

基于机动坐标系的轴对称导弹自动驾驶仪设计*

陈星阳, 杨育荣, 王保印

(中国空空导弹研究院, 河南洛阳 471009)

摘要: 由于轴对称导弹随着总攻角的增大或气流扭角的变化可能会出现严重的气动交叉耦合和非线性状态。针对这种情况, 文中提出一种基于机动坐标系的导弹自动驾驶仪设计方法。在可测量的量只有加速度和角速度, 并且简化倾斜角和总攻角测量器件模型的情况下, 用此种方法进行建模和自动驾驶仪设计可以对一些侧向诱导运动以及气动力的非线性状态做较好的补偿。

关键词: 机动坐标系建模; 轴对称导弹; 自动驾驶仪设计

中图分类号: TJ760.35 文献标志码: A

The Autopilot Design for Axis-symmetrical Missile Based on Maneuvering Coordinates

CHEN Xingyang, YANG Yurong, WANG Baoyin

(China Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China)

Abstract: An autopilot design for axis-symmetrical missile based on maneuvering coordinates was proposed. As the axis-symmetrical missile may have severe aerodynamic cross-coupling and nonlinearity with total angle of attack augmentation or variety of twist angle. If the measurable quantities are only acceleration and angular rate, and the estimators of the tilt angle and the total angle of attack were simplified, it's shown that the moments and some aerodynamic nonlinearity are properly compensated for modeling and autopilot design.

Keywords: maneuvering coordinate modeling; axis-symmetrical missile; autopilot design

0 引言

轴对称导弹的自动驾驶仪设计通常是假设横滚、俯仰和偏航通道之间的交叉耦合可忽略不计。而当倾斜角随目标的机动有较大改变时, 通道间就会产生比较大的通道耦合^[1]。传统的解决方法中, 一种是限制总攻角, 另一种是拉开滚动回路与俯仰、偏航回路的带宽。前一种方法会使导弹机动性受到限制, 后一种方法会影响导弹俯仰或偏航回路的快速性^[2]。

文中提出一种基于机动坐标系建模的轴对称导弹自动驾驶仪设计方法。首先推导出轴对称导弹在机动坐标系下的模型, 然后再基于这个模型进行俯仰、偏航和滚动三通道自动驾驶仪的设计。三通道驾驶仪由两部分组成, 一部分是用来对气动力和非线性进行补偿的非线性控制器,

另一部分是由导弹的侧向加速度和角速度驱动的线性控制器。用上述方法设计自动驾驶仪可以使侧向诱导力矩和一些气动力的非线性情况得到适当的补偿, 并改善某些情况下的导弹动态响应^[3]。

1 坐标系定义

为了在机动坐标系下建立导弹运动数学模型, 定义的坐标系见图1。 (x_b, y_b, z_b) 为弹体坐标系, (x_m, y_m, z_m) 为机动坐标系, (x_w, y_w, z_w) 为风坐标系, α 为总攻角, Γ 为气流扭角。

对于坐标系*i*到坐标系*j*的变换矩阵, 为便于表示, 引入符号 C_{ij}^m , 则:

$$C_{b_m}^m = [-\Gamma]_{x_b} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Gamma & -\sin \Gamma \\ 0 & \sin \Gamma & \cos \Gamma \end{bmatrix} \quad (1)$$

* 收稿日期: 2008-07-15

作者简介: 陈星阳(1980-), 男, 陕西汉中, 助理工程师, 研究方向: 导弹自动驾驶仪设计。

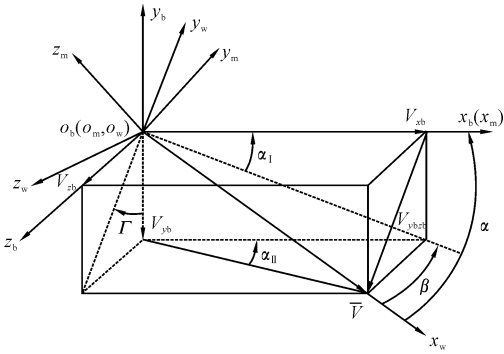


图 1 坐标系示意图

$$C_m^w = [-\alpha_\tau]_{y_m} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_\tau & 0 & \sin \alpha_\tau \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_\tau & 0 & \cos \alpha_\tau \end{bmatrix} \quad (2)$$

文中用到符号:

α_τ 总攻角过载;

