

doi: 10.7690/bgzd.2026.06.001

# 一种肩射筒式武器简易火控运动目标自动装表技术

薛焱, 李召, 陈川琳

(中国人民解放军 63961 部队, 北京 100012)

**摘要:** 针对传统肩射筒式武器射击运动目标时操作过程复杂、装表精度受射手影响较大、打击效率低及命中精度不高等问题, 提出一种基于捷联惯导基座对准原理的简易火控运动目标自动装表方案。设计简易火控操作流程, 并通过样机转台、实战状态操作等 3 种工况试验测试装表精度。结果表明: 该方案在满足装表精度的条件下, 大幅简化肩射筒式武器打击运动目标时的操作流程, 提高打击效率, 具有一定借鉴作用。

**关键词:** 肩射筒式武器; 捷联惯导; 简易火控; 自动装表

**中图分类号:** TJ303+6 **文献标志码:** A

## A Simple Fire Control Automatic Loading Technology for Moving Targets of Shoulder-fired Barrel Weapon

Xue Yan, Li Zhao, Chen Chuanlin

(No. 63961 Unit of PLA, Beijing 100012, China)

**Abstract:** Aiming at the problems of traditional shoulder-fired weapon in shooting moving targets, such as complex operation process, large influence of shooter on loading accuracy, low strike efficiency and low hit accuracy, a simple fire control automatic loading scheme for moving targets based on strapdown inertial navigation moving base alignment principle is proposed. A simple fire control operation process is designed, and the accuracy of the meter is tested through three working conditions, such as the prototype turntable and the actual combat operation. The results show that the scheme can greatly simplify the operation process of shoulder-fired barrel weapon to attack moving targets and improve the attack efficiency under the condition of meeting the loading accuracy, which has a certain reference value.

**Keywords:** shoulder-fired weapon; strapdown inertial navigation; simple fire control; automatic loading table

### 0 引言

肩射筒式武器包括便携式反坦克火箭、无坐力炮、单兵火箭等, 主要配备破甲弹、攻坚弹、多用途弹等非制导弹药, 在打击步兵战车、自行火炮、装甲车辆等运动目标时<sup>[1-2]</sup>, 需要射手使用简易火控或瞄准装置测量目标距离, 判断运动方向, 预测目标运动规律, 并根据弹药飞行时间计算距离提前量<sup>[3-4]</sup>。传统同类武器主要通过以下方式实现对运动目标的射击:

1) 简易火控<sup>[5]</sup>。需要射手判断目标运动航路, 设定简易火控的工作模式, 再快速准确地进行二次测距, 才能完成自动装表。测距之前需要将简易火控尽量调整至水平状态, 对射手测距操作的时间精度要求较高, 且在二次测距过程中, 发射筒与简易火控不得移动。整个操作过程复杂, 射击准备时间长, 容易丧失战机, 同时装表精度受简易火控架设状态和射手操作影响较大, 打击效率低。

2) 光学瞄准装置。需要射手使用瞄准分划中的

测距曲线测距, 手动装定目标距离, 目视观察并记忆运动目标的方向提前量, 按照提前量对目标进行瞄准射击。要求射手不仅要在短时间内快速完成上述操作和计算, 而且要准确把握击发时机, 整个射击实施对射手要求较高, 操作难度较大, 且命中精度不高。

基于上述考虑, 笔者提出一种基于捷联惯导基座对准原理的简易火控运动目标自动装表方案, 通过在简易火控中安装一套惯性测量单元(IMU), 自动测量射手瞄准目标过程的运动规律, 计算目标相对于发射点的运动规律(瞄准线转动角速度)并提供给简易火控装表组件。依据目标距离和运动规律, 自动完成装表和瞄准点显示。该方案可大幅简化肩射筒式武器打击运动目标时的操作流程, 提高打击效率和瞄准精度。

