

基于激光雷达的火箭主动漂移量测量技术

师恒 高昕 李希宇 雷呈强 胡蕾 宗永红 郑东昊 唐嘉

Rocket active drift measurement technology based on lidar

Shi Heng, Gao Xin, Li Xiyu, Lei Chengqiang, Hu Lei, Zong Yonghong, Zheng Donghao, Tang Jia

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/IRLA20210636>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

副载波调制脉冲激光雷达水下传输特性研究

Research on underwater transmission characteristics of subcarrier modulated pulse lidar

红外与激光工程. 2020, 49(S2): 20200185 <https://doi.org/10.3788/IRLA20200185>

面向特大齿轮的激光跟踪测量精度提升方法

Laser tracking measurement accuracy improvement method for mega gear

红外与激光工程. 2021, 50(11): 20210030 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210030>

距离漂移误差抑制获取Gm-APD激光雷达高精度三维像

Restrain range walk error of Gm-APD lidar to acquire high-precision 3D image

红外与激光工程. 2020, 49(10): 20200218 <https://doi.org/10.3788/IRLA.20200218>

TOF相机实时高精度深度误差补偿方法

TOF camera real-time high precision depth error compensation method

红外与激光工程. 2019, 48(12): 1213004 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.1213004>

荧光偏振短距激光雷达测量生物战剂/气溶胶

Bio-agents and aerosol measurement by fluorescence and depolarization short-distance lidar

红外与激光工程. 2017, 46(10): 1030004 <https://doi.org/10.3788/IRLA201767.1030004>

激光雷达测风系统信号采集处理研究

Research on signal acquisition and processing of lidar wind measurement system

红外与激光工程. 2021, 50(S2): 20210467 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210467>

基于激光雷达的火箭主动漂移量测量技术

师 恒^{1,2,3}, 高 昕^{1*}, 李希宇¹, 雷呈强¹, 胡 蕾¹, 宗永红¹, 郑东昊¹, 唐 嘉¹

- (1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;
2. 中国科学院西安光学精密机械研究所, 陕西 西安 710119;
3. 青岛海洋科学与技术试点国家实验室, 山东 青岛 266237)

摘 要: 针对现有高速电视交会测量火箭漂移量受外界环境影响大和测量数据不能实时获取等问题, 提出了基于激光雷达的火箭实时起飞漂移量主动测量方法。首先将激光雷达通过安装台安装在二维精密转台, 在火箭发射过程中, 二维精密转台带动激光雷达持续高精度跟踪扫描火箭的目标点位置, 获取目标点位置对应的激光点云数据。接着, 数据处理系统接收激光点云数据, 拟合每一帧数据的椭圆曲线及其圆心位置, 以火箭静止时椭圆圆心位置为基准位置, 计算每一帧数据的椭圆圆心位置与基准位置的相对差值, 确定火箭在起飞阶段的实时漂移量。最后, 通过火箭发射试验验证文中提出的测量系统及测量方法, 试验结果表明: 在有环境干扰条件下, 实时漂移量测量精度可达到 3.1 cm, 是目前火箭漂移量测量中精度最高的测量方法, 同时可保证数据的实时性。为火箭发射的安控台提供了实时判别数据, 保证了发射过程的安全。

关键词: 激光雷达; 火箭漂移量; 曲线拟合; 测量精度

中图分类号: V19 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20210636

Rocket active drift measurement technology based on lidar

Shi Heng^{1,2,3}, Gao Xin^{1*}, Li Xiyu¹, Lei Chengqiang¹, Hu Lei¹, Zong Yonghong¹, Zheng Donghao¹, Tang Jia¹

- (1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;
2. Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics of Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China;
3. Pilot National Laboratory for Marine Science and Technology (Qingdao), Qingdao 266237, China)

Abstract: In view of the problems existing in the current high-speed TV rendezvous measurement of rocket drift, such as the great influence of the external environment and the inability to obtain the measurement data in real time, an active measurement method of rocket takeoff real-time drift based on lidar is proposed. First, the lidar is installed on the two-dimensional precision turntable through the installation platform. In the process of rocket launch, the two-dimensional precision turntable drives the lidar to continuously track and scan the target point position of the rocket with high precision, and obtain the lidar point cloud data corresponding to the target point position. Then, the data processing system receives the lidar point cloud data, fits the elliptical curve and the elliptical curve center point of each frame data, takes the position of the elliptical center point when the rocket is stationary as the reference position, calculates the relative difference between the elliptical center point position of each frame data and the reference position, and determines the real-time drift of the rocket in the take-off stage.

