



第六章 INS/CNS组合导航



提 纲

6.1 概述

6.2 天文导航传感器和天文导航系统

6.3 天文导航原理

6.1 概述



1 基本概念

- **天文导航：Celestial Navigation，也称为天体导航**
 - 利用对地球、太阳、月球和其他恒星等天体的测量信息，为航行体提供位置、姿态信息的导航技术、方法和手段
- **天文导航系统：Celestial Navigation System - CNS**
 - 利用对地球、太阳、月球和其他恒星等天体的测量信息，为航行体提供位置、姿态信息的导航装置

6.1 概述



2 天文导航方法特点

- 优点:

- **被动式测量，自主式导航**：以天体作为导航信标，被动地接收天体自身辐射信号，不与外界交换任何信息，完全自主
- **测量信息不随时间漂移**：精度未必高于其它导航方法，但不随时间积累，像差/视差/地球章动等导致恒星方向的误差远小于1"
- **无需飞行器先验知识，可同时提供位置和姿态信息**
- **抗干扰能力强，可靠性高**：天体辐射覆盖X射线/紫外/可见光/红外整个电磁波谱，抗干扰能力极强；天体运动不受人为破坏，从根本上保证了天文导航最完备的可靠性。
- **隐蔽性好，设备简单，成本低廉，便于推广应用**：根据星体固有运动规律的信息确定载体在空间的运动参数，不受敌方干扰和破坏；只需要利用光学敏感器，成本相对低廉



6.1 概述

2 天文导航方法特点

- 缺点：
 - **近地空间使用受限**：在地面或低空用户易受地球表面大气的影响，输出信息不连续等
 - **使用平台有限**：由于受地面大气的影响较大，因而其应用平台更适用于包括飞机、导弹在内的各种高空、远程飞行器

6.1 概述



3 天文导航发展历程

- 起源：
 - 航海技术，在现代无线电导航技术出现之前，一直是舰船远洋航行中唯一导航技术，即使今天其地位依然未被动摇
- 现代技术
 - 始于20世纪中叶，已成为卫星/深空探测/载人航天必备导航手段
 - 阿波罗登月计划、前苏联空间站
 - 在轨卫星姿态的精确调整、提升远程战略导弹命中精度
- 新发展
 - 随现代微电子技术/光电子技术/微机电技术进一步发展
 - 高精度、自主、全天候和多功能化方向发展
 - 应用于高精度高可靠性的组合导航系统中

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



- 天文导航传感器分类
 - 地球敏感器
 - 太阳敏感器
 - 星敏感器
 - 空间六分仪
 - 星体跟踪器
- 天文导航系统
 - 自动空间六分仪系统 (SS/ANARS)
 - 多任务姿态确定和自主导航系统 (MADAN)
 - MANS自主导航系统

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



1 天文导航传感器分类

- 按敏感天体
 - 太阳敏感器/地球敏感器/恒星敏感器/月球敏感器/行星敏感器等
- 按所敏感光谱
 - 可见光敏感器、红外敏感器和紫外敏感器。
 - 紫外敏感器近年发展较快，不仅可以敏感恒星，还可以敏感地球、月球和太阳，且抗干扰能力较强
- 按光电敏感器件
 - CCD 和 CMOS APS(Active Pixel Sensor)天体敏感器
 - CMOS较CCD抗辐射能力强、动态范围大、功耗低、成本低、便于和外围电路以及信号处理电路大规模集成，是发展方向之一

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



1 天文导航传感器发展

- 太阳敏感器

- 原理：敏感太阳辐射，测量太阳光线同航天器某一预定体轴或坐标面的夹角，确定航天器相对于太阳方位，最早用于姿态测量的光学敏感器
- 精度：大视场阵列式数字太阳敏感器分辨率角秒级
- 种类
 - 模拟式：
 - 数字式
 - 太阳出现式

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



1 天文导航传感器发展

● 地球敏感器

- 原理：借助于光学手段获得航天器相对于地球姿态信息的光学姿态敏感器，主要确定航天器与地球球心连线的矢量方向
- 种类
 - 获取信息方式：地平扫描敏感器和地平辐射热平衡敏感器
 - 敏感光谱：红外地平仪和紫外地平仪
- 现状
 - 在轨卫星经常采用红外地平仪
 - 成像型紫外地平仪是具有广泛应用前景的新型敏感器

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



1 天文导航传感器发展

- 星敏感器

- 原理

- 对高于某一亮度的恒星辐射进行敏感，从天空背景中搜索、识别和跟踪星体，通过对恒星星光的敏感来测量航天器的某一个基准轴与该恒星视线之间的夹角，借此获取航天器相对惯性空间的姿态信息，用于航天器的高精度姿态测量

