

超视距舰空导弹导引头天线预定指向角解算

赵永涛^{1,2}, 胡云安¹, 陈瑜¹

(1. 海军航空工程学院控制工程系, 山东烟台 264001;

2. 中国人民解放军 92060 部队军械教研室, 辽宁大连 116000)

摘要: 针对舰空导弹超视距拦截目标时复合制导目标交班的角度截获问题, 通过建立相应的坐标系, 并规定一种新的导引头天线轴旋转顺序, 采用将导弹—目标视线角矢量投影到相应旋转平面的方法, 提出了一种新的导引头天线预定指向角解算模型, 有效地解决了大预定角情况下的指向角解算问题。应用方差分析方法, 建立了此指向角解算模型的误差模型, 进行了指向角误差仿真分析。仿真结果验证了所提出的导引头天线预定指向角解算模型的正确性及其在减小预定指向角误差方面的有效性。

关键词: 制导; 指向角解算; 矢量投影; 舰空导弹; 角度交班

中图分类号: V 448

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2012.11.24

Solution of antenna pointing angle of seeker for over-the-horizon ship-to-air missile

ZHAO Yong-tao^{1,2}, HU Yun-an¹, CHEN Yu¹

(1. Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China;

2. Ordnance Teaching and Research Room, Unit 92060 of the PLA, Dalian 116000, China)

Abstract: Aiming at the angle handover of the compound guidance for the over-the-horizon ship-to-air missile, a new solution model of the antenna azimuth and elevation pointing angle of the seeker is put forward by setting a new antenna's rotation and projecting the sight angle vector to the corresponding rotation plane. And applying the method of covariance analysis, the error model of the antenna pointing angle of the seeker is presented. Simulation results validate the correctness of the presented solution model of the antenna pointing angle of the seeker and the effectiveness on reducing the pointing angle error.

Keywords: guidance; solution of pointing angle; vector projection; ship-to-air missile; angle handover

0 引言

超视距舰空导弹采用初中末复合制导体制, 在中制导段和末制导段存在中制导和末制导的目标交班问题。目标交班的含义是指当由中制导转入寻的末制导时, 交班设备(舰载雷达)将目标的运动参数信息交给接班设备(弹上的雷达导引头), 雷达导引头天线指向目标并预定多普勒频率, 即实现距离交班、速度交班和角度交班^[1-12]。其中, 角度交班是最难实现的, 其成功交班的条件要求导引头天线预定指向角误差小于导引头的半波束宽度^[13-14]。

文献[13-14]在弹体坐标系中给出了导引头天线预定指向角的定义及天线轴的旋转顺序。其中, 文献[13]应用坐标转换矩阵对应元素相等的方法, 得到了一种导引头天线预定指向角解算模型, 但这种指向角解算模型

不适用于大预定指向的情况; 文献[14]通过将单位视线矢量投影到弹体坐标系下, 利用其三轴投影来解算导引头天线预定指向角, 但当视线矢量在弹体坐标系横轴的投影小于零时, 采用此指向角解算模型天线轴会旋转过大的角度。

为解决这两种指向角解算模型存在的问题, 通过建立相应的坐标系, 并规定一种新的导引头天线轴绕弹体坐标系的旋转顺序, 采用将导弹—目标视线角矢量投影到相应旋转平面的方法, 提出了一种新的导引头天线预定指向角解算模型; 进而应用方差分析方法, 建立了此指向角解算模型的误差模型, 设定仿真条件, 进行了指向角误差仿真分析, 仿真结果验证了所提出的导引头天线预定指向角解算模型的正确性以及其在减小预定指向角误差方面的有效性。

收稿日期: 2011-12-05; 修回日期: 2012-05-05。

基金项目: 国家自然科学基金(61004002)资助课题

作者简介: 赵永涛(1982-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为飞行器制导与控制。E-mail: tao821204@yahoo.com.cn

1 坐标系建立及其坐标变换

1.1 坐标系建立

- (1) 地面坐标系 $OX_d Y_d Z_d$ (简称 d 系)
地面坐标系 $OX_d Y_d Z_d$ 定义见文献[15]。
- (2) 弹体坐标系 $MX_b Y_b Z_b$ (简称 b 系)
弹体坐标系 $MX_b Y_b Z_b$ 定义见文献[15]。
- (3) 视线坐标系 $MX_L Y_L Z_L$ (简称 L 系)

