

引用格式: 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):0412002

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):0412002

基于激光雷达的火箭垂直起飞段姿态测量技术

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,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,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试点国家实验室,山东 青岛 266237)

摘要:针对火箭垂直起飞段外部实测姿态数据获取难度大且实时性差的问题,提出了基于激光雷达的火箭垂直起飞段实时姿态测量方法。将4线激光雷达安装于跟踪架组成测量系统,在火箭发射前,激光雷达持续扫描火箭获取静态激光点云数据,采用基于多椭圆圆心拟合中轴线算法,计算并分析得到激光雷达静态与动态姿态测量精度分别为 0.0188° 和 0.0498° 。在火箭发射试验中,激光雷达高精度跟踪扫描火箭中上部位置,实时高精度获取并输出火箭姿态变化数值。与光学设备姿态测量数据进行对比,验证了基于激光雷达的火箭垂直起飞段姿态测量方法的可行性与正确性,实现了偏航角与俯仰角的实时高精度测量,将火箭姿态测量精度较光学测量设备提升了约5倍。基于激光雷达的姿态测量技术有效填补了目前火箭垂直起飞段外部实时姿态测量的空白,保证了火箭发射安全。

关键词:激光雷达;火箭姿态测量;点云数据;椭圆圆心拟合中轴线;姿态测量精度

中图分类号:V19

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20225104.0412002

0 引言

火箭垂直起飞阶段不可避免会出现姿态的偏离。火箭的姿态参数包括俯仰角、偏航角和滚转角,由于火箭主体是近似圆柱的轴对称形状,其对称轴称之为中轴线^[1],滚转角的变化对火箭垂直起飞段的安全影响很小,因此本文火箭姿态测量指俯仰角和偏航角的运动变化。

火箭垂直起飞段的实时姿态测量数据对分析火箭的运行轨道、气动参数、飞行控制性能有着重要的意义。但是火箭起飞时存在大量浓密的尾焰、地面振动和地面杂波信号等干扰,传统的姿态测量方法很难实时高精度测量该阶段的姿态变化,目前火箭垂直起飞段缺失外部实时姿态测量数据,亟待通过新型测量方法填补该阶段数据的空白,为保证火箭的安全发射提供实时高精度的姿态数据源。

传统的火箭垂直起飞段的姿态测量主要有遥测、光学和雷达测量等方法。其中遥测属于内部测量,光学和雷达测量为外部测量。遥测方法^[2-3]通过在火箭内部安装多种姿态传感器,利用通信链路向遥测设备传输姿态变化信息,但是由于火箭垂直起飞过程中振动剧烈,对遥测的姿态测量精度影响较大,且一旦火箭起飞出现故障,遥测方法较难得到有效的原始分析数据。光学测量^[4-5]通过拍摄火箭垂直起飞阶段的图像,利用多站光学设备事后判读交会得到火箭姿态数据,实时性较差,且光学设备易受天气环境和起飞阶段尾焰的干扰,存在交会数据缺失的风险。雷达测量^[6-7]虽然受天气条件的影响很小,但是易受地面杂波的干扰,在火箭垂直起飞阶段很难获得姿态测量数据。目前尚无可靠的外部测量方法实现对火箭垂直起飞段的姿态实时测量。

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

第一作者:师恒(1989—),男,助理研究员,博士后,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: gaixin526@126.com

收稿日期:2022-01-11;录用日期:2022-02-22

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

针对火箭垂直起飞阶段外部实时姿态测量的技术难题,本文利用激光雷达的高精度、全天时测量、高分辨率和不易受环境干扰等优点^[8],提出了基于激光雷达的火箭垂直起飞段姿态测量方法,通过火箭发射试验,采用基于多椭圆圆心拟合中轴线算法,实现了火箭垂直起飞段实时高精度的姿态测量,为安控设备提供了实时高精度的姿态数据源,保证了火箭发射过程的安全,具有重要的工程应用价值。

