

# 一维激光多普勒测速仪/单轴旋转惯导组合车载 高程测量方法 (特邀)

高春峰<sup>1</sup>, 魏 国<sup>1\*</sup>, 王 琦<sup>1</sup>, 熊振宇<sup>2</sup>, 杨泽坤<sup>1</sup>, 周文健<sup>1</sup>, 刘万青<sup>1</sup>

(1. 国防科技大学 前沿交叉学科学院, 湖南 长沙 410073;

2. 中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 采用一维激光多普勒测速仪与单轴旋转惯性导航系统组合的方式, 利用单轴旋转惯导系统倾角补偿后的姿态输出为测速仪提供高精度姿态基准, 探索提高一维激光测速仪高程测量精度的新方法。针对双光束差动结构的一维激光测速仪高程测量原理及单轴旋转惯导系统倾角误差补偿方法进行了研究, 以车载的方式对设计的高程测量方法进行了试验验证。完成了两组 35~40 min 跑车测试, 第一组试验高程测量最大误差为 -2.67 m, 标准差为 1.0094 m; 第二组试验高程测量的最大误差为 1.68 m, 标准差为 0.5880 m, 达到了车载情况下连续动态高程测量精度优于 3 m 的预期指标。相关试验结果证明了基于单轴旋转惯性导航系统的车载一维激光多普勒测速仪高程测量方法的有效性。

**关键词:** 组合导航; 高程测量; 激光多普勒测速; 单轴旋转调制惯导系统; 姿态误差补偿

**中图分类号:** O438      **文献标志码:** A      **DOI:** 10.3788/IRLA20220704

## Height measurement method based on one-dimensional laser Doppler velocimeter and integrated navigation system of single-axis rotation inertial navigation system (*invited*)

Gao Chunfeng<sup>1</sup>, Wei Guo<sup>1\*</sup>, Wang Qi<sup>1</sup>, Xiong Zhenyu<sup>2</sup>, Yang Zekun<sup>1</sup>, Zhou Wenjian<sup>1</sup>, Liu Wanqing<sup>1</sup>

(1. College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Aerospace Technology Institute, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** A new method to improve the height measurement accuracy of the integrated navigation system of one-dimensional laser Doppler velocimeter (LDV) and single-axis rotation inertial navigation system (INS) is explored in this paper. The attitude output after base tilt compensation of the single-axis rotation INS is used to provide a high-precision attitude reference for the LDV. The height measurement principle of the one-dimensional LDV with dual-beam differential structure is studied, and the base tilt compensation method of single-axis rotation INS is analyzed. On the basis of theoretical analysis, on-vehicle experiments are carried out to verify the effectiveness of the designed height measurement method. Two groups of 35-40 min on-vehicle tests are completed. The maximum error of height measurement in the first group is -2.67 m, and the standard deviation is 1.0094 m; The maximum error of the second group of height measurement is 1.68 m, and the standard deviation is 0.5880 m, reaching the expected target that the continuous dynamic height measurement accuracy is better than

收稿日期:2022-09-30; 修订日期:2022-11-03

基金项目:国家自然科学基金(62203454);军队高层次科技创新人才工程项目(22-TDRCJH-XX-034)

作者简介:高春峰,男,讲师,博士,主要从事激光在惯性导航与制导技术中的应用研究。

通讯作者:魏国,男,副研究员,博士,主要从事光电惯性技术方面的研究。

3 m under the vehicle condition. The related research proves the effectiveness of the height measurement method based on integrated navigation system of single-axis rotation INS and one-dimensional LDV.

**Key words:** integrated navigation; height measurement; laser Doppler velocimeter; single-axis rotation inertial navigation system; attitude error compensation

## 0 引言

车载高程测量在地质勘探、地形绘制、重力测量等方面具有重要作用。目前常见的几种高程测量方法有 GNSS (Global Navigation Satellite System) 高程测量、几何水准测量与三角高程测量等。GNSS 高程测量方法可以实现连续动态高程测量,其精度与 GNSS 定位精度相当,但在丛林、山谷遮挡、高楼密集等 GNSS 接收机信号受影响的地区的精度较差;几何水准测量的精度比较高,单点高程测量精度可以达到厘米量级,但受距离和地形起伏的限制,外业工作量大,施测速度慢,无法实现连续动态测量;三角高程测量不受地形的限制,单点高程测量精度可以达到厘米量级,但是每次测量都得量取仪器高、棱镜高,外业工作繁琐,同样无法实现连续动态测量<sup>[1-3]</sup>。

惯性导航系统 (Inertial Navigation System, INS) 是利用惯性敏感元件 (陀螺仪和加速度计) 测量载体相对惯性空间的角运动和线运动,以获得载体的姿态、速度和位置等信息的自主导航系统。惯导系统在纯惯性状态下天向通道处于发散状态,无法实现高度测量,通常只能依靠卫星导航、深度计、高度计等提供高度信息。考虑到 GNSS 系统在车辆运行路线中存在高楼、树木、丘陵遮挡卫星信号的情况,定位数据会出现跳变甚至丢失,气压高度计精度和更新频率相对较低,无法满足对动态实时高度要求较高的场合<sup>[4-6]</sup>。

