

## 考虑参数优化的BTT导弹三维非线性制导律

彭双春<sup>1</sup>, 韩大鹏<sup>2</sup>, 潘亮<sup>1</sup>, 胡天江<sup>1</sup>, 沈林成<sup>1</sup>

(1. 国防科学技术大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073; 2. 国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 针对BTT(bank-to-turn)导弹制导过程中的通道耦合问题, 设计了一种考虑制导参数优化的新型的三维非线性制导律. 首先, 采用旋量描述方法构建弹目视线方位模型, 采用矢量描述方法构建弹目视线角速度模型, 从而得到了导弹制导的三维非线性模型; 然后, 将制导律分为制导控制项和耦合补偿项. 基于制导控制项最优设计相应的目标函数. 同时, 在不损失制导信息的情况下, 将制导模型转化为线性形式; 最后, 分别针对无终端约束和有终端约束情况, 基于二次型最优方法得到了三维制导律. 该制导律既解决了通道解耦, 其制导参数又满足一定物理意义下的最优性. 仿真结果验证了本文所设计制导律的有效性.

**关键词:** 导弹; BTT; 三维制导; 旋量; 参数优化

**中图分类号:** V448 **文献标识码:** A

## Three-dimensional nonlinear guidance law with parameter optimization for bank-to-turn missile

PENG Shuang-chun<sup>1</sup>, HAN Da-peng<sup>2</sup>, PAN Liang<sup>1</sup>, HU Tian-jiang<sup>1</sup>, SHEN Lin-cheng<sup>1</sup>

(1. College of Mechatronic Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha Hunan 410073, China; 2. College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha Hunan 410073, China)

**Abstract:** To deal with the coupling between channels in the guidance system for a bank-to-turn(BTT) missile, we propose a new three-dimensional(3D) nonlinear guidance law with parameter optimization. The azimuth model of the line of sight(LOS) is developed by the twist-description approach, and the LOS angular velocity model is built with the vector description method. Thus, a 3D nonlinear model of missile guidance is established. The guidance law is divided into the guidance control part and the coupling compensation part. By optimizing the performance index, we determine the guidance control signal. The guidance model is then transformed into a linear form without the loss of guidance information; and a three-dimensional guidance laws are deduced for the quadratic performance index with terminal constraints or non-terminal constraints, respectively. This guidance law not only solves the coupling problem between tunnels but also provides the optimal control with physically realizable parameters. Simulation validates the effectiveness of the proposed method.

**Key words:** missiles; bank-to-turn; three-dimensional guidance; twist; parameter optimization

### 1 引言(Introduction)

导弹的控制方式可分为STT(skid-to-turn)和BTT(bank-to-turn)两种类型. 与STT控制方式相比, BTT控制方式在气动效率、机动能力、控制性能、命中精度等方面具有明显优势<sup>[1,2]</sup>. 因而, BTT控制方式在导弹中的应用将越来越多. 但是, BTT控制方式要求控制系统能够提供较大的滚转角和滚转角速率<sup>[3]</sup>, 而大的滚转角速率将使BTT导弹面临通道间的强耦合作用<sup>[4]</sup>, 这给传统框架下的双通道解耦制导律设计带来了困难.

针对这种耦合问题, 史小平<sup>[5]</sup>、余文学<sup>[6]</sup>、Yuan P J<sup>[7]</sup>、Tyan F<sup>[8]</sup>等基于球面坐标系描述弹目相对运动, 获得了非解耦的三维制导律. 张友安<sup>[9]</sup>、Chiou Y C<sup>[10]</sup>等基于微分几何方法, 以弹道曲线弧长为独立

参数, 同样获得了非解耦的三维制导律. 但球面坐标方法和微分几何方法均由于描述参数的俭省而难以兼顾速度矢量的方向信息, 因而对处理终端约束问题较为困难. 为了保证制导信息的完整性, 并且能够适应具有终端约束情况, 韩大鹏等分别基于李群方法<sup>[3]</sup>和微分平坦方法<sup>[11]</sup>, 获得了非解耦的三维制导律, 能够适应有终端约束的情况, 但由于弹目相对运动存在复杂的非线性关系, 这两种方法所得制导律形式均比较复杂, 难以在此基础上进行制导参数的优化. 值得一提的是: 从国内外公开发表的文献来看, 关于非解耦的三维非线性制导律研究, 未见参数优化的相关文献.

针对BTT导弹制导过程中的通道耦合问题, 本文设计了一种考虑制导参数优化的新型的三维非线性

制导律. 该制导律既避免了通道解耦所带来的信息损失, 其制导参数又得到了优化, 能够满足BTT导弹精确制导的要求.

