

基于比例导引的深空撞击脉冲导引律设计

韩柠[†] 刘辉 王云财 张松涛

(北京控制与电子技术研究所, 北京 100038)

摘要 撞击探测是深空探测的一种重要探测手段.高精度的导引方法是实现撞击任务的关键.本文针对深空撞击任务的特点,推导了相对动力学方程,并据此设计了脉冲比例导引律.以某撞击任务为背景对比例导引方法进行了蒙特卡洛仿真验证.结果表明:该方法与传统预测制导方法相比撞击精度略低,但仍可满足任务需求,速度增量消耗基本相当,同时可满足不同轨道下任务的需求,避免了自主导航定位精度对预测制导的限制,具有较强的工程实用价值.

关键词 深空探测, 撞击器, 脉冲比例导引

DOI: 10.6052/1672-6553-2018-052

引言

深空探测中典型探测方式包括飞越、环绕、着陆、巡视、采样、撞击等.撞击探测作为一种重要的探测手段受到世界各国的高度关注.截止到目前,各国共设计了近二十种面向不同目标天体的撞击器,如美国的 Deep Impact^[1], 俄国 Mars 96 和日本的 Luna A 等.

撞击任务中精确制导技术是决定任务成败的关键技术. Deep Impact 任务采用脉冲预测制导作为末制导律,利用撞击器和目标天体的动力学方程,根据精确测定的当前绝对位置做轨道积分估计出在预定撞击时刻的撞击误差,利用此偏差和线性化的相对运动方程迭代计算得到指定时刻的机动量^[2].文献[3]中提出一种改进的预测制导方法,采用点位误差椭圆来决定机动时机,提高了撞击精度,减少了燃料消耗.文献[4]提出一种卫星拦截器比例导引方法,使用发射惯性坐标系中“目标卫星和拦截器的实时绝对状态参数构造两者的相对运动参数”,设计导引方法以抑制视线转角.文献[5]利用比例导引冻结视线的原理,设计了一种适用于小天体撞击的末端制导律,根据撞击器与目标天体的位置、速度矢量构建虚拟视线角速率,设计脉冲比例导引律实现对视线角速率的抑制.以上所述制导方法可分为预测制导方法和比例导引方法两

类,其中前者考虑动力学模型,后者则是一种非动力学或弱动力学的方法^[6].预测制导利用观测量对撞击器状态进行估计,如文献[7-9]中采用的光学自主导航技术,通过拍摄目标天体图像,提取角度偏差,并结合轨道动力学,运用非线性卡尔曼滤波方法实现撞击器定轨,获取撞击器的绝对空间位置后,再进行制导解算,故撞击器机动时间往往受限于滤波收敛速度,制导指令的准确性受限于状态估计精度.比例导引法只考虑运动学关系,构造机动量抑制视线角速率的发散,但当撞击器与目标天体相相对距离较远时,二者之间的引力加速度差较大,使得二者相对速度随时间明显变化,造成视线角速率的不稳定,导致撞击精度的下降和燃料消耗的增加.

本文针对前述背景、问题并考虑工程应用,设计一种脉冲比例导引律,利用简化的相对动力学模型获取需用角速率,并通过光学相机拍摄的序列图像获取实际的视线角速率,进而求得待增速度矢量,修正初始轨道的偏差,优势在于:1)对撞击器的绝对状态不敏感,不需使用滤波方法估计撞击器的绝对位置和速度,简化了计算过程;2)由于不需要滤波迭代,因此避免了滤波收敛速度和估计精度的限制^[10],扩展了制导方法的适用范围;3)考虑了撞击器与目标天体的动力学差异,在撞击器机动后仍能保证视线角速率的收敛特性,满足撞击精度和燃料消耗的要求.通过仿真计算,比较该方法与预测