1 测量系统构建及测量方法

1.1 测量系统构建

测量系统由激光雷达、地平式双轴跟踪架(以下简称跟踪架)、安装台、隔振平台、控制器和数据处理系统组成,搭建完成的激光雷达测量系统示意图如图1所示。

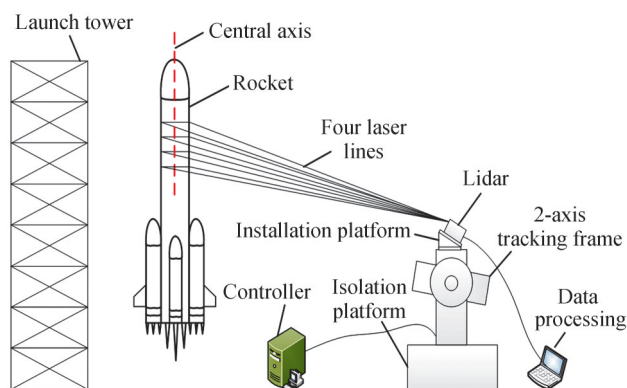


图1 激光雷达测量系统
Fig.1 Lidar measuring system

根据前期研究成果^[9],为了避开尾焰光谱的影响并保证人眼的安全,测量系统采用1550nm波长的4线激光雷达。为了实现火箭垂直起飞段全过程的姿态测量,利用跟踪架高精度与良好的跟踪性能,通过安装台将激光雷达安装在跟踪架,带动激光雷达高精度跟踪扫描火箭中上部固定位置,实时获取火箭的姿态变化。跟踪架安装在隔振平台,用于隔离火箭发射时的振动影响。控制器用于高精度控制跟踪架,数据处理系统完成激光点云数据的实时处理。

1.2 测量方法

火箭发射前,激光雷达持续扫描火箭获取静态激光点云数据,通过修正与坐标解算将获取的点云数据转化为火箭发射坐标系的空间三维坐标,采用基于多椭圆圆心拟合中轴线算法,计算并分析得到激光雷达静态与动态姿态测量精度。在火箭发射试验中,激光雷达高精度跟踪扫描火箭中上部固定位置,获取并输出实时高精度火箭姿态变化数值。将激光雷达实时测量与光学设备事后交会得到的火箭姿态变化数值进行比对,从而验证激光雷达测量数据的可靠性与合理性。

2 姿态测量算法

2.1 点云数据修正与坐标解算

每个测量点的激光点云数据包括以激光雷达为中心的水平角度、垂直角度、距离等数据^[10-11]。为了将测量目标的激光点云数据转换为空间三维坐标,建立了雷达坐标系($O_{\text{lidar}} - X_{\text{lidar}} Y_{\text{lidar}} Z_{\text{lidar}}$),如图2所示。将激光雷达接收装置的中心设置为原点 O_{lidar} , X_{lidar} 轴位于过原点的水准面内,正向沿着安装台指向火箭方向; Y_{lidar} 轴为过原点的铅垂线,向上为正; Z_{lidar} 轴位于过原点的水平面内,与 X_{lidar} 、 Y_{lidar} 构成右手直角坐标系。

4线激光雷达同时发射4条扫描线高精度扫描火箭目标。将激光雷达原点设为极点,每一条扫描线与目标点的距离设为 R_i ,雷达输出每条扫描线的水平角度相同,记为 θ_1 ,雷达第一条线束(垂直角度最小)的垂直角度为 θ_2 ,激光雷达4条激光束均匀分布,每两条相隔角度为 ϵ 。

由相关试验及测试数据^[9]可知,火箭起飞阶段的浓密尾焰对激光点云数据的获取精度存在干扰,因此将激光雷达通过安装台以固定的仰角安装在跟踪架,使激光雷达固定扫描火箭的中上部位置,尽量减小尾焰

