探空火箭定时定点入轨的一种制导控制规律

董云峰 肖业伦

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对特定探测天体, 给出了特殊用途的探空火箭与其实现空间交会的时刻与地点的计算方法. 根据特定天体的运行轨道, 发射前算出标称交会飞行轨道, 装订在箭载计算机内. 火箭发射后, 利用箭载惯性导航系统确定自身当前的位置与速度, 比对标称飞行轨道参数得出飞行偏差, 通过控制火箭推力偏斜调整飞行轨道, 使探空火箭在交会时刻到达交会点, 并在交会时刻相对与惯性空间的速度为0. 定义了研究所用的各种坐标系, 建立了火箭飞行动力学方程. 研究了标称飞行轨道最优交会点选取, 交会时间与发射时间计算等问题. 给出了发射后动力飞行段的制导控制规律, 核心思想是将控制信号分解为时间控制、当地水平面上的海拔高度控制、南北控制与东西控制, 通过设置偏置量减小关机后轨道摄动因素引起的漂移. 利用计算机数值仿真验证了这种制导控制规律的可行性.

关 键 词: 制导; 控制规律; 探空火箭; 飞行动力学

中图分类号: V 452. 1

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965 (2005) 03-0265-05

Trajectory control logic of space exploration rocket required to arrive given site with zero speed at given time

Dong Yunfeng Xiao Yelun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The special space exploration rocket is launched to rendezvous with the celestial body flying around earth, the absolute velocity of rocket should be zero at rendezvous time in order to satisfy the observe requirement. The ideal rendezvous orbit was designed before launch based on the orbit of the celestial body and launch site. The orbit parameters were loaded to onboard computer of rocket. After launch, the inertial navigation system was used to measure the rocket position and velocity, the thruster fire direction was adjusted try to eliminate the flight orbit errors. The several coordinated was defined and rocket orbit dynamical equation was created. The ideal rendezvous time, launch time and rendezvous point in space were studied. The trajectory control logic given during the thruster force is available. The error signal is decomposed into time error, altitude error, north-south error and east-west error in local horizontal frame. Position and velocity shift can be set to reduce the orbit drift caused by perturbation. The feasibility of control logic is verified by computer numerical simulation.

Key words: guidance; control logic; space exploration rocket; flight dynamics

探空火箭主要目的是进行空间物理环境探测. 它可以携带着各种仪器, 穿过大气层与电离层, 不受干扰为人类记录空间环境和太空天体的真实信息, 为人类认识太空, 利用太空提供依据. 定时定点入轨是指根据特定的探空任务要求, 在给定的时刻, 把探空火箭送到给定位置,

收稿日期: 2003-08-29

基金项目: 航空科学基金资助项目 (01D51062)

作者简介: 董云峰 (1965-), 男, 内蒙古包头人, 副教授, sinosat@comlan.com.

并且要求在这一时刻火箭相对于惯性空间静止，绝对速度为 0. 如果探空任务是针对某一人造的或天然的天体，则探空火箭进入太空后速度为零时的时刻和位置可以根据天体的运行轨道进行设计，以保证探空火箭获得最佳的观测条件.

探空火箭传统的发射技术一般只是对飞行高度有要求，定时定点发射实际上有 7 个独立的指标参数，1 个时间偏差指标，3 个位置偏差指标和 3 个速度偏差指标，而传统的利用关机方程的控制方式只能针对一个指标参数进行精确控制. 定时定点入轨技术是一个全新的问题，必须探求新的制导方法，它与卫星的入轨技术有一定的相似性，但探空火箭对时间与速度误差要求更为严格. 它实际上是一种特殊的地空交会技术. 探空火箭可以利用惯性器件实时的测定火箭当前的位置与速度、姿态与转动角速度，如需要，可以利用 GPS 等信息修正惯性器件的漂移. 火箭在飞行过程中可以在一定的范围内调整发动机推力的方向以完成姿态与弹道控制.