收稿日期: 2021-09-02; 修订日期: 2021-11-22

基金项目: 中国科学院青年创新促进会基金项目 (2021406)

作者简介: 师恒, 男, 博士后, 助理研究员, 主要从事靶场光学测量及自动控制方面的研究。

通讯作者: 高昕, 男, 高级工程师, 博士生导师, 博士, 主要从事光学测控设备总体与空间目标高分辨力成像技术方面的研究。

Finally, the measurement system and method are verified by the rocket launch test, and the test results show that under the condition of environmental interference, the measurement accuracy of real-time drift is 3.1 cm. It is the most accurate measurement method in the rocket drift measurement at present. At the same time, it can ensure the real-time performance of the data, provide real-time discrimination data for the rocket launch security console, and ensure the safety of the launch process.

Key words: lidar; rocket drift; curve fitting; measurement accuracy

0 引言

近年来,航天事业发展迅猛,卫星、飞船和星球探测器等航天器主要依靠火箭运载进入太空,面对趋于繁重与复杂的航天发射任务,应对不断发展的航天需求,对于提高运载火箭可靠性的需求愈加强烈。

火箭起飞漂移量是指运载火箭起飞过程中由于各种干扰而引起的质心相对基准弹道的偏移^[1]。在火箭点火起飞至离开发射塔架前,由于对火箭的实时控制一般存在一定的延迟和超调,致使火箭不可避免地出现摆动,其在垂直起飞段表现为横向漂移。为了确保火箭起飞阶段不会碰到发射塔架,从而对火箭漂移量数据的实时性与测量精度提出了较高的要求。

目前火箭起飞漂移量主要依靠多台高速电视测量仪交会测量实现^[2-3],由于其综合考虑了跟踪测量视场覆盖和兼顾初始段弹道测量,并没有对火箭起飞漂移量测量精度进行最优设计,致使其对起飞漂移量测量精度偏低,仅能达到分米量级,虽能满足部分型号火箭起飞漂移量的测量精度要求,但不能满足一些特定火箭,特别是某些新型号火箭对起飞漂移量测量的精度要求。此外,高速电视交会测量方法得到的测量信息包括高帧频的图像和数据,数据量一般很大,数据处理存在图像判读误差且处理时间长,不能实时获取漂移量。着眼新时期航天发射场火箭发射趋势,需要装备更高精度的火箭起飞漂移量测量系统,以弥补现有系统在火箭起飞漂移量测量精度偏低、受外界环境影响大和测量数据不能实时获取的不足,满足某些新型火箭对起飞漂移量测量的需求。

针对上述火箭漂移量测量技术现状,考虑到激光雷达具有高精度、全天时测量、高分辨率和功耗低等优点^[4-6],文中利用激光雷达主动扫描代替传统的高速成像方式,提出了基于激光雷达的火箭起飞实时漂移量主动测量方法。实现对火箭目标的全天时漂移量测量,大幅提高了漂移量测量精度,实现了实时高

精度火箭起飞漂移量的数据输出。

火箭实时高精度漂移量可为火箭发射安控台提供实时判别数据,保证发射过程安全。还可用于评定火箭的飞行控制性能,为发动机的改进设计、发射架设计和安全控制提供重要的依据,同时可为后续发射塔架的设计提供参考,具有重要的工程应用价值。

1 测量技术可行性分析

1.1 激光雷达波长选择

火箭起飞阶段会喷出大量的尾焰,为了消除火箭尾焰对激光雷达的影响,对火箭尾焰的吸收光谱进行分析。火箭发动机尾焰中参与光谱辐射的气体成分主要有 H₂O、HCl、N₂、O₂、CO₂、CO 和 OH 等^[7],其辐射光谱如表 1 所示。

