

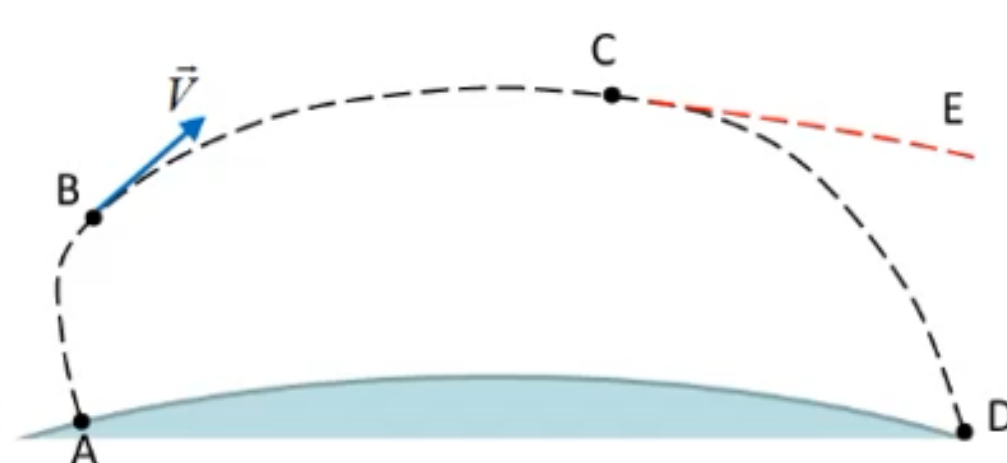
ОСНОВЫ ТЕОРИИ РАДИОСИСТЕМ И КОМПЛЕКСОВ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

11. Радиоуправление космическими аппаратами

11.1. Классификация КА

<i>По дальность и действ</i>	<i>По способу управления</i>	<i>По выполняемым задачам</i>
1. Баллистические ракеты	1. Автоматические	1. Транспортные
2. ИСЗ или космические корабли	2. Пилотируемые	2. Метеорологические
3. КА ближнего космоса		3. Связные
4. Межпланетные КА		4. Навигационные
		5. Разведывательные

11.2. Основные участки полета



- A – точка старта
- AB – активный участок, вывод на орбиту
- B – точка бросания
- BC – участок свободного полета
- C – точка коррекции траектории
- CD – завершающий участок полета
- CE – переход на новую траекторию
- D – точка спуска/посадки на планету

Главная особенность – основную часть времени управляемый КА движется по баллистической траектории свободного полета

11.3. Траектории свободного полета

Рассматриваем движение КА, как движение материальной точки массой m под воздействием силы F в инерциальной системе координат.

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \vec{F}$$

На участке свободного полета основная сила – это сила тяготения, вызванная гравитационным взаимодействием двух тел. Поскольку масса КА много меньше массы Земли, то можно полагать, что КА движется в центральном поле гравитации под воздействием силы

$$F = \gamma M \frac{m}{r^2} = k^2 \frac{m}{r^2}$$

$$\gamma = 6,668 \cdot 10^{-11} \frac{M^3}{\text{кг} \cdot \text{с}^2} \quad \text{- гравитационная постоянная}$$

$$k^2 = \gamma \cdot M = 3,986 \cdot 10^{14} \frac{M^3}{\text{с}^2} \quad \text{- геоцентрическая гравитационная постоянная}$$

На поверхности Земли

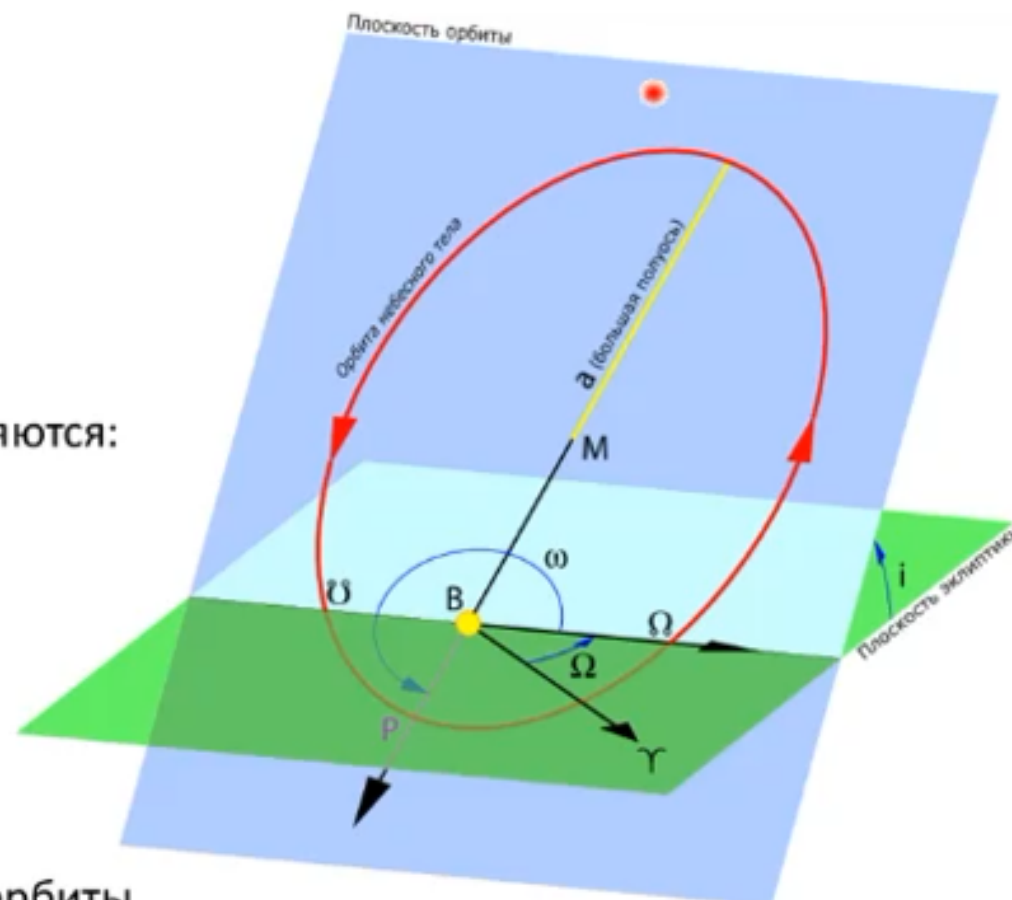
$$r = R_3 = 6400 \text{ км} \quad g = \frac{k^2}{R_3^2} \approx 9,81 \frac{M}{\text{с}^2}$$

Движение материальной точки в центральном поле называют **Кеплеровым** или **невозмущенным**. Траектории описываются кривыми 2-го порядка и могут рассматриваться как приближение движения КА в гравитационном поле Земли.

