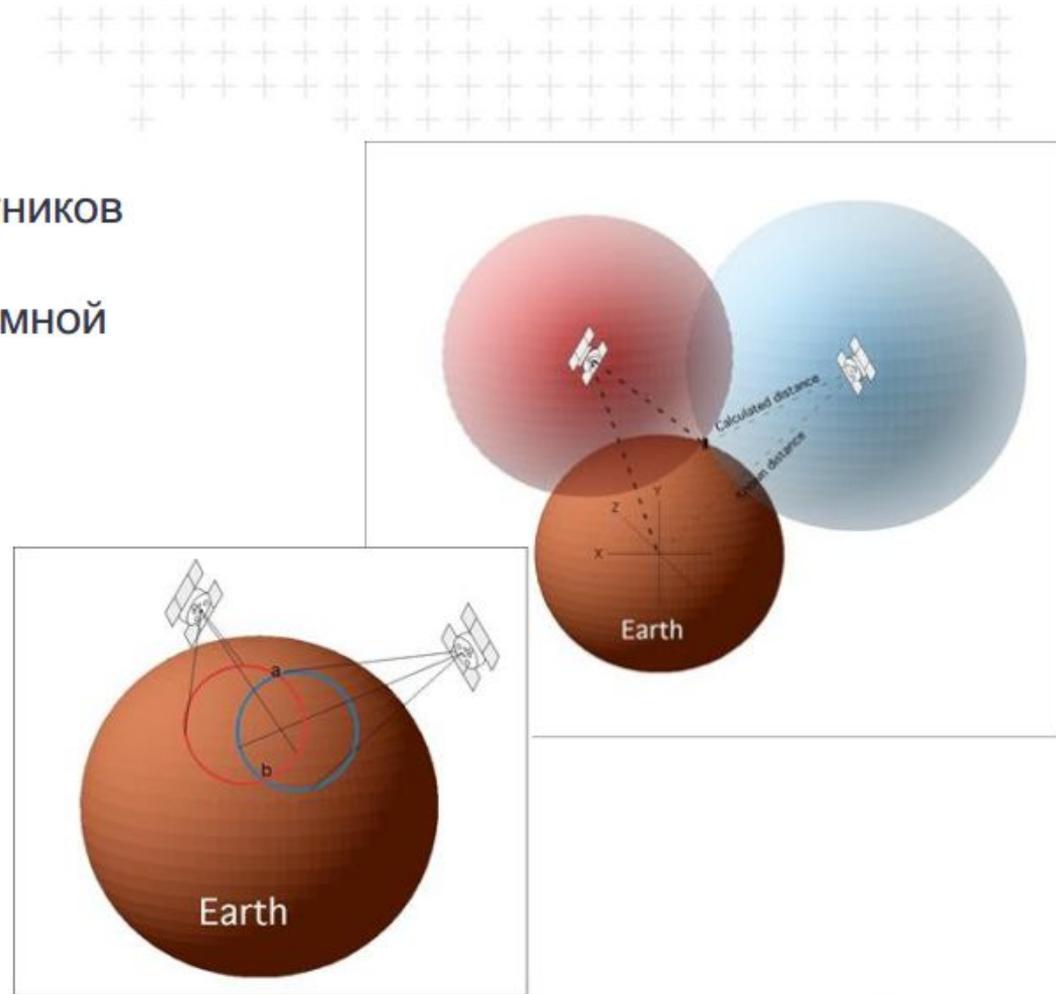
Триангуляция

- Когда приемник знает свое расстояние до одного спутника, его местоположение может находиться где угодно на земной поверхности, которая находится на равном расстоянии от спутника
- Представлен кругом на иллюстрации
- Приемник должен иметь дополнительную информацию



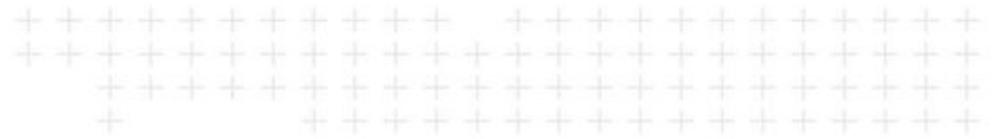
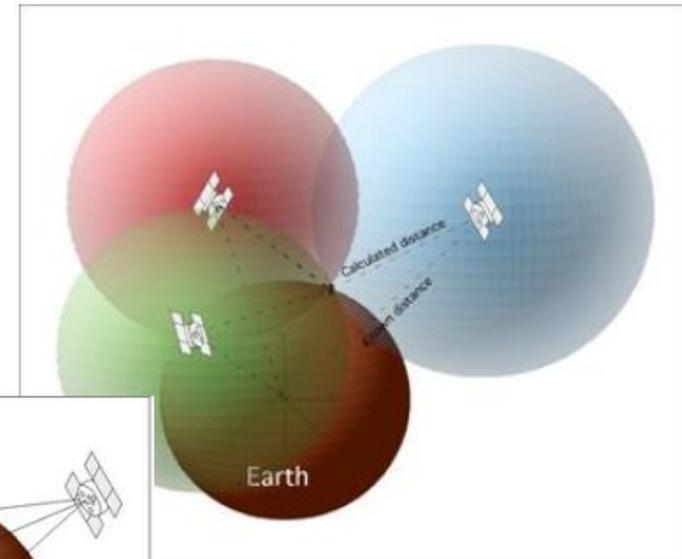
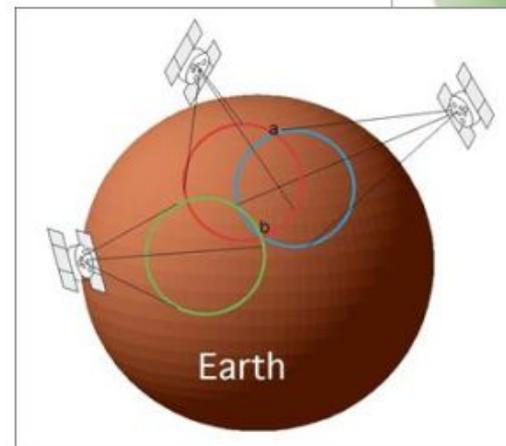
Триангуляция

- С помощью сигналов от двух спутников приемник может сузить свое местоположение до двух точек земной поверхности
- Где пересекаются два круга