1 坐标系定义

地心赤道惯性坐标系 $Ox_iy_iz_i$，简称惯性坐标系，代号为 S_i. 原点 O 在地球中心；轴 x_i 在赤道平面内，指向春分点；轴 z_i 垂直于赤道平面，指向北极；轴 y_i 按右手法则决定.

地心赤道旋转坐标系 $Ox_ey_ez_e$，简称地球坐标系，代号为 S_e. 原点 O 在地球中心；轴 x_e 在赤道平面内且通过格林维治子午线；轴 z_e 垂直于赤道平面，指向北极；轴 y_e 按右手法则决定.

探空火箭本体坐标系 $Sx_by_bz_b$，代号为 S_b. 原点 S 在探空火箭质心；轴 x_b 沿探空火箭纵轴，向前；轴 y_b 垂直于纵对称平面，向右；轴 z_b 按右手法则决定.

上升段轨道坐标系 $Sx_fy_fz_f$，代号为 S_f. 原点 S 在探空火箭质心；轴 x_f 沿位置矢量方向指向上方，y_f 指向东方，z_f 指向北方.

制导坐标系 $Tx_gy_gz_g$，代号 S_g，原点在交会点 T；z_g 轴指向地心；平面 x_g y_g 垂直于 z_g，其中 x_g 指向北，y_g 指向东.

2 探空火箭动力学仿真模型

建立在惯性坐标系下的探空火箭轨道动力学方程可写为如下微分方程的形式：

$$m\frac{\mathrm{d}^2\boldsymbol{r}}{\mathrm{d}t^2}=\boldsymbol{F} \tag{1}$$

其中，m 为火箭质量，质量的变化率由发动机当前的流量确定，发动机的分离会产生质量突变；$\boldsymbol{r}$ 为探空火箭在惯性坐标系中的位移矢量，是由火箭在惯性坐标系中的 3 个位置分量构成.

合外力

$$\boldsymbol{F}=\boldsymbol{F}_E+\boldsymbol{F}_A+\boldsymbol{F}_T+\boldsymbol{F}_U \tag{2}$$

其中，$\boldsymbol{F}_E$ 为火箭受到的地球引力；$\boldsymbol{F}_A$ 为空气动力；$\boldsymbol{F}_T$ 为火箭发动机推力；$\boldsymbol{F}_U$ 为未知的扰动力.

力的计算需要引入坐标系转换，用括号加下标表示矢量在坐标系下的投影，如 $(\ )_e$ 表示地球坐标系.

地球引力加速度是地球引力场的引力梯度，在地球坐标系内地球对探空火箭的引力加速度为

$$(\boldsymbol{F}_E)_e/m=\mathrm{grad}U=\left[\frac{\partial U}{\partial x},\frac{\partial U}{\partial y},\frac{\partial U}{\partial z}\right]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

地球引力势的数学描述为地心纬度 φ，地心经度 λ 的函数.

将地球引力转至惯性坐标系

$$(\boldsymbol{F}_E)_i=\boldsymbol{L}_{ie}(\boldsymbol{F}_E)_e \tag{4}$$

其中 $\boldsymbol{L}_{ie}$ 为地球坐标系到惯性坐标系的坐标转换矩阵.

发动机推力

$$(\boldsymbol{F}_T)_i=\boldsymbol{L}_{ib}(\boldsymbol{F}_T)_b \tag{5}$$

其中，$\boldsymbol{L}_{ib}$ 为由本体坐标系至惯性坐标系的坐标转换矩阵；$(\boldsymbol{F}_T)_b$ 表示推力在本体坐标系中分量描述. 发动机推力的方向与本体 x 轴的方向相同，推力的大小和飞行高度有关.