激光多普勒测速仪 (Laser Doppler Velocimeter, LDV) 是以激光散射为基础,利用运动粒子散射光的多普勒频移来求得粒子速度的仪器,具有非接触测量、测速精度高、测速范围宽、动态性能好、自主性好、实时性好等特点。目前一维激光多普勒测速仪与惯性导航系统组合进行水平定位的相关技术已较成熟,但是在载体高程测量方面精度依然有待提高,其主要原因是一维测速仪需要高精度的姿态信息,以实现载体在高程方向上的速度积分<sup>[7-10]</sup>。

单轴旋转惯性导航系统采用旋转调制的方式,可

以对姿态误差发散进行有效抑制,文中结合单轴旋转惯性导航系统与一维激光多普勒测速仪的优势,探索测速仪在高程测量和数据处理方面的新方法,实现车载情况下动态连续 (高程输出频率达到 100 Hz) 精度优于 3 m 的高程测量。相关技术指标的实现对于车载连续动态地形测绘、捷联式车载重力测量有相当的意义<sup>[11-12]</sup>。文中首先介绍了光多普勒测速仪测量原理和高程测量方法,然后对单轴旋转惯性导航系统姿态误差以及旋转倾角补偿方法进行了研究,最后通过车载试验的方式对所设计方法的精度进行了验证。

## 1 一维激光多普勒测速仪高程测量原理

任何形式的光波在传递的过程中,受到光源、探测器、传播介质或者反射物体运动的干扰,导致光波频率发生变化的现象,被称为光学多普勒效应。激光多普勒测速技术就是基于光学多普勒效应,通过测量运动粒子散射光的多普勒频移信息来计算粒子的运动速度的一种非接触测量技术。

双光束差动激光多普勒测速通常利用激光器产生相干性、单色性与平行性较好的激光束,通过分束镜作用之后将原光束分为两束平行光,且其中一束光利用声光晶体处理后产生频率偏移。在此之后,两束激光通过透镜作用会聚在待测移动物体表面,经待测物体表面散射作用后,散射光通过原透镜会聚重新变为平行光,最后再通过另外一个透镜聚光后由光电探测器接收。激光多普勒测速原理如图 1 所示<sup>[13]</sup>。

两束光在消除声光晶体带来的频移并差分后,可以得到对应的多普勒频率,而多普勒频率与待测物体运动速度之间线性相关,其表达式如公式 (1) 所示:

$$f_D = \frac{2v}{\lambda} \sin \frac{\theta}{2} \quad (1)$$

式中:  $f_D$  为多普勒频率;  $\lambda$  为测量激光频率;  $v$  为待测物体速度;  $\theta$  为两束光夹角。

对公式 (1) 进行变换处理,在考虑到激光传递介质影响的情况下,待测物体速度可以表示为公式 (2):

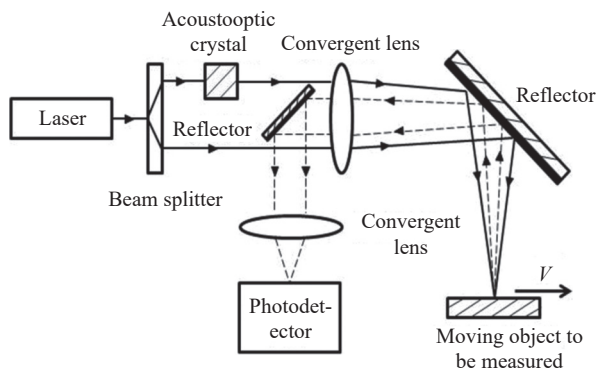


图 1 双光束差动结构一维激光多普勒测速原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of one-dimensional LDV measurement principle with dual-beam differential structure

$$v = \frac{\lambda f_D}{2 \sin \frac{\theta}{2}} = \frac{c f_D / f_i}{2 \sin \frac{\theta}{2}} = \frac{c_0 f_D}{2 n_a f_i \sin \frac{\theta}{2}} \quad (2)$$

式中： $c$ 为空气中的光速； $c_0$ 为真空中的光速； $n_a$ 为空气介质折射率； $f_i$ 为测量激光频率。激光多普勒测速仪测得的速度 $v$ 为光路方向相对待测面速度，要实现一维测速仪的高程测量，需要给出测速仪光路与待测面的实时姿态关系<sup>[14]</sup>。

惯性导航系统具备实时、高精度、高输出频率的

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \psi \\ -\cos \theta \sin \psi + \sin \theta \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \psi \\ -\sin \theta \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix}$$

