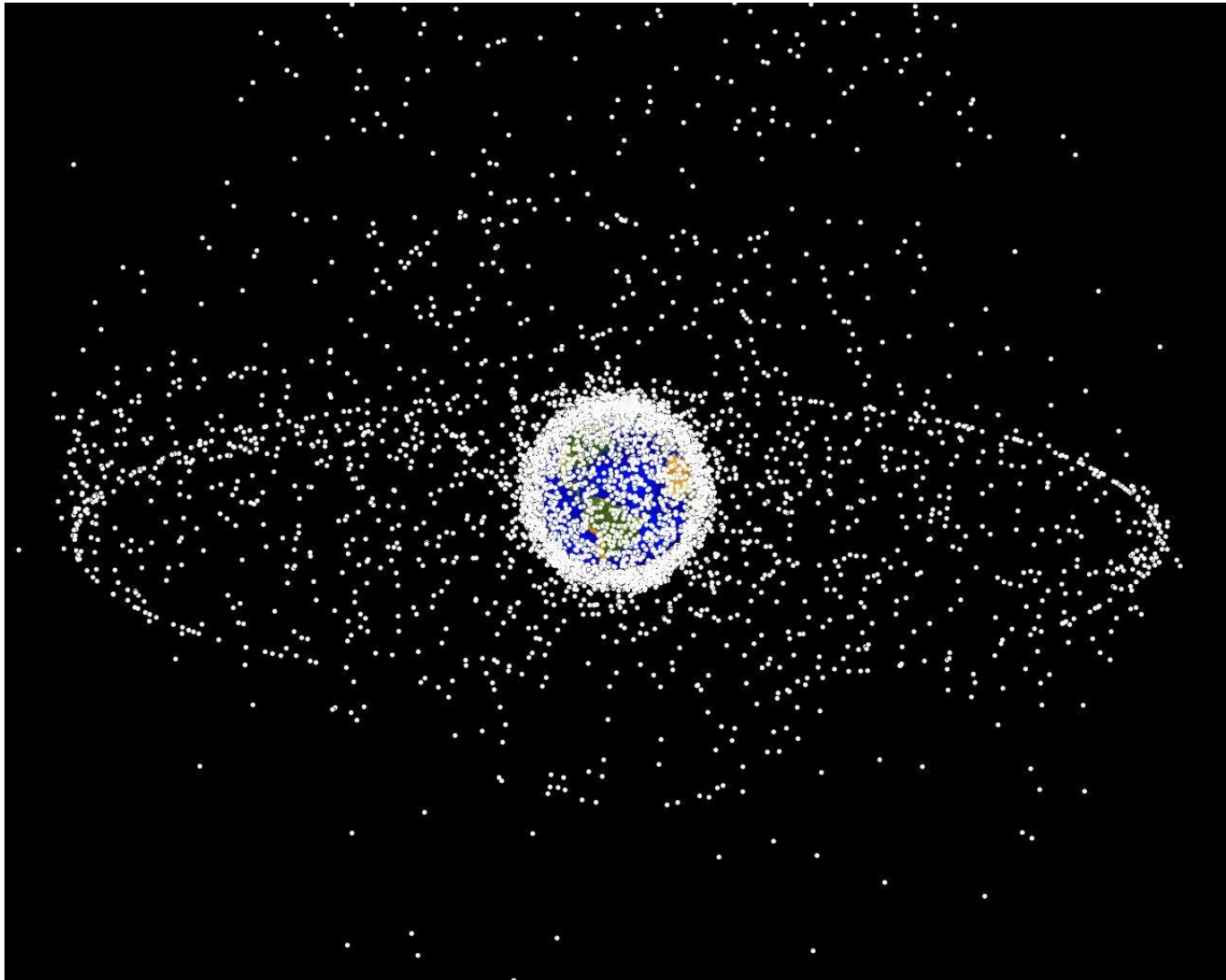


**Оценка вероятности сближения  
(столкновения) контролируемого  
КА с наблюдаемыми  
космическими объектами**

А. И. Козориз, В. П. Павлов

# «Космический мусор»



# Постановка задачи

- Рассчитать вероятность столкновения КА с рассматриваемым «КО риска».
- Найти мат. ожидание и СКО вектора минимального расстояния и вектора относительной скорости.
- Построить таблицу параметров относительного движения КА и «КО риска» в окрестности ТОС.