## 2 非线性制导问题描述(Description for non-linear guidance problem)

在制导问题的研究中, 制导问题可以分解为弹目视线方位和视线转率的控制问题, 因此, 制导模型可以从视线方位和视线角速度的变化来描述.

### 2.1 视线方位的旋量描述(Twist description for LOS azimuth)

如图1所示: 目标 $T$ 固定于目标地理坐标系的原点 $O$ ,  $\mathbf{r}$ 为弹目视线矢量, 其长度为 $r$ , 从目标质心 $T$ 指向导弹质心 $M$ .  $M'$ 为 $M$ 在 $xoz$ 平面的投影.  $\mathbf{e}_c$ ,  $\mathbf{e}_t$ ,  $\mathbf{e}_d$ ,  $\mathbf{e}_r$ ,  $\mathbf{e}_{tt}$ 为单位矢量,  $\mathbf{e}_c$ 与 $\overrightarrow{OM'}$ 同向,  $\mathbf{e}_t$ 与 $y$ 轴同向,  $\mathbf{e}_r$ 与 $\mathbf{r}$ 同向,  $O-\mathbf{e}_c\mathbf{e}_t\mathbf{e}_d$ 构成右手直角坐标系,  $O-\mathbf{e}_d\mathbf{e}_r\mathbf{e}_{tt}$ 构成右手直角坐标系.  $q_d$ 为视线与地平面之间的夹角, 即视线高低角;  $q_t$ 为视线在地平面上的投影与 $Ox$ 之间的夹角, 即视线方位角.  $\xi_1$ ,  $\xi_2$ 和 $\xi_3$ 分别为视线 $\mathbf{r}$ 与其在 $yozy$ ,  $zox$ 和 $xoy$ 3个平面上的投影的夹角;  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ 和 $\sigma_3$ 分别为视线 $yozy$ ,  $zox$ 和 $xoy$ 3个平面上的投影与 $y$ ,  $z$ ,  $x$ 3个坐标轴之间的夹角;  $r_1$ ,  $r_2$ 和 $r_3$ 分别为视线 $\mathbf{r}$ 在 $yozy$ ,  $zox$ 和 $xoy$ 3个平面上的投影长度.

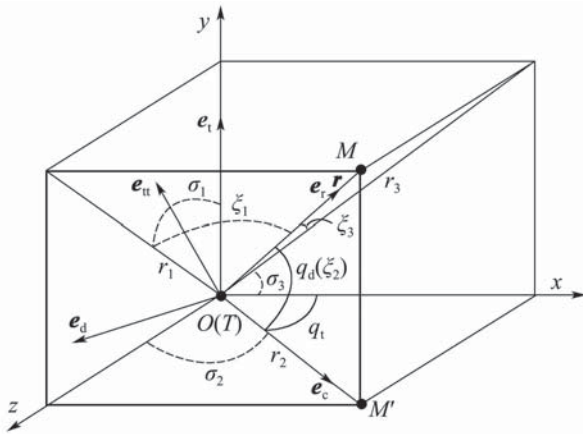


图1 弹目视线决定的欧拉角和矢量

Fig. 1 Euler angles and vectors determined by LOS

参考文献 [12], 基于旋量方法来对视线方位的变化进行描述. 如图1所示, 给定弹目视线矢量  $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ , 可以确定相应的欧拉角矢量  $\boldsymbol{\sigma}$ :

$$\boldsymbol{\sigma} \triangleq \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(z, y) \\ \text{atan2}(x, z) \\ \text{atan2}(y, x) \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中:  $\boldsymbol{\sigma}$ 为矢量相关旋量,  $\text{atan2}$ 为四象限反正切函数.

对式(1)求导得

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \begin{bmatrix} 1/(y^2 + z^2) & 0 & 0 \\ 0 & 1/(z^2 + x^2) & 0 \\ 0 & 0 & 1/(x^2 + y^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -z & y \\ z & 0 & -x \\ -y & x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \triangleq \mathbf{P}_r^{-1} \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}, \quad (2)$$

其中

$$\mathbf{P}_r = \text{diag}\{y^2 + z^2, z^2 + x^2, x^2 + y^2\}. \quad (3)$$

设 $\mathbf{e}_r$ 为与 $\mathbf{r}$ 平行的单位矢量, 则有

$$\dot{\mathbf{e}}_r = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{e}_r. \quad (4)$$

设 $\boldsymbol{\omega}_\perp$ 为视线旋转角速度与视线 $\mathbf{e}_r$ 垂直的分量, 所以

$$\boldsymbol{\omega}_\perp = \mathbf{e}_r \times \dot{\mathbf{e}}_r = \frac{1}{r^2} (\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}) = \frac{1}{r^2} \mathbf{P}_r \dot{\boldsymbol{\sigma}} \triangleq \mathbf{Q}_\xi \dot{\boldsymbol{\sigma}}, \quad (5)$$

从而

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{Q}_\xi^{-1} \boldsymbol{\omega}_\perp, \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{Q}_\xi = \text{diag}\{\cos^2 \xi_1, \cos^2 \xi_2, \cos^2 \xi_3\}, \quad (7)$$

$\mathbf{Q}_\xi$ 的表达式可以通过视线矢量 $\mathbf{r}$ 在目标坐标系中的坐标求得. 式(6)描述了弹目视线方位的三维变化规律.