式中： $\theta$ 为载体横摇角； $\phi$ 为载体纵摇角； $\psi$ 为载体航向角。可以得到天向速度 $V_U^n$ 和高程 $h(t)$ 为：

$$V_U^n = (\sin \theta \cos \psi - \cos \theta \sin \phi \sin \psi) V_x^b - (\sin \theta \sin \psi + \cos \theta \sin \phi \cos \psi) V_y^b + (\cos \theta \cos \phi) V_z^b \quad (6)$$

$$h(t) = V_U^n \cdot T + h(t_0) \quad (7)$$

由公式(6)、(7)可知测速仪输出天向速度精度受惯导系统实时姿态精度制约，因此，高精度的惯导系统姿态基准是实现一维测速仪高程测量的基础。单轴旋转惯导系统采用旋转调制的方式，可以有效抑制惯导系统的姿态漂移，但是惯导系统的惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)与转位系统的安装倾角，会导致在旋转调制过程中引入输出姿态振荡误差，下面将对单轴旋转惯导系统的姿态误差特性及倾角补偿方法进行分析。

姿态测量能力，与惯导系统组合的方式是为了一维激光测速仪提供姿态基准的有效手段。

由于载体坐标系( $b$ 系)与测速仪坐标系并不重合，测速仪的测量速度需要通过测速仪和惯导系统的安装误差和惯导系统姿态输出转换成载体在导航系( $n$ 系)(东-北-天向)中的速度。当测速仪和惯性系统安装惯性标定准确后，通过测速仪测量得到的载体系(右-前-上)速度可表示为：

$$V^b = \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \eta \\ \cos \varphi \cos \eta \\ \sin \eta \end{bmatrix} \frac{v}{\cos \lambda} \quad (3)$$

由公式(3)可以看出，测速仪输出载体系速度 $V^b$ 仅与俯仰角安装误差 $\eta$ 、航向角安装误差 $\varphi$ 和光束与待测面夹角 $\lambda$ 有关，以上三个参数为常值，可以通过测速仪与惯导系统的安装标定给出。载体在导航系中的速度 $V^n$ 需要结合惯导系统的实时输出姿态得到：

$$V^n = \begin{bmatrix} V_E^n \\ V_N^n \\ V_U^n \end{bmatrix} = C_b^n V^b = C_b^n \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中， $C_b^n$ 为载体系到导航系的姿态矩阵：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \sin \theta \cos \psi - \cos \theta \sin \phi \sin \psi \\ -\sin \theta \sin \psi - \cos \theta \sin \phi \cos \psi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

## 2 单轴旋转调制惯性导航系统姿态误差补偿方法

惯性导航主要分为姿态、速度、位置更新三个方面，惯性导航系统在工作中的测量误差误差主要包括惯性器件(陀螺、加速度计)的零偏误差、安装误差、比例因子误差等，其对应的理想数学表达可以表示为公式(8)：

$$\begin{aligned} \tilde{\omega}_{is}^s &= (I + \delta K_g)(I + \delta C_g) \omega_{is}^s + \varepsilon \\ \tilde{f}_{is}^s &= (I + \delta K_a)(I + \delta C_a) f_{is}^s + \nabla \end{aligned} \quad (8)$$

式中： $\tilde{\omega}_{is}^s$ 和 $\tilde{f}_{is}^s$ 为陀螺和加速度计实际输出结果； $\delta K_g$ 和 $\delta K_a$ 为陀螺与加速度计比例因子误差矩阵； $\delta C_g$ 和 $\delta C_a$ 为陀螺与加速度计安装误差矩阵； $\omega_{is}^s$ 和 $f_{is}^s$ 为陀螺与加速度计真实值； $\varepsilon$ 与 $\nabla$ 为陀螺漂移与加速度计零偏。

对惯导系统加入旋转调制的目的是为了对惯性

器件的常值漂移误差进行抵消。由公式 (8) 可以得到略去二阶小量之后的惯性元件的输出误差, 可以表示为公式 (9):

$$\begin{aligned} \delta\omega_{is}^s &= \tilde{\omega}_{is}^s - \omega_{is}^s = (\delta K_g + \delta C_g)\omega_{is}^s + \varepsilon \\ \delta f_{is}^s &= \tilde{f}_{is}^s - f_{is}^s = (\delta K_a + \delta C_a)f_{is}^s + \nabla \end{aligned} \quad (9)$$

式中:  $\delta\omega_{is}^s$  和  $\delta f_{is}^s$  为略去二阶小量之后惯性器件的输出误差。

结合系统误差方程和惯性导航原理, 可以推导出旋转惯导系统误差传播方程为:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= -\omega_{in}^n \times \phi + \delta\omega_{in}^n - C_b^n C_s^b \delta\omega_{is}^s \\ \dot{\delta v} &= f^n \times \phi + C_b^n C_s^b \delta f_{is}^s - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v - \\ &\quad (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times v - \delta g \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $\phi$  为惯导系统失准角;  $C_s^b$  为惯性系到载体坐标系的变换矩阵;  $\omega$  和  $\delta\omega$  分别为角速度和角速度误差;  $v$  和  $\delta v$  分别为速度和速度误差;  $\delta g$  为重力偏差。

由公式 (10) 可以看出, 在引入旋转调制后, 陀螺与加速度计误差  $\delta\omega_{is}^s$  和  $\delta f_{is}^s$  受到变换矩阵  $C_s^b(t)$  调制, 变为  $C_s^b(t)\delta\omega_{is}^s$  和  $C_s^b(t)\delta f_{is}^s$ 。在经过旋转调制后, 陀螺与加速度计误差可以表示为公式 (11):

$$\begin{aligned} \delta\omega_{is}^n &= C_s^n \left[ (\delta K_g + \delta C_g) (C_b^s \omega_{ib}^b + \omega_{bs}^s) + \varepsilon \right] \\ \delta f_{is}^n &= C_s^n \left[ (\delta K_a + \delta C_a) (C_b^s f_{ib}^b + f_{bs}^s) + \nabla \right] \end{aligned} \quad (11)$$

