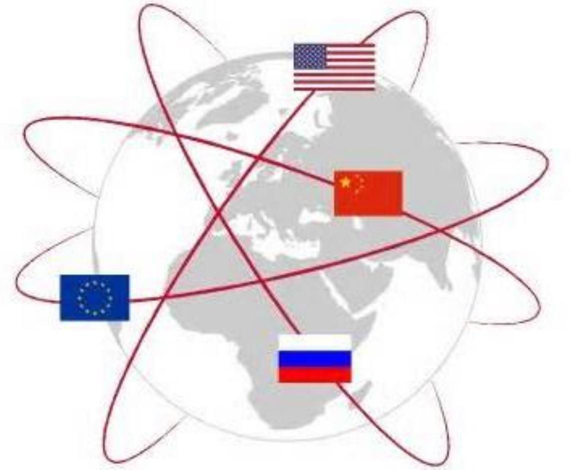


GNSS 测量原理与应用

李丽华
中国地质大学（北京）测量与导航工程系
lihuali@cugb.edu.cn

2020 春

第三章　卫星运动理论及星历

3.1 卫星轨道概述

3.2 卫星的无摄运动

3.3 卫星的受摄运动

3.4卫星轨道确定

3.5 卫星星历

第三章 卫星运动理论及星历

3.1 卫星轨道概述

3.2 卫星的无摄运动：轨道参数（重点）

3.3 卫星的受摄运动

3.4 卫星轨道确定

3.5 卫星星历

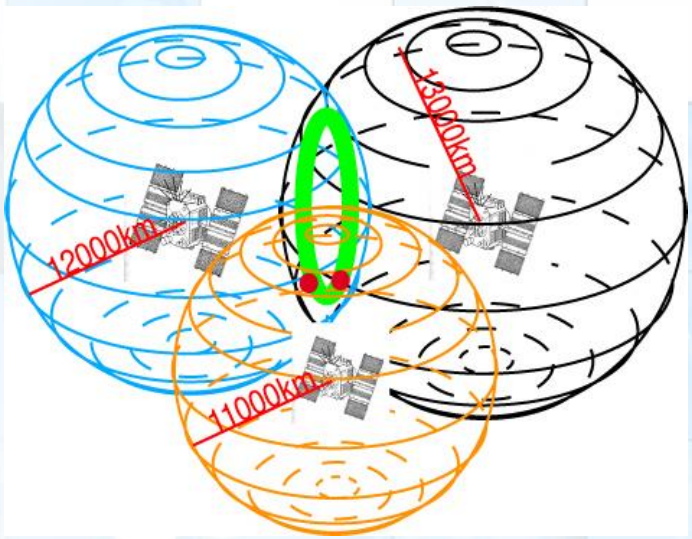
中国地质大学

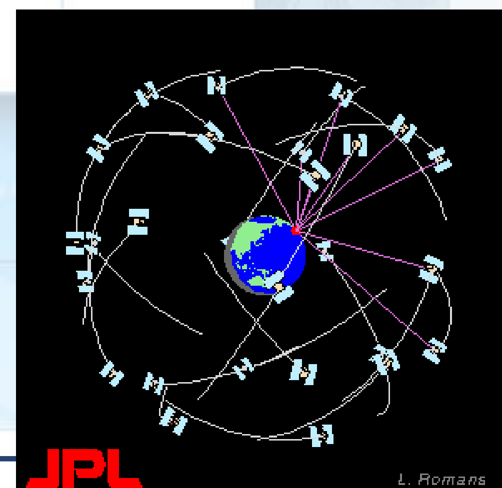
3.1 卫星轨道

➢ 轨道：卫星在空间运行的轨迹

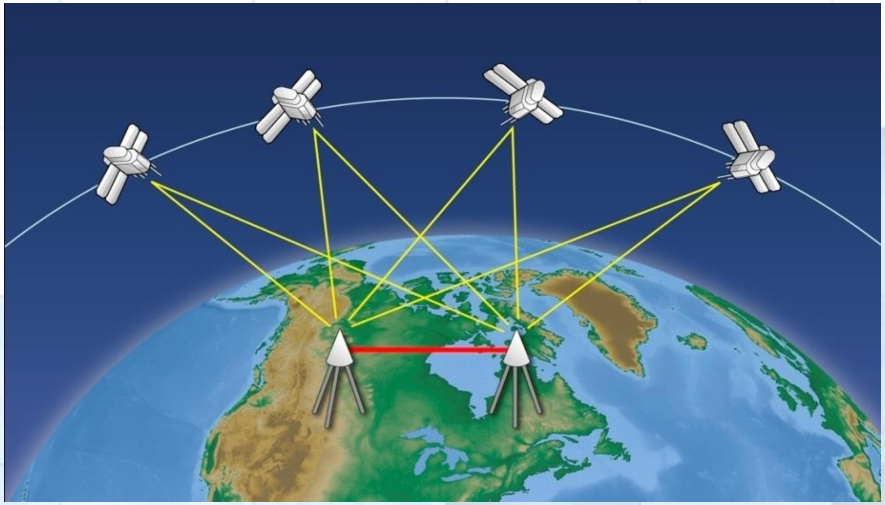
- 轨道作用：GPS卫星导航定位的基础

$$\begin{cases} \sqrt{(x_1-x_0)^2+(y_1-y_0)^2+(z_1-z_0)^2}=d_1 \\ \sqrt{(x_2-x_0)^2+(y_2-y_0)^2+(z_3-z_0)^2}=d_2 \\ \sqrt{(x_3-x_0)^2+(y_3-y_0)^2+(z_3-z_0)^2}=d_3 \end{cases}$$





