

# 小天体高速撞击器视线制导律设计

朱圣英<sup>1</sup>, 崔平远<sup>1,2</sup>, 崔祜涛<sup>2</sup>

(1. 北京理工大学宇航学院深空探测技术研究所, 北京 100081; 2. 哈尔滨工业大学深空探测基础研究中心, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对小天体高速撞击器设计了一种视线制导律。为了解决轨道修正机动时机选取问题, 本文引入  $B$  平面点位误差椭圆描述预测撞击点的置信度, 通过控制撞击点落入指定的误差椭圆概率区域内, 将轨道修正机动时刻选取问题, 转化为对发动机开关曲线的设计。该制导律利用当前位置、速度信息构建视线旋转角速度与距离变化率, 驱动发动机开关抑制视线的旋转角速率, 使其最终撞击到目标点上。严格的蒙特卡罗仿真表明, 该制导律在节省燃料的同时, 可以使撞击精度比预测制导方法提高 100 米以上, 达到 250 米以内。

**关键词:** 制导律; 小天体撞击器; 误差椭圆; 开关曲线; 高速撞击

**中图分类号:** V448.234

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1000-1328(2010)02-0373-07

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.02.012

## 0 引言

2005 年 7 月 4 日, NASA 的 Deep-Impact 探测器成功地撞击了 tempel-1 号彗星, 这是人类历史上第一次成功完成的小天体撞击任务<sup>[1]</sup>。深空撞击任务具有很大的科学意义和价值, 通过分析由高速撞击产生的喷射物和在天体表面形成的弹坑大小, 可以确定目标天体的组成成分及其内部元素, 这为揭开太阳系形成演化的过程以及探索生命起源提供了线索。在撞击器接近目标天体的过程中, 一般相对速度将会达到 10 km/s 的量级, 因此为了达到预期的撞击效果, 就要求撞击器末制导律要具有较高的自主性和实时性。

Deep-Impact 任务末端制导律采用的是预测制导技术, 撞击器在指定时刻通过在轨数值积分估算其接近轨道和撞击点, 利用预测撞击点与期望目标点之间的偏差量计算需要的机动速度, 在满足燃料和撞击器指向要求的条件下, 施加机动速度修正撞击器的接近轨迹, 以达到消除撞击点偏差的目的。在 Deep-Impact 任务中, 撞击器共进行了三次轨道修正机动, 前两次机动的目标点为目标天体光心, 最后一次机动的目标是在图像处理系统完成“场景分析”后选择<sup>[2-3]</sup>。预测制导律可以直接得到施加给撞击器的机动速度脉冲, 因此实施起来简单方便, 但其需要

事先给定撞击器进行机动的时刻, 该时刻的选取需要考虑燃料消耗以及撞击精度的要求。在撞击器在与目标天体交会的过程中, 导航精度会随着撞击器与目标天体距离的减小而提高, 因此机动时刻越迟, 最终的撞击精度将会越高, 但随着机动时刻的延迟, 机动所消耗的燃料也将会增加。Deep-Impact 任务是由地面站事先通过大量的蒙特卡罗仿真, 对燃料消耗和撞击精度进行折中考虑, 确定了三次机动时刻<sup>[4]</sup>, 这种方式在耗费大量人力物力的同时, 也使撞击器的控制时机受到限制, 从而降低了撞击精度, 影响撞击效果。

在考虑撞击精度和燃料消耗等因素约束的条件下, 为使撞击器能够自主地确定机动时刻以及机动脉冲大小, 本文结合预测制导律和比例导引律的基本思想, 在建立  $B$  平面坐标系及非滚视线坐标的基础上, 设计了一种基于视线信息的撞击器末制导律。该制导律引入测绘学中的点位误差椭圆来描述预测撞击点置信度, 利用预测撞击脱靶量与视线旋转角速度的关系, 设计开关曲线驱动发动机开关, 撞击器通过抑制视线的旋转角速度, 最终撞击到目标点上。