Кеплеровы орбиты

Кеплеровыми элементами орбиты являются:

- p фокальный параметр ,
- a большая полуось ,
- определяют размер орбиты,
- e эксцентриситет
- определяет форму орбиты,
- i наклонение орбиты,
- Ω долгота восходящего узла
- определяют положение плоскости орбиты небесного тела в пространстве,
- ω аргумент перигея,
- t_0 момент прохождения небесного тела через перигей
- задаёт привязку по времени.



Траектории 2-го порядка, представляют собой конические сечения, в полярных координатах описываются формулой:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}$$

p – фокальный параметр

e – эксцентриситет

φ – истинная аномалия

1. Окружность $e = 0$, $r_0 = p$

2. Эллипс $0 < e < 1$

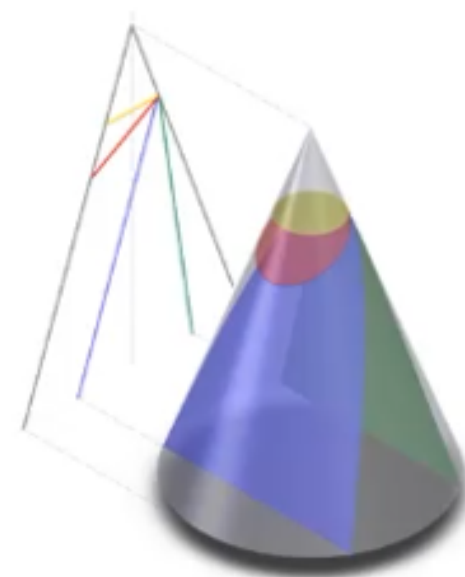
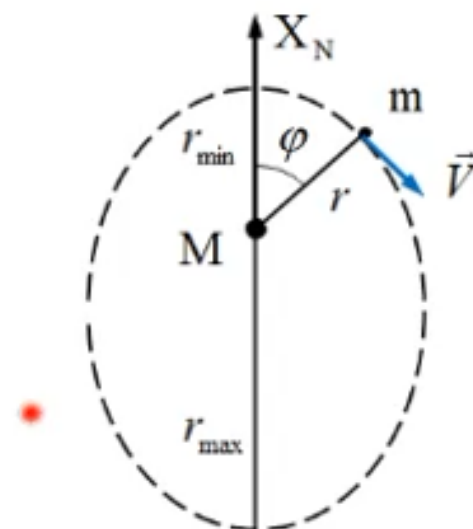
$$r_{\min} = \frac{p}{1 + e} \quad \text{– перицентр}$$

$$r_{\max} = \frac{p}{1 - e} \quad \text{– апоцентр}$$

$$r_{\min} + r_{\max} = 2 \frac{p}{1 - e^2} = 2a$$

3. Парабола $e = 1$

4. Гипербола $e > 1$



a – большая полуось эллипса

1. Круговая орбита

$V_0 = V_I$ - первая космическая скорость

$$V_I = \frac{k}{\sqrt{r_0}} \bigg|_{r_0 = R_3} = 7,91 \frac{\text{км}}{\text{с}},$$

