

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2016.01.13

火箭发射车定向管角运动动态测量研究

高育帼, 龙文, 王宏伟, 李静年

(四川航天计量测试研究所, 四川 成都 610100)

摘要: 车载火箭弹在发射过程中, 定向管的角运动会对火箭弹发射造成初始扰动, 进而影响其发射精度。针对这种情况, 本文提出一种非接触式定向管角运动参数动态测量方法。介绍了系统组成, 给出了基于 PRY 角刚体空间位姿描述和齐次变换思想的角运动参数解算模型, 阐述了光斑信息提取及数据处理过程。利用三维建模软件进行了原理性仿真验证, 初步证明了该测量方法稳定可靠、精度较高, 可用于火箭弹武器试验中。

关键词: 角运动; 动态测量; 非接触; PRY 角; 齐次变换; 图像处理

中图分类号: TB937; TP212.1

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2015)01-0050-04

Research on Dynamic Measurement of Directional Tube's Angle Movement of Rocket Launch Vehicle

GAO Yuguo, LONG Wen, WANG Hongwei, LI Jingnian

(Sichuan Aerospace Measurement and Test Institute, Chengdu 610100, China)

Abstract: Angle movement of directional tube may cause the initial disturbance in the launching process of multiple rocket launching systems (MRLS), and then affects the precision of movement. In view of this situation, a dynamic non-contact measuring method is proposed. In this paper the system composition is introduced, the calculation model of angle motion parameters is given, which is based on the description method of space attitude with PRY angle and homogeneous transformation, and the information extraction of light spots and the data processing are elaborated. This method is proved to be stable and reliable with high precision by means of the original rational test with three-dimensional modeling software, and it can be used in rocket weapons tests.

Key words: angle movement; dynamic measurement; non-contact; PRY angle; homogeneous transformation; image processing

0 引言

火箭弹发射时, 扰动参数是影响发射精度和落点密集度的重要因素, 其原因在于启动后一百多毫秒内的加速过程中, 火箭弹飞行速度低, 惯性小, 容易受一些因素的干扰而产生摆动, 致使火箭弹出膛时射向偏离。引起扰动的主要因素包括: 火箭弹本身缺陷(如发动机推力偏心、动不平衡、质量偏心等), 火箭弹定心部和定向管之间存在间隙, 发射车俯仰部分(发射架、定向管、定向管固定件)受到 3 个带结构阻尼的弹性约束(俯仰、偏航、滚转)后发生运动。在所有扰动因素中, 只有发射车俯仰部分运动引起的扰动量, 很难在发射前消除, 但可以在点火后弹体加速的一百多毫秒内测量确定。

目前对于该部分扰动量主要采用接触式方法进行测量, 如安装角速度传感器, 或在定向管前后端安装拉线式

位移传感器。以上方法存在以下问题: ①传感器的抗冲击力小, 火箭弹发射时喷射出的火焰, 使温度场和流场快速变化, 从而影响传感器的响应频率; ②拉线式传感器安装工装会因气流等环境因素影响产生运动, 引入随机误差。因此, 为适应当前型号研制的快速发展, 实现对抗扰动参数准确高效的现场测量, 提出了一种基于矩阵变换和图像处理的三维小角度解算方法, 并通过模型仿真和程序解算进行对比, 验证了该算法的准确性和实用性。

1 系统组成

测量系统由光学系统、高速摄影相机、同步信号控制器、数据采集存储系统、计算机和数据处理软件构成, 如图 1 所示。

其中光学系统主要由激光器、激光发射工装、光学接收屏及遮光罩组成; 高速摄影相机充分利用其图像探测器测量范围大、分辨力高和响应速度快的特点, 为系统提供了实时高精度的光斑位置信息; 同步信号控制器实现启动同步和帧频同步两部分功能, 在