### 1 工作原理

打击运动目标时, 射手在瞄准、跟踪目标过程中, 应尽最大努力保持身体稳定, 以便于能够将瞄

收稿日期: 2024-12-03; 修回日期: 2025-01-02

第一作者: 薛焱(1988—), 女, 河北人, 硕士。

准分化稳定地压在目标中心；具备支撑射击条件时，应尽量使用简易支架进行稳定地瞄准和跟踪<sup>[6]</sup>。在瞄准过程中，因射手自身晃动引起的瞄准装置扰动很小。根据前期同类武器肩抗试验结果，在瞄准过程中由于射手自身晃动而产生的扰动加速度和转动角速度平均值接近于零<sup>[7]</sup>。在简易火控中安装一套包含有 IMU 的“目标运动规律测定模块”，IMU 的 X 轴与瞄准轴线平行，Y 轴、Z 轴分别平行于瞄准“+”字分划的竖线、横线；在瞄准、跟踪目标过程中，通过对 IMU 加速度计测量的比力矢量进行平均，能够辨识出发射点处的重力加速度矢量，由此建立地面坐标系；根据 IMU 陀螺仪测量的转动角速度计算瞄准线相对于地面坐标系的姿态角，从而预测瞄准线转动规律。“目标运动规律测定模块”主要完成以下功能：

1) 计算当地重力加速度，建立地面坐标系，确定简易火控相对于水平面的倾斜角，输出简易火控的显示组件，在目镜中显示倾斜角度，提示射手将火控保持在水平状态(该功能相当于传统简易火控中的倾斜水准气泡)；

2) 计算简易火控瞄准轴线的转动角速度，输出瞄准装置的装表组件，根据目标距离查询弹药飞行时间，计算装表提前量，然后输出显示组件，用于显示瞄准点。

例如，目标距离 400 m，目标向右横向运动，测量到的瞄准轴线转动角速度  $\omega_y=20 \text{ mil/s}$ ；查询射表，弹药飞行 400 m 的时间  $t_f=2 \text{ s}$ ，则装表提前量  $\Delta\varphi=\omega_y t_f=40 \text{ mil}$ 。瞄准点显示如图 1 所示，“00”表示当前简易火控横向倾斜角为 0。

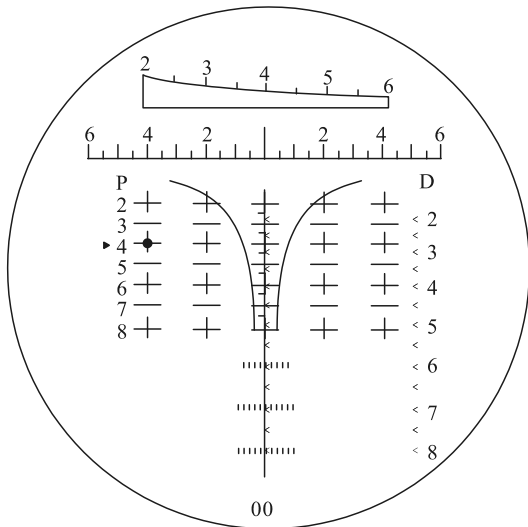


图 1 瞄准点显示

由于目标存在横向运动、纵向运动、斜向运动

等情况，运动过程中目标距离可能在不断变化，瞄准轴线也存在高低和方位 2 个方向的转动；在实际操作时采用的工作流程为：射手操作简易火控，选择“运动目标”模式；使用“+”字分划压住目标中心，并保持简易火控倾斜角在允许范围内；按下“跟踪按钮”，保持不放松，稳定跟踪目标 2~3 s；简易火控检测到“跟踪按钮”按下，自动完成第 1 次测距，2 s 后自动完成第 2 次测距，测距后完成装表提前量计算，并显示瞄准点。

## 2 数学模型

### 2.1 坐标系及符号定义<sup>[7-10]</sup>

地面坐标系  $Axyz$ ：与地面固连，原点  $A$  在发射点； $Ax$  轴在水平面内，与瞄准跟踪开始时刻简易火控瞄准纵轴在水平面内的投影平行，向前为正； $Ay$  轴垂直于水平面，向上为正； $Az$ 、 $Ax$ 、 $Ay$  轴形成右手系。简记为“ $A$  系”。肩射筒式武器弹药飞行时间短、距离近，地球转动角速度对打击精度的影响可以忽略，可将  $A$  系作为惯性坐标系。

