

文章编号 : 1000-6893(2005)02-0168-05

适合于机动弹道导弹的星光-惯性组合制导系统研究

金振山, 申功勋

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

Study on Stellar-Inertial Integrated Guidance System for Mobile Ballistic Missile

JIN Zhen-shan SHEN Gong-xun

(Institute of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 机动弹道导弹通常会带来较大的初始定位定向误差,星光-惯性组合制导系统能有效地修正初始定位定向误差,提高惯导系统的精度。本文详细介绍了基于一种随动平台的星光-惯性组合制导系统的原理;研究了随动平台跟踪星体的机理;推导了控制随动平台转动所需的计算公式;讨论了星体跟踪器对平台误差角的观测过程;导出了星体跟踪器的测量输出与平台误差角之间的数学方程。仿真结果表明了该方案的有效性。

关键词: 随动平台;星体跟踪器;组合制导;平台误差

中图分类号: V44 **文献标识码:** A

Abstract: Mobile ballistic missile is associated with poor initial attitude alignment of the inertial platform and poor initial position data. Stellar-inertial integrated guidance system can update the initial errors and overcome the shortcomings of the inertial platform. A kind of stellar-inertial integrated guidance system based on follow-up platform is introduced in detail. The computing formulae are deduced required for controlling the follow-up platform to rotate; the principle of the follow-up platform's tracking star is researched; the measurement process of stellar-tracker to the platform's error angles is discussed; and the relationship between the output of stellar-tracker and the error angle of inertial platform is deduced. The simulating results show that the scheme is valid.

Key words: follow-up platform; stellar-tracker; integrated guidance; platform error

纯惯性制导的弹道导弹在机动发射或水下发射时,由于作战条件的限制,难以确切知道发射点的位置,高精度的方位对准也很困难。磁罗盘的精度太低,陀螺罗盘的精度取决于陀螺的漂移,如要想得到 4 角秒的对准精度,陀螺漂移不得大于 0.0003 h ,而且对准的时间较长,不利于快速机动发射。这些因素将给制导系统带来初始条件误差,即初始定位误差,初始瞄准误差。若采用星光与惯性组合制导,则可允许在导弹发射前粗略对准,飞行中依靠星体跟踪器进行修正,再与发射时间联系起来,就能确定出发射点定位定向误差。由于星光-惯性组合系统具有这种优点,其对机动发射或水下发射的弹道导弹特别适用。

在星光-惯性制导中,文献[1~3]详细的讨论了两种方案:单星方案和双星方案。单星方案是在惯性平台上,以一定的角度固定安装 1 个星体跟踪器,导弹发射前转动台体,使星体跟踪器光轴与所选星体对准。选择 1 个特殊方位的星体,根据单星的测量值来估计导弹落点偏差,使其精

度与观测双星的估计精度相同。由于星体跟踪器安装在惯导平台上,对平台的结构设计带来很大的困难。双星方案是将星跟踪器捷联安装在惯性平台的基座上,在未助推段通过转动弹体使星体跟踪器对准所选的星体。该方案虽然结构简单,但对导弹的姿态控制要求很高,而且由于弹体姿态控制极限环的存在,星体跟踪器并不是完全工作在静态环境下,对星体跟踪器的动态响应要求较高。这两种方案,在星跟踪器测星前,都需要将弹体转到一个指定的方位上,并要求测星时姿态保持不变。显然,只有在主发动机关闭之后,才容许弹体作上述运动。由于测星是在未助推段进行的,所以所确定的误差角是由定位定向误差、初始对准误差、平台漂移 3 项随机误差构成的,而平台漂移又是由多种随机因素引起的。落点偏差对上述各项误差因素的偏导数是不相同的,从而给计算落点偏差造成了困难,不能准确地估计落点偏差,只能根据各种误差因素的概率特性,给出一组最佳估计系数使落点偏差的估计误差为最小。故上述两种方案对制导误差的补偿是不完善的。本文讨论了一种基于随动平台的星光-惯性组合

收稿日期:2004-03-19; 修订日期:2004-09-25
基金项目:国防基础科研项目资助

制导系统,该方案能有效地克服上述不足。

1 方案简介

本系统由星体跟踪器和精密的随动平台两个部分组成(见图 1)。图 1 中: $ox_s y_s z_s$ 为星体跟踪器测量坐标系, oy_s 为星体跟踪器光轴方向; $oxyz$ 为惯性坐标系, $ox_1 y_1 z_1$ 为弹体坐标系。