大气随地球而旋转，具有水平向东的速度 $\boldsymbol{V}_w=\omega_E\times\boldsymbol{r}$，探空火箭在惯性空间中运动的绝对速度为 $\boldsymbol{V}$；则探空火箭质心相对于空气的速度

$$\boldsymbol{V}_a=\boldsymbol{V}-\boldsymbol{V}_w \tag{6}$$

气动力

$$(\boldsymbol{F}_A)_i=\boldsymbol{L}_{ib}(\boldsymbol{F}_A)_b \tag{7}$$

$(F_A)_b$ 表示气动力在本体坐标系中的分量描述.

$$(\boldsymbol{F}_A)_b=(-D,C,-L)^{\mathrm{T}} \tag{8}$$

$$D=C_D\frac{1}{2}\rho V_a^2S$$

$$C=C_C\frac{1}{2}\rho V_a^2S$$

$$L=C_L\frac{1}{2}\rho V_a^2S$$

其中，ρ 为空气密度；V_a 为火箭相对空气的飞

行速率；S 为气动力参考面积；C_D 为阻力系数；C_C 为侧向力系数；C_L 为升力系数. 它们是火箭飞行马赫数、飞行攻角和侧滑角的函数.

对于姿态运动，本文采用瞬时平衡假设，因此不用建立姿态动力学方程.

其它有关动力学方程和地球模型的信息见文献 [1，2].

3　标称飞行弹道设计

根据探测任务要求，在惯性空间选定一点为交会点，以交会点为原点定义制导坐标系，z 轴指向地心，x 轴指向北，y 轴指向东. 轨道控制按制导坐标系 3 个轴指向分解为 3 个通道的控制，沿 z 轴为高度控制，沿 x 轴为南北控制，沿 y 轴为东西控制. 进一步的火箭控制技术见文献 [3].

3.1　最优交会点选取

一般情况下，从发射点到探测目标星下点的最近飞行距离为最优交会点，探空火箭飞至交会点所需要燃料最少.

由于探空火箭在发射时有地球自转产生的牵连速度，而探空火箭到达交会点时要求速度为 0，必须在飞行过程中消除这一速度，消除这一速度的过程中探空火箭会沿东西方向飞行一段距离.

消除牵连速度的过程是一最优控制问题，较大的推力偏斜可以在较短的时间内完成消除任务，但耗费较多的能量. 另外，探空火箭的推力偏斜有一定的角度限制.

在本文初步的讨论中，假定消除牵连速度过程中给定的偏斜角为常量，则共有 3 个参数可调整，分别是消除牵连速度起始时间、终止时间和偏斜角大小.

假定用 $\boldsymbol{r}_0$ 表示探空火箭完全消除牵连速度后飞过的距离矢量，$\boldsymbol{r}_0$ 应在制导坐标系 xy 平面内，且沿 y 轴方向. 见图 1.

求出消除牵连速度必须飞行的距离后，可以得出等效发射点，等效发射点是相当于没有牵连速度的情况下探空火箭的发射点，见图 1.

从等效发射点向目标的星下点轨迹作垂线，得到最优交会点.

3.2　交会时间的计算

令交会点的地心距为 r_t，经度为 λ，地心纬度为 φ，则地心至交会点连线与探测目标飞行轨道升交点线的夹角为

$$\eta = \arccos\left(1 - \left(\frac{\sin\varphi}{\cos i}\right)^2\right) \tag{9}$$

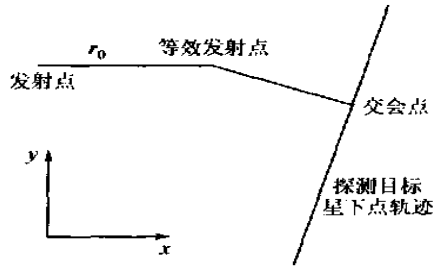

图 1　制导坐标系内最优交会点的几何确定法

其中 i 为探测目标的轨道倾角.

交会点与当前点的真近点角之差为

$$\Delta f = \eta - \omega - f \tag{10}$$

其中，ω 为探测目标的近心点角距；f 为当前的真近点角.

