

## 光学学报

## 基于高空飞机激光通信的轨迹预报、跟踪和指向系统

焦崇森<sup>1,2,3</sup>, 贺岩<sup>1\*</sup>, 胡善江<sup>1</sup>, 侯春鹤<sup>1</sup>, 陈勇强<sup>1,2</sup>, 陈卫标<sup>1\*\*</sup><sup>1</sup>中国科学院上海光学精密机械研究所空间激光传输与探测技术重点实验室, 上海 201800;<sup>2</sup>中国科学院大学材料与光电研究中心, 北京 100049;<sup>3</sup>国科大杭州高等研究院, 浙江 杭州 310024

**摘要** 针对水下平台与高空飞机的激光通信中有效通信时间短、使用信标光的捕获对准时间较长、链路不易建立的问题,设计了一套基于水下平台的高空飞机轨迹预报跟踪及指向系统。系统根据飞机发送的航行参数对飞机轨道进行预报,并驱动伺服电机进行跟踪指向。仿真分析了轨道预报算法的误差,并将轨道预报算法应用在实际实验中。实验结果表明,水下平台接收到航行参数后,能在 2 s 内建立上行通信链路。该算法能够在 0.6 s 内预测 60 s 内的轨道位置,误差小于 350 m,对应的理论指向误差不得超过 0.51 mrad。通过比较指向电机的实时反馈与理论指向角,得到系统的指向误差为 0.77 mrad。所设计的系统在满足通信指向精度的同时缩短了链路的建立时间,为水下平台与高空激光系统的猝发激光通信提供了具有高可靠性的保障。

**关键词** 激光通信; 跟踪; 指向系统; 指向精度; 轨迹预报

中图分类号 TN929.1

文献标志码 A

DOI: 10.3788/AOS231506

## 1 引言

随着激光通信的飞速发展<sup>[1-3]</sup>,远距离跨介质激光通信在水下探索、环境监测和海洋工业等多个应用领域显示出巨大潜力。早期的空中平台与水下平台通信需要地面站作为中继,地面通过声纳与水下平台进行通信。在发现海水对蓝绿波段的衰减窗口后,水下无线光通信取得较大的进展,相较于声纳进行通信,激光通信有更高的通信速率、更低的延迟和更低的功耗<sup>[4-6]</sup>,这也使得空中激光系统与水下平台的通信成为可能。在空中平台激光系统与水下平台通信中,建立可靠稳定的高空激光系统与水下平台之间的通信链路是成功通信的关键。在空间激光通信中,链路的建立一般采用信标光捕获的方式,系统开始通信时,先用信标光进行捕获对准,在发射端与接收端对准后再切换成信号光进行通信<sup>[7-8]</sup>。文献[9]在相对运动速度较小的飞艇与船舶之间使用 APT (acquisition, pointing, and tracking) 系统建立通信链路,虽然精度较高,但捕获时间长,在 60 s 左右。文献[10]在此基础上针对小束散角信标光捕获时间长的问题使用粗精复合扫描策略,但其捕获时间依旧较长,为 62.7 s。而在高空飞机与水下平台通信时,高空飞机运动速度较快,经过水下平台上空的时间较短,而且由于水下平台接收的视场

角及激光发射窗口的限制,高空飞机与水下平台的有效通信时间较短,无法建立持久光链路。基于信标光的通信方式在建立链路时,捕获时间过长且会使得水下通信平台系统变得更加复杂。文献[11]利用全球定位系统信息获取地面站的位置,不需要使用信标建立从卫星到地面站的下行链路信道,但对于上行链路的建立,研究中并未提及。

本文设计了一套基于水下平台对高空飞机轨迹预报跟踪及指向的系统,利用该系统可以建立水下平台与高空飞机间上行通信链路。高空飞机经过水下平台所在的大致区域时,发送坐标及航行参数信息并在该区域进行扫描,水下平台接收到空中平台传输的数据后,进行一定时间的轨迹递推,从而预测在后续时间内的飞行轨迹。根据预测的轨迹,计算出平台指向飞机的角度,并将角度转化为电机的伺服量,从而控制电机进行精确指向,在有限的过顶时间内快速、准确地建立通信链路。