收稿日期: 2015-07-07; 修回日期: 2015-09-18

作者简介: 高育帼(1988-), 女, 甘肃兰州人, 工程师, 硕士, 研究方向: 自动控制与测试系统研究。

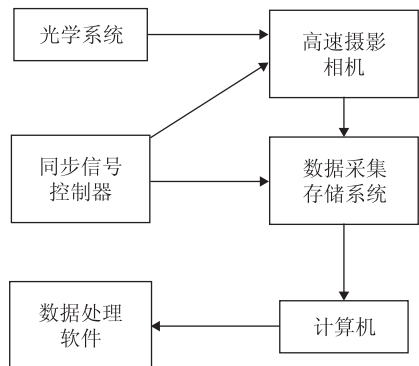


图1 测量系统组成框图

点火同时，启动测量系统工作；数据采集存储系统、计算机及数据处理软件配合完成数据的采集与处理。

2 算法设计

火箭发射车定向管运动参数的算法设计，借鉴了机器人各关节之间的运动学原理，并基于 PRY 角及齐次变换思想描述整个火箭发射系统各关键坐标系的位置姿态^[1-2]。

发射车三维模型如图2所示，在各关键位置建立如下坐标系： A_0 表示大地坐标系，原点位于耳轴几何中心，以车头方向为 x ，耳轴方向为 y ，右手定则确定 z ，见图3； A_1 为操瞄状态时的坐标系； A_2 为发射瞬间俯仰扰动 α 时的坐标系； A_3 为偏航扰动 β 时的坐标系； A_4 为滚转扰动 γ 时的坐标系； B 为激光出射面坐标系； C 为光学接收屏坐标系。其中， $A_0 \sim A_4$ 均固接于定向管与耳轴，坐标原点均位于耳轴几何中心。通过求解激光光线与光学接收屏的交点坐标，结合高速摄影相机所拍摄的光斑位置信息，求得俯仰(Pitch)、偏航(Yaw)、滚转(Roll)扰动量。

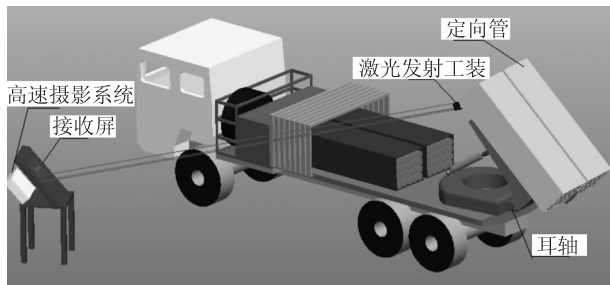


图2 发射车三维模型示意图

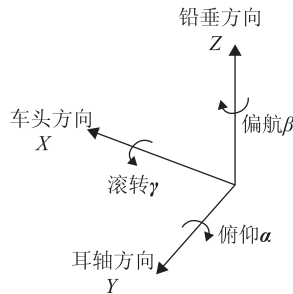


图3 大地坐标系及三维扰动示意图

出射光线方向向量 n 在 B 坐标系下的描述为 ${}^B n = (0, 1, 0, 0)^T$ ，则在大地坐标系下按照“从右至左”的原则描述为： ${}^{A_0} n = {}^{A_0}_{A_1} T \cdot {}^{A_1}_{A_2} T \cdot {}^{A_2}_{A_3} T \cdot {}^{A_3}_{A_4} T \cdot {}^{A_4}_B T \cdot {}^B n$ ，记为 $(n_1, n_2, n_3, 0)^T$ 。

激光出射点 P 在 B 坐标系下构成的向量描述为 ${}^B P = (a_1, a_2, a_3, 1)^T$ ，则在大地坐标系 A_0 下描述为： ${}^{A_0} P = {}^{A_0}_{A_1} T \cdot {}^{A_1}_{A_2} T \cdot {}^{A_2}_{A_3} T \cdot {}^{A_3}_{A_4} T \cdot {}^{A_4}_B T \cdot {}^B P$ ，记为 $(a, b, c, 1)^T$ 。其中：

1) A_1 相对于 A_0 的齐次变换

${}^{A_0}_{A_1} T = \text{Rot}(k_1, r_2) \cdot \text{Rot}(y_{A_0}, r_1)$ ，其中， k_1 为发射车回转机旋转中心轴， y_{A_0} 为大地坐标系 A_0 的 y 轴，描述初始操瞄状态。