## 1 坐标系及相对运动模型

### 1.1 $B$ 平面坐标系

在深空撞击任务中,  $B$  平面坐标系是导航和任

务设计中常采用的坐标系,撞击器相对于目标天体的位置以及其相应的协方差和撞击目标点均可以很容易地表示在  $B$  平面上。 $B$  平面定义为通过目标天体的质心且垂直撞击器进入渐近线的平面。由于进入轨迹的渐近线方向与无穷远处的速度 ( $V_\infty$ ) 方向一致,因此  $B$  平面垂直于  $V_\infty$ , 如图 1 所示。 $B$  平面坐标系的原点在目标天体的质心上,其  $S$  轴垂直  $B$  平面并沿撞击器进入渐近线方向为正,  $T$  轴在目标天体公转轨道平面与  $B$  平面的交线上,  $R$  轴与  $S$  轴、 $T$  轴 构成右手坐标系。

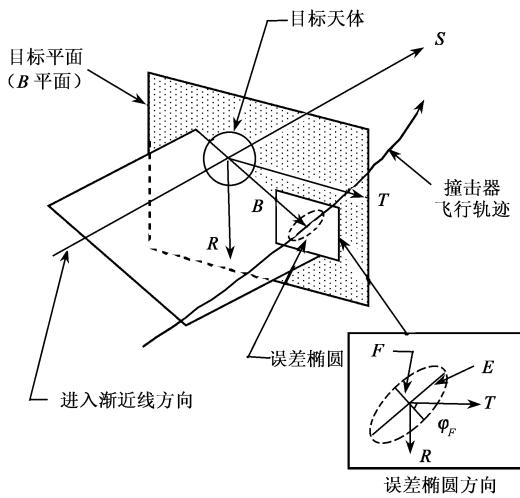


图 1  $B$ -plane 坐标系示意图  
Fig.1 The  $B$ -plane coordinate system

由  $B$  平面坐标系定义可以得到该坐标系三轴在 J2000 惯性坐标系下的指向表示:

$$S = V_\infty / |V_\infty| \quad T = S \times h \quad R = S \times T \quad (1)$$

式中的  $h$  为目标天体的公转轨道角动量矢量方向。由以上定义可知,  $B$  平面坐标系三轴指向不变,其相对惯性坐标系的坐标转换矩阵为

$$C_{BI} = [S \quad T \quad R]^T \quad (2)$$

1.2 非滚视线坐标系

为了分析目标天体相对撞击器的运动特性及对轨控发动机推力矢定向,下面引入视线坐标系  $o\xi\eta\zeta$ , 其原点在撞击器质心上,  $\xi$  轴沿撞击器质心指向目标点方向,  $\zeta$  轴同时垂直  $\xi$  轴和  $B$  平面坐标系  $R$  轴,  $\eta$  轴与  $\xi$ 、 $\zeta$  构成右手坐标系。视线坐标系与  $B$  平面坐标系的关系如图 2 所示。

视线坐标系三轴在  $B$  平面坐标系内可表示为:

$$\xi = \frac{\rho}{\|\rho\|} \quad \zeta = \frac{\xi \times R}{\|\xi \times R\|} \quad \eta = \zeta \times \xi \quad (3)$$

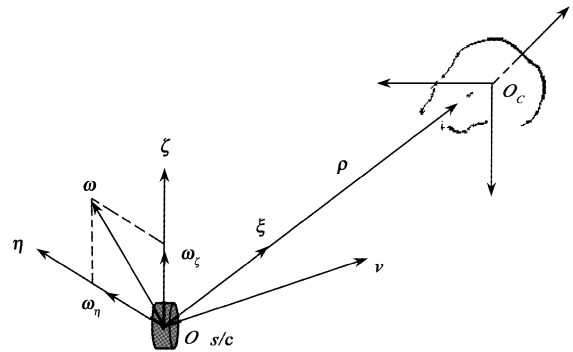


图 2 视线坐标系与  $B$  平面坐标系的转换关系图  
Fig.2 Line-of-sight coordinate and  $B$ -plane coordinate transition figure

其相对  $B$  平面坐标系的坐标转换矩阵为

$$C_{IB} = [\xi \quad \eta \quad \zeta]^T C_{BI}^T$$

在视线坐标系内,目标天体相对撞击器的动力学方程为:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} + 2\omega \times \frac{\partial \rho}{\partial t} + \omega \times (\omega \times \rho) + \frac{\partial \omega}{\partial t} \times \rho = \Delta g + a \quad (4)$$