### 2.2 视线角速度的矢量描述(Vector description for LOS angular velocity)

按照传统的解耦方法<sup>[13,14]</sup>, 导弹在三维空间上的运动可以解耦成俯冲和转弯两个平面上的运动. 其中: 俯冲平面是导弹质心 $M$ 、目标 $T$ 和地心所确定的平面; 转弯平面是过导弹和目标且垂直于俯冲平面的平面.

如图2,  $\mathbf{v}$ 为导弹速度,  $q_{tt}$ 为视线矢量在转弯平面内的方向角, 即视线矢量与转弯平面内水平线的夹角, 其他符号的物理意义与图1一致.

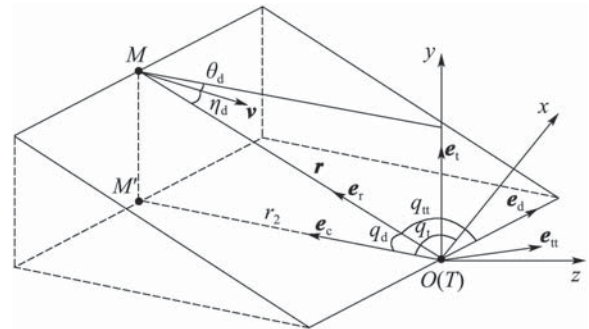


图2 视线角速度的矢量描述

Fig. 2 Vector description for LOS angular velocity

根据角速度加法定理<sup>[15]</sup>, 导弹相对目标的视线角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 可以表示为视线高低角速度和视线方位角速度的矢量和, 即

$$\boldsymbol{\omega} = \dot{q}_d \mathbf{e}_d + \dot{q}_t \mathbf{e}_t. \quad (8)$$

从式(8)可以看出: 视线角速度方向并不一定与视线垂直, 考虑到与视线方向平行的角速度分量 $\boldsymbol{\omega}_{\parallel}$ 不会影响到视线方向的变化, 真正影响视线方位变化的是与视线方向垂直的分量即 $\boldsymbol{\omega}_{\perp}$ . 因此, 本文只考虑对垂直于视线的角速度分量进行控制. 由式(8)可得

$$\boldsymbol{\omega}_{\perp} = \dot{q}_d \mathbf{e}_d + \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_{tt}. \quad (9)$$

又由于 $\mathbf{v}$ 在 $\mathbf{e}_d$ 方向的分量大小既可表示为 $r\dot{q}_{tt}$ , 又可表示为 $r_2\dot{q}_t$ , 所以

$$r\dot{q}_{tt} = r_2\dot{q}_t, \quad (10)$$

从而

$$\dot{q}_{tt} = \dot{q}_t \cos q_d, \quad (11)$$

则

$$\boldsymbol{\omega}_{\perp} = \dot{q}_d \mathbf{e}_d + \dot{q}_{tt} \mathbf{e}_{tt}, \quad (12)$$

注意到

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_d = \boldsymbol{\omega}_{e_d} \times \mathbf{e}_d = \dot{q}_t \mathbf{e}_t \times \mathbf{e}_d = \dot{q}_t \mathbf{e}_c = \\ \quad \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt}, \\ \dot{\mathbf{e}}_{tt} = \boldsymbol{\omega}_{e_{tt}} \times \mathbf{e}_{tt} = (\dot{q}_t \mathbf{e}_t - \dot{q}_d \mathbf{e}_d) \times \mathbf{e}_{tt} = \\ \quad \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d. \end{cases} \quad (13)$$

式(13)中的第2式使用了角速度加法定理. 对式(12)两边求导可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\perp} = \ddot{q}_d \mathbf{e}_d + \ddot{q}_{tt} \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_d \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \dot{q}_d \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_{tt} \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d. \quad (14)$$

式(14)中,  $\ddot{q}_d \mathbf{e}_d$ 和 $\ddot{q}_{tt} \mathbf{e}_{tt}$ 分别是弹目视线在俯冲和转弯平面上的角加速度分量,

$$\dot{q}_d \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \dot{q}_d \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_{tt} \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d$$

是双通道解耦时产生的通道耦合项. 当导弹采用BTT方式飞行时, 耦合项在式(14)右边占有较大的比重, 如果将其简单忽略, 将产生较大的理论误差.