原点取在导弹的质心上; MX_L 轴沿视线方向, 指向目标为正; MY_L 轴在包含 MX_L 轴的铅垂面内, 垂直于 MX_L 轴, 向上为正; MZ_L 轴垂直于 $MX_L Y_L$ 平面, 其方向按右手定则确定。

1.2 坐标转换矩阵

- (1) 地面系到弹体系转换矩阵 C_d^b
地面系到弹体系的转换关系见文献[15]。
- (2) 地面系到视线系转换矩阵 C_d^L
地面系与视线系相互关系如图 1 所示。

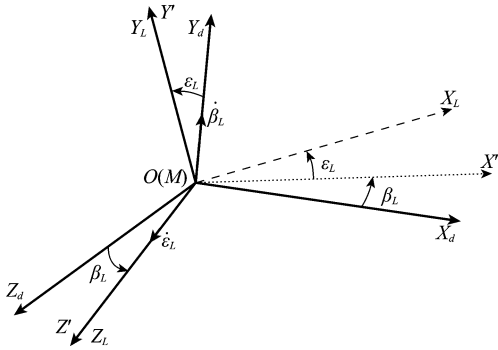


图 1 地面坐标系和视线坐标系

图 1 中, 视线高低角 ϵ_L 定义为视线 MX_L 与视线在水平面 $OX_d Z_d$ 的投影之间的夹角, 若视线在水平面之上, 则 ϵ_L 为正 (转动角速度方向与 MZ_L 轴的正向一致), 反之为负。

视线方位角 β_L 定义为视线 MX_L 在水平面的投影与地面坐标系 OX_d 轴之间的夹角。由 OX_d 轴逆时针方向转至视线 MX_L 在水平面的投影线时, β_L 为正 (转动角速度方向与 OY_d 轴的正向一致), 反之为负。

地面系到视线系转换矩阵为

$$C_d^L = \begin{bmatrix} \cos \epsilon_L & \sin \epsilon_L & 0 \\ -\sin \epsilon_L & \cos \epsilon_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_L & 0 & -\sin \beta_L \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_L & 0 & \cos \beta_L \end{bmatrix}$$

2 导引头预定指向角解算

2.1 导引头预定指向角定义

导引头天线预定指向角定义见文献[14]。在弹体坐标系中, 导引头天线预定指向角由导引头天线预定指向高低角 ϵ_b 和导引头天线预定指向方位角 β_b 表示, 如图 2 所示。

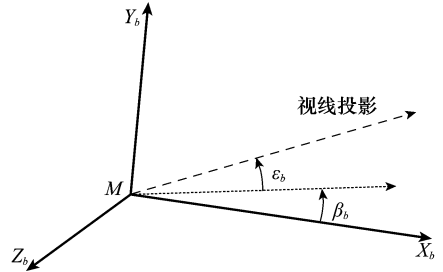


图 2 导引头天线指向角

图 2 中, 导引头天线预定指向角高低角 ϵ_b 定义为视线在弹体坐标系的投影与 $MX_b Z_b$ 面的夹角, 视线在弹体坐标系的投影在 $MX_b Z_b$ 面之上为正, 反之为负。

导引头天线预定指向方位角 β_b 定义为视线在弹体坐标系 $MX_b Z_b$ 面的投影与 MX_b 轴的夹角, MX_b 轴逆时针转向视线在 $MX_b Z_b$ 面的投影的正向为正, 反之为负。

2.2 导引头预定指向角解算模型

文献[14]通过将单位视线矢量投影到弹体坐标系下, 利用其三轴投影来解算导引头天线预定指向角。令视线单位矢量在弹体坐标系的投影为 $(x_{bL}, y_{bL}, z_{bL})^T$, 则

$$\begin{pmatrix} x_{bL} \\ y_{bL} \\ z_{bL} \end{pmatrix} = C_b^L C_d^L \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1)$$