考虑在视线坐标系内有  $\rho = [\rho \quad 0 \quad 0]^T$ ,  $\omega = [0 \quad \omega_\eta \quad \omega_\xi]^T$ , 则上式可化为:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho} - \rho(\omega_\eta^2 + \omega_\xi^2) &= \Delta g_\xi - a_\xi \\ 2\omega_\xi \dot{\rho} + \dot{\omega}_\xi \rho &= \Delta g_\eta - a_\eta \\ 2\omega_\eta \dot{\rho} + \dot{\omega}_\eta \rho &= -\Delta g_\zeta + a_\zeta \end{aligned} \quad (5)$$

其中  $\Delta g_\xi$ 、 $\Delta g_\eta$ 、 $\Delta g_\zeta$  为撞击器与目标天体受到的引力加速度差项,  $a_\xi$ 、 $a_\eta$ 、 $a_\zeta$  为在撞击器上施加的控制力。考虑到引力加速度差项较小,则在不进行轨道控制时,微分方程组(5)解的表达式为

$$\begin{cases} \omega_\eta = \omega_{\eta 0} \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^2 \\ \omega_\xi = \omega_{\xi 0} \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^2 \end{cases} \quad \dot{\rho}^2 = \dot{\rho}_0^2 + \rho_0^2 \omega_0^2 - \frac{\rho_0^4 \omega_0^2}{\rho^2} \quad (6)$$

式中:  $\omega_0^2 = \omega_{\eta 0}^2 + \omega_{\xi 0}^2$ ,  $\rho_0$ 、 $\omega_{\eta 0}$ 、 $\omega_{\xi 0}$  为撞击器当前初始状态。当  $\dot{\rho}^2 = 0$  时,撞击器接近目标点的距离最近,其最近距离(即脱靶量)可通过式(6)求得:

$$\rho_f = \frac{\rho_0^2 \omega_0}{\sqrt{\dot{\rho}_0^2 + \rho_0^2 \omega_0^2}} \quad (7)$$

## 2 B 平面点位误差椭圆

在深空撞击任务中,撞击器利用导航相机提供目标天体光心像素坐标,结合撞击器相对惯性空间的估计姿态,通过 kalman 滤波器或递推最小二乘滤波器,可以实现在轨自主光学导航<sup>[4]</sup>。在忽略轨道修正机动执行误差时,最终的撞击精度完全由导航精度决定,这时预测撞击点的估计置信度可以通过导航系统给出的误差协方差阵近似求取。误差椭圆反映撞击点在 B 平面上的定位误差分布情况,如图 1 所示。将当前时刻的协方差阵时间传播到撞击器与 B 平面相交时刻,利用该协方差阵就可以得到撞击点点位误差椭圆的大小以及方向,这些椭圆参数表现了预测撞击点的定点精度。

### 2.1 协方差阵的时间传播

令  $P_0$  为当前时刻撞击器估计状态的误差协方差阵在 B 平面坐标系内的表示,  $t_0$  为当前时刻,  $t_f$  为撞击时刻,则撞击时刻状态  $X_f$  的误差协方差矩阵表达式为:

$$P_f = E\{[X_f - E(X_f)][X_f - E(X_f)]^T\} = \Phi(t_f, t_0)P_0\Phi^T(t_f, t_0) \quad (8)$$

选取状态变量为撞击器和小天体之间的相对位置和速度矢量,  $\Phi(t, t_0)$  为状态转移矩阵,  $t - t_f$  即为撞击剩余时间  $t_{go}$ , 可近似表示为

$$t_{go} = \rho / |V_\infty| \quad (9)$$

### 2.2 点位误差椭圆大小及方向

令  $D$  为  $P_f$  阵中对应撞击器  $T, R$  轴位置的子矩阵, 可以表示为

$$D = \begin{bmatrix} \sigma_T^2 & \mu\sigma_T\sigma_R \\ \mu\sigma_T\sigma_R & \sigma_R^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中  $\sigma_T, \sigma_R$  分别代表  $T, R$  轴的中误差,  $\mu$  为相关系数。撞击点的中误差为

$$\sigma_B = \sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_R^2} \quad (11)$$

