

文章编号: 1000-8055(2007)02-0310-06

# 动能拦截器助推段导引方案研究

郭 庆, 杨 明, 王子才

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对大气层外高速飞行的目标, 提出了一种可用于动能拦截器助推段的导引方法. 建立了拦截器和目标的运动模型, 在分析可拦截约束条件的基础上推导出转移轨道计算方法, 同时通过对拦截器可发射区域中的转移轨道优化得到满足约束条件的有效发射区域, 并以点火时刻待增速度为性能指标来寻优计算获得发射参数. 仿真结果表明, 该方法能有效实现拦截器助推段的制导控制.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 动能拦截器; 转移轨道; 待增速度; 发射参数

**中图分类号:** V448.23

**文献标识码:** A

## Research on kinetic kill vehicle's guidance method in boost phase

GUO Qing, YANG Ming, WANG Zi-cai

(Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** A guidance method used in boost phase for intercepting the high-speed target in outer space was presented. After constructing the model of motion of the target and the kinetic kill vehicle (KKV), constraints of interception were analyzed and the computing method of orbit transfer was also derived. Then orbit transfer was optimized to get valid launching areas satisfying the constraints. Moreover, KKV's required velocity increase at firing time was selected as the specific performance index to optimize the computed launch parameters. Simulation results show that this method can implement efficiently KKV's guidance during the boost phase.

**Key words:** aerospace propulsion system; kinetic kill vehicle (KKV); orbit transfer; required velocity increase; launch parameters

动能拦截器 (KKV) 作为一种超级精确而轻小的智能型拦截武器, 是从美国 SDI 计划“智能卵石”概念发展而来的, 既适用于攻击外层空间轨道分布的空间垃圾, 也适用于大气层内飞行器的拦截<sup>[1]</sup>. 当动能拦截器攻击目标时, 一般将其飞行过程分为助推段、中制导段和末制导段. 在助推段, 拦截器制导控制系统根据已经计算好的发射参数控制助推器的点火时刻, 同时令助推器的推力矢量方向在点火过程中尽量保持不变, 使得在助推过程结束后拦截器沿转移轨道向预计命中点方向飞行, 并在随后的飞行过程中经中末制导段

的导引, 最终命中目标. 由于液体动能拦截器在中末制导段的轨迹修正能力有限, 因此拦截器在助推段的制导精度就对整个拦截过程的最终命中精度有非常大的影响, 必须选择合适的发射参数计算方法.

传统的发射参数的计算采用射表法<sup>[2]</sup>, 但计算量大, 需要建立庞大的数据库, 难以满足动能拦截器实时快速性的要求. Brett Newman 等人于 1996 年提出了一种修正零控脱靶量的中制导段导引方法<sup>[3]</sup>, 该法考虑在起点、拦截器及目标三点构成的平面上进行轨迹修正, 对远距离空间拦截

收稿日期: 2006-01-16; 修订日期: 2006-05-08

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (60434010) 资助

作者简介: 郭庆 (1981-) 男, 四川眉山人. 哈尔滨工业大学控制与仿真中心博士研究生, 研究方向为飞行器制导与控制.

问题的导引方案有了进一步的改进.

本文基于 Newman 等人的思想,通过假设拦截器在助推段的起始瞬间获得全部速度增量,并在该段的其余时间内作惯性飞行,通过转移轨道的优化来确定助推点火时刻和预计命中点,并在此基础上给出助推器推力矢量定向的方法.该方法不用提前建立数据库,只需要根据目标的初始状态对拦截器的转移轨道进行优化选择,因此这部分优化计算工作可以通过地面指控中心来完成,同时拦截器发射参数只需花费很短的时间便可确定下来.与射表法计算发射参数相比,该方法计算量小,对拦截高轨目标具有一定的适用性,可用于异面异轴拦截情况.

## 1 动能拦截器与目标的数学模型

### 1.1 动能拦截器受力情况

动能拦截器的助推段是在大气层外飞行,空气动力的影响可以忽略不计.因此,在助推段除受到地球引力外,还有助推器和姿控发动机所产生的推力.假设拦截器的助推器安装在弹体的纵轴方向,则其所产生的推力始终指向弹体  $X$  轴正向.