# Исходные данные

## При наличии прогнозных сообщений

- Векторы состояния КА и «КО риска», спрогнозированные с разными интервалами на момент прохождения ТОС.
- Радиус сферы, описывающей КА.

## При наличии программы измерений

- Массивы векторов состояния и матриц ошибок КА и «КО риска», спрогнозированные с некоторым шагом на интервал времени, содержащий ТОС.
- Радиус сферы, описывающей КА.

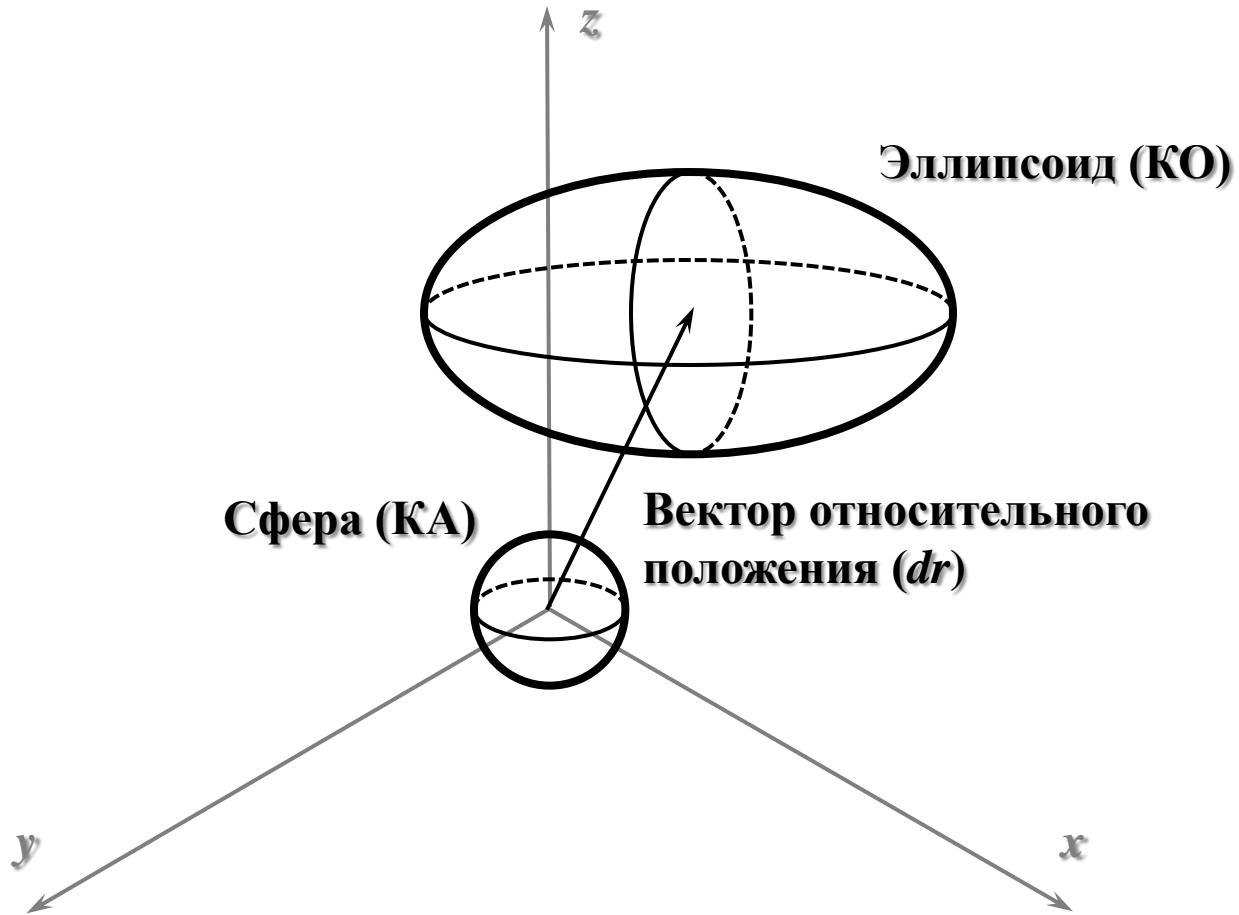
# Критерии достоверности

- В случае расчета по прогнозным сообщениям, использовалось, как минимум, три последних сообщения с прогнозами относительного положения МКС и «КО риска».
- Последнее из прогнозируемых положений конечной точки вектора относительного положения «КО риска», а также два из трех предыдущих находятся в пределах доверительного интервала  $2\sigma$ , в соответствии с требованиями по ошибкам прогнозирования параметров МКС.
- Время до наибольшего сближения КО с МКС составляет менее 30 ч.