由于<sup>[13,14]</sup>

$$\begin{cases} \ddot{q}_d = \frac{2}{T_g} \dot{q}_d + \frac{1}{T_g} \dot{\theta}_d, \\ \ddot{q}_{tt} = \frac{2}{T_g} \dot{q}_{tt} + \frac{1}{T_g} \dot{\theta}_t, \end{cases} \quad (15)$$

其中:  $\theta_d$ 为速度 $\mathbf{v}$ 在俯冲平面内的方向角, 即 $\mathbf{v}$ 在俯冲平面上的投影与俯冲平面内水平线的夹角;  $\theta_t$ 为速度 $\mathbf{v}$ 在转弯平面的方向角, 即 $\mathbf{v}$ 在转弯平面上的投影与转弯平面内水平线的夹角.

根据文献[14], 系统方程(15)的控制输入量为 $\dot{\theta}_d$ 和 $\dot{\theta}_t$ , 为便于矢量计算, 令 $\mathbf{u} = \dot{\theta}_d \mathbf{e}_d + \dot{\theta}_t \mathbf{e}_{tt}$ . 由式(14)(15), 可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\perp} = \frac{2}{T_g} \boldsymbol{\omega}_{\perp} + \frac{1}{T_g} \mathbf{u} + \dot{q}_d \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \dot{q}_d \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_{tt} \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d. \quad (16)$$

式(16)描述了弹目视线转率的三维变化规律.

从而, 由式(6)(16)构建了导弹制导的三维运动模型, 即

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{Q}_{\xi}^{-1} \boldsymbol{\omega}_{\perp}, \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\perp} = \frac{2}{T_g} \boldsymbol{\omega}_{\perp} + \frac{1}{T_g} \mathbf{u} + \dot{q}_d \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \\ \quad \dot{q}_d \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_{tt} \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d. \end{cases} \quad (17)$$

### 3 三维制导律设计(3D guidance law design)

对于BTT导弹而言, 控制能量优化是进行参数优化的主要目标, 但从式(16)可以看出, 考虑通道耦合的制导模型是一个复杂的非线性时变模型, 难以直接求得控制能量的最优解. 考察制导模型可知, 制导输入 $\mathbf{u}$ 将包含两项: 制导控制项 $\mathbf{u}_0$ (包括视线转率控制和视线方位控制)和耦合补偿项 $\boldsymbol{\Omega}$ , 即

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_0 + \boldsymbol{\Omega}, \quad (18)$$

其中

$$\boldsymbol{\Omega} = -T_g (\dot{q}_d \dot{q}_t \cos q_d \mathbf{e}_r - \dot{q}_d \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_{tt} + \dot{q}_{tt} \dot{q}_t \sin q_d \mathbf{e}_d). \quad (19)$$

从式(19)能够看出, 耦合补偿项的表达形式比较复杂, 涉及的变量众多, 对 $\mathbf{u}$ 的直接优化会带来计算的高度复杂性, 很难求得解析解. 基于此, 本文在此只对制导控制项 $\mathbf{u}_0$ 进行优化, 设计相应的二次型目标函数为

$$\mathbf{J} = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} \mathbf{u}_0^T \mathbf{u}_0 dt. \quad (20)$$

根据式(17), 导弹制导的三维运动模型可以写成如下的形式:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{Q}_{\xi}^{-1} \boldsymbol{\omega}_{\perp}, \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\perp} = \frac{2}{T_g} \boldsymbol{\omega}_{\perp} + \frac{1}{T_g} \mathbf{u}_0, \end{cases} \quad (21)$$

从而, 制导模型转化为线性形式, 可以方便地基于二次型最优方法来进行三维制导律设计.

#### 3.1 无终端约束情况(No ending constraint)

在制导律设计中, 常用的一个等价准则是: 视线角速率趋于零, 在这里可以等价表达为:  $\boldsymbol{\omega}_{\perp} \rightarrow \mathbf{0}$ . 对于无终端角度约束情况,  $\boldsymbol{\sigma}_{t_f}$ 是自由的. 取状态变量 $\mathbf{x} = \boldsymbol{\omega}_{\perp}$ , 则可得状态方程

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}_0, \\ \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{0}, \end{cases} \quad (22)$$

式中:  $\mathbf{A} = \frac{2}{T_g} \mathbf{I}_3$ ,  $\mathbf{B} = \frac{1}{T_g} \mathbf{I}_3$ .