得到一种导引头天线预定指向角解算模型如式(2)和式(3)所示:

$$\epsilon_b = \arctan \frac{y_{bL}}{\sqrt{x_{bL}^2 + z_{bL}^2}} \quad (2)$$

$$\beta_b = \begin{cases} -\arctan(z_{bL}/x_{bL}), & x_{bL} \geq 0 \\ -\pi - \arctan(z_{bL}/x_{bL}), & x_{bL} < 0, z_{bL} \geq 0 \\ \pi - \arctan(z_{bL}/x_{bL}), & x_{bL} < 0, z_{bL} < 0 \end{cases} \quad (3)$$

由文献[13], 应用坐标转换矩阵对应元素相等的方法, 即 $C_b^L = C_d^L C_b^d$, 得到第二种导引头天线预定指向角解算模型如式(4)所示:

$$\begin{cases} \epsilon_b = \arcsin(-\sin \vartheta_m \cos \psi_m \cos \beta_L + \cos \vartheta_m \sin \epsilon_L - \sin \vartheta_m \sin \psi_m \cos \epsilon_L \sin \beta_L) \\ \beta_b = \arcsin(\cos \vartheta_m \cos \psi_m \sin \beta_L - \cos \vartheta_m \sin \psi_m \cos \beta_L) \end{cases} \quad (4)$$

第一种预定指向角解算模型式(2)、式(3)和第二种预定指向角解算模型式的指向角旋转顺序为: 先绕 MY_b 轴正

向旋转 β_b 角, 再绕 MZ_b 轴正向旋转 ϵ_b 角。不难发现, 第一种指向角解算模型总是认为 $|\epsilon_b| \leq \pi/2$, 且在 $x_{bL} < 0$ 时, 天

线轴会旋转较大的 β_b 角；而第二种指向角解算模型不适用于 β_b 角或 ε_b 角大于 $\pi/2$ 的情况。为解决这两种指向角解算模型存在的问题，这里提出一种新的导引头天线预定指向角解算模型。

规定导引头天线轴转向视线轴的旋转顺序为：先绕 MZ_b 轴正向旋转 ε_b 角，再绕 MY_b 轴正向旋转 β_b 角，其旋转关系如图 3 所示。

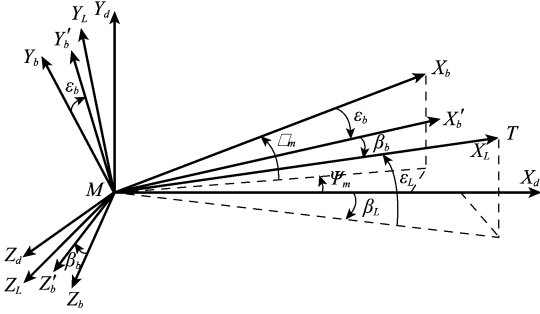


图 3 天线指向角旋转关系示意图

图 3 中， M 表示舰空导弹，位置参数以 (x_m, y_m, z_m) 表示； T 表示目标，位置参数以 (x_t, y_t, z_t) 表示。令 ε_{Ld} 表示视线高低角在地面系纵向的投影，其表示式为

$$\varepsilon_{Ld} = \arctan \frac{y_t - y_m}{x_t - x_m} \quad (5)$$

视线方位角 β_L 的表示式为

$$\beta_L = -\arctan \frac{z_t - z_m}{x_t - x_m} \quad (6)$$

令 ε_{Lb} 表示视线高低角在弹体系纵向的投影，其与 ε_{Ld} 的关系如图 4 所示。

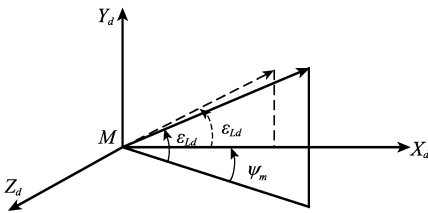


图 4 ε_{Lb} 与 ε_{Ld} 相对关系示意图

由图 4 得 ε_{Lb} 与 ε_{Ld} 相对关系式为

$$\varepsilon_{Lb} = \arctan (\tan \varepsilon_{Ld} \cos \psi_m) \quad (7)$$

则可得导引头天线预定指向高低角 ε_b 的解算公式为

$$\varepsilon_b = \varepsilon_{Ld} - \vartheta_m \quad (8)$$

同理，可得导引头天线预定指向方位角 β_b 的解算公式为

$$\beta_b = \arctan [\tan (\beta_L - \psi_m) \cos \varepsilon_{Lb}] \quad (9)$$

式(8)和式(9)即为所提出的引头天线预定指向角解算模型。

3 导引头预定指向角误差分析

由导引头天线预定指向角解算模型可知，导引头天线预定指向角误差最主要的影响因素为导弹位置参数误差

$(\delta x_m, \delta y_m, \delta z_m)$ 、目标位置参数误差 $(\delta x_t, \delta y_t, \delta z_t)$ 和导弹姿态参数误差 $(\delta \vartheta_m, \delta \psi_m)$ 。其中，导弹位置参数和目标位置参数由制导平台提供，导弹姿态参数由弹载惯性测量单元提供。