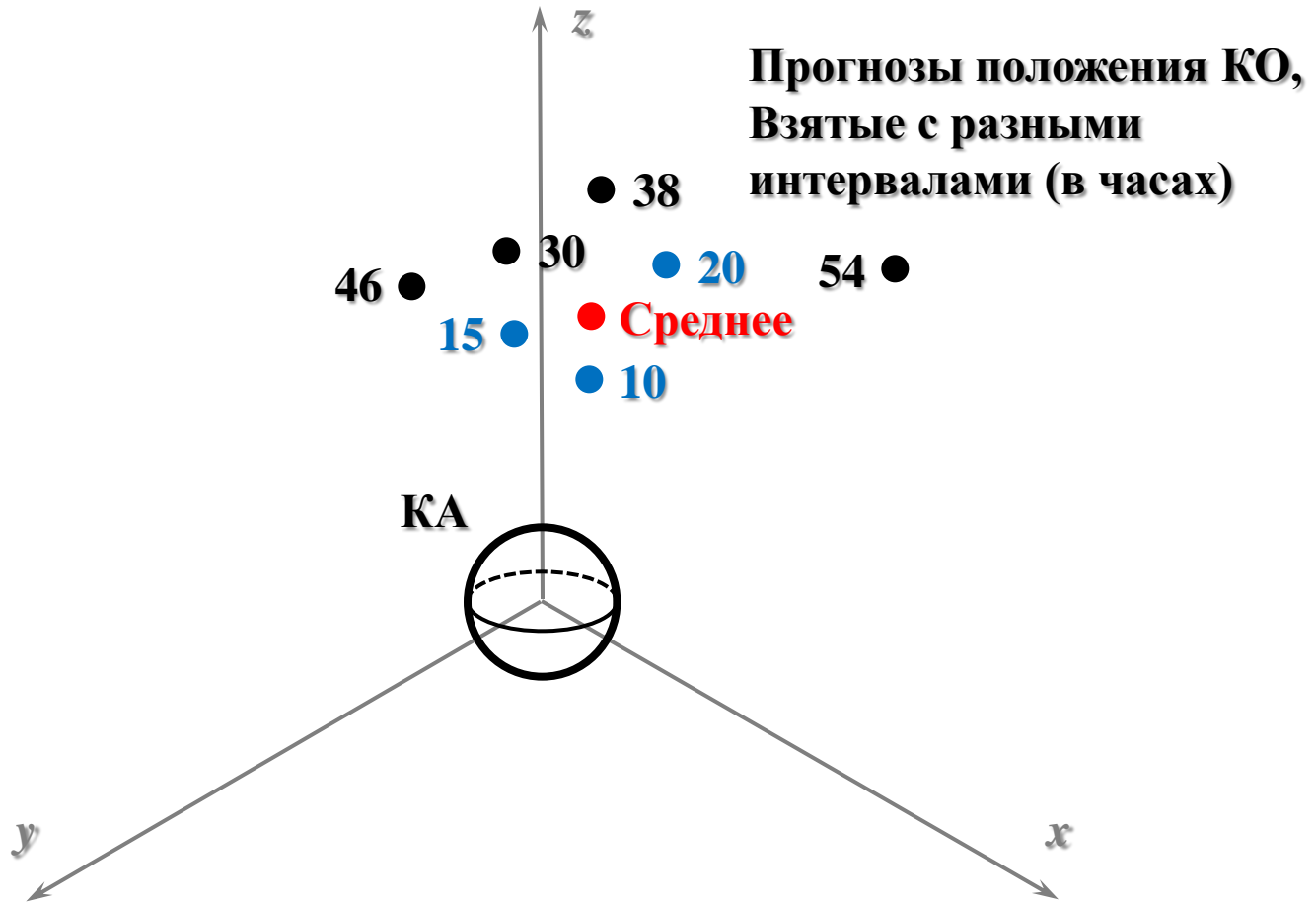
# Основные положения

- Необходимо определить вектор относительного положения.
- Необходимо определить параметры рассеивания конечной точки вектора относительного положения.