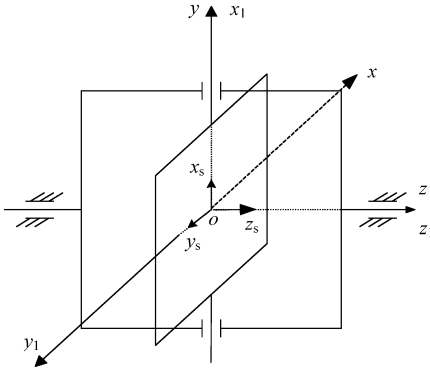


图 1 测量坐标系、弹体坐标系、惯性坐标系相互关系
Fig. 1 The relation among the measurement frame, the body frame and the inertial frame

发射点的经纬度、预选星体的赤经和赤纬、发射时刻的精确的天文时等数据在导弹发射时一起装订到弹载计算机中,当导弹的飞行高度达到 20~30km 后(导弹飞行 80s 左右),弹载计算机控制随动平台转动,使星体跟踪器跟踪星体。在导弹的末助推段,星体跟踪器再次测星。根据两次测星的观测结果,计算出初始定位定向误差、初始对准误差及平台漂移误差。弹载计算机根据以上的误差,对落点偏差进行修正,以提高导弹的命中精度。由于此方案能对定位定向误差、瞄准误差和平台漂移误差分别进行修正,因此能有效地分离各项误差,从而提高制导精度。而且,星体跟踪器安装在随动平台上,在星体跟踪器测星时,只要弹体上留出合适的光路,不需要作专门的姿态控制,对姿态控制的要求可以大大的降低。对于单星方案,虽然原理简单、精度高,但平台的结构设计难度非常大;捷联星光方式虽然结构简单,但测星时,星体跟踪器的动态范围较大,降低了星光修正的精度。随动平台方式虽然增加了额外的硬件设备和控制电路,但技术成熟,可行性强,比单星方案实现起来容易,比捷联方案的精度高,因此随动平台方案具有较强的工程适用性。

2 随动平台转角的确定

发射前,测量坐标系、弹体坐标系、惯性坐标系相互关系如图 1 所示。断开调平时,框架角输

出为零。断开调平时,惯性坐标系、弹体坐标系、测量坐标系相互重合。为了便于在发射前对随动平台进行调平与瞄准,在星体跟踪器测量坐标系的三轴上各装有 1 个加速度计。

星体在发射惯性坐标系中的坐标可表示为^[1,3]

$$S^* = [\cos e \cos \quad \sin e \quad \cos e \sin] J^T \quad (1)$$

其中: e , 分别为星体相对于发射惯性坐标系的高低角和方位角。为了使星体跟踪器对准星体,必须驱动随动平台按照要求转动。

设随动平台绕外框轴转动 α 角,再绕内框轴转动 β 角,则测量坐标系 $ox_s y_s z_s$ 与弹体坐标系 $ox_1 y_1 z_1$ 的方向余弦矩阵为 $C_s^b(\alpha, \beta)$ 。

星体视线在惯性坐标系 $oxyz$ 中的坐标为 $(x, y, z) = (\cos e \cos \alpha, \sin e, \cos e \sin \alpha)$, 其在 $ox_s y_s z_s$ 中的坐标为 $(x_s, y_s, z_s) = (0, 1, 0)$, 通过坐标转换可得

$$[0, 1, 0] J^T = C_s^b C_i^b [\cos e \cos \alpha, \sin e, \cos e \sin \alpha] \quad (2)$$

当平台的结构确定后,弹体的姿态矩阵 C_i^b 便由框架角 α, β, γ 确定。

式(2)中有 3 个方程,但只有 2 个未知数 α 和 β , 选择其中的 2 个方程即可以解出需要的转角 α 和 β 。通过式(2)虽然可以解出所需要的转角 α 和 β , 但方程为三角函数,算法复杂。本文提供 1 种简单的解法:

(a) 算出星体视线在弹体坐标系中的坐标

$$[x_1, y_1, z_1] J^T = C_i^b [x, y, z] J^T;$$

(b) 计算 α 和 β 的值 当 (y_1, z_1) 位于 x_1 、 z_1 象限时, $\alpha = -\arctan(x_1/y_1)$, $\beta = \arctan(z_1/\sqrt{x_1^2 + y_1^2})$; 当 (y_1, z_1) 位于 x_1 、 $-z_1$ 象限时, $\alpha = -\arctan(x_1/y_1)$, $\beta = \arctan(z_1/\sqrt{x_1^2 + y_1^2})$ 。