结合目标函数式(20)可知, 这是一个典型的二次型性能指标的最优控制问题, 根据极大值原理, 线性系统二次型性能指标的最优控制为

$$\mathbf{u}_0^* = -\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}, \quad (23)$$

式中 $\mathbf{P}$ 可由逆Riccati方程求解得到

$$\begin{cases} \dot{P}^{-1} - AP^{-1} - P^{-1}A^T + BB^T = 0, \\ P^{-1}(t_f) = 0. \end{cases} \quad (24)$$

解式(24)得  $P = 3T_g I_3$ , 从而无终端约束的最优三维制导律为

$$u_0^* = -3\omega_{\perp}, \quad (25)$$

从而

$$u^* = -3\omega_{\perp} + \Omega. \quad (26)$$

式(26)即为无终端约束情况下的三维制导律。

### 3.2 有终端约束情况(With ending constraints)

对于有终端约束情况, 除了要求  $\omega_{\perp} \rightarrow 0$  外, 还要求  $\sigma \rightarrow \sigma_D$  ( $\sigma_D$  为终端约束). 令  $x_1 = \sigma - \sigma_D$ ,  $x_2 = \omega_{\perp}$ . 从而得到形如(22)的状态方程, 其中

$$\begin{cases} x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}, \\ A = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & Q_{\xi}^{-1} \\ 0_{3 \times 3} & \frac{2}{T_g} I_3 \end{bmatrix}, \\ B = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \frac{1}{T_g} I_3 \end{bmatrix}^T, \end{cases} \quad (27)$$

则最优控制为

$$u_0^* = -B^T P x, \quad (28)$$

式中  $P$  可由逆Riccati方程求解得到

$$\begin{cases} \dot{P}^{-1} - AP^{-1} - P^{-1}A^T + BB^T = 0, \\ P^{-1}(t_f) = 0. \end{cases} \quad (29)$$

参照文献[16], 结合积分中值定理易得

$$P = \begin{bmatrix} \frac{4}{T_g} \tilde{Q}_{\xi} & 2\tilde{Q}_{\xi} \\ 2\tilde{Q}_{\xi} & 4T_g I_3 \end{bmatrix}. \quad (30)$$

式(30)中,  $\tilde{Q}_{\xi}$  为满足积分中值定理的  $Q_{\xi}$  的某个中间值. 从而

$$u_0^* = -4\omega_{\perp} - \frac{2}{T_g} \tilde{Q}_{\xi} \Delta\sigma. \quad (31)$$

因而有终端约束情况下的三维制导律为

$$u^* = -4\omega_{\perp} - \frac{2}{T_g} \tilde{Q}_{\xi} \Delta\sigma + \Omega. \quad (32)$$

## 4 仿真结果(Simulation results)

为检验所设计制导律的实际性能, 本文以某型BTT导弹为对象进行仿真实验, 实验条件设置如下:

导弹的攻角取值范围为  $-6^{\circ} \sim +12^{\circ}$ , 滚转角取值范围为  $-45^{\circ} \sim +45^{\circ}$ . 无终端约束情况下, 制导律采用式(26); 有终端约束情况, 制导律采用式(32). 为了方便起见, 取  $\tilde{Q}_{\xi} = (Q_{\xi}(0) + Q_{\xi}(t_f))/2$ .

### 4.1 仿真1: 无终端约束情况(Simulation 1: no ending constraint)

导弹在地心坐标系中的初始位置为  $(0.5^{\circ}, 0.5^{\circ},$

$22000 \text{ m})$ , 目标位置为  $(0^{\circ}, 0^{\circ}, 0 \text{ m})$ , 速度为  $(0, -1050, -358) \text{ m/s}$ , 仿真结果如图3~5所示.