- 精密的轨道信息是扩展GPS应用的前提



$$\frac{\delta D}{D}=\frac{\delta\rho}{\rho}$$

ρ － 测站至卫星的距离

$\delta\rho$－ 卫星轨道的误差

D－两观测站间的基线长度

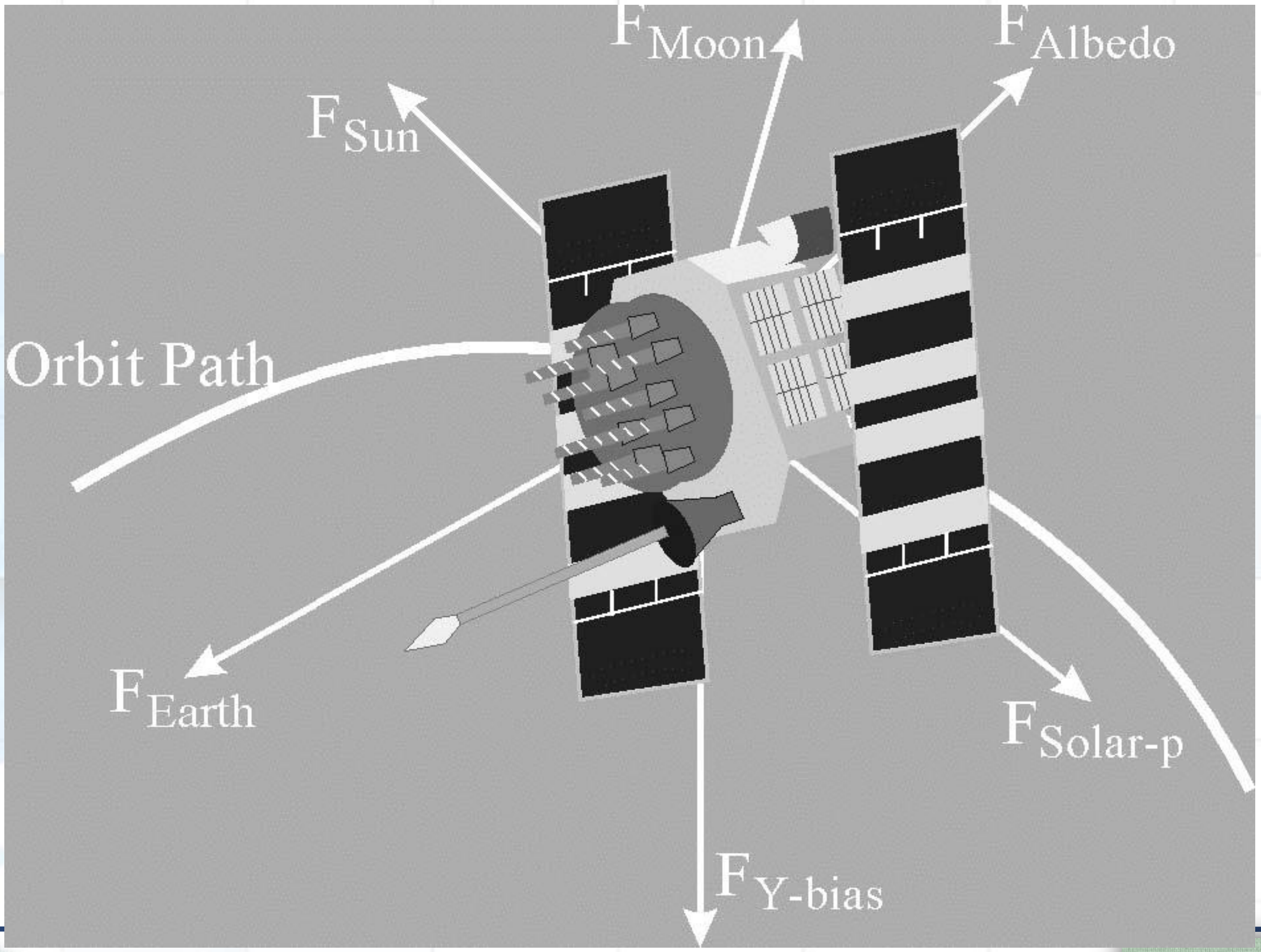
δD－由$\delta\rho$引起的基线起的基

影响卫星轨道的因素

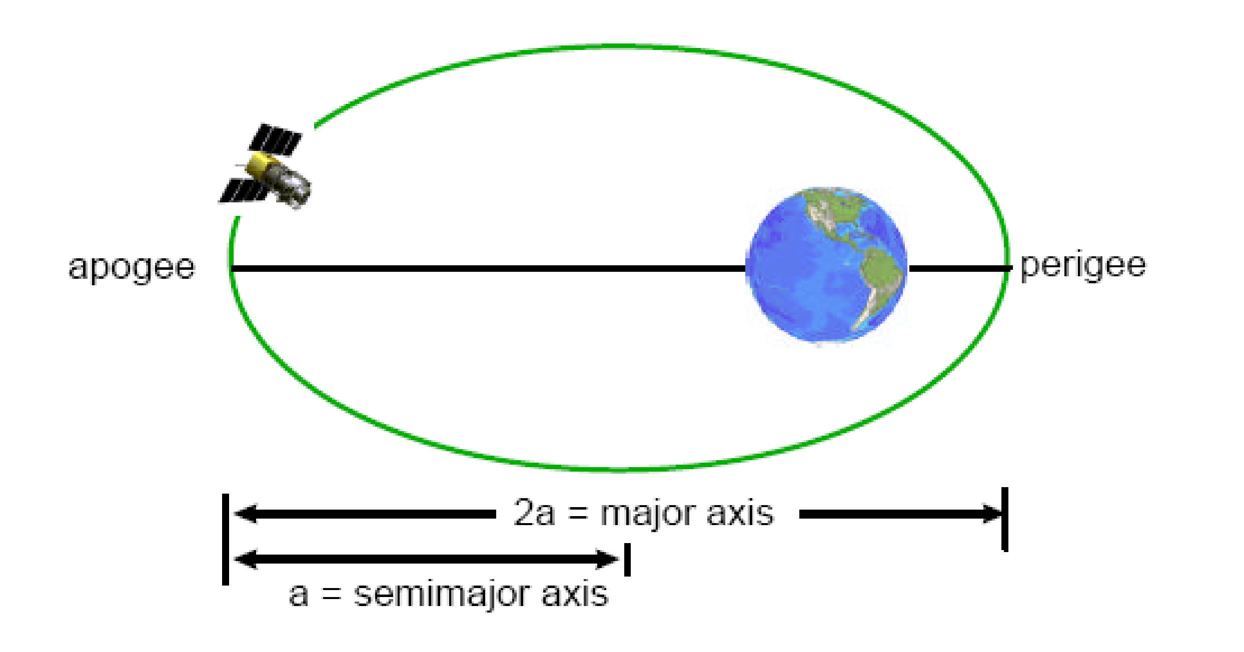
- 卫星在空间绕地球运行时，除了受地球重力场的引力作用外，还受到太阳、月亮和其它天体的引力影响，以及太阳光压、大气阻力和地球潮汐力等因素影响。卫星实际运行轨道十分复杂，难以用简单而精确的数学模型加以描述。
- 在各种作用力对卫星运行轨道的影响中，地球引力场的影响为主，其它作用力的影响相对要小的多。若假设地球引力场的影响为1，其它引力场的影响均小于10^{-5}。