随动平台在控制系统的控制下转动,转角由随动系统的内、外框轴上的高精度角度传感器输出。由于随动平台存在动态过程,要使角度传感器的输出 s_1 和 s_2 严格的与 α 和 β 相等很困难,当它们的差值小于给定的允许值 δ 时便可以测星,并记下测星时的差值。

$$\left. \begin{aligned} &= \alpha - s_1 = \beta - s_2 \\ &= \alpha - s_1 = \beta - s_2 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: s_1, s_2 为角度传感器的输出值; α, β 为转角的真值; s_1, s_2 为角度传感器的随机测量误差。

3 星光对惯导平台误差的观测

星体跟踪器的测量误差是星光-惯性系统的

重要性能指标之一^[1],需要通过静、动态测试精确标定,标定好后由计算机执行修正,所以,星体跟踪器实际输出可记为: $s = \bar{s} + s$, $s = \bar{s} + s$ 。其中, \bar{s} 、 \bar{s} 分别为真值, s 、 s 为相互独立的零均值白噪声,记方差为 D_s 。星体视线矢量在测量坐标系内可表示为^[1,3] $S = [1 \quad -1 \quad -1]^T$,由坐标转换关系可得

$$S^* = C_p^s \bar{C}_b^s \bar{C}_l^s S \quad (4)$$

其中

$$C_l^p = I + C_l^p, \quad C_l^p = \begin{bmatrix} 0 & z & -y \\ -z & 0 & x \\ -y & -x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\bar{C}_b^s(\bar{s}, \bar{s}) = C_b^s(\bar{s}, \bar{s}) - \frac{\partial C_b^s}{\partial \bar{s}}(\bar{s}, \bar{s}) - \frac{\partial C_b^s}{\partial \bar{s}}(\bar{s}, \bar{s}) \quad (6)$$

$$\bar{C}_p^s(\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}) = C_p^s - \frac{\partial C_p^s}{\partial x} \bar{x} - \frac{\partial C_p^s}{\partial y} \bar{y} - \frac{\partial C_p^s}{\partial z} \bar{z} \quad (7)$$

其中: \bar{x} , \bar{y} , \bar{z} 为惯导平台框架角传感器的随机测量误差^[1]。

另一方面,由式(2)可得 $S^{*T} = [0, 1, 0] C_b^s C_l^p$,而在计算随动平台的转角时, C_l^p 实际上是由 C_p^s 来代替的,故式(2)可写成

$$S^{*T} = [0, 1, 0] C_b^s C_p^s \quad (8)$$

把式(5)~(7)代入式(4),再和式(8)比较,可得如下的矩阵方程

$$\begin{aligned} [0, 1, 0] C_p^s C_l^p &= [-\bar{s}, 0, -\bar{s}] C_p^s - \\ [0, 1, 0] &\left[\frac{\partial C_p^s}{\partial x} \bar{x} + \frac{\partial C_p^s}{\partial y} \bar{y} + \frac{\partial C_p^s}{\partial z} \bar{z} \right] - \\ (0, 1, 0) &\left[\frac{\partial C_b^s}{\partial \bar{s}}(\bar{s}, \bar{s}) + \frac{\partial C_b^s}{\partial \bar{s}}(\bar{s}, \bar{s}) \right] C_p^s \end{aligned} \quad (9)$$

整理可得

$$\left. \begin{aligned} a_{23} y - a_{22} z &= -a_{11} \bar{s} - a_{31} \bar{s} + (c_{22} b_{11} - c_{21} b_{21}) \bar{x} - (c_{31} b_{11} + c_{32} b_{21} + c_{33} b_{31}) \bar{y} + v_1 \\ -a_{23} \bar{x} + a_{21} z &= -a_{12} \bar{s} - a_{32} \bar{s} + (c_{22} b_{12} - c_{21} b_{22}) \bar{x} - (c_{31} b_{12} + c_{32} b_{22} + c_{33} b_{32}) \bar{y} + v_2 \\ a_{22} \bar{x} - a_{21} y &= -a_{13} \bar{s} - a_{33} \bar{s} + (c_{22} b_{13} - c_{21} b_{23}) \bar{x} - (c_{31} b_{13} + c_{32} b_{23} + c_{33} b_{33}) \bar{y} + v_3 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