### 1.2 动能拦截器与目标动力学方程

假设目标在拦截器助推段飞行过程中不作机动,在地心第一赤道坐标系(以下简称为地心惯性坐标系)中建立液体动能拦截器与目标的动力学方程如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_M = \mathbf{v}_M \\ \dot{\mathbf{v}}_M = -\frac{\mu}{r_M^3} \mathbf{r}_M + \frac{\mathbf{F}}{m} + \frac{\mathbf{T}_A}{m} \\ \dot{\mathbf{r}}_T = \mathbf{v}_T \\ \dot{\mathbf{v}}_T = -\frac{\mu}{r_T^3} \mathbf{r}_T \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $\mathbf{r}_M$ 、 $\mathbf{v}_M$  表示拦截器的地心距矢量和速度矢量,  $\mathbf{F}$  为助推器推力矢量,  $\mathbf{T}_A$  为拦截器姿控发动机推力矢量,  $m$  为拦截器质量,  $\mathbf{r}_T$ 、 $\mathbf{v}_T$  表示目标的地心距矢量和速度矢量,  $\mu$  为地球引力常数.

## 2 助推段导引方案设计

### 2.1 可拦截约束条件

在助推段,拦截器根据发射参数的计算结果在指定时刻启动助推器点火工作,推动拦截器加速飞行.点火过程结束后,拦截器即进入转移轨道,助推段结束.为保证推力矢量方向保持不变,在助推整个阶段,拦截器的姿态应保持不变.因此

发射参数包括助推器点火时刻、点火时长以及在助推器点火过程中拦截器的姿态角大小.

在确定拦截器发射参数时,应满足以下两个约束条件:

①为实现拦截的目的,拦截器应该与目标同时到达某一点,这一点即为预计命中点,位于目标轨道上.

②当助推加速是通过助推器一次点火完成时,则拦截器在点火点的待增速度应小于或等于助推器的视速度增量.

### 2.2 转移轨道优化计算

拦截器与地球近似地组成一个二体问题.其飞行参数可以通过半长轴  $a$ 、偏心率  $e$ 、轨道倾角  $i$ 、近地点幅角  $\omega$ 、升交点赤经  $\Omega$ 、过近地点时刻  $\tau$  来描述<sup>[4]</sup>,当拦截器作自由飞行时,飞行参数始终为常数.下面根据第一个时间约束条件来计算转移轨道.

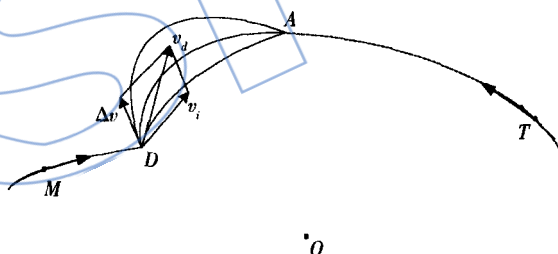


图1 转移轨道的选择

Fig.1 Choice of transforming orbit

设拦截器在  $t_0$  时刻的位置为  $M$ ,目标此时刻的位置为  $T$ ,如图1所示.假设拦截器在  $t_d$  时刻惯性飞行至点  $D$ ,在该点处瞬间获得待增速度,并在助推段的其余时间内作惯性飞行.经此假设,在不考虑拦截器中末制导段的轨道修正时,可认为拦截器在  $t_d$  时刻后即一直处于惯性飞行状态,其飞行轨道即为转移轨道.假设  $t_a$  时刻目标惯性飞行至  $A$  点,拦截器从  $D$  点飞行到  $A$  点所需时长为  $t_{da}$ ,那么时间约束条件可以表示为:

$$t_{da} = t_a - t_d \quad (2)$$

如果将  $A$  点作为预计命中点,则转移轨道位于由  $D$  点、 $A$  点和地心  $O$  确定平面  $\alpha$  内<sup>[5]</sup>.在平面  $\alpha$  内经过  $D$  点、 $A$  点的轨道有无数多条,构成转移轨道簇.应从中挑选一条转移轨道,使得其满足(2)式.转移轨道优化计算如下:

设

$$\begin{vmatrix} x & y & z \\ x_d & y_d & z_d \\ x_a & y_a & z_a \end{vmatrix} = Ax + By + Cz \quad (3)$$