制导方法在撞击精度、燃料消耗等方面的特性,结果表明,比例导引的撞击精度比预测制导略差,燃料消耗基本相当,采用比例导引方法可以满足撞击任务需求。

1 导引律设计

1.1 相对动力学模型

本文以深空撞击器对火卫一的撞击任务为例,讨论了比例导引方法的推导和性能,需建立在火星系统下的撞击器与火卫一之间的相对动力学模型。前人在研究天体和航天器运动的过程中建立了很多类型的相对动力学方程,包括 Hill 方程、C-W 方程和 T-H 方程等^[11-14],但这些方程要求两天体相对距离与轨道半径相比很小或目标天体轨道离心率很小,并不适用于本文提到的撞击任务。下面也以撞击火卫一为例,推导火星系统下的相对动力学方程。以下内容易于推广到其它两体系统,但限于篇幅,不做赘述。

首先,建立火心惯性坐标系 $O-XYZ$,如图 1 所示,其中, O 为火星质心, OXY 平面为 J2000 火星平赤道面, OX 指向 J2000 火星平赤道相对 J2000 地球平赤道的升交点 (IAU-vector), OZ 指向火星北极。

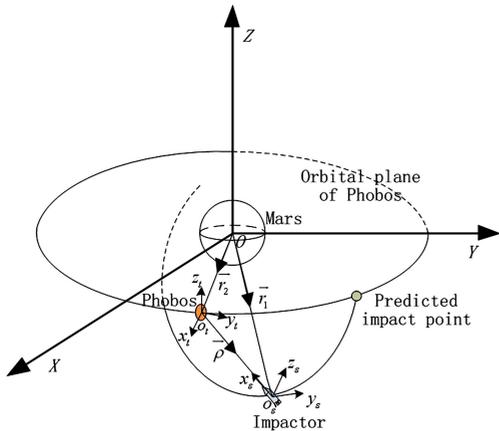


图 1 撞击任务及各坐标系示意图

Fig.1 Impact mission and coordinate systems

其次,建立视线坐标系,其原点 o_s 在撞击器质心, $o_s x_s$ 轴指向为撞击器到目标天体的视线方向 (由撞击器上的光学相机和惯性导航系统共同确定)。为简化推导过程,拟仅通过两个欧拉角表示视线坐标系与火心惯性系的转换关系,因此视线系 $o_s y_s$ 轴应满足 $y_s = x_s \times Z$, $o_s z_s$ 与 $o_s x_s$ 、 $o_s y_s$ 构成右手直角坐标系 (还可根据情况选择 $o_s z_s$ 使得 $z_s = x_s \times Y$, 但限于篇幅,不再展开)。

如图 1 所示,撞击器和火卫一分别在各自的轨道上运动,设某时刻撞击器的火心位置矢量为 r_1 ,火卫一的火心位置矢量为 r_2 ,则二者的相对位置矢量为

$$\rho = r_1 - r_2 \quad (1)$$

本文仅研究两体问题,即忽略撞击器与目标天体之间的万有引力加速度 (以火卫一撞击为例,此值不足火星引力加速度的 $1/10^4$),在变轨发动机开启前,有

$$\frac{d^2 r_1}{dt^2} = -\frac{\mu r_1}{r_1^3}, \quad \frac{d^2 r_2}{dt^2} = -\frac{\mu r_2}{r_2^3} \quad (2)$$

令 Δg 为二者所受火星引力加速度的差值,有

$$\Delta g = \frac{d^2 \rho}{dt^2} = -\frac{\mu r_1}{r_1^3} + \frac{\mu r_2}{r_2^3} \quad (3)$$

(3)式在视线坐标系下表示为

$$\Delta g = \frac{\delta^2 \rho}{\delta t^2} + 2\omega_s \times \frac{\delta \rho}{\delta t} + \omega_s \times (\omega_s \times \rho) + \varepsilon_s \times \rho \quad (4)$$

(4)式的标量形式为

$$\begin{cases} \ddot{\rho} - \rho(\omega_{ys}^2 + \omega_{zs}^2) = \Delta g_x \\ \rho\dot{\omega}_{zs} + 2\dot{\rho}\omega_{zs} + \rho\omega_{xs}\omega_{ys} = \Delta g_y \\ -\rho\dot{\omega}_{ys} - 2\dot{\rho}\omega_{ys} + \rho\omega_{xs}\omega_{zs} = \Delta g_z \end{cases} \quad (5)$$