对式(5)和式(6)取全微分，可得角 ε_{Ld} 和角 β_L 的误差 $\delta \varepsilon_{Ld}$ 和 $\delta \beta_L$ 为

$$\begin{cases} \delta \varepsilon_{Ld} = \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_t} \delta x_t + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_t} \delta y_t + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_m} \delta x_m + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_m} \delta y_m \\ \delta \beta_L = \frac{\partial \beta_L}{\partial x_t} \delta x_t + \frac{\partial \beta_L}{\partial z_t} \delta z_t + \frac{\partial \beta_L}{\partial x_m} \delta x_m + \frac{\partial \beta_L}{\partial z_m} \delta z_m \end{cases} \quad (10)$$

角 ε_{Ld} 和角 β_L 的系统误差 $\Delta \varepsilon_{Ld}$ 和 $\Delta \beta_L$ 为

$$\begin{cases} \Delta \varepsilon_{Ld} = \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_t} \Delta x_t + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_t} \Delta y_t + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_m} \Delta x_m + \frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_m} \Delta y_m \\ \Delta \beta_L = \frac{\partial \beta_L}{\partial x_t} \Delta x_t + \frac{\partial \beta_L}{\partial z_t} \Delta z_t + \frac{\partial \beta_L}{\partial x_m} \Delta x_m + \frac{\partial \beta_L}{\partial z_m} \Delta z_m \end{cases} \quad (11)$$

式中， $(\Delta x_m, \Delta y_m, \Delta z_m)$ 为导弹位置参数系统误差； $(\Delta x_t, \Delta y_t, \Delta z_t)$ 为目标位置参数系统误差。

ε_{Ld} 和 β_L 的随机误差方差 $\sigma_{\varepsilon_{Ld}}^2$ 和 $\sigma_{\beta_L}^2$ 分别为

$$\begin{cases} \sigma_{\varepsilon_{Ld}}^2 = \left(\frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_t} \right)^2 \sigma_{x_t}^2 + \left(\frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_t} \right)^2 \sigma_{y_t}^2 + \left(\frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial x_m} \right)^2 \sigma_{x_m}^2 + \left(\frac{\partial \varepsilon_{Ld}}{\partial y_m} \right)^2 \sigma_{y_m}^2 \\ \sigma_{\beta_L}^2 = \left(\frac{\partial \beta_L}{\partial x_t} \right)^2 \sigma_{x_t}^2 + \left(\frac{\partial \beta_L}{\partial z_t} \right)^2 \sigma_{z_t}^2 + \left(\frac{\partial \beta_L}{\partial x_m} \right)^2 \sigma_{x_m}^2 + \left(\frac{\partial \beta_L}{\partial z_m} \right)^2 \sigma_{z_m}^2 \end{cases} \quad (12)$$

式中， $(\sigma_{x_m}^2, \sigma_{y_m}^2, \sigma_{z_m}^2)$ 为导弹位置参数随机误差方差， $(\sigma_{x_t}^2, \sigma_{y_t}^2, \sigma_{z_t}^2)$ 为目标位置参数随机误差方差。

对式(7)取全微分，可得角 ε_{Lb} 的误差为

$$\delta \varepsilon_{Lb} = \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \varepsilon_{Ld}} \delta \varepsilon_{Ld} + \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \psi_m} \delta \psi_m \quad (13)$$

角 ε_{Lb} 的系统误差 $\Delta \varepsilon_{Lb}$ 为

$$\Delta \varepsilon_{Lb} = \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \varepsilon_{Ld}} \Delta \varepsilon_{Ld} + \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \psi_m} \Delta \psi_m \quad (14)$$