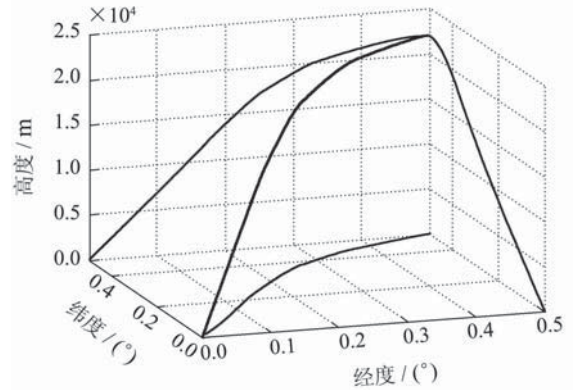


图3 采用本文方法所得的无终端约束弹道

Fig. 3 3D trajectory without ending constraint in this method

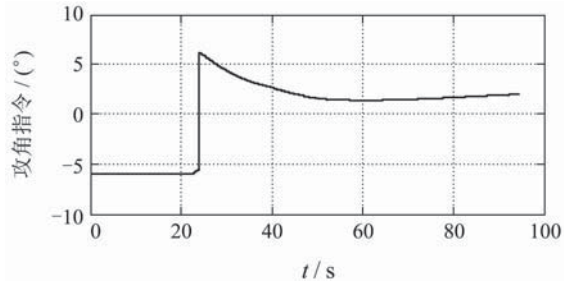


图4 采用本文方法所得的攻角指令曲线

Fig. 4 Time-history of attack angle command in this method

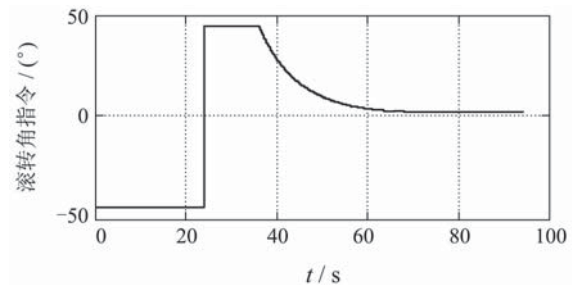


图5 采用本文方法所得的滚转角指令曲线

Fig. 4 Time-history of roll angle command in this method

导弹经过91.30s到达目标, 脱靶量0.67m, 从图3可以看出: 弹道平稳、光滑, 在制导过程的后半段, 弹道趋于一条直线, 这说明在本文制导律的作用下, 能够实现对目标的瞄准式攻击. 从图4和图5可以看出: 攻角、滚转角指令均收敛为一个较小值, 这说明制导过程稳定.

为了更好的反映制导律性能, 本文在此忽略通道耦合的影响, 采用传统的双通道解耦方法<sup>[14,16]</sup>来进行对比仿真(通道导航比选3, 与传统最优制导律一致). 通过实验, 导弹经过90.90s到达目标, 脱靶量为5.64m. 具体仿真结果如图6~8所示.



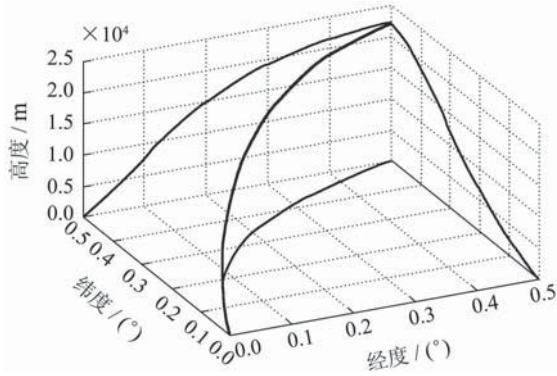


图 6 采用传统方法所得的无终端约束弹道  
Fig. 6 3D trajectory without ending constraints in traditional method

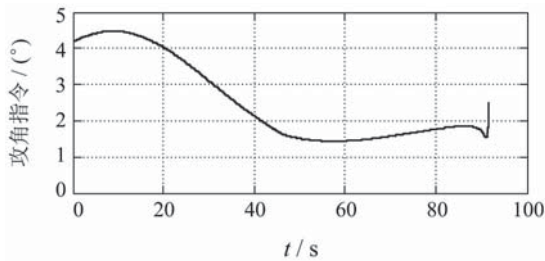


图 7 采用传统方法所得的攻角指令曲线  
Fig. 7 Time-history of attack angle command in traditional method

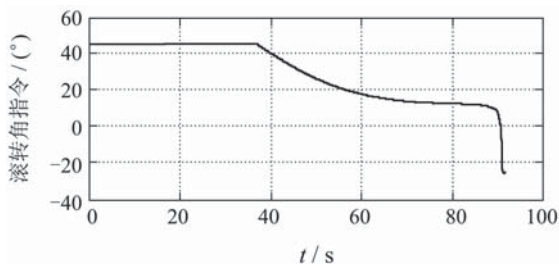


图 8 采用传统方法所得的滚转角指令曲线  
Fig. 8 Time-history of roll angle command in traditional method

从图6可以看出: 在采用传统制导方法时, 弹道相对比较弯曲, 尽管导弹仍然具有较高的制导精度, 但难以达到与目标直接碰撞(hit-to-kill)的水平. 从图7和图8可以看出: 在导弹接近目标时, 制导指令有抖动或发散现象, 这将对制导的稳定性带来较大影响.

**4.2 仿真2: 有终端约束情况(Simulation 2: with ending constraints)**

考虑到传统的双通道解耦方法不具备按预定入射方位角攻击目标的能力<sup>[17]</sup>, 所以在此仅采用本文方法对同时存在落角和入射方位角约束的情况进行仿真.

初始条件同算例1, 假设导弹需对目标实施倾侧攻击, 设预定落角为-85°, 预定入射方位角为-40°, 仿真结果如图9~13所示.

导弹飞行时间96.70 s, 脱靶量为1.21 m, 终端落角为-84.63°, 终端入射方位角为-40.26°. 从仿真结果可以看出: 弹道光滑平稳, 对角度偏差具有较强的纠正能力; 攻角和滚转角指令收敛; 能够同时满足落角和入射方位角的要求. 仿真结果表明: 本文所设计制导律能够满足多约束条件下精确制导的要求.