由公式 (11) 可知, 在各项惯导系统的误差源中, 旋转调制可以对惯性器件部分比例因子误差、部分安装误差以及旋转轴垂直平面的常值零偏进行调制, 使得惯性元件输出误差分量在一个旋转周期内被调制成为正弦弦形式, 并可以在解算过程中相互抵消, 以此来抑制误差影响, 提高系统姿态测量精度。

虽然旋转调制的方式可以有效抑制惯导系统的姿态误差, 但是由于转位机构的存在, IMU 计算得到

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\eta\cos\beta - \sin\eta\sin\alpha\sin\beta & \sin\eta\cos\beta + \cos\eta\sin\alpha\sin\beta & -\cos\theta\sin\beta \\ -\sin\eta\cos\alpha & \cos\eta\cos\alpha & \sin\alpha \\ \cos\eta\sin\beta + \sin\eta\sin\alpha\cos\beta & \sin\eta\sin\beta - \cos\eta\sin\alpha\cos\beta & \cos\alpha\cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = C_b^s \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (12)$$

由于  $\alpha, \beta$  可以分别视为小角度, 可以近似认为  $\alpha \cdot \beta = 0$  且  $\sin\alpha \approx \alpha, \sin\beta \approx \beta$ 。公式 (12) 可以简化为公

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\eta & \sin\eta & -\beta \\ -\sin\eta & \cos\eta & \alpha \\ \beta\cos\eta + \alpha\sin\eta & \beta\sin\eta - \alpha\cos\eta & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = C_b^s \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (13)$$

在导航解算中, 载体系  $o_b x_b y_b z_b$  到导航系  $o_n x_n y_n z_n$

的姿态信息需要通过转位机构的输出姿态变换得到载体的姿态信息, 但 IMU 在安装到单轴转位机构上时, IMU 安装基座与转位机构平面必定存在安装倾角误差, 该误差在 IMU 的旋转过程中会引入周期性的姿态振荡误差, 严重影响了系统的姿态测量精度。要实现单轴旋转惯导和一维激光测速仪组合状态下的高程测量, 必须要对 IMU 的安装倾角进行补偿<sup>[15]</sup>。

在 IMU 安装到单轴转台的过程中, 旋转坐标系  $o_s x_s y_s z_s$  和载体坐标系  $o_b x_b y_b z_b$  无法完全重合, 即两个坐标系之间存在一个倾斜角  $\phi$ 。将倾斜角分解为三个欧拉角  $\alpha, \beta, \eta$ , 则旋转坐标系与载体坐标系的倾斜角示意图如图 2 所示。

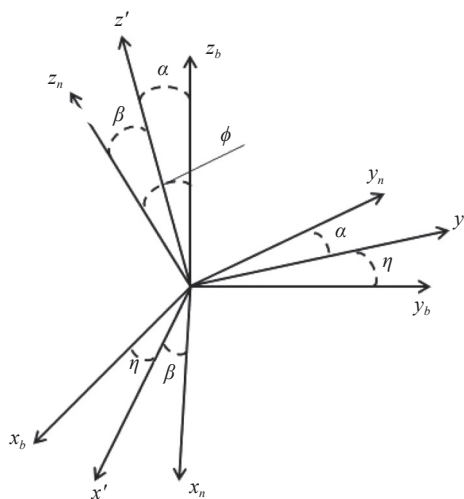


图 2 旋转坐标系与载体坐标系的倾斜角示意图

Fig.2 Schematic diagram of tilt angle between rotating coordinate frame and body coordinate frame

根据欧拉角的定义, 坐标系从  $o_s x_s y_s z_s \sim o_b x_b y_b z_b$  的转换可以通过方向余弦矩阵  $C_b^s$  表示为公式 (12):

式 (13):

的转换矩阵可以表示为  $C_b^n$ , 旋转坐标系  $o_s x_s y_s z_s$  到导航

坐标系  $o_n x_n y_n z_n$  的转换矩阵可以表示为  $C_s^n$ , 其转换关系可以表示为公式 (14):

$$C_s^n = C_b^n C_s^b = C_b^n (C_b^s)^T \quad (14)$$

由公式 (14) 可知, 当单轴转台开始旋转时, 可以得到初始位置和转台转动  $180^\circ$  之后各自对应的  $C_s^n$ 。

$$C_s^n(\eta_1) = C_b^n (C_b^s(\eta_1))^T = \begin{bmatrix} \cos \eta_1 & -\sin \eta_1 & \beta \cos \eta_1 + \alpha \sin \eta_1 \\ \sin \eta_1 & \cos \eta_1 & \beta \sin \eta_1 - \alpha \cos \eta_1 \\ -\beta & \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$C_s^n(\eta_2) = C_b^n (C_b^s(\eta_2))^T = \begin{bmatrix} \cos \eta_1 & -\sin \eta_1 & -\beta \cos \eta_1 - \alpha \sin \eta_1 \\ \sin \eta_1 & \cos \eta_1 & -\beta \sin \eta_1 + \alpha \cos \eta_1 \\ -\beta & \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