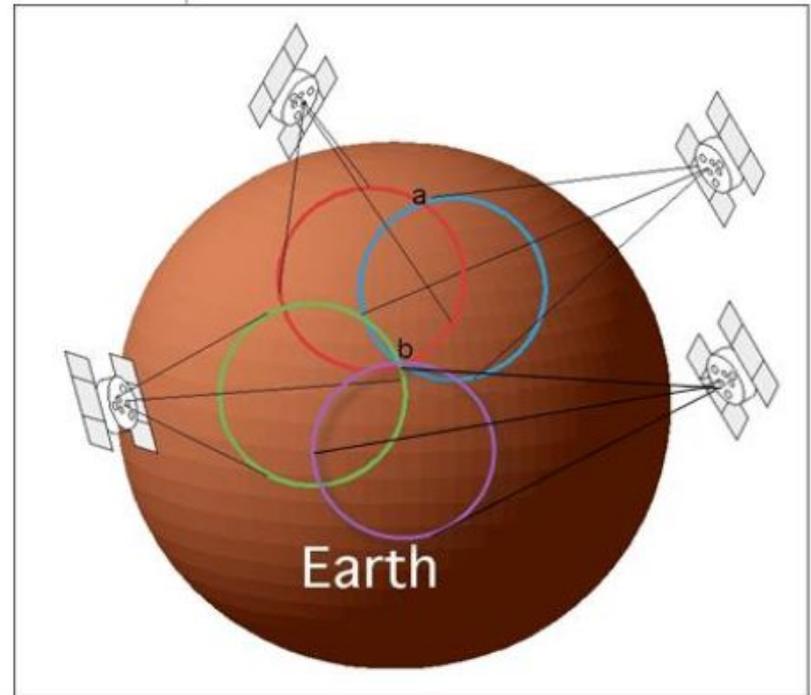
Триангуляция

- Зная расстояния от трех спутников, приемник может определить местоположение, поскольку существует только две возможные комбинации (один из них находится в космосе)
- Чем больше спутников используется, тем больше потенциальная точность местоположения позиции



Триангуляция

- Positioning with 4 satellites excludes synchronization and location errors
- We get the height coordinate «Z»
- The more satellites are used, the more potential accuracy



Принципы решения навигационной задачи в аппаратуре потребителей

Для определения трех пространственных координат (x, y, z) и трех составляющих вектора скорости (V_x, V_y, V_z) применяется **дальномерно-доплеровский метод**.

Измеренное значение дальности до НС в геоцентрической системе координат определяется выражением

$$D_{нс} = \sqrt{(x_{нс} - x)^2 + (y_{нс} - y)^2 + (z_{нс} - z)^2} + c\Delta t_{ионосф} + c\Delta t_{синхр}$$

где $x_{нс}, y_{нс}, z_{нс}$ – известные координаты спутника (эфемеридная информация);

x, y, z - искомые (неизвестные) координаты потребителя;

$\Delta t_{ионосф}$ - неизвестная дополнительная задержка сигнала при распространении в ионосфере;

$c\Delta t_{синхр}$ - неизвестная величина, обусловленная ошибкой синхронизации шкал времени приемника и спутника.

В уравнение для дальности входят 5 неизвестных: координаты потребителя x, y, z ; дополнительная задержка сигнала $\Delta t_{\text{ионосф}}$ и ошибка синхронизации $\Delta t_{\text{синхр}}$.

Влияние слагаемого $c\Delta t_{\text{ионосф}}$, которое различно для различных спутников, автоматически компенсируется в приемниках военного назначения, работающих в двухчастотном режиме.

Дальность, измеренная с ошибкой $c\Delta t_{\text{синхр}}$, вызванной ошибкой синхронизации ЭВЧ, называется **псевдодальностью**.

$$D_{\text{нс}} = \sqrt{(x_{\text{нс}} - x)^2 + (y_{\text{нс}} - y)^2 + (z_{\text{нс}} - z)^2} + c\Delta t_{\text{синхр}}$$

Таким образом, в уравнение для псевдодальности входят четыре неизвестные (координаты потребителя и ошибка синхронизации).

Уравнение с четырьмя неизвестными не имеет единственного решения, т.е. измерив одну псевдодальность мы не сможем найти значения x, y, z и $\Delta t_{\text{синхр}}$.

Для нахождения этих неизвестных нужно получить четыре линейно независимых уравнения (систему уравнений) и найти из них неизвестные, т.е. необходимо одновременно измерять псевдодальности до четырех НС.

$$D_{нс1} = \sqrt{(x_{нс1} - x)^2 + (y_{нс1} - y)^2 + (z_{нс1} - z)^2} + c\Delta t_{синхр}$$

$$D_{нс2} = \sqrt{(x_{нс2} - x)^2 + (y_{нс2} - y)^2 + (z_{нс2} - z)^2} + c\Delta t_{синхр}$$

$$D_{нс3} = \sqrt{(x_{нс3} - x)^2 + (y_{нс3} - y)^2 + (z_{нс3} - z)^2} + \Delta t_{синхр}$$

$$D_{нс4} = \sqrt{(x_{нс4} - x)^2 + (y_{нс4} - y)^2 + (z_{нс4} - z)^2} + c\Delta t_{синхр}$$

Поэтому минимально необходимое для решения навигационной задачи количество НС, находящихся в зоне видимости, равно четырем.

Состав и размещение НС орбитальных группировок GPS и ГЛОНАСС выбраны таким образом, чтобы в любой точке на земной поверхности в любое время суток наблюдалось не менее четырех НС.

Уравнение для радиальной скорости (скорости изменения дальности) между НС и потребителем имеет вид

$$V_{нс} = \frac{1}{D_{нс}} \left[(x - x_{нс})(V_{нсx} - V_x) + (y - y_{нс})(V_{нсy} - V_y) + (z - z_{нс})(V_{нсz} - V_z) \right] + V_{гсинхр}$$

В него входят известные (из эфемеридной информации) координаты и составляющие скорости спутника и неизвестные координаты (x, y, z) , составляющие скорости (V_x, V_y, V_z) потребителя и слагаемое $V_{гсинхр}$, обусловленное скоростью изменения ошибки синхронизации.