2) A_2 相对于 A_1 的齐次变换

${}^{A_1}_{A_2} T = \text{Rot}(y_{A_1}, \alpha)$ ，其中， y_{A_1} 为 A_1 坐标系的 y 轴，描述发射瞬间的俯仰扰动。

3) A_3 相对于 A_2 的齐次变换

${}^{A_2}_{A_3} T = \text{Rot}(k_1, \beta)$ ，描述发射瞬间的偏航扰动。

4) A_4 相对于 A_3 的齐次变换

${}^{A_3}_{A_4} T = \text{Rot}(k_2, \gamma)$ ，其中， k_2 为发射车定向管的几何中心轴，描述发射瞬间的滚转扰动。

5) B 相对于 A_4 的齐次变换

${}^{A_4}_B T = \text{Trans}(a_1, b_1, c_1) \cdot \text{Rot}(z_{A_4}, \epsilon) \cdot \text{Rot}(y_{A_4}, \delta)$ ，其中， a_1, b_1, c_1 为 B 坐标系原点在 A_4 中的坐标值， y_{A_4} 和 z_{A_4} 分别代表 A_4 坐标系的 y 轴和 z 轴，描述固连在定向管上的激光出射工装和定向管的相对位置姿态关系。

由上述分析可知光线在 A_0 坐标系下的直线方程为

$$\frac{x-a}{n_1} = \frac{y-b}{n_2} = \frac{z-c}{n_3} \quad (1)$$

火箭弹发射前后，接收屏相对于大地坐标系的位置不变，坐标系 C 与 A_0 存在如下变换：

${}^{A_0}_C T = \text{Rot}(x_{A_0}, c_1) \cdot \text{Rot}(z_{A_0}, 90^\circ - c_0) \cdot \text{Trans}(P_1, P_2, P_3)$
式中： P_1, P_2, P_3 为 C 坐标系原点在 A_0 中的坐标值；

c_1 为接收屏表面相对水平面的倾角； c_0 为屏侧壁与车头方向夹角。

因此，接收屏表面在大地坐标系中可表示为

$$e_1(x - x_0) + e_2(y - y_0) + e_3(z - z_0) = 0 \quad (2)$$

式中： e_1, e_2, e_3 为 A_0T 第二列，表示屏幕表面所在平面的法向量； $(x_0, y_0, z_0, 1)^T$ 为 A_0T 的第四列，表示 C 坐标系原点在 A_0 中的齐次坐标。

由式(1)，(2)构成三元一次线性方程组的解为光线与接收屏的交点在大地坐标系下的齐次坐标 $(x_1, y_1, z_1)^T$ ，转为接收屏坐标系下表示为 ${}^C_{A_0}T \cdot (x_1, y_1, z_1, 1)^T$ ，该值表示火箭发射瞬间定向管的运动引起激光光斑在接收屏上的位置坐标变化信息，是包括变量 α, β, γ （即：俯仰、偏航、滚转扰动量）的数学表达式，而此时高速摄影系统高频采样并获取发射瞬间光学接收屏上光斑的位置坐标信息，该值是基于接收屏坐标系原点的确定数值。因此二者建立等式关系，构建三元一次线性方程组，解出变量 α, β, γ ，即为俯仰、偏航、滚转扰动量。

由于高速摄影系统高频采集接受屏上光斑位置变化信息，因此在火箭弹点火加速的100多毫秒内，针对采集的每一帧坐标信息，均以第一帧数据做为软件计算的起始点，此时解算出的俯仰、偏航、滚转角均为基于0的连续累加值，通过进一步程序处理获取每一时刻定向管的三维扰动值，完成发射瞬间定向管运动的动态测量。

3 图像处理

为了获取光学接收屏上光斑的位置坐标值，将面扫描式工业镜头拍摄到的光斑位置信息按如图4所示的常用图像处理流程进行处理。

原始光斑如图5(a)所示，进行平滑滤波处理以修正光斑外部轮廓，修正后光斑由分离的多处亮斑汇合成一个亮斑，且轮廓不变，如图5(b)。图5(c)显示光斑和背景分离，是通过设置恰当的阈值将整个图像二进制化(亮1，暗0)后得到的，此时由于激光的非垂直入射、周围环境干扰等因素引起接收屏背面拍摄的光斑存在多处亮斑，采用去除小对象形态处理算法去掉多余光斑，处理前后如图5(d)和(e)。对非规则圆形光斑，计算光斑质心，通过形态处理算法求出光斑各点与光斑质心的距离^[3]，如图5(f)所示。