- 精度

- 角秒级甚至更高精度的惯性姿态信息
 - 是目前精度最高的姿态敏感器。一般而言，其精度比太阳敏感器高一个数量级，比红外地平仪高两个数量级

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



2 天文导航系统

- 自动空间六分仪系统（SS/ANARS）

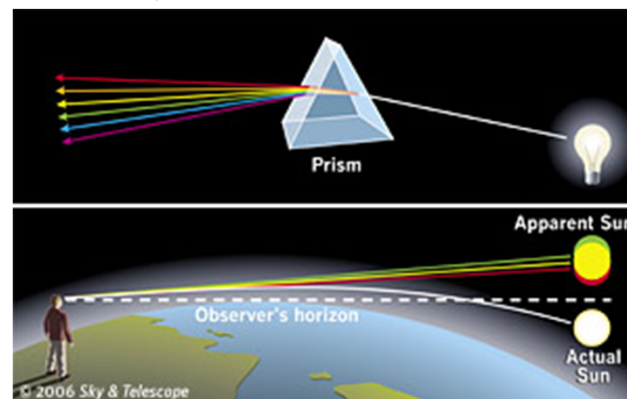
- 研制时间：20世纪70年代-80年代，80年代末投入使用
- 研制国家：美国
- 组成：两个安装在三自由度转台上的光学望远镜
- 基本原理
 - 一个望远镜跟踪月球明亮的边缘，一个望远镜跟踪一颗已知恒星，由两视线夹角可得到导航信息，再结合航天器精确轨道动力学模型确定航天器的三维位置坐标，实现自主导航。
- 精度：测角精度为 $1''$ ，位置精度200-300m（ 1σ ）
- 特点：采用精密复杂测角机构及天文望远镜，结构复杂且成本高

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



2 天文导航系统

- 多任务姿态确定和自主导航系统（MADAN）
 - 组成：高精度的CCD星敏感器
 - 研制时间：80年代初研制，90年代投入
 - 基本原理：星光折射间接敏感地平
 - 基于星光在大气中折射数学模型及误差补偿技术，利用星敏感器精确敏感地平，实现航天器精确定位
 - 使用范围：近地轨道到5倍同步轨道高度
 - 定轨精度：可达100m (1σ)



6.2 天文导航传感器和天文导航系统



2 天文导航系统

- **MANS自主导航系统**

- “自主运行生存技术” (TAOS -Technology for Autonomous Operational Survivability)飞行试验的主要内容之一

- 组成：三个CCD星敏感器（一个备份）+ 一个地球敏感器

- **基本原理**：对地球、太阳和月亮信息在轨测量处理来实时确定航天器轨道。敏感器扫描一圈得到7个独立观测量：太阳方向矢量（两个分量），月球方向矢量（两个分量）、地心方向矢量（两个分量）以及航天器到地心的距离，由此确定航天器的轨道和姿态

- **精度**

- 位置精度100m (3σ) 速度精度0.1m/s (3σ)

- 姿态精度0.03° (3σ) 姿态角速率0.005°/s (3σ)

6.2 天文导航传感器和天文导航系统



2 天文导航系统

- 美国“克莱门汀”自主定轨试验
 - 组成：2个星敏传感器、1个紫外/可见光敏传感器、1个近红外相机、一个激光图像探测和测距相机
 - 原理：环月阶段使用紫外/可见光CCD相机拍摄月相，利用太阳照亮的月球边缘来确定月球半径和月心矢量在航天器体坐标系的方向，利用星敏传感器确定星体在惯性空间定向姿态，确定月心/探测器连线在惯性系的方向，经过对以上观测量的长弧段观测，在适当的月球引力模型下，可以确定探测器的轨道根数



6.3 天文导航原理

- 天文导航方法分类
- 航天器天文导航模型与典型方案分析
 - 基于纯天文几何解析法的奔火轨道定轨
 - 基于日地月信息的航天器天文导航
 - 基于日地月信息的最小二乘法定轨
 - 直接敏感地平的天文导航
 - 星光折射的间接敏感地平天文导航
 - 基于成像型紫外地平仪和星敏感器的天文导航



6.3 天文导航原理

1 天文导航方法分类

- 依据状态方程

- 纯天文几何解析定位导航：不使用轨道动力学为状态方程

- 直接利用天体敏感器测量信息，根据航天器与天体间的几何关系，通过求解由天体敏感器测量信息所建立的航天器位置方程组，得到航天器的位置信息
- 定位精度主要取决于天体敏感器信息测量精度。它不需任何先验知识，精度不高，但简单可靠，是天文导航的基本方法

- 基于轨道动力学的滤波导航：使用轨道动力学为状态方程

- 根据航天器运动规律建立状态模型、利用天体敏感器测量量建立观测模型，使用最优估计方法获得航天器运动状态参数



6.3 天文导航原理

1 天文导航方法分类

- 依据状态方程

- 纯天文几何解析定位导航
- 基于轨道动力学的滤波导航

- 基于直角坐标系的航天器轨道动力学方程

- ❖ 状态变量：航天器在直角坐标系中的三轴位置和速度
- ❖ 特点：选位置和速度为状态变量，模型简单，计算方便
- ❖ 缺点：滤波周期长时，状态变化大，模型线性化误差大

- 高斯受摄运动方程

- ❖ 状态变量：航天器6个轨道参数
- ❖ 优点：6个轨道参数变化较小，其线性化误差小
- ❖ 缺点：模型十分复杂，计算量较大

6.3 天文导航原理



1 天文导航方法分类

- 依据状态方程
 - 纯天文几何解析定位导航
 - 基于轨道动力学的滤波导航
 - 状态方程/状态变量不同，相应导航性能不相同
 - 状态方程的选择：
 - ❖ 基于直角坐标系的轨道动力学方程：对于深空探测器等轨道半长轴较长系统
 - ❖ 高斯受摄运动方程：应对滤波周期较长/轨道偏心率较大轨道，发挥线性化误差较小的特点