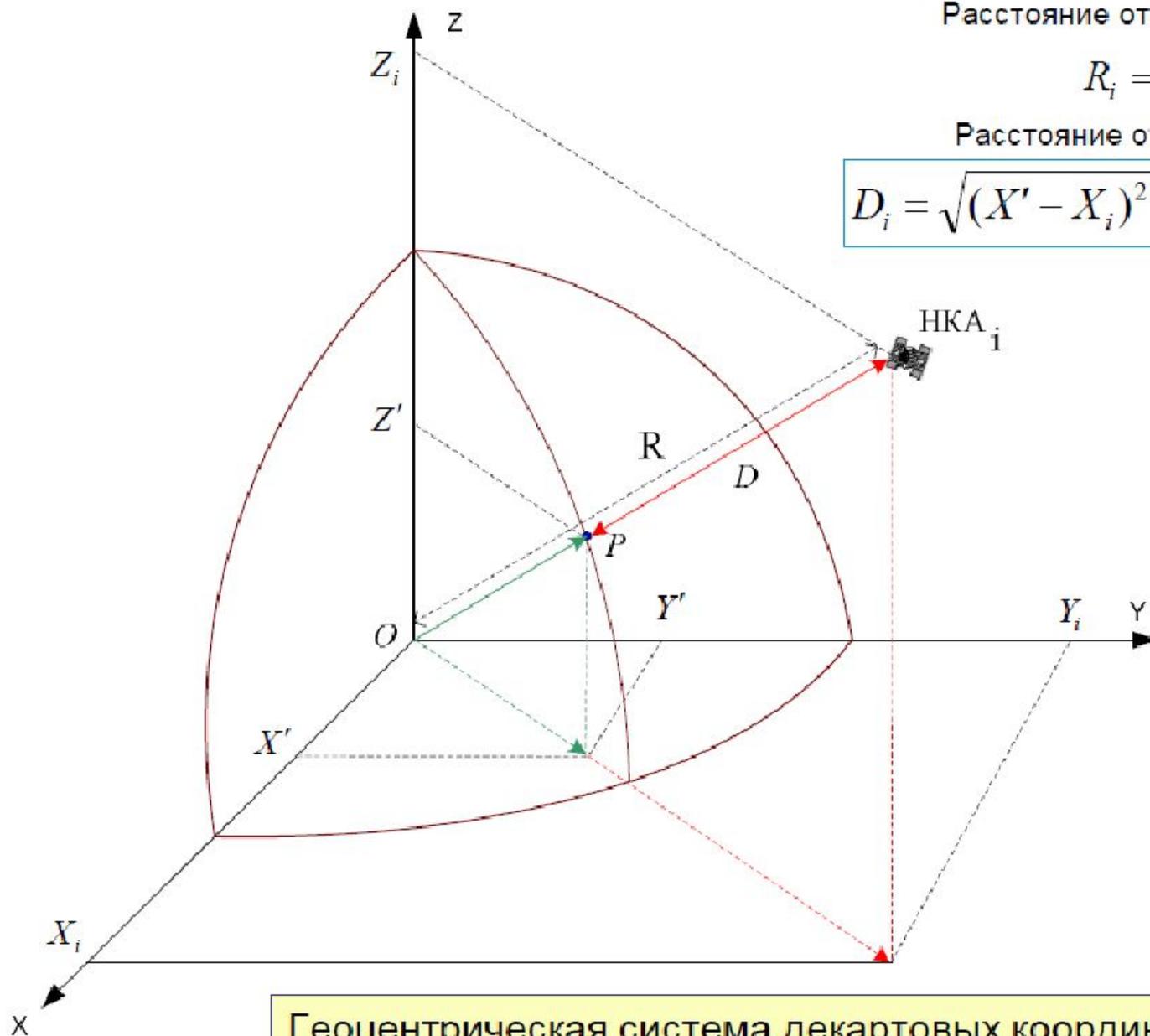
Координаты потребителя находят на предыдущем шаге. Поэтому остаются неизвестными только составляющие скорости потребителя и скорость изменения ошибки синхронизации. Для их нахождения нужно также получить четыре линейно независимых уравнения, т.е. измерить радиальные скорости до четырех НС.

Радиальная скорость измеряется путем измерения доплеровского сдвига частоты ΔF_{∂} принимаемых от спутников сигналов.

$$V_{rнс} = \lambda \Delta F_{\partialнс} / 2$$

λ – длина волны колебаний

Принцип измерения координат потребителя в СНС



Расстояние от центра Земли до НКА-*i* :

$$R_i = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$$

Расстояние от наблюдателя до НКА-*i* :

$$D_i = \sqrt{(X' - X_i)^2 + (Y' - Y_i)^2 + (Z' - Z_i)^2}$$

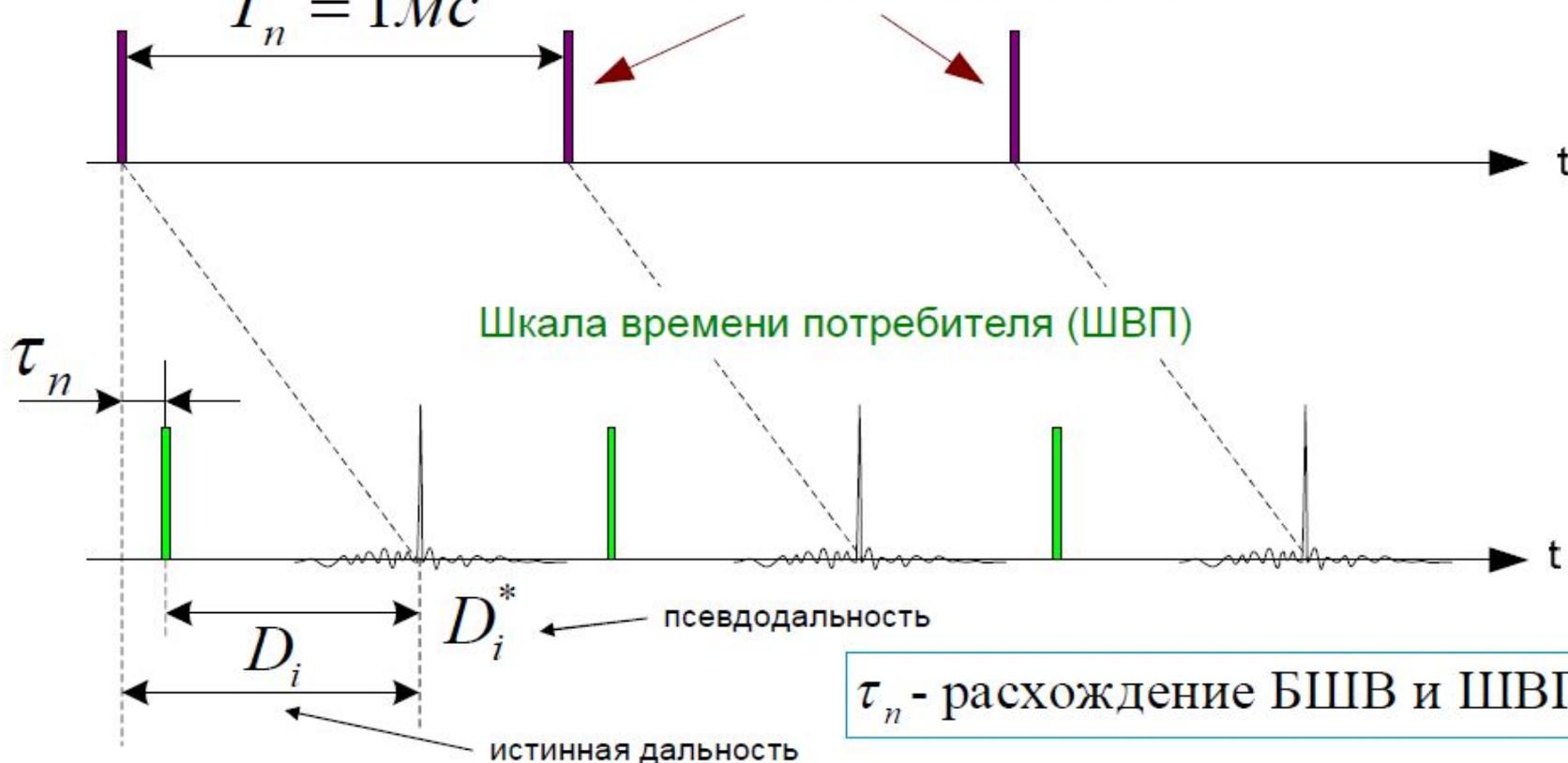
Геоцентрическая система декартовых координат - ECEF