# Задача оценки риска

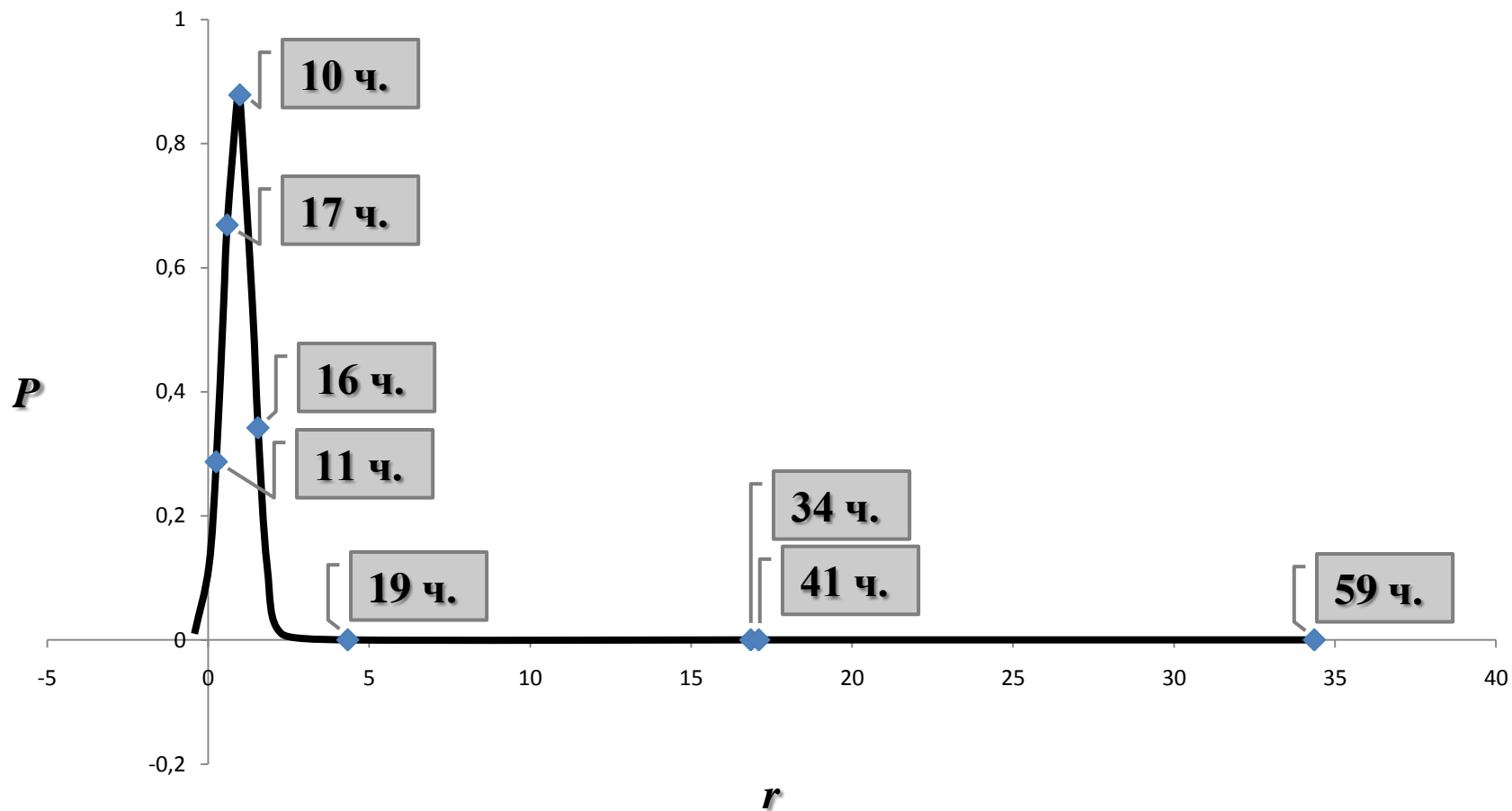


# Первый метод





# Распределение ошибок прогнозирования для КО № 33246



# Вычисление ошибок параметров траектории КО

**СКО параметров траектории КО вычисляются из Правила трех сигм:**

$$\sigma_q = \frac{3}{m} \sum_{i=1}^m |q^i - q_{\text{ср}}|$$

где