α_τ 过载指令;

d 参考长度;

m 导弹质量;

n 导弹飞行马赫数;

Q 动压;

s 拉普拉斯算子;

S 参考面积;

V_τ 导弹飞行总速度;

α_τ 总攻角;

α 总攻角 α_τ 的简写;

Γ 气流扭角;

$\Delta(\cdot)$ 的扰动量;

x, y, z 矢量沿 x, y, z 轴的分量;

(a_{xi}, a_{yi}, a_{zi}) 惯性坐标系中气动力加速度;

(a_{yic}, a_{zic}) 惯性坐标系中加速度指令;

(F_{xi}, F_{yi}, F_{zi}) 惯性坐标系中的气动力;

(M_{xi}, M_{yi}, M_{zi}) 惯性坐标系中的气动力矩;

(p_i, q_i, r_i) 惯性坐标系中的旋转角速度;

(U_i, V_i, W_i) 惯性坐标系中的导弹速度分量;

$(\delta_p, \delta_r, \delta_q)$ 机动坐标系中的舵偏控制信号;

$(\delta_x, \delta_y, \delta_z)$ 弹体坐标系中的舵偏控制信号;

上标: i, b, m, w 分别表示在惯性、弹体、机动

和风速坐标系中的量; 下标: i, b, m, w 分别表示惯性、弹体、机动和风速坐标系。

设: 重力的影响忽略; 导弹的飞行速度、飞行高度均为常数; 导弹质量不变(推力耗尽时); 主翼及操纵舵的惯性及惯性积忽略不计。

在风速坐标系中, 给出导弹受力方程:

$$\begin{aligned} F_{yw} + P_{yw} &= m(\dot{V}_{yw} + \omega_{zw}V_{xw} - \omega_{xw}V_{zw}) \\ F_{zw} + P_{zw} &= m(\dot{V}_{zw} + \omega_{xw}V_{yw} - \omega_{yw}V_{xw}) \end{aligned} \quad (3)$$

在风速坐标系中 $V_w, W_w, \dot{V}_w, \dot{W}_w$ 全为零, U_w 为导弹总的飞行速度 V 。由 $F^w = C_m^w F^m$, 其中 F^w, F^m 分别代表在风速坐标系和机动坐标系中的空气动力矢量, 根据式(1)、式(3)可推出:

$$r_w = \frac{F_{ym}}{mV_\tau} \quad (4)$$

$$q_w = \frac{F_{xm} \sin \alpha_\tau - F_{zm} \cos \alpha_\tau}{mV_\tau} \quad (5)$$

根据式(5)得:

$$\omega_{im}^m = \begin{bmatrix} p_m \\ q_m \\ r_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_b - \dot{\Gamma} \\ q_b \cos \Gamma - r_b \sin \Gamma \\ q_b \sin \Gamma + r_b \cos \Gamma \end{bmatrix} \quad (6)$$

类似有:

$$\omega_{iw}^w = \begin{bmatrix} p_w \\ q_w \\ r_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_m \cos \alpha_\tau + r_m \sin \alpha_\tau \\ q_m - \dot{\alpha}_\tau \\ -p_m \sin \alpha_\tau + r_m \cos \alpha_\tau \end{bmatrix} \quad (7)$$

根据式(5)、式(6)和式(7)得:

$$\dot{\Gamma} = p_b + (F_{ym}/mV_\tau - r_m \cos \alpha_\tau) / \sin \alpha_\tau \quad (8)$$

下面推导力矩方程表达式。

设 M^m 为导弹在机动坐标系下的力矩矢量, 则有:

$$M^m = C_i^m M^i = \Omega_{im}^m I^m \omega_{ib}^m + I^m \dot{\omega}_{ib}^m \quad (9)$$

其中 Ω_{im}^m 为矢量 ω_{im}^m 的叉乘矩阵。由 $\omega_{ib}^m = \omega_{im}^m + \omega_{mb}^m$ 和 $\omega_{mb}^m = (\dot{\Gamma}, 0, 0)$ 得 $\omega_{ib}^m = (p_b, q_m, r_m)$, 因而得:

$$M^m = \begin{bmatrix} I_x \dot{p}_b \\ I_y \dot{q}_m + I_x r_m p_b - I_y (p_b - \dot{\Gamma}) r_m \\ I_z \dot{r}_m - I_x q_m p_b + I_y (p_b - \dot{\Gamma}) q_m \end{bmatrix} \quad (10)$$

