

引用格式: SHI Heng, GAO Xin, LI Xiyu, et al. Laser Active Fusion Trajectory Measurement Technology in Rocket Take-off Phase[J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(12):1212001

师恒,高昕,李希宇,等. 火箭起飞段的激光主动融合轨迹测量技术[J].光子学报,2022,51(12):1212001

火箭起飞段的激光主动融合轨迹测量技术

师恒^{1,2,3,4},高昕¹,李希宇¹,雷呈强¹,胡蕾¹,宗永红¹,郑东昊¹,孙锐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,西安 710119)

(3 中国科学院空间精密测量技术重点实验室,西安 710119)

(4 青岛海洋科学与技术国家实验室发展中心,山东 青岛 266237)

摘要:为实时测量火箭垂直起飞段轨迹数据,提出了一种基于激光雷达的融合轨迹测量技术,将两台激光雷达分别安装于二维精密转台构成融合测量系统,在火箭发射前,两台激光雷达同时扫描火箭中上部目标区域,采用激光点云数据修正、火箭目标区域轨迹初值解算和两台轨迹数据融合处理算法,计算并分析得到激光雷达静态与动态轨迹测量精度分别为 0.023 5 m 和 0.036 6 m。在火箭垂直起飞过程中,二维精密转台实时接收火箭目标区域的轨迹数据,根据火箭位置信息引导激光雷达高精度跟踪扫描火箭起飞全过程,实现了火箭垂直起飞段实时高精度的轨迹测量与数据输出。基于激光雷达的火箭起飞段融合轨迹测量技术有效提高了火箭轨迹数据的测量精度和测量可靠性,保证了火箭发射安全。

关键词:激光雷达;轨迹测量;激光点云数据;融合数据处理;动态测量精度

中图分类号:V19

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20225112.1212001

0 引言

近年来,随着航天技术的不断发展,越来越多的新型火箭运用到航天发射中,火箭垂直起飞段的高精度轨迹数据可用于评定火箭的技术性能和精度^[1],也可为火箭的改进设计和定型提供数据参考,同时也为火箭起飞安全控制系统提供重要的轨迹参考数据^[2]。

火箭垂直起飞段的轨迹只有垂直上升方向的变化,水平面两个方向的轨迹理论上没有偏移。但在实际发射过程中,由于各种干扰以及对火箭的实时控制存在一定的时延和偏差,火箭水平面的实际轨迹不可避免会存在一定的偏移。

国外早期的航天火箭试验主要依靠光电测量设备,精确实现发射轨迹和位姿测量。后期将光电设备与无线电测距系统综合为一体,取长补短,互为补充。美国采用多星高轨 GPS 的测量体制,将 GPS 技术应用于靶场外弹道轨迹的高精度测定中^[3],为靶场各类设备外弹道的设计、检验及修正,提供了前所未有的技术支持。国外在激光雷达的研制方面取得了很多成果,具有代表性的改进型 Firepond 单脉冲激光雷达^[4],解决了高精度、高刚度、小惯量的跟踪技术,跟踪精度达到 0.2",可高精度识别测量火箭发射的运动数据。近年来,经过开发研究,美国空军试验室将激光雷达的精度从 0.45 m 提高到了 0.015 m,为高精度测量火箭的轨迹数据奠定了基础^[5]。

我国火箭轨迹测量主要采用传统的遥测^[6]、光学^[7-8]和无线电雷达^[9-10]等测量方法。遥测系统由于火箭发射带来的振动使得该阶段轨迹测量精度不高,且在火箭发生故障后较难得到有效的原始分析数据。光学测量系统利用多站拍摄的图像事后交会获取火箭轨迹数据,但其易受天气影响,且实时性较差。无线电雷

基金项目:中国科学院青年创新促进会基金(No.2021406),中国科学院空间精密测量技术重点实验室基金(No.29J21-063-III)

第一作者:师恒(1989—),男,助理研究员,博士,主要研究方向为靶场光学测量及自动控制技术。Email: shiheng@opt.ac.cn

通讯作者:高昕(1973—),男,研究员,博士,主要研究方向为光学测控设备总体与空间目标高分辨力成像。Email: gaoxin526@126.com

收稿日期:2022-06-24;录用日期:2022-08-03

<http://www.photon.ac.cn>

达由于地面杂波的干扰,在此阶段也很难获取有效轨迹数据。随着我国对双星定位系统的完善,北斗定位系统也在逐步由陆基测控网向航天测量发展,未来将成为一种非常重要的外弹道测量系统^[11]。

由上述研究现状可见,目前火箭垂直起飞段的轨迹测量存在以下3个问题:1)缺失起飞段的有效轨迹测量数据;2)轨迹测量精度较低;3)无法实时获取轨迹测量数据。随着新时期航天火箭发射日趋繁重与复杂,考虑到火箭在起飞段离发射塔架距离很近,是安全隐患较多且事故易发的阶段,只有实时精确地测量出火箭起飞段的轨迹数据,才能实时高精度地控制火箭的飞行轨迹,进而提高火箭发射的可靠性,保证火箭的安全发射。综上,依据现阶段的测量手段,亟待通过新型测量方法填补火箭起飞阶段的测量数据空白,实时获取轨迹测量数据,且要求测量精度达到厘米级。

采用单台激光雷达^[12-13]理论上可以完成火箭起飞段的轨迹测量,但是火箭垂直起飞段在水平面两个方向的轨迹数据变化很小,仅依靠单台激光雷达测量水平两方向轨迹会造成较大误差。本文采用两台激光雷达融合测量火箭轨迹数据,可覆盖火箭更大角度范围的目标区域从而获取更多的目标测量点,不仅可以提高激光点云数据的拟合精度和轨迹测量精度,还能有效保证轨迹数据测量的可靠性。