其中: v_i ($i = 1, 2, 3$) 为星体跟踪器的测量误差 (s , s)、惯导平台框架角的测量误差 (\bar{x} , \bar{y} ,

\bar{z}) 以及随动平台的跟踪误差 (s , s) 诸随机变量的线性函数。

$$C_b^s = [c_{ij}]_{3 \times 3}, C_l^p = [b_{ij}]_{3 \times 3}, C_p^s = C_b^s C_l^p = [a_{ij}]_{3 \times 3},$$

式(10)是同一个矢量导出的3个方程,只有2个方程是独立的,可以选择其中的任意2个,要想解出3个未知量,必须至少观测2颗不在同一方位的星体(当方位相差90°时,误差最小)。假设对第一颗星测量 n 次,对第2颗星测量 m 次,则由 $2(n+m)$ 个方程组成的方程组为

$$\left. \begin{aligned} a_{23}^{(i)} y - a_{22}^{(i)} z &= a_{11}^{(i)} \bar{s} + a_{31}^{(i)} \bar{s} + a_{12}^{(i)} \bar{x} + a_{21}^{(i)} z \\ &= a_{11}^{(i)} \bar{s} + a_{31}^{(i)} \bar{s} + a_{12}^{(i)} \bar{x} + a_{21}^{(i)} z + v_1^{(i)} \\ -a_{23}^{(i)} \bar{x} + a_{21}^{(i)} z &= a_{12}^{(i)} \bar{s} + a_{32}^{(i)} \bar{s} + a_{22}^{(i)} \bar{x} + a_{21}^{(i)} z \\ &= a_{12}^{(i)} \bar{s} + a_{32}^{(i)} \bar{s} + a_{22}^{(i)} \bar{x} + a_{21}^{(i)} z + v_2^{(i)} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

其中:

$$\left. \begin{aligned} a_{11}^{(i)} &= (-c_{22}^{(i)} b_{11}^{(i)} + c_{21}^{(i)} b_{21}^{(i)}) \\ b_{11}^{(i)} &= (c_{31}^{(i)} b_{11}^{(i)} + c_{32}^{(i)} b_{21}^{(i)} + c_{33}^{(i)} b_{31}^{(i)}) \\ a_{22}^{(i)} &= (-c_{22}^{(i)} b_{12}^{(i)} + c_{21}^{(i)} b_{22}^{(i)}) \\ b_{22}^{(i)} &= (c_{31}^{(i)} b_{12}^{(i)} + c_{32}^{(i)} b_{22}^{(i)} + c_{33}^{(i)} b_{32}^{(i)}) \end{aligned} \right\} \quad i = 1, 2; j_1 = 1, 2, \dots, n; j_2 = 1, 2, \dots, m$$

将式(12)写成矩阵形式

$$M_p = N + V \quad (13)$$

式中:

$$\left\{ \begin{aligned} p &= (\bar{x} \quad \bar{y} \quad \bar{z})^T \\ M &= [M_1^T \quad M_2^T \quad \dots \quad M_n^T \quad M_2^T \quad M_2^T \quad \dots \quad M_m^T]^T \\ M_{j_1}^i &= \begin{bmatrix} 0 & a_{23}^{(i)} & -a_{22}^{(i)} \\ -a_{23}^{(i)} & 0 & a_{21}^{(i)} \end{bmatrix} \\ N &= [N_1^T \quad N_2^T \quad \dots \quad N_n^T \quad N_1^T \quad N_2^T \quad \dots \quad N_m^T]^T \\ N_{j_1}^i &= \begin{bmatrix} a_{11}^{(i)} & a_{31}^{(i)} & a_{12}^{(i)} & b_{11}^{(i)} \\ a_{12}^{(i)} & a_{32}^{(i)} & a_{22}^{(i)} & b_{22}^{(i)} \end{bmatrix} \\ &= [a_{11}^{(i)} \quad a_{31}^{(i)} \quad a_{12}^{(i)} \quad a_{21}^{(i)}]^T \\ V &= [V_1^T \quad V_2^T \quad \dots \quad V_n^T \quad V_1^T \quad V_2^T \quad \dots \quad V_m^T]^T \\ V_{j_1}^i &= [v_1^{(i)} \quad v_2^{(i)}]^T \end{aligned} \right.$$