式中, ω_{xs} , ω_{ys} , ω_{zs} 分别为视线坐标系相对惯性坐标系的旋转角速度,由视线坐标系的定义易知 $\omega_{xs} = 0$, 则有

$$\begin{cases} \rho\dot{\omega}_{zs} + 2\dot{\rho}\omega_{zs} = \Delta g_y \\ -\rho\dot{\omega}_{ys} - 2\dot{\rho}\omega_{ys} = \Delta g_z \end{cases} \quad (6)$$

1.2 导引律设计

将式(6)两侧分别乘 ρ , 得到

$$\begin{cases} \frac{d\rho^2 \omega_{zs}}{dt} = \rho^2 \dot{\omega}_{zs} + 2\rho\dot{\rho}\omega_{zs} = \rho\Delta g_y \\ \frac{d\rho^2 \omega_{ys}}{dt} = \rho^2 \dot{\omega}_{ys} + 2\rho\dot{\rho}\omega_{ys} = -\rho\Delta g_z \end{cases} \quad (7)$$

可以看到上述方程式两侧分别为 $\rho^2 \omega_{ys}$, $\rho^2 \omega_{zs}$ 微分值和引力加速度的差值,设机动时刻为 t_0 ,对应撞击器与火卫一之间的相对距离为 ρ_0 ,若机动后撞击器最终可以成功命中目标天体,命中时刻为 t_f ,则此时 $\rho_f = 0$ 。将(7)式两侧分别积分可得机动后应满足的视线角速度,定义为需用角速度,有

$$\begin{cases} \omega_{zs}^* = \int_{t_0}^{t_f} \rho \Delta g_y d\tau / \rho_0^2 \\ \omega_{ys}^* = - \int_{t_0}^{t_f} \rho \Delta g_z d\tau / \rho_0^2 \end{cases} \quad (8)$$

令 v_c 为撞击器与目标天体之间的相对速度,则相对速度与视线角速度的关系应满足

$$\omega_s = \frac{\rho \times v_c}{\rho^2} \quad (9)$$

设撞击器机动时刻与目标天体之间的相对速度为 v_{c0} , 视线角速度为 ω_{s0} , 易知机动所需的待增速度矢量 Δv 应满足

$$\omega_s^* - \omega_{s0} = \frac{\rho_0 \times (v_c - v_{c0})}{\rho_0^2} = \frac{\rho_0 \times \Delta v}{\rho_0^2} \quad (10)$$

上式两侧分别叉乘 ρ_0 , 结合矢量三重积公式, 并考虑当 $\Delta v \perp \rho_0$ 时 Δv 的模值最小, 易得

$$\Delta v = (\omega_s^* - \omega_{s0}) \times \rho_0 \quad (11)$$

即可通过需用角速度与测量角速度的差值, 得到待增速度矢量 Δv , 此制导律的核心在于控制视线角速度在撞击前的一段时间内逐渐收敛到 0, 符合比例导引方法抑制视线角速率的思想。

如图 1 所示, 建立目标轨道坐标系 $o_t-x_t y_t z_t$, 其中, o_t 为目标天体质心, ρ 为探测器与目标天体的相对位置矢量, $o_t x_t$ 为目标天体的火心位置矢量的单位矢量, $o_t z_t$ 沿其轨道平面的法线方向, $o_t y_t$ 与另外两轴构成右手直角坐标系。

此外, 撞击器相对火心的距离, 可用火卫一的火心位置矢量和二者的相对位置矢量表示, 即

$$|r_1| = |r_2 + \rho| \quad (12)$$

$$\begin{aligned} r_1 &= [(r_2 + \rho_x)^2 + \rho_y^2 + \rho_z^2]^{\frac{1}{2}} \\ &= [r_2^2 + \rho^2 + 2\rho_x r_{2x}]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (13)$$

其中, $\rho_{xt}, \rho_{yt}, \rho_{zt}$ 分别为相对位置矢量在目标轨道系各轴上的投影。考虑到 ρ 与 r_2 相比是较小的值, 经 Taylor 展开, 有

$$\left(\frac{r_2}{r_1}\right)^3 \approx 1 - \frac{3\rho_{xt}}{r_2} - \frac{3}{2}\left(\frac{\rho}{r_2}\right)^2 \quad (14)$$