则角 ε_{Lb} 的随机误差方差 $\sigma_{\varepsilon_{Lb}}^2$ 为

$$\sigma_{\varepsilon_{Lb}}^2 = \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \varepsilon_{Ld}} \sigma_{\varepsilon_{Ld}}^2 + \frac{\partial \varepsilon_{Lb}}{\partial \psi_m} \sigma_{\psi_m}^2 \quad (15)$$

对式(8)和式(9)取全微分，可得导引头天线预定指向高低角 ε_b 和天线预定指向方位角 β_b 的误差 $\delta \varepsilon_b$ 和 $\delta \beta_b$ 为

$$\begin{cases} \delta \varepsilon_b = \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \delta \varepsilon_{Lb} + \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \vartheta_m} \delta \vartheta_m \\ \delta \beta_b = \frac{\partial \beta_b}{\partial \beta_L} \delta \beta_L + \frac{\partial \beta_b}{\partial \psi_m} \delta \psi_m + \frac{\partial \beta_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \delta \varepsilon_{Lb} \end{cases} \quad (16)$$

则导引头天线预定指向高低角和天线预定指向方位角的系统误差 $\Delta \varepsilon_b$ 和 $\Delta \beta_b$ 为

$$\begin{cases} \Delta \varepsilon_b = \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \Delta \varepsilon_{Lb} + \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \vartheta_m} \Delta \vartheta_m \\ \Delta \beta_b = \frac{\partial \beta_b}{\partial \beta_L} \Delta \beta_L + \frac{\partial \beta_b}{\partial \psi_m} \Delta \psi_m + \frac{\partial \beta_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \Delta \varepsilon_{Lb} \end{cases} \quad (17)$$

导引头天线预定指向高低角和天线预定指向方位角的随机误差方差 $\sigma_{\varepsilon_b}^2$ 和 $\sigma_{\beta_b}^2$ 为

$$\begin{cases} \sigma_{\varepsilon_b}^2 = \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \sigma_{\varepsilon_{Lb}}^2 + \frac{\partial \varepsilon_b}{\partial \vartheta_m} \sigma_{\vartheta_m}^2 \\ \sigma_{\beta_b}^2 = \frac{\partial \beta_b}{\partial \beta_{Lb}} \sigma_{\beta_{Lb}}^2 + \frac{\partial \beta_b}{\partial \psi_m} \sigma_{\psi_m}^2 + \frac{\partial \beta_b}{\partial \varepsilon_{Lb}} \sigma_{\varepsilon_{Lb}}^2 \end{cases} \quad (18)$$

式(13)~式(18)中, $(\Delta\vartheta_m, \Delta\psi_m)$ 为导弹姿态参数系统误差, $(\sigma_{\vartheta_m}^2, \sigma_{\psi_m}^2)$ 为导弹姿态参数随机误差方差。

由于篇幅关系, 式(10)~式(18)中各偏微分表达式这里不再写出。

不考虑导引头预定回路指向误差, 将导引头天线预定指向角误差的系统误差和随机误差进行合成, 得到导引头天线预定指向角误差如式(19)所示。

$$\begin{cases} \delta\varepsilon_b = \Delta\varepsilon_b + \sigma_{\varepsilon_b} \\ \delta\beta_b = \Delta\beta_b + \sigma_{\beta_b} \end{cases} \quad (19)$$

式(10)~式(19)即为导引头天线预定指向角的误差模型。同理, 也可以得到文献[14]的预定指向角误差模型。

4 仿真分析

仿真参数为: 导弹位置 $(x_m, y_m, z_m) = (0 \text{ m}, 3 \text{ 000 m}, 0 \text{ m})$, 目标位置 $(x_t, y_t, z_t) = (15 \text{ 000 m}, 5 \text{ m}, 1 \text{ 000 m})$; 导弹的定位系统误差为 100 m, 定位随机误差均方差为 50 m; 目标的定位系统误差为 200 m, 定位随机误差均方差为 100 m; 导弹姿态角系统误差为 0.2° , 姿态角系统误差为 0.1° 。将本文的预定指向角及误差解算模型称为“方法 1”, 而将文献[14]的预定指向角及误差解算模型称为“方法 2”。设定导弹偏航角为 0° , 当导弹俯仰角从 -90° 变化到 90° 时, 仿真结果如图 5~图 10 所示。