表 1 光谱划分区间及主要辐射成分

Tab.1 Spectral division and main radiation components

Serial number	Spectral division/ μm	Radiation components
1	6.25-10	H ₂ O
2	5.1-6.25	H ₂ O
3	4.65-5.1	CO
4	4.1-4.65	CO ₂ , CO
5	3.2-4.1	HCl
6	2.63-3.2	H ₂ O, CO ₂
7	2.2-2.63	H ₂ O, CO

由表 1 可知,火箭发动机尾焰中常见气体典型谱带集中在 2~5 μm 处。因此,在火箭起飞阶段,应选用波长低于 2 μm 的激光雷达,从而避开尾焰光谱的影响与干扰。同时,考虑到激光雷达波长对人眼的安全性,波长应不小于 1.06 μm 。综上,文中采用 1550 nm 波长的镭神智能 MS03-A500 激光雷达。

1.2 火箭发射振动问题分析

在火箭起飞的过程中,由于火箭尾焰对发射场的

冲击, 激光雷达会极大地受到地面振动的影响, 通过实际发射环境测试, 并对振动数据进行分析。

将加速度传感器^[8]安装在发射场测量点位的隔振平台上, 在火箭发射过程中, 采集时域振动响应信号, 振动响应持续时间约 15 s。振动开始后, 振动量级迅速增大至 0.06 G, 并持续约 3 s, 之后振动响应迅速增大, 约 8 s 后达到峰值, 之后逐渐衰减, 约 20 s 后衰减至噪声水平量级。

根据坐标系定义, 以振动测量设备中心为原点, X轴正向由测点指向火箭, Z轴正向垂直于水平面指向发射方向, Y轴、X轴和Z轴构成右手坐标系。时域测量结果表明, Z轴振动响应最大, 瞬时大于 1.5 G, X轴与Y轴瞬时峰值响应约为 0.8 G。对振动加速度值进行两次积分, 得到隔振台的振动位移曲线如图 1 所示。

由图 1 可计算得到 X、Y、Z 三个方向引起的最大振动位移量之和约为 9 mm。采用同样的方法将加速度计安装在没有隔振台的测量点位, 得到的振动幅值约为有隔振台的 5 倍, 同理可以得出在没有隔振台时, 振动引起的最大位移量约为 45 mm。振动引起的位移量越小对激光雷达的测量误差影响越小。

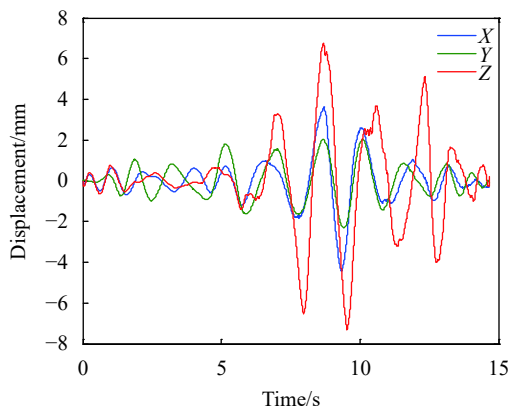


图 1 振动响应位移曲线

Fig.1 Vibration response displacement curves

综上, 为了减少火箭尾焰对激光雷达的振动冲击影响, 提高漂移量的测量精度, 需将激光雷达测量系统安装在隔振台上。

1.3 测量系统组成及测量过程

由于发射塔架的高度一般高于火箭箭体, 固定激光雷达扫描测量火箭时, 单台激光雷达无法测量火箭起飞到出塔架的完整过程。因此, 在工程应用中, 将

激光雷达与二维精密转台 (型号为 XX-1302 光电经纬仪设备, 静态测角精度为 8") 相结合, 通过二维精密转台带动激光雷达高精度跟踪火箭目标点位置, 从而实现火箭起飞阶段全过程实时漂移量测量。

经过多次试验验证, 激光雷达在高温尾焰的遮挡下无法获取到有效数据, 为了尽可能避开尾焰的干扰, 将激光雷达通过安装台安装在二维精密转台上, 通过调节安装台的仰角位置, 使激光雷达以一定的仰角固定扫描火箭的中上部。

综上所述, 将激光雷达通过安装台安装在二维精密转台上, 再将测量系统安装在发射场区测量点位的隔振平台上, 尽可能减少振动引起的测量误差。构成激光主动漂移量测量系统, 测量系统组成示意图如图 2 所示。