针对火箭垂直起飞段实时轨迹测量数据的缺失以及单台激光雷达测量可靠性不足等问题,本文提出了基于两台激光雷达的火箭起飞段轨迹融合测量系统及测量技术,采用激光点云数据修正^[14-15]、火箭目标区域轨迹初值解算^[16]和两台轨迹数据融合处理算法^[17-18],计算并分析得到激光雷达静态与动态轨迹测量精度。通过火箭发射试验,实现了火箭垂直起飞段实时高精度的轨迹测量,验证了融合测量系统的可行性和正确性,实时高精度轨迹可作为火箭发射起飞段的安控数据源,保证火箭的安全发射,具有重要的工程应用价值。

1 激光雷达融合测量系统构建

测量系统由两台多线激光雷达、二维精密转台、安装架、隔振平台、控制器和数据处理系统组成,搭建完成的两套激光雷达融合测量系统示意如图1。

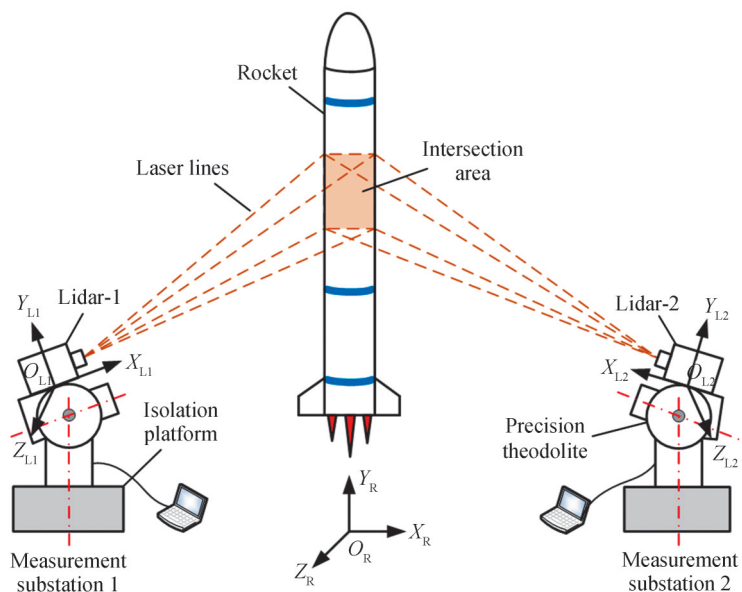


图1 两台激光雷达融合测量系统
Fig.1 Two lidars fusion measurement systems

其中多线激光雷达用于发射激光,扫描火箭的目标区域从而获取激光点云数据。多线激光雷达通过安装架安装于二维精密转台,测量系统整体安装在隔振平台,用于隔离火箭发射过程中的振动影响。在火箭发射前,两台激光雷达共同扫描火箭中上部目标区域,计算并分析测量系统的静态与动态轨迹测量精度。在火箭垂直起飞过程中,二维精密转台实时接收火箭目标区域的轨迹数据,根据火箭位置信息引导激光雷达高精度跟踪扫描火箭起飞全过程,实时高精度输出火箭的轨迹数据。由于两台激光雷达的最远作用距离

是210 m,在测量过程中,以火箭助推器底部为参考,激光雷达1距离火箭约为160 m,因此最远可看到火箭离地约136 m的高度;激光雷达2距离火箭约为170 m,因此最远可看到火箭离地约123.3 m的高度。

控制器和数据处理系统集成于计算机中,其中控制器用于解算火箭实时位置信息并发送控制指令引导激光雷达高精度跟踪扫描火箭目标区域,数据处理系统用于融合解算火箭目标区域轨迹数据。

2 实时轨迹融合处理算法

2.1 激光点云数据修正

多线激光雷达扫描火箭箭体能得到每个测量点的激光点云数据 $(A_i(t_j), E_i(t_j), R_i(t_j))$,其中 $A_i(t_j)$ 为第 i 台激光雷达在第 j 时刻获取的水平角度, $E_i(t_j)$ 为第 i 台激光雷达在第 j 时刻获取的垂直角度, $R_i(t_j)$ 为第 i 台激光雷达在第 j 时刻获取的距离值,本文如无特殊说明,均取 $i=1, 2; j=1, 2, \dots, n$ 。由于二维精密转台在测量过程中根据火箭位置信息实时跟踪火箭,因此激光点云数据的测量值需叠加转台的水平与垂直角度从而得到修正后的激光点云数据 $(A'_i(t_j), E'_i(t_j), R'_i(t_j))$,可表示为

$$\begin{cases} A'_i(t_j) = A_i(t_j) + \theta_{A_i}(t_j) \\ E'_i(t_j) = E_i(t_j) + \theta_{E_i}(t_j) \\ R'_i(t_j) = R_i(t_j) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\theta_{A_i}(t_j)$ 和 $\theta_{E_i}(t_j)$ 分别为第 i 台激光雷达对应的二维精密转台在第 j 时刻获取的水平角度和垂直角度。由于修正后的激光点云数据是极坐标系下的数据,为了便于后续计算,需将激光点云数据转换至雷达坐标系下。如图1,分别在两台激光雷达处建立两个雷达坐标系 $(O_{L_i} - X_{L_i} Y_{L_i} Z_{L_i})$,将激光雷达安装位置中心设置为原点 O_{L_i} , X_{L_i} 轴正向指向火箭方向, Y_{L_i} 轴铅垂向上为正, Z_{L_i} 轴与其他两轴构成右手直角坐标系。则各个测量点的激光点云数据可通过式(2)转换至雷达坐标系下,即

$$\begin{pmatrix} x_{L_i}(t_j) \\ y_{L_i}(t_j) \\ z_{L_i}(t_j) \end{pmatrix} = \begin{cases} R'_i(t_j) \cos(E'_i(t_j)) \sin(A'_i(t_j)) \\ R'_i(t_j) \sin(E'_i(t_j)) \\ R'_i(t_j) \cos(E'_i(t_j)) \cos(A'_i(t_j)) \end{cases} \quad (2)$$

式中, $(x_{L_i}(t_j), y_{L_i}(t_j), z_{L_i}(t_j))$ 为第 i 台激光雷达第 j 时刻在雷达坐标系下各个测量点的坐标数据。