对两个时刻的方向余弦矩阵求和并计算, 可以得到倾斜补偿角  $\alpha, \beta$ 。

$$\Delta C = C_s^n(\eta_1) + C_s^n(\eta_2) = C_b^n \begin{bmatrix} -2T_{13}\beta & 2T_{13}\alpha & 2T_{13} \\ -2T_{23}\beta & 2T_{23}\alpha & 2T_{23} \\ -2T_{33}\beta & 2T_{33}\alpha & 2T_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\alpha = C_{12}/C_{13} = C_{22}/C_{23} = C_{32}/C_{33} \quad (18)$$

$$\beta = -C_{11}/C_{13} = -C_{21}/C_{23} = -C_{31}/C_{33} \quad (19)$$

在求得倾斜补偿角之后, 可以直接计算载体系相对于惯性导航系的姿态矩阵  $C_b^n$ 。

以一组单轴旋转惯性导航系统在载车安装条件下的输出结果和补偿结果为例, 验证倾角补偿方法的有效性。

单轴旋转惯性导航系统采用  $0^\circ, 180^\circ, 270^\circ, 90^\circ$  的四位置转停方案, 该方案采用周期性往返转停的方式, 能够有效抵消水平器件的对称性误差, 并可以实现无滑环条件下的单轴旋转惯导系统信号输出, 其转动规律如图 3 所示。

载车处于发动机启动状态下, 惯性导航系统的静态原始输出俯仰角与横滚角如图 4、图 5 所示。可以明显观察到横滚角与俯仰角随转台转动, 呈现出规律性的锯齿振荡。

结合转位机构转角信息, 将系统姿态角输出代入倾角补偿算法中, 补偿后结果如图 6、图 7 所示。

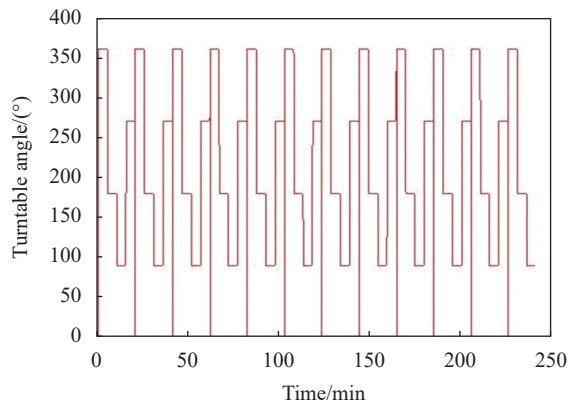


图 3 转位机构转动姿态

Fig.3 Rotation attitude of uniaxial turntable

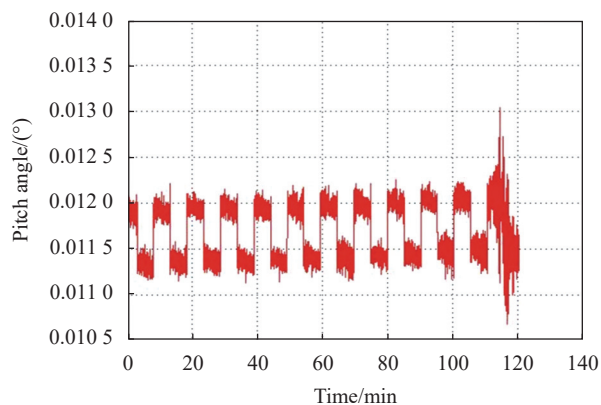


图 4 单轴旋转惯导倾角补偿前俯仰角姿态输出

Fig.4 Pitch angle output of single-axis rotation INS before the base tilt compensation

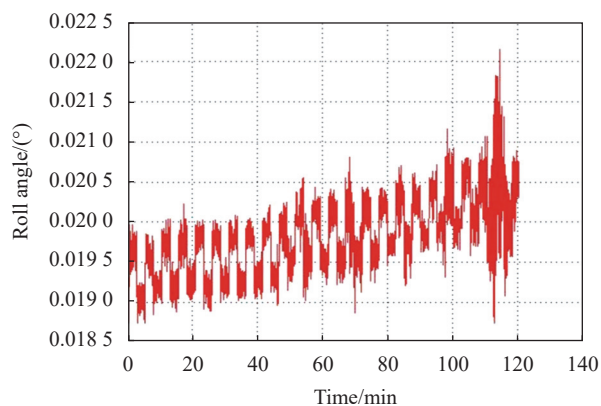


图 5 单轴旋转惯导倾角补偿前横滚角姿态输出

Fig.5 Roll angle output of single-axis rotation INS before the base tilt compensation