令视线坐标系与火心惯性系的姿态转换矩阵为 C_t^s , r_2 与视线系各轴的方向余弦值分别为

$$\cos\alpha = \frac{r_2 \cdot x_s}{r_2}, \cos\beta = \frac{r_2 \cdot y_s}{r_2}, \cos\gamma = \frac{r_2 \cdot z_s}{r_2} \quad (15)$$

式中 x_s, y_s, z_s 分别为视线坐标系各轴的单位矢量, 另注意到 $\rho_{xt} = \frac{\rho \cdot r_2}{r_2} = \rho \cos\alpha$ 。

将上式代入引力加速度差计算公式得

$$\Delta g = \mu \frac{r_2 - (r_2/r_1)^3 (r_2 + \rho)}{r_2^3} \quad (16)$$

上式转化成标量表达式得

$$\begin{cases} \Delta g_{ys} = \frac{\mu}{r_2^3} \left(3\rho \cos\alpha \cos\beta + \frac{3\rho^2}{2r_2} \cos\beta \right) \\ \Delta g_{zs} = \frac{\mu}{r_2^3} \left(3\rho \cos\alpha \cos\gamma + \frac{3\rho^2}{2r_2} \cos\gamma \right) \end{cases} \quad (17)$$

上式中 r_2 可通过查询精确星历得知, 方向余弦的值通过 r_2 和 C_t^s 矩阵得到, ρ 可通过标称轨道的相对位置得到近似估计值。

考虑撞击器与目标天体距离较近的这段轨迹内, 二者的相对距离可看成近似一次函数, 以此得到每一时刻对应的 ρ , 根据每一时刻的 ω_s 可获得 C_t^s 矩阵。用数值积分方法积分上式即可获得当前时刻的需用角速度 ω_s^* 。代入式(11)可得待增速度矢量 Δv 。

2 数学仿真与分析

为了验证前述脉冲比例制导律的性能, 本节选取了典型情况进行数学仿真, 并比较了其与传统制导方法的异同。

为便于对仿真结果的分析 and 理解, 下面首先简述仿真软件运行过程:

a) 给定撞击器一个初始状态, 该状态附带一定的位置和速度误差, 若撞击器按此轨道飞行将无法精确命中目标;

b) 导航相机拍摄目标天体的照片, 通过图像处理算法提取天体中心在像平面上的坐标, 进而获取目标的视线矢量;

c) 以像平面坐标为观测量建立非线性卡尔曼滤波器, 估计撞击器的位置和速度, 即图中的自主导航模块;

通过视线矢量计算视线坐标系相对惯性系的两个视线角, 并通过数值微分等算法提取机动时刻对应视线角速度 ω_{s0} ;

d) 以前述信息为输入, 进行制导指令解算, 得到待增速度矢量;

e) 调整撞击器姿态使发动机喷管方向与待增速度矢量方向相同;

f) 发动机开机, 进行脉冲机动。

上述仿真过程如图 2 所示。

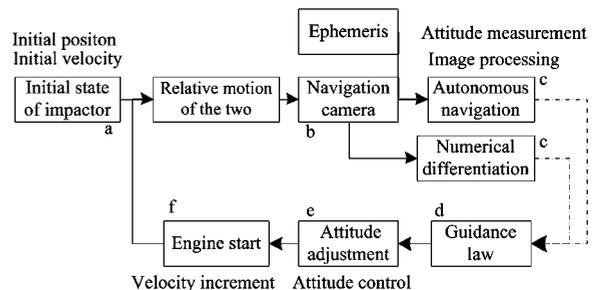


图 2 仿真过程示意图

Fig.2 Diagram of the simulation process

上图中导引律可选用预测制导方法或比例导引

方法,预测制导的输入为撞击器的实时估计状态,比例导引的输入为数值微分得到的视线角速度。

2.1 综合误差源影响

仿真条件为考虑撞击器自身的执行机构和测量系统带来的所有误差,表 1 给出了撞击器的初始标称轨道,表 2 列出各误差项的取值,各误差项在仿真过程中引入情况见图 2。