瞄准线坐标系  $Ox_c y_c z_c$ ：与简易火控固联，原点  $O$  在简易火控瞄准轴线中心； $Oz_c$  轴与瞄准“+”分划的横轴重合； $Oy_c$  与“+”分划的竖轴重合； $Ox_c$  轴为瞄准线，向前为正，与  $Oy_c$ 、 $Oz_c$  轴形成右手系。简记为“ $c$  系”。

IMU 坐标系  $Ox_m y_m z_m$ ：与简易火控固联，原点  $O$  在 IMU 中心。理想情况下， $Ox_m$ 、 $Oy_m$ 、 $Oz_m$  轴分别平行于  $Ox_c$ 、 $Oy_c$ 、 $Oz_c$  轴，且方向一致。简记为“ $m$  系”。由于存在安装误差， $m$  系与  $c$  系存在不平行误差。

临时平台坐标系  $Ox_{\bar{p}} y_{\bar{p}} z_{\bar{p}}$ ：原点  $O$  在简易火控瞄准轴线中心；与瞄准跟踪开始时刻的瞄准线坐标系( $c$  系)重合。理想情况下，临时平台坐标系稳定在惯性空间，简记为“ $\bar{p}$  系”。由于测量误差、计算误差等因素影响， $\bar{p}$  系各轴的方向与其理想情况相比可能存在误差。

字母上方有“ $\sim$ ”符号为测量值，字母上方有“ $\wedge$ ”符号为计算值。矢量及矢量分量的字母其上角标自左向右依次表示矢量投影的坐标系、时间节点的序号，下角标自左向右依次表示参考坐标系、运动坐标系、投影坐标轴。如  $\tilde{\omega}_{Acy}^k$  表示：第  $k$  个时间节点处， $c$  系相对于  $A$  系的角速度投影在  $c$  系  $Oy_c$  轴上分量的测量值。变换矩阵用字母  $C$  表示，其上角标表示坐标变换的目的坐标系，下角标自左

向右依次表示坐标变换的出发坐标系、时间节点的序号。如  $C_{ck}^{\bar{p}}$  表示第  $k$  个时间节点处从  $c$  系到  $\bar{p}$  系的变换矩阵。矢量和矩阵的上下角标可以有一个或多个，也可以没有，无论有几个都依照上述次序确定含义。

## 2.2 目标运动规律模型<sup>[9-12]</sup>

由于在瞄准跟踪过程中，IMU 测量的是相对于自身 ( $m$  系) 的运动加速度和转动角速度，且射手本身还在晃动，测量结果里面包含了射手晃动扰动加速度、角速度和瞄准线转动角速度，以及惯性器件本身的测量误差<sup>[12-14]</sup>；因此，为保证计算精度，必须将上述测量结果转换到地面坐标系后，进行滤波和误差补偿，提取瞄准线相对于地面坐标系的转动角速度，作为装表提前量的输入。设瞄准跟踪计算过程的时间节点为  $t_k (k=0, 1, 2, \dots, n)$ ，暂定计算过程时间为 2 s，1 ms 进行 1 次数据采集和计算，共有 2 000 个时间节点。

将  $A$  系作为惯性坐标系， $m$  系与  $c$  系固联， $t_k$  时刻，IMU 中加速度计提取比力矢量  $\tilde{f}_{Ac}^{ck} = [\tilde{f}_{Acx}^{ck}, \tilde{f}_{Acy}^{ck}, \tilde{f}_{Acz}^{ck}]^T$ ，陀螺仪提取角速度矢量  $\tilde{\omega}_{Ac}^{ck} = [\tilde{\omega}_{Acx}^{ck}, \tilde{\omega}_{Acy}^{ck}, \tilde{\omega}_{Acz}^{ck}]^T$ 。由于  $\bar{p}$  系也稳定在惯性空间中 (坐标轴指向与  $t_0$  时刻的  $c$  系重合)，于是有  $\tilde{\omega}_{pc}^{ck} = \tilde{\omega}_{Ac}^{ck}$ 。