2.2 火箭目标区域轨迹初值解算

火箭目标区域可近似看作圆柱体,因此激光雷达以特定的仰角扫描火箭时,每一束激光扫描得到的各个测量点在水平面的投影为椭圆形状。由前期研究成果^[12]可知,根据每条激光扫描线得到的测量点可拟合得到椭圆方程与椭圆圆心平面坐标,再结合激光雷达各条扫描线对应目标点的空间高度坐标,即可计算火箭目标区域拟合后的椭圆圆心在雷达坐标系下的空间坐标为 $(\hat{x}_{L_i}(t_j), \hat{y}_{L_i}(t_j), \hat{z}_{L_i}(t_j))$ 。本文将火箭目标区域的椭圆圆心坐标作为火箭的轨迹数据。

与单台激光雷达测量系统^[12]相比,两台多线激光雷达在垂直方向的视场均可达到 25° ,且均有128条激光扫描线同时扫描火箭目标区域,此外两台激光雷达以 70° 交会角度进行融合测量,可覆盖火箭更大角度范围的目标区域,因此能够扫描获取更多的目标测量点,不仅可以提高椭圆圆心的拟合精度,还能有效保证轨迹数据测量的可靠性。

为了将获取的火箭目标区域中椭圆圆心的轨迹测量数据与遥测、光学和其它雷达装备进行比对验证,需将雷达坐标系下椭圆圆心的轨迹测量数据通过坐标转换至火箭发射坐标系下。由图1可知,火箭坐标系 $(O_R - X_R Y_R Z_R)$ 原点 O_R 位于垂直于火箭发射台的中心, X_R 轴位于过原点的水准面内,正向指向正北方向, Y_R 轴铅垂向上为正, Z_R 轴与其他两轴构成右手直角坐标系。根据式(3)将两台激光雷达测量得到的雷达坐标系下椭圆圆心的轨迹测量数据进行融合求解,将轨迹测量数据转换至火箭发射坐标系下,即

$$\begin{pmatrix} x_r(t_j) \\ y_r(t_j) \\ z_r(t_j) \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 \left\{ \begin{pmatrix} x_{0i}(t_j) \\ y_{0i}(t_j) \\ z_{0i}(t_j) \end{pmatrix} + \mathbf{R}_{zi} \mathbf{U}_{ri} \begin{pmatrix} x_{L_i}(t_j) \\ y_{L_i}(t_j) \\ z_{L_i}(t_j) \end{pmatrix} \right\} \quad (3)$$

式中, $(x_r(t_j), y_r(t_j), z_r(t_j))$ 为第 j 时刻在火箭发射坐标系下火箭目标区域的轨迹初值测量数据;

$(x_{0i}(t_j), y_{0i}(t_j), z_{0i}(t_j))$ 为第*i*台激光雷达第*j*时刻对应雷达坐标系原点在火箭发射坐标系中的坐标数据;

$R_{zi}U_{ri}$ 为雷达坐标系与火箭发射坐标系之间的坐标系转换旋转矩阵, $U_{ri} = \begin{bmatrix} 1 & \xi_{ri} & 0 \\ -\xi_{ri} & 1 & -\eta_{ri} \\ 0 & \eta_{ri} & 1 \end{bmatrix}$, ξ_{ri} 和 η_{ri} 分别为

第*i*台激光雷达测量位置处垂线偏差的子午分量和卯酉分量^[16], $R_{zi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_{Li} & -\sin \theta_{Li} \\ 0 & \sin \theta_{Li} & \cos \theta_{Li} \end{bmatrix}$, θ_{Li} 为第*i*台激光

雷达的雷达坐标系与火箭发射坐标系之间的旋转角度。

2.3 两台轨迹数据融合处理算法

利用2台激光雷达融合求解火箭目标区域的轨迹数据可提高火箭轨迹测量精度。两台激光雷达同时扫描火箭的目标区域时,在每一个时刻均有6个已知测量信息,而火箭目标区域的未知轨迹坐标数量为3个,因此存在冗余测量信息,本文采用最小二乘估计来解算并修正轨迹数据。

假设 $(x_{si}(t_j), y_{si}(t_j), z_{si}(t_j))$ 为第*i*台激光雷达第*j*时刻在火箭发射坐标系的站址坐标,根据式(4)将火箭目标区域的各个测量点在火箭发射坐标系下的轨迹数据反算到雷达坐标系下,得到雷达坐标系下的反算轨迹数据为

$$\begin{pmatrix} \bar{x}_{Li}(t_j) \\ \bar{y}_{Li}(t_j) \\ \bar{z}_{Li}(t_j) \end{pmatrix} = (R_{zi}U_{ri})^T \begin{pmatrix} x_r(t_j) - x_{si}(t_j) \\ y_r(t_j) - y_{si}(t_j) \\ z_r(t_j) - z_{si}(t_j) \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中, $(\bar{x}_{Li}(t_j), \bar{y}_{Li}(t_j), \bar{z}_{Li}(t_j))$ 为第*i*台激光雷达第*j*时刻在雷达坐标系下火箭的反算轨迹测量数据,进而可计算得到对应的反算激光点云数据为

$$\begin{cases} \bar{R}_i(t_j) = \sqrt{\bar{x}_{Li}(t_j)^2 + \bar{y}_{Li}(t_j)^2 + \bar{z}_{Li}(t_j)^2} \\ \bar{A}_i(t_j) = \arctan \frac{\bar{z}_{Li}(t_j)}{\bar{x}_{Li}(t_j)} + \begin{cases} 0 & (\bar{x}_{Li}(t_j) > 0, \bar{z}_{Li}(t_j) \geq 0) \\ \pi & (\bar{x}_{Li}(t_j) \leq 0) \\ 2\pi & (\bar{x}_{Li}(t_j) > 0, \bar{z}_{Li}(t_j) < 0) \end{cases} \\ \bar{E}_i(t_j) = \arcsin \frac{\bar{y}_{Li}(t_j)}{\sqrt{\bar{x}_{Li}(t_j)^2 + \bar{y}_{Li}(t_j)^2 + \bar{z}_{Li}(t_j)^2}} \\ d_i(t_j) = \sqrt{\bar{x}_{Li}(t_j)^2 + \bar{z}_{Li}(t_j)^2} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $(\bar{R}_i(t_j), \bar{A}_i(t_j), \bar{E}_i(t_j))$ 为第*i*台激光雷达第*j*时刻反算激光点云数据, $d_i(t_j)$ 为第*i*台激光雷达第*j*时刻水平面内的反算轨迹数据。构造两台激光雷达融合测量系统第*j*时刻的设计矩阵 $H(t_j)$ 为