$$V_I = 7.91 \sqrt{\frac{R_3}{r_0}} \left[\frac{\text{км}}{\text{с}} \right]$$

2. Эллиптическая орбита

а) $0 < V_0 < V_I$

б) $V_I < V_0 < V_{II}$

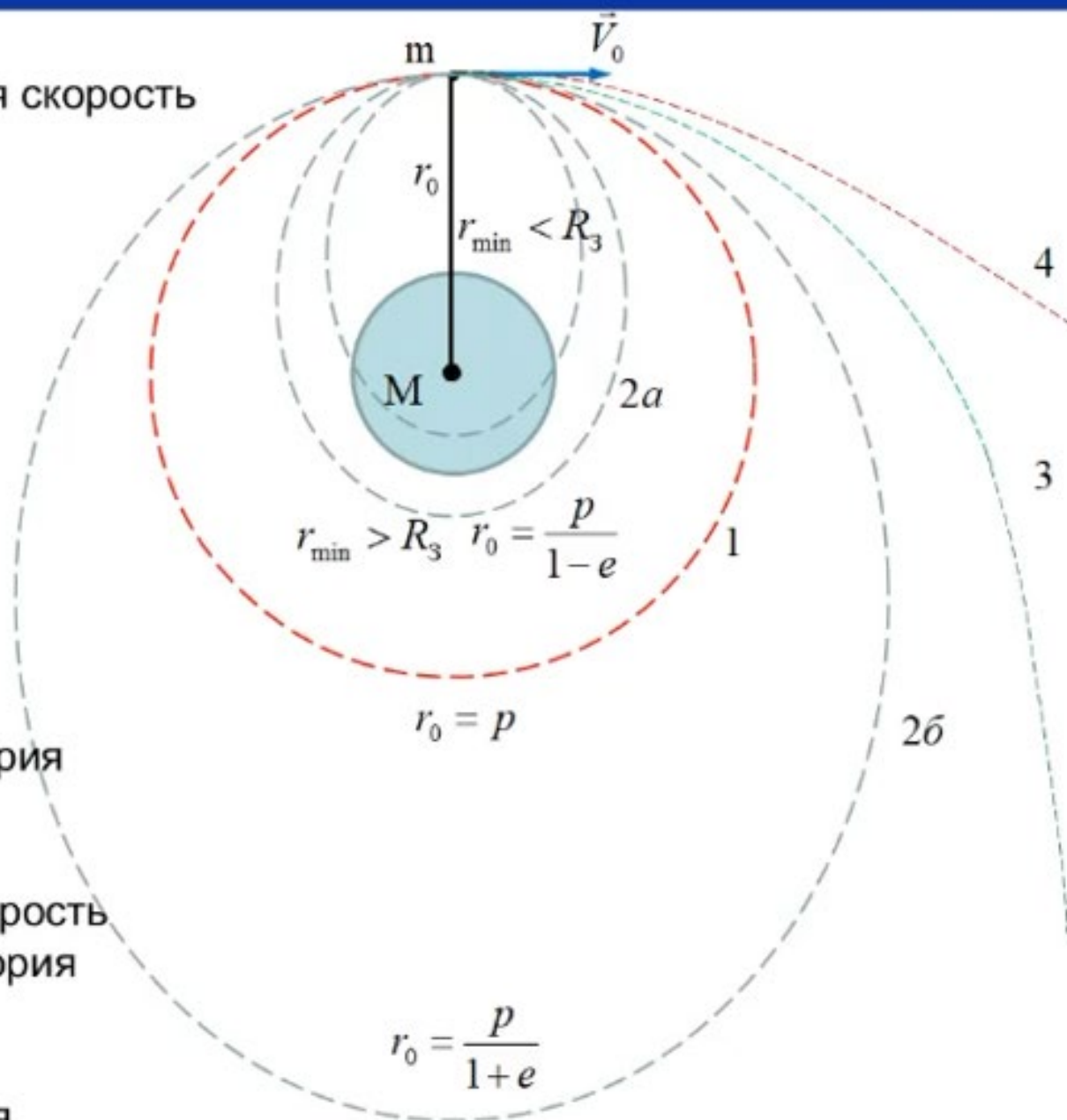
3. Параболическая траектория

$$V_0 = V_{II} = \sqrt{2} V_I$$

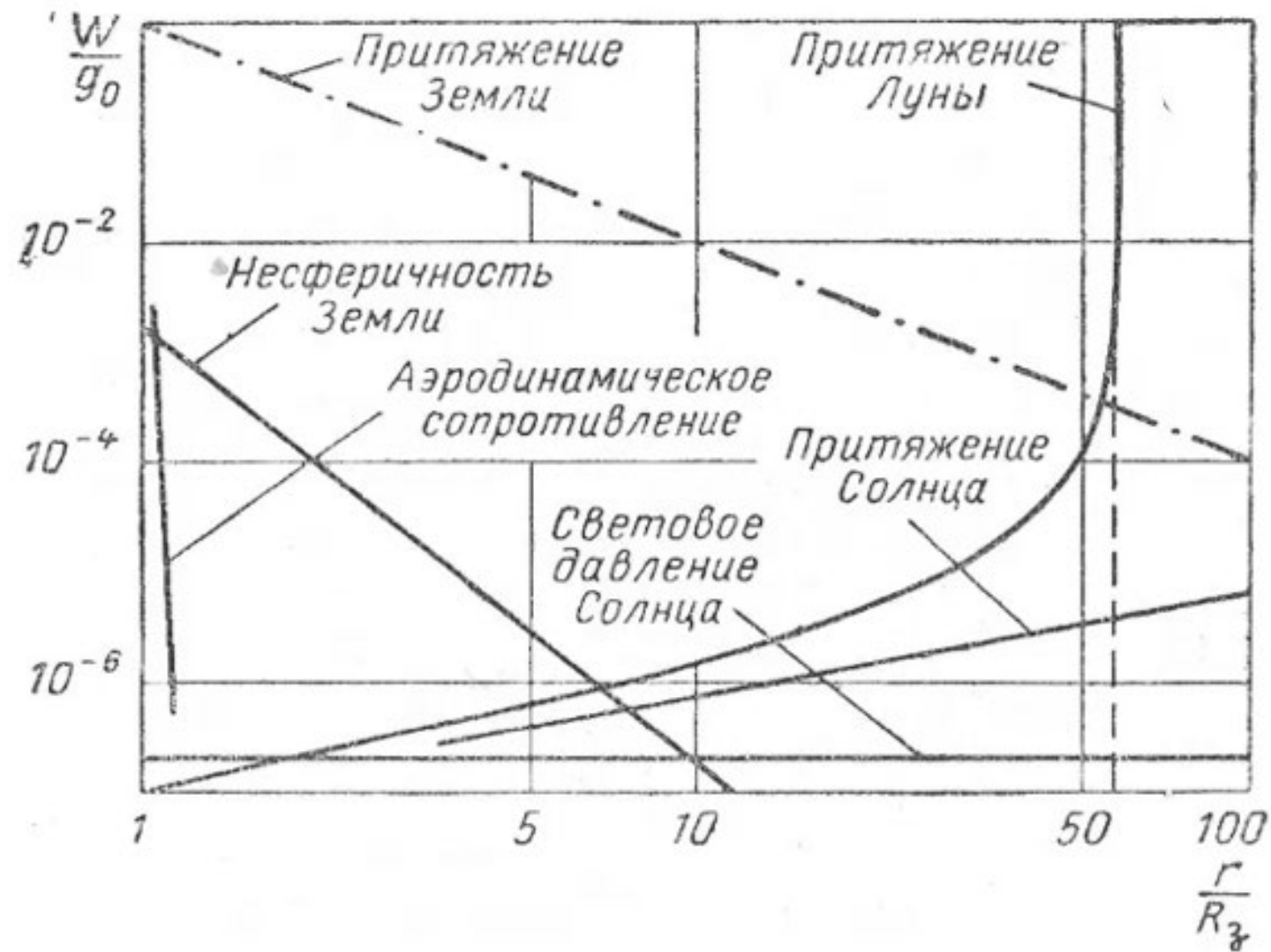
- вторая космическая скорость

4. Гиперболическая траектория

$$V_0 > V_{II}$$

5. $V_0 \rightarrow \infty$ - прямая линия

11.4. Источники возмущения орбит КА

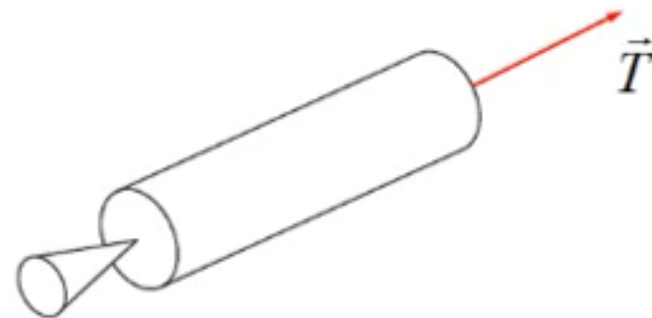


11.5. Способы формирования управляющих сил

11.5.1 Управление движением центра масс КА

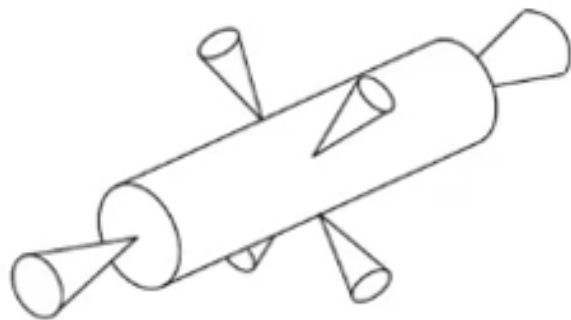
1. Полярное управление

$$\vec{W} = \frac{\vec{T}}{m}$$



2. Декартово управление

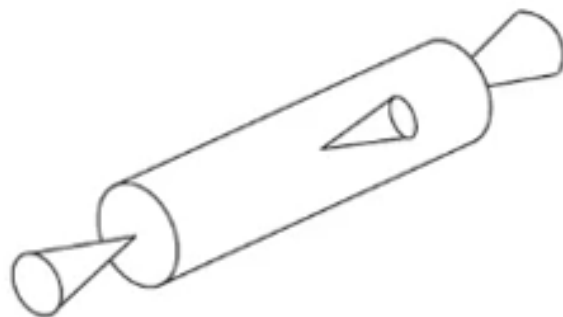
$\vec{W} = \vec{W}_x + \vec{W}_y + \vec{W}_z$ Для создания суммарного ускорения необходимо 6 двигателей