由图 6、图 7 可知, 以单个转位周期内姿态角振荡的峰值大小衡量姿态振荡误差, 经过倾角补偿后

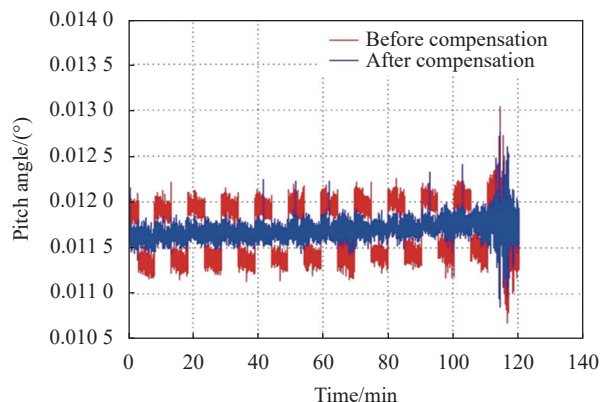


图 6 单轴旋转惯导倾角补偿后俯仰角姿态输出

Fig.6 Pitch angle output of single-axis rotation INS after the base tilt compensation

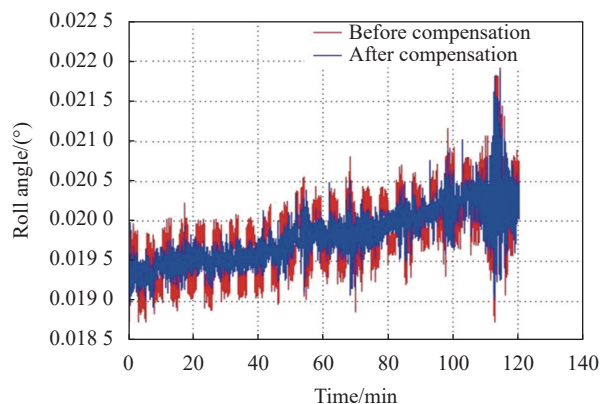


图 7 单轴旋转惯导倾角补偿后横滚角姿态输出

Fig.7 Roll angle output of single-axis rotation INS after the base tilt compensation

的横滚角与俯仰角的锯齿误差明显减小,由转位引起的俯仰角姿态振荡由 0.0008 rad 缩小至 0.0004 rad,抑制了近 50%;横滚角姿态振荡由 0.0011 rad 缩小至 0.0007 rad,抑制了 35% 以上。文中给出的倾角补偿方法可以对单轴旋转惯导系统输出姿态的锯齿振荡误差进行有效补偿,达到为一维激光多普勒测速仪提供更高精度姿态基准的目的。

### 3 试验验证及数据分析

采用了跑车试验的方式,对一维激光多普勒测速仪与单轴旋转惯性导航系统组合高程测量的精度进行了验证。试验采用单轴旋转惯导系统陀螺零偏稳定性为 0.002 (°)/h (3σ),加速度计零偏稳定性为 50 mGal (3σ),定位精度优于 0.5 nm/1 h;测速仪测速精度优于

0.05%,输出频率为 100 Hz;采用差分 GPS 提供位置参考基准(输出频率 1 Hz,单点状态下高程定位精度 3 m,差分状态下高程定位精度 4 cm)。惯导系统安装在试验车车体内,激光测速仪安装于车底,GPS 接收机和天线位于车顶,如图 8 所示。



图 8 跑车试验用车及测速仪安装图

Fig.8 Experimental vehicle and installation mode of LDV

试验测试路线以及高程变化如图 9~图 11 所示,为保证差分 GPS 的定位精度,选择无遮挡的高架桥进行跑车测试,试验车每次均从测试路线南端出发,经行往返重复线运动,路径全程 20 km,高程变化在 35 m 左右。

在跑车试验过程中,首先利用载体在测线上的姿



图 9 跑车试验路径

Fig.9 The path in the experiment

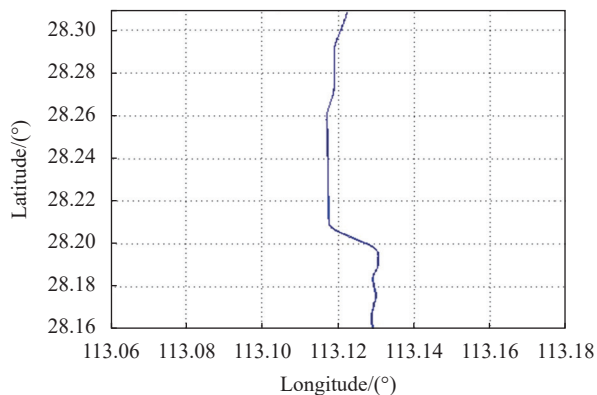


图 10 跑车试验水平位置变化

Fig.10 Horizontal position change in the experiment

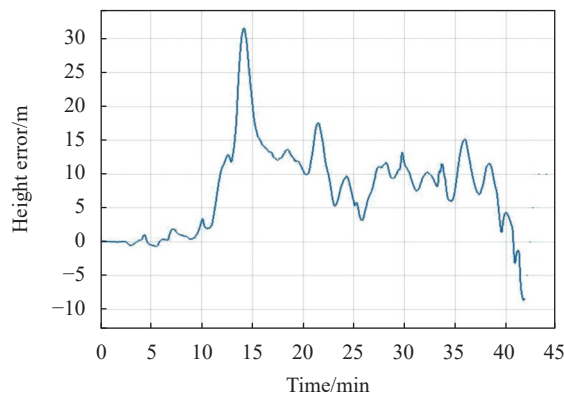


图 12 第一组车载试验高程测量结果 (姿态误差补偿前)