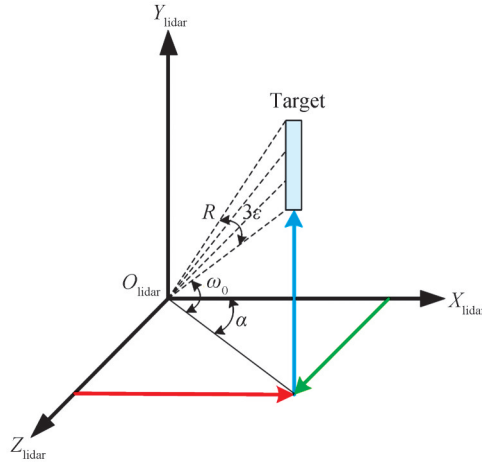


图2 雷达坐标系示意图

Fig.2 Schematic diagram of lidar coordinate system

对测量精度的影响。记安装台的水平与垂直角度分别为 β_1 和 β_2 ,跟踪架当前时刻的水平与垂直角度分别为 A 和 E 。在雷达坐标系下,激光雷达每一束激光修正后的水平与垂直角度分别为 α 和 ω_i ,角度关系为

$$\begin{cases} \theta_1 + \beta_1 + A = \alpha \\ [\theta_2 + (i-1)\epsilon] + \beta_2 + E = \omega_i \quad (i=1, 2, 3, 4) \end{cases} \quad (1)$$

根据激光点云数据的测距值、修正后的垂直角度和水平角度,计算雷达坐标系下每一束扫描线对应测量目标点的空间坐标 $(x_{space}, y_{space}, z_{space})$ 为

$$\begin{cases} x_{space} = R \cos(\omega_i) \sin(\alpha) \\ y_{space} = R \sin(\omega_i) \\ z_{space} = R \cos(\omega_i) \cos(\alpha) \end{cases} \quad (2)$$

根据式(1)和式(2)可实时计算得到激光雷达测量点在雷达坐标系的空间坐标,再通过坐标系转换法^[12]可将雷达坐标系的空间坐标转换为火箭发射坐标系^[13]中的空间坐标。

2.2 基于多椭圆圆心拟合中轴线算法

为了实时获取火箭姿态角的变化数值,本文提出了基于多椭圆圆心拟合中轴线算法,首先拟合4束激光扫描线的椭圆圆心空间坐标,再依据圆心坐标拟合出火箭箭体中轴线,最后根据中轴线的方向向量变化得到火箭的实时姿态变化。激光雷达扫描火箭箭体的椭圆切面及拟合中轴线的示意图如图3所示。

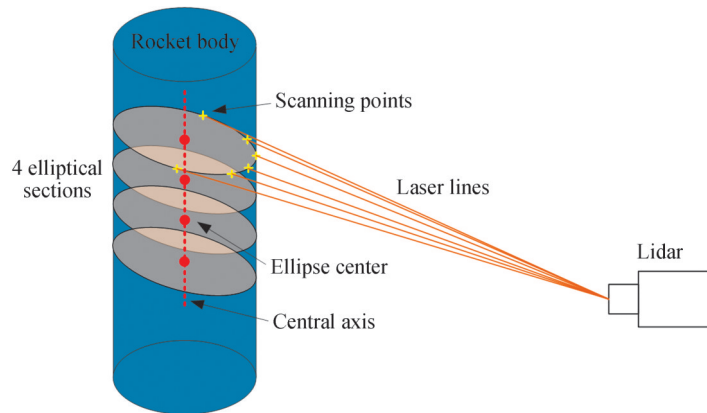


图3 激光扫描椭圆切面及中轴线示意图

Fig.3 Schematic diagram of laser scanning elliptical section and central axis

激光雷达以固定的仰角扫描火箭中上部箭体,箭体可看作圆柱体,因此,每一束激光扫描得到的点云坐标在水平面的投影为椭圆形状。椭圆方程^[14]表示为

$$x^2 + Axy + By^2 + Cx + Dy + E = 0 \quad (3)$$

式中, A, B, C, D, E 为椭圆曲线的参数。

火箭圆柱箭体直径约为3.3 m,激光雷达的角分辨率为 0.024° ,距离火箭约为150 m,考虑到干扰以及反射率不足的因素,每条激光光束扫描火箭箭体后可获取约30个数据点 (x_i, z_i) , $i = 1, 2, \dots, 30$ 。采用最小二乘法^[15]拟合椭圆曲线以及椭圆圆心,对式(3)中 A, B, C, D, E 各个参数分别求偏导数,并令偏导数为零,即可解算得到 A, B, C, D, E 。进而可以求解得到椭圆方程与椭圆圆心坐标^[9]表示为

