

基于 MEMS 激光雷达测量技术的航天器 隐藏目标点测量方法

田伟杰¹, 王晓峰², 罗杰¹

(1. 山西大学 物理电子工程学院, 太原 030000;

2. 山西大学 电子信息工程系, 太原 030000)

摘要: 为具有指向性的发掘航天器行驶轨迹中的隐藏节点, 根据其特征进行准确测量, 提出一种基于 MEMS 激光雷达测量技术的航天器隐藏目标点测量方法; 利用离散型雷达滤波器, 采集激光测量过程中的上机位数据, 进而获取雷达测量性能指标, 促进指向性测量系数的适度下降; 在此基础上, 借助航天器目标的运动特性条件, 估计特征值的最大似然量, 再联合相关测量指标, 建立航天器目标的特征模型, 对目标点微动频率的下降趋势进行抑制; 利用隐藏目标的立体视觉处理结果, 选择最适合 MEMS 激光雷达的测量点, 并以此为条件, 测算航天器隐藏目标的比例情况, 完成 MEMS 激光雷达测量下航天器隐藏目标点测量方法的建立; 在 RCS 平台中模拟航天器行驶轨迹, 随着 MEMS 激光雷达测量技术的应用, 目标点微动频率提升、指向性测量系数下降, 隐藏目标节点得到有效测量。

关键词: MEMS; 激光雷达; 航天器; 隐藏目标点; 测量技术

Spacecraft Hidden Target Point Measurement Based on MEMS Laser Radar

Tian Weijie¹, Wang Xiaofeng², Luo Jie¹

(1. School of Physics and Electronic Engineering, Shanxi University, Taiyuan 03000, China;

2. Department of Electronic Information Engineering, Shanxi University, Taiyuan 03000, China)

Abstract: In order to explore the hidden nodes in the trajectory of the spacecraft with directivity, according to the characteristics of the enterprise, an adaptive measurement method for spacecraft hidden target points based on MEMS lidar measurement technology is proposed. The discrete radar filter is used to collect the upper position data in the laser measurement process, and then the radar measurement performance index is obtained to promote the moderate decline of the directivity measurement coefficient. On this basis, based on the motion characteristics of the spacecraft target, the maximum likelihood of the eigenvalues is estimated, and then the relevant measurement indicators are combined to establish the feature model of the spacecraft target, which suppresses the downward trend of the target point fretting frequency. Using the stereo vision processing results of hidden targets, the measurement points most suitable for MEMS laser radar are selected, and the proportion of hidden targets of spacecraft is measured under the condition of this, and the measurement method of hidden target points of spacecraft under MEMS lidar measurement is completed. The spacecraft trajectory is simulated in the RCS platform. With the application of MEMS lidar measurement technology, the target point fretting frequency is increased, the directivity measurement coefficient is decreased, and the hidden target node is effectively measured.

Keywords: MEMS; lidar; spacecraft; hidden the target point; measurement technology

0 引言

激光雷达是一种以光束探测定点位置为执行目的的雷达检测系统。激光束作为系统中的探测信号, 可在保持不同特征量条件的情况下, 向目标检测位置发射既定目标回波, 再通过对比发射信号与探测信号的方式, 确定待测定目标的具体状态信息。常规情况下, 在对信号条件进行规范化处理后, 可获得与测定目标有关的所有雷达信号条件, 常见参数形态包含距离、速度、姿态、方位、高度、形状等。根据过往应用经验来看, 激光雷达测量常被用于对探

测或识别飞机、导弹或各类航天器结构。MEMS 也叫微机电系统, 是由微能源、动作器或执行器、传感器三部分组成的智能化独立系统^[1]。MEMS 作为作为典型的多学科交叉研究手段, 涉及电子技术、物理学、能源化学、机械技术等多个方面, 在工业、航空航天等领域均具有较为广阔的发展前景。

航天器也叫空间飞行器, 可按照天体力学规律在空间环境中进行自主飞行, 可用于探索、开发未知的轨道领域。但因天体环境性质的不同, 处于不同空间轨道时, 航天器质量大小及行进状态都会发生一定改变, 进而使航行轨迹中部分节点被其它节点覆盖, 出现目标点隐藏情况。为解决上述问题, 在激光雷达与 MEMS 技术的支持下, 建立一种全新的航天器隐藏目标点测量方法。通过采集测量上机位数据的方式, 获取与雷达测量相关的性能指标, 再利用航天器目标特征模型, 选择适宜的测量点位置, 最终得到