误差椭圆的长半轴  $E$  和短半轴  $F$  是中误差沿任意方向进行正交分解的两个极值, 即  $E^2, F^2$  为协方差阵  $D$  特征方程的两个根, 可以求取这两个根为

$$\lambda_{1,2} = \frac{1}{2}(\sigma_T^2 + \sigma_R^2) \pm \frac{1}{2}\sqrt{(\sigma_T^2 - \sigma_R^2)^2 + 4\mu^2\sigma_T^2\sigma_R^2} \quad (12)$$

则误差椭圆的长短半轴分别为:  $E = \sqrt{\lambda_1}$ ;

$$F = \sqrt{\lambda_2}。$$

利用特征值  $\lambda_2$  相对应的特征向量方位角, 可以得到误差椭圆的极小值方向角  $\varphi_F$  满足

$$\tan 2\varphi_F = \frac{2\mu\sigma_T\sigma_R}{\sigma_T^2 - \sigma_R^2} \quad (13)$$

参数  $E, F$  和  $\varphi_F$  表现了预测撞击点在 B 平面上的估计置信度, 其中长短半轴  $E, F$  表示了误差椭圆的大小,  $E, F$  越小预测撞击点置信度越高, 即最终撞击误差越小, 极小值方向角  $\varphi_F$  表示了误差椭圆的方向。

### 2.3 预测撞击点落入误差椭圆的概率

下面考虑预测撞击点  $(B_T, B_R)$  落入误差椭圆内的概率。光学导航误差服从正态分布, 因此在 B 平面内随机点的分布为二维正态分布, 其联合分布密度为

$$f(B_T, B_R) = \frac{1}{2\pi\sigma_T\sigma_R\sqrt{1-\mu^2}} \exp\left\{-\left[\left(\frac{B_T}{\sigma_T}\right)^2 - 2\mu\left(\frac{B_T}{\sigma_T}\right)\left(\frac{B_R}{\sigma_R}\right) + \left(\frac{B_R}{\sigma_R}\right)^2\right]/2(1-\mu^2)\right\} \quad (14)$$

同一个椭圆上所有点的分布密度是相同的, 即

$$f(B_T, B_R) = \text{const} \quad (15)$$

由(15)式可以得到

$$\left(\frac{B_T}{\sigma_T}\right)^2 - 2\mu\left(\frac{B_T}{\sigma_T}\right)\left(\frac{B_R}{\sigma_R}\right) + \left(\frac{B_R}{\sigma_R}\right)^2 = \lambda^2 \quad (16)$$

通过坐标旋转, 将其轴旋转至  $E, F$  方向, 此时上式可以简化为

$$\left(\frac{B_T}{E}\right)^2 + \left(\frac{B_R}{F}\right)^2 = k^2 \quad (17)$$

通过简化后的概率密度函数可推得待定点落入椭圆内的概率为

$$P((B_T, B_R) \subset B_k) = 1 - \exp(-k^2/2) \quad (18)$$

给予  $k$  不同的值, 能够得到表 1 内相应的概率  $P$ , 从中可见, 点出现在  $k = 1, 2$  两个椭圆之间的概率最大, 而出现在  $k = 3$  椭圆以外的概率很小, 一般  $k = 3$  椭圆实际上可视为最大的误差椭圆<sup>[5]</sup>。

## 3 制导律设计与实现

目前飞行器常用的比例导引制导法、追踪法和平行接近法的基本思想都是通过抑制视线旋转角速度, 使相对速度与视线之间的夹角满足一定的关系式, 从而击中目标<sup>[6-7]</sup>。本文结合抑制视线旋转角

速度与预测制导律的消除终端误差的思想,考虑预测撞击点落入  $B$  平面上误差椭圆内的概率,通过比较预测脱靶量与误差椭圆点位中误差的关系,设计了发动机开关曲线,使撞击器在节省燃料的同时达到较高的撞击精度,解决了轨道机动时机选取问题。下面将依次给出制导律的导引方案、开关曲线的设计方法和发动机的开关方式。

表 1 概率  $P$  与参数  $k$  的对应关系  
Table 1 The relation of  $P$  and parameter  $k$

$k$	$P$	$k$	$P$
0	0	2.5	0.9561
0.5	0.1175	3.0	0.9780
1.0	0.3935	3.5	0.9889
1.5	0.6752	4.0	0.9997
2.0	0.8647	4.5	0.9999