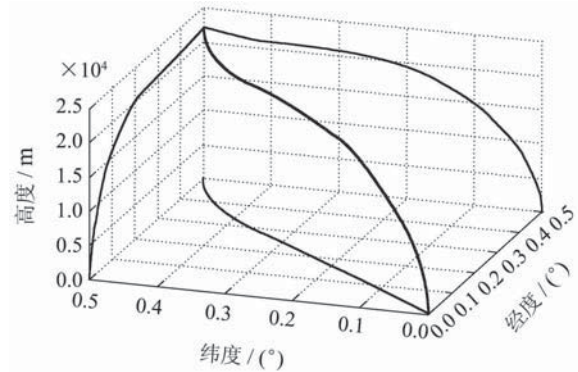


图 9 采用本文方法所得的有终端约束弹道  
Fig. 9 3D trajectory with ending constraints in this method

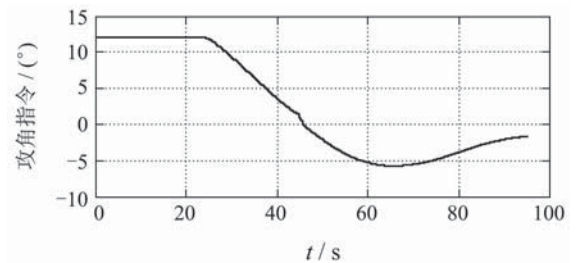


图 10 采用本文方法所得的攻角指令曲线  
Fig. 10 Time-history of attack angle command in this method

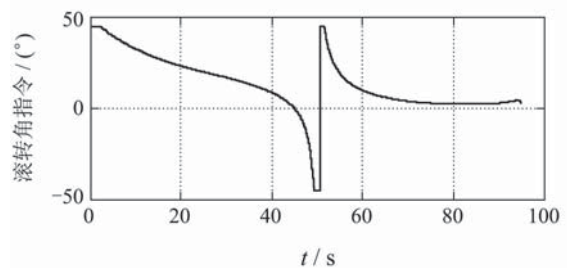


图 11 采用本文方法所得的滚转角指令曲线  
Fig. 11 Time-history of roll angle command in this method

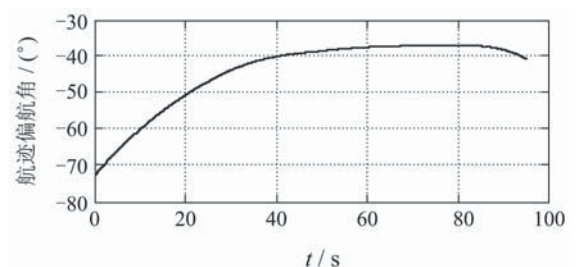


图 12 采用本文方法所得的航迹偏航角变化曲线  
Fig. 12 Time-history of yaw angle in this method

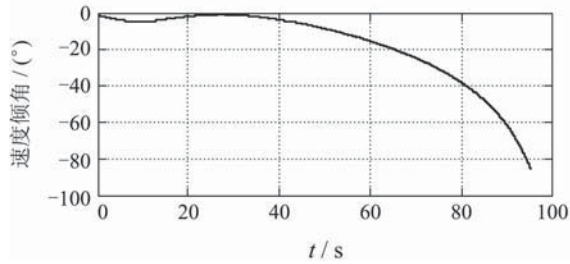


图13 采用本文方法所得的速度倾角变化曲线

Fig. 13 Time-history of velocity obliquity in this method

## 5 结论(Conclusion)

针对BTT导弹制导过程中的双通道耦合问题,本文通过旋量和矢量两种描述方式,建立了导弹制导的三维模型;利用二次型最优方法设计了一种考虑制导参数优化的新型的三维非线性制导律.与以往的研究工作相比,本文工作具有以下几点意义:

1) 与传统的双通道解耦方法得到的平面线性制导律相比,该制导律具有三维非线性形式,并且对通道耦合进行了补偿,避免了传统解耦方法带来的制导信息损失,从而能够提高制导精度.

2) 与球坐标方法和微分几何方法得到的三维非解耦制导律相比,该制导律能够适应同时存在入射方位角和落角约束情况.

3) 与李群方法和微分平坦方法得到的既能保证信息完整性、又能够适应同时存在入射方位角和落角约束的制导律相比,该制导律对制导参数进行了优化,能够保证用于视线转率控制和视线方位的控制能量消耗最小.