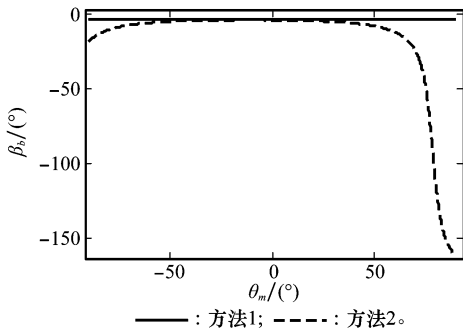


图 5 导引头天线预定方位角

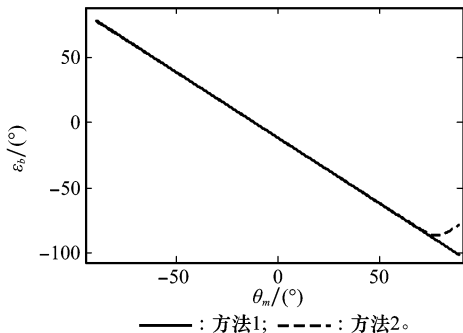


图 6 导引头天线预定高低角

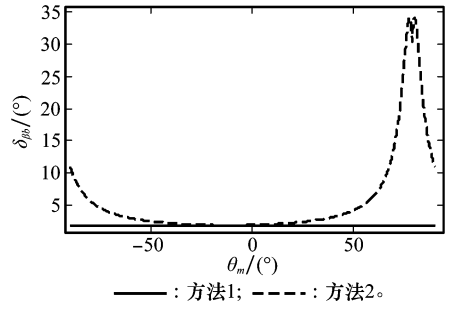


图 7 导引头天线预定方位角误差

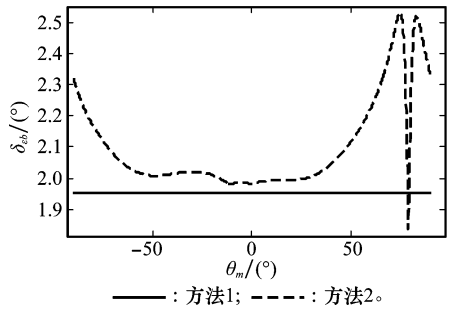


图 8 导引头天线预定高低角误差

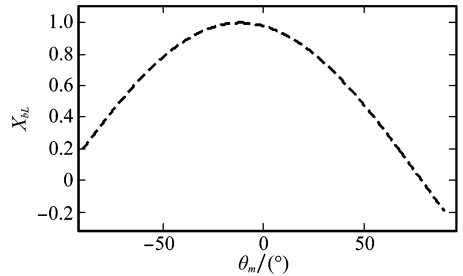


图 9 视线在弹体系 OX_b 轴投影 X_{bl}

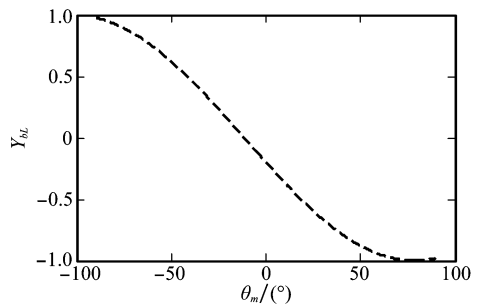


图 10 视线在弹体系 OY_b 轴投影 Y_{bl}

由图 5 和图 6 可见, 采用“方法 2”时, 当单位视线矢量在弹体系 OX_b 轴投影 X_{bl} 小于零后(见图 9), 导引头天线轴要转过一个较大的指向方位角; 而采用“方法 1”时, 只要弹目视线角和导弹偏航角没有变化, 导引头预定指向方位角保持不变, 只是导引头预定指向高低角在随导弹俯仰角的变化而在变化。由图 7 和图 8 可见, 采用“方法 2”时, 导引头天线预定指向角误差随导弹俯仰角的变化而变化, 并且还出现误差幅值突变现象; 而采用“方法 1”时, 导引头天线