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

式中,椭圆圆心在椭圆平面内的坐标为 $(x_{\text{centre}}, z_{\text{centre}})$,椭圆半长轴为 a ,半短轴为 b ,长轴偏角为 θ 。

通过求解得到的椭圆方程与椭圆圆心坐标,再结合激光雷达各条扫描线对应目标点的空间坐标,即可计算每束激光拟合后的椭圆圆心在发射坐标系下的空间坐标为 $(x_{\text{centre}}, y_{\text{centre}}, z_{\text{centre}})$ 。

本文采用4线激光雷达,通过拟合4个椭圆扫描切面可得到4个不同的椭圆圆心空间坐标,进而通过空间直线拟合方法拟合得到火箭中轴线方程。

空间直线的标准方程^[16]为

$$\frac{x - x_0}{k_1} = \frac{y - y_0}{k_2} = \frac{z - z_0}{k_3} \quad (5)$$

式中, $x_0, y_0, z_0, k_1, k_2, k_3$ 为空间直线方程的6个参数。

空间直线标准方程有6个参数,而4线激光雷达每帧输出4条激光线束,每帧数据只能得到4个不同位置的椭圆圆心空间坐标,无法实时拟合火箭中轴线方程,因此对式(5)进行简化,将6个参数简化为4个参数后的空间直线方程表示为

$$\begin{cases} x = \frac{k_1}{k_3}(z - z_0) + x_0 = mz + n \\ y = \frac{k_2}{k_3}(z - z_0) + y_0 = pz + q \end{cases} \quad (6)$$

式中, $m = \frac{k_1}{k_3}$, $n = x_0 - \frac{k_1}{k_3}z_0$, $p = \frac{k_2}{k_3}$, $q = y_0 - \frac{k_2}{k_3}z_0$

采用最小二乘法对式(6)中 m, n, p, q 求偏导并令其偏导为零,则可以求出 m, n, p, q 的值分别为

$$\left\{ \begin{array}{l} m = \frac{2 \sum x_i z_i - \sum x_i \times \sum z_i}{2 \sum z_i^2 - \sum z_i \times \sum z_i} \\ n = \frac{\sum x_i - m \sum z_i}{2} \\ p = \frac{2 \sum y_i z_i - \sum y_i \times \sum z_i}{2 \sum z_i^2 - \sum z_i \times \sum z_i} \\ q = \frac{\sum y_i - p \sum z_i}{2} \end{array} \right. \quad (7)$$

由于空间直线的表达式并不是唯一的,根据拟合得到的 m, n, p, q 参数,可将中轴线方程表示为

$$\frac{x - n}{m} = \frac{y - 0}{1} = \frac{z - q}{p} \quad (8)$$

式(8)的方向向量为 $(m, 1, p)$,中轴线的方向向量的变化即为火箭姿态角度的变化值,因此火箭箭体俯仰角 φ 与偏航角 σ 可表示为

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi = \arctan\left(\frac{1}{\sqrt{m^2 + p^2}}\right) \\ \sigma = -\arctan\left(\frac{m}{p}\right) \end{array} \right. \quad (9)$$

综上,将扫描得到的激光点云数据进行修正并解算空间坐标,再采用多椭圆圆心拟合中轴线算法实时拟合中轴线方程,最后求取中轴线方向向量的变化从而获取火箭实时俯仰角与偏航角的姿态变化数值。

3 试验验证及结果分析

3.1 火箭姿态测量试验平台

将激光雷达测量系统布设在距离火箭 150 m 处的某发射场点位,如图 4 所示。



图 4 火箭姿态测量试验平台

Fig.4 Rocket attitude measurement test platform

激光雷达采用镭神智能 MS03-A500 的 4 线激光雷达,其距离测量精度优于 2 cm,水平角分辨率为 0.024° ,4 条激光线束的每两条之间的垂直角度间隔为 0.03° 。

3.2 姿态测量精度计算与分析

3.2.1 静态姿态测量精度

激光雷达的姿态测量精度包含静态与动态姿态测量精度^[9],其中静态姿态测量精度主要影响因素包括激光雷达距离测量误差、火箭箭体圆度误差、多椭圆圆心拟合中轴线误差以及安装台和跟踪架的角度误差。静态姿态测量精度以均方根 (Root Mean Squared, RMS)可表示为

$$\text{RMS}_{\text{static}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta d_i^2}{n}} \quad (10)$$