- Не нужно менять ориентацию в пространстве для изменения направления движения КА
- Сложность конструкции
- Больше потребление топлива

$$|\vec{W}| \leq |\vec{W}_x| + |\vec{W}_y| + |\vec{W}_z|$$

3. Смешанное управление – 3 двигателя



2 двигателя обеспечивают движение вдоль продольной оси, а 3-й осуществляет боковую коррекцию

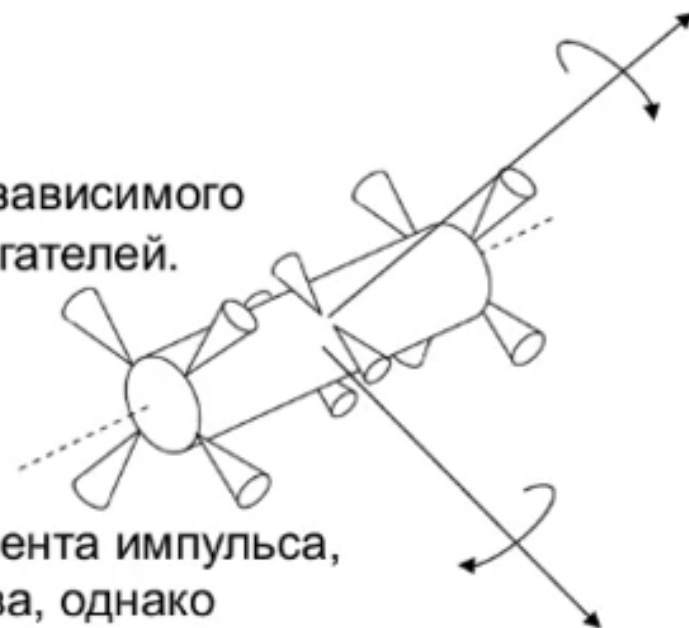
11.5.2. Управление ориентацией КА

1. Малогабаритные ракетные двигатели – для независимого вращения вокруг каждой из осей необходимо 12 двигателей. Запас топлива ограничен.

2. Использование гиродинов.

Гироскоп – управляющий силовой гироскоп.

Принцип работы основан на законе сохранения момента импульса, работает от солнечных батарей – нет расхода топлива, однако эффективность зависит от массы маховика



Три силовых гироскопа американской орбитальной станции «Скайлэб» весили по 110 кг каждый и вращались с частотой около 9000 об/мин.

На Международной космической станции (МКС) гиродины — это устройства с размерами более метра по осям измерений и массой около 300 кг.

11.6 Понятие характеристическая скорость при коррекции движения КА

Соотношения, описывающие движение вызванное реактивными силами

$$T = mW_{ДВ} = -V_{ИСТ} \frac{dm}{dt}$$

$$\frac{dm}{m} = -\frac{W_{ДВ}}{V_{ИСТ}} dt \Rightarrow \ln m - \ln m_0 = -\int_{t_0}^{t_k} \frac{W_{ДВ}}{V_{ИСТ}} dt$$

$$m(t) = m_0 \exp\left[-\int_{t_0}^{t_k} \frac{W_{ДВ}}{V_{ИСТ}} dt\right]$$

при $V_{ИСТ} = const$

$$m(t) = m_0 \exp\left[-\frac{V_{ХАР}}{V_{ИСТ}}\right] \quad \text{где} \quad V_{ХАР} = \int_{t_0}^{t_k} W_{ДВ} dt$$

Расход топлива

$$m_T(t) = \Delta m = m_0 - m(t) = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{ХАР}}{V_{ИСТ}}\right)\right] \Big|_{V_{ХАР} \ll V_{ИСТ}} \approx m_0 \left(\frac{V_{ХАР}}{V_{ИСТ}}\right) = k_0 V_{ХАР}$$

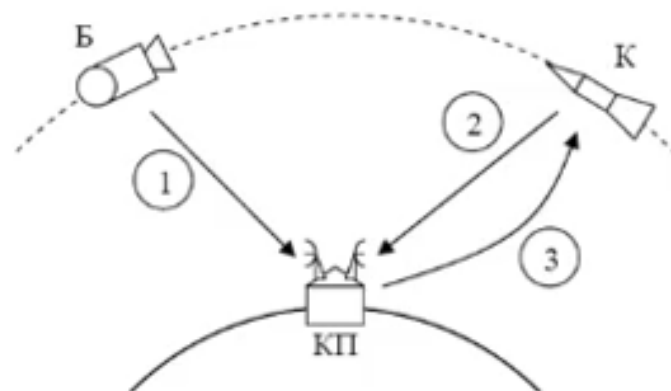
Характеристическая скорость служит:

- Мерой изменения кинематической траектории (приращения скорости)
- Мерой расхода топлива

Эту величину удобно использовать в алгоритмах управления

11.7 Способы управления встречей КА

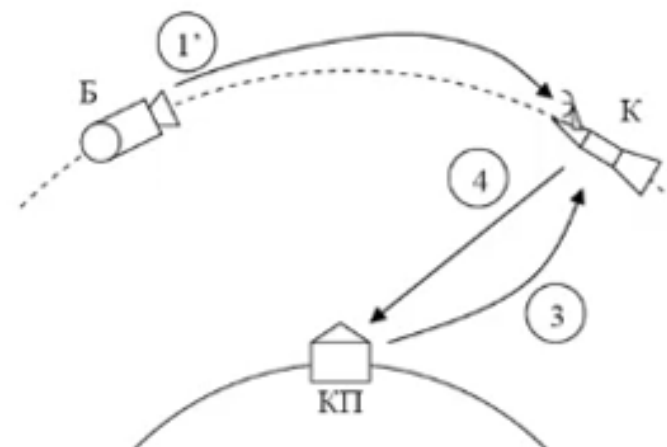
1. ТУ-1



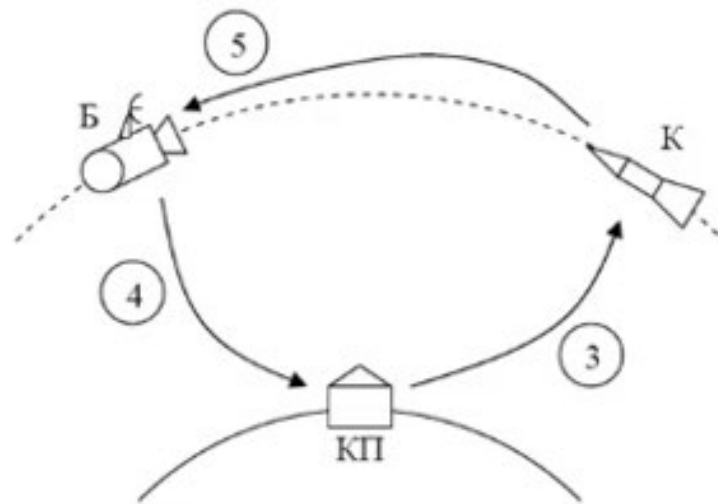
К – активный космический аппарат (АКА),
объект которым управляют