近地轨道的偏心率较小，可近似认为探测目标轨道的偏心率为 0，则探测目标从当前点飞至交会点的时间差为

$$\Delta t = \Delta f \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \tag{11}$$

其中，a 为探测目标轨道的半长轴；μ 为地球引力常数.

对于偏心率较大的探测目标，可以由真近点角之差转为偏近点角之差，再转为平近点角之差，然后求出时间差.

3.3　发射时间的计算

发射时间的计算要采用迭代的方法. 将交会点装订到探空火箭控制系统后，首先令探空火箭在当前时刻发射，通过数值仿真可以算得探空火箭到达最高点的时间 t_e，则新的探空火箭的发射时刻为

$$t_s = t_e - \Delta t \tag{12}$$

利用 t_s 为探空火箭发射时刻，通过数值仿真算出新一轮的探空火箭达到最高点的时间 t_e，然后再算出 t_s，一般情况下，短时间内地球自转的角度很有限，通过一至二次迭代就可以达到收敛要求.

关于目标轨道的确定问题见文献 [4，5].

4　制导控制规律

利用探空火箭装载的制导平台，可以实时测得探空火箭的瞬时位置和速度，以此作为控制依据.

4.1　高度控制

通过关机方程来控制高度.

为了保证弹载计算机实时性，直接利用能量

公式进行探空火箭飞行最高点的快速计算

$$-\frac{\mu}{r_h}=-\frac{\mu}{r}+\frac{1}{2}v_z^2 \tag{13}$$

式中，r_h 为上升段最高点的地心距；r 为探空火箭当前的地心距；v_z 为探空火箭当前飞行速度在制导坐标系 z 轴上的分量.

当算出的最高点大于等于交会点的地心距时立刻关机.

在地球非球型与大气阻力等摄动力影响下，利用上式算出的最高点有一定的偏差，主要是由于势能的计算较复杂，而且与时间有关，因此不宜用于实时计算. 由于交会点是发射前预定的，可以对最高点加一偏置量，用于修正摄动项的影响.

4.2 南北控制

通过发动机推力偏斜来消除南北方向上的误差. 以探空火箭的速度误差和位置误差作为偏斜角的反馈信号. 由于地球扁率等因素的影响，发动机关机后，探空火箭在南北方向上速度有漂移，需要的控制信号中预先加一偏置量. 反馈控制方程为

$$\theta_{NS}=K_v(V_x-V_{xb})+K_p(x-x_b) \tag{14}$$

其中，θ_{NS} 为南北方向推力矢量偏置角；K_v 为速度反馈系数；K_p 为位置反馈系数；V_x 为探空火箭速度在制导坐标系 x 轴上分量；x 为探空火箭位置在制导坐标系 x 轴上分量；V_{xb} 为速度偏置量，x_b 为位置偏置量.

4.3 东西控制

通过发动机推力偏斜来消除东西方向上的误差. 由于发射时地球的牵连速度，需要采用预定的偏置角加以消除. 预定的偏置角是时间的函数，需要根据探空火箭发射时的地理位置与交会点的相互关系设计.

$$\theta_{EW}=K_v(V_y-V_{yb})+K_p(y-y_b)+\sigma(t) \tag{15}$$

其中，θ_{EW} 为东西方向推力矢量偏置角；K_v 为速度反馈系数；K_p 为位置反馈系数；V_y 为探空火箭速度在制导坐标系 y 轴上分量；y 为探空火箭位置在制导坐标系 y 轴上分量；V_{yb} 为速度偏置量；y_b 为位置偏置量. $\sigma(t)$ 为随时间变化的偏置角，用于消除发射时的牵连速度.

由于地球引力摄动 J_{22} 项的影响较小，一般情况下 V_{yb} 和 y_b 均可设置为 0.

一般情况下，探空火箭趋近于轴对称飞行器，因此东西方向与南北方向的速度与位置反馈系数一样的，若探空火箭是面对称飞行器，两个方向的反馈系数不同.