6.3 天文导航原理

1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 基本原理：通过对天体的测量获得位置面，通过位置面的组合进行定位
- 位置面：当被测参数为常值时，飞行器所在可能位置形成的曲面
- 确定位置面的测量方式：
 - 近天体/飞行器/远天体的夹角测量
 - ❖ 近天体：太阳系中天体(太阳、地球、月球和其他行星)
 - ❖ 远天体指恒星
 - 近天体/飞行器/近天体夹角测量
 - 飞行器/近天体视角测量掩星测量

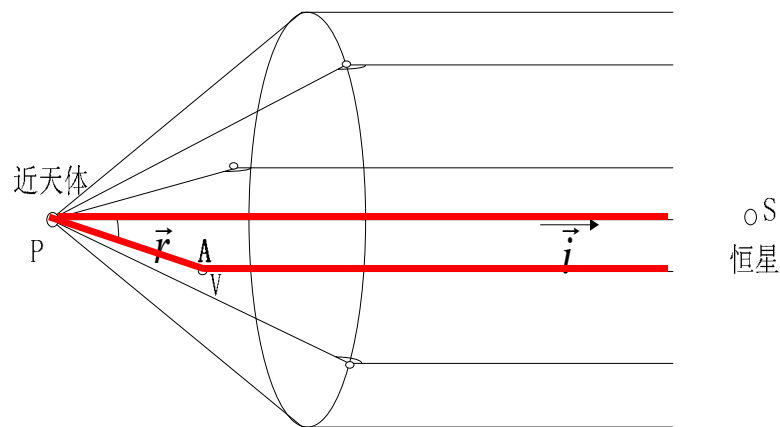


6.3 天文导航原理

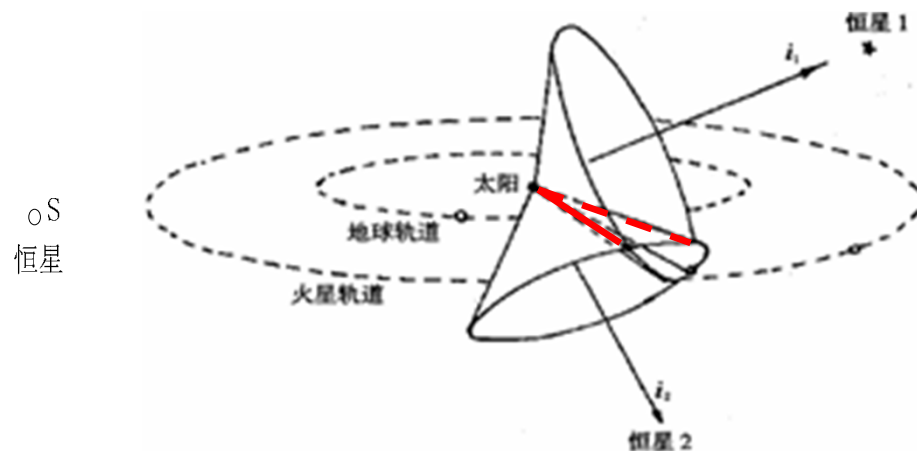
1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 基本原理：通过对天体的测量获得位置面，通过位置面的组合进行定位



远近天体测量



三星体测量



6.3 天文导航原理

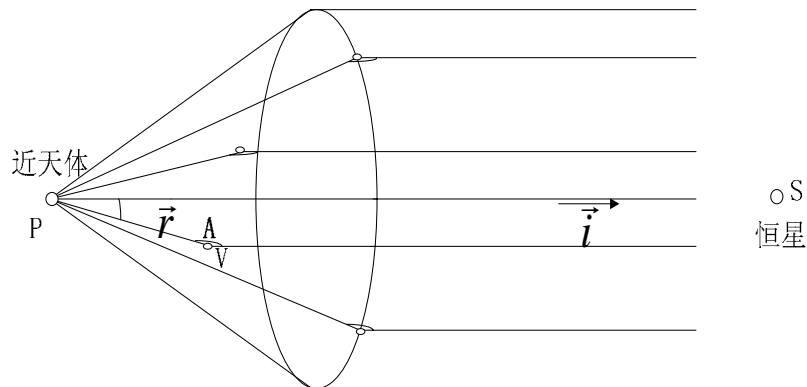
1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 确定位置面的测量方式:

- 近天体/飞行器/远天体的夹角测量: 圆锥面

❖ 圆锥的半顶角: $180^\circ - A$



$$A = \arccos\left(-\frac{\vec{r} \cdot \vec{i}}{r}\right)$$

V 飞行器

P 近天体



恒星

\vec{i}

近天体到飞行器的位置矢量

\vec{r}

近天体到恒星视线的单位矢量



6.3 天文导航原理

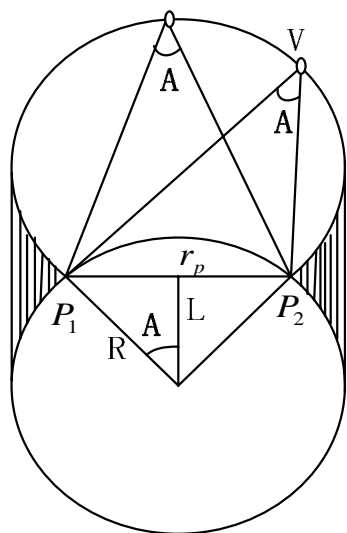
1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 确定位置面的测量方式:

- 近天体/飞行器/近天体夹角测量: 超环面

- ❖ 由两近天体连线为轴线, 过这两点的一段圆弧构建



V 飞行器

$P_1 P_2$ 近天体

圆弧半径

$$R = \frac{r_p}{2 \sin A}$$

A 测量的飞行器到两近天体的视线夹角

r_p 两近天体之间距离



6.3 天文导航原理

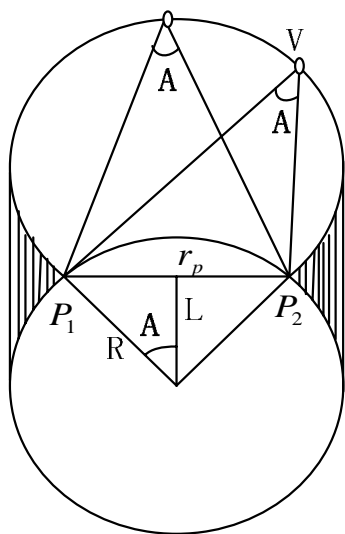
1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 确定位置面的测量方式:

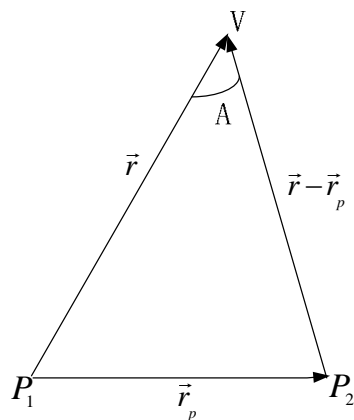
- 近天体/飞行器/近天体夹角测量: 超环面

- ❖ 基于超环面的测量模型



V 飞行器

$P_1 P_2$ 近天体



圆心到 $P_1 P_2$ 的距离

\vec{r}
 \vec{r}_p

从天体1到飞行器的矢量

从天体1到天体2的矢量

$$\vec{r} \cdot \vec{r}_p = r^2 - r |\vec{r} - \vec{r}_p| \cos A$$

$$\vec{r} \cdot (\vec{r} - \vec{r}_p) = r |\vec{r} - \vec{r}_p| \cos A$$

$$L = R \cos A$$

6.3 天文导航原理



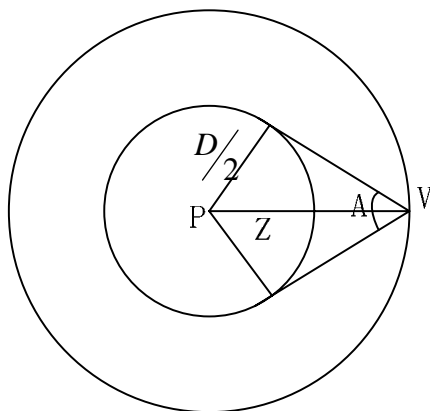
1 天文导航方法分类

- 纯天文几何解析定位导航

- 确定位置面的测量方式:

- 飞行器/近天体视角测量: 圆球

- ❖ 圆锥的半顶角: A



V 飞行器

P 近天体

A : 飞行器

D : 近天体半径

Z : 飞行器距近天体中心距离

[illegible]

6.3 天文导航原理



2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于纯天文几何解析法的奔火轨道定轨
- 基于日地月信息的航天器天文导航
- 基于日地月信息的最小二乘法定轨
- 直接敏感地平的天文导航
- 星光折射的间接敏感地平天文导航
- 基于成像型紫外地平仪和星敏感器的天文导航

6.3 天文导航原理



2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于纯天文几何解析法的奔火轨道定轨
 - 原理：位置面相交确定交点
 - 近天体/飞行器/远天体、近天体/飞行器/近天体结合
 - 近天体/飞行器/远天体：太阳、恒星
 - 近天体/飞行器/近天体：太阳、地球
 - 测量信息：
 - 近天体/飞行器/远天体：2次，得2个圆锥角，构建圆锥
 - 近天体/飞行器/远天体：1次，得1个夹角，构建超环面
 - 轨道位置：
 - 双圆锥和超环面交点，通过之前轨道位置筛除冗余点