### 3.1 撞击器导引方案

设撞击器体坐标系为  $o_b x_b y_b z_b$ , 其中坐标原点  $o_b$  位于撞击器质心处,  $o_b x_b$ 、 $o_b y_b$  和  $o_b z_b$  分别沿撞击器体轴方向指向。按照撞击器滚动最小角度原则来产生滚动角  $\gamma$ , 使得轨控发动机推力作用在垂直  $\omega_0$  的方向上, 即推力在视线向量  $\rho_0$  及其变化  $\dot{\rho}_0$  组成的平面内对  $\omega_0$  进行控制, 再调节撞击器的方位角使推力施加在垂直  $\dot{\rho}_0$  的方向上, 以便节省燃料<sup>[7]</sup>, 这种方案称为导引平面控制方案。按这种导引方案对撞击器所施加的推力方向可以表示为:

$$n = \frac{\dot{\rho}_0 \times (\dot{\rho}_0 \times \rho_0)}{\|\dot{\rho}_0 \times (\dot{\rho}_0 \times \rho_0)\|} \quad (19)$$

### 3.2 发动机开关曲线设计

若撞击器机动时刻越靠后, 导航精度越高, 最终的撞击精度也将越高, 但撞击器消耗的燃料也将会随之增加。因此撞击器应在导航精度即预测撞击点的置信度达到期望的水平时, 立即执行轨道修正机动, 以便在满足最终撞击精度的条件下, 尽量地节省燃料。

本文通过比较预测脱靶量与误差椭圆点位中误差的关系, 实时地评价最终能达到的撞击精度。由以上分析可知, 预测撞击点的置信度可以通过  $B$  平面上的误差椭圆表现, 这些误差椭圆对应着撞击点落入其内的不同概率。如图 3 所示, 当预测脱靶量大于所能容忍的最大脱靶量(III 区), 一般选在  $k = 3$  对应的椭圆以外, 则该区域内撞击点出现的概率较低, 因此此时应对撞击器轨道进行修正以减小撞

击脱靶量; 当预测脱靶量小于指定椭圆的半长轴, 即预测撞击点落入高概率密度椭圆内(I 区), 在该区域内撞击点出现的概率较高, 对脱靶量进行修正已无意义, 因此无需对撞击器施加轨道控制。

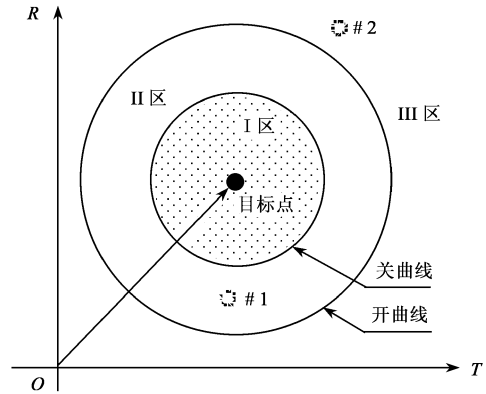


图 3 开关曲线示意图

Fig.3 Sketch map of switch curve

考虑在深空撞击任务中导航系统的观测值一般为目标天体形成的光心, 其测量精度和初始估计精度在  $B$  平面两轴上的相差不大, 误差椭圆可近似视为圆形, 因此采用误差椭圆点位中误差  $k \sqrt{E^2 + F^2}$  代表误差椭圆的大小。选取  $\rho_{\max} = k_1 \sqrt{E^2 + F^2}$  为所能容忍的最大脱靶量,  $\rho_{\min} = k_2 \sqrt{E^2 + F^2}$  为发动机关机指标,  $k_1$ 、 $k_2$  可依据表 1 中  $k$  对应的概率选取。利用脱靶量与视线旋转的关系式(7), 可以得到开关曲线对应的视线旋转角速率:

$$\omega_{\text{open}} = - \frac{\rho_{\max} \dot{\rho}_0}{\sqrt{\rho_0^4 - \rho_{\max}^2 \rho_0^2}} \quad (20)$$

$$\omega_{\text{close}} = - \frac{\rho_{\min} \dot{\rho}_0}{\sqrt{\rho_0^4 - \rho_{\min}^2 \rho_0^2}}$$