Fig.12 Height measurement result of the first group of experiment (before attitude error compensation)

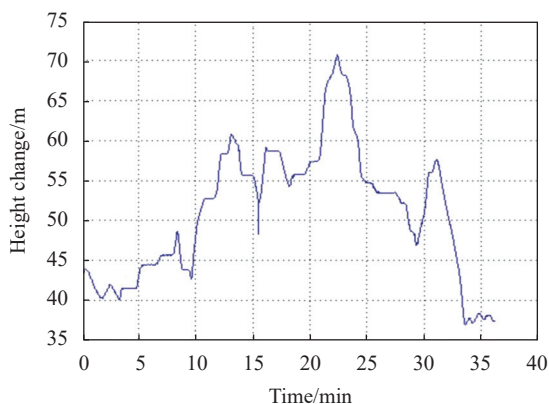


图 11 跑车试验高度变化

Fig.11 Height change in the experiment

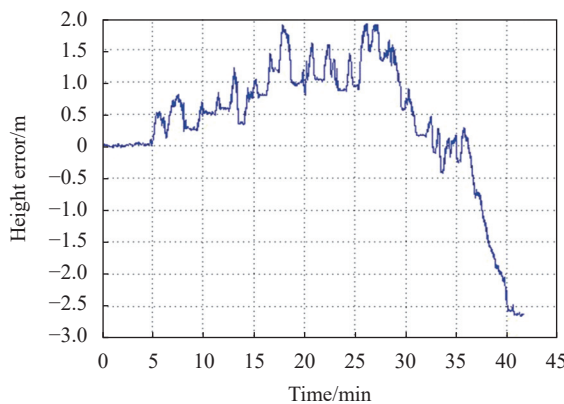


图 13 第一组车载试验高程测量结果 (姿态误差补偿后)

Fig.13 Height measurement result of the first group of experiment (after attitude error compensation)

态信息对激光多普勒测速仪进行标定<sup>[16]</sup>,得到对应安装误差角与倾角误差。利用转台转动角度进行倾角误差补偿计算得到载体姿态信息,实时记录惯导系统和激光测速仪的相关输出,以惯导系统和差分 GPS 组合高程结果为基准,通过文中给出的一维激光多普勒测速仪高程测量方法计算测线高程结果。试验共进行两组,每组姿态补偿前后的车载高程测量结果如图 12~图 15 所示。

如图 12、13 所示,第一组跑车试验时长 42 min,未进行姿态误差补偿前,单轴旋转惯性导航系统/一维激光多普测速仪组合高程测量最大误差为 32.35 m,高程误差的标准差为 6.762 m;进行姿态误差补偿后,高程测量最大误差为-2.67 m,高程误差的标准差为 1.009 m。

如图 14、15 所示,第二组跑车试验时长 35 min,未进行姿态误差补偿前,单轴旋转惯性导航系统/一

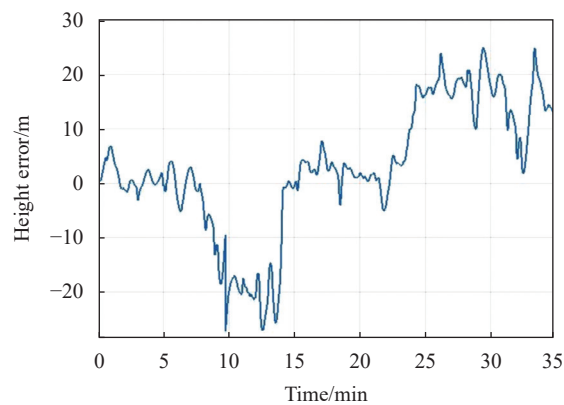


图 14 第二组车载试验高程测量结果 (姿态误差补偿前)

Fig.14 Height measurement result of the second group of experiment (before attitude error compensation)

维激光多普测速仪组合高程测量最大误差为-27.62 m,高程误差的标准差为 11.88 m;进行姿态误差补偿后,

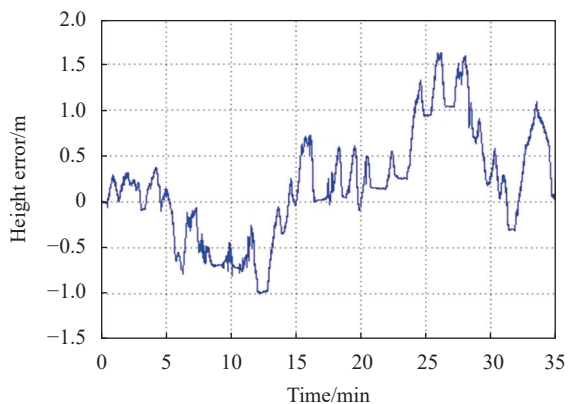


图 15 第二组车载试验高程测量结果 (姿态误差补偿后)