$$H(t_j) = \begin{pmatrix} \frac{\bar{x}_{L1}(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)} & \frac{-\bar{z}_{L1}(t_j)}{d_1(t_j)} & \frac{-\bar{x}_{L1}(t_j)\bar{y}_{L1}(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)^2 d_1(t_j)} & \frac{\bar{x}_{L2}(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)} & \frac{-\bar{z}_{L2}(t_j)}{d_2(t_j)} & \frac{-\bar{x}_{L2}(t_j)\bar{y}_{L2}(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)^2 d_2(t_j)} \\ \frac{\bar{y}_{L1}(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)} & 0 & \frac{d_1(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)^2} & \frac{\bar{y}_{L2}(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)} & 0 & \frac{d_2(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)^2} \\ \frac{\bar{z}_{L1}(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)} & \frac{\bar{x}_{L1}(t_j)}{d_1(t_j)} & \frac{-\bar{y}_{L1}(t_j)\bar{z}_{L1}(t_j)}{\bar{R}_1(t_j)^2 d_1(t_j)} & \frac{\bar{z}_{L2}(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)} & \frac{\bar{x}_{L2}(t_j)}{d_2(t_j)} & \frac{-\bar{y}_{L2}(t_j)\bar{z}_{L2}(t_j)}{\bar{R}_2(t_j)^2 d_2(t_j)} \end{pmatrix}^T \quad (6)$$

根据反算激光点云数据,通过式(7)计算两台激光雷达融合目标区域在火箭发射坐标系下的轨迹数据修正量 $(\Delta x_r(t_j), \Delta y_r(t_j), \Delta z_r(t_j))$ 的最小二乘估计。

$$\begin{pmatrix} \Delta x_r(t_j) \\ \Delta y_r(t_j) \\ \Delta z_r(t_j) \end{pmatrix} = (H(t_j)^T W^{-1} H(t_j))^{-1} H(t_j)^T W^{-1} \begin{pmatrix} R_i(t_j) - \bar{R}_i(t_j) \\ A_i(t_j) - \bar{A}_i(t_j) \\ E_i(t_j) - \bar{E}_i(t_j) \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中, $W = \text{diag}(\sigma_{R1}^2, \sigma_{A1}^2, \sigma_{E1}^2, \sigma_{R2}^2, \sigma_{A2}^2, \sigma_{E2}^2)$ 为对角权矩阵,对角线元素取值为各台激光雷达测量误差的精度估计值平方的倒数,两台激光雷达测量系统的测量误差根据火箭发射前的实际测量数据而确定。则迭代约束

条件为

$$\sqrt{\Delta x_r(t_j)^2 + \Delta y_r(t_j)^2 + \Delta z_r(t_j)^2} \leq \delta \quad (8)$$

式中, δ 为任意小的正实数。当满足迭代约束条件时,得到修正后的火箭发射坐标系下目标区域的轨迹测量数据为

$$\begin{pmatrix} x_r(t_j) \\ y_r(t_j) \\ z_r(t_j) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta x_r(t_j) \\ \Delta y_r(t_j) \\ \Delta z_r(t_j) \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{pmatrix} x_r(t_j) \\ y_r(t_j) \\ z_r(t_j) \end{pmatrix} \quad (9)$$

由上述融合解算过程,可得到火箭目标区域在火箭发射坐标系下修正后的精密轨迹测量数据 $(x_r(t_j), y_r(t_j), z_r(t_j))$ 。与单台激光雷达测量系统相比,两台激光雷达融合测量系统可提高火箭轨迹测量精度。

3 试验验证及结果分析

3.1 火箭轨迹测量试验平台

为验证提出的两台激光雷达融合测量系统及测量方法的可行性与正确性,在某火箭发射中心测量了火箭垂直起飞段的轨迹数据。将两台激光雷达融合测量系统安装在某火箭发射场的可观测位置点位,多线点云激光雷达采用时间飞行测量法,由激光雷达发出激光脉冲信号,当脉冲信号被火箭箭体反射后沿原路返回,经过两倍被测距离后被激光探测器接收,所用的飞行时间间隔 t 与被测距离值 D 的关系为

$$D = c \cdot \frac{t}{2} \quad (10)$$

式中, c 表示光速。

激光雷达采用镭神智能 CH128×1 的 128 线激光雷达。在垂直方向共有 128 条激光扫描线同时扫描火箭目标区域,激光雷达测量波长为 905 nm(火箭发射时尾焰在 2 000~5 000 nm 的波段达到辐射峰值^[13],其波长避开了尾焰峰值光谱,基本不受影响),作用距离为 210 m,测量帧频设置为 10 Hz,水平视场角为 120°,垂直视场角为 25°。在测量精度方面,距离测量精度可以达到 2 cm,水平角度分辨率为 0.2°,垂直角度分辨率为 0.125°。