4.4 时间控制

一级发动机关机分离后，可以通过调节二级发动机开机时间对时间误差进行一定程度的修正.

$$\Delta t_j=K_t(t_{sr}-t_s) \tag{16}$$

其中，Δt_j 为二级发动机点火时间调节差；K_t 为反馈系数；t_{sr} 为实际关机时间；t_s 为标称关机时间.

4.5 偏置量的设置

一般情况下，偏置量对实际值的影响是一单调函数，通过迭代法可以很快求得满足精度要求的解. 偏置量是随标称弹道在发射前装订的，无严格的实时性要求. 如需要，也可以将迭代过程编为计算机程序.

时间控制、高度控制、南北控制与东西控制间偏置量的设置存在一点耦合，较好的设置步骤是先设置高度控制、其次是时间控制、再其次是东西控制，最后设置南北控制.

5 验证算例

假设探测天体的轨道飞行高度为 900km，探空火箭共有二级，一级采用固体火箭发动机，二级采用液体火箭发动机.

探空火箭飞行初始速度为地球牵连速度，发动机点火后不断加速，二级火箭关机后飞行速度达到一极值点，以后随着时间变化，势能增加，动能减小，直至到达飞行最高点，此时速度为 0，然后再随着时间变化，势能减小，动能增加，落到地面前有最大速度，然后迅速降为和地表同速.

利用仿真得出的探空火箭飞行速度随时间的变化见图 2. 海拔高度随时间的变化见图 3.

飞行过程中探空火箭星下点轨迹的变化见图

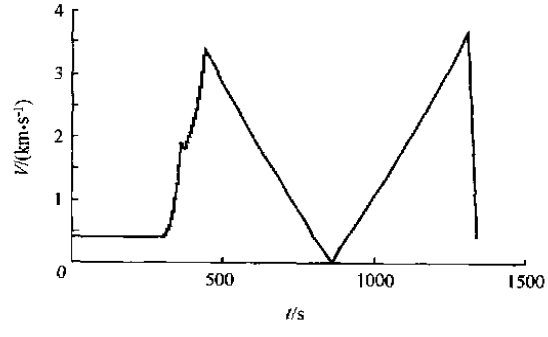

图 2 探空火箭飞行速度随时间变化

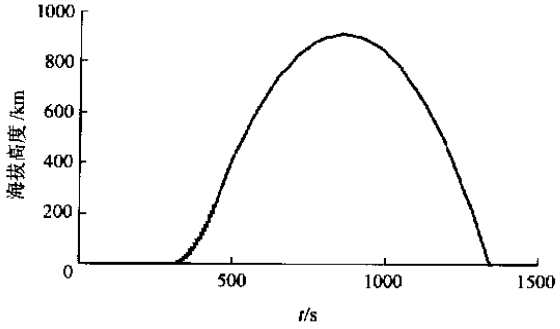

图 3　探空火箭海拔高度随时间变化

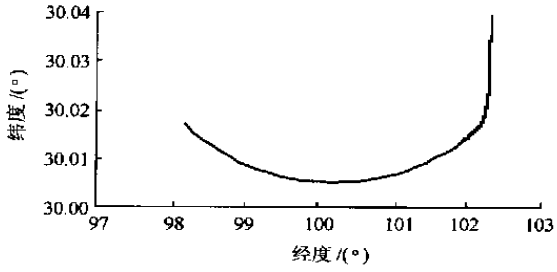

图 4　探空火箭飞行过程的星下点轨迹

4, 由于地球的自转, 且探空火箭到达最高点的要求是相对于惯性空间静止, 经度有较大的变化, 落点在发射点西方.

仿真计算验证了制导规律的可行性, 探空火箭在制导坐标系水平面内位置随时间的变化见图 5. 水平面内速度随时间的变化见图 6.