进行形态处理算法后，将其热点区域图像信息变成二维数组，分析与光斑质心距离为最大的点的坐标，

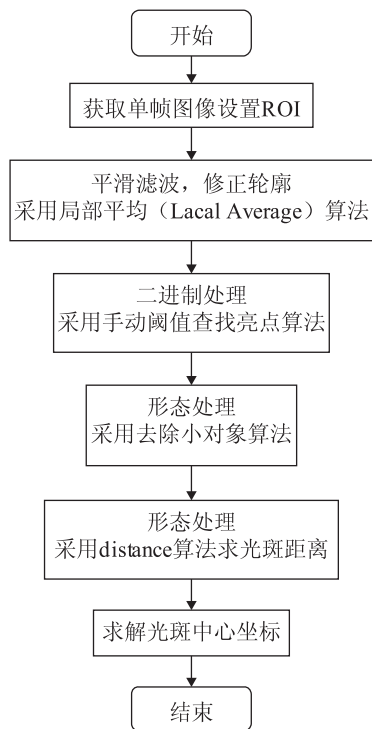


图4 光斑中心坐标获取流程

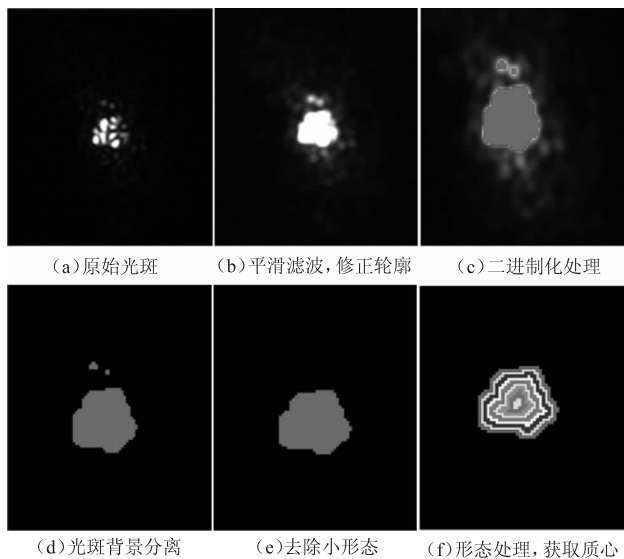


图5 光斑图像处理过程

其坐标平均值即为光斑几何中心。计算热点区域所有像素点与质心的距离，并将该距离值由低到高划分为9个梯度，用数字1~9表示，形成数组，通过对热点区域所有像素点逐行扫描可知坐标为(1521, 680)时第一个出现“9”，取该点周围7×7数据分析，见表1。

采用平均法得光斑几何中心点的坐标值：横坐标 = $(1520 \times 3 + 1521 \times 4 + 1522 \times 3) / (3 + 4 + 3) = 1521$ ，纵坐标 = $(680 \times 2 + 681 \times 3 + 682 \times 3 + 683 \times 2) / (2 + 3 + 3 + 2) = 681.5$ 。

表1 光斑中心点位置分布情况

横坐标 纵坐标	1518	1519	1520	1521	1522	1523	1524
678	6	7	7	8	8	7	7
679	7	7	8	8	8	8	7
680	7	8	8	9	9	8	7
681	7	8	9	9	9	8	7
682	7	8	9	9	9	8	8
683	7	8	9	9	8	8	7
684	8	8	8	8	8	7	7

4 算法验证

为验证上述算法的准确性和实用性，在定向管常规操瞄角度范围内，选取不同的角度组合按以下步骤进行算法验证：①使用 Pro/E 三维建模软件建立车载火箭发射系统及光路模型；②模拟定向管角运动；③以三维模型中获取的光斑位置变化信息及其它相关数据做为软件输入，反向计算定向管的角运动参数；④将模型中的角运动参数与程序解算出的角运动参数进行对比分析，验证测量软件(算法)的正确性。