## 2 平台跟踪指向理论

### 2.1 运动轨迹预报

水下平台要精确的指向高空飞机,需要获取通信时飞机的实时位置,然而实时更新其位置给水下平台并不现实。利用高空飞机运动轨迹的初始位置,在一

收稿日期: 2023-09-01; 修回日期: 2023-10-15; 录用日期: 2023-11-03; 网络首发日期: 2023-11-17

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFC2808104)

通信作者: \*heyang@siom.ac.cn; \*\*wbchen@siom.ac.cn

定时间内对其运行轨迹进行预报是最优的解决方法。运行轨迹的预报通常使用数值积分方法,根据确定的平台初始位置和航行参数,逐步计算下一时刻的位置和速度<sup>[12]</sup>。在惯性坐标系下求解,所求的平台轨迹的常微分方程可表示为

$$\dot{\mathbf{y}} = \begin{pmatrix} \mathbf{R}_{\text{OECl}} \\ \mathbf{V}_{\text{OECl}} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{R}_{\text{OECl}}$ 、 $\mathbf{V}_{\text{OECl}}$  分别表示初始时刻  $t_0$  在惯性坐标系下的位置和速度信息,均为三维矢量。式(1)对时间变量  $t$  进行微分得到

$$\dot{\mathbf{y}} = f(t, \mathbf{y}) = \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{R}}_{\text{OECl}} \\ \dot{\mathbf{V}}_{\text{OECl}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{V}_{\text{OECl}} \\ \mathbf{a}_{\text{OECl}} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

式中,  $\mathbf{a}_{\text{OECl}}$  为加速度。

当空中平台下发运行参数时,需要下发相应时间下的位置及航行参数信息。在时刻  $t_0$  的平台运动信息可表示为

$$\begin{cases} \mathbf{R}_{\text{OECl}}(t_0) = [x(t_0) & y(t_0) & z(t_0)] \\ \mathbf{V}_{\text{OECl}}(t_0) = [\dot{x}(t_0) & \dot{y}(t_0) & \dot{z}(t_0)] \end{cases} \quad (3)$$

根据上述初始值,便可由数值积分的方式预报任意时间的平台位置及速度。运行轨迹的微分方程的初值问题即可表示为

$$\begin{cases} \frac{dy}{dt} = f(t, y) \\ y(t_0) = y_0 \end{cases} \quad (4)$$

对于  $t_0$  时间后的任意时刻  $t_n$ , 计算出  $y(t_n)$  的近似值  $y_n$ , 其中  $t_n = t_0 + ndt_0$ ,  $dt_0$  称为步长,用  $h$  表示。由确定的初始值  $y_0$  计算出  $y_1$ , 再根据  $y_1$  计算出  $y_2$ , 依次计算出所需预报时间内的所有  $y$  值。数值积分方法通常用于解决上述计算问题。常用的数值积分方法有单步法和多步法,其中,多步法根据步长方式不同又分为定步长与变步长<sup>[13]</sup>。本研究对短时间的轨迹预报选择运算速度更快的 Runge-Kutta 方法<sup>[14]</sup>。

该方法是一种使用一阶泰勒级数展开式来近似估计目标时刻结果的方法。它通过使用当前点的切线斜率来近似下一个点,但是这种近似结果可能与实际结果存在较大偏差。为了减小这个误差,可以将积分步骤中多个点的斜率进行组合,以提高积分结果的精度。这种方法可以通过考虑更多的点来更准确地估计目标时刻,从而减小近似误差。在经典的 RK4 Runge-Kutta 方法中,4 个斜率的计算公式表示为

$$\begin{cases} k_1 = f(t_0, y_0) \\ k_2 = f(t_0 + 0.5h, y_0 + 0.5hk_1) \\ k_3 = f(t_0 + 0.5h, y_0 + 0.5hk_2) \\ k_4 = f(t_0 + h, y_0 + hk_3) \end{cases} \quad (5)$$