激光雷达 1 距离火箭约为 160 m,激光雷达 2 距离火箭约为 170 m,且两台激光雷达之间的夹角约为 70°,如图 2。

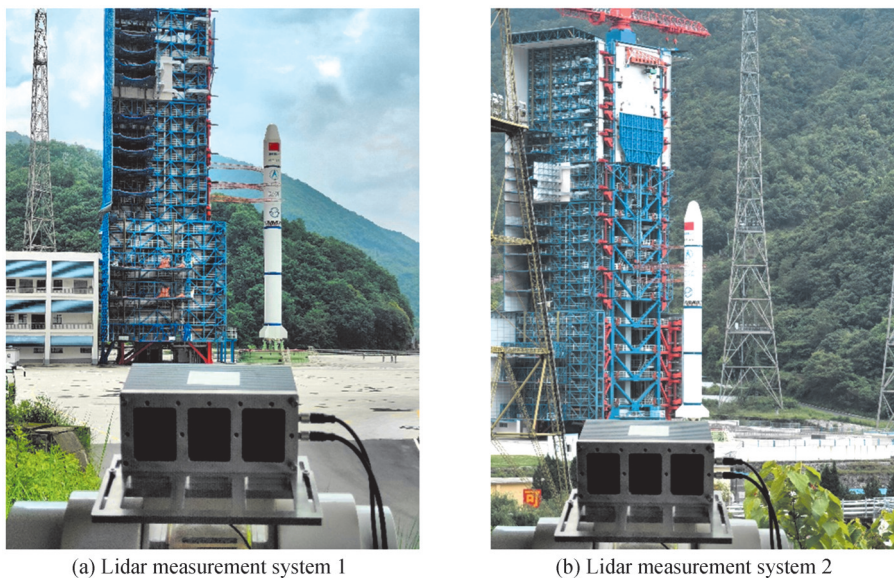


图2 火箭轨迹测量试验布站分布
Fig.2 Distribution of test stations for rocket trajectory measurement

3.2 轨迹测量精度计算与分析

3.2.1 静态轨迹测量精度

静态轨迹测量精度主要影响因素包括激光雷达距离测量误差、箭体的圆度误差、椭圆拟合误差、圆心拟合误差、角度修正误差以及数据处理误差。静态轨迹测量精度以均方根可表示为

$$\text{RMS}_{\text{static}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta d_i^2}{n}} \quad (11)$$

式中, Δd_i 为静态轨迹测量的误差之和, n 为测量数据个数。

在火箭发射前, 利用两台激光雷达静态扫描火箭箭体特定区域, 通过融合数据处理算法计算得到目标区域的静态空间坐标, 将静态坐标与理论值相比可得到测量系统静态轨迹测量精度。火箭静止时, 各个方向轨迹的偏移量的理论值看作为 0, 将两台激光雷达静态测量数据融合后, 得到火箭目标区域各个方向轨迹偏移结果如图 3。

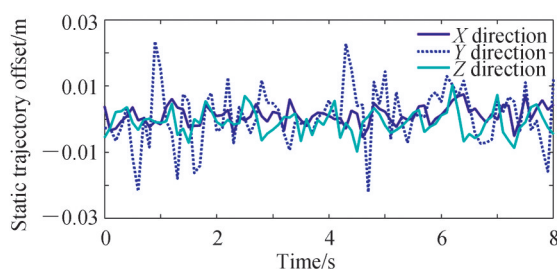


图3 静态各方向轨迹偏移

Fig.3 Static trajectory offset in each direction

图 3 中, 各个方向的轨迹偏移最大值、最小值和均方根值如表 1。

表 1 静态各方向轨迹偏移数值
Table 1 Static trajectory offset value in each direction

	X direction	Y direction	Z direction
Minimum/m	-0.005 5	-0.022 0	-0.009 8
Maximum/m	0.007 5	0.023 5	0.010 3
RMS/m	0.002 9	0.008 9	0.003 8

由表 1 可知, 在火箭静止时, 激光雷达测量 X、Y、Z 方向的最大误差值分别为 0.007 5 m、0.023 5 m 和 0.010 3 m, 通过三个方向的轨迹偏移数值, 从而计算得到激光雷达测量系统的静态轨迹测量精度。

3.2.2 动态轨迹测量精度

在目前关于火箭起飞段轨迹测量系统及测量方法中, 激光雷达测量系统的精度是最高的, 其他测量设备无法对其动态轨迹测量精度进行标定。因此依据火箭发射时对测量精度的影响因素, 分析并计算动态轨迹测量精度。火箭发射过程中激光雷达动态轨迹测量精度主要影响因素除包含静态轨迹测量误差之外, 还有振动影响误差、尾焰干扰误差和精密转台跟踪误差, 动态轨迹测量精度以均方根可表示为

$$\text{RMS}_{\text{dynamic}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta d_i^2 + \Delta d_v^2 + \Delta d_t^2 + \Delta d_g^2)}{n}} \quad (12)$$

式中, Δd_v 为振动影响误差, Δd_t 为尾焰干扰误差, Δd_g 为跟踪误差, n 为测量数据个数。

根据相关参考文献与试验数据^[12], 前期在测量点位通过加速度计测量得到火箭发射过程中振动误差约为 0.01 m。经过多次火箭发射试验测试, 通过对比有少量尾焰与无尾焰干扰时的激光测距相对误差, 根据多次测试与试验得出尾焰干扰误差约为 0.015 m。本文采用的二维精密转台的跟踪精度约为 27.5", 根据两台激光雷达与火箭的距离, 可以计算得到二维精密转台的跟踪误差约为 0.022 m。再由静态 3 个方向各个时刻的测量误差可解算静态轨迹测量精度, 将动态测量精度影响因素数值代入式(12)计算动态测量精度, 激

光雷达测量系统的静态与动态轨迹测量精度如图4。

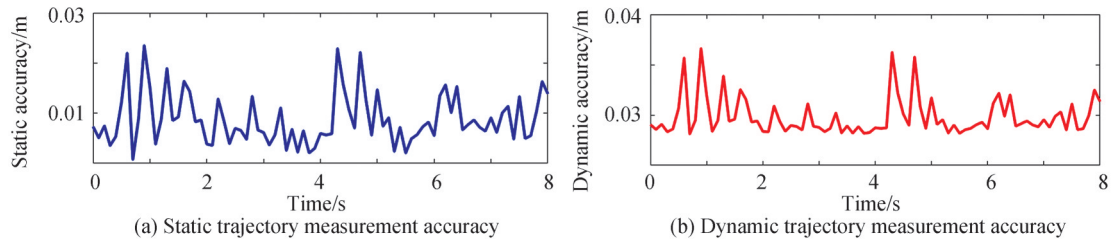


图4 静态与动态轨迹测量精度
Fig.4 Static and dynamic trajectory measurement accuracy

图4中静态与动态测量精度最大值、最小值和均方根值如表2。

表2 静态与动态轨迹误差数值
Table 2 Static and dynamic trajectory error values

	Static trajectory error	Dynamic trajectory error
Minimum/m	0.000 7	0.028 1
Maximum/m	0.023 5	0.036 6
RMS/m	0.005 1	0.001 9