式中, Δd_i 为静态姿态测量的误差之和, n 为测量数据个数。

3.2.2 动态姿态测量精度

由于目前其它测量设备在火箭垂直起飞段的姿态测量精度均低于激光雷达,无法对激光雷达测量系统的动态姿态测量精度实现标定。因此依据火箭发射时对测量精度的影响因素,分析并计算动态姿态测量精度。火箭发射过程中激光雷达动态姿态测量精度主要影响因素除了静态姿态测量误差之外,还有振动影响误差、尾焰干扰误差和跟踪架跟踪误差,因此动态姿态测量精度同样以均方根可表示为

$$\text{RMS}_{\text{dynamic}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta d_i^2 + \Delta d_v^2 + \Delta d_f^2 + \Delta d_g^2)}{n}} \quad (11)$$

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

3.2.3 测量精度测试试验

在火箭起飞前,利用激光雷达4条扫描线以10 Hz的频率持续扫描火箭箭体,得到静态激光点云数据。采用多椭圆圆心拟合中轴线算法计算激光雷达静态姿态测量精度。根据相关参考文献^[9]与相关试验数据,火箭发射时振动影响姿态误差 Δd_v 约为 0.024° ,尾焰干扰带来的姿态误差 Δd_f 约为 0.036° ,跟踪架跟踪影响姿态误差 Δd_g 约为 0.054° ,将静态姿态测量误差与动态姿态精度影响因素数值代入式(11)可得到动态姿态测量精度。

火箭静止状态下测量得到的静态姿态测量精度以及分析计算得到的动态姿态测量精度如图5所示。

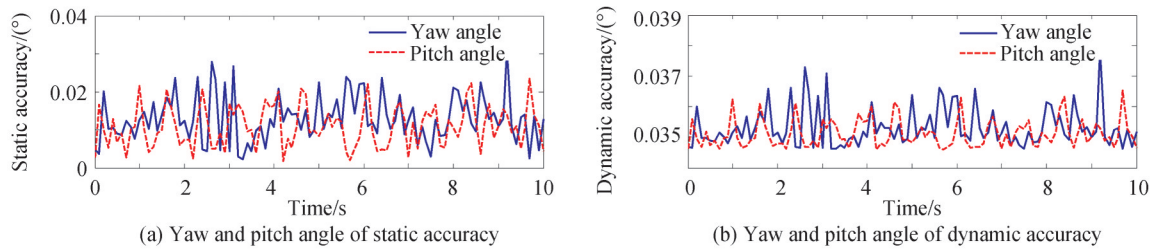


图5 静态与动态姿态测量精度

Fig.5 Static and dynamic attitude measurement accuracy

图5(a)的蓝色实线为静态偏航角测量误差,红色虚线表示静态俯仰角测量误差。图5(b)的蓝色实线为动态偏航角测量误差,红色虚线表示动态俯仰角测量误差。图中各曲线的最大值、最小值与均方根误差如表1所示。

表1 静态与动态姿态误差数值

Table 1 Static and dynamic attitude error values

	Static error of yaw angle	Static error of pitch angle	Dynamic error of yaw angle	Dynamic error of pitch angle
Minimum/ $(^\circ)$	0.002 2	0.001 7	0.034 6	0.034 5
Maximum/ $(^\circ)$	0.030 7	0.023 5	0.037 9	0.036 5
RMS/ $(^\circ)$	0.014 4	0.012 1	0.035 3	0.035 1

由表1可知,激光雷达静态偏航角与俯仰角的测量精度分别为 0.0144° 与 0.0121° ,求两者的均方根可得静态姿态测量精度为 0.0188° 。激光雷达动态偏航角与俯仰角的测量精度分别为 0.0353° 与 0.0351° ,求两者的均方根可得动态姿态测量精度为 0.0498° 。