Измерение псевдодальности в СНС

Бортовая шкала времени i-го НКА (БШВ)

дальномерные метки времени

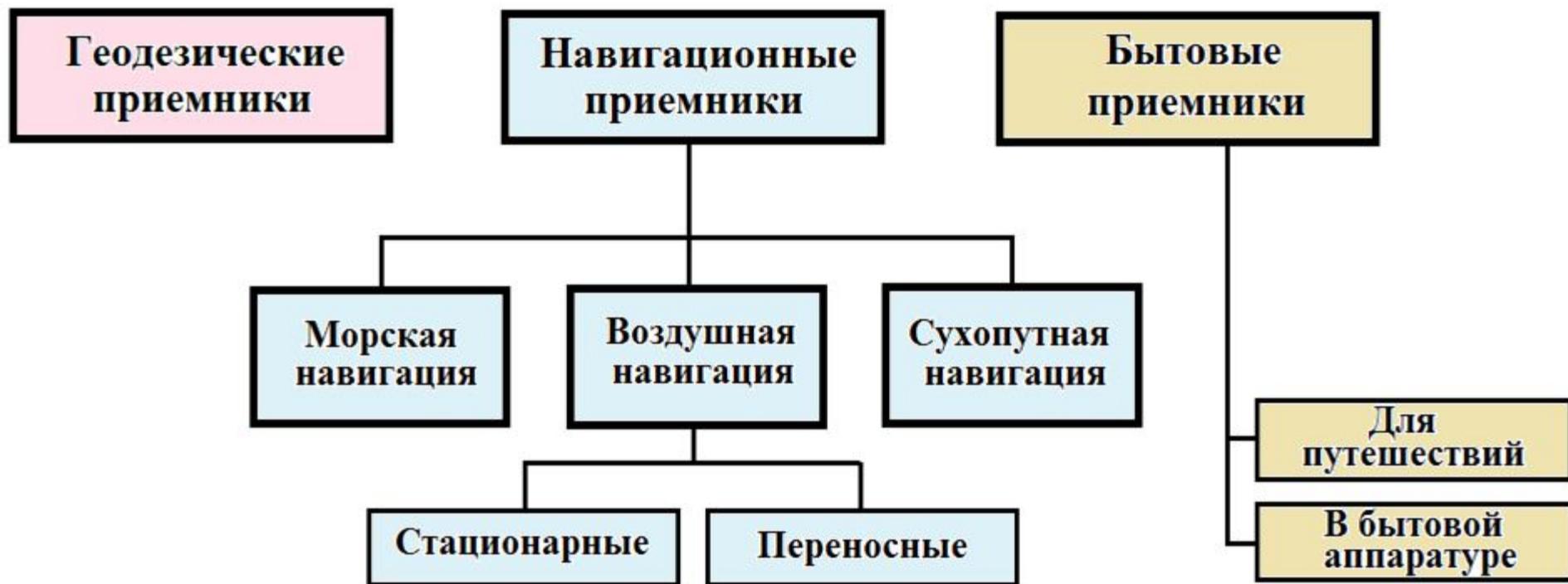
$$T_n = 1 \text{ мс}$$



$$D_i^* = \sqrt{(X' - X_i)^2 + (Y' - Y_i)^2 + (Z' - Z_i)^2} + c\tau_n + \delta D_i$$

1. Общие принципы построения приемников СРНС

Степень технической сложности приемников и требования к их характеристикам зависят от назначения и динамических свойств объектов, на которых они устанавливаются.



Авиационные приемники делятся на 3 класса (стандарт TSO-C129A).

Класс А (А1, А2) – **приемник**, позволяющий определить три координаты, составляющие скорости и точное время, **навигационный вычислитель**, решающий навигационные задачи и имеющий ряд сервисных и справочных функций и **панель управления и индикации**.

А1 – маршрут, полет в зоне аэродрома, неточный заход на посадку.

А2 - маршрут, полет в зоне аэродрома.

Класс В (В1, В2, В3, В4) – **приемник** сигналов НС и **устройство передачи данных** о геодезических координатах, составляющих скорости и точном времени в **навигационный комплекс** ВС.

В аппаратуре класса В происходит решение всех навигационных и сервисных задач на более высоком уровне, чем у оборудования класса А.

Класс С (С1, С2, С3, С4) – те же функции, как и приемники класса В, но обеспечивающее **автоматический и директорный (по стрелочным указателям)** режим выполнения пилотирования самолетом.

Приемники класса С, как правило, не имеют своих органов управления и индикации.

Управление приемниками класса С производится через комплексный пульт управления радиотехническими системами самолета (MCDU).

В авиационных приемниках могут быть реализованы функция контроля целостности (т.е. правильной работы и достоверности выходной информации) ССН – **RAIM (B1, B2, C1, C2)** и/или **AAIM (B3, B4, C3, C4)**.

RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)

RAIM реализуется в процессоре приемника и позволяет:

- своевременно обнаружить неустойчиво работающий НС и исключить его из обработки для навигационных определений;
- рассчитать текущую ошибку определения координат (RMS) и предупредить экипаж о выходе расчетной ошибки за предельные значения;
- определить геометрию (DOP) НС в заданной точке, в заданное время и предупредить экипаж о том, что требуемая точность и надежность навигации по ССН в этой точке не будут обеспечены;
- выдавать сообщение об отказе ССН в целом и невозможности ее использования для навигации.