探空火箭在制导坐标系 z 轴上位置随时间的变化见图 7, 速度随时间的变化见图 8.

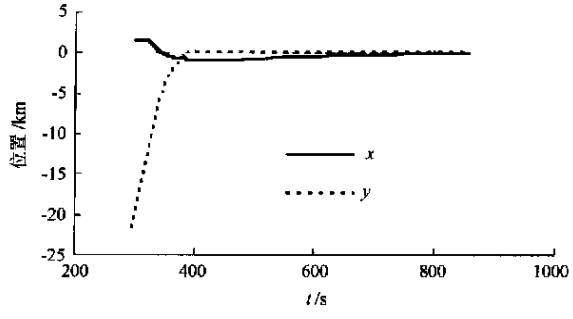

图 5　探空火箭在制导坐标系水平面内位置随时间的变化

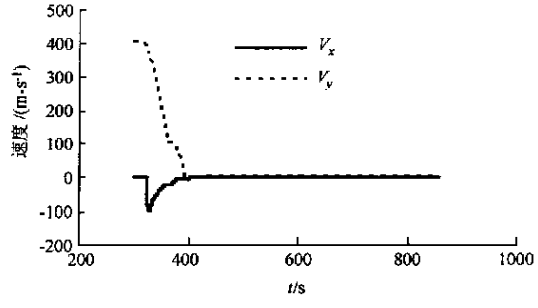

图 6　探空火箭在制导坐标系水平面内速度随时间的变化

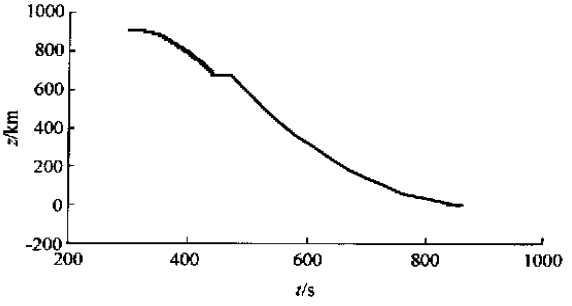

图 7　探空火箭在制导坐标系 z 轴上位置随时间的变化

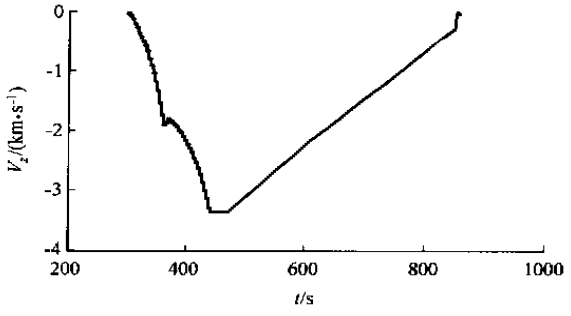

图 8　探空火箭在制导坐标系水平面内 z 轴上速度随时间的变化

6　结 束 语

利用本文所给出的控制规律, 通过调节火箭发动机推力方向和二级火箭点火时间, 是可以满足探空火箭定时定点发射要求的.

探空火箭定时定点发射必须考虑地球非球形摄动项的影响, 在二级火箭关机时引入位置和速度偏置量.

参考文献 (**References**)

[1] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995
Xiao Yelun. Concept of space craft flight dynamics [M]. Beijing: China Astronautics Press, 1995 (in Chinese)

[2] Frank A Marcos. Recent advances in satellite drag modeling [R]. AIAA 99-0631, 1999

[3] 徐延万. 控制系统 [M]. 北京: 宇航出版社, 1989
Xu Yanwan. Control system [M]. Beijing: China Astronautics Press, 1989 (in Chinese)

[4] 张守信. 外弹道测量与卫星轨道测量基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1992
Zhang Shouxin. Trajectory tracking and satellite orbit measurement [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1992 (in Chinese)

[5] 刘利生. 外测数据事后外理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000
Liu Lishen. Post-flight data processing of trajectory measurement [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000 (in Chinese)