其中  $(x_d, y_d, z_d)$  和  $(x_a, y_a, z_a)$  分别为  $D$  点和  $A$  点在地心惯性系中的位置矢量,  $A, B, C$  为转移轨道平面  $\alpha$  的方向数. 经计算得

$$\begin{cases} A = y_d z_a - y_a z_d \\ B = x_d z_a - x_a z_d \\ C = x_d y_a - x_a y_d \end{cases} \quad (4)$$

对  $A, B, C$  进行归一化处理, 分别得到  $A', B', C'$ . 又由

$$\begin{cases} A' = \sin i \sin \Omega \\ B' = -\sin i \cos \Omega \\ C' = \cos i \end{cases} \quad (5)$$

计算得到转移轨道的轨道倾角  $i$  和升交点赤经  $\Omega$ .

设  $f_d, f_a$  分别为  $D$  点、 $A$  点在转移轨道上的真近点角, 并有  $f_a = f_d + \Delta f$ , 如图2所示.  $A'$  为预计命中点  $A$  在直线  $OD$  上的投影, 那么  $\Delta f$  满足:

$$\cos \Delta f = \frac{x_d x_a + y_d y_a + z_d z_a}{\sqrt{x_d^2 + y_d^2 + z_d^2} \cdot \sqrt{x_a^2 + y_a^2 + z_a^2}} \quad (6)$$

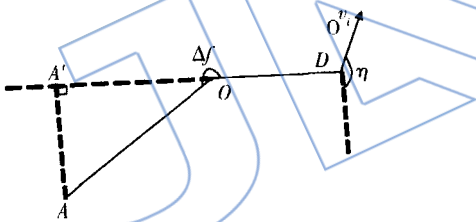


图2  $\Delta f$  与  $\eta$  的关系

Fig. 2 Relation between angle  $\Delta f$  and angle  $\eta$

$\Delta f$  的大小可以通过分离点  $D$  处助推前速度矢量  $V$  与  $A'A$  的夹角  $\eta$  来判断.

在  $\Delta f$  计算得到后, 就可以计算  $f_d$  的取值范围. 由于转移轨道的偏心率  $e$  满足:

$$0 < e = \frac{r_a - r_d}{r_d \cos f_d - r_a \cos f_a} < 1 \quad (7)$$

$r_d, r_a$  为地心到  $D, A$  两点的地心距, 经推导有:

$$\beta - \alpha < f_d < \pi - \beta - \alpha \quad (8)$$

其中  $\alpha$  和  $\beta$  可以分别由 (9) 式和 (10) 式求出.

$$\begin{cases} \sin \alpha = \frac{r_d - r_a \cos \Delta f}{\sqrt{(r_d - r_a \cos \Delta f)^2 + (r_a \sin \Delta f)^2}} \\ \cos \alpha = \frac{r_a \sin \Delta f}{\sqrt{(r_d - r_a \cos \Delta f)^2 + (r_a \sin \Delta f)^2}} \end{cases} \quad (9)$$

$$\sin \beta = \frac{r_a - r_d}{\sqrt{(r_d - r_a \cos \Delta f)^2 + (r_a \sin \Delta f)^2}}, \beta > 0 \quad (10)$$

对于  $D$  点、 $A$  点的纬度幅角  $u_d, u_a$ , 可以由式 (11) 分别计算得到.

$$\begin{cases} \sin u = \frac{z}{r \sin i} \\ \cos u = \frac{y \sin \Omega + x \cos \Omega}{r} \end{cases} \quad (11)$$

其中  $r$  为地心距.

以下优化计算转移轨道的飞行参数其余几项.

1) 设  $f_d = \beta - \alpha, f_a = f_d + \Delta f$ , 由纬度幅角  $u$  和真近点角  $f$  的关系  $u = \omega + f$ , 计算得到近地点幅角  $\omega = u_d - f_d = u_a - f_a$ ;

2) 由  $r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos f}$  可以得到转移轨道的偏心率  $e$  和半长轴  $a$ ;

$$e = \frac{r_a - r_d}{r_d \cos f_d - r_a \cos f_a} \quad (12)$$

$$a = \frac{r_d(1 + e \cos f_d)}{1 - e^2} \quad (13)$$

3) 由  $\tan \frac{E}{2} = \frac{\sqrt{1-e}}{1+e} \tan \frac{f}{2}$  分别计算得到转移轨道上  $D, A$  两点的偏近点角  $E_d, E_a$ ;