Б – база, объект на который наводится К

2. ТУ-2



3. ТУ-3



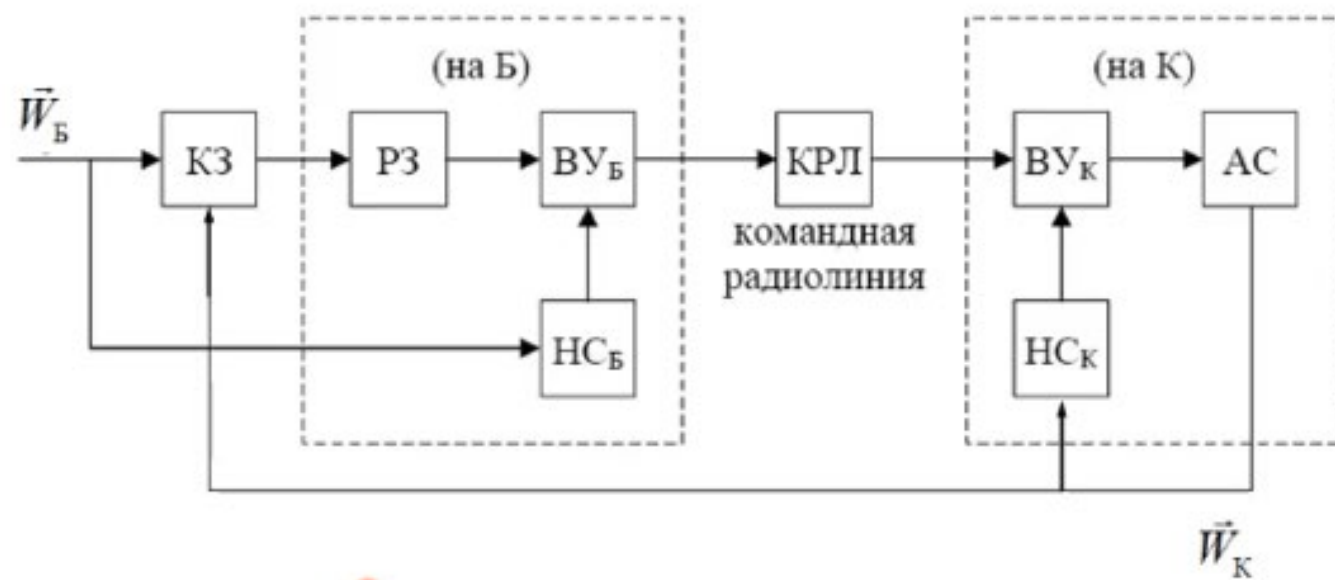
4. СН (самонаведение)



5. СНС (самонаведение на себя)



Функциональная схема системы СНС



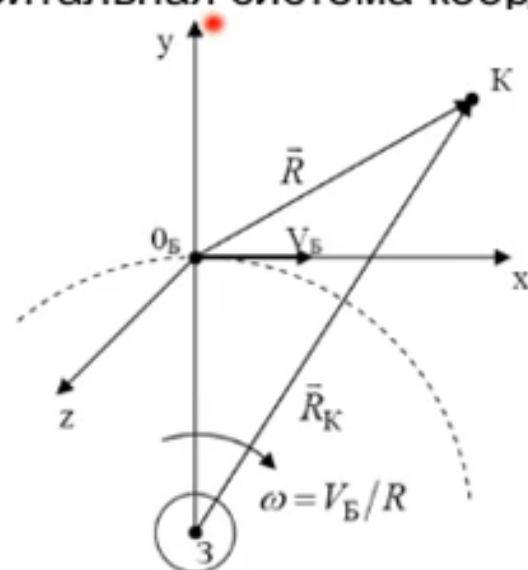
11.8 Кинематические методы наведения при сближении КА

2 группы методов:

1. Методы сближения по свободным траекториям
2. Методы сближения по линии визирования

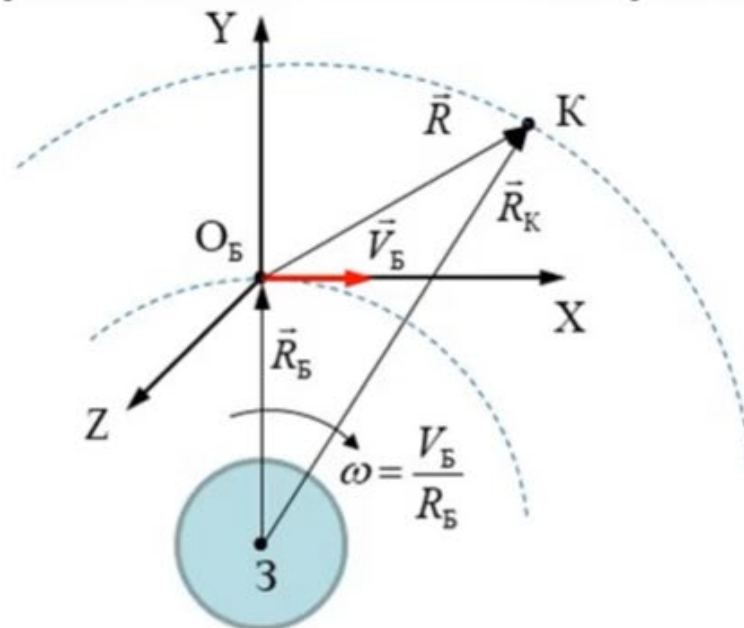
11.8.1 Сближение по свободным траекториям

Орбитальная система координат



Метод двухимпульсной коррекции:

1. Вычисление координат КА и базы
2. Вычисление необходимого приращения скорости и момента приращения
3. Формирование второго импульса в конечный момент времени для фиксации на нужной орбите

Орбитальная система координат

Орбитальная СК - неинерциальная.