Для реализации RAIM нужно наблюдать не менее 5 спутников

В целях RAIM производятся несколько независимых определений, результаты которых сравниваются между собой.

По результатам этих расчетов определяется четыре устойчиво работающих спутника и по этим «отфильтрованным» спутникам производится определение навигационных параметров.

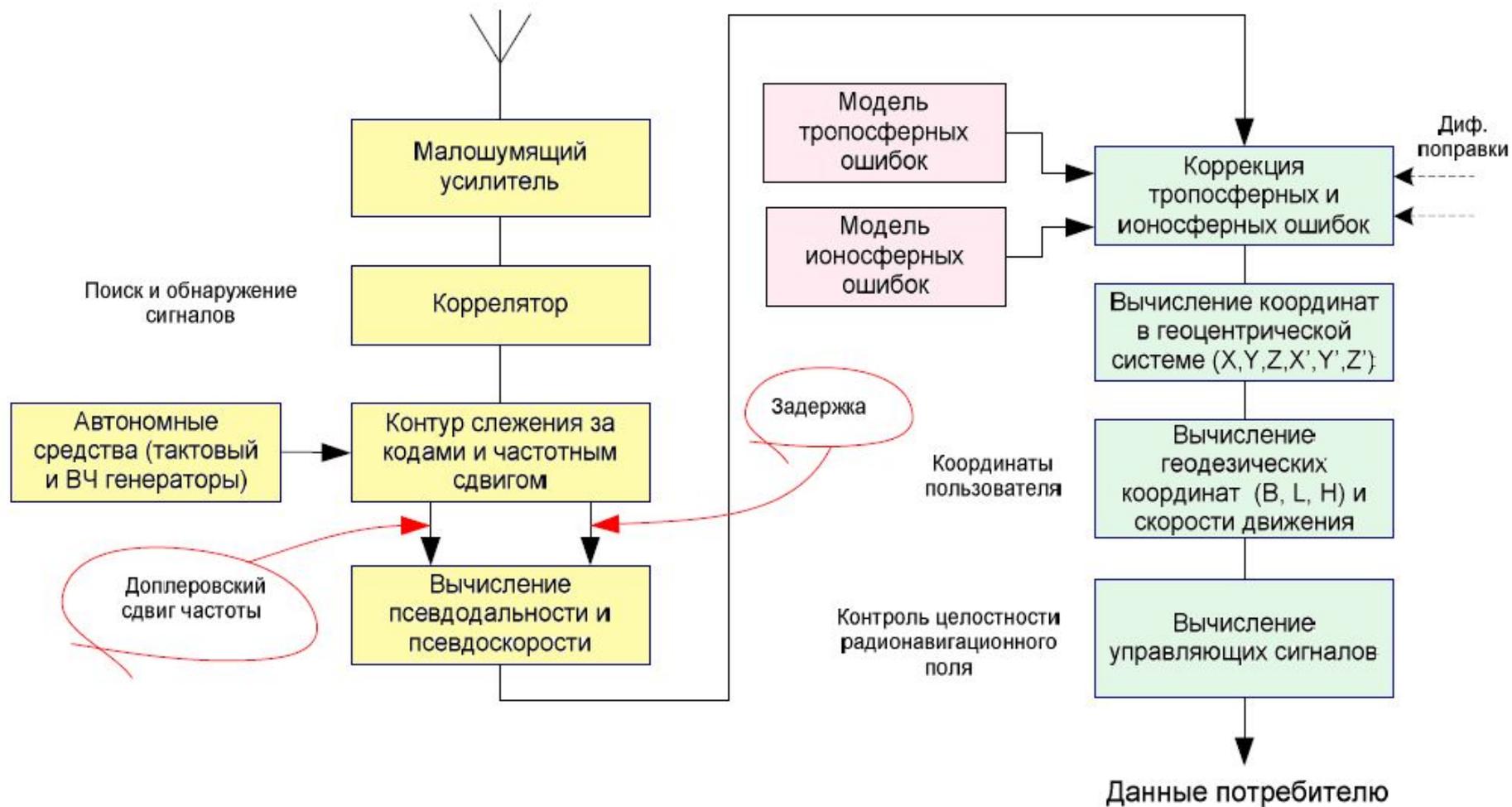
Если функция RAIM отфильтровала один из пяти видимых спутников, то RAIM перестает работать.

Если приемником ССН принимается информация шести и более спутников, то процедура RAIM после исключения из обработки одного спутника и подключения другого продолжает работать и контролировать надежность навигационных определений.

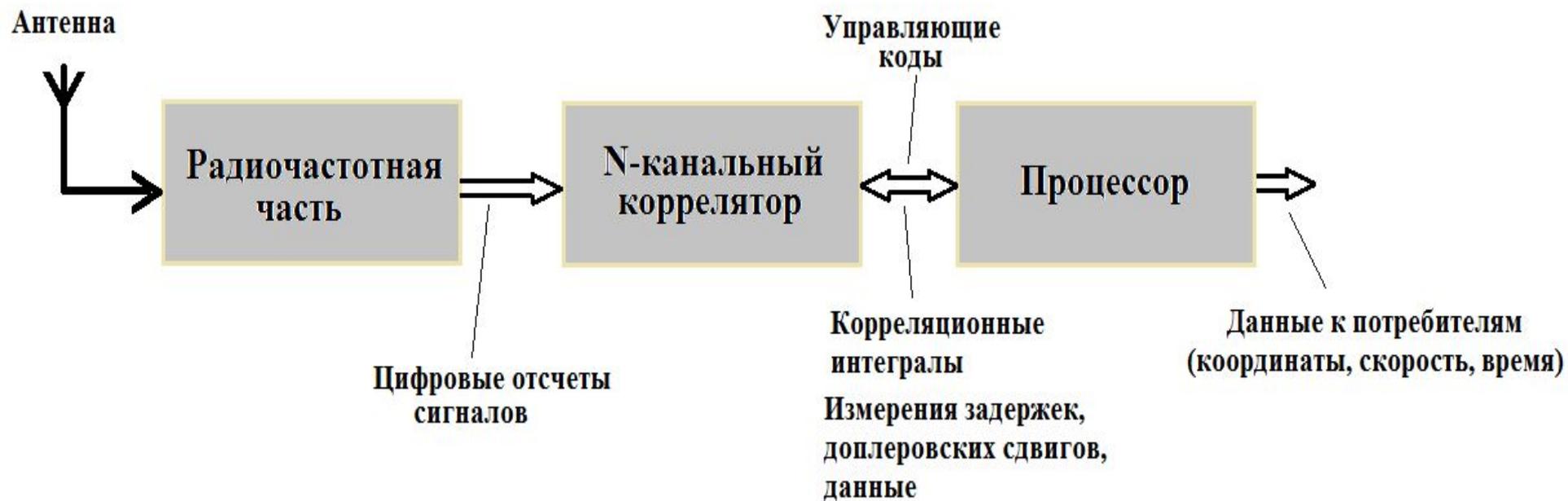
AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring) обеспечивает контроль целостности (достоверности информации) путем ее сравнения с навигационной информацией, получаемой от других навигационных систем (ИНС, LORAN-C, DME/DME, VOR/DME).