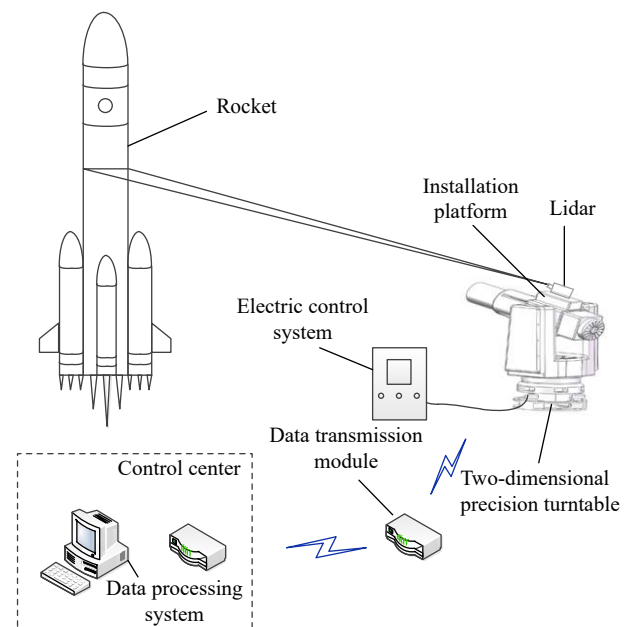


图 2 测量系统组成示意图

Fig.2 Composition diagram of measuring system

测量系统的完整测量过程为: 首先测量火箭静止状态时的椭圆圆心位置作为基准位置。调整安装台至合适的水平角和俯仰角, 火箭起飞过程中, 二维精密转台高精度跟踪火箭, 带动激光雷达持续扫描火箭中上部的目标点位置, 数据处理系统接收激光点云数据, 并根据激光点云数据拟合每一帧扫描数据的椭圆曲线及其圆心位置, 根据每一帧数据的椭圆圆心位置与基准位置的相对差值, 确定火箭在起飞阶段的实时漂移量。

2 测量关键技术分析

针对火箭主动漂移量测量系统及测量方法,最核心与关键的技术是激光点云数据的处理算法和测量系统的测量精度分析,现将这两种关键技术描述如下。

2.1 椭圆及椭圆圆心拟合算法

将火箭的第一级与第二级箭体等效为圆柱体,激光雷达以一定的仰角扫描火箭目标,激光扫描面与火箭柱体不垂直,因此,扫描得到的激光点云坐标位置会位于一个椭圆上,如图 3 所示。

激光点云坐标^[9]可通过测量的距离和角度信息解算得到,再通过拟合多个测量点组成的椭圆曲线,可减弱单个点测量所引入的误差。

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^N x_i^2 y_i^2 & \sum_{i=1}^N x_i y_i^3 & \sum_{i=1}^N x_i^2 y_i & \sum_{i=1}^N x_i y_i^2 & \sum_{i=1}^N x_i y_i \\ \sum_{i=1}^N x_i y_i^3 & \sum_{i=1}^N y_i^4 & \sum_{i=1}^N x_i y_i^2 & \sum_{i=1}^N y_i^3 & \sum_{i=1}^N y_i^2 \\ \sum_{i=1}^N x_i^2 y_i & \sum_{i=1}^N x_i y_i^2 & \sum_{i=1}^N x_i^2 & \sum_{i=1}^N x_i y_i & \sum_{i=1}^N x_i \\ \sum_{i=1}^N x_i y_i^2 & \sum_{i=1}^N y_i^3 & \sum_{i=1}^N x_i y_i & \sum_{i=1}^N y_i^2 & \sum_{i=1}^N y_i \\ \sum_{i=1}^N x_i y_i & \sum_{i=1}^N y_i^2 & \sum_{i=1}^N x_i & \sum_{i=1}^N y_i & N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \\ C \\ D \\ E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^N x_i^3 y_i \\ \sum_{i=1}^N x_i^2 y_i^2 \\ \sum_{i=1}^N x_i^3 \\ \sum_{i=1}^N x_i^2 y_i \\ \sum_{i=1}^N x_i^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

