

doi: 10.7690/bgzdh.2024.11.002

低过载安执机构解保试验方法

郑松^{1,2}, 展学磊^{1,2}, 马含³(1. 西安机电信息技术研究所, 西安 710061; 2. 机电动态控制重点实验室, 西安 710061;
3. 沈阳理工大学装备工程学院, 沈阳 110159)

摘要: 针对安执机构在低过载条件下的工作可靠性问题, 提出一种低过载安执机构解保的试验方法。基于火箭发动机推力作用下的弹丸飞行试验以及相关理论计算与分析, 发现弹丸飞行过载和弹丸飞行时间是安执机构解保相关参数中最主要的 2 个参数。结果表明: 低过载安执机构解保试验方法具有可行性和有效性, 可为后期试验起到一定的参考作用。

关键词: 低过载; 安执机构; 解保

中图分类号: TJ410.3⁺5; V433.9 **文献标志码:** A

Test Method for Release of Low Overload Safety Actuator

Zheng Song^{1,2}, Zhan Xuelei^{1,2}, Ma Han³(1. Xi'an Institute of Electromechanical Information Technology, Xi'an 710061, China;
2. Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Laboratory, Xi'an 710061, China;
3. School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

Abstract: In view of the working reliability of the safety actuator under the condition of low overload, a test method for releasing the safety actuator under the condition of low overload was proposed. Based on the flight test of the projectile under the thrust of the rocket engine and the related theoretical calculation and analysis, it is found that the flight overload and the flight time of the projectile are the two most important parameters related to the release and protection of the safety actuator. The results show that the safety release test method of low overload safety actuator is feasible and effective, which can play a certain reference role for the later test.

Keywords: low overload; safety execution mechanism; arming

0 引言

制导弹药为现代战争提供了一种精确打击的主要手段, 全世界各国都在该领域做了大量的研究。制导弹药的发射和运载主要靠火箭发动机, 火箭发动机又可分为起飞发动机和续航发动机 2 种。由于起飞发动机的工作时间较短, 一般不作为安执机构解保环境来选取, 续航发动机虽然过载较小, 但工作时间较长, 往往作为安执机构设计中解保环境来选取。安执机构设计完成后, 需要实际解保环境的试验验证。这种试验的验证方法很多, 主要有实弹、火箭撬、模拟续航发动机推进等试验方法, 由于实弹和火箭撬等试验方法费用很高, 对试验场地的要求很苛刻, 因而在实际试验中很少采用。模拟续航发动机推进试验又可分为“走钢丝”和“管发射”2 种^[1]。其中, “走钢丝”(或绳索)方法在发动机工作时需要的钢丝(绳索)较长, 在弹丸飞行距离很长的情况下, 这种方法实现起来很困难。相比之下, 采用“管发射”(或轨道发射)是一种性价比很高的方

法。对于“管(炮)发射”试验, 笔者在某安执机构解保试验中做了尝试, 取得了良好的结果。

1 试验方案

如图 1 所示, 弹丸在火箭发动机的推动下, 沿发射管(炮)开始运动, 达到一定速度后, 弹丸飞出发射管, 弹丸飞离发射管后, 在火箭发动机推动下继续运动, 到达最高弹道点, 发动机工作完毕以后, 弹丸自由无控飞行, 最终弹丸到达弹着点落地^[2]。弹着点要选择较为柔软的地面, 以防止弹丸碰撞地面产生严重变形, 有利于弹丸的回收。弹丸回收后, 对其进行解剖, 对安执机构的解保情况进行分析, 得出试验结论。

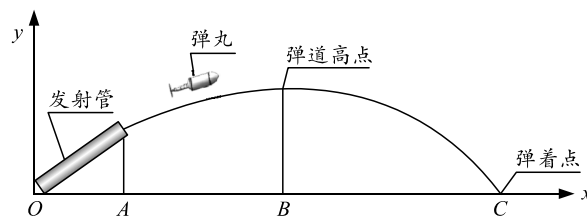


图 1 弹丸飞行

收稿日期: 2024-06-23; 修回日期: 2024-07-21

第一作者: 郑松(1982—), 男, 陕西人, 硕士。

2 弹丸飞行的相关理论计算

2.1 常用的弹道方程

$$du/dt = a \cos \theta - CH(Y)G(V \cdot a)u; \quad (1)$$

$$dw/dt = a \sin \theta - CH(Y)G(V \cdot a)w - g; \quad (2)$$

$$dy/dt = w; \quad (3)$$

$$dx/dt = u; \quad (4)$$

$$V = \sqrt{u^2 + w^2}; \quad (5)$$

$$\tan \theta = w/u. \quad (6)$$

式中： u 为弹丸的水平速度； a 为推力加速度； t 为时间； θ 为发射角； w 为垂直速度； c 为弹道系数； $H(Y)$ 为空气比重函数； $G(V \cdot a)$ 为阻力函数； g 为重力加速度。