中国地质大学

GPS卫星摄动力示意图



1.卫星的正常轨道



- 正常轨道：只考虑地球和卫星之间的作用力。不考虑其他天体和大气物理现象的影响。
- 摄动轨道：受到其他天体扰动和大气物理现象影响的正常轨道。

卫星轨道的研究方法

通常把作用于卫星上的力按其影响的大小分为两类：

- 中心力（非摄动力）：假设地球为均质球体的引力（质量集中于球体的中心）决定着卫星运动的基本规律和特征。
- 无摄轨道：只考虑中心力影响的理想卫星轨道。
- 非中心力（摄动力）：地球非球形对称的作用力、日月引力、大气阻力、光辐射压力以及地球潮汐力等。
- 受摄轨道：同时考虑摄动力作用下的卫星运动轨道。
- 受摄轨道的确定：先通过研究无摄运动确定无摄轨道，再研究各种摄动力对卫星运动的影响，并对卫星的无摄轨道加以修正，从而确定卫星受摄运动轨道的瞬时特征。

2.卫星无摄运动

1. 开普勒三大定律
2. 卫星轨道参数
3. 三种近地点角关系

2.卫星无摄运动

1 开普勒三大定律

2 卫星轨道参数

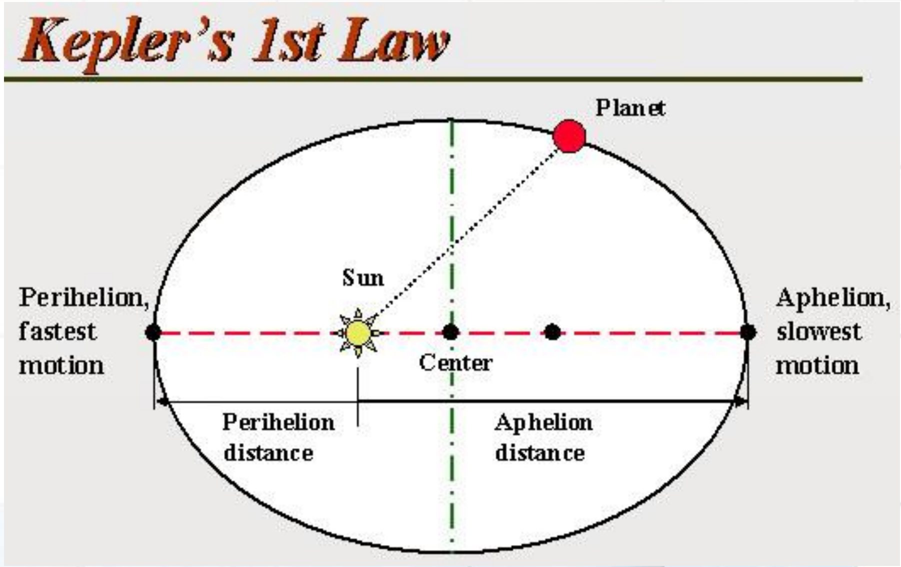
3 三种近地点角关系

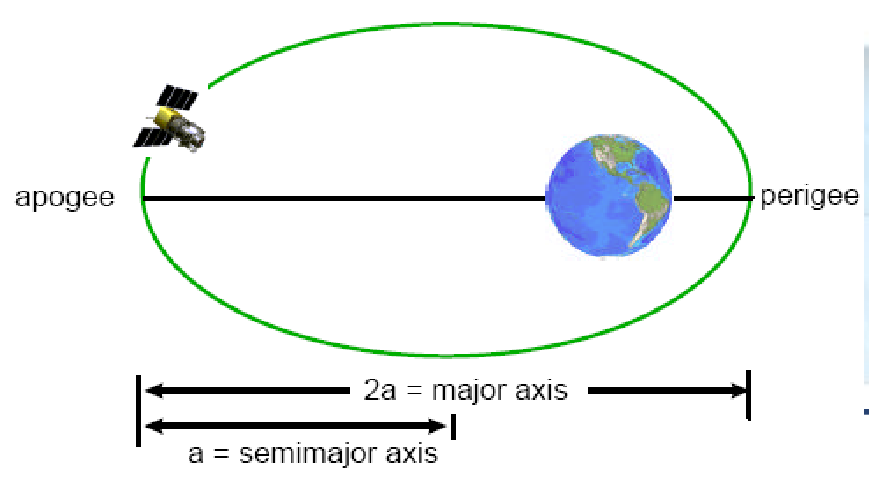
中国地质大学

(1)开普勒三大定律

开普勒(1571-1630)是德国近代著名的天文学家、数学家、物理学家和哲学家。他以数学的和谐性探索宇宙，在天文学方面做出了巨大的贡献。开普勒是继哥白尼之后第一个站出来捍卫太阳中心说、并在天文学方面有突破性成就的人物，被后世的科学史家称为“天上的立法者”。