上式中各项,除 A 、 B 、 C 、 D 、 E 外都可从测量的激光点云数据中解算得到,求解以上线性方程组,最终可得椭圆方程参数^[11],进而可得拟合的椭圆曲线方程:

$$\begin{cases} x_0 = \frac{2BC - AD}{A^2 - 4B} \\ y_0 = \frac{2D - AD}{A^2 - 4B} \\ a = \sqrt{\frac{2(ACD - BC^2 - D^2 + 4BE - A^2E)}{(A^2 - 4B)(B - \sqrt{A^2 + (1 - B)^2 + 1})}} \\ b = \sqrt{\frac{2(ACD - BC^2 - D^2 + 4BE - A^2E)}{(A^2 - 4B)(B + \sqrt{A^2 + (1 - B)^2 + 1})}} \\ \theta = \arctan \left(\sqrt{\frac{a^2 - b^2 B}{a^2 B - b^2}} \right) \end{cases} \quad (4)$$

式中:椭圆圆心坐标为 (x_0, y_0) ; 半长轴为 a ; 半短轴为 b ; 长轴偏角为 θ 。

上述拟合得到的椭圆曲线位于一个激光扫描面

在二维平面坐标系中任意位置的一个椭圆,椭圆方程通式为:

$$x^2 + Axy + By^2 + Cx + Dy + E = 0 \quad (1)$$

式中: A 、 B 、 C 、 D 、 E 为椭圆曲线的参数。

在原始测得的 N 组数据 $(x_i, y_i) (i = 1, 2, \dots, n)$ 中,根据椭圆方程通式和最小二乘法原理^[10]求目标函数:

$$F(A, B, C, D, E) = \sum_{i=1}^N (x_i^2 + Ax_i y_i + By_i^2 + Cx_i + Dy_i + E)^2 \quad (2)$$

目标函数的最小值确定参数为: A 、 B 、 C 、 D 、 E 。令 $F(A, B, C, D, E)$ 对各个参数的偏导数均为零,得到以下方程组:

内,结合对应安装台与二维精密转台的水平与俯仰角度信息,可解算得到椭圆曲线圆心所对应的三维空间坐标。

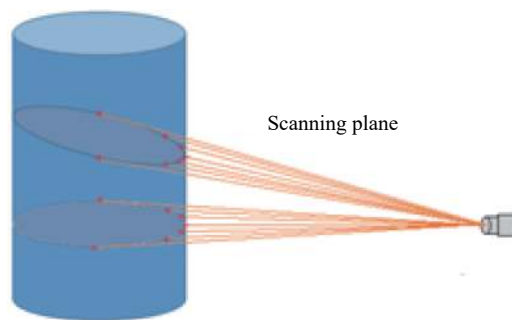


图 3 激光扫描切面示意图

Fig.3 Schematic diagram of laser scanning plane

2.2 测量精度分析

(1) 无环境干扰静态漂移量测量精度

无环境干扰静态漂移量测量精度指火箭静止状态下的漂移量,静止时火箭漂移量真值为 0,文中通过

拟合并计算不同时刻火箭静止时椭圆圆心位置的相对差值来确定火箭静止漂移量测量精度。

无环境干扰漂移量测量精度主要影响因素包括：火箭箭体的圆度误差、椭圆拟合误差、圆心拟合误差以及安装台与二维精密转台的角度误差，将各项影响因素的误差总和记为 Δd_i ，通过测量并拟合求取静态时箭体的漂移量测量误差^[12]，测量多次并计算漂移量的均方根值作为无环境干扰漂移量测量精度。均方根误差 $RMSE_{\text{静态}}$ (Root Mean Squared Error) 计算公式如下：

$$RMSE_{\text{静态}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta d_i^2}{n}} \quad (5)$$

式中： Δd_i 为无环境干扰漂移量测量精度主要影响因素的误差之和； n 为数据样本数。

(2) 有环境干扰动态漂移量测量精度

在火箭发射过程中，目前的漂移量测量设备无法得到火箭起飞漂移量的更高精度真值来标定激光雷达的动态漂移量测量精度。因此，文中通过精度分析来获得火箭起飞过程的动态漂移量测量精度，在火箭发射的环境干扰下，除了自身静态的漂移量测量误差，还包括有尾焰冲击波导致的振动影响误差、尾焰及尾焰光谱干扰影响误差和测量系统跟踪引起的测量误差(此处简称跟踪误差)，在环境干扰下的动态漂移量测量精度用均方根进行表示为：

$$RMSE_{\text{动态}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta d_i^2 + \Delta d_v^2 + \Delta d_f^2 + \Delta d_g^2)}{n}} \quad (6)$$