则通过式(3)可以得到要近似的  $y_1$ , 表示为

$$y_1 = y_0 + \frac{h}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (6)$$

所用飞行轨迹预报计算算法流程为:根据接收到的平台坐标及航行参数计算出 J2000.0 坐标系下的初始位置和速度  $y_0$ ; 确定预报时间  $t_1$  及积分步长  $h$ , 则可以得到积分次数为  $i = \frac{t_1 - t_0}{h}$ ; 使用 Runge-Kutta 方法进行计算,判断积分次数是否等于  $i$ ; 若满足则积分结束,输出结果  $y_1$ , 否则将计算出的  $y_1$  作为初值  $y_0$ , 计算下一时刻的  $y_1$ 。

## 2.2 平台指向角计算

考虑到目标和平台所在的经纬度很接近,平台运动速度较慢,且在低纬度地区进行实验,可以将经纬度坐标系统转换为直角坐标系,并将目标与水下平台一起共同建立本地坐标系,以便进行指向角度的计算。以运动的平台为基准建立本地坐标系,  $X$  指向东,  $Y$  指向正北方向,  $Z$  轴沿铅垂线方向垂直向上,原点位于平台 GNSS(global navigation satellite system) 天线相位中心。

根据平台提供的导航信息可以获取平台所在的经纬度坐标  $(B_1, L_1, H_1)$ , 先将该坐标转换至 ECEF (earth-centered earth-fixed) 地心地固坐标系  $(\mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z})_o$ , 再由收到的航行信息预报出短时间内的轨迹值,从而计算出目标飞机在 J2000.0 坐标系下的位置信息。将 J2000.0 坐标转换至地心地固坐标系  $(\mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z})_s$ , 则基于平台的在本地坐标系下的目标矢量可表示为

$$\begin{pmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{Y} \\ \mathbf{Z} \end{pmatrix}_{\text{ENU}}^T = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{Y} \\ \mathbf{Z} \end{pmatrix}_{\text{S,ECEF}}^T & - \begin{pmatrix} \mathbf{X} \\ \mathbf{Y} \\ \mathbf{Z} \end{pmatrix}_{\text{O,ECEF}}^T \end{bmatrix} \mathbf{R}_{\text{ECEF}}^{\text{ENU}}, \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{R}_{\text{ECEF}}^{\text{ENU}}$  是地心地固坐标系到本地坐标系的转换矩阵,表示为

$$\mathbf{R}_{\text{ECEF}}^{\text{ENU}} = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \end{bmatrix}^T, \quad (8)$$

式(8)中的经纬度均为平台所在的经纬度。

获得目标在本地坐标系下的坐标后,可以通过安装设备测量得到光学中心的坐标,进而获得设备光学中心与平台 GPS(global positioning system) 所在位置的坐标偏移量  $(\mathbf{X}_L, \mathbf{Y}_L, \mathbf{Z}_L)$ , 计算出最新的光学设备中心与目标之间在本地坐标系下的坐标矢量  $(\mathbf{X}_o, \mathbf{Y}_o, \mathbf{Z}_o)$ 。本系统中不考虑折射所产生的影响,光学中心到目标的光学指向角的定义如图 1 所示。

根据图 1 可以分别计算出俯仰角与方位角,其中,俯仰角计算公式为

$$\sin \alpha = \frac{\mathbf{Z}_o}{\sqrt{\mathbf{X}_o^2 + \mathbf{Y}_o^2 + \mathbf{Z}_o^2}}, \quad (9)$$

方位角计算公式为

$$\sin \theta = \frac{\mathbf{X}_o}{\sqrt{\mathbf{X}_o^2 + \mathbf{Y}_o^2}} \quad (10)$$