表 1 撞击器初始轨道信息

Table 1 Initial orbit of the impactor

a (km)	i ($^{\circ}$)	e ($^{\circ}$)	Ω ($^{\circ}$)	ω ($^{\circ}$)	f ($^{\circ}$)
7398.7	0.5009	93.7	37.4	216.0	67.8

表 2 各误差项取值情况

Table 2 Values of each error source

Error Categories	Error Values	Units
Initial position	$10(1\sigma)$	km
Initial velocity	$0.1(1\sigma)$	m/s
Velocity increment	$2\%(1\sigma)$	—
Attitude control	$5.0 \times 10^{-4}(1\sigma)$	rad
Attitude measurement	$5.0 \times 10^{-5}(1\sigma)$	rad
Image distortion	$2(1\sigma)$	pixel
Image processing	$1(1\sigma)$	pixel

本组实验共针对三种情况进行仿真,分别为:使用自主导航获取绝对状态的预测制导,使用数值微分获取 ω_{s0} 的比例导引和使用自主导航获取绝对状态再计算 ω_{s0} 的比例导引。表 3 列出三种情况下的仿真结果,其中, PNG_ND 表示采用数值微分方法获取 ω_{s0} 的比例导引; PNG_UKF 表示通过绝对状态的估计值获取 ω_{s0} 的比例导引。

表 3 综合误差源情形各制导方法特性(1000 次仿真)

Table 3 Characteristics of many guidance methods in several error sources input

Guidance type	Stat error (km)	Max error (km)	Δv (m/s)
Predictive	0.211	0.799	60.5
PNG_ND	0.769	2.333	72.6
PNG_UKF	0.206	0.601	63.2

表 3 显示采用自主导航估计的状态计算 ω_{s0} 的比例导引方法撞击误差与预测制导基本相当,说明需用角速度 ω_s^* 计算过程中的近似误差足够小;采用数值微分计算 ω_{s0} 的比例导引方法撞击误差比预测制导稍高,但仍在容许范围内,说明 ω_{s0} 的估计精度是影响比例导引方法撞击精度的主要因素;三种情况下速度增量消耗基本持平。仿真结果表明,比例导引在同等输入信息下与预测制导的性能相当,

且在无法获取撞击器实时状态的情况下,仍能正常工作,保证命中目标。

2.2 方法对不同轨道的适应性

对本文设计的脉冲比例导引方法,在几种不同的轨道构型下进行仿真分析,分别设置不同的轨道倾角和离心率,验证该方法对不同任务场景的适应性,仿真过程中只考虑方法误差和初始偏差,仿真结果如表 4 所示。

表 4 比例导引法在不同轨道下的特性(1000 次仿真)

Table 4 Characteristics of PNG in different orbits

i ($^{\circ}$)/ e	Stat error (km)	Max error (km)	Δv (m/s)
93/0.6058	0.241	1.156	55.6
30/0.6058	0.367	0.812	50.6
2/0.6058	0.146	0.803	111.4
2/0.0747	0.043	0.455	24.7

仿真结果表明,比例导引方法对不同轨道构型具有良好的适应性,在轨道倾角较小和离心率较小时,也能保持足够的撞击精度。

3 结论

本文针对深空撞击任务定轨精度差、自主导航受限等特点,设计实现了一种满足需用角速度的脉冲比例导引律。为了便于比较,以火卫撞击任务为背景进行了数学仿真实验,结果表明:1) 脉冲比例导引方法撞击精度略低于预测制导,但能满足实际应用需求。2) 脉冲比例导引方法的速度增量消耗与预测制导法基本相当。3) 由于不需要滤波计算,不存在滤波收敛速度和估计精度的问题,适应能力明显提升,便于工程实现。4) 撞击器视线角速度的估计精度是影响撞击精度的重要因素,提高 ω_{s0} 的估计精度将显著提升比例导引方法的撞击精度及适用范围。

参 考 文 献

- William H B. Deep impact mission design. *Space Science Reviews*, 2005, 117(1/2): 23~42
- Kubitschek D G. Impactor spacecraft targeting for the deep impact mission to Comet Tempel-1. 2003: AAS03-615
- 周卫文,崔平远,崔祐涛. 基于改进预测制导的深空撞击探测末制导律. *传感器与微系统*, 2009, 28(2): 116~120 (Zhou W W, Cui P Y, Cui H T. Deep space impact exploration guidance based on advanced predictive guidance. *Transducer and Microsystem Technologies*, 2009, 28(2): 116~120 (in Chinese))