$$q_{\text{ср}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m q^i$$

# Разработанные модели ошибок

**1. В орбитальной системе координат  $rnb$ :**

$$\sigma_r, \sigma_n, \sigma_b, \sigma_{\dot{r}}, \sigma_{\dot{n}}, \sigma_{\dot{b}}$$

**2. В элементах орбиты:**

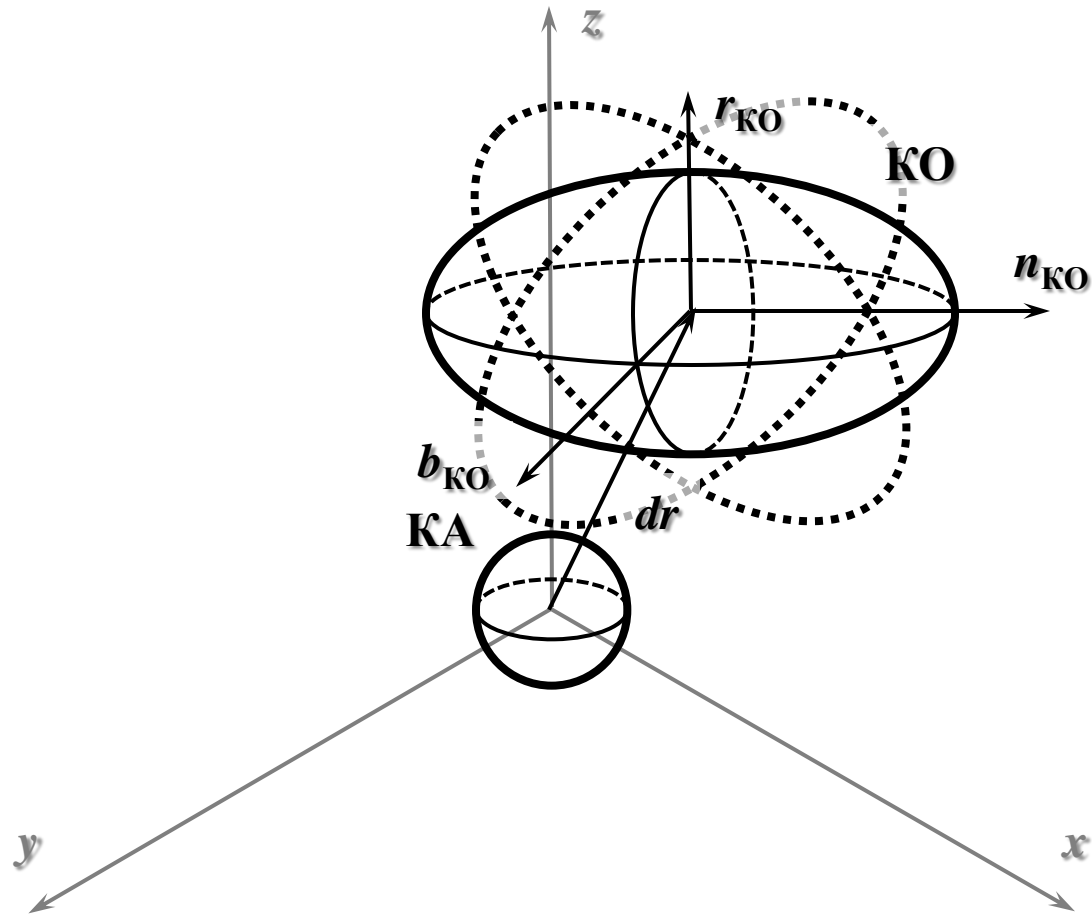
$$\sigma_a, \sigma_e, \sigma_i, \sigma_{\Omega}, \sigma_{\omega}, \sigma_{\tau}$$