在  $t_0$  时刻按照  $c$  系建立  $\bar{p}$  系，即  $t_0$  时刻的  $\bar{p}$  系与  $c$  系重合。 $c$  系相对于  $\bar{p}$  系的捷联矩阵用  $C_c^{\bar{p}}$  表示，在  $t_0$  时刻为  $C_{c0}^{\bar{p}}$ 。根据  $\bar{p}$  系的定义， $C_c^{\bar{p}}$  是单位矩阵。随着瞄准跟踪过程的进行，简易火控姿态不断变化，瞄准线坐标系 ( $c$  系) 不断转动， $C_c^{\bar{p}}$  随之改变，用四元数法计算各时刻的  $C_c^{\bar{p}}$ 。设  $c$  系相对于  $\bar{p}$  系的转动四元数为  $Q = q_0 + q_1 i_c + q_2 j_c + q_3 k_c$  ( $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ )，其中  $i_b, j_b, k_b$  是  $b$  系 3 个坐标轴上的单位矢量， $Q$  的即时修正通过下式实现：

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{pcx}^c & -\omega_{pcy}^c & -\omega_{pcz}^c \\ \omega_{pcx}^c & 0 & \omega_{pcz}^c & -\omega_{pcy}^c \\ \omega_{pcy}^c & -\omega_{pcz}^c & 0 & \omega_{pcx}^c \\ \omega_{pcz}^c & \omega_{pcy}^c & -\omega_{pcx}^c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

根据  $C_{c0}^{\bar{p}}$  给出初始值  $q_0=1, q_1=0, q_2=0, q_3=0$ 。 $C_c^{\bar{p}}$  的计算公式为：

$$C_b^{\bar{p}} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

求解式(1)实时获得  $t_k$  时刻的四元数，由式(2)计算得到  $C_{ck}^{\bar{p}}$ ，然后将实测比力  $\tilde{f}_{Ac}^{ck}$  变换到  $\bar{p}$  系得到  $\hat{f}_{Ac}^{\bar{p}k} (k=1, 2, \dots, n)$ ，变换过程为：

$$\hat{f}_{Ac}^{\bar{p}k} = C_{ck}^{\bar{p}} \cdot \tilde{f}_{Ac}^{ck} \quad (3)$$

记  $t_0$  时刻的  $\hat{f}_{Ac}^{\bar{p}0} = \tilde{f}_{Ac}^{c0}$ 。在瞄准跟踪结束时刻  $t_n$ ，将全部的  $\hat{f}_{Ac}^{\bar{p}k} (k=0, 1, 2, \dots, n)$  做算术平均，在  $\bar{p}$  系中得到平均比力矢量  $\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$ ：

$$\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} = \frac{\sum_{k=0}^n \hat{f}_{Ac}^{\bar{p}k}}{n+1} \quad (4)$$

由于经过训练后的射手，在瞄准跟踪过程能够控制身体晃动，稳定跟踪目标运动，射手自身扰动加速度度很小；因此，可以将  $-\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$  看做是发射点处重力加速度  $g$  的辨识结果，则  $\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$  在  $A$  系中的分解即为重力加速度在  $A$  系中的分解。

$\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$  为：

$$\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} = \begin{bmatrix} \hat{a}_{Acx}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acy}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acz}^{\bar{p}} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$  的模为  $|\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}|$ ，则  $\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$  在  $A$  系中的分解为：

$$\hat{a}_{Ac}^A = \begin{bmatrix} 0 \\ |\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}| \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据  $A$  系和  $\bar{p}$  的定义，其原点都在发射点， $x$  轴都指向  $t_0$  时刻的目标，其中  $Ax$  轴平行于水平面指向目标， $Ox_{\bar{p}}$  轴直接指向目标；因此， $\bar{p}$  系相对于  $A$  系存在高低角  $\bar{\vartheta}$  (目标高低角导致) 和倾斜角  $\bar{\gamma}$  (简易火控横向不水平导致)，方向角  $\bar{\psi}=0$ 。根据坐标转换关系， $\bar{p}$  系与  $A$  系的变换矩阵  $C_{\bar{p}}^A$  为：

$$C_{\bar{p}}^A = \begin{bmatrix} \cos \bar{\vartheta} & -\sin \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & \sin \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} \\ \sin \bar{\vartheta} & \cos \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & -\cos \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} \\ 0 & \sin \bar{\gamma} & \cos \bar{\gamma} \end{bmatrix} \quad (7)$$