考虑到本系统中,俯仰与翻滚两个方向由伺服电

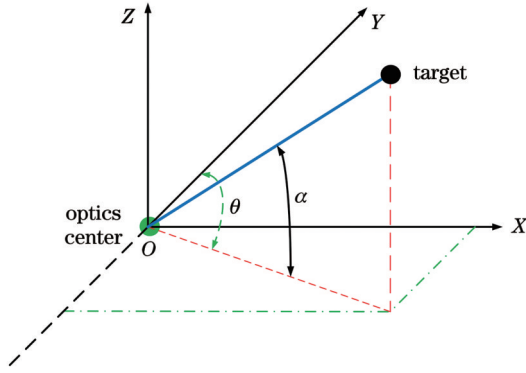


图 1 光学中心到目标的指向角

Fig. 1 Optical center to target pointing angle

机控制,因此电机转动的角度与本地坐标系下的矢量 $(\mathbf{X}_0, \mathbf{Y}_0, \mathbf{Z}_0)$ 的关系可分别表示为俯仰方向与翻滚方向电机转动角度。其中,俯仰方向电机转动角度表示为

$$\sin \alpha = \frac{\mathbf{Z}_0}{\sqrt{\mathbf{X}_0^2 + \mathbf{Y}_0^2 + \mathbf{Z}_0^2}}, \quad (11)$$

$$\mathbf{R}_{L-IMU} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma & -\cos \alpha \sin \gamma - \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma & -\sin \alpha \cos \beta \\ \cos \beta \sin \gamma & \cos \beta \cos \gamma & -\sin \beta \\ \sin \alpha \cos \gamma & -\sin \alpha \sin \gamma + \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma & \cos \alpha \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (15)$$

根据倾角传感器及磁罗盘获取的平台姿态参数,若绕 X 轴旋转的角度称为翻滚角表示为  $ax$ ,绕 Y 轴旋转的角度称为俯仰角表示为  $ay$ ,绕 Z 轴旋转的角度为偏航角表示为  $az$ ,则在平台位置变化后修正的指向矢

假设激光光束垂直指向天空( $90^\circ$ ),则实际电机的转动角度  $\beta$  为

$$\beta = 90^\circ - \alpha, \quad (12)$$

假设翻滚方向水平( $0^\circ$ ),则翻滚方向电机角度计算公式为

$$\sin \varphi = \frac{\mathbf{Y}_0}{\sqrt{\mathbf{Y}_0^2 + \mathbf{Z}_0^2}}, \quad (13)$$

实际电机转动角度即为  $\varphi$ 。

由于平台姿态传感器中心与设备光学中心在安装过程中存在固定的偏差(该偏差可通过安装时测量获得),因此可根据该偏差对最终指向的目标矢量进行修正。假设两个中心之间的旋转和平移参数分别为 $(\alpha, \beta, \gamma)$ 、 $(\mathbf{X}_{L-IMU}, \mathbf{Y}_{L-IMU}, \mathbf{Z}_{L-IMU})$ ,则修正后的目标矢量为

$$\mathbf{C}_1 = \mathbf{R}_{L-IMU} \mathbf{C}_0 + (\mathbf{X}_{L-IMU}, \mathbf{Y}_{L-IMU}, \mathbf{Z}_{L-IMU}), \quad (14)$$

式中: $\mathbf{C}_0$ 为本地坐标系下的指向矢量; $\mathbf{C}_1$ 为修正后的指向矢量; $\mathbf{R}_{L-IMU}$ 是两平台旋转参数所对应的旋转矩阵,经过计算该矩阵为

量为

$$\mathbf{C}_2 = \mathbf{R} \times \mathbf{C}_1, \quad (16)$$

式中, $\mathbf{R}$ 为上述平台参数 $(ax, ay, az)$ 所对应的旋转矩阵,可表示为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos(ay) \cos(az) & \cos(ax) \sin(az) + \sin(ax) \sin(ay) \cos(az) & \sin(ax) \sin(az) - \cos(ax) \sin(ay) \cos(az) \\ -\cos(ay) \sin(az) & \cos(ax) \cos(az) - \sin(ax) \sin(ay) \sin(az) & \sin(ax) \cos(az) + \cos(ax) \sin(ay) \sin(az) \\ \sin(ay) & -\sin(ax) \cos(ay) & \cos(ax) \cos(ay) \end{bmatrix}. \quad (17)$$