由表2可知,激光雷达测量系统的静态与动态轨迹测量误差最大值分别为0.023 5 m和0.036 6 m,本文将静态与动态的最大误差值作为激光雷达测量系统的静态与动态轨迹测量精度。

3.3 火箭垂直起飞段实时轨迹测量试验

在火箭发射前,两台激光雷达共同扫描火箭中上部目标区域,获取火箭初始空间位置。在火箭垂直起飞过程中,将实时火箭目标区域的轨迹数据发送至二维精密转台,二维精密转台根据火箭位置信息高精度引导激光雷达跟踪扫描火箭垂直起飞段全过程,实时获取并输出火箭的轨迹数据。

由于火箭起飞段的绝对轨迹数据涉及秘密,因此本文以火箭发射坐标系原点为基准,图5给出了火箭垂直起飞过程中各个方向的实时相对轨迹数据曲线,图6为火箭垂直起飞段三维激光点云轨迹及三维成像效果。

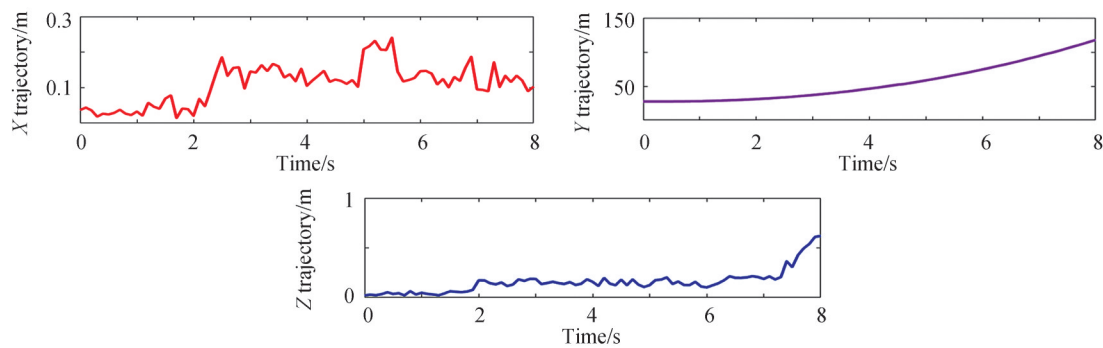


图5 火箭垂直起飞段各方向相对轨迹曲线
Fig.5 Relative trajectory curve of rocket in each direction during vertical takeoff phase

图6中火箭目标区域X、Y、Z方向的实时相对轨迹的最大值和最小值如表3。

由火箭垂直起飞段实时轨迹测量试验可得出以下结论:

1) 目前,靶场在运载火箭飞行过程中利用遥测地面站兼容GPS系统进行外弹道跟踪测量,由于火箭起飞过程中存在剧烈的振动和大量的尾焰干扰,因此轨迹测量精度接近米级量级。在光学测量方面,西昌、文昌、岢岚等发射场研制有XX-1302、XX-1313、XX-1317等多套测量系统,测量结果根据拍摄图像事后交会测量获取,现有测量结果表明:测量精度在0.18 m左右。本文提出的激光雷达测量系统通过测量精度计算

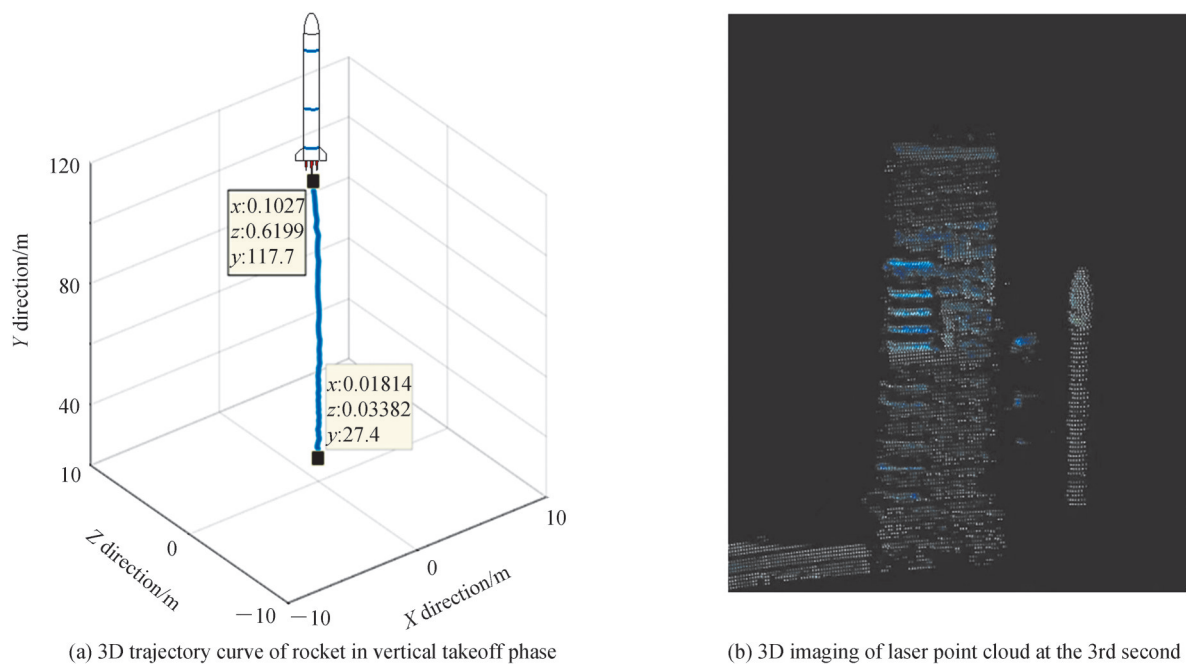


图6 火箭垂直起飞段三维轨迹及成像效果

Fig.6 3D trajectory and imaging effect of rocket in vertical takeoff phase

表3 火箭各方向实时相对轨迹数值

Table 3 Real time relative trajectory value of rocket in each direction

	X direction	Y direction	Z direction
Minimum/m	0.014 1	27.400 1	0.020 1
Maximum/m	0.240 9	117.701 6	0.619 9