AAIM имеет только одно преимущество по сравнению с RAIM - нет необходимости обрабатывать сигналы от одного дополнительного спутника, что позволяет продолжать навигационные определения с гарантией их достоверности при видимости только 4-х спутников.

Принцип навигационных определений GPS



Обобщенная структурная схема приемника спутниковой РНС

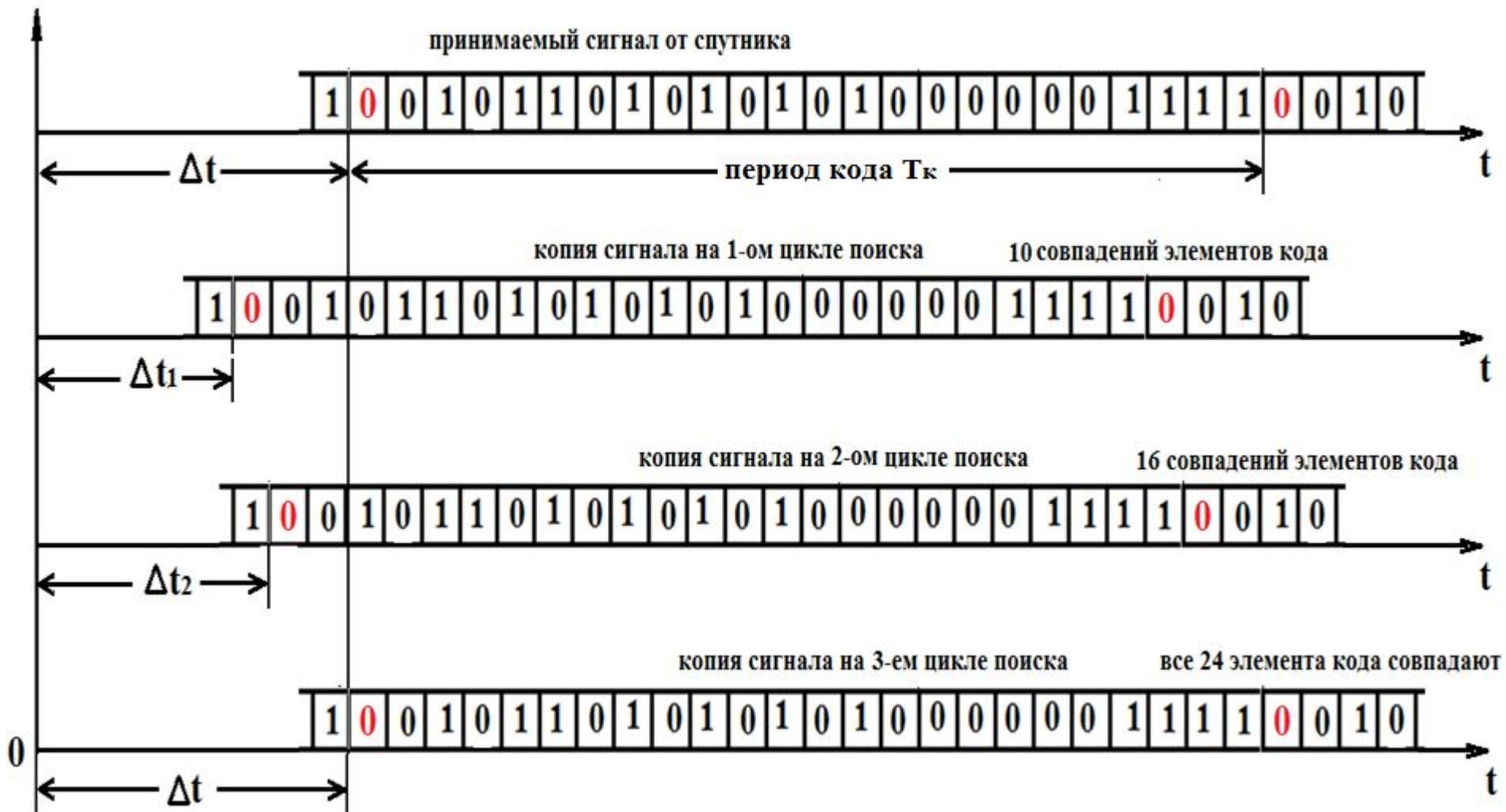


Основные режимы работы АП:

- поиск сигналов;
- слежение за задержкой кода, частотой и фазой сигнала;
- решение навигационной задачи - определение координат и скорости.