Если орбиты базы и КА лежат в одной плоскости и близки к круговым, то при $R_Б \gg R$ взаимное движение описывается системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами

$$x'' = W_x - 2 \cdot \omega \cdot y'$$

$$y'' = W_y + 2 \cdot \omega \cdot x' + 3 \cdot \omega^2 \cdot y$$

$$z'' = W_z - \omega^2 \cdot z$$

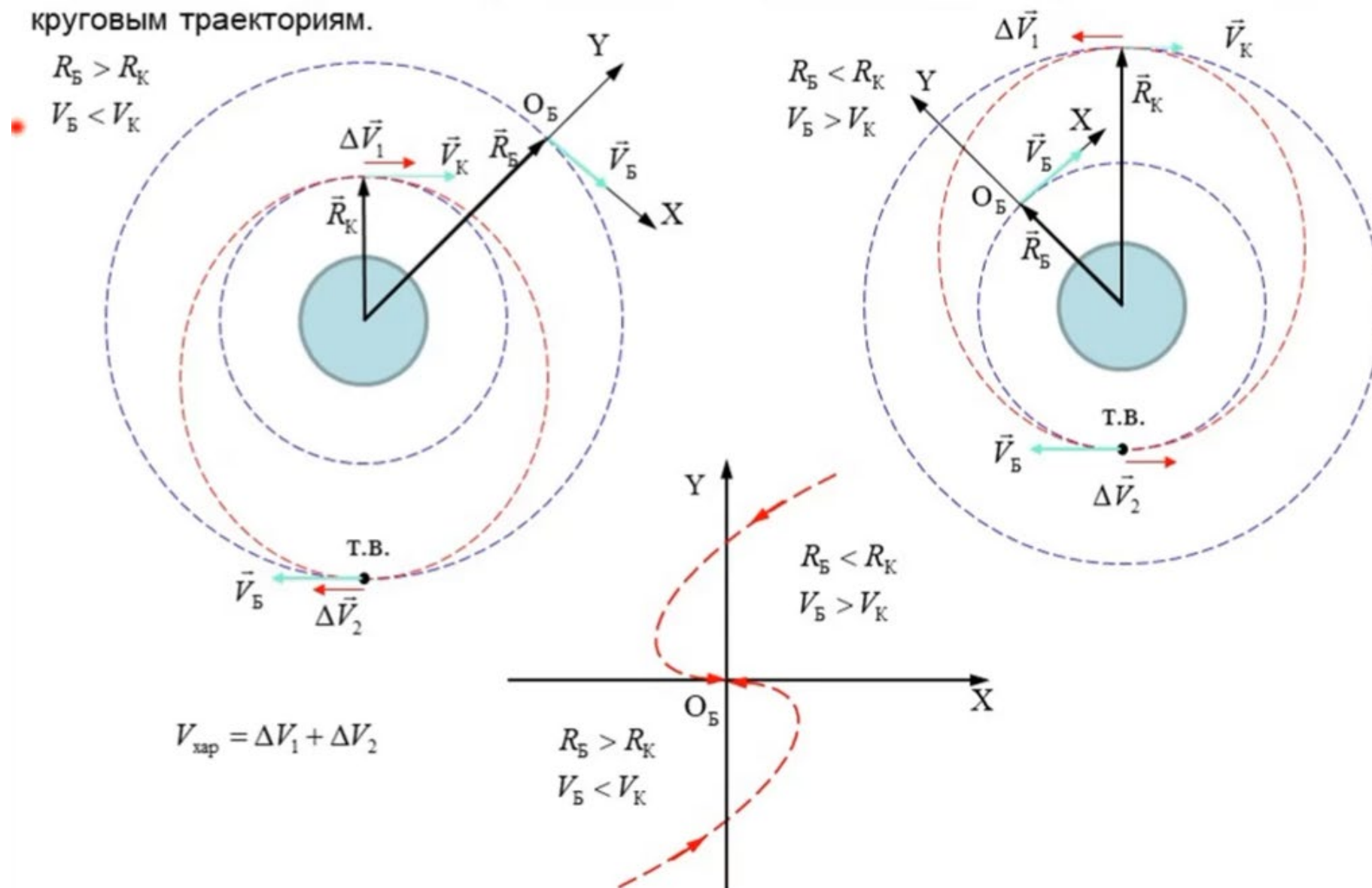
Методы сближения по
свободным траекториям

Метод двухимпульсной
коррекции

Метод затухающего
перехвата

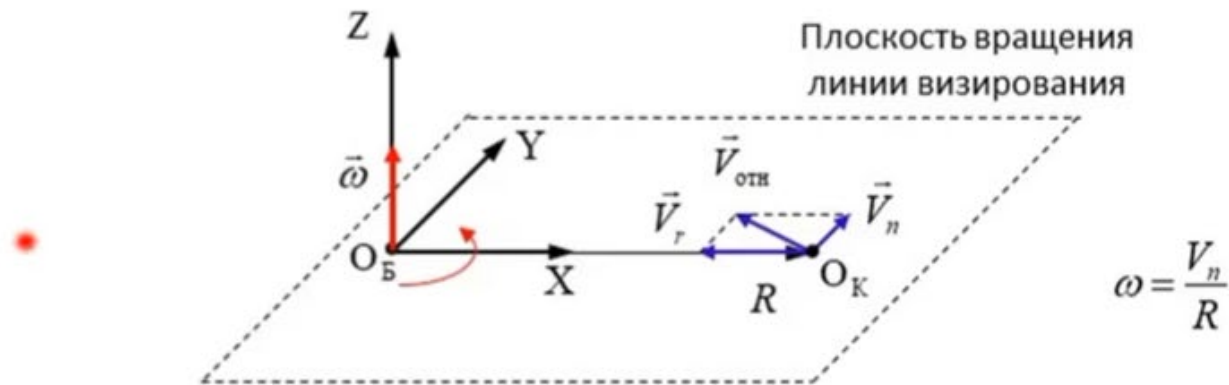
Сближение по переходному эллипсу Хомана

Минимальные энергозатраты для сближения КА, движущихся в одной плоскости по круговым траекториям.



Сближение по линии визирования

Визирная система координат – неинерциальная СК

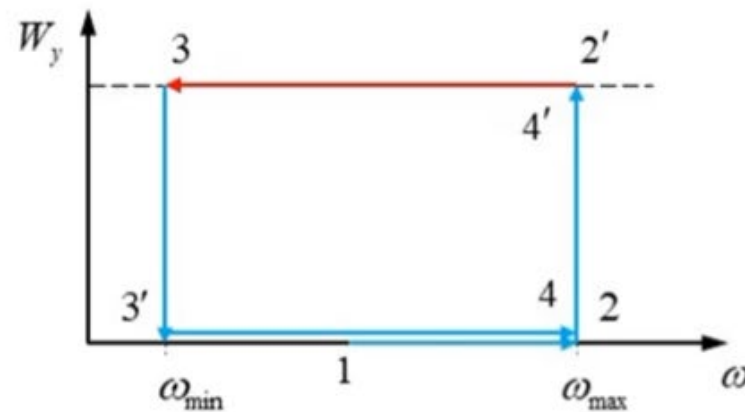
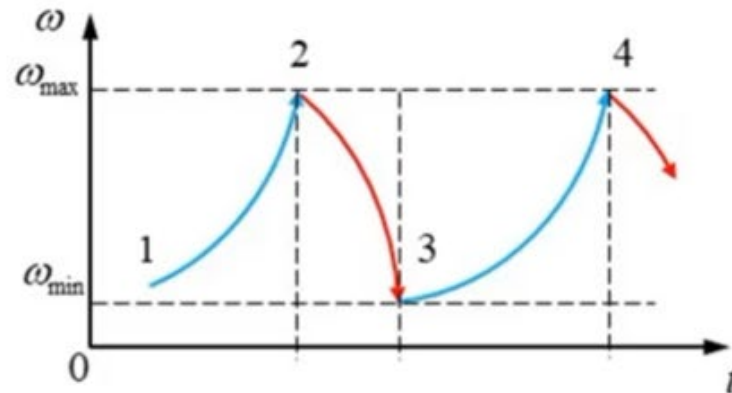