- 4 汤国建,贾沛然. 运用比例导引实现对目标卫星的拦截. 系统工程与电子技术, 2001,23(2):25~27 (Tang G J, Jia P R. Implementation of intercepting satellite by using proportional guidance. *Systems Engineering and Electronics*, 2001,23(2):25~27 (in Chinese))
- 5 周卫文,梁晓庚,贾晓洪. 小天体撞击末段脉冲比例制导律研究. 电光与控制, 2011,18(6):69~73 (Zhou W W, Liang X G, Jia X H. End-Stage guidance for impacting small asteroids using pulsed proportional guidance law. *Electronics Optics & Control*, 2011,18(6):69~73 (in Chinese))
- 6 Russel C T. Deep Impact Mission: Looking Beneath the Surface of a Cometary Nucleus. Chen X Q, Cai H. Chen L. Beijing: National Defense Industry Press, 2008:85~86
- 7 崔文,宝音贺西,李俊峰. 利用小行星视线矢量的火星探测光学自主导航研究. 力学学报, 2012,44(6):1075~1078 (Cui W, Bao Yin H X, Li J F. Research on optical autonomous navigation for mars exploration based on asteroids' light-of-view. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012,44(6):1075~1078 (in Chinese))
- 8 崔文,张少愚,张树瑜等. 火星探测接近段的光学自主导航研究. 空间科学学报, 2013,33(3):313~319 (Cui W, Zhang S Y, Zhang S Y, et al. Research on optical autonomous navigation for approach phase of Mars exploration. *Chinese Journal of Space Science*, 2011,18(6):313~319 (in Chinese))
- 9 常晓华. 深空自主导航方法研究及在小天体探测中的应用[博士学位论文]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2010 (Chang X H. Research on deep space autonomous navigation scheme and application to small celestial bodies exploration[PhD Thesis]. Harbin:Harbin Institute of Technology, 2010 (in Chinese))
- 10 崔平远,常晓华,崔祐涛. 基于可观测性分析的深空自主导航方法研究. 宇航学报, 2011,32(10):2115~2124 (Cui P Y, Chang X H, Cui H T. Research on observability analysis-based autonomous navigation method for deep space. *Journal of Astronautics*, 2011,18(6):313~319(in Chinese))
- 11 Hill G W. Researches in Lunar Theory. *American Journal of Mathematics*, Vol.1,1878,5-26
- 12 Clohessy W H, Wiltshire R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1960,27(9):653~678
- 13 Tschauner J, Hempel P. Rendezvous zu einem in elliptischer bahn um laufenden ziel. *Acta Astronautica*, 1965,11(2):104~109
- 14 张莹,都琳,岳晓乐等. 航天器近距离相对轨道的滑模控制. 动力学与控制学报, 2017,15(1):87~92 (Zhang Y, Du L, Yue X L, et al. Sliding mode control of relative orbit for nearby spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2017,15(1):87~92 (in Chinese))

PULSE GUIDANCE LAW FOR DEEP SPACE IMPACT BASED ON THE PROPORTIONAL GUIDANCE

Han Ning[†] Liu Hui Wang Yuncai Zhang Songtao

(Beijing Institute of Control & Electronics Technology, Beijing 100038, China)

Abstract Impact exploration is an important mode of deep space exploration. The high precision guidance law is the key to realize the impact mission. Based on the characteristics of deep space impact mission, the relative dynamic equations are derived and the pulse proportional guidance law is designed. In this paper, Monte Carlo simulation is carried out for the proportional guidance about the impact mission. Results show that the method comparing with the traditional predictive guidance method gets a slightly lower impact precision, but still can meet the demand of the mission. The velocity increment consumption of the method is basically the same with predictive guidance. On the other hand, the method can meet the requirements of the mission in different orbits, avoiding the limitation of autonomous navigation positioning accuracy to predict of guidance. This method can be applied in practice well.

Key words deep space exploration, impactor, pulse proportional guidance