由于本试验方法主要是考察安执机构的解保情况，对其他相关参数的计算精度要求不高；因此，在理论计算过程中，不考虑空气的阻力系数^[3]。

2.2 试验过程弹丸弹道飞行分析

2.2.1 弹道飞行各阶段划分

如图 1 所示，弹道飞行可分为： OA 阶段，弹丸在膛内飞行阶段； AB 阶段，弹丸飞出炮膛，发动机尚在工作阶段； BC 阶段，发动机工作完毕，弹丸无控自由飞行阶段。

2.2.2 弹丸飞行各阶段相关参数理论计算

1) 膛内飞行阶段。

① 推力加速度：

$$a = F/m. \quad (7)$$

式中： a 为推力加速度； F 为火箭发动机平均推力，可由发动机推力试验获得； m 为弹丸的静态质量，实际上弹丸的质量随推进剂的喷出而减少，但当推进剂的质量 $\leq 5\%$ 的弹丸质量时，可以不考虑其变化^[4]。

② 弹丸加速度：

$$a_A = \frac{F - f - mgtg\theta}{m}. \quad (8)$$

式中： a_A 为弹丸在 OA 阶段的加速度； f 为弹丸与炮膛之间的摩擦力； $mgtg\theta$ 为重力加速度的垂直分量。

③ 弹丸膛内飞行时间：

$$t_A = \sqrt{\frac{2s}{a_A}} = \sqrt{\frac{2sm}{F - f - mgtg\theta}}. \quad (9)$$

式中： t_A 为弹丸膛内飞行时间； s 为炮膛长度。

④ 弹丸出炮口的飞行速度：

$$v_A = \sqrt{2a_A s} = \sqrt{2((F - f - mgtg\theta)/m)s}. \quad (10)$$

⑤ 水平飞行距离：

$$L_A = S \cos \theta. \quad (11)$$

2) 弹丸出炮膛，发动机尚在工作阶段。

① 加速度在不考虑空气阻力的情况下，弹丸加速度为推力加速度和重力加速度之和：

$$a_B = \sqrt{a^2 - g^2}. \quad (12)$$

② 弹丸速度：

$$v_B = v_A + a(t_0 - t_A). \quad (13)$$

式中 t_0 为发动机工作总时间。

③ 弹丸飞行时间：

$$t_B = t_0 - t_A. \quad (14)$$

④ 水平飞行距离：

$$L_B = L_A + v_B t_B \cos \theta. \quad (15)$$

3) 发动机工作结束后，弹丸自由无控飞行阶段^[5]。飞行加速度： g 。飞行初速度与 V_B 相同，即 $V_B = V_C$ 。飞行时间：

$$t_C = v_B \sin \theta / g. \quad (16)$$

飞行距离：

$$L_C = v_B t_C \cos \theta = v_B^2 \cos \theta \sin \theta / g. \quad (17)$$

4) 整体弹道参数。

弹丸飞行过载分 2 个阶段：膛内为 a_A ，膛外为

$$a_B = \sqrt{a^2 - g^2}. \quad (18)$$

弹丸飞行时间：

$$t = t_0 + t_C. \quad (19)$$

弹丸水平飞行距离：

$$L = L_A + L_B + L_C. \quad (20)$$

弹丸飞行过载和弹丸飞行时间是安执机构解保相关参数中最主要的 2 个参数^[6]。弹丸水平飞行距离是选择靶场的主要依据。

3 典型试验案例

某安执机构解保试验中，试验要求过载 6~8 g，过载持续时间大于等于 1 s，弹丸飞行时间大于等于 2 s。

试验设计情况：考虑到弹丸出膛的飞行稳定性，保持一定的出膛速度，设计炮管长度为 9 m，火箭发动机的推力为 1 732 N，发动机的工作时间为 1.36 s，弹丸重 25~26 kg。发射管如图 2 所示，弹丸如图 3 所示。