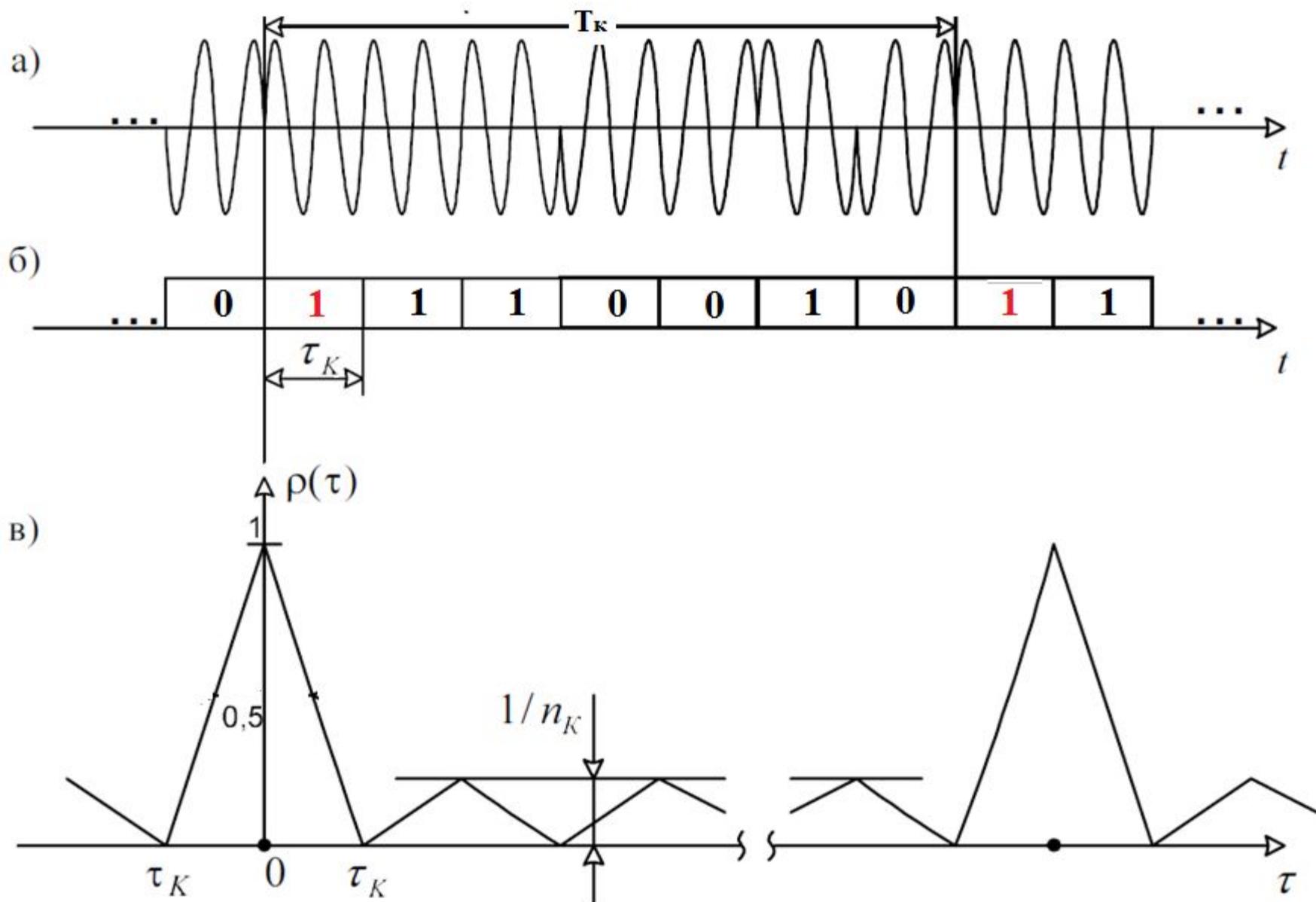
В режиме поиска сигналов производится грубая, но достаточная для захвата системой слежения, оценка временной задержки и частоты сигнала.

В режиме слежения после захвата сигнала системами автоматической подстройки частоты, фазы и времени осуществляется более точное измерение задержки (псевдодальности) и доплеровского сдвига частоты.