将  $C_A^A$  进行转置, 得到  $A$  系到  $\bar{p}$  系的变换矩阵  $C_A^{\bar{p}}$ :

$$C_A^{\bar{p}} = \begin{bmatrix} \cos \bar{\vartheta} & \sin \bar{\vartheta} & 0 \\ -\sin \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & \cos \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & \sin \bar{\gamma} \\ \sin \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} & -\cos \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} & \cos \bar{\gamma} \end{bmatrix} \quad (8)$$

则  $\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}$ 、 $\hat{a}_{Ac}^A$  与  $C_A^{\bar{p}}$  之间的表达式为:

$$\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} = C_A^{\bar{p}} \cdot \hat{a}_{Ac}^A \quad (9)$$

展开形式为:

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_{Acx}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acy}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acz}^{\bar{p}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \bar{\vartheta} & \sin \bar{\vartheta} & 0 \\ -\sin \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & \cos \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} & \sin \bar{\gamma} \\ \sin \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} & -\cos \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} & \cos \bar{\gamma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \hat{a}_{Ac}^A \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

分项列出如下:

$$C_{cn}^A = \begin{bmatrix} \cos \theta_n \cos \psi_n & -\sin \theta_n \cos \psi_n \cos \gamma_n + \sin \psi_n \sin \gamma_n & \sin \theta_n \cos \psi_n \sin \gamma_n + \sin \psi_n \cos \gamma_n \\ \sin \theta_n & \cos \theta_n \cos \gamma_n & -\cos \theta_n \sin \gamma_n \\ -\cos \theta_n \sin \psi_n & \sin \theta_n \sin \psi_n \cos \gamma_n + \cos \psi_n \sin \gamma_n & -\sin \theta_n \sin \psi_n \sin \gamma_n + \cos \psi_n \cos \gamma_n \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中:  $\theta_n$ 、 $\psi_n$  为跟踪结束  $t_n$  时刻  $c$  系相对于  $A$  系的瞄准线高低角、方向角; 对  $\gamma_n$  并不关心。

从式(14)中可解出:

$$\left. \begin{aligned} \theta_n &= \arcsin C_{cn}^A(21) \\ \psi_n &= -\arctan \frac{C_{cn}^A(31)}{C_{cn}^A(11)} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

式中括弧中的数字为  $C_{cn}^A$  中元素的行列位置。同理, 还可以根据  $C_{ck}^A$  计算各时间节点  $t_k$  处的瞄准线高低角和方向角。瞄准跟踪过程的主要任务已完成:

1) 跟踪开始  $t_0$  时刻, 瞄准线在地面坐标系的初始位置由  $C_{c0}^A$  确定, 明显  $C_{c0}^A = C_{\bar{p}}^A$ ; 因此, 瞄准线在地面坐标系的初始高低角  $\vartheta_{c0} = \bar{\vartheta}$ , 根据式(12)计算, 初始方向角  $\psi_{c0} = 0$ 。

2) 跟踪结束  $t_n$  时刻, 瞄准线在地面坐标系的角位置由  $C_{cn}^A$  确定, 瞄准线在地面坐标系的高低角  $\vartheta_{cn}$  和方向角  $\psi_{cn}$  由式(15)计算。

即可计算瞄准线的转动角速度, 高低角速度  $\omega_{cz}^A$ 、方向角速度  $\omega_{cy}^A$  为:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{cz}^A &= \frac{\vartheta_{cn} - \vartheta_{c0}}{t_n - t_0} \\ \omega_{cy}^A &= \frac{\psi_{cn} - \psi_{c0}}{t_n - t_0} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

计算流程如图 2 所示。

$$\left. \begin{aligned} \hat{a}_{Acx}^{\bar{p}} &= \sin \bar{\vartheta} \hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acy}^{\bar{p}} &= \cos \bar{\vartheta} \cos \bar{\gamma} \hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} \\ \hat{a}_{Acz}^{\bar{p}} &= -\cos \bar{\vartheta} \sin \bar{\gamma} \hat{a}_{Ac}^{\bar{p}} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