根据火箭弹操瞄范围角(俯仰 30°~70°，偏航5°~45°)以及常用操瞄角(俯仰 45°，偏航 5°)设计仿真角度范围，采用均匀设计法^[4-5]，得到的仿真分析结果如表 2 所示。

表2 算法验证表

操瞄状态/(°)		模型扰动/(°)			程序解算/(°)			最大误差/(")
俯仰	偏航	俯仰	偏航	滚转	俯仰	偏航	滚转	
30	15	0.3	0.3	0.08	0.2998	0.2984	0.0803	5.69
35	30	0.3	0.3	0.08	0.2999	0.2982	0.0828	10.23
40	45	0.3	0.3	0.08	0.3000	0.2999	0.0801	0.53
45	10	0.3	0.3	0.08	0.3011	0.3085	0.0737	30.64
50	25	0.3	0.3	0.08	0.2999	0.2960	0.0850	17.96
55	40	0.3	0.3	0.08	0.3001	0.3003	0.08025	0.94
60	5	0.3	0.3	0.08	0.3020	0.3079	0.0793	28.36
65	20	0.3	0.3	0.08	0.3002	0.3117	0.0679	43.54
70	35	0.3	0.3	0.08	0.3000	0.2999	0.0801	0.49
45	5	0.3	0.3	0.08	0.2972	0.2941	0.0726	26.53

为验证本测量系统动态获取定向管运动参数的能力，以操瞄角(俯仰 45°，偏航 5°)为例，在俯仰扰动-0.3°~0°、偏航扰动-0.3°~0°、滚转扰动 0°~0.06°同时并连续运动过程中，记录 6 次接收屏上光斑位置信息，解算结果如表 3 所示。

表3 动态测量算法验证表

操瞄状态/(°)		模型扰动/(°)			程序解算/(°)			最大误差/(")
俯仰	偏航	俯仰	偏航	滚转	俯仰	偏航	滚转	
45	5	-0.05	-0.05	0.01	-0.0501	-0.0502	0.0100	0.72
		-0.1	-0.1	0.02	-0.1001	-0.1005	0.0210	3.6
		-0.15	-0.15	0.03	-0.1499	-0.1507	0.0301	2.52
		-0.2	-0.2	0.04	-0.2023	-0.2070	0.0609	25.2
		-0.25	-0.25	0.05	-0.2500	-0.2510	0.0493	3.6
		-0.3	-0.3	0.06	-0.2990	-0.2970	0.0621	10.8

在表 2 中，改变操瞄状态时，由于激光发射工装和定向管固连，因此为保证三维模型中接收屏摆放位置与发射车处于大约 10 m 的安全距离，需要调整三维模型中激光发射工装，同时调整接收屏摆放位置(实际发射时，操瞄状态确定，因此只需要安装时调整位置即可)。由表 2 和表 3 可知，不同操瞄状态单次拍摄以及同一操瞄状态连续拍摄，模型中的定向管角运动参数值(扰动量)，与程序解算出的角运动参数值之间，俯仰、偏航、滚转三项单个误差值中，最大误差值不超过 50"，满足算法设计指标，为整个测量系统的搭建奠定了充分的理论基础。其中解算误差的产生主要是通过矩阵变换逐级传递以及三维模型中测量误差引起的，拟在后期工作中着重研究误差补偿算法以提高系统解算精度。

5 结论

本文针对火箭弹发射系统定向管的角运动参数测量，建立了参数解算模型和数据处理算法，并通过原理性仿真验证，证明该方法模型正确，满足指标要求，可用于火箭弹武器试验中。在实际测量系统搭建时，应尽量提高被测常量的测量精度，减小系统的测量不确定度，确保整个测量系统达到预期设计指标。本算法可移植性和可拓展性较强，为进一步提高相关型号弹体的姿态解算精度、实现高精度控制打下了基础。

参 考 文 献

[1] 熊有伦. 机器人技术基础[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 1995.

[2] 谢敬然. 空间解析几何[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012.

[3] 苏光大. 微机图像处理系统[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.

[4] 陈魁. 试验设计与分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 1976.

[5] 赵选民. 试验设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 2006.