**3. В модифицированных элементах орбиты:**

$$\sigma_T, \sigma_{\varphi_1}, \sigma_{\varphi_2}, \sigma_i, \sigma_{\Omega}, \sigma_{t_{\Omega}}$$

$$\varphi_1 = e \cdot \sin \omega \qquad \varphi_2 = e \cdot \cos \omega$$

# Коэффициенты корреляции



# Вычисление ковариационных матриц вектора состояния КО и КА

**Матрицы ошибок вычисляются по формулам вида:**

$$C(6 \times 6) = \begin{pmatrix} \sigma_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_6 \end{pmatrix} \cdot K(6 \times 6) \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_6 \end{pmatrix}$$

**Для КО формируется усредненная матрица ошибок:**

$$C_{\text{КО}}(3 \times 3) = \frac{1}{3} (C_{\text{КО1}} + C_{\text{КО2}} + C_{\text{КО3}})$$

# Оценивание средних значений

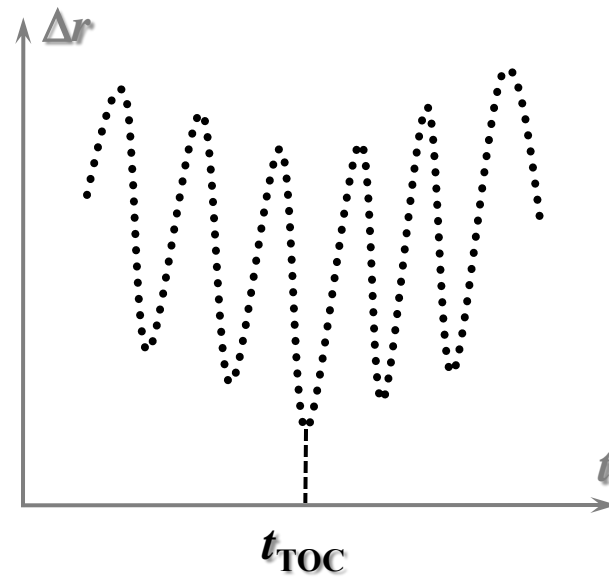
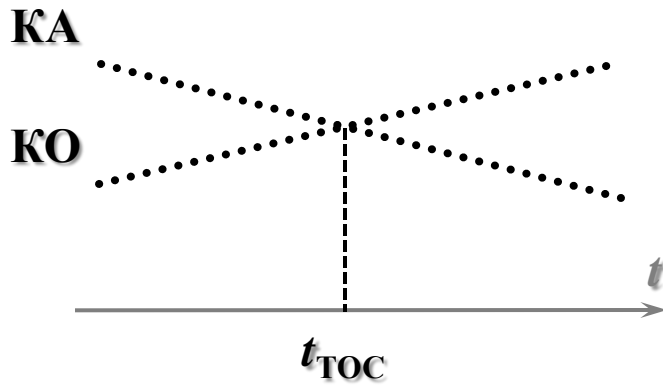
**Используется схема Метода Монте-Карло:**