收稿日期: 2019-08-15; 修回日期: 2019-08-29。

作者简介: 田伟杰(1995-), 男, 山西阳泉人, 硕士研究生, 主要从事嵌入式系统应用方向的研究。

王晓峰(1981-), 男, 山西太原人, 硕士, 副教授, 主要从事嵌入式系统应用方向的研究。

准确的隐藏目标比例测算结果。

1 MEMS 激光雷达基本测量特性

MEMS 激光雷达测量特性分析是利用滤波器获取性能指标的处理过程,以测量上机位数据作为过渡变量,其具体分析过程如下。

1.1 离散型雷达滤波器

雷达滤波器是激光电容、MEMS 电感及电阻元件组成的离散型滤波电路。雷达滤波器可对航天器电源线中特定频率的频点及频点以外频率进行滤除处理,进而得到一个处于固定频率的测量电源信号,也可消除频段固定的电源干扰信号。本文选用型号为 20DBAS5 型号的雷达滤波器,在目标点测量过程中充当基础选频装置,可使频率处于特定区段的隐藏航天器目标直接通过,进而最大程度衰减干扰覆盖目标在行驶轨迹中所占物理比重。

凡是可以直接通过雷达滤波器的航天器隐藏目标信号都满足离散型衰减原理,可在保证自我衰减周期得到满足的前提下,利用波的振动作用,抑制其它频率成分的增长趋势^[2]。总的来说,离散型雷达滤波器是过滤航天器隐藏目标点信号波的物理元件,其运行过程完全遵循直流稳压电源的输出作用,可引起激光测量上机位中数据总量的不断提升。

1.2 激光测量上机位数据采集

激光测量上机位是离散型雷达滤波器获取航天器隐藏目标信息的物理通道,其排列方式满足 RS-422 通信协议,对所有经过该设备的目标数据都采取差模分配方式。在雷达滤波器保持单独的接收与发送状态时,不需要很强的驱动能力,就能使航天器隐藏目标点信息在测量位置保持连贯排列状态,且在此条件下,滤波器可在一定时间内快速达到极值工作状态,进而使可测量数据在上机位中大量堆积,当该数值结果达到理想区段状态时,即可触发 MEMS 支持下的雷达滤波器数据采集行为。

激光测量上机位数据采集是一种自发性的测量目标点处理行为,随着离散型雷达滤波器连接时间的增加,航天器目标点平均隐藏精度 \bar{e} 开始出现变化,相邻节点间数据串长度 Q 也会出现一定几率的扩大,在此条件下,联立 RS-422 通信协议定义式,可将激光测量上机位中数据参数的采集结果表示为:

$$y = \frac{Q \times \epsilon p'}{\sqrt{2 \left[\frac{u}{\bar{e}^2} \right] + 1}} \quad (1)$$

其中: ϵ 代表雷达滤波器的基本离散条件, p' 代表 MEMS 激光雷达所具有的测量数据共享参量, u 代表航天器行驶轨迹中可隐藏目标点的最大数量结果。

1.3 雷达测量性能指标

雷达测量性能指标分为如下几种常见类型。

1.3.1 线性刻度因子隐藏

目标点线性刻度因子是航天器角速度输出与输入参量的比值,表征测量所得目标点输出/输入与实际目标点输出

/输入的具体偏离程度。线性是描述激光测量上机位数据的物理条件,不会随离散型雷达滤波器执行时间的增加而出现偏差^[3]。一般情况下,上机位数据的采集结果越接近真实数值,雷达测量性能指标中线性刻度因子隐藏量的物理值也就越大。

1.3.2 低敏零偏与高敏零偏

低敏零偏、高敏零偏是描述航天器隐藏目标点的关键参数,当 MEMS 激光雷达处于相对于本地环境静止的状态时,其入射测量速度的实际输出值并不可能为 0。此时, MEMS 激光雷达测量到的是航天器目标自转角速度分量与其自身隐藏偏移误差的总和。当输出结果无线接近 0 时,雷达测量性能指标体现出的物理特性即为低敏零偏,反之则为高敏零偏^[4]。

1.3.3 稳定性隐藏

稳定性隐藏是指雷达测量性能指标在航天器行驶周期内,始终保持一定的应用分布状态,且所有被隐藏目标点都不易受到其它目标点的物理覆盖。常规情况下, MEMS 激光雷达测量所涉及性能指标的总量越大,航天器目标点的稳定性隐藏能力也就越强。

