

一类着陆区常见问题的解析计算方法

林西强¹ 张弛²

(1 中国载人航天工程办公室 2 中国宇航学会)

摘要 利用球面三角公式,推导出求解特定点到航天器星下点轨迹上指定点沿航向和横向距离的解析方法,并举例进行说明,可供完成载人航天飞行任务借鉴运用。

关键词 着陆区 距离 球面三角

1 引言

在载人航天飞行任务中,为了便于布置地面搜救力量,快速营救航天员出舱,一般在任务前均明确提出了飞船返回舱的理论落点和着陆精度要求。根据返回着陆控制的特点,着陆精度要求一般是按航向和横向分别提出的。任务结束后,为了评价着陆控制精度,必须计算飞船返回舱实际落点相对于理论落点沿航向和横向的偏差距离。

此外,任务前,为了分析返回舱与着陆场地面危险物相碰的残余风险,首先要计算相碰的概率,此时也必须计算危险物相对于理论落点沿航向和横向的距离。

由于一般情况下航向、横向不平行于经线和纬线,因此需要通过专用仿真程序进行计算,这就给快速分析带来了困难。为此,本文利用球面三角公式^[1],简便地推导出了求解此类问题的解析方法,并可以和文献[2]结合使用,以便总体部门初期快速确定着陆区方案。

2 公式推导

如图 1,不失一般性,该问题可描述为,已知轨道倾角为 i ,星下点轨迹为大圆弧 AB ,其中 A 为升交点, B 为星下点轨迹上任意一点,已知 B 点的经度 θ_B 和纬度 ϕ_B (这里用 θ 、 ϕ 表示经、纬度,下标表示点,以下类似)。在 B 点附近另有一点 E ,其经、纬度分别是 θ_E 和 ϕ_E ,求 E 点到 B 点沿航向距离 l 和横向距离 h 。

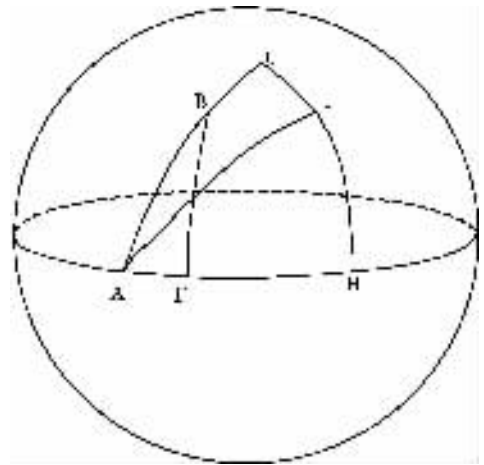


图 1

设过 B 、 E 两点的经线和赤道分别交与 F 、 H 点。则有

$$\overline{BAF} = i, \overline{EH} = \phi_E, \overline{BF} = \phi_B, \overline{FH} = \theta_E - \theta_B$$

这里上画线表示过两点的大圆弧的弧长,以下类似。

在球面直角三角形 ABF 中,由

$$\sin \overline{AB} = \frac{\sin \overline{BF}}{\sin \angle BAF} = \frac{\sin \phi_B}{\sin i} \quad (1)$$

可得

$$\overline{AB} = \arcsin \left(\frac{\sin \phi_B}{\sin i} \right) \quad (2)$$

由

$$\cos \overline{AF} = \frac{\cos \overline{AB}}{\cos \overline{BF}} = \frac{\cos \overline{AB}}{\cos \phi_B} \quad (3)$$

可得

$$\overline{AF} = \arccos\left(\frac{\cos\overline{AB}}{\cos\phi_B}\right) \quad (4)$$

显然

$$\overline{AH} = \overline{AF} + \overline{FH} = \overline{AF} + \theta_E - \theta_B \quad (5)$$

在球面直角三角形 AEH 中, 由

$$\cos\overline{AE} = \cos\overline{AH} \cdot \cos\overline{EH} \quad (6)$$

可得

$$\overline{AE} = \arccos(\cos\overline{AH} \cdot \cos\phi_E) \quad (7)$$

由

$$\sin\angle EAH = \frac{\sin\overline{EH}}{\sin\overline{AE}} \quad (8)$$

可得

$$\angle EAH = \arcsin\left(\frac{\sin\phi_E}{\sin\overline{AE}}\right) \quad (9)$$