令 $M^m = (M_{xm}, M_{ym}, M_{zm})$, 由上式得:

$$\dot{p}_b = \frac{1}{I_x} M_{xm} \quad (11)$$

$$\dot{q}_m = \frac{1}{I_y} M_{ym} - \frac{I_x}{I_y} r_m p_b + (p_b - \dot{\Gamma}) \omega_{zm} \quad (12)$$

$$\dot{\omega}_{zm} = \frac{1}{I_z} (M_{zm} + M_{zom}) + \frac{I_x}{I_z} q_m p_b - (p_b - \dot{\Gamma}) \omega_{ym} \quad (13)$$

2 轴对称导弹机动坐标系模型

为了推导轴对称导弹的数学运动方程组, 假

气动力及气动力矩有如下形式:

$$(F_{x_m}, F_{y_m}, F_{z_m}) = QS(C_x, C_y, C_z) \quad (14)$$

$$(M_{x_m}, M_{y_m}, M_{z_m}) = QSd(C_l, C_m, C_n) + QSd \frac{d}{2V_\tau}(L_p p_b, M_p q_m, N_r r_m) \quad (15)$$

综合以上推导方程, 建立机动坐标系下的导弹运动数学模型:

$$\dot{\alpha}_\tau = q_m + \frac{QS}{mV_\tau}(-C_x \sin \alpha_\tau + C_z \cos \alpha_\tau) \quad (16)$$

$$\dot{\Gamma} = p_b + \left(\frac{QS}{mV_\tau}C_y - r_m \cos \alpha_\tau\right) / \sin \alpha_\tau \quad (17)$$

$$\dot{q}_m = \frac{QSd}{I_y}C_m + M_q q_m - \frac{I_x}{I_y}r_m p_b + (p_b - \dot{\Gamma})r_m \quad (18)$$

$$\dot{r}_m = \frac{QSd}{I_y}C_n + N_r r_m + \frac{I_x}{I_y}q_m p_b - (p_b - \dot{\Gamma})q_m \quad (19)$$

$$\dot{p}_b = \frac{QSd}{I_x}C_l + L_p p_b \quad (20)$$

根据式(14) 可得机动坐标系下法向加速度表达式:

$$(a_{y_m}, a_{z_m}) = \frac{QS}{m}(C_y, C_z) \quad (21)$$

3 轴对称导弹自动驾驶仪设计

3.1 俯仰通道自动驾驶仪设计

假设 $p_b = 0$, 总攻角 α_τ 不大, 忽略式(16)、式(18) 中的 $C_x \sin \alpha_\tau$ 和 $(p_b - \dot{\Gamma})r_m$ 可得:

$$\dot{\alpha}_\tau = q_m + \frac{QS}{mV_\tau}(f_1 + f_2 \cos 4\Gamma + f_3 \delta_q) \quad (22)$$

$$\dot{q}_m = \frac{QSd}{I_y}(g_1 + g_2 \cos 4\Gamma + g_3 \delta_q) + M_q q_m \quad (23)$$

在式(23) 中, 为了抵消非线性项 $g_2 \cos 4\Gamma$, 引入补偿信号 δ_{q2} , 其表达式为:

$$\delta_{q2} = K_{\delta q}(\hat{\alpha}_\tau) \cos 4\hat{\Gamma} \quad (24)$$

其中, $K_{\delta q}(\hat{\alpha}_\tau) = -\frac{g_2(\hat{\alpha}_\tau)}{g_3(\hat{\alpha}_\tau)}$, $\hat{\alpha}_\tau$ 和 $\hat{\Gamma}$ 分别为 α_τ 和 Γ 的估值。令:

$$\delta_q = \delta_{q1} - \frac{g_2}{g_3} \cos 4\Gamma \quad (25)$$

把式(25) 代入式(23) 得:

$$\dot{q}_m = \frac{QSd}{I_y}(g_1 + g_3 \delta_{q1}) + M_q q_m \quad (26)$$

把式(25) 代入式(22) 得:

$$\dot{\alpha}_\tau = q_m + \frac{QS}{mV_\tau}(f_1 + f_2 \cos 4\Gamma + f_3 \delta_{q1}) \quad (27)$$