4)  $A$  点、 $D$  点的平近点角之差

$$\Delta M = M_a - M_d = \sqrt{\mu} a^3 (t_a - t_d) = E_a - E_d - e(\sin E_a - \sin E_d) \quad (14)$$

由上式可以得到  $A, D$  两点之间的飞行时长

$t_{da}$ ,

$$t_{da} = \sqrt{a^3 / \mu} [(E_a - E_d) - e(\sin E_a - \sin E_d)] \quad (15)$$

当  $t_{da} = t_a - t_d$  时, 计算结束. 否则重新进行以上 1)~4) 步, 直至满足时间约束条件为止.

如果  $f_d > \pi - \beta - \alpha$ , 说明轨道簇中的任意一条轨道都不满足时间约束条件, 需要重新选取预计命中点  $A$  或助推器点火点  $D$ , 再次进行上述计算过程.

另外, 由式 (16) 可以计算得到过近地点时刻  $\tau$ .

$$\tau = t_d - \sqrt{a^3 / \mu} (E_d - e \sin E_d) \quad (16)$$

在经过以上计算后, 转移轨道的 6 项参数 ( $a, e, i, \omega, \Omega, \eta$ ) 就可以全部得到.

## 2.3 有效发射区域的确定

拦截器在助推点火过程中, 点火时长可以随

意进行控制.在拦截器满载质量和助推器燃料质量已知的前提下,计算得到拦截器的视速度增量  $\Delta v_s$  为:

$$\Delta v_s = I_{sp} g \ln(m_0 / (m_0 - m_F)) \quad (17)$$

其中,  $I_{sp}$  为助推器比冲,  $m_0$  为拦截器点火点质量,  $m_F$  为助推器燃料质量,  $g$  为地球引力加速度.

对于拦截器在点火点所需要的待增速度  $\Delta v_r$ , 应利用上节求得的转移轨道来计算.

首先计算  $t_d$  时刻的需要速度  $v_d$ . 由活力公式得  $t_d$  时刻的需要速度大小为

$$v_d = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_d} - \frac{1}{a} \right)} \quad (18)$$

拦截器的需要速度方向在转移轨道平面内, 设在助推器点火处, 拦截器地心距矢量  $r_d$  与需要速度矢量  $v_d$  之间的夹角为  $\xi$ , 则有 (19) 式成立.

$$r_d v_d \sin \xi = \sqrt{\mu a (1 - e^2)} \quad (19)$$

从轨道椭圆的切向可以判别, 真近点角  $f_d$  在第 I、II 象限时,  $\xi$  在第 I 象限;  $f_d$  在第 III、IV 象限时,  $\xi$  在第 II 象限;

令  $u'_d = u_d + \xi$ , 利用球面三角公式可以得到

$$\begin{cases} v_{xd} = v_d (\cos \Omega \cos u'_d - \sin \Omega \sin u'_d \cos i) \\ v_{yd} = v_d (\sin \Omega \cos u'_d + \cos \Omega \sin u'_d \cos i) \\ v_{zd} = v_d \sin u'_d \sin i \end{cases} \quad (20)$$

这样就可以计算得到拦截器在  $t_d$  时刻所需要的待增速度  $\Delta v$  为

$$\Delta v = v_d - v_i \quad (21)$$

令  $\Delta v = (\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z)$ , 则有

$$\Delta v_r = \sqrt{\Delta v_x^2 + \Delta v_y^2 + \Delta v_z^2} \quad (22)$$

选择目标轨道上的一段区域作为有效拦截区域, 并对该区域进行搜索. 如果将其中某点  $A_j$  作为预计命中点, 目标由初始点飞行至该点的时间为  $t_{aj}$ . 同样在拦截器轨道上, 对其整个轨道进行搜索, 如果将其中某点  $D_i$  作为点火点, 拦截器由初始点飞行至该点的时间为  $t_{di}$ . 拦截器从点火点飞行至预计命中点的时间为  $t_{di,aj}$ , 则拦截时间约束条件再次表示为:

$$t_{aj} = t_{di} + t_{di,aj} \quad (23)$$

假设  $t_{di,aj,max}$  和  $t_{di,aj,min}$  分别是点  $D_i$  在对应的  $f_d$  的取值范围  $[\beta - \alpha, \pi - \beta - \alpha]$  以内从  $D_i$  飞行至  $A_j$  的时间的最大值与最小值. 如果存在:

$$t_{di,aj,min} \leq t_{aj} - t_{di} \leq t_{di,aj,max} \quad (24)$$

则表明对于  $D_i$  点和  $A_j$  点, 必可以找到一条

转移轨道, 使得拦截器与目标能够同时到达  $A_j$  点. 因此  $D_i$  点可以确定为可允许发射区域内的一点.

搜寻完拦截器一个轨道周期, 得到对应每个预计命中点  $A_j$  的可允许发射区域, 如图 3 所示.

图中预计命中点  $A_i$  对应可发射区域 1 中的一系列点火点如  $D_{ik}$  和  $D_{im}$  等, 预计命中点  $A_j$  类似.

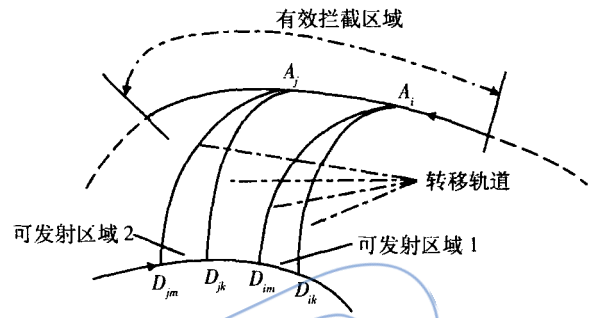


图 3 有效拦截区域与可发射区域示意图

Fig. 3 Valid intercepting area and appropriate launching areas

仿照 (22) 式可以计算得到每条转移轨道上在点火点  $D_i$  处的待增速度  $\Delta v_{di,aj}$ , 若满足

$$\Delta v_{di,aj} \leq \Delta v_s \quad (25)$$

表明一定可以从该可发射区域中找到一条转移轨道, 使得拦截器沿着该转移轨道飞行时, 既满足拦截时间约束条件, 待增速度也能够满足小于或等于助推器所提供的视速度增量要求. 那么该可发射区域就作为拦截器的有效发射区域.

## 2.4 发射参数的确定

为节约助推燃料, 需要使待增速度尽量小<sup>[6]</sup>. 因此设定性能指标  $J$  为

$$J = \Delta v_{di,aj} \quad (26)$$

在对目标有效拦截区域和拦截器有效发射区域的两重搜寻的过程中, 如果  $J$  达到了最小值  $\Delta v_{min}$ , 那么最佳预计命中点  $A_{optimal}$  和最佳点火点  $D_{optimal}$  也就确定下来了. 然后根据这两点求出最优的一条转移轨道.

首先助推器工作消耗燃料为:

$$\Delta m = m_0 \left( 1 - e^{\frac{\Delta v_{min}}{I_{sp} g}} \right) \quad (27)$$

由于助推器燃料的秒消耗量可以表示成:

$$\dot{m}(t) = F / (I_{sp} g) \quad (28)$$

因此助推器工作时长为:

$$t_f = \Delta m / \dot{m} = (I_{sp} g \Delta m) / F \quad (29)$$

设  $t_d$  时刻拦截器在点火点  $D_{optimal}$  处发

射,当  $t_d \leq t \leq t_d + t_f$  时,助推器点火,其余时间关闭.

设拦截器  $t_d$  时刻的待增速度  $\Delta v$  在地心惯性系中的各方向分量分别为  $\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z$ . 根据弹体坐标系与地心惯性坐标系之间的转换关系,可以得到

$$\begin{bmatrix} \Delta v_x \\ \Delta v_y \\ \Delta v_z \end{bmatrix} = T_1^T(\Psi_c, \vartheta_c, \gamma_c) \begin{bmatrix} \Delta v_r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

其中,  $T_1^T(\Psi_c, \vartheta_c, \gamma_c)$  为弹体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵.  $\Psi_c, \vartheta_c, \gamma_c$  分别为点火偏航角、俯仰角和滚转角.