由于撞击前  $\dot{\rho}_0$  始终小于 0, 因此  $\omega_{\text{open}}$ 、 $\omega_{\text{close}}$  均为正值。注意到  $\rho_0$  与  $\dot{\rho}_0$  是随时间变化的, 同时由于随着导航精度的提高,  $E$ 、 $F$  也是不断变小的, 因此  $\omega_{\text{open}}$  与  $\omega_{\text{close}}$  也是随时间变化的。

式(20)将开关曲线通过视线旋转角速率函数的形式表示, 利用导航系统给出的撞击器相对目标天体的位置、速度信息可以构建出视线旋转角速度为

$$\omega = \frac{\rho}{\rho^2} \times \frac{d\rho}{dt} \quad (21)$$

距离变化率为

$$\dot{\rho} = \frac{\rho}{\rho} \cdot \frac{d\rho}{dt} \quad (22)$$

这样利用式(21)、(22)可以通过导航系统提供的撞

击器位置  $\rho_0$ 、速度  $\frac{d\rho_0}{dt}$  信息构建出撞击器当前视线转率  $\omega_0$  与距离变化率  $\dot{\rho}_0$ ，结合 (20) 式可以驱动发动机开关。

### 3.3 发动机开关方式

为了既节省燃料,又避免发动机的频繁启动,这里选择如下发动机开关方式。当  $\|\omega_0\| \geq \omega_{open}$  时,启动发动机,  $\|\omega_0\|$  减少直至与  $\omega_{close}$  相交,即  $\|\omega_0\| \leq \omega_{close}$  时关闭发动机;  $\|\omega_0\|$  再增加,直至又与  $\omega_{open}$  相交时发动机再次启动,在交会过程中,发动机开关逻辑关系可以归结如下:当  $\|\omega_0\| \geq \omega_{open}$  时,  $F(t) = 1$ ; 当  $\|\omega_0\| \leq \omega_{close}$  时,  $F(t) = 0$ ; 当  $\omega_{close} < \|\omega_0\| < \omega_{open}$  且  $F(t - \Delta t) = 1$  时,  $F(t) = 1$ ; 当  $\omega_{close} < \|\omega_0\| < \omega_{open}$  且  $F(t - \Delta t) = 0$  时,  $F(t) = 0$ 。其中,  $t - \Delta t$ 、 $t$  分别为上一控制时刻与当前控制时刻,  $F$  为发动机开关函数,1 为开机,0 为关机。

这样,视线转率被限制在  $-\omega_{open}$  与  $\omega_{open}$  之间,且随着导航精度的不断提高,  $\omega_{open}$  也不断减小,故起到抑制视线旋转的作用,同时不会主动控制视线转率进入  $-\omega_{close}$  与  $\omega_{close}$  之间的估计不确定区域,以免浪费燃料。

### 4 蒙特卡罗仿真分析

为了验证上述算法和公式推导的可行性和可靠性,本文进行了严格的六自由度蒙特卡罗数学仿真。其中撞击器导航系统采用文献[8]中给出的自主导航方法,制导系统采用本文给出的视线制导律。具体仿真参数如表 2 所示。

图 4~6 为 2000 次仿真的结果,其中图 4 为最终撞击误差分布图,视线制导最终撞击误差的均方差为  $\sigma = 90.1$  m,最大脱靶误差为 247 m。在同样的仿真条件下,本文对 Deep-Impact 采用的预测制导技术的撞击效果亦进行了分析,其 2000 次仿真的最终撞击误差的均方差为  $\sigma = 148.8$  m,最大脱靶误差为 357 m。

图 5 给出了分别采用视线制导与预测制导算法所需的机动速度总量的统计图,视线制导总速度增量的平均值为 6.29 m/s,最大速度增量达到 9.1 m/s。预测制导总速度增量的平均值为 6.94 m/s,最大速度增量达到 14 m/s,可见采用视线制导律将降低撞击器所需携带的燃料。图 6 为发动机开关次数统计