式(26)、式(27) 描述了非线性项被完全补偿后的俯仰运动。为了得到补偿信号 δ_{q2} , 可以使用下面的简单滤波器:

$$\hat{\alpha}_\tau = h(\alpha_\tau) \quad (28)$$

$$\hat{\Gamma} = \arctan\left(\frac{-a_{yb}}{-a_{zb}}\right) \quad (29)$$

其中 $h(\cdot)$ 是通过总的法向过载滤波得到总攻角的估值的函数。

俯仰通道的自动驾驶仪结构见图 2。其中 $\hat{\Gamma}$ 为气流扭角的估值。在这种结构中, K_0 决定在阶跃输入下的系统稳态误差。

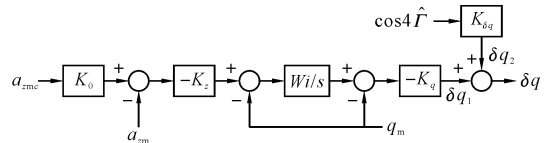


图 2 俯仰通道自动驾驶仪结构

对式(26)、式(27) 进行线性化, 得:

$$\Delta \dot{\alpha}_\tau = \Delta q_m + Z_\Gamma \Delta \Gamma + Z_a \Delta \alpha_\tau + Z_\delta \Delta \delta_{q1} \quad (30)$$

$$\Delta \dot{q}_m = M_a \Delta \alpha_\tau + M_\delta \Delta \delta_{q1} + M_q \Delta q_m \quad (31)$$

其中偏导数的表达式为:

$$Z_a = \frac{QS}{mV_\tau} \left(\frac{\partial f_1}{\partial \alpha_\tau} + \frac{\partial f_2}{\partial \alpha_\tau} \cos 4\Gamma + \frac{\partial f_3}{\partial \alpha_\tau} \delta_{q1} \right)$$

$$M_a = \frac{QSd}{I_y} \left(\frac{\partial g_1}{\partial \alpha_\tau} + \frac{\partial g_3}{\partial \alpha_\tau} \delta_{q1} \right)$$

$$Z_\delta = \frac{QS}{mV_\tau} f_3$$

$$M_\delta = \frac{QSd}{I_y} g_3 \quad (32)$$

忽略 $-C_x \sin \alpha_\tau$, 假设 α_τ 不大, 可得:

$$a_{z_m} = (\dot{\alpha}_\tau - q_m) V_\tau \quad (33)$$

则 Δa_{z_m} 的扰动方程为:

$$\Delta a_{z_m} = (\Delta \dot{\alpha}_\tau - \Delta q_m) V_\tau \quad (34)$$

用来计算 δ_{q1} 的线性控制器部分参数选择, 与线性控制系统的设计工具和前面推导的线性化模型有关^[4]。这里, K_0, W_i, K_q 为固定增益, 可变增益 $K_{\delta q}, K_z$ 为 $\hat{\alpha}_\tau$ 的函数。非线性控制项 $K_{\delta q}(\hat{\alpha}_\tau) \cos 4\hat{\Gamma}$ 对由气流扭角变化而引起的气动力非线性特性变化进行补偿。

3.2 偏航通道自动驾驶仪设计

依照俯仰通道自动驾驶仪设计的方法, 忽略式(17) 和式(19) 中的 $q_m p_b$ 和 $q_m(p - \dot{\Gamma})$ 两项得:

$$\dot{r} = \frac{QS}{mV_r}(f_4 \sin 4\Gamma + f_5 \delta_r) / \sin \alpha_r - r_m \cos \alpha_r \quad (35)$$

$$\dot{r}_m = \frac{QSd}{I_y}(g_4 \sin 4\Gamma + g_5 \delta_r) + N_r r_m \quad (36)$$

同样引入补偿信号 δ_{r2} 有:

$$\delta_{r2} = K_{\delta r}(\hat{\alpha}_r) \sin 4\hat{\Gamma} \quad (37)$$

其中 $K_{\delta r}(\hat{\alpha}_r) = -\frac{g_4(\hat{\alpha}_r)}{g_5(\hat{\alpha}_r)}$ 。

令: $\delta_r = \delta_{r1} - \frac{g_4}{g_5} \sin 4\Gamma \quad (38)$

把式(38)代入式(36)得:

$$\dot{r}_m = \frac{QSd}{I_y} g_5 \delta_{r1} + N_r r_m \quad (39)$$

把式(38)代入式(35)得:

$$\dot{r} = \frac{QS}{mV_r}(f_4 \sin 4\Gamma + f_5 \delta_{r1}) / \sin \alpha_r - r_m \cos \alpha_r \quad (40)$$