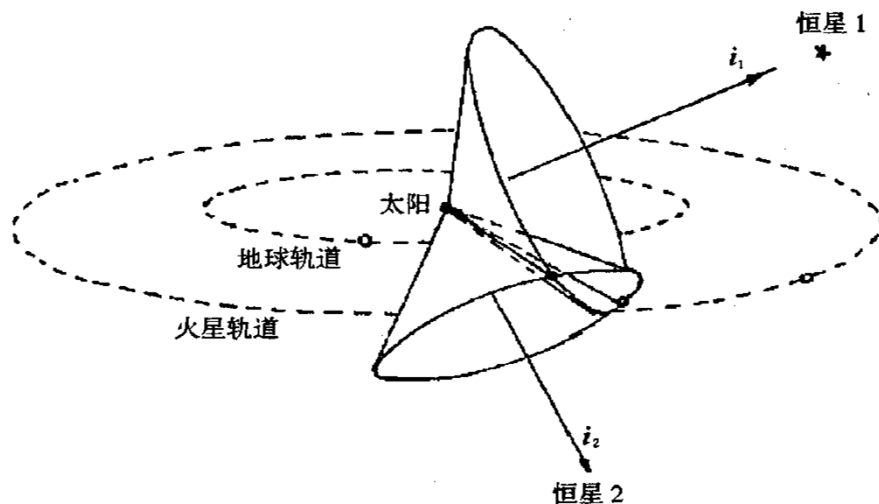


6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于纯天文几何解析法的奔火轨道定轨

- 测量信息：3个角度信息



位置面示意

- A_1 第一次 太阳/飞行器/恒星1的测角
- A_2 第二次 太阳/飞行器/恒星2的测角
- A_3 第三次 太阳/飞行器/地球 的测角

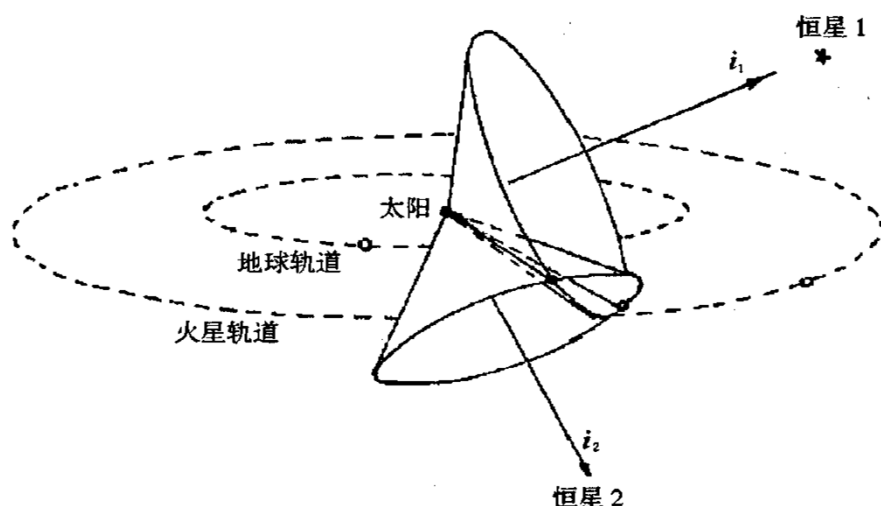
6.3 天文导航原理



2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于纯天文几何解析法的奔火轨道定轨

- 导航解算模型：位置面相交确定交点



位置面示意

$$\vec{r} \cdot \vec{i}_1 = -r \cos A_1$$

$$\vec{r} \cdot \vec{i}_2 = -r \cos A_2$$

$$\vec{r} \cdot \vec{r}_p = r^2 - r |\vec{r} - \vec{r}_p| \cos A_3$$

\vec{r}

未知矢量

\vec{r}_p

地球/太阳的相对位置矢量

\vec{i}_1

太阳到恒星1方向的单位矢量

\vec{i}_2

太阳到恒星2方向的单位矢量

A_1 A_2 A_3

测量角



6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航
 - 定姿原理：在日月可见弧段用太阳敏感器、月球敏感器（如紫外敏感器）以及星上存储的日月星历表，基于双矢量定姿法确定出地心惯性坐标系与卫星本体坐标系之间的转换矩阵
 - 定轨原理：基于卫星高度仪提供的信息，联合姿态矩阵，获得航天器在地心惯性坐标系的位置矢量

6.3 天文导航原理



2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 卫星与地球、太阳和月球的几何关系

- 测量量

- 本体系下卫星至太阳方位矢量 \vec{L}_{ws}^b

- ❖ 太阳敏感器输出

- 本体系下卫星至地球方位矢量 \vec{L}_{we}^b

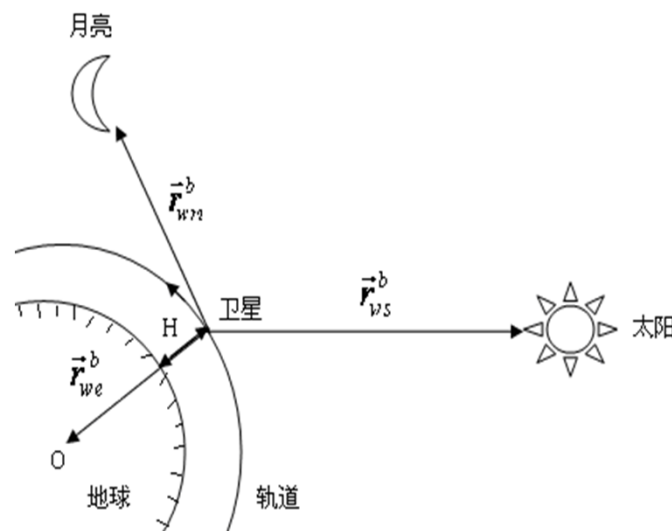
- ❖ 地球敏感器输出

- 本体系下卫星至月球方位矢量 \vec{L}_{wm}^b

- ❖ 月球敏感器输出

- 卫星高度仪测卫星距离地球表面高度 H

- ❖ 高度计提供





6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 定轨计算:

$$\vec{r}^i = -(R_e + H)C_b^i \vec{L}_{we}^b$$

- 已知量

R_e 地球赤道平均半径

H 卫星高度仪测卫星距离地球表面的高度

\vec{L}_{we}^b 本体系下卫星至地球的单位方向向量

- 未知量

C_b^i 绝对姿态矩阵: 本体系到地心惯性系的转换矩阵



定姿算法



6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 定姿计算：双矢量定姿

$$C_b^i = P_N Q_M^{-1} = P_N Q_M^T$$
$$P_N = [N_1 \ N_2 \ N_3] \quad Q_M = [M_1 \ M_2 \ M_3]$$
$$N_1 = \frac{\vec{r}_{em}^i}{|\vec{r}_{em}^i|} \quad N_2 = \frac{\vec{r}_{em}^i \times \vec{r}_{es}^i}{|\vec{r}_{em}^i \times \vec{r}_{es}^i|} \quad N_3 = N_1 \times N_2$$
$$M_1 = \frac{\vec{r}_{em}^b}{|\vec{r}_{em}^b|} \quad M_2 = \frac{\vec{r}_{em}^b \times \vec{r}_{es}^b}{|\vec{r}_{em}^b \times \vec{r}_{es}^b|} \quad M_3 = M_1 \times M_2$$

$$\vec{r}_{es}^i \quad \vec{r}_{em}^i$$

已知 地心惯性系下太阳、月球相对地球的位置矢量 ← 星历表

$$\vec{r}_{em}^b \quad \vec{r}_{es}^b$$

未知 卫星本体系下太阳、月球相对地球的位置矢量

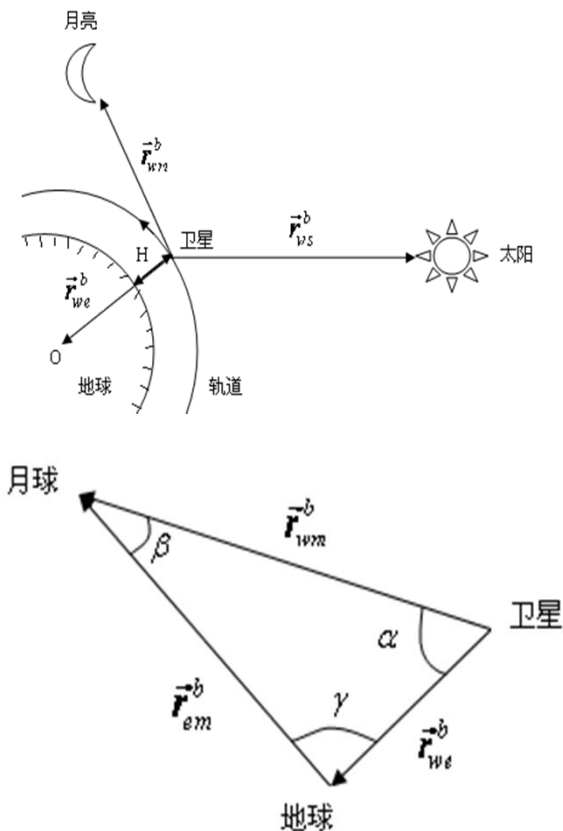


6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 卫星本体系下月球相对于地球的位置矢量计算 \vec{r}_{em}^b



所有的测量关系模型

$$\vec{r}_{em}^b = \vec{r}_{wm}^b - \vec{r}_{we}^b$$

$$\vec{r}_{we}^b = (R_e + H)\vec{L}_{we}^b$$

$$\frac{\sin \alpha}{|\vec{r}_{em}^b|} = \frac{\sin \beta}{|\vec{r}_{we}^b|} = \frac{\sin \gamma}{|\vec{r}_{wm}^b|}$$