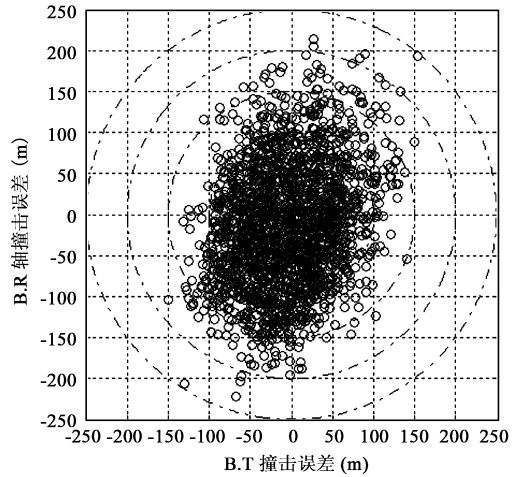


图 4 2000 次六自由度仿真撞击误差分布图

Fig.4 Total impacting errors for six-DOF 2000 run

图,由图中可见发动机点火次数最多开关 7 次,开关 4 次的出现频率最高,其开关次数满足撞击器制动实施的要求。

表 2 综合仿真参数

Table 2 Parameters in integrated simulation

仿真参数	量值	单位
初始标称相对位置	(73440,0,0)	km
初始标称相对速度	(-10.2,0,0)	km/s
750 s 之前撞击目标点	(0,0)	km
750 s 之后撞击目标点	(1,3)	km
发动机推力	88	N
撞击器质量	372	kg
导航相机焦距	2.103	m
导航相机拍照间隔	15	s
初始位置传送误差	10	km
初始位置确定精度	(150,8,8)	km
初始速度确定精度	0.1	m/s
图像处理精度	10	$\mu$ rad
姿态控制精度	320	$\mu$ rad
姿态确定常值误差	100	$\mu$ rad
姿态确定随机误差	30	$\mu$ rad
加速度计常值偏差	50	$\mu$ g
加速度计随机偏差	10	$\mu$ g
点火机动控制精度	2%	—
开关曲线参数 $k_1, k_2$	4,1	—

注:其中误差源量值为  $1\sigma$  统计意义下参数

### 5 结论

本文在建立  $B$  平面坐标系及非滚视线坐标的基础上,针对小天体高速撞击器,提出了一种利用导航位置、速度构建虚拟角速度信息的视线制导方法。该制导律将导航系统与制导系统相结合,基于描述

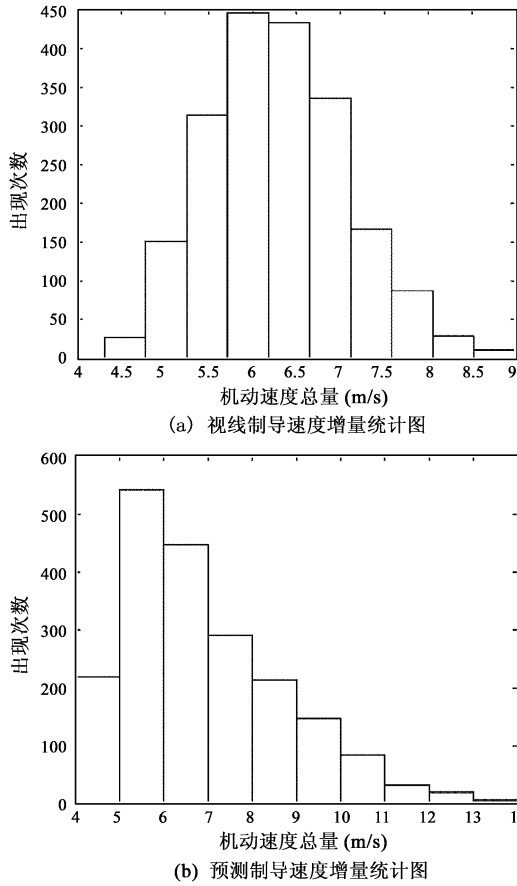


图 5 2000 次六自由度仿真机动速度总量统计图  
Fig.5 Statistical figure of maneuver velocities for six-DOF 2000 run