开普勒三大定律

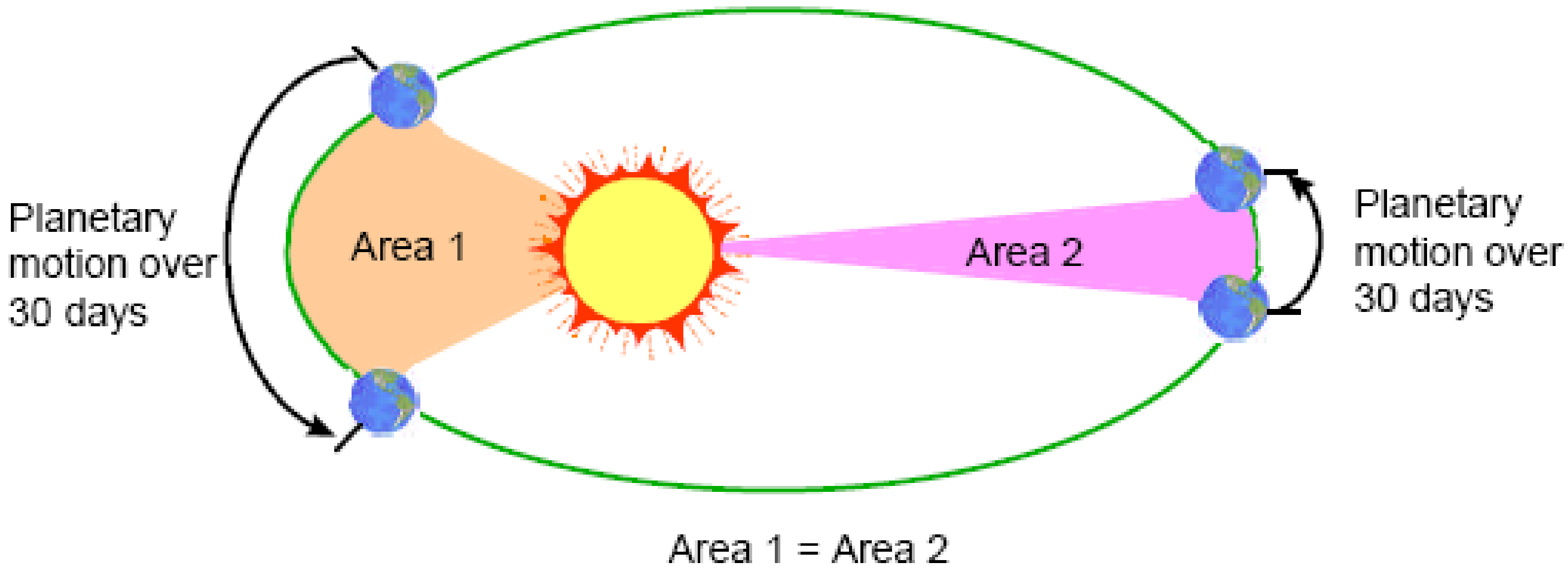




第一定律

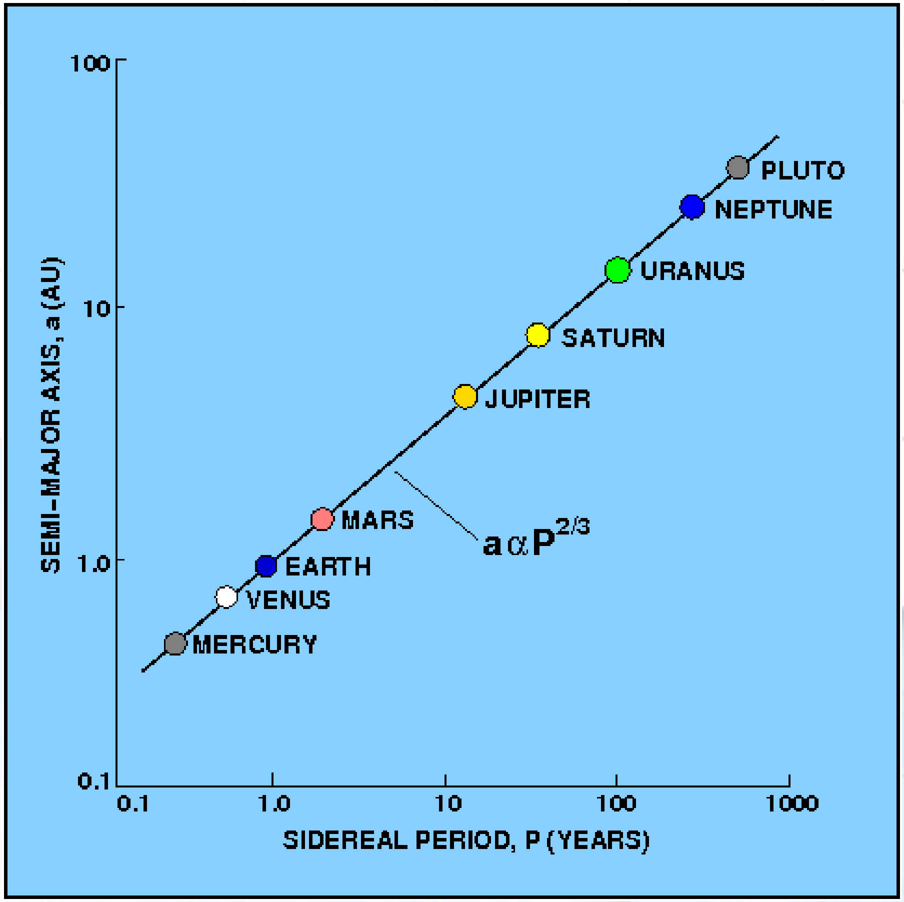
即“轨道定律”：所有的行星分别在不同的椭圆轨道上围绕太阳运动，太阳处在这些椭圆的一个焦点上。

开普勒三大定律



第二定律即“面积定律”：对每个行星而言，行星和太阳的连线在任意相等的时间内扫过的面积都相等（“面积速度”不变）。

开普勒三大定律



第三定律即“周期定律”：所有行星的椭圆轨道的长半轴的三次方跟公转周期的二次方的比值都相等。.