$$|\vec{r}_{em}^b| = |\vec{r}_{em}^i|$$

$$\gamma = \pi - \alpha - \beta$$

$$\alpha = \cos^{-1}(\vec{L}_{wm}^b \cdot \vec{L}_{we}^b)$$

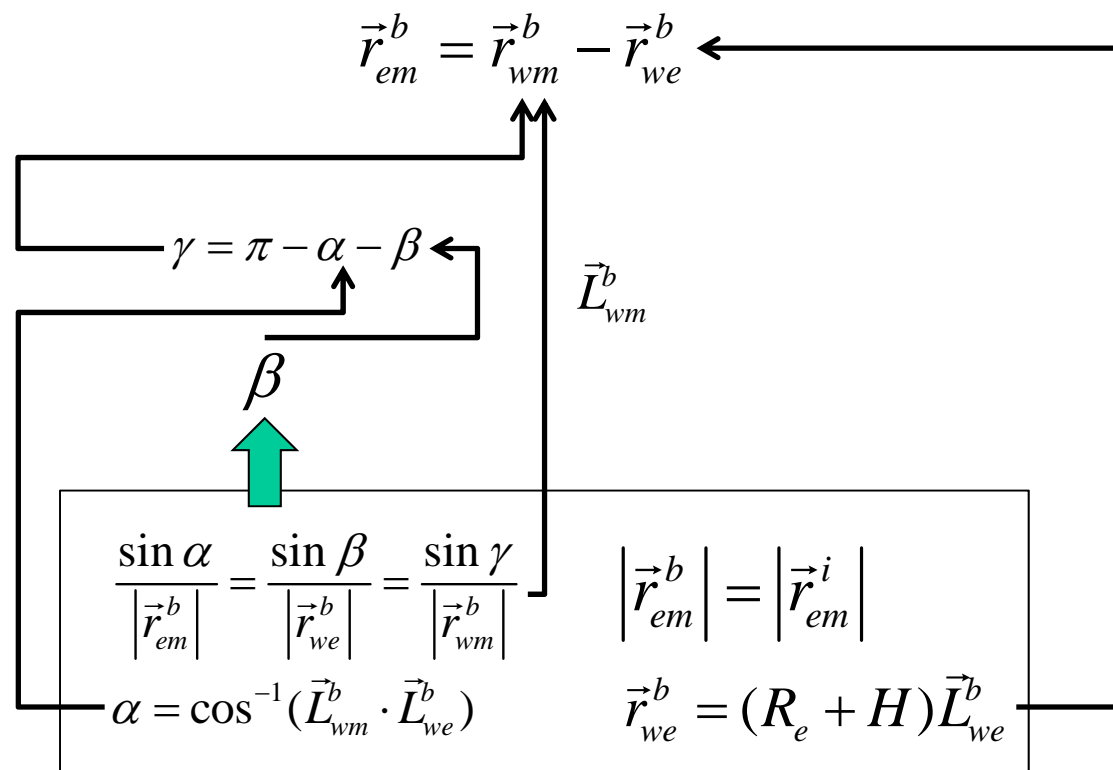
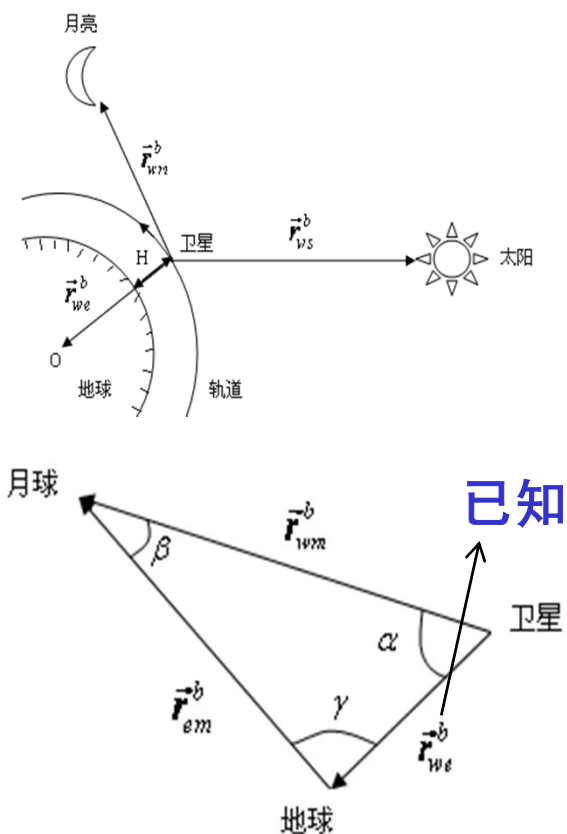


6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 卫星本体系下月球相对于地球的位置矢量计算 \vec{r}_{em}^b



6.3 天文导航原理

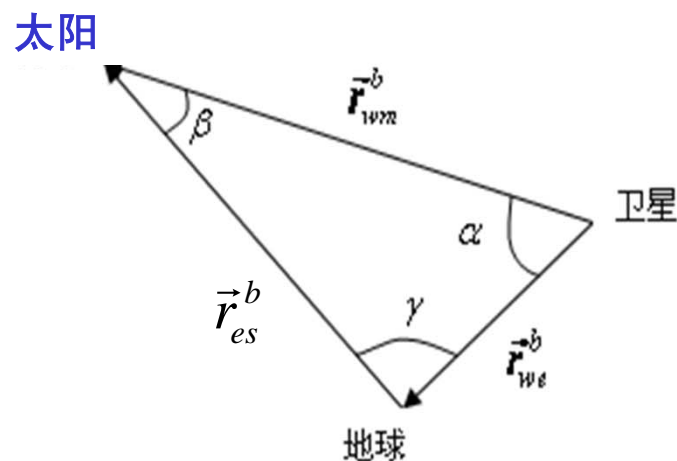
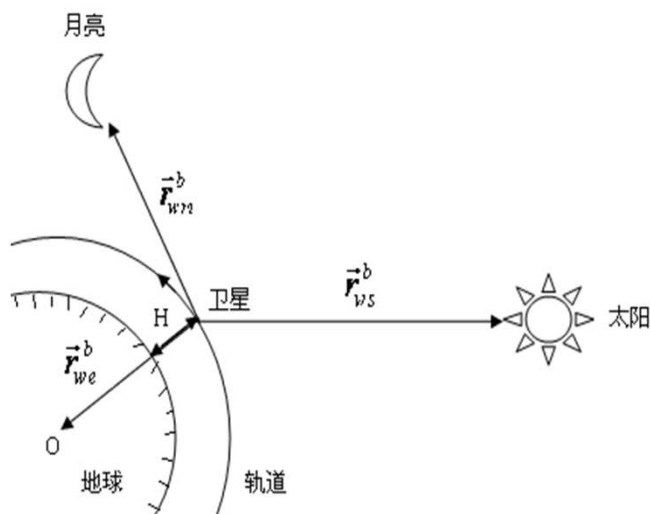