1. Визирная СК может быть построена без дополнительной информации о параметрах движения базы и КА.
2. Не учитывает особенности свободного орбитального движения базы и КА

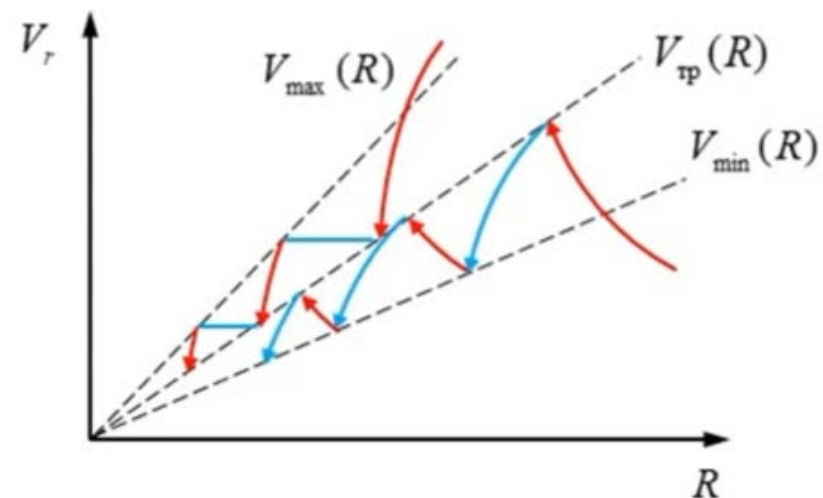
Сближение по линии визирования

Приближенная реализация метода параллельного сближения.

1. Управление для стабилизации угловой скорости линии визирования



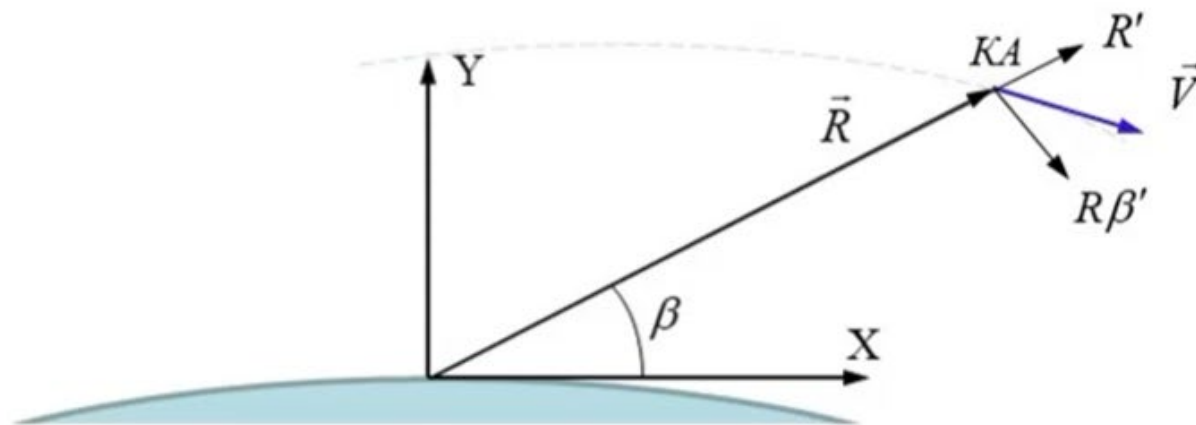
2. Управление скоростью сближения



11.9 Радиотехнические методы измерения параметров траектории КА

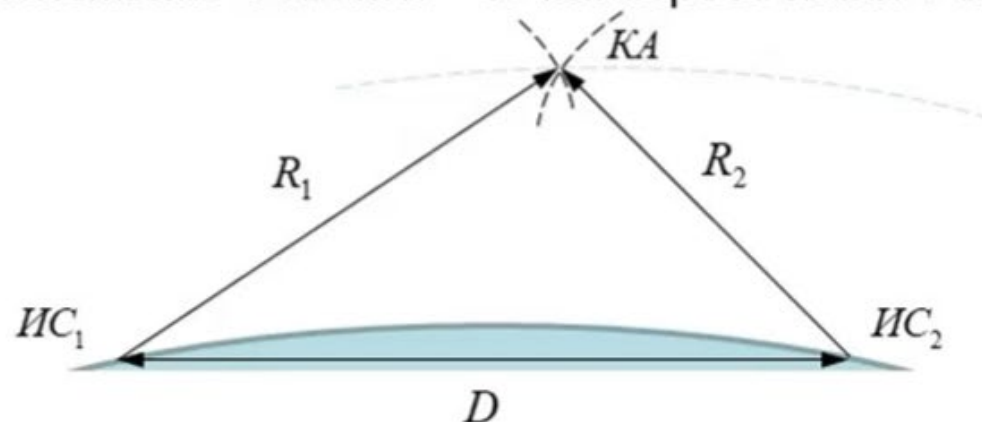
11.9.1 Дальномерно-пеленгационный метод

Измеряются полярные координаты объекта: дальность R , углы пеленга α , β



11.9.2 Дальномерный метод

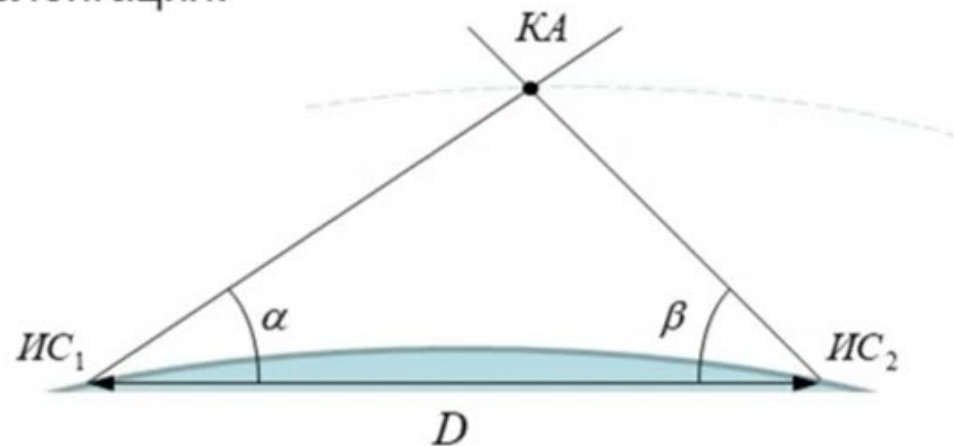
Положение объекта – точка пересечения 3 сфер.