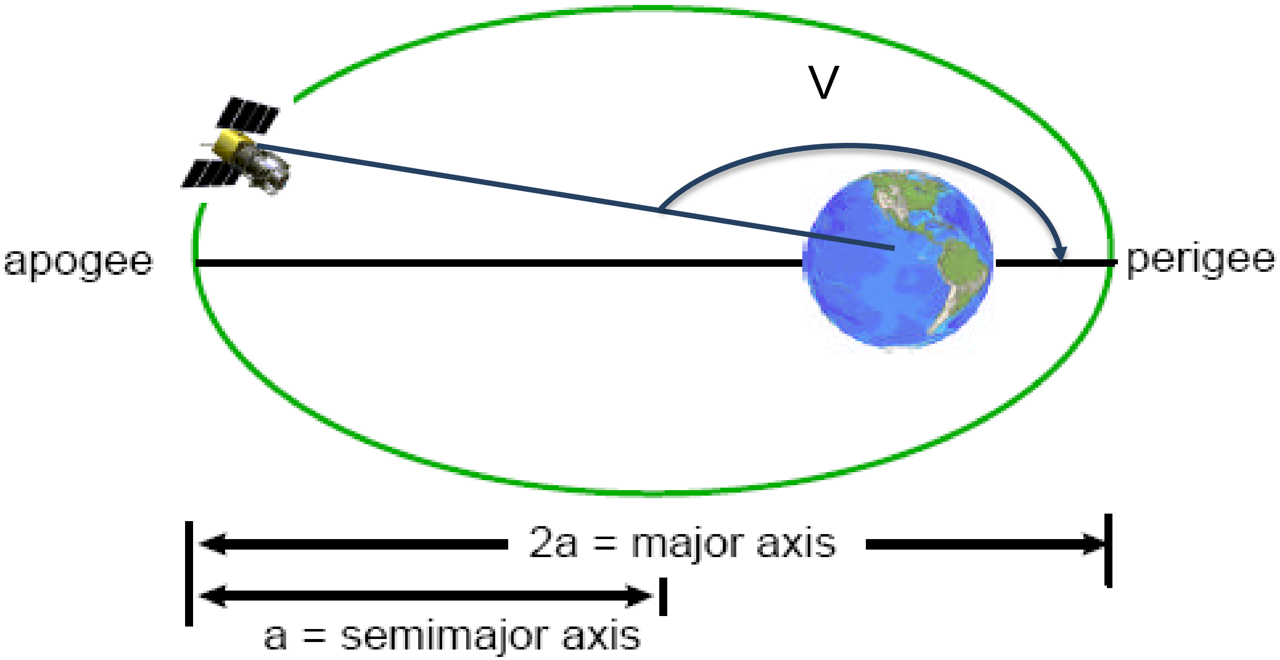
$$T_S^2 = 4\pi^2 \frac{a^3}{GM} = 4\pi^2 \frac{a^3}{\mu}$$

（2）卫星轨道的参数

- 卫星的无摄运动一般可通过一组适宜的参数来描述，但这组参数的选择并不唯一，其中应用最广泛的一组参数称为开普勒轨道参数或开普勒轨道根数。
- 开普勒轨道参数：共六个参数，三个确定了卫星轨道的形状、大小以及卫星在轨道上的瞬时位置，三个确定了卫星轨道相对天球坐标系中的位置和方向。