$$P_C = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N P_i$$

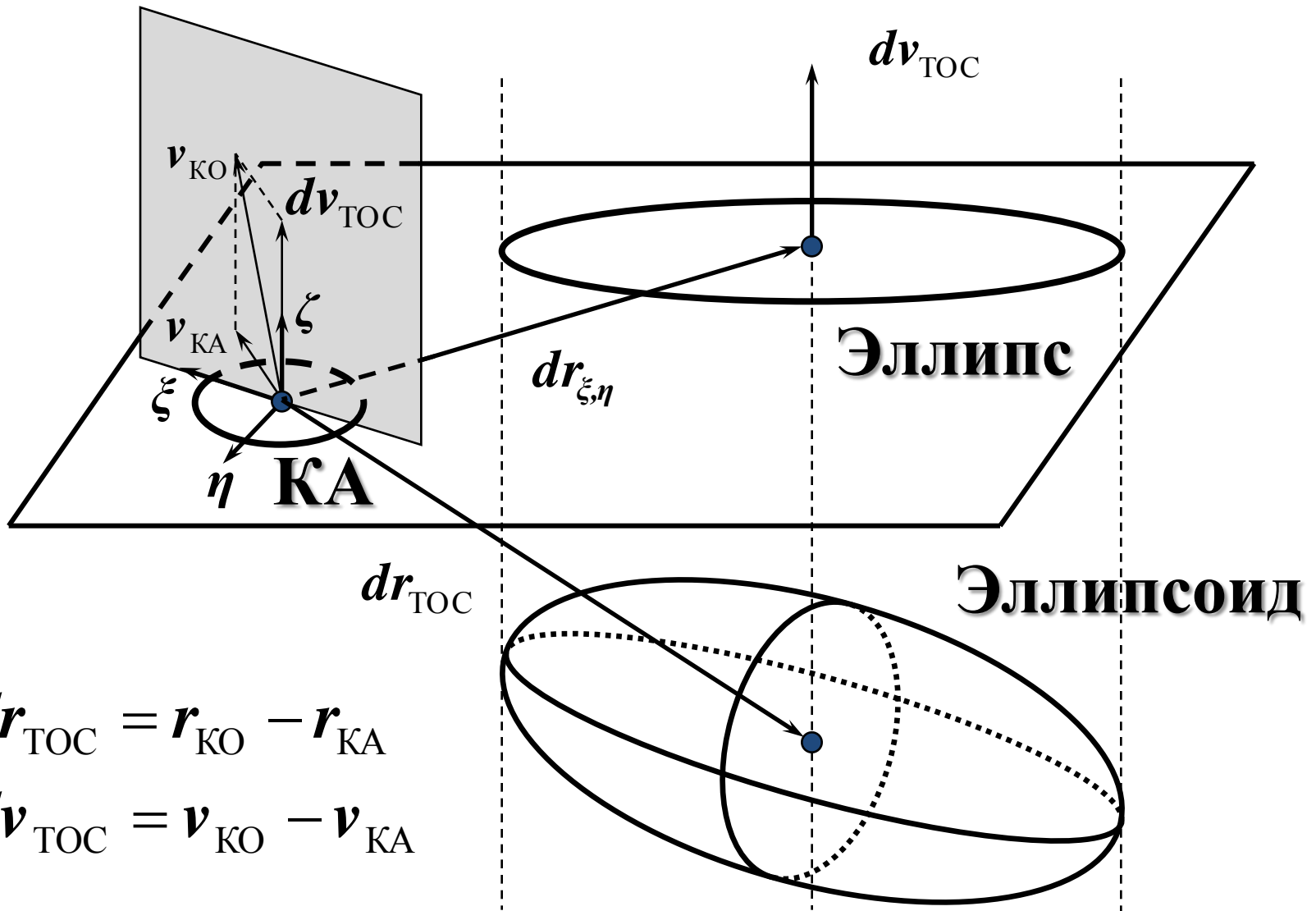
**Погрешность метода с вероятностью  $\approx 0.9973$  не превосходит:**

$$\delta_N \approx 3 \cdot \left( \frac{D[P]}{N} \right)^{\frac{1}{2}}$$

# Второй метод



# Геометрическая интерпретация





# Испытания методики

№ п/п	№ объекта	Дата	Время (ДМВ) и расстояние в км	Интервал в часах	$P_C$ (ЦУП-Х)	$P_C$ (ЦУП-М)
1	33246	27.8.2008	21:12:48 1.627	10	$1.39 \cdot 10^{-2}$	$9.8 \cdot 10^{-3}$
2	33048	30.8.2009	04:09:38 21.173	16	0	0
3	33257	6.9.2009	17:00:29 7.668	3	$1.61 \cdot 10^{-15}$	$2.76 \cdot 10^{-12}$
4	33134	24.9.2009	13:03:24 20.037	36	$2.25 \cdot 10^{-22}$	$3.74 \cdot 10^{-18}$