预定指向角误差不随导弹俯仰角的变化而变化,并且其误差幅值要比采用“方法 2”时的幅值小很多。

设定导弹俯仰角为 0° ,当导弹偏航角从 -80° 变化到 80° 时,仿真结果如图 11 和图 12 所示。

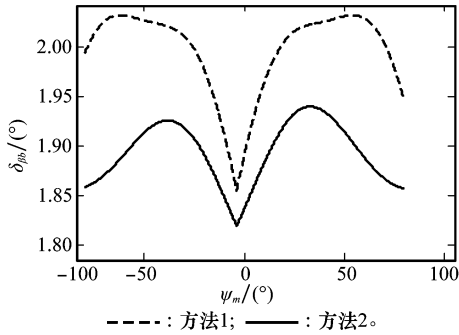


图 11 导引头天线预定方位角误差

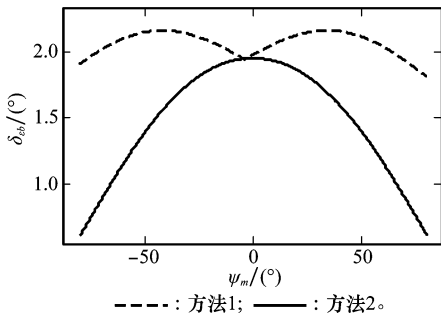


图 12 导引头天线预定高低角误差

由图 11 和图 12 可见,采用“方法 1”时的导引头天线预定指向角误差明显小于采用“方法 2”时的误差。综上,图 5~图 12 的仿真结果充分验证了所提出的导引头预定指向角解算模型的正确性及其在减小预定指向角误差方面的有效性。

5 结束语

本文针对超视距舰空导弹在大预定指向角情况下的角度交班问题,通过规定天线轴旋转顺序和采用将视线角矢量投影到旋转平面的方法,提出了一种新的导引头天线预定指向角解算模型及其误差模型,有效地解决了现有指向角解算模型存在的问题,对舰空导弹超视距拦截复合制导目标交接系统的设计具有一定的理论和借鉴价值。

参考文献:

[1] Tal S. Optimal cooperative pursuit and evasion strategies against a homing missile[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(2):414-425.

[2] Li C Y, Jing W X, Wang H. Gain-varying guidance algorithm using differential geometric guidance command[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 2010, 46(2):725-736.

[3] Ashwini R, Tal S. Line-of-sight interceptor guidance for defending an aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(2):522-532.

[4] Tal S. Intercept-angle guidance[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(2):484-492.

[5] Li D X, Cruz J B Jr. Defending an asset: a linear quadratic game approach[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, 47(2):1026-1044.

[6] Dhananjay N, Ghose D, Bhat M S. Capturability of a geometric guidance law in relative velocity space[J]. *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, 2009, 17(1):111-122.

[7] Gyorgy H, Tal S, Haim W. LQG guidance law with bounded acceleration command[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, 44(1):77-86.

[8] Chang C, Lin D F. Modeling and simulation of kinetic optimal midcourse guidance law for air-to-air missiles[C]// *Proc. of the 2nd International Conference on Information and Computing Science*, 2009: 329-332.

[9] Vitaly S, Tal S. Cooperative multiple model adaptive guidance for an aircraft defending missile[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2010.

[10] Zhang P, Hugh H T L, Yao Y. Target assignment via switching scheme for multiple flight vehicles in cooperative guidance[C]// *Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2011.

[11] Singh A, Ghose D, Sarkar A K. Launch envelope optimization of virtual sliding target guidance scheme[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 2009, 45(3):899-918.

[12] Nesline F W Jr, Nesline M L. Analysis of optimal command guidance vs. optimal semiactive homing missile guidance[C]// *Proc. of the American Control Conference*, 1986:1105-1107.

[13] 王军, 卢福刚. 导引头指向角误差研究[J]. *兵工学报*, 2009, 30(3):329-332. (Wang J, Lu F G. Study on pointing error of seeker[J]. *Acta Armamentarii*, 2009, 30(3):329-332.)

[14] 赵善友. 防空导弹武器寻的制导控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 2005. (Zhao S Y. *Design of the homing guidance and control system for the anti-air weapons*[M]. Beijing: Astronautics Press, 2005.)

[15] 毕开波, 王晓东, 刘智平. 飞行器制导与控制及其 MATLAB 仿真技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009:70-78. (Bi K B, Wang X D, Liu Z P. *The guidance, control and MATLAB simulation technology of the aircraft*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009:70-78.)