分析以及火箭发射试验验证,结果表明:激光雷达的动态融合轨迹测量精度为0.036 6 m。

2) 针对提出的两台激光雷达融合轨迹测量系统及测量方法,采用激光点云数据修正、火箭目标区域轨迹初值解算和两台轨迹数据融合处理算法,有效提高了火箭轨迹的实时测量精度和测量可靠性,具有重要的工程应用价值。

3) 两台激光雷达融合测量系统实现了火箭垂直起飞段实时高精度轨迹测量与数据输出,有效填补了火箭该阶段的轨迹测量数据的空白,保证了火箭发射安全。

4 结论

针对火箭垂直起飞段实时轨迹测量数据的缺失以及单台激光雷达测量可靠性不足等问题,提出了火箭起飞段的新型两台激光雷达融合轨迹测量系统,该系统具有布站方便、易安装、功耗低等优点,同时受天气影响、地面杂波信号以及火箭振动的影响较小,能有效获取火箭实时轨迹数据。将两台激光雷达分别安装于二维精密转台构成融合测量系统,在火箭发射前,两台激光雷达共同扫描火箭中上部目标区域,采用激光点云数据修正、火箭目标区域轨迹初值解算和两台轨迹数据融合处理算法,计算并分析得到激光雷达静态与动态轨迹测量精度分别为0.023 5 m和0.036 6 m。在火箭垂直起飞过程中,二维精密转台实时接收火箭目标区域的轨迹数据,根据火箭位置信息引导激光雷达高精度跟踪扫描火箭起飞全过程,实现了火箭垂直起飞段实时高精度的轨迹测量,有效填补了该阶段的轨迹测量数据的空白,保证了火箭发射安全。截至目前为止,基于激光雷达的火箭实时轨迹融合测量系统已在某火箭发射中心成功完成了多次试验任务,在火箭起飞段存在振动、尾焰等环境干扰条件下,实时动态轨迹测量精度均能优于0.05 m,验证了本文所提的测量系统及测量方法能有效提高火箭轨迹的测量精度和可靠性,具有重要的工程应用价值。

参考文献

- [1] LIU Yueguo. Research on flight path fusion method of manned space launch ascent [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.
刘岳国. 载人航天发射上升段飞行轨迹融合方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
- [2] GUO Junhai, ZHAO Hua. Accurate algorithm for trajectory determination of launch vehicle in ascent phase [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(9):1018-1023.
郭军海,赵华. 一种运载火箭上升段轨迹的高精度确定方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(9):1018-1023.
- [3] CHU H P, CHAUHAN S, GAO G X. GPS Multi-receiver direct position estimation for aerial applications [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(1):249-262.
- [4] GSCHWENDTNER A B, KEICHER W E. Development of coherent laser radar at lincoln laboratory [J]. Lincoln Laboratory Journal, 2000, 12(2):383-396.
- [5] CUI Yanping. Theoretical and experimental research on measuring attitude and velocity of moving target [D]. Tianjin: Tianjin University, 2007.
崔彦平. 运动目标姿态与速度测量的理论及实验研究[D]. 天津:天津大学,2007.
- [6] ZHU Yaming, YAN Xiaoming, YAO Di, et al. Improved universal design of telemetry system for active launch vehicles [J]. Aerospace Shanghai, 2020, 37(S2):188-192.
朱亚明,颜晓明,姚迪,等. 现役运载火箭遥测系统通用化技术[J]. 上海航天, 2020, 37(S2):188-192.
- [7] ZHANG Lingxia, MA Caiwen, LIU Yi, et al. Method research based on data fusion and simulation analysis of multi-theodolites by intersection [J]. Acta Photonica Sinica, 2002, 31(12):1528-1532.
张玲霞,马彩文,刘轶,等. 靶场光电经纬仪多台交会测量的融合处理及其仿真分析[J]. 光子学报, 2002, 31(12):1528-1532.
- [8] HOU Honglu, ZHOU Deyun. Measurement method and location optimization of multi-photoelectric theodolite for positioning of aviation weapons [J]. Acta Photonica Sinica, 2008, 37(5):1023-1028.
侯宏录,周德云. 光电经纬仪异面交会测量及组网布站优化设计[J]. 光子学报, 2008, 37(5):1023-1028.
- [9] MIYANO T, MATSUMOTO S, SUZUKI Y, et al. Performance analysis of a rocket trajectory measurement system using GPS [J]. Technical Report of Ieice Sane, 2001, 101:23-30.
- [10] YU Xiaoming, QIAO Yanfeng. Design and analysis on single station optical radar integration attitude measurement system [J]. Editorial Office of Optics and Precision Engineering, 2011, 19(8):1779-1786.
王晓明,乔彦峰. 单站光电雷达姿态测量系统的设计与分析[J]. 光学精密工程, 2011, 19(8):1779-1786.
- [11] ZHAO Guoyan, GUO Jia, NING Xuekan. External ballistics high-accuracy integrated measurement technology in new system [J]. Measurement & Control Technology, 2018, 37(B09):407-411+416.
赵国艳,郭珈,宁学侃. 外弹道高精度一体化新体制测量技术研究[J]. 测控技术, 2018, 37(B09):407-411+416.
- [12] SHI Heng, GAO Xin, LI Xiyu, et al. Rocket attitude measurement technology in vertical take-off phase based on lidar [J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(4):239-247.
师恒,高昕,李希宇,等. 基于激光雷达的火箭垂直起飞段姿态测量技术[J]. 光子学报. 2022, 51(4):239-247.
- [13] SHI Heng, GAO Xin, LI Xiyu, et al. Rocket active drift measurement technology based on lidar [J]. Infrared and Laser Engineering, 2022, 51(7):210-216.
师恒,高昕,李希宇,等. 基于激光雷达的火箭主动漂移量测量技术[J]. 红外与激光工程, 2022, 51(7):210-216.
- [14] TIAN Z. Coordinate conversion of 3D laser scanning point cloud based on the residual correction model [J]. Geospatial Information, 2019, 17(8):98-101+12.
- [15] WU Yuhan, WANG Yunbao, XUE Qqingquan, et al. A LiDAR/IMU joint calibration method based on point cloud matching [J]. Measurement Control Technology and Instruments. 2019, 45(12):78-82.
吴昱晗,王蕴宝,薛庆全,等. 一种基于点云匹配的激光雷达/IMU联合标定方法[J]. 电子技术应用, 2019, 45(12):78-82.
- [16] 胡绍林,许爱华,郭小红. 脉冲雷达跟踪测量数据处理技术[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [17] GUO C X, ROUMELIOTIS S I. An analytical least-squares solution to the line scan LIDAR-camera extrinsic calibration problem [C]. IEEE International Conference on Robotics & Automation, IEEE, 2013.
- [18] WANG Zhaogang, WU Yinlin. Data fusion to ballistic trajectory estimation based on the least square estimate for multi-photo-electric cinetheodolite intersection [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3):172-176.
王召刚,吴胤霖. 基于最小二乘交汇的弹道融合解算方法[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3):172-176.