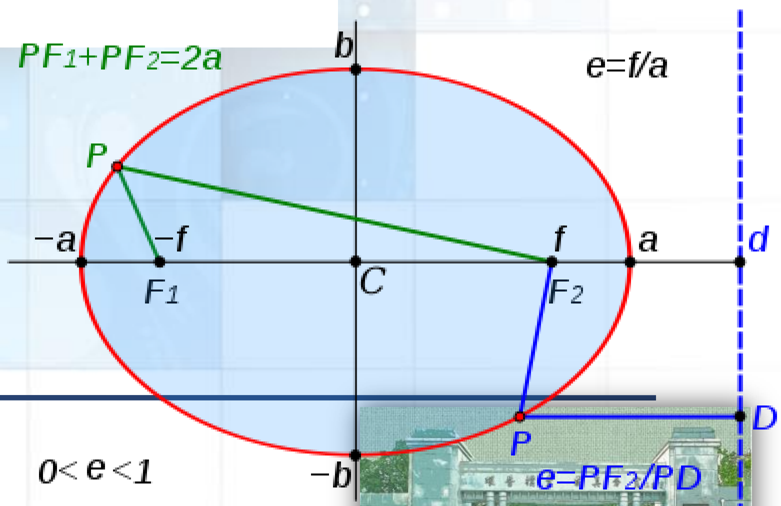
中国地质大学

（2）卫星轨道的参数



e= Nunerial eccentricity of ellipse 轨道偏心率

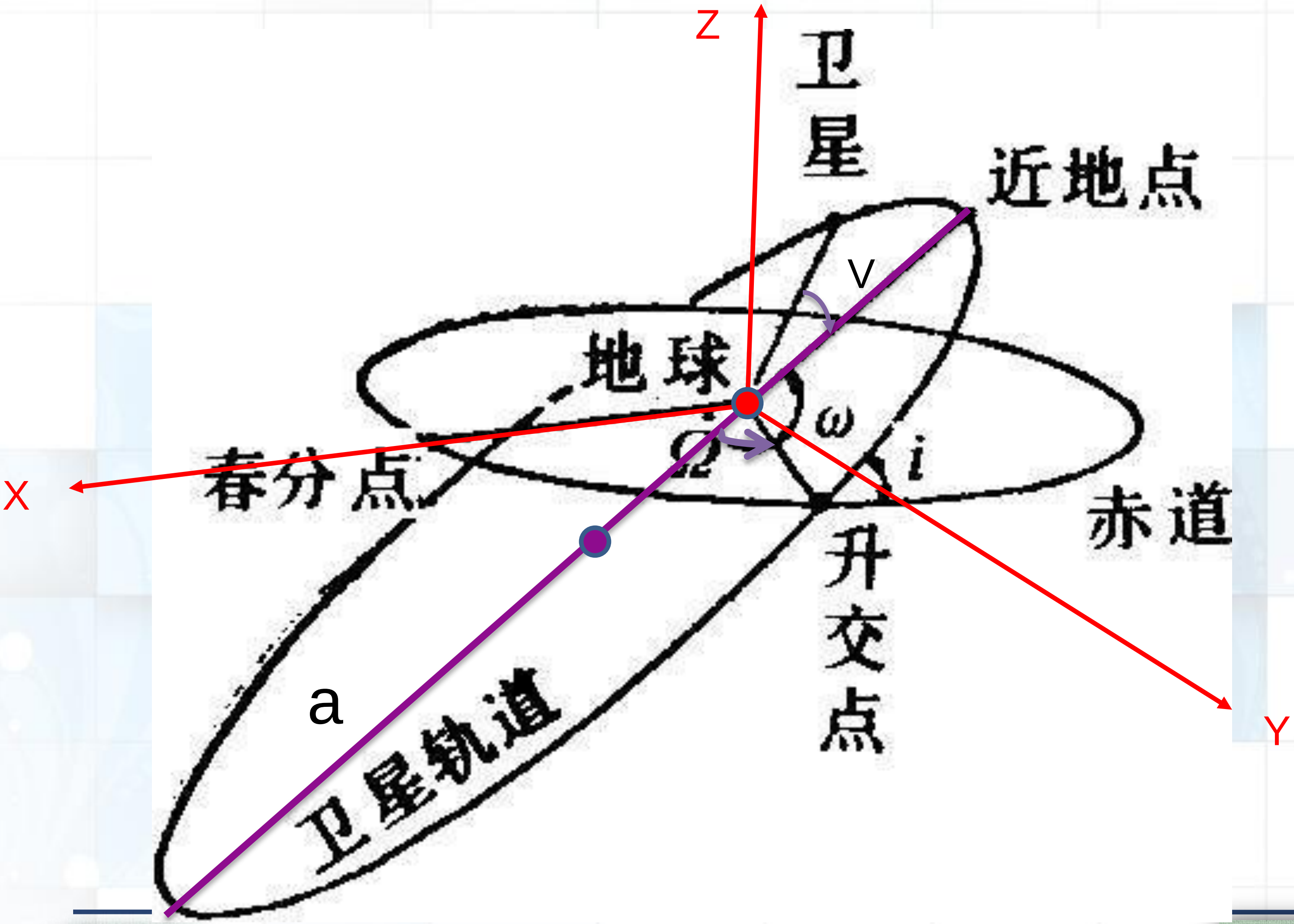
e = c/a



长半轴 a、偏心率 e、真近点角 V

———轨道形状、大小、卫星在轨道的瞬时位置

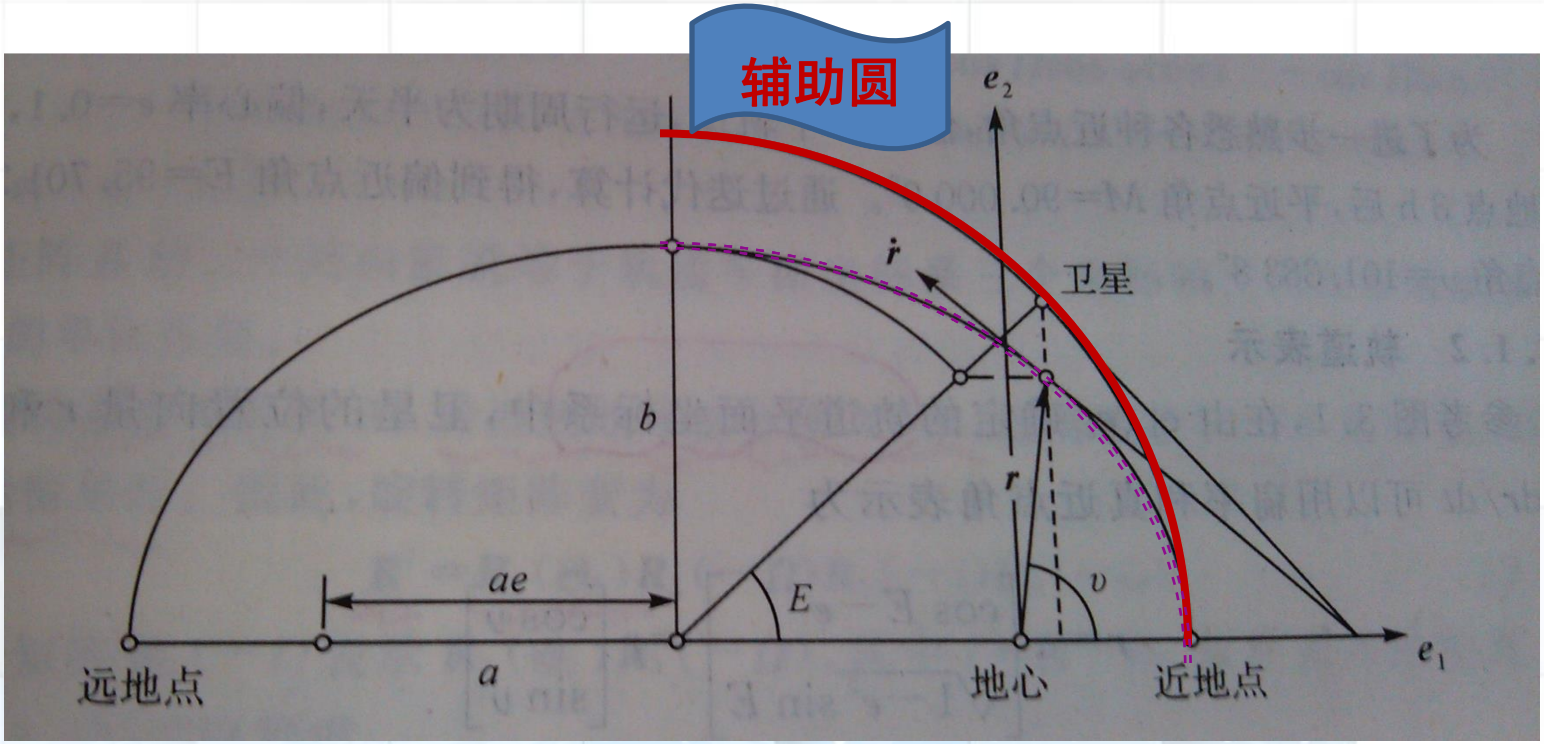
（2）卫星轨道的参数



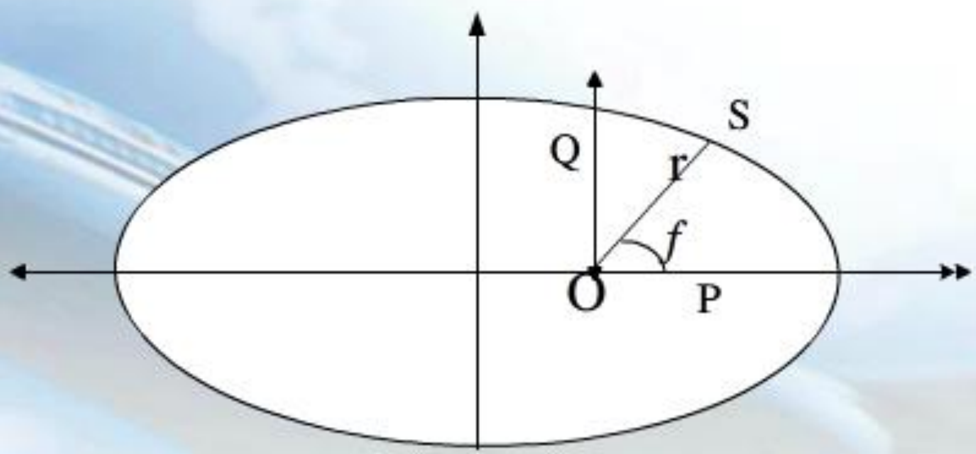
（2）卫星轨道的参数

- a_s为轨道的长半径，e_s为轨道椭圆偏心率，这两个参数确定了开普勒椭圆的形状和大小。
- Ω为升交点赤经：即地球赤道面上升交点与春分点之间的地心夹角。
- i为轨道面倾角：即卫星轨道平面与地球赤道面之间的夹角。这两个参数唯一地确定了卫星轨道平面与地球体之间的相对定向。