得到  $\mathbf{C}_2$  矩阵后,根据矩阵的三个直角坐标,可以计算出平台在不同姿态下的实际指向角度。

俯仰方向电机转动角度的计算公式为

$$\beta = 90 - \arcsin \left[ \frac{\mathbf{C}_2(3)}{\sqrt{\mathbf{C}_2(1)^2 + \mathbf{C}_2(2)^2 + \mathbf{C}_2(3)^2}} \right], \quad (18)$$

翻滚方向电机转动角度计算公式为

$$\varphi = \arcsin \left[ \frac{\mathbf{C}_2(2)}{\sqrt{\mathbf{C}_2(2)^2 + \mathbf{C}_2(3)^2}} \right]. \quad (19)$$

### 3 系统设计

所设计的水下平台跟踪指向系统主要由激光接收模块、激光发射模块、伺服电机控制模块、姿态传感器模块和 FPGA (field programmable gate array) 主控模块组成。其中,指向平台的结构如图 2 所示。

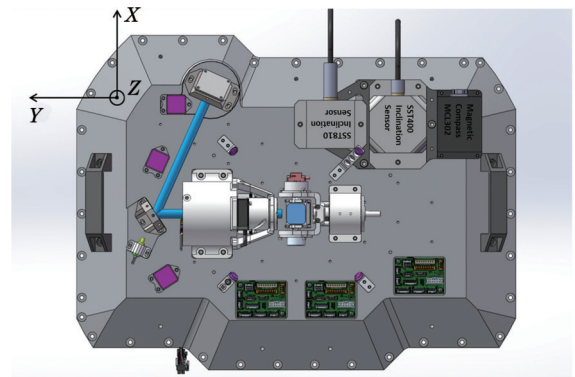


图 2 水下平台激光通信追踪指向系统结构

Fig. 2 Structure of laser communication tracking pointing system for underwater platforms

平台安装有两台倾角传感器、一台磁罗盘,分别用来检测平台的姿态信息和航向角。其中,安装传感

器的 X、Y、Z 轴如图 2 所示,绕 X 轴旋转为平台姿态的俯仰角,绕 Y 轴旋转为平台姿态的翻滚角,绕 Z 轴旋转为平台的航向角。通过电机调节激光光源输出光束发散角,通过反射镜调整指向。考虑到水下窗口的限制,系统使用俯仰和翻滚两个方向的小型高精度电机进行指向控制,通过横向即绕 X 轴转动的电机控制镜面的俯仰方向从而控制光源的俯仰角度,通过竖直方向即绕 Y 轴转动的电机控制镜面的翻滚方向从而控制激光的翻滚角度。由于反射镜的作用,激光在俯仰方向的角度变化是俯仰方向反射镜转动角度的两倍。由于系统在水下工作,对重量与体积有一定的要求,整个平台长为 49 cm,宽为 39 cm,重量为 15 kg,其中,光学指向部分的长、宽分别为 9.7 cm、6.4 cm。与空间激光通信中的捕获、跟踪、瞄准系统相比,所设计的系统结构更加简单,体积更小,更容易集成在激光器系统中。

通信系统涉及到远距离气—海界面,大气中的云、气溶胶颗粒以及水体使激光脉冲的能量随着通信距离的增加呈指数倍衰减,水质越差衰减也越强烈。长距

离大气到水体信道会使接收信噪比降低,最终影响系统的稳定性。为了提高接收灵敏度,系统使用灵敏度更高的光电倍增管(PMT)进行接收。飞机航行参数的正确接收是上行链路建立的重要前提。为了能够尽可能接收到飞机扫描时的航行参数数据,激光接收模块使用 8 个 PMT 接收筒,每个接收筒的最大视场角为  $15^\circ$ ,将这些接收筒拼接成一个最大视场角为  $30^\circ$  的接收阵列,增加接收视场以提高飞机高速运动时的通信覆盖时间,提高接收航行参数信息的可能性。此外,分集接收技术的使用可以提高低信噪比下的通信稳定性。