由最小二乘可得 p 的估值 \hat{p} 为

$$\hat{p} = [M^T M]^{-1} M^T N \quad (14)$$

估计误差为

$$\hat{p} - p = [M^T M]^{-1} M^T V \quad (15)$$

4 初始定位、初始对准误差及平台漂移误差的分离

(1) 初始定位误差

发射点的定位误差可以用实际的发射点与名义发射点的经度差 $\Delta \lambda$ 和地理纬度差 ΔB 以及高程

差 H 来表示,因为平台是在实际的发射点进行调平和瞄准,假定调平和瞄准没有误差,可导出平台坐标系到发射惯性坐标系的方向余弦矩阵为^[1,6]

$$C_p^e = \begin{bmatrix} 1 & B\cos A + \sin A\cos B \\ - (B\cos A + \sin A\cos B) & 1 \\ - \sin B & - B\sin A - \cos A\cos B \\ \sin B & B\sin A - \cos A\cos B \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: A 为射击方位角; B 为发射点的地理纬度。式(16)表明,发射点定位误差不仅造成平台绕 x, z 轴的调平误差,还造成绕 y 轴的瞄准误差 $\sin B$,这是由地球子午线收敛角引起的,该误差角可以与初始对准的瞄准误差一并进行处理。由初始定位误差造成的误差角 x_w, y_w, z_w 与 B 有如下的关系

$$\left. \begin{aligned} x_w &= - (B\sin A - \cos A\cos B) \\ y_w &= \sin B \\ z_w &= - (B\cos A + \sin A\cos B) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

(2) 初始对准误差

初始对准的目的是使平台坐标系与发射惯性坐标系重合,对准包括平台调平和瞄准,由于设备的固有误差、对准过程中外部干扰的影响及方法误差的存在而造成对准误差。平台的调平可以通过惯性导航系统的加速度计来进行,既快速又精确。采用 $10^{-5}g$ 的加速度计,调平精度可以达到 $2 \sim 3$ 。受陀螺漂移的影响,方位对准精度有限,而且方位精对准需要较长的时间,不利于机动导弹的快速反应要求。对于星光-惯性组合制导,导弹在发射前平台只需要精确的调平和粗略的瞄准,瞄准误差可在导弹飞行时由星光来修正。初始对准误差可以用平台坐标系分别绕发射惯性坐标系 x, y, z 轴的转角 x_d, y_d, z_d 来表示。

(3) 平台的漂移误差

平台漂移误差由陀螺漂移、平台控制回路的稳态误差和动态误差构成^[6]。由平台漂移产生的误差角记为 (x_{py}, y_{py}, z_{py}) 。

(4) 平台的误差角分离

综上所述,总的平台误差角为 $\theta = w + d + p_y$,其中, w, d 不随导弹的飞行而变化,而平台的漂移误差 p_y 是飞行时间与过载的函数,为分析问题简便起见,假设平台漂移 p_y 与时间成正比。令 $w_d = w + d, p_y = [x_t \ y_t \ z_t]^T$ ($t=0$ 时,为导弹的发射时刻),设第 1 次测星时,得到的平

台误差角为 p_1 ,第 2 次测星时,得到的平台误差角为 p_2 ,则

$$\left. \begin{aligned} p_1 &= w_d + t_1 + V_1 \\ p_2 &= w_d + t_2 + V_2 \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

其中, $V_i (i=1, 2)$ 为星光分系统两次测星时的测量误差。

在式(18)中,有 6 个未知数 $w_d, x, y, z, a_x, a_y, x_z$, 6 个方程,因此方程可解。由于 w_d 是由初始定位误差 w 和平台的初始对准误差 d 共同组成的,因此只有根据它们的误差特性,按最小二乘法原理进行求解。由 w 通过式(17)可以解算出经度误差和纬度误差 B ,进一步可以得到 y_w ,从 w_d 扣除 y_w 即可得到方位对准误差 d_y 。至此,分别得到了 w, d, p_y 。弹载计算机根据初始定位误差 (w, B) ,初始对准误差 d 以及平台漂移误差 p_y ,对导弹的落点进行修正,以提高命中精度。

5 仿真分析及结论

影响星光修正精度的因素主要有:星体跟踪器的测量误差、惯导平台框架角传感器的测量误差和随动平台框架角传感器的测量误差。式(15)在理论上给出了星光修正的精度,但该式太复杂。为了得到星光修正精度的直观的定量结果,本文作了数值仿真。