式中： Δd_v 为尾焰冲击波导致的振动影响误差； Δd_f 为尾焰及尾焰光谱干扰影响误差； Δd_g 为测量系统跟踪误差； n 为数据样本数。

3 试验验证

3.1 试验平台

根据某发射场区的环境，将测量系统布设在距离火箭 300 m 处有隔振平台的测量点位，如图 4 所示。

测量系统采用单线扫描激光雷达^[13]，型号为镭神智能 MS03-A500，测量精度为 ± 2 cm，测量帧频为 40 Hz，水平视场角 120°，水平角分辨率为 0.025°。

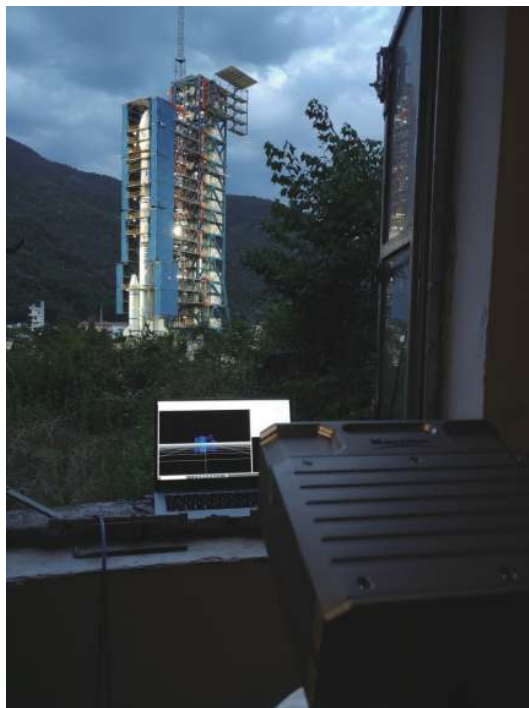


图 4 火箭漂移量试验场景图

Fig.4 Rocket drift test scenario

3.2 试验结果分析

首先测量火箭静止状态下的漂移量，将其作为火箭起飞阶段动态漂移量的基准值。分别采集多帧火箭静止状态下的激光点云位置数值，如表 2 所示。表 2 中每一列为一帧激光点云数据换算后的空间坐标和该帧对应的漂移量，每帧测量数据在椭圆面共包含八个点的空间坐标。

将表 2 中各位置点数据代入公式 (3) 和 (4) 中解算出每帧数据的圆心位置，将第一帧的圆心位置作为基准位置，选取任意五帧数据的圆心位置与基准位置求相对差值，得到静态漂移量数值。各静态漂移量数据代入公式 (5)，计算得到激光雷达在无干扰静态漂移量测量误差为 1.2 cm。

根据 2.2 节分析，尾焰冲击波导致的振动影响误差 Δd_v 取值为 0.9 cm。尾焰及尾焰光谱造成的误差包括尾焰及尾焰光谱干扰，其中尾焰光谱由表 1 和参考文献 [14] 可知谱带集中在 2~5 μm 处，文中采用的激光雷达波长为 1550 nm，因此尾焰光谱影响较小，可忽略不计。但是火箭在发射过程中会产生大量浓密的尾焰气体，针对尾焰气体的干扰及影响，经过多次火箭发射试验测试，激光在穿过尾焰时，对激光测距

表 2 火箭静止漂移量测量数值

Tab.2 Measurement values of rocket static drift

Data points/frame	1st frame coordinates	2nd frame coordinates	3rd frame coordinates
1	(-1 148.7;726.9;0)	(-1 146.3;729.3;0)	(-1 147.1;732.2;0)
2	(-1 196.1;673.6;0)	(-1 193.8;674.9;0)	(-1 193.5;675.4;0)
3	(-1 239.6;639.9;0)	(-1 235.9;641.2;0)	(-1 237.5;637.3;0)
4	(-1 264.6;631.3;0)	(-1 262.1;635.3;0)	(-1 262.4;633.6;0)
5	(-1 315.4;623.1;0)	(-1 313.9;624.6;0)	(-1 314.9;625.2;0)
6	(-1 361.7;623.8;0)	(-1 358.6;620.5;0)	(-1 360.2;622.1;0)
7	(-1 414.9;640.9;0)	(-1 412.4;638.6;0)	(-1 413.8;642.6;0)
8	(-1 469.7;673.1;0)	(-1 467.1;675.1;0)	(-1 467.8;677.3;0)
Drift/cm	0(reference value)	0.83	1.13