3.3 火箭发射试验及结果分析

火箭垂直起飞段利用单台4线激光雷达持续扫描火箭中上部,获取完整过程的动态激光点云数据,采用多椭圆圆心拟合中轴线算法计算每个时刻动态姿态变化。

为了验证激光雷达测量数据的可靠性与合理性,本次试验采用三台XX-1302光学设备同时进行火箭起飞阶段的姿态角交会测量,通过拍摄并存储火箭垂直起飞段的实况图像,事后判读交会得到火箭偏航角和俯仰角的态度变化。根据以往试验结果,XX-1302光学设备事后交会测量偏航角与俯仰角精度均约为 0.25° 。

本次试验记录火箭从点火至垂直离开发射塔架约8s时间,图6为激光雷达实时测量与光学设备事后测量得到的火箭垂直起飞段姿态变化数值。

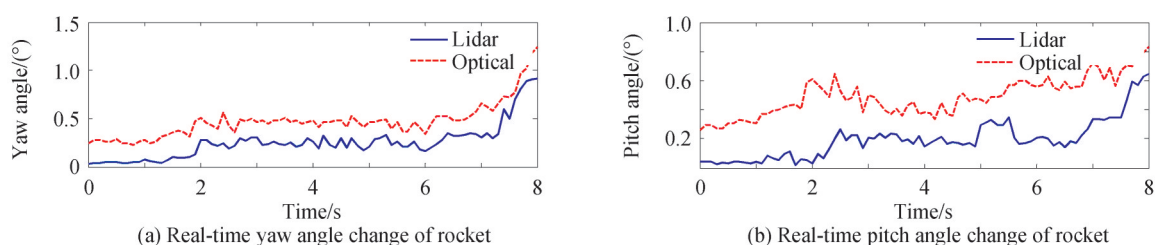


图6 激光雷达与光学设备测量姿态对比

Fig.6 Comparison of attitude measurement between Lidar and optical equipment

图6(a)的蓝色实线表示激光雷达实时测量火箭偏航角的变化曲线,红色虚线为光学设备事后测量火箭偏航角的变化曲线。图6(b)的蓝色实线表示激光雷达实时测量火箭俯仰角的变化曲线,红色虚线为光学设备事后测量火箭俯仰角的变化曲线。图中各曲线的最大值、最小值与各阶段均方根值如表2所示。

表2 激光雷达与光学设备测量姿态数值

Table 2 Attitude measurement data by Lidar and optical equipment

	Yaw angle of the lidar	Yaw angle of the optical	Pitch angle of the lidar	Pitch angle of the optical
Minimum/($^{\circ}$)	0.034 8	0.223 8	0.020 1	0.259 9
Maximum/($^{\circ}$)	0.914 7	1.243 9	0.647 1	0.831 4
RMS/($^{\circ}$)	0.315 4	0.505 7	0.238 8	0.506 5

以上试验数据可得出以下3个结论:

1)依据测量精度计算结果以及试验数据的验证,激光雷达与光学设备的动态姿态测量精度分别为 0.0498° 和 0.25° ,因此基于激光雷达的姿态测量精度较光学测量设备提升了约5倍。

2)考虑到两种设备测量精度不同的因素,本次试验中激光雷达与光学设备测量火箭偏航角与俯仰角的变化趋势基本一致,相互验证了两种设备姿态测量方法与测量精度的正确性与合理性。

3)本次试验实现了基于激光雷达的火箭实时高精度姿态测量与数据输出,有效填补了火箭外部实时姿态测量的空白,也为安控设备提供了实时姿态数据源,保证了火箭发射安全。

4 结论

针对火箭垂直起飞段外部实测姿态数据获取难度大且实时性差的问题,本文利用激光雷达具有高精度、全天时测量、高分辨率和不易受干扰等优势,提出了基于激光雷达的火箭垂直起飞段实时姿态测量方法。将4线激光雷达安装于跟踪架组成测量系统,在火箭发射前,激光雷达持续扫描火箭获取静态激光点云数据,采用基于多椭圆圆心拟合中轴线算法,计算并分析得到激光雷达静态与动态姿态测量精度分别为