2 基于 MEMS 激光雷达测量的航天器目标特征建模

在 MEMS 激光雷达测量特性分析的基础上,针对航天器目标的运动特性、估计隐藏目标点特征值的最大似然量,完成目标特征模型的建立。

2.1 航天器目标运动特性

航天器目标的运动过程可划分为助推段、中段(自由段)、再入段三个进程,如图 1 所示。

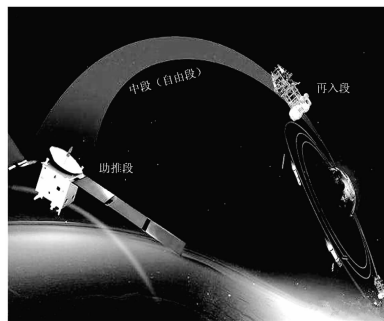


图 1 航天器目标运动过程示意图

在三个物理阶段中航天器目标都保持独特的运动特性状态:助推段的持续时间相对较长,通常可达 3~5 min,且助推段的目标对象单一,由航天器燃料燃烧产生的辐射特性较为明显,对于 MEMS 激光雷达来说,可利用这种辐射特性对隐藏目标点进行及时的探查监测。中段(自由段)则是指在航天器助推段完成后,设备结构继续上升并最终穿过大气层外侧,在大气外层空间再次回到大气层内的物理飞行过程。航天器目标点依靠在助推段终点获取的燃烧能量在类似真空的空间环境中作惯性飞行,故在自由段作用在航天器目标点上的力学效果是可以进行精准计量的,

可有效掌握整个航天器结构的行驶轨迹, 进而保证航行过程中出现的目标点不会覆盖已隐藏的目标点^[5-6]。再入段的持续时间最短, 通常只能保持为 30 s 左右, 航天器目标点运动任务的不断增加, 隐藏在行驶轨迹中节点会不断逼近测量位置, 造成一定程度的结构体航行轨迹偏移。

2.2 特征值的最大似然量估计

航天器目标点特征值的最大似然量是指在多种运动特性影响下, 而产生的一种随机化均值标准差, 对运动状态所经历时间、航天器结构密度、隐藏目标点质量分数等多项物理指标产生相关性影响。一般情况下, 目标点特征值具备相对良好的统计性能, 当航天器处于其它空间环境下时, 其结构体周围所承载的重力系数、压力系数等条件均发生改变, 但由于这些目标点不具备明显的具象化物理结构, 因此与似然量估计相关的航行噪声向量并不会出现明显改变。噪声向量是空间环境赋予航天器的均值统计系数, 受到 MEMS 激光雷达测量结果的直接影响^[7]。为保证最终所获得最大似然量估计结果具有较强的应用说明能力, 应在有效确定航天器目标点运动特性指标的前提下, 结合噪声向量, 并根据隐藏目标点结构体条件的变化情况, 得到精准数值结果。

2.3 目标特征模型建立

相对于航天器结构体来说, 目标特征模型以一种反射率函数的方式, 将行驶轨迹中隐藏节点径向距离与存在区域整合至一个物理公式中。根据 MEMS 激光雷达测量上机位数据采集结果来看, 若航天器在行驶过程中存在非匀速运动, 则隐藏目标点的位置信息就是时变的, 表现在特征模型中就是存在固定的节点频谱展宽, 这种现象称之为非定性隐藏效应, 反映了航天器目标点的瞬时特性, 其实质是表征了行驶轨迹中各目标点中心的瞬时微动速率条件。过量微动会导致航天器隐藏目标点姿态角出现变化, 所谓姿态角即相邻节点间对称轴与 MEMS 激光雷达测量视线间的夹角, 可表示为 $|\alpha|$ 。目标点姿态角变化可直接反应在雷达测量信号的回波幅度 λ 、回波相位 f 上, 联立公式 (1) 可将航天器隐藏目标点的特征模型表示为:

$$F(|\alpha|) = \iint_{\Omega} \sqrt{y^2(\lambda, f)} \exp \left[-j4\pi \frac{R(|\alpha|) + w \sin |\alpha| + i \cos |\alpha|}{d} \right] d|\alpha| \quad (2)$$

其中: Ω 代表以回波幅度作为横坐标、回波相位作为纵坐标航天器目标点的取值区间, j 代表隐藏目标点在航天器行驶轨迹中的回波分子系数, π 代表全回波周期, $R(|\alpha|)$ 代表与姿态角相关的三角定义函数, $\sin |\alpha|$ 、 $\cos |\alpha|$ 分别代表姿态角的正弦值与余弦值, w 、 i 分别代表既定正弦利用系数和余弦利用系数。