同理,运用式(39)

和式(40)设计偏航通道自动驾驶仪。偏航通道的自动驾驶仪结构见图 3,它仅是偏航角速度的反馈控制回路。

通常,偏航角速度控制指令取为零。

偏航通道的线性化过程与俯仰通道线性化相同。对式(39)、式(40)进行线性化,得到的线性化方程为:

$$\Delta \dot{\Gamma} = Y_{\Gamma} \Delta \Gamma + Y_{\alpha} \Delta \alpha_r + Y_{\delta} \Delta \delta_{r1} \quad (41)$$

$$\Delta \dot{r}_m = N_r \Delta r_m + N_{\delta} \Delta \delta_{r1} \quad (42)$$

同样,线性控制器部分参数由线性控制系统的设计工具和前面推导的线性化模型决定。其中, K_r 为固定增益,可变增益 $K_{\delta r}$ 为 $\hat{\alpha}_r$ 的函数。非线性项 $K_{\delta r}(\hat{\alpha}_r) \sin 4\hat{\Gamma}$ 用来补偿诱导偏航力矩。

3.3 滚动通道自动驾驶仪设计

与俯仰、偏航通道相同,引入补偿信号 δ_{p2} , 即:

$$\delta_{p2} = K_{\delta p}(\hat{\alpha}_r) \sin 4\hat{\Gamma} \quad (43)$$

其中 $K_{\delta p}(\hat{\alpha}_r) = -\frac{g_6(\hat{\alpha}_r)}{g_7(\hat{\alpha}_r)}$ 。

令: $\delta_p = \delta_{p1} - \frac{g_6}{g_7} \sin 4\Gamma \quad (44)$

把式(44)代入式(20),线性化得:

$$\Delta \dot{p}_b = L_{\Gamma} \Delta \Gamma + L_{\alpha} \Delta \alpha_r + L_p \Delta p_b + L_{\delta} \Delta \delta_{p1} \quad (45)$$

选择滚转通道的自动驾驶仪结构见图 4。

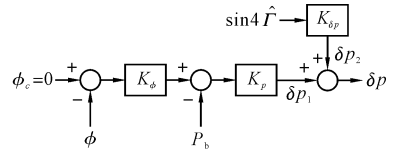


图 4 滚转通道自动驾驶仪结构

上图中, φ 为滚转角,且 $\Delta\varphi$ 和 Δp_b 满足关系式:

$$\Delta \dot{\varphi} = \Delta p_b \quad (46)$$

根据式(45)和式(46)可知参数 K_p 和 K_{φ} 为固定增益, $K_{\delta p}$ 为 $\hat{\alpha}_r$ 的函数。非线性项 $K_{\delta p}(\hat{\alpha}_r) \sin 4\hat{\Gamma}$ 用于补偿诱导滚转力矩。

3.4 三通道自动驾驶仪结构

把俯仰、偏航、滚转自动驾驶仪集成在一个方框图中见图 5。

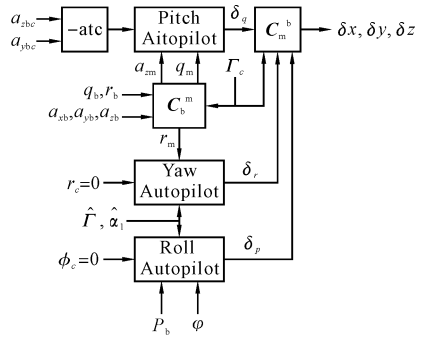


图 5 三通道自动驾驶仪结构

通过坐标转换矩阵 $C_m^b = [-\Gamma_c]_x$, 把实际可测量的弹体坐标系中的量 a_{z_b} 、 a_{y_b} 、 q_b 和 r_b 转换到机动坐标系中。假设自动驾驶仪在机动坐标系中完成系统校正, 把对 $\hat{\Gamma}$ 和 $\hat{\alpha}_r$ 估值生成的控制信号和机动坐标系中的控制信号叠加后产生舵偏角控制信号 δ_p 、 δ_r 、 δ_q 。最后运用转换矩阵 $[\Gamma_c]_x$, 把舵偏角控制信号 δ_p 、 δ_r 、 δ_q 转换为弹体系中舵偏角控制信号 δ_x 、 δ_y 、 δ_z 。