## 参考文献(References):

- [1] FREDERICK W R. Bank-to-turn control technology survey for homing missiles[R]. *National Aeronautics and Space Administration*, NASA Contractor Report 3325, 1980.
- [2] REICHERT R T. Homing performance comparison of selected airframe configurations using skid-to-turn and bank-to-turn steering policies[R]. *National Aeronautics and Space Administration*, 1981.
- [3] 韩大鹏, 孙未蒙, 郑志强, 等. 一种基于李群方法的新型三维制导律设计[J]. *航空学报*, 2009, 30(3): 468 – 475.  
(HAN Dapeng, SUN Weimeng, ZHENG Zhiqiang, et al. A new 3D guidance law based on a lie-group method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3): 468 – 475.)
- [4] 连葆华, 崔平远, 崔祐涛. 高速再入飞行器的制导与控制系统设计[J]. *航空学报*, 2002, 23(2): 115 – 119.  
(LIAN Baohua, CUI Pingyuan, CUI Hutao. Design of guidance and control system for high speed reentry[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(2): 115 – 119.)
- [5] 史小平, 常莹莹. 非线性三维自适应模糊变结构制导规律的研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(6): 2171 – 2175.  
(SHI Xiaoping, CHANG Yingying. Study on nonlinear three-dimensional adaptive fuzzy variable structure guidance law[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(6): 2171 – 2175.)
- [6] 余文学, 周凤岐. 三维非线性变结构寻的制导律[J]. *宇航学报*, 2004, 25(6): 681 – 685.  
(SHE Wenxue, ZHOU Fengqi. High precision 3-D nonlinear variable structure guidance law for homing missile[J]. *Journal of Astronautics*, 2004, 25(6): 681 – 685.)
- [7] YUAN P J, CHERN J S. Ideal proportional navigation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(5): 1161 – 1165.
- [8] TYAN F. An unified approach to missile guidance laws: a 3D extension[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. New York, NY: IEEE, 2002: 1711 – 1716.
- [9] 张友安, 胡云安, 苏身榜. 三维制导的几何方法与鲁棒控制方法[J]. *航空学报*, 2002, 23(1): 88 – 90.  
(ZHANG Youan, HU Yun'an, SU Shenbang. Geometric approach and robust control approach to three-dimensional missile guidance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2002, 23(1): 88 – 90.)
- [10] CHIOU Y C, KUO C Y. Geometric approach to three-dimensional missile guidance problem[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(2): 335 – 341.
- [11] 韩大鹏, 孙未蒙, 郑志强, 等. 基于微分平坦方法的三维制导律设计[J]. *宇航学报*, 2008, 29(6): 1798 – 1803.  
(HAN Dapeng, SUN Weimeng, ZHEN Zhiqiang, et al. A flatness-based method for 3D guidance law design[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6): 1798 – 1803.)
- [12] 韩大鹏, 韦庆, 杨乐平, 等. 任务空间实时轨迹规划的旋量方法[J]. *机器人*, 2008, 30(7): 304 – 310.  
(HAN Dapeng, WEI Qing, YANG Leping, et al. A twist-based method for real-time trajectory planning in task space[J]. *Robot*, 2008, 30(7): 304 – 310.)
- [13] 程国采. 航天飞行器最优控制理论与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.  
(CHENG Guocai. *Spacecraft Optimal Control Theory and Method*[M]. Beijing: National Defense Industrial Press, 1999.)
- [14] 陈克俊, 赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. *宇航学报*, 1994, 15(1): 1-7.  
(CHEN Kejun, ZHAO Hanyuan. An optimal guidance law of maneuvering reentry vehicle attacking ground fixed targets[J]. *Journal of Astronautics*, 1994, 15(1): 1 – 7.)
- [15] KANE T R, LOKINS P W, LEVINSON D A. *Spacecraft Dynamics*[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1988: 1 – 3, 85 – 86.
- [16] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997: 221 – 231.  
(ZHAO Hanyuan. *The Dynamics and Guidance of Reentry Aircrafts*[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 221 – 231.)
- [17] 彭双春, 潘亮, 韩大鹏, 等. 一种新型三维制导律设计的非线性方法[J]. *航空学报*, 2010, 31(10): 2018 – 2025.  
(PENG Shuangchun, PAN Liang, HAN Dapeng, et al. A new 3D guidance law based on nonlinear method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(10): 2018 – 2025.)

## 作者简介:

彭双春 (1979—), 男, 博士生, 研究方向为精确制导与任务规划, E-mail: psc1212001@yahoo.com.cn;

韩大鹏 (1982—), 男, 博士, 讲师, 研究方向为精确制导与控制技术;

潘亮 (1973—), 男, 博士, 副研究员, 研究方向为精确制导与任务规划;

胡天江 (1979—), 男, 博士, 讲师, 研究方向为任务规划;

沈林成 (1965—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为无人作战系统技术.