明显可以得到:

$$\left. \begin{aligned} \bar{\vartheta} &= \arcsin(\hat{a}_{Acx}^{\bar{p}} / |\hat{a}_{Ac}^{\bar{p}}|) \\ \bar{\gamma} &= \arctan(-\hat{a}_{Acz}^{\bar{p}} / \hat{a}_{Acy}^{\bar{p}}) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

代入式(7)得到转换矩阵  $C_{\bar{p}}^A$ 。利用  $C_{\bar{p}}^A$  和  $t_n$  时刻的  $C_{cn}^{\bar{p}}$  即可计算瞄准跟踪结束时刻的  $c$  系到  $A$  系的转换矩阵  $C_{cn}^A$ :

$$C_{cn}^A = C_{\bar{p}}^A \cdot C_{cn}^{\bar{p}} \quad (13)$$

$C_{cn}^A$  的表达式为:

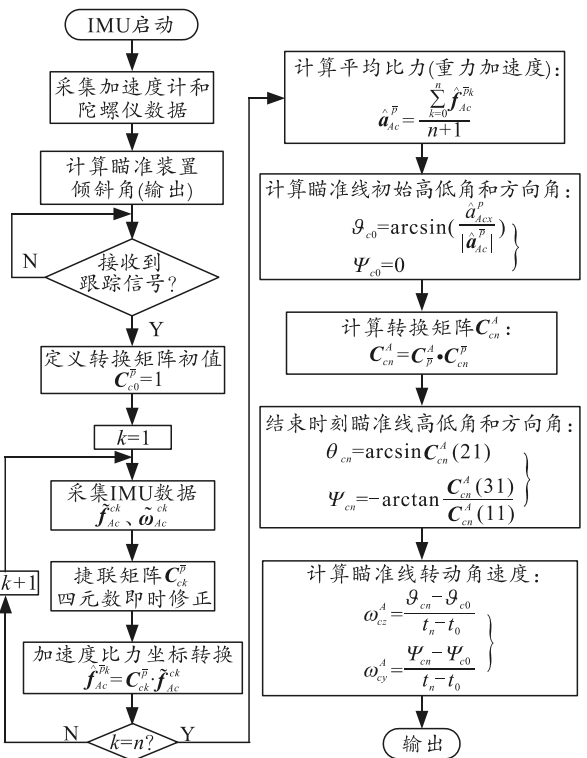


图 2 目标运动规律的计算流程

### 3 试验验证

#### 3.1 试验方法

通过 3 种工况测试简易火控样机对运动目标动态自动装表精度。

工况 1: 通过转台测试样机目标运动角速度测量误差。

将简易火控安装在转台上，按照运动目标动态自动装表操作流程，完成一次横向运动目标装表，同时转台以一定的角速度转动，转动方向现场随机确定，角速度大小在  $1\sim 2$  ( $^{\circ}$ )/s 之间随机确定。装表完成后，读取其显示的目标运动角速度值。

工况 2：用简易支架有依托射击时，测试样机目标运动角速度测量误差。

按照实际使用状态，将简易火控安装在发射筒上，使用简易支架进行有依托瞄准和跟踪，按照运动目标动态自动装表操作流程，对距离约 400 m、速度约 10 m/s 的横向运动目标靶，进行运动目标自动装表，解算目标运动角速度。目标靶运动时间不小于 20 s，在运动轨道或路径上设置有效瞄准操作区间，目标靶区间内的运动时间 7~9 s。

工况 3：肩扛发射筒跪姿射击时，测试样机目标运动角速度测量误差。

按照实际使用状态，将简易火控安装在发射筒上，肩扛发射筒跪姿瞄准和跟踪，按照运动目标动态自动装表操作流程，对距离约 400 m、速度约 10 m/s 的横向运动目标靶，进行运动目标自动装表，解算目标运动角速度。目标靶运动时间不小于 20 s，在运动轨道或路径上设置有效瞄准操作区间，目标靶区间内的运动时间 7~9 s。

试验用简易火控样机采用的 IMU 器件性能指标如表 1 和 2 所示<sup>[3]</sup>。

表 1 加速度计性能指标参数

量程/g	灵敏度/mg	非线性/%	零偏稳定性/mg	交叉耦合/%
$\pm 16$	0.488	$\leq 0.2$	$\leq 2$	$\leq 0.3$

表 2 陀螺仪性能指标参数

量程/ $(^{\circ})$ /s	灵敏度/ $(^{\circ})$ /s	非线性/%	零偏稳定性/h	交叉耦合/%
$\pm 125$	0.004	$\leq 0.01$	$\leq 10$	$\leq 0.05$