由(30)式可以得到点火偏航角  $\Psi_c$  和俯仰角  $\vartheta_c$ .

$$\begin{cases} \sin \vartheta_c = \frac{\Delta v_z}{\Delta v_r} \\ \cos \Psi_c = \frac{\Delta v_x}{\Delta v_r \cos \vartheta_c} \\ \sin \Psi_c = \frac{\Delta v_y}{\Delta v_r \cos \vartheta_c} \end{cases} \quad (31)$$

当对拦截器弹体  $Y$  轴和轴指向无特殊要求时,设定滚转角  $\gamma_c$  可选为可取为任意角度.

3 仿真验证

假设有两个目标,分别在高 20 000 km 和高 36 000 km 的空间轨道上自由运动.拦截器初始时刻处于高 2 000 km 的轨道上,与目标处于不同轨道面上,初始状态如表 1 所示.

表 1 拦截器与目标初始状态  
Table 1 Initial states of KKV and targets

| 飞行参数             | 拦截器       | 目标 1       | 目标 2       |
|------------------|-----------|------------|------------|
| $a/\text{m}$     | 8 371 110 | 26 371 110 | 42 163 708 |
| $e$              | 0.001     | 1e-6       | 0.000 1    |
| $i/(\circ)$      | 150       | 55         | 15         |
| $\omega/(\circ)$ | 20        | - 70       | - 70       |
| $\Omega/(\circ)$ | 45        | - 135      | - 135      |
| $\tau/\text{s}$  | 10        | 10         | 10         |

为便于分析,本实验中不考虑拦截器在中末制导段的导引控制,即认为拦截器在进入中末制导段后只作惯性飞行.

图 4 给出了动能拦截器与目标 1 的运动轨迹变化趋势,图 5 给出了两者之间的相对距离变化趋势.表 2 和表 3 分别是拦截器攻击两个目标的仿真结果.从表中可以看出,拦截器经过助推加速

后,到达最小脱靶量的时刻与发射参数计算中的预计命中时刻基本一致.拦截器与目标 1 的最小相对距离约为 24 km,与目标 2 的最小相对距离约为 44 km.产生脱靶量的原因是该方法将助推器的点火过程近似为瞬间过程来计算得到发射参数,但在拦截器实际飞行过程中,助推段需要消耗一定的时间.拦截目标 1 时助推器点火时长为 11.221 s,拦截目标 2 时助推器点火时长为 15.795 s.

因此当拦截器在点火过程结束并进入转移轨道时,其所在位置已经偏离了点火点所在的位置,最终产生如表 2 和表 3 中所示的脱靶量,但该脱靶量仍然在拦截器的中末制导可修正能力范围内.

表 2 拦截目标 1 的仿真结果  
Table 2 Results of the simulation for intercepting target 1

|                     |                             |              |
|---------------------|-----------------------------|--------------|
| 发射参数                | 助推器点火时刻 / s                 | 249.700      |
|                     | 助推器消耗燃料 / kg                | 11.837       |
|                     | 助推器工作时长 / s                 | 11.221       |
|                     | 点火偏航角 $\Psi_c/(\circ)$      | - 36.093     |
|                     | 点火俯仰角 $\vartheta_c/(\circ)$ | - 75.069     |
|                     | 点火滚转角 $\gamma_c/(\circ)$    | 0            |
| 到达最小脱靶量的时刻 / (s)    | 预测命中时刻 / s                  | 7 850.532    |
|                     | 到达最小脱靶量的时刻 / (s)            | 7 850.667    |
|                     | X 方向 / m                    | - 13 558.651 |
|                     | 最小脱靶量 Y 方向 / m              | 17 727.947   |
| 最小脱靶量时拦截器位置与预测命中点偏差 | Z 方向 / m                    | - 8 369.611  |
|                     | X 方向 / m                    | - 10 173.244 |
|                     | Y 方向 / m                    | 15 290.315   |
| 命中点偏差               | Z 方向 / m                    | - 7 545.623  |
|                     | X 方向 / m                    | - 7 545.623  |