- ω_s为近地点角距：即在轨道平面上，升交点与近地点之间的地心夹角，表达了开普勒椭圆在轨道平面上的定向。
- f_s为卫星的真近点角：即轨道平面上卫星与近地点之间的地心角距。该参数为时间的函数，确定卫星在轨道上的瞬时位置。

中国地质大学

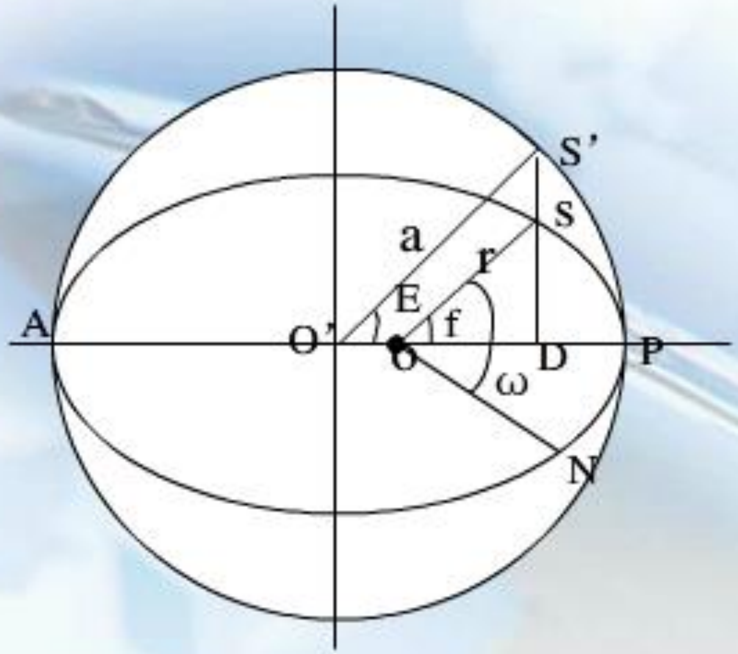

辅助圆
e_2
$\dot{r}$
卫星
b
r
ae
E
v
a
远地点
地心
近地点
e_1

计算卫星在轨道面直角坐标系中的坐标



$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix}$$

偏近点角与向径关系



- 由图可知

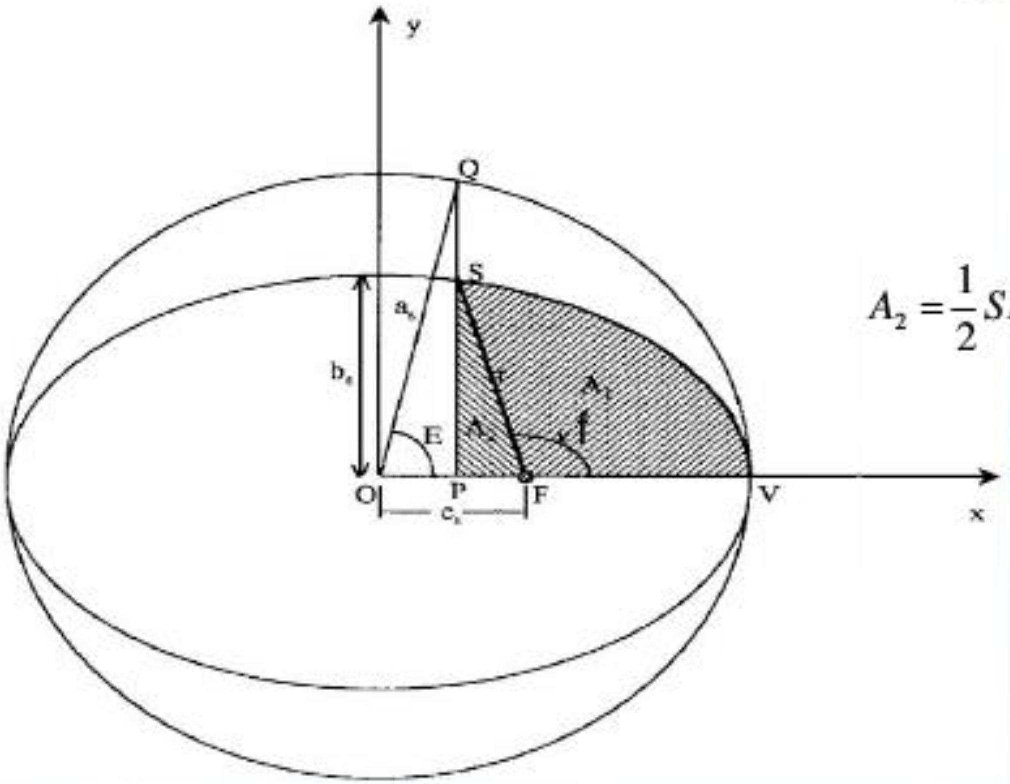
$$\begin{cases} r\cos f = OD = a\cos E - ae \\ r\sin f = SD = a\sqrt{1-e^2}\sin E \end{cases}$$