仿真时主要的初始条件为:惯导平台框架角传感器的测量误差为 $x = y = z = 5$,随动平台框架角传感器的测量误差为 $= = 5$,星敏感器的测量误差为 1;导弹的名义发射点经纬度为 $(, B)$,定位误差为 $B = = 5$,射击方位角为 A ;初始对准误差为 $x = z = 3, y = 10$;平台漂移误差为 $x = y = z = 0.5 \text{ }^\circ\text{h}$;两颗被测星体的高低角和方位角分别为 $(e_1 = 55^\circ, \alpha_1 = 15^\circ), (e_2 = 60^\circ, \alpha_2 = 105^\circ)$ 每颗星测 5 次,两次测试的时刻分别为 $t_1 = 18\text{s}, t_2 = 240\text{s}$ 。仿真所得结果如表 1 所示。

表 1 仿真结果

Table 1 Simulating results

误差参数	B	$(/)$	d_x	d_y
给定值	240	360	3	600
修正后的结果	237.7	362	0.02	598.5
误差 $(/)$	11.5	12.7	2.9	20.2
误差参数	d_z	$x/$	$y/$	$z/$
给定值	3	0.45	0.5	0.4
修正后的结果	-0.01	0.44	0.51	0.41
误差 $(/)$	3.1	0.03	0.08	0.025

修正后的结果为某一次的仿真结果,误差为500次仿真所得结果的均方差。从表1可以看出,如果初始对准的水平精度较高,星光可以很好地修正初始定位误差和方位对准误差,而水平对准精度取决于惯导系统所使用的加速度计的精度;在平台漂移为常值漂移的情况下,对平台漂移的修正效果也很好。由于测量误差与所选星体的方位、测星时弹体的姿态有关,当所选的星体方位以及测星时弹体的姿态不同时,星光修正的精度会有所变化,但仿真基本上反映了星光修正的精度水平。当导弹只有定位定向误差或只有初始对准误差时,在没有各种测量误差的情况下,仿真表明星光可以完全修正定位定向误差或初始对准误差,与文献[1~3]所得的结论相符,进一步验证了该方案的正确性。

采用随动平台,星光制导部分不会影响惯导平台的正常工作,同时又给星体跟踪器提供一个稳定的工作环境,克服了捷联方式的局限性。同时,在导弹发射后不久和末修段两次测星,可以把平台漂移与定位定向以及初始对准误差分离开,它们对制导误差造成的影响可由计算机分别进行修正,从而有效地提高制导精度。该方案非常适合在机动的弹道导弹上使用,具有很强的工程应用价值。

参 考 文 献

[1] 李连仲. 星光—惯性制导系统总体方案阶段报告[A]. 惯性

与器件,预研文集第五册[C]. 1988. 1 - 23.

- Li L Z. Stellar-inertial guidance system general scheme report[R]. Inertial and Device, Vol. 5 of Beforehand Investigation Corpus. 1988. 1 - 23. (in Chinese)
- [2] 肖称贵. 单星—星光制导方案[J]. 航天控制, 1997(1): 11 - 16.
Xiao C G. Single star celestial guidance scheme[J]. Space Control, 1997(1): 11 - 16. (in Chinese)
- [3] 肖称贵. 捷联星光制导方案与误差研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1997(4): 1 - 8.
Xiao C G. Strapdown celestial guidance scheme and precision analysis[J]. Missile and Space Vehicles, 1997(4): 1 - 8. (in Chinese)
- [4] 张谦. 星光—惯性组合制导系统[J]. 导弹与航天运载技术, 1993(3): 37 - 42.
Zhang Q. Stellar-integrated guidance system[J]. Missile and Space Vehicles, 1993(3): 37 - 42. (in Chinese)
- [5] 陈世年主编. 控制系统设计[M]. 宇航出版社, 北京, 1996.
Chen S N. Control system design [M]. Beijing: Astronautics Press, 1996. (in Chinese)
- [6] Rounds S F. Stellar-inertial guidance capability for advanced ICBM[R]. AIAA83-2297. 1983.

作者简介:

金振山(1967 -) 男,湖北仙桃人,北京航空航天大学博士研究生,主要从事组合导航方面的研究。

(责任编辑:刘振国)