### 3.2 试验结果

在上述 3 种试验工况，分别进行 3 次测试，测试结果如表 3 所示。

表 3 3 种试验工况下的角测量误差 ( $^{\circ}$ )/s

试验方法	标准值	测量值	测量误差	平均测量误差
工况 1	1.53	1.54	0.01	0.02
	-1.08	-1.06	0.02	
	1.08	1.10	0.02	
工况 2	1.37	1.36	0.01	0.04
	1.41	1.36	0.05	
	1.55	1.49	0.06	
工况 3	1.39	1.35	0.04	0.04
	1.44	1.37	0.07	
	1.39	1.38	0.01	

参考该武器弹药 400 m 射程的飞行时间为 2 s，根据装表提前量计算公式，工况 2 和 3 两种实际使

用状态的装表误差约为 1.4 mil，在 400 m 距离上引起的瞄准误差约 0.56 m，满足对运动装甲目标的打击精度要求。

## 4 结论

笔者提出一种基于捷联惯导动基座对准原理的简易火控运动目标自动装表方案，设计简易火控操作使用流程，建立目标运动规律模型，通过样机转台测试和实战状态操作试验，装表误差约为 1.4 mil，在 400 m 距离上引起的瞄准误差约 0.56 m，满足对运动装甲目标的打击精度要求。试验结果表明：基于捷联惯导动基座对准原理的简易火控运动目标自动装表方案可在满足装表精度的条件下，大幅简化肩射筒式武器打击运动目标时的操作流程，提高打击效率。

## 参考文献：

- [1] 李晓婷, 张玉梅. 运动目标射击指挥研究[J]. 电脑开发与应用, 2011, 24(7): 61-62.
- [2] 段菖蒲, 刘琼, 唐克. 基于 Kalman 滤波算法对运动目标射击研究[J]. 兵工自动化, 2015, 34(4): 1-5.
- [3] 牟清东, 范军芳, 李召. 一种单兵使用的目标运动信息估计方法[J]. 电光与控制, 2021, 28(12): 81-85.
- [4] 范明虎, 张诗德, 刘丽冰, 等. 基于最小二乘法运动目标标定方法及应用[J]. 兵工自动化, 2023, 42(9): 16-19.
- [5] 戴建宁, 齐占元, 范瑞林. 基于二维速度测量的简易火控装置[J]. 兵工自动化, 2005, 24(5): 17-18.
- [6] 焦方金, 安自朝, 李召. 某型无坐力炮射击偏差及修正分析[J]. 兵工自动化, 2023, 42(12): 46-49.
- [7] 齐占元, 张靖, 李森. 近程导弹捷联惯导系统初始对准试验与仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(1): 42-46.
- [8] 齐占元, 张靖, 朱伯立. 近程导弹捷联惯导系统初始对准方法与误差模型[J]. 兵工学报, 2004, 25(5): 567-571.
- [9] 李召, 张靖. 小型战术导弹捷联惯导系统及瞄准线误差模型[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(11): 949-952.
- [10] 李召, 张靖, 陈尧. 单兵导弹捷联惯导系统 IMU 测量误差模型[J]. 战术导弹技术, 2009(4): 73-75.
- [11] 李遣, 李召, 刘军晨. 近程导弹瞄准线转动角速率预测模型及误差分析[J]. 兵工学报, 2009, 30(11): 1463-1468.
- [12] 李健, 齐飞龙, 袁子雄, 等. 一种捷联惯导引入的测角误差抑制方法[J]. 现代导航, 2023(2): 128-134.
- [13] 徐开俊, 董韵, 杨泳, 等. 捷联惯导系统 IMU 误差特性分析[J]. 西安航空学院学报, 2024, 42(1): 1-6.
- [14] 何东旭, 张瑞哲, 葛磊. 一种基于相关特性的低精度 IMU 初始方位角对准方法研究[J]. 应用科技, 2023, 50(1): 56-60.