将卫星向经的表达式变形

$$r = \sqrt{OD^2 + SD^2} = a - ae\cos E$$

$$= a(1 - e\cos E)$$

焦距 ae 短半轴： a*sqrt（1-e2）



$$A_1 = areaPSV - A_2$$

$$\frac{QP}{SP} = \frac{a_s}{b_s}$$

$$A_2 = \frac{1}{2} SP \times PF = \frac{1}{2}\frac{b_s}{a_s} QP \times PF$$

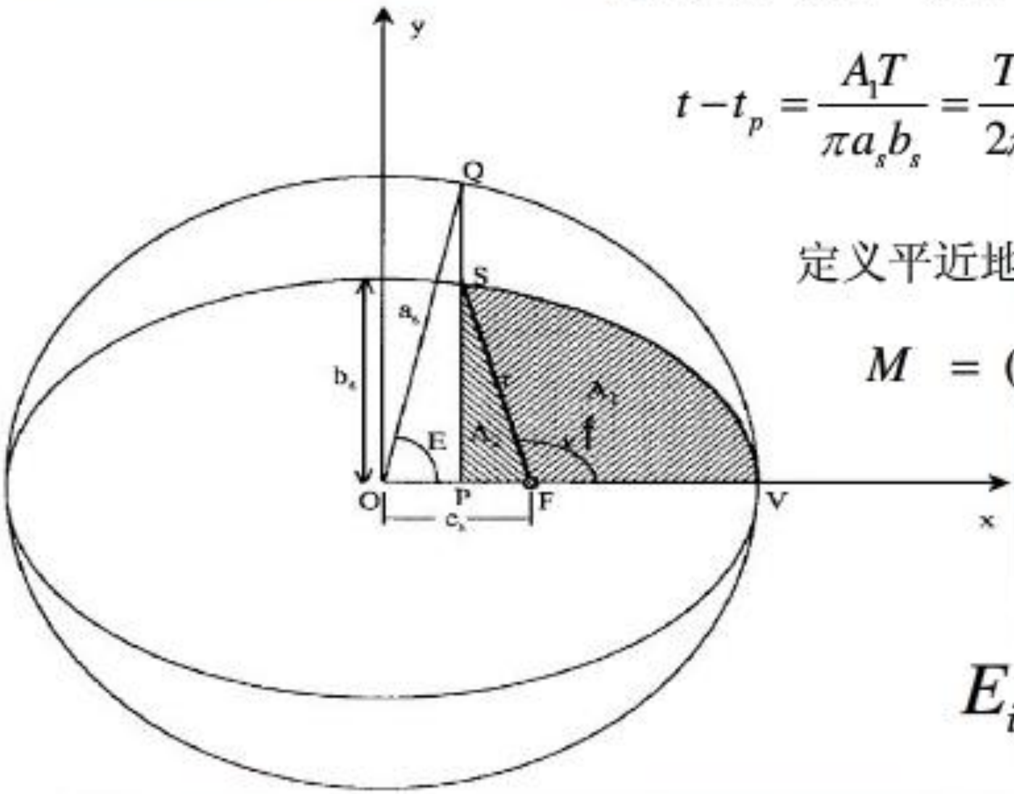
$$= \frac{1}{2}\frac{b_s}{a_s} OQ \sin E\left(OF - OQ\cos E\right)$$

$$= \frac{a_s b_s}{2}\left(e\sin E - \sin E\cos E\right)$$

$$areaPSCV = \frac{b_s}{a_s} areaPQV = \frac{b_s}{a_s}(areaOQV - areaOQP) = \frac{b_s}{a_s}\left[\frac{1}{2}a_s^2 E - \frac{1}{2}a_s^2 \sin E\cos E\right] = \frac{a_s b_s}{2}(E - \sin E\cos E)$$

平近点角与偏近点角关系

根据开普勒第二定律



$$t-t_p=\frac{A_1T}{\pi a_s b_s}=\frac{T}{2\pi}(E-e\sin E)=\sqrt{\frac{a_s^3}{\mu}}(E-e\sin E)$$

定义平近地点角为

$$M=(E-e\sin E)=\sqrt{\frac{\mu}{a_s^3}}(t-t_p)$$

$$E_{i+1}=M+e\sin E_i$$

- 由上式可得偏近点角与真近点角:

$$\cos f = \frac{\cos E - e}{1 - e co E}$$

$$\sin f = \frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{1 - e\cos E}$$

- 同时解得真近点角计算偏近点角的公式:

$$\begin{cases} \cos E = \dfrac{\cos f + e}{1 + e\cos f} \\ \sin E = \dfrac{\sqrt{1-e^2}\sin f}{1 + e\cos f} \end{cases}$$

- 平近点角（M）

$$M = E - e\sin E = n(t - t_1)$$