0.018 8°和0.049 8°(RMS)。在火箭发射试验中,跟踪架带动激光雷达高精度跟踪扫描火箭获取动态激光点云数据,同样采用基于多椭圆圆心拟合中轴线算法计算每个时刻动态姿态角度变化,实际动态姿态测量精度与分析计算结果一致,验证了测量方法与测量精度分析法的正确性与合理性,实现了火箭偏航角与俯仰角的实时高精度测量与数据输出,有效填补了火箭起飞段外部实时姿态测量数据的空白。通过与光学设备事后姿态测量数据的比对,相互验证了两种设备的测量方法与测量精度的正确性与合理性,基于激光雷达的姿态测量精度较光学测量设备提升了约5倍。截至目前为止,基于激光雷达的火箭实时姿态测量方法已在某卫星发射中心成功完成了5次试验任务,在火箭起飞段存在振动、尾焰等环境干扰的条件下,实时动态姿态测量精度均能优于0.05°,验证了本文所提的测量系统及测量方法的可重复性好且可靠性高,为火箭发射安控台提供了有效的数据源和实时判别数据,保证了发射过程安全。

参考文献

- [1] YU Qifeng, SUN Xiangyi, CHEN Guojun. A new method of measure the pitching and yaw of the axes symmetry object through the optical image[J]. Journal of National University Of Defense Technology, 2000, (2):15-19.
于起峰, 孙祥一, 陈国军. 用光测图像确定空间目标俯仰角和偏航角的中轴线法[J]. 国防科技大学学报, 2000, (2):15-19.
- [2] PANG Yuefeng, GU Suolin, LI Lisan, et al. A prediction method of receiving signal for ground station based on the real-time telemetry data of rockets[J]. Electronic Science and Technology, 2020, 33(6):58-62.
庞岳峰, 谷锁林, 李立三, 等. 基于火箭遥测的地面站接收信号情况预估方法[J]. 电子科技, 2020, 33(6):58-62.
- [3] HUANG Qiong, ZOU Chunhua, LI Hongye, et al. A monitoring method of antenna direction based on the real-time telemetering data of rockets[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016, (2):86-89.
黄琼, 邹春华, 李红艳, 等. 基于火箭遥测的星箭天线方向监视方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2016, (2):86-89.
- [4] ZHAO Huaixue, TIAN Liude, ZHAO Jianke, et al. Analysis of attitude measurement accuracy and indoor evaluation method of photoelectric theodolite[J]. Acta Optica Sinica, 2018, 38(1):177-183.
赵怀学, 田留德, 赵建科, 等. 光电经纬仪姿态测量精度分析及室内评价方法[J]. 光学学报, 2018, 38(1):177-183.
- [5] WANG Ying, GE Chao, CUI Tiecheng. Research on attitude measurement of polyhedral intersection [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(4):165-167+176.
王颖, 葛超, 崔铁成. 多面交会姿态测量方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2017, 37(4):165-167+176.
- [6] PELL K M, NYDAHL J E, CONARD R G, et al. A laser system to measure rocket attitude in flight [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2012, 15(4):224-228.
- [7] HU Yifeng, DING Chuanbing. A real-time attitude measuring method for shipboard rocket projectiles based on GPS baseline vectors[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2013, 8(6):109-113.
胡一峰, 丁传炳. 基于GPS基线向量的舰载火箭弹姿态测量方法[J]. 中国舰船研究, 2013, 8(6):109-113.
- [8] MCMANAMON P. Review of lidar: a historic, yet emerging, sensor technology with rich phenomenology [J]. Optical Engineering, 2012, 51(6):060901.
- [9] SHI Heng, GAO Xin, LI Xiyu, et al. Rocket active drift measurement technology based on lidar [J/OL]. Infrared and Laser Engineering, 1-7[2021-12-07]. <https://kns-cnki-net.webvpn.las.ac.cn/kcms/detail/12.1261.TN.20211206.1547.004.html>.
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/OL]. 红外与激光工程:1-7[2021-12-07]. <https://kns-cnki-net.webvpn.las.ac.cn/kcms/detail/12.1261.TN.20211206.1547.004.html>.
- [10] REN Bin, CUI Jianyuan, LI Gang, et al. A three-dimensional point cloud denoising method based on adaptive threshold [J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(2):0212003.
任彬, 崔健源, 李刚, 等. 基于自适应阈值的三维点云分段式去噪方法 [J]. 光子学报, 2022, 51(2):0212003.
- [11] ZHANG Nan, SUN Jianfeng, JIANG Peng, et al. Pose estimation algorithms for lidar scene based on point normal vector [J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(1):0105004.
张楠, 孙剑峰, 姜鹏, 等. 激光雷达场景三维姿态点法向量估计方法 [J]. 红外与激光工程, 2020, 49(1):0105004.
- [12] WU Yuhan, WANG Yunbao, XUE Qingquan, 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.
- [13] 胡绍林, 许爱华, 郭小红. 脉冲雷达跟踪测量数据处理技术 [M]. 国防工业出版社, 2007.
- [14] 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, 948:012069.
- [15] 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, 2013.
- [16] YAO Yibin, HUANG Shuhua, KONG Jian, et al. Global least squares algorithm for spatial line fitting [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(5):571-574.
姚宜斌, 黄书华, 孔建, 等. 空间直线拟合的整体最小二乘算法 [J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(5):571-574.