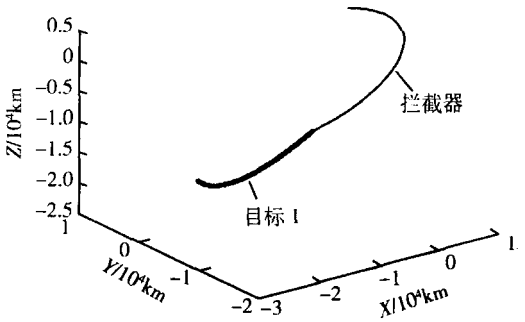


图 4 拦截器和目标 1 的运动轨迹  
Fig. 4 Trajectories of KKV and target 1

表 3  拦截目标 2 的仿真结果  
Table 3  Results of the simulation for  
intercepting target 2

|                     |                              |              |
|---------------------|------------------------------|--------------|
| 发射参数                | 助推器点火时刻 / s                  | 272.500      |
|                     | 助推器消耗燃料 / kg                 | 16.665       |
|                     | 助推器工作时长 / s                  | 15.798       |
|                     | 点火偏航角 $\psi_c/ (^{\circ})$   | - 94.996     |
|                     | 点火俯仰角 $\delta_c/ (^{\circ})$ | - 47.292     |
|                     | 点火滚转角 $\gamma_c/ (^{\circ})$ | 0            |
| 最小脱靶量               | 预测命中时刻 / s                   | 12 487.534   |
|                     | 到达最小脱靶量的时刻/ s                | 12 487.541   |
|                     | X 方向 / m                     | - 14 686.269 |
| 最小脱靶量时拦截器位置与预测命中点偏差 | Y 方向 / m                     | 35 825.735   |
|                     | Z 方向 / m                     | - 21 742.243 |
|                     | X 方向 / m                     | - 15 865.347 |
|                     | Y 方向 / m                     | 32 653.465   |
|                     | Z 方向 / m                     | - 20 510.372 |

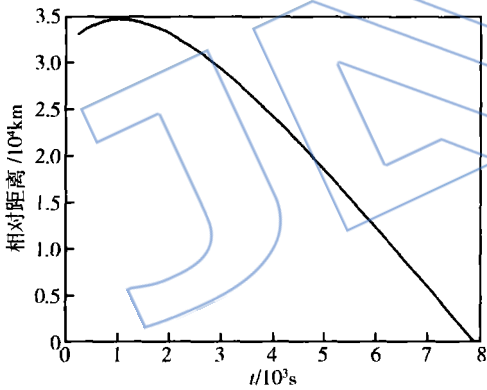


图 5  拦截器和目标 1 的相对距离  
Fig. 5  Relative distance between KKV and  
target 1

4  结  论

本文在分析了计算发射参数的约束条件的基础上,提出了一种可用于动能拦截器助推段的导引方法.该方法通过对拦截器可发射区域中转移轨道的优化,得到满足两个约束条件的有效发射区域.根据点火点待增速度最小来寻优计算获得最佳预计命中时刻、助推器的最佳点火时刻、点火时长以及点火时的设定姿态角.仿真结果表明,采用这种导引方案的动能拦截器具有较高的制导精度.但本文是将助推段作为瞬间过程来考虑的,如何在本文研究结果的基础上进行误差补偿以获得更高的制导精度,这将是需要进一步研究的内容.

参考文献:

[1] 汪洋,郑亲波. 天基动能拦截技术[J]. 激光与红外, 2000, 10: 7-13.  
WANG Yang, ZHENG Qinbo. Technique of space based kinetic interceptor[J]. Laser & Infrared, 2000, 10: 7-13.

[2] LIN Chunliang, CHEN Yungyue. Design of advanced guidance law against high speed attacking target[A]. Proceedings of the National Science Council[C]. 1999, 23(1): 60-74.

[3] Brett Newman. Strategic intercept midcourse guidance using modified zero effort miss steering [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1996: 107-112.

[4] 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 52-57.  
YANG Jiachi. Dynamics and control of spacecraft orbit [M]. Astronautics Press, 1995: 52-57.

[5] Gedeon G S. Satellite interception[R]. AD Report 606474-ASRL- TM-60-1, Hawthorne, California: Northrop Corporation, October 7, 1964.

[6] Guelman M, Golan O M. Minimum energy guidance for boost phase ballistic missile interception[A]. Proceedings of the American Control Conference[C]. Seattle, Washington, June, 1995.