Laser Active Fusion Trajectory Measurement Technology in Rocket Take-off Phase

SHI Heng^{1,2,3,4}, GAO Xin¹, LI Xiyu¹, LEI Chengqiang¹, HU Lei¹, ZONG Yonghong¹,
ZHENG Donghao¹, SUN Rui¹

(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 *Key Laboratory of Space Precision Measurement Technology, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China*)

(4 *Pilot National Laboratory for Marine Science and Technology (Qingdao), Qingdao, Shandong 266237, China*)

Abstract: The high-precision trajectory data of the rocket vertical take-off phase can be used to evaluate the technical performance and accuracy of the rocket, provide data reference for the improved design and finalization of the rocket, and also provide important trajectory reference data for the rocket take-off safety control system. The trajectory of the rocket in the vertical take-off phase changes greatly in the vertical rising direction, while the theoretical trajectory in both directions of the horizontal plane does not change. However, in the actual launch process, due to various interferences and certain delays and deviations in the real-time control of the rocket, the actual trajectory of the rocket in the horizontal plane will inevitably have a certain offset. The traditional trajectory measurement methods in the vertical take-off phase of rocket mainly include telemetry, optical and radio radar measurement. Due to the vibration caused by rocket launch, the trajectory measurement accuracy of telemetry system is not high, and it is difficult to obtain effective original analysis data after rocket failure. The optical measurement system uses images taken by multiple stations to obtain the rocket trajectory data after the rendezvous, but it is easily affected by the weather and has poor real-time performance. Due to the interference of ground clutter, it is difficult for radio radar to obtain effective trajectory data at this stage. It can be seen that there is no real-time trajectory measurement data in the vertical take-off phase of the rocket at present, and it is urgent to fill the data gap in this phase through new measurement methods. A single lidar can be used to measure the rocket trajectory in the take-off phase, but the trajectory data of the rocket in both directions of the horizontal plane in the vertical take-off phase changes very little, and only relying on a single lidar to measure the trajectory in the two directions will cause large errors. Compared with a single lidar measurement system, the field of view of the two multi-line lidars in the vertical direction can reach 25° , and a total of 128 laser scanning lines scan the rocket target area at the same time. In addition, the two lidars conduct fusion measurement at an intersection angle of 70° , which can cover the target area of the rocket with a larger angle range. Therefore, more target measurement points can be scanned, which can not only improve the fitting accuracy of the center of the ellipse, but also effectively ensure the reliability of the data measurement. In view of the difficult technical problem of obtaining real-time high-precision trajectory data in the rocket vertical take-off phase, a new rocket take-off phase trajectory fusion measurement system based on lidar is proposed in this paper, which has the advantages of convenient station layout, easy installation and low power consumption. At the same time, it is less affected by weather, ground clutter signals and rocket vibration, and can effectively obtain the rocket real-time trajectory data. Two lidars are installed on a two-dimensional precision turntable to form a fusion measurement system. Before the launch of the rocket, the two lidars jointly scan the middle and upper target areas of the rocket. Based on the proposed algorithm of laser point cloud data correction, the initial value solution of rocket target area trajectory and data fusion processing of the two trajectory data, the static and dynamic trajectory measurement accuracy of the lidar are calculated and analyzed to be 0.023 5 m and 0.036 6 m respectively. In the process of rocket vertical take-off, the two-dimensional precision turntable receives the trajectory data of the rocket target area in real time, guides the lidar to track and scan the whole process of the rocket vertical take-off phase with high precision according to the rocket position information, and completes the real-time and high-precision trajectory measurement of the rocket vertical take-off phase, which effectively fills the gap of the trajectory measurement data of the rocket at this stage and ensures the safety of rocket launch. Up to now, the rocket real-time trajectory measurement system based on lidar has successfully completed many test tasks in a

satellite launch center. Under the conditions of vibration, tail flame and other environmental interference in the rocket take-off phase, the real-time dynamic trajectory measurement accuracy can be better than 0.05 m. It is verified that the measurement system and method proposed in this paper can effectively improve the measurement accuracy and reliability of rocket trajectory, which has important engineering application value.

Key words: Lidar; Trajectory measurement; Laser point cloud data; Fusion data processing; Dynamic measurement accuracy

OCIS Codes: 120.0280; 280.3640; 150.3040; 150.5670