设球面上过 E 点且垂直于星下点轨迹的大圆弧与星下点轨迹交于 C 点, 则在球面直角三角形 ACE 中, 有

$$\angle CAE = i - \angle EAH \quad (10)$$

由

$$\sin\overline{CE} = \sin\overline{AE} \cdot \sin\angle CAE \quad (11)$$

可得

$$\overline{CE} = \arcsin(\sin\overline{AE} \cdot \sin\angle CAE) \quad (12)$$

横向距离为

$$h = \overline{CE} \cdot R \quad (13)$$

这里 R 是地球半径。

由

$$\cos\overline{AE} = \cos\overline{AC} \cdot \cos\overline{CE} \quad (14)$$

可得

$$\overline{AC} = \arcsin\left(\frac{\cos\overline{AE}}{\cos\overline{CE}}\right) \quad (15)$$

$$\overline{BC} = \overline{AC} = \overline{AB} \quad (16)$$

航向距离为

$$l = \overline{BC} \cdot R \quad (17)$$

利用式(13)、(17)可以计算 E 点到 B 点的航向距离 l 和横向距离 h 。具体计算时, l 沿航向向前取为正, h 沿横向向赤道方向取为正。

3 举例

假设轨道倾角 $i = 45^\circ$, 地球半径取为 $R = 6371.03\text{km}$, 已知 B 点的经、纬度是 $(110^\circ\text{E}, 40^\circ\text{N})$, E 点的经、纬度是 $(110.3927^\circ\text{E}, 39.9786^\circ\text{N})$ 。

则按照第一部分推导出的公式, 可计算出 E 点相对于 B 点的航向距离 l 为 30km , 横向距离 h 为 15km 。◇

参 考 文 献

[1] 肖业伦编著. 航天器飞行动力学原理. 北京: 宇航出版社, 1995
 [2] 林西强. 一类着陆区调整问题的解析计算方法. 载人航天, 2005(6)

(上接第 10 页)

度变化, 不利于温湿度控制子系统对舱内环境温度控制的检验。

为了减小模拟舱保温绝热结构对载人航天器温湿度控制系统性能试验的影响, 制作模拟舱保温绝热层时, 首先必须保证在模拟舱内贴合绝热性能优良的保温绝热材料。并且要防止裸露金属暴露在舱内而造成对舱内空气加热除湿的干扰。经济允许的条件下, 金属壳体内外都应包裹保温绝热材料, 从而保证舱体具有良好的绝热性能, 以减小由于模拟舱体壁面漏热对环控生保性能试验的影响。

为了提高模拟舱体对于试验的适用性, 在建造模拟舱时还应注意舱门和密封法兰的数量和大小, 做到合理配置。密封法兰的绝热是舱体建造的一个难题, 不能贪多贪大。否则会由于密封法兰传热对温湿度控制模拟试验产生影响。◇

参 考 文 献

[1] Малоземов. В. В. И. Т. Д. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. 中国宇航学会, 莫斯科航空学院, 北京航空航天大学. 载人航天器联合研讨会, 1990 年 6 月.
 [2] 王文忠, 王宝海. 采暖和冷库围护结构. 同济大学出版社, 2004 年 3 月.
 [3] 邹宁宇等. 绝热材料应用技术. 中国石化出版社, 2005 年 9 月.
 [4] 俞昌铭. 热传导及其数值分析. 清华大学出版社, 1981 年 12 月.
 [5] 陈信, 袁修干. 人-机-环境系统工程生理学基础. 北京航空航天大学出版社, 1995 年 10 月.
 [6] 杨建华, 穆永阁译. 载人飞船生保系统设计. 中国空间技术研究院, 1994 年 1 月.
 [7] 王康, 傅岚, 汤兰祥. 载人飞船座舱环境控制与生命保障系统地面模拟试验研究. 载人航天, 2003 年第 3 期.
 [8] 王 浚, 黄本诚, 王大才等. 环境模拟技术. 国防工业出版社, 1996 年.