Data points/frame	4th frame coordinates	5th frame coordinates	6th frame coordinates
1	(-1 146.9;728.9;0)	(-1 146.6;728.9;0)	(-1 145.4;731.2;0)
2	(-1 193.9;675.7;0)	(-1 194.9;675.6;0)	(-1 188.8;676.6;0)
3	(-1 235.7;635.4;0)	(-1 236.8;640.6;0)	(-1 235.2;638.5;0)
4	(-1 261.5;632.9;0)	(-1 261.3;634.8;0)	(-1 261.5;634.5;0)
5	(-1 312.9;624.4;0)	(-1 313.2;623.8;0)	(-1 313.9;625.9;0)
6	(-1 362.5;626.8;0)	(-1 359.8;621.4;0)	(-1 362.5;621.9;0)
7	(-1 411.3;643.6;0)	(-1 414.2;639.8;0)	(-1 415.3;639.4;0)
8	(-1 467.9;676.3;0)	(-1 468.7;673.1;0)	(-1 467.6;675.1;0)
Drift/cm	1.60	0.64	1.32

的精度影响约为 1.5 cm, 综上, 尾焰及尾焰光谱干扰引起的误差 Δd_f 取值为 1.5 cm。

二维精密转台的跟踪误差^[15]包括转台的测角系统误差、轴系误差、晃动误差、调平误差、轴系倾斜误差和同步误差等几项, 依据 XX-1302 的相关数据, XX-1302 的跟踪误差约为 15.4", 激光雷达距离火箭为 300 m, 则二维精密转台 XX-1302 的跟踪误差 Δd_g 可以计算得到:

$$\Delta d_g = \sin(15.4/3\ 600) \times 30\ 000 \approx 2.2\ \text{cm} \quad (7)$$

将以上各项误差数值代入公式 (6), 计算得到激光雷达在环境干扰下的动态漂移量测量精度为 3.1 cm。

确定有环境干扰下动态漂移量测量精度后, 将静态箭体的椭圆圆心位置作为初始基准位置。火箭发射过程中, 二维精密转台带动激光雷达高精度跟踪火箭, 使单线扫描激光雷达以一定的仰角固定持续扫描火箭的目标点位置, 实时获取多帧激光点云测量数据, 根据每一帧数据的椭圆圆心位置与基准位置的相对差值, 确定火箭在起飞阶段的实时漂移量。

火箭发射过程中的漂移量测量数值随起飞时刻的变化如图 5 所示, 火箭发射时, 从启动 (指有漂移量数据时刻) 至离开塔架时间共计 8 s, 前 3 s 的漂移量变化较小, 图 5 中包含火箭离开塔架前 5 s 内共 200 帧的漂移量数据。