2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 卫星本体系下太阳相对于地球的位置矢量计算 \vec{r}_{es}^b

- 和计算月球相对地球位置矢量算法一致





6.3 天文导航原理

2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航

- 定姿计算：双矢量定姿

$$C_b^i = P_N Q_M^{-1} = P_N Q_M^T$$

$$\begin{array}{c}
 \downarrow \qquad \qquad \qquad \downarrow \\
 P_N = [N_1 \ N_2 \ N_3] \qquad \qquad \qquad Q_M = [M_1 \ M_2 \ M_3] \\
 \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \qquad \downarrow \qquad \downarrow \qquad \downarrow \\
 N_1 = \frac{\vec{r}_{em}^i}{|\vec{r}_{em}^i|} \quad N_2 = \frac{\vec{r}_{em}^i \times \vec{r}_{es}^i}{|\vec{r}_{em}^i \times \vec{r}_{es}^i|} \quad N_3 = N_1 \times N_2 \quad M_1 = \frac{\vec{r}_{em}^b}{|\vec{r}_{em}^b|} \quad M_2 = \frac{\vec{r}_{em}^b \times \vec{r}_{es}^b}{|\vec{r}_{em}^b \times \vec{r}_{es}^b|} \quad M_3 = M_1 \times M_2
 \end{array}$$

$$\vec{r}_{es}^i \quad \vec{r}_{em}^i$$

已知 地心惯性系下太阳、月球相对地球的位置矢量 ← 星历表

$$\vec{r}_{em}^b \quad \vec{r}_{es}^b$$

已知 卫星本体系下太阳、月球相对地球的位置矢量

- 定轨计算：

$$\vec{r}^i = -(R_e + H) C_b^i \vec{L}_{we}^b$$

$$C_b^i \quad \text{已知}$$

6.3 天文导航原理



2 航天器天文导航模型与典型方案分析

- 基于日地月信息的航天器天文导航
 - 仿真计算参数
 - 模型摄动参数
 - ❖ 地球形状 J_2 摄动、大气阻力、日月引力、太阳光压
 - 敏感器精度(3σ)
 - ❖ 太阳敏感器 $1'$ ，紫外敏感器 0.02° ，高度仪1km
 - 初始轨道参数
 - ❖ $a=R_e+504\text{km}$, $e=0.0011$, $i=97^\circ$, $\Omega=77^\circ$, $w=55^\circ$, $f=10^\circ$
 - 位置、速度分量初始误差: 10km、10m/s
 - 仿真时间: 12h

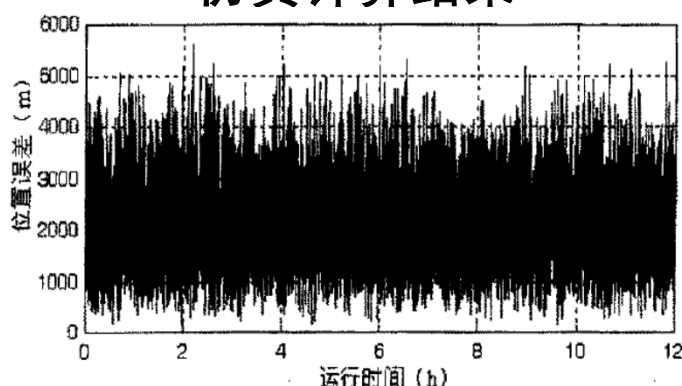
6.3 天文导航原理



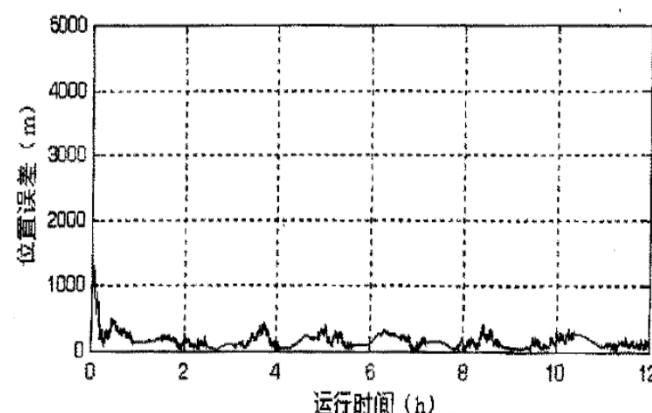
2 航天器天文导航模型与典型方案分析

● 基于日地月信息的航天器天文导航

■ 仿真计算结果



双矢量定姿的卫星定轨误差



扩展卡尔曼滤波法的定轨估计误差

- 双矢量直接定轨精度：2218m
- 扩展卡尔曼滤波导航精度：位置170.1429m，速度0.2798m/s
- 直接定轨法精度低：每次均独立计算，不能消除敏感器噪声
- 滤波定轨方法，可以滤掉部分观测噪声，提高精度