Rocket Attitude Measurement Technology in Vertical Take-off Phase Based on Lidar

SHI Heng^{1,2,3,4}, GAO Xin¹, 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 CAS, 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 attitude measurement data in the vertical take-off phase of a rocket is of great significance to analyze the running orbit, aerodynamic parameters and flight control performance of rocket. The traditional attitude measurement of rocket vertical take-off phase mainly includes telemetry, optical measurement, and radar measurement. The violent vibration has a great impact on the attitude measurement accuracy of telemetry, and once the rocket takes-off fails, it is difficult for telemetry method to obtain effective original analysis data. Although the optical measurement accuracy is high, it needs to use multi station optical equipment to interpret the rocket attitude data after rendezvous, so the real-time performance is poor, and the optical equipment is vulnerable to the interference of weather environment and tail flame during take-off phase, so there is a risk of missing rendezvous data. Although radar measurement is little affected by weather conditions, it is easy to be disturbed by ground clutter. Therefore, there is no external real-time attitude measurement data in the rocket vertical take-off phase. It is urgent to fill the data gap in this phase through new measurement methods to ensure the safety of the rocket vertical take-off phase. Aiming at the technical problems of external real-time attitude measurement in rocket vertical take-off phase, considering the advantages of Lidar, such as high precision, all-time measurement, high resolution and not easily disturbed by environment, the real-time attitude measurement method in rocket vertical take-off phase based on Lidar is proposed in this paper. Raytheon intelligent MS03-A500 four wire Lidar is adopted, and the Lidar is installed on the two-axis tracking frame to form the measurement system. Before the rocket is launched, the Lidar continues to scan the middle and upper part of the rocket to obtain the static laser point cloud data, correct the point cloud data and solve the spatial coordinates, and adopt the multi ellipse center fitting central axis algorithm. It is calculated and analyzed that the static and dynamic attitude measurement accuracy of Lidar are 0.018° and 0.049° respectively. In the rocket launch test, the Lidar measurement system is arranged at a launch site 150 meters away from the rocket. In the rocket vertical take-off phase, the Lidar tracks and scans the fixed position of the rocket with high precision, and obtains the rocket attitude change value with real-time and high precision. To verify the reliability and rationality of Lidar measurement data, three sets of optical equipment are used to measure the rocket attitude angle intersection at the same time. After comparing the rocket attitude change values measured by Lidar and optical equipment, the following conclusions are drawn: 1) According to the measurement accuracy calculation results and the verification of test data, the attitude measurement accuracy based on Lidar is about 5 times higher than that of optical measurement equipment. 2) Considering the different measurement accuracy of the two equipment, the variation trend of rocket yaw angle and pitch angle measured by Lidar and optical equipment is basically the same in this test, which verifies the correctness and rationality of the attitude measurement methods and measurement accuracy of the two kinds of equipment. 3) The real-time high-precision attitude measurement and data output of the rocket based on Lidar is realized, which effectively fills the gap of a real-time attitude measurement outside the rocket, provides a real-time attitude data source for security control equipment, and ensures the launch safety of the rocket.

Key words: Lidar; Rocket attitude measurement; The point cloud data; Elliptic center fitting central axis; Attitude measurement accuracy

OCIS Codes: 280.3640; 150.3040; 120.0280; 150.5670