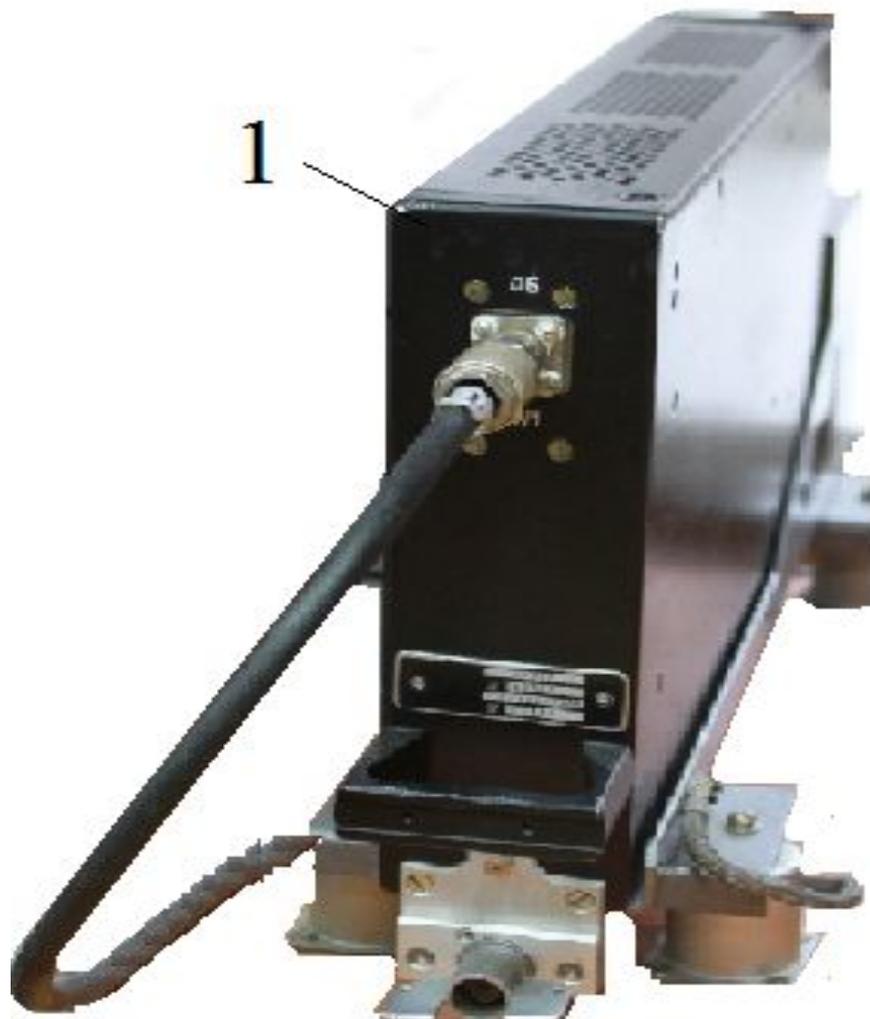


Δt – неизвестная задержка сигнала, принимаемого от спутника

$\Delta t_1, \Delta t_2$ – задержки копии принимаемого сигнала в процессе поиска



Функция корреляции



- 1 - блок А-737-3
- 2 - блок А-737-1
- 3 - блок А-735-5

Авиационный приемник А-737



NAVIS

CH4312



RNG- RNG+

→ MENU

AUX WPT

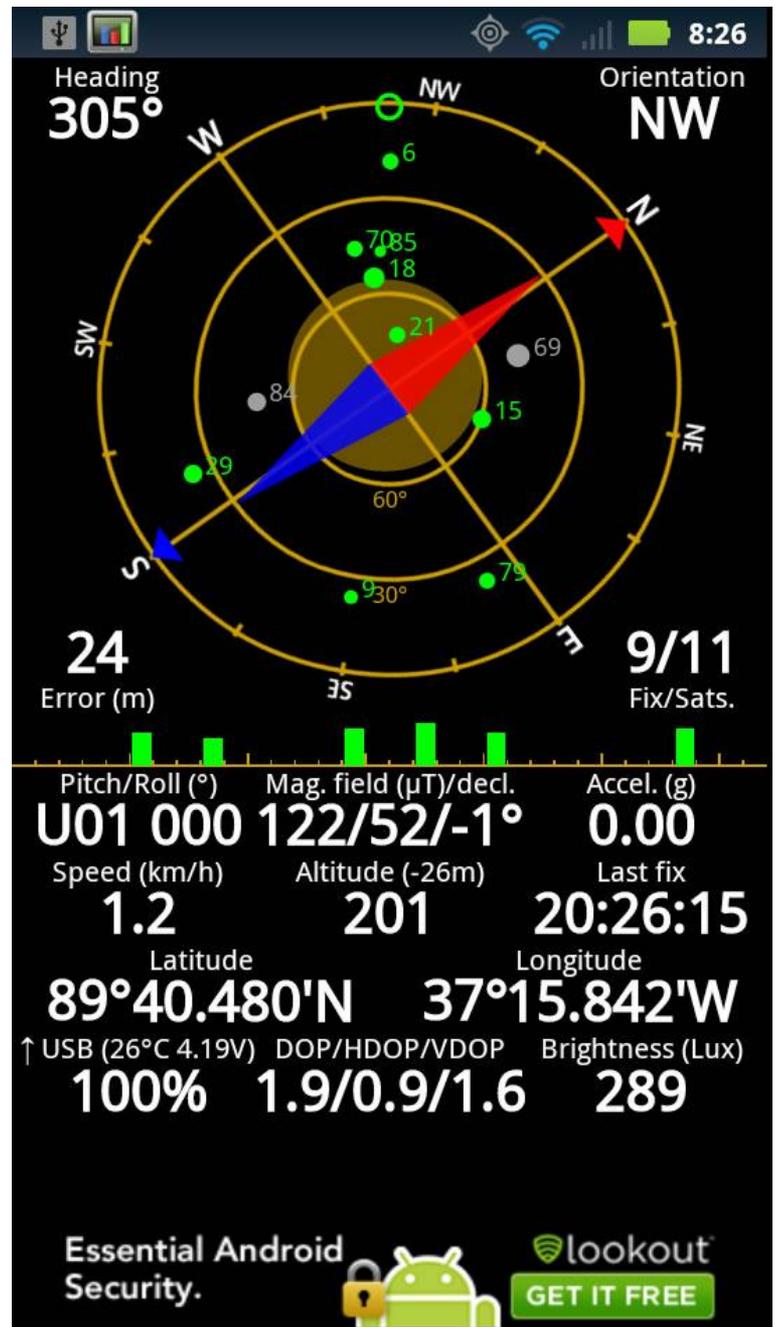
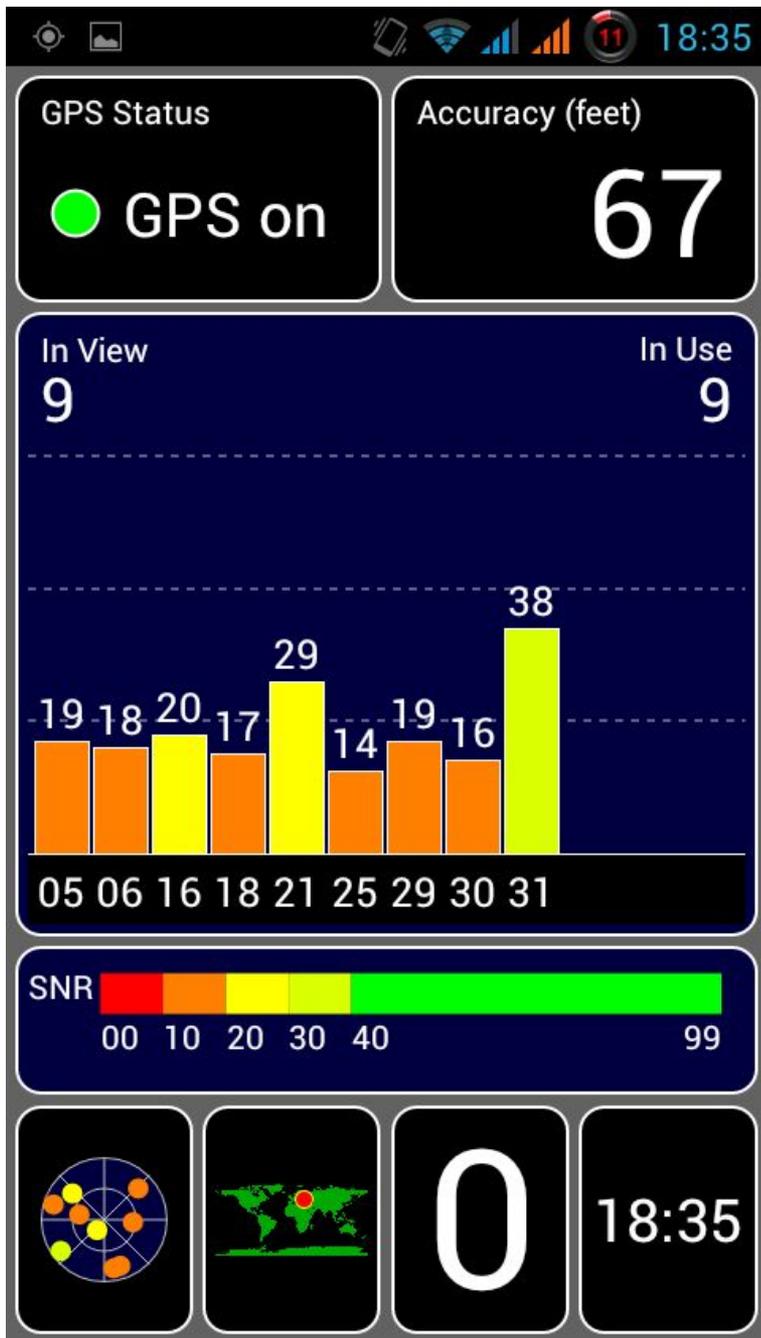
CLR ENT



NRST OBS MSG NAV FPL PROC



CH-4312















Инерциально-спутниковая система навигации