考虑到轨迹预报算法实现的复杂性,系统使用基于 ZYNQ (Zynq-7000 All Programmable SoC) 架构的高速 FPGA 为核心板卡进行轨迹递推算法的实时解算。FPGA 的逻辑端 PL(programmable logic)进行光脉冲信号接收解调解码,待接收到的航行参数数据经过 FPGA 内部 AXI (advanced eXtensible interface) 总线,将航行参数数据及 GPS 信息传输至 FPGA 的处理系统端 PS (processing system),PS 端根据接收到的数据进行飞行轨迹预报。系统处理流程如图 3 所示。

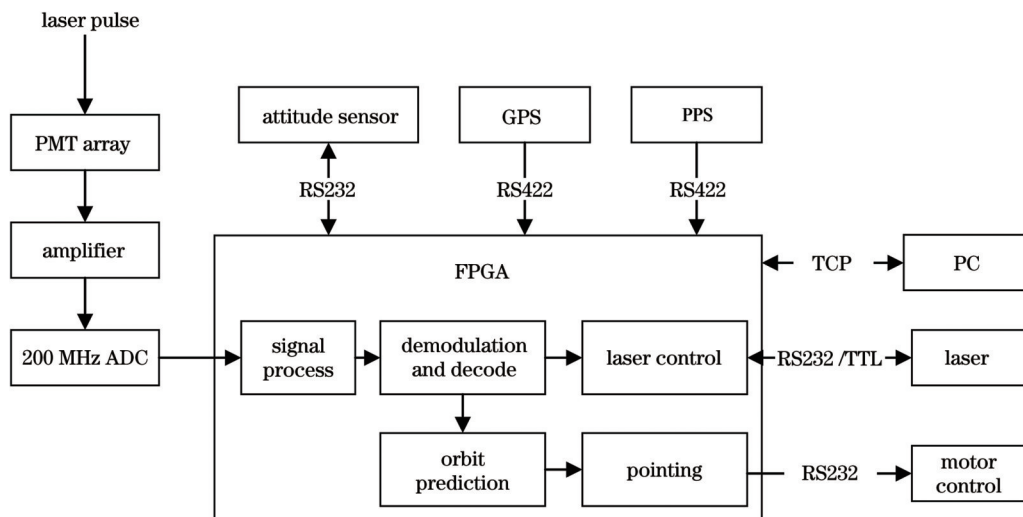


图 3 水下平台激光通信追踪指向系统流程图

Fig. 3 Flowchart of laser communication tracking pointing system for underwater platforms

姿态传感器提供平台的姿态信息,通过串口 RS232 电平进行传输, GPS 可以提供平台所在的经纬度坐标及时间, PPS 为秒脉冲,可以为 GPS 时间进行精度修正。PC 为工控机,通过传输控制协议(TCP)与 FPGA 主控模块通信、设置系统参数及发送追踪指向指令。调制编码的激光脉冲信号经过接收光学模块后到达 PMT 的接收面, PMT 将光信号转换为电信号,电信号经由放大滤波模块后由 200 MHz 高速模数转换器(ADC)进行采样接收。对接收到的光脉冲信号解调解码便可得到发送的航行参数信息,配合 RS422 接口提供的 GPS 经纬度、时间以及 PPS 提供的精确时间便可进行轨迹预报。预报后的数据被转化为指向坐标向量表。根据系统当前获取的时间实时计算俯仰和翻