Fig.15 Height measurement result of the second group of experiment (after attitude error compensation)

高程测量最大误差为 1.68 m, 高程误差的标准差为 0.588 m。

两次试验结果统计如表 1 所示。

两次试验过程中,只采用 GPS 处于差分状态下的定位数据作为参考基准。两次试验结果对比可见,姿态误差补偿后,单轴旋转惯性导航系统/一维激光多普勒测速仪组合高程测量的精度提高接近一个数量级,证明了倾角补偿对提高组合系统高程测量的有效性。图 13 和图 15 中,高程测量结果具有一定发散性,是由于 INS/LDV 组合状态下,惯导系统的姿态误差直接耦合到测速仪在导航系的速度输出中导致。试验过程中惯导系统和激光测速仪的输出频率可达到 100 Hz 以上,远高于 GPS 高度信息的输出频率,可以实现更高连续性的车载高程测量。由试验结果可知,在对单轴旋转惯导系统有效倾角补偿的情况下,一维激光多普勒测速仪/单轴旋转惯导组合的方式,可以达到车载情况下动态连续 (输出频率达到 100 Hz) 高程测量优于 3 m 的预期精度。

表 1 试验结果

Tab.1 Experimental results

Experiment	Maximum error of height measurement/m	Standard deviation of height measurement error/m
Group 1	Without attitude error compensation	32.35
	Before attitude error compensation	-2.67
Group 2	Without attitude error compensation	-27.62
	After attitude error compensation	1.68

## 4 结 论

文中对基于单轴旋转惯导组合的车载一维激光多普勒测速仪高程测量方法进行了研究。对一维测速仪高程测量方法进行了分析,并通过倾角补偿的方式,进一步提高了旋转惯导系统的姿态角解调精度。车载试验表明,倾角姿态误差补偿后,组合系统高程测量精度可以提高一个数量级左右,在试验路径全程 20 km、行驶时间 35 min 左右的情况下,组合系统的高程测量误差最大值可以达到 2.67 m 以内,高程误差标准差在 1 m 左右,高程信息的输出频率可达 100 Hz 以上。试验结果表明,一维激光多普勒测速仪在高精度姿态基准辅助条件下能够实现载车的高程测量。相关研究为解决无 GPS 情况下车载连续高程测量提供了技术支撑,相关成果可以在地形地貌勘探、高精度三维地形绘制、车载重力测量等方面得到应用。

## 参考文献:

- [1] 杨军,郭文周,解祥成. 工程测量中常见几种高程测量方法的实验分析[J]. *江西建材*, 2015(3): 257-258.
- [2] 王田磊,马华宇,雷河森,等. 高程测量方法探讨[J]. *河南建材*, 2013(6): 20-21.
- [3] 李明. 浅谈几种高程测量方法在引水工程中的应用[J]. *四川水利*, 2020(S1): 47-49.
- [4] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2014.
- [5] 严恭敏. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [6] 杨文钰,李东兵,隋毅等. 2020年国外不依赖卫星的导航技术发展综述[J]. *飞航导弹*, 2021(1): 7.
- [7] Wang Hongxian. Summary of the technology development of land inertial navigation system [J]. *Optics & Optoelectronic Technology*, 2019, 17(6): 9. (in Chinese)
- [8] Zhou Jian. Preliminary study on laser Doppler velocimeter for vehicle self-contained navigation[D]. Changsha: National



- University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [9] Chen Hongjiang, Nie Xiaoming, Wang Mengcheng. Vehicle integrated navigation system based on two dimensional laser Doppler velocimeter [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(12): 1217008. (in Chinese)
- [10] Wei Guo, Zhou Jian, Long Xingwu. Analysis of signal-to-noise ratio and heterodyne efficiency for reference-beam laser Doppler velocimeter [J]. *Optics & Laser Technology*, 2012, 44(1): 108-113.
- [11] Yu Ruihang, Cai Shaokun, Wu Meiping. A study of SINS/GNSS strapdown ground vehicle gravimetry test [J]. *Geophysical & Geochemical Exploration*, 2015, 39(S1): 67-71. (in Chinese)
- [12] Cai Tijing, Huang Junxiang. Strapdown gravity passive navigation system [J]. *Piezoelectrics & Acousto-optics*, 2020, 42(5): 661-665. (in Chinese)
- [13] Zhou Jian, Nie Xiaoming. A novel laser Doppler velocimeter and its integrated navigation system with strapdown inertial navigation [J]. *Opt Laser Technol*, 2014, 64: 319-323.
- [14] Wang Qi. Research on three-dimensional laser Doppler velocimeter and its application in inertial navigation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [15] Zhou Haiyuan, Pan Liang, Zhao Lijian, et al. Attitude error correction method for a shipboard single-shaft rotation modulation SINS [J]. *Journal of Inertial Technology*, 2015(2): 156-159. (in Chinese)
- [16] Wang Qi, Gao Chunfeng, Zhou Jian, et al. Calibration method of laser Doppler velocimeter based on Janus configuration in land integrated navigation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(4): 0417003. (in Chinese)