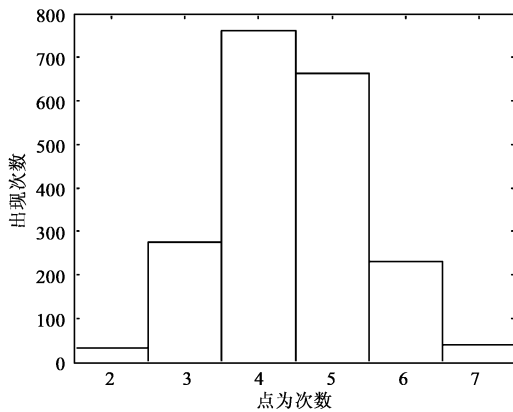


图 6 2000 次六自由度仿真发动机开关次数统计图  
Fig.6 Statistical figure of engine on-off times for six-DOF 2000 run

预测撞击点置信度的误差椭圆点位中误差与预测脱靶量之间的关系,设计了发动机开关曲线,有效地解决了轨道机动时机选取问题。严格的蒙特卡罗数学仿真结果显示,采用该制导方法可以在节省燃料的

同时,使最终的撞击精度比同样条件下的预测制导方法精度提高 100 米以上,达到 250 米以内,并且发动机开关次数满足撞击器制动实施的要求。进一步研究工作将在以下两方面展开:分析开关曲线参数  $k$  对撞击性能的影响;通过半实物仿真,验证该制导算法的性能。

参考文献:

- [1] William H B. Deep impact mission design[J]. Space Science Reviews.2005,117(1-2):23-42.
- [2] Owen W M, Mastrodemos N, Rush P B. Optical navigation for deep impact[C]. Tampa, Florida: Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 2006:1-22.
- [3] Mastrodemos N, Daniel G K, Robert A W. Autonomous navigation for the deep impact mission encounter with comet tempel 1[C]. Tampa, Florida: Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. 2006:95-121.
- [4] Ramachandra S B, Paul W S, Raymond B F. Deep impact ground navigation maneuver design and performance[C]. Tampa, Florida: Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2006:123-142.
- [5] 武汉大学测绘学院测量平差学科组. 误差理论与测量平差基础[M]. 武汉: 武汉大学出版社,2003:172-186. [Surveying Adjustment Section in School of Geodesy and Geomatics of Wuhan University. Theory of Errors and Surveying Adjustment[M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2003:172-186(in Chinese).]
- [6] 汤国建,贾沛然. 运用比例导引实现对目标卫星的拦截[J]. 系统工程与电子技术, 2001,23(2):25-27. [TANG Guo-jian, JIA Pei-ran. Implementation of intercepting satellite by using proportional guidance[J]. Systems Engineering and Electronics,2001,23(2):25-27(in Chinese).]
- [7] 张雅声,程国采,陈克俊. 高空动能拦截器末制导导引方法设计与实现[J]. 现代防御技术,2001,29(2):31-34. [ZHANG Ya-sheng, CHENG Guo-cai, CHEN Ke-jun. Design and realization of terminal guidance's method for kinetic energy interceptor at high altitude [J]. Modern Defense Technology, 2001, 29(2): 31-34 (in Chinese).]
- [8] Desai S, Han S, Bhaskaran S. Autonomous optical navigation (AutoNav) technology validation report[R]. Deep Space 1 Technology Validation Symposium, 2000.

作者简介:朱圣英(1982-),男,博士后,主要研究方向为深空探测器自主导航、制导与控制。

通信地址:北京理工大学宇航学院 22 号信箱(100081)

电话:(010)68918920

E-mail:zhushengying@gmail.com

## Design of Line-of-sight Guide law for Small Body High Speed Impactors

ZHU Sheng-ying<sup>1</sup>, CUI Ping-yuan<sup>1,2</sup>, CUI Hu-tao<sup>2</sup>

(1. Institute of Deep Space Exploration, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** A Line-of-Sight(LOS) guide law is designed for small body high speed impactors. Error ellipse on the B-plane is utilized to describe confidence level of the predictive intercept point for solving the problem of the trajectory correction maneuvers execution selection. Then, the trajectory correction maneuvers execution timing is translated into design of switching curve through guiding the intercept point into appointed error ellipse. The rotation velocity and distance variety ratio are constructed by using impactors' position and velocity and the engine is driven to enable impactors to reach the aim point by restraining Line-of-Sight rate. The results of strict Monte Carlo simulations show that this guide law improves on predictive guide law in the impact precision upward of 100 meter, and maximal impact error is less than 250 meter, simultaneously economizing fuel.

**Key words:** Guide law; Impactor for small body; Error ellipse; Switching curve; High speed impact