Необходимо иметь 3 измерительные станции (ИС), образующие 2 измерительных базы.

11.9.3 Пеленгационный (триангуляционный) метод

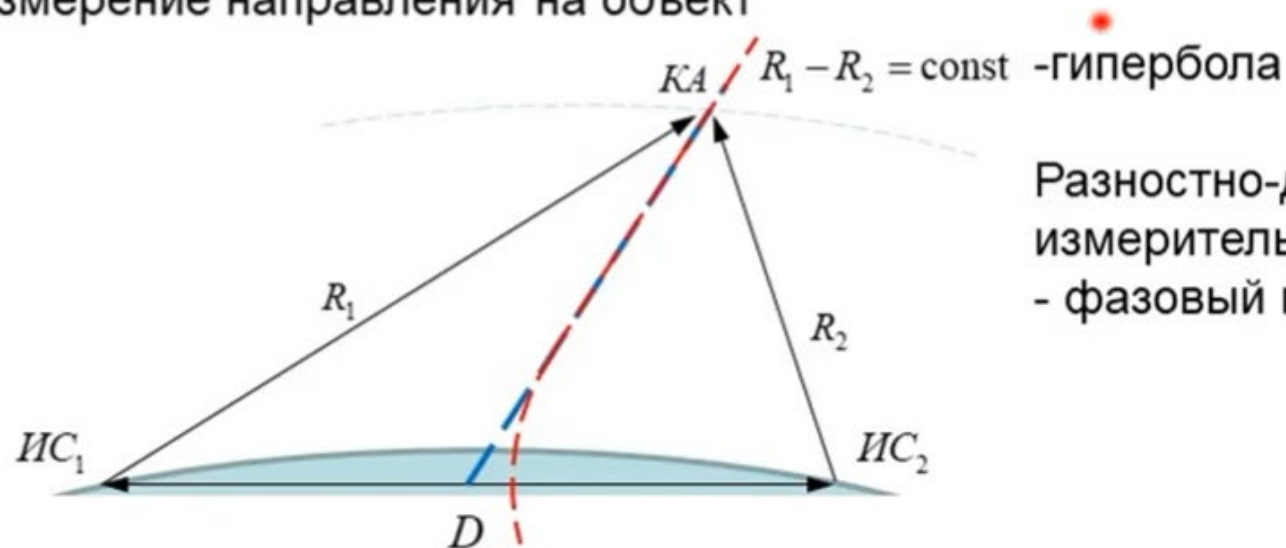
Измеряются направления пеленга на объект. Может использоваться пассивная пеленгация.



Величина базы должна быть соизмерима с дальностью до объекта.

11.9.4 Разностно-дальномерный метод

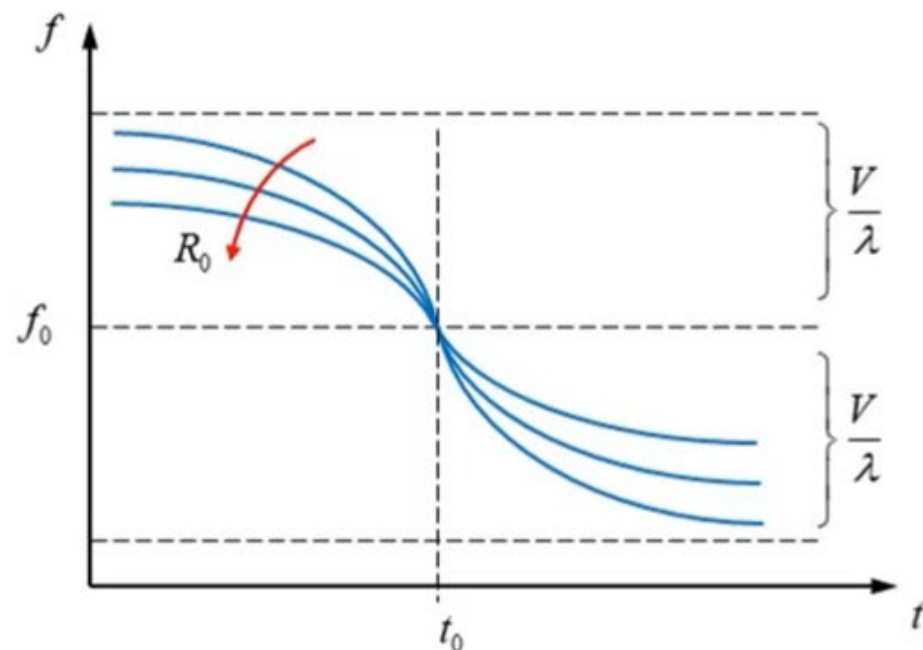
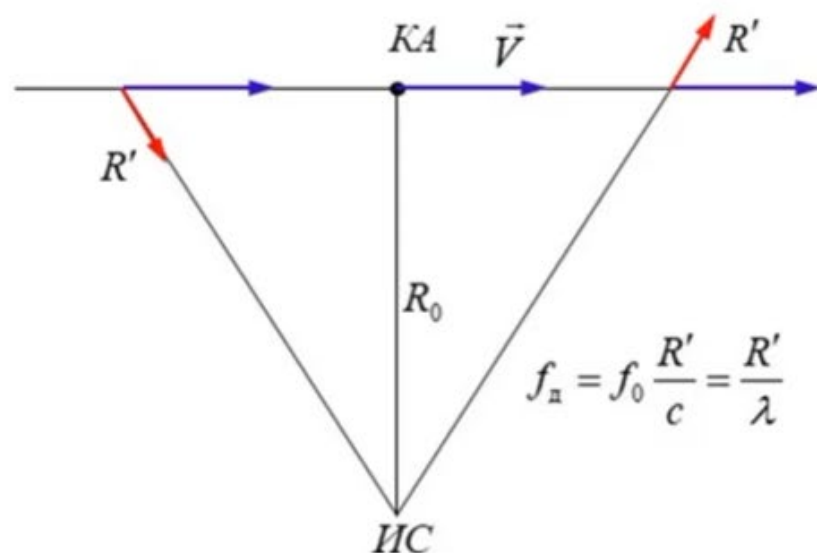
Измерение направления на объект



Разностно-дальномерный измеритель с малой базой $D \ll R$ - фазовый пеленгатор.

11.9.5 Доплеровский метод

Измеряется радиальная скорость движения аппарата относительно одной или нескольких измерительных станций



При известной скорости V измерение f позволяет вычислить дальность R_0 .

Доплеровский метод используется в системе **Коспас-Sarsat** — международная спутниковая поисково-спасательная система, разработанная для оповещения о бедствии и местоположении радиобуев в случае аварийных ситуаций.