由图 5 可知, 火箭发射过程中漂移量逐渐增大, 最大漂移量为火箭出塔架时的 67.84 cm。

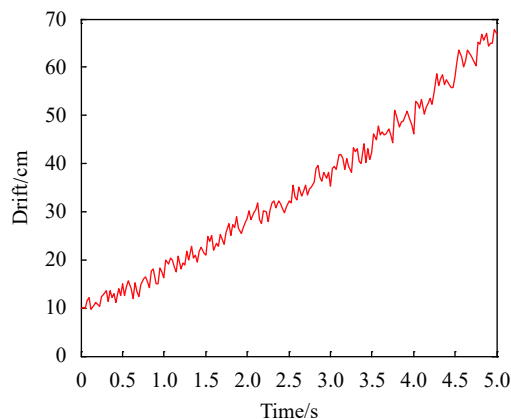


图 5 火箭动态漂移量测量数值

Fig.5 Measurement values of rocket dynamic drift

通过火箭发射试验验证,激光雷达测量系统实现了火箭起飞至出塔架的实时高精度漂移量测量,验证了文中提出的激光主动漂移量测量系统及测量方法的可行性与合理性。

4 结束语

针对现有高速电视交会测量火箭起飞漂移量存在受外界环境影响大和测量数据不能实时获取等问题,文中利用激光雷达具有高精度、高分辨率、易安装、体积小、全天时测量和功耗低等优势,采用激光主动扫描代替传统高速成像方式,提出了基于激光雷达的火箭起飞实时漂移量主动测量方法。首先将激光雷达通过安装台安装在二维精密转台,在火箭发射过程中,二维精密转台带动激光雷达持续高精度跟踪扫描火箭的目标点位置,获取目标点位置对应的激光点云数据。接着,利用数据处理系统接收激光点云数据,采用椭圆曲线及圆心拟合算法,分别计算得到火箭静止与动态时的圆心位置变化,确定火箭在起飞阶段的实时漂移量。最后,通过火箭发射试验验证文中提出的测量系统及测量方法,试验结果表明:在有环境干扰条件下,文中测量系统实现了火箭起飞阶段实时高精度的漂移量测量,实时漂移量测量精度可达到3.1 cm,与目前高速电视交会测量方法相比,精度从分米级提高到了厘米级,同时测量系统受天气等外界环境干扰较小,且能实时输出漂移量数值,为火箭发射安控台提供实时判别数据,保证发射过程安全。也为评定火箭的飞行控制性能、发射架设计和安全控制提供重要的依据,具有重要的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Zhang Y, Wang H, Huang C, et al. Research of multi-constraints lift-off drift control for new generation large launch vehicle [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021, 7(4): 7-10. (in Chinese)
- [2] Cui Shuhua, Hu Shaolin. Equipment errors effect accuracy of drift-magnitude [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2006, 26(2): 1160-1162. (in Chinese)
- [3] Jiang Zhifu. Research on the take-off drift of rocket based on nonsynchronous camera[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [4] Pittman S J, Costa B, Wedding L M. LiDAR Applications[M]// Coral Reef Remote Sensing. Netherlands, Holland: Springer, 2013.
- [5] Williams K, Olsen M, Roe G, et al. Synthesis of transportation applications of mobile LIDAR [J]. *Remote Sensing*, 2013, 5(9): 4652-4692.
- [6] Qiu Jiawei, Zhang Zhen, Yu Saifen, et al. Development of 1.5 μm lidar for atmospheric detection(Invited) [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(3): 20210079. (in Chinese)
- [7] Zheng H J. Reseach on multiband radiation characteristics of rocket engine exhaust plume[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2018. (in Chinese)
- [8] Liu B. Vibration measurement and analysis of aero-engine [J]. *Computer Measurement and Control*, 2019, 27(5): 22-25,43. (in Chinese)
- [9] Feng Fajie, Ding Yazhou, Li Junping, et al. Airborne LiDAR point cloud filtering using saliency division [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(8): 20190439. (in Chinese)
- [10] Lawiyuniarti M P, Rahmadiantri E, Alamsyah I M, et al. Application of least-squares fitting of ellipse and hyperbola for two dimensional data [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, 948(1): 012069.
- [11] Li C Y, Wang H T, Jiang L X, et al. Center location algorithm based on gaussian processes model [J]. *Journal of Geomatics Sciences and Technology*, 2018, 35(6): 557-562.
- [12] Ma W F, Wang J L, Wang C, et al. Implementation of model residuals for fine extraction and reconstruction of power line point cloud [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2020, 45(2): 60-66. (in Chinese)
- [13] Wang Rui, Chang Kai, Fu Guohao, et al. Space reconstruction using single-line LIDAR and GNSS/INS fused data [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(4): 851-858. (in Chinese)
- [14] Qiao Y, Nie W S, Wu G Y, et al. Research on plume infrared radiation of multi-nozzle rocket propulsion system [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2017, 3(4): 53-58. (in Chinese)
- [15] Chai M, Hu S L, Zhang W. Tracking accuracy evaluation technology of photoelectric theodolite in shooting range [J]. *Journal of Aircraft Measurement and Control*, 2013, 32(5): 403-407. (in Chinese)