4 仿真实例

文中以轴对称尾后控制空空导弹为例, 对比按经典三通道自动驾驶仪设计和按上述方法设计的线性化模型仿真结果。

飞行高度为 1 km, 飞行马赫数为 2.5, 气流扭角分别为 22.5° 和 45°。仿真结果见图 6 和图 7。图中 n1 为经典设计方法仿真结果, n2 为文

中所提方法仿真结果。

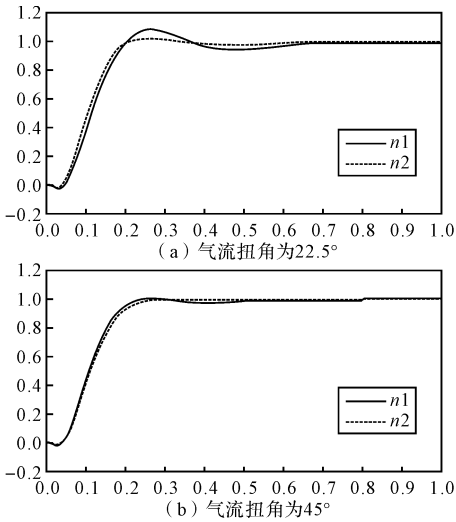


图 6 俯仰过载阶跃响应对比

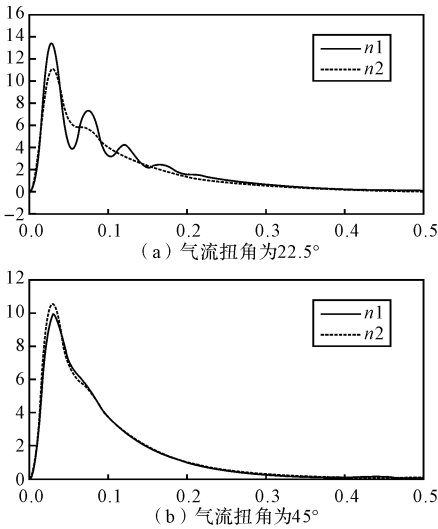


图 7 滚动角速率响应对比

从图 6、图 7 中可以看出,当气流扭角为 22.5° ,即导弹存在强侧向诱导运动时, n_2 的品质要优于 n_1 。当气流扭角为 45° ,即轴对称性使导弹的侧向诱导运动很弱时, n_1 与 n_2 的品质相当。

5 结论

文中提出了轴对称导弹自动驾驶仪设计的一种方法,首先推导了机动坐标系下的导弹运动模型,然后基于此模型设计了导弹俯仰、偏航和滚转通道自动驾驶仪。通过仿真实例可以看出,在强侧向耦合作用下,其系统性能优于经典方法设计的自动驾驶仪。另外,文中提出的设计方法,均是在导弹的飞行速度和高度都固定的条件下进行的,在以后的研究中,应运用变增益设计对整个飞行空域进行深入讨论。

参考文献:

[1] 杨军. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005.

[2] F W Nesline and M L Nesline. How autopilot requirements constraints the aerodynamic design of homing missiles[C]// ACC Proc., 1980:716-730.

[3] P Garnell. Guided weapon control systems[M]. Royal Military College Science,1980.

[4] 李作仁. 自动驾驶仪回路可变参数设计[J]. 上海航天,1991(1):50-53.

(上接第 71 页)

信号时需要经过坐标变换才能分解出俯仰信号和方位信号,而文中所述的这种测量 ϕ 角的方法无需再进行坐标变换,只需要在陀螺转子周围再增加一对传感器,使 4 个传感器互成 90° 角,这样就可以直接测得俯仰和方位角。虽然光电法在实际工程中存在成本较高的缺点,但是采用这种方法可以使 ϕ 角在比较大的范围内保持线性,并且在测量时所受的外界干扰也较小。在要求测量精度高的空空导弹上有一定的应用价值。

参考文献:

[1] 郑志伟. 空空导弹系统概论[M]. 北京:兵器工业

出版社,1997:50-53.

[2] 郑成芳. 某型红外空空导弹 K_ϕ 系数超差分析与对策[J]. 光电与控制,2006,13(2):90-92.

[3] 赵善彪,张天孝. 红外导引头位标器陀螺的方位效应研究[J]. 弹箭与制导学报,2007,27(3):33-35.

[4] 朱鼎勋. 空间解析几何学[M]. 北京:北京师范大学出版社,1981:121-130.

[5] 李显宏. MATLAB 7. X 界面设计与编译技巧[M]. 北京:电子工业出版社,2006:10-37.