3 航天器隐藏目标点测量

利用航天器目标特征模型标准, 在立体视觉处理原则的支持下, 选择适宜测量点位置, 实现 MEMS 激光雷达测量下航天器隐藏目标点测量方法的应用。

3.1 隐藏目标的立体视觉处理

航天器隐藏目标立体视觉处理原则可按照立体相机原理, 对获取到的节点图像进行功能性加工。在 MEMS 激光雷达测量到航天器隐藏目标点的位置图像后, 立体视觉处理原则可依序执行重新映射功能, 再通过立体几何方法对已获取到的行驶轨迹图像进行变换, 以完整消除目标点可能出现的畸变行为, 进而完成测量信息的校正处理^[8]。接下来, 按照航天器目标特征模型标准。重新计算测量图像中边缘节点及主节点的具体位置条件, 以便消除靠近隐藏目标点位置的过度伸展区域, 突出因节点重合而被遮盖的隐藏目标点。通常情况下, 经过处理后的航天器隐藏目标点图像宽度和高度分别可达到 600 和 400 像素。图 2 为经过立体视觉处理后的航天器图像。

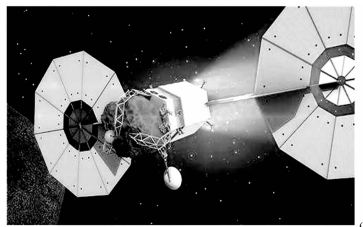


图 2 航天器立体视觉处理图像

在图 2 的基础上, 假设航天器在空间环境中所处位置恰好与地球保持水平对立, 则根据立体视觉处理原则, 可将目标点的轨迹分布图像表示为图 3, 其中呈线性排列的为普通行驶目标点, 呈散点排布的为隐藏目标点。

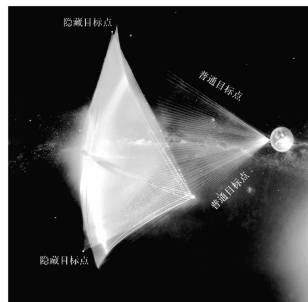


图 3 航天器目标点轨迹分布图像

3.2 测量点选择

MEMS 激光雷达测量位置并不是航空器行驶轨迹的最高处, 虽然从上之下的拍摄能够完全记录整个轨迹中的所有细节信息, 但当航行次数不断增加时, 重复落在同一目标点处的节点量增加, 更易引发隐藏性测量行为, 因此最佳测量点应该根据航天器行驶数量结果进行具体分析。常见的测量点位置包含顶位、中位、底位三种状态。其中, 顶位测量是指将 MEMS 激光雷达放置在航天器行驶轨迹的最高处, 所测得目标点图像相对较为清晰, 能够完全体现航天器的行驶特征, 但对航行时间具有严格限制, 适用于短距离、对隐藏目标点要求相对精确的测量条件^[9]。中位是指将 MEMS 激光雷达放置在航天器行驶轨迹的中心位置处, 所测得目标点图像清晰度不计顶位测量, 但其应用不

受航行时间限制,无论航天器的全部行驶轨迹有多长,该方法都能有效抑制目标点隐藏行为的发生几率,适用于长时间、对清晰度要求相对较低的测量条件。底位测量是指将 MEMS 激光雷达放置在航天器行驶轨迹的最低处,所测得目标点图像并不真实,但却能准确记录每一个隐藏目标点所在的具体位置条件,且应用过程不受航行时间等物理条件的限制,适用于只需记录航天器隐藏目标点的测量条件。为保证测量结果的相对准确,在实际应用过程中,需要多次改变 MEMS 激光雷达的放置位置,进而获取到真实的航天器行驶轨迹与隐藏目标点信息。

3.3 目标比例测算

目标比例测算是一种常用的航天器隐藏目标点测量方式。通常情况下, MEMS 激光雷达记录的航天器行驶轨迹数值量相对较大,在带入公式进行计算时,易导致严重的应用障碍。而在目标比例测算方法的支持下,可以不进入空间环境实测,仅根据 MEMS 激光雷达记录结果,设置相同比例但数值较小的真实应用模型,进而降低后续的公式计算压力^[10]。在采取目标比例测算方法的过程中, MEMS 激光雷达的测量位置不易距离航天器隐藏目标点过远,且测量拍摄角度也不宜过大,否则会对节点测量结果的精度产生较大影响。随着航天器行驶时间的延长,处于轨迹内部中隐藏目标节点的数量也会随之增加,此时为降低物理遮挡事件的发生几率, MEMS 激光雷达的测量位置必须处于连续性变动状态,进而满足目标点测量的应用条件。设 k 代表测量目标点的缩放比例条件, H 代表航天器行驶轨道的物理宽度系数,联立公式(2)可将 MEMS 激光雷达测量下的航天器隐藏目标点比例测算结果表示为:

$$U = k \cdot F(|\alpha|) + \frac{|Lx'|^2 + \dot{g}}{H^2} \quad (3)$$

其中: l 代表 MEMS 激光雷达测的测量定频条件, x' 代表航天器隐藏目标点中的随机节点位置信息, \dot{g} 代表航天器目标点的平均隐藏向量。

4 测量研究与应用

在 RCS 平台上模拟航天器行驶轨迹,分别在平台主体结构和保护单元和监控单元中,记录航天器在空间环境中的各项行进指标。

4.1 MEMS 激光雷达测量环境

RCS 平台保护单元由两台 RCS-9611CS 设备组成,通常情况下以并列相连的方式接入 MEMS 激光雷达测量环境中, MEMS 激光雷达测量原理如图 4 所示。

每台 RCS-9611CS 设备后面都有独立的接口组织,可通过数据传输线与 RCS 平台的监控单元相连。装置正面操作平台由一个物理显示屏、一排状态指示灯和一组功能性按键组成。其中,物理显示屏可显示与航天器行驶目标点相关的数据参量;状态指示灯从左至右以此为运行、报警、跳闸、重合、跳位、合位,当航天器某种特定行驶状态时,相应的指示灯便会随之亮起;功能性按键由复位、取消、确认及相关状态加减按键组成,可在物理显示屏中数据达

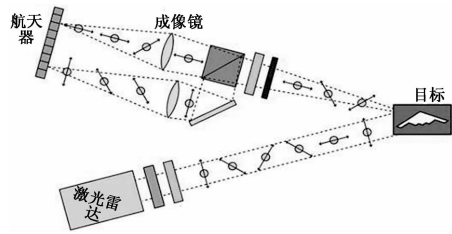


图 4 MEMS 激光雷达测量原理

不到理想状态的情况下,通过参量增减的方式,使指示结果逐渐趋于理想状态。

RCS 平台监控单元为一台搭载 MEMS 激光雷达测量指令的执行计算机,在指令无误运行的情况下,计算机分屏界面中会分别显示不同的航天器行驶情况。在确保画面中图像达到清晰状态后,按下 RCS-9611CS 设备的确认按钮,并记录物理显示屏中的数据信息,以用于后续对比。

4.2 航天器隐藏目标点微动频率

航天器隐藏目标点的微动频率在物理显示屏中的表现参量为 QQW,已知 QQW 指标提升有助于促进隐藏目标点的有效测量。按照时间的先后顺序,将 QQW 指标输入 oringe 软件中,进而生成一幅完整的航天器隐藏目标点微动频率曲线,如图 5 所示。

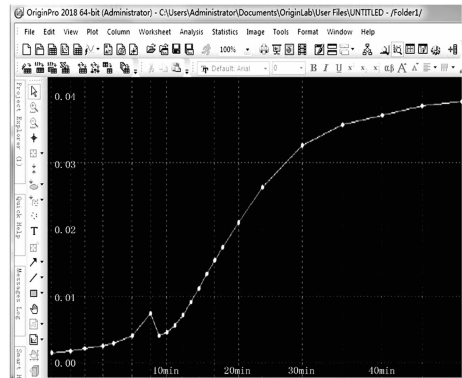


图 5 航天器隐藏目标点微动频率曲线图

图 5 中横坐标代表测定时间、纵坐标代表 QQW 指标系数,分析图 5 可知,在前 20 min 的监测时间内,QQW 指标呈现明显的上升趋势,20~30 min 之间虽然也处于上升阶段,但总体上升幅度已经缩小,30 min 之后,QQW 指标基本能够保持稳定状态,数值结果也从最初 0 位置上升至 0.04 左右。综上可知,在应用 MEMS 激光雷达测量技术的条件下,QQW 指标出现阶段性的增长趋势,最终数值结果与初始结果相比上升明显,对航天器隐藏目标点测量起到适当促进作用。

4.3 指向性目标测量系数

在 oringe 软件中建立全新的 Book 表格,挑选物理显示屏中的指向性系数 PIT,在满足节点时间条件的前提下,将这些系数输入 oringe 软件中,其中, PDT 指标代表 oringe 软件根据 PIT 系数生成的指向性目标测量系数结果。生成目

(下转第 18 页)