滚电机的转动角度,通过 RS232 接口发送转动角度信息至电机驱动器,进而控制电机运动。

为保证伺服电机转动角度的精度,使用电机驱动器配合编码器的模式进行电机驱动。电机转动角度的分辨率与编码器量程有关,俯仰方向和翻滚方向电机的编码量程均为 131072,对应的角度分辨率为  $0.0027^\circ$ ,电机驱动器转动到位置的精度可以由配置指令进行设置。根据加速度、减速度和速度计算出理论转动到固定角度的时间,当转动角度较小时,转速的大小不影响转动时间,图 4 给出了三种不同加减速度在转速为 200 r/min 时的转动时间。

考虑到高空飞机的运行速度[对平台而言为  $1^\circ/\text{s}$ ],在轨迹预报时选择预报步长 25 ms 预报一

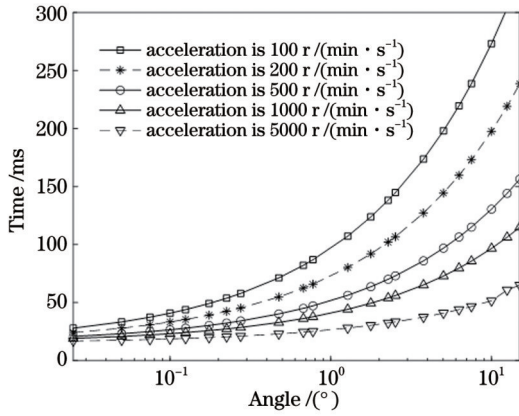


图 4 加减速度与角度的时间关系

Fig. 4 Time dependence of acceleration and deceleration versus angle

次,从转动时间结果可以得到 25 ms 可以转动  $0.1^\circ$ 。即使实际转动中有一定的时间误差也有一定的冗余量,电机也能够 25 ms 内转动超过  $0.025^\circ$ 。因此在轨迹

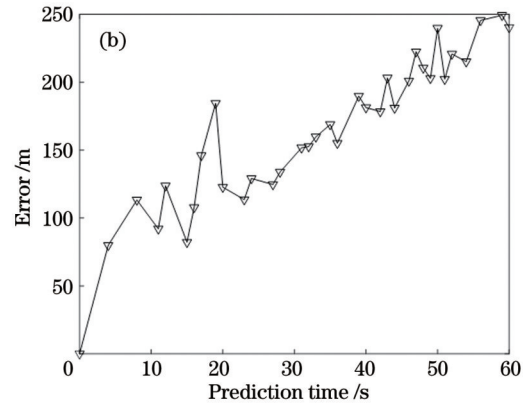
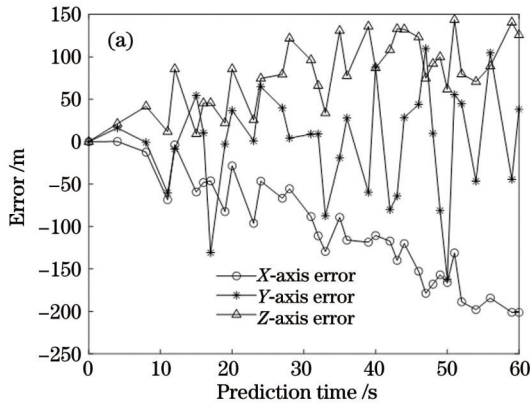


图 5 仿真轨道预报与实际轨道位置误差。(a) 预测结果与真值在 X、Y、Z 轴的误差;(b) 绝对位置误差

Fig. 5 Errors of simulated orbit position and actual orbit position. (a) Errors between forecasted value and actual value for X, Y, Z axes; (b) absolute position error

仿真在 J2000.0 坐标系下进行,图 5(a)为 X 轴、Y 轴和 Z 轴的轨迹预报结果与实际结果之间的偏差。随着轨迹预报时间的增加,预报得到的轨迹位置与真实值之间的偏差逐渐增加。其中,X 轴位置的偏差最大不超过 200 m,Y 轴位置的偏差不超过 160 m,Z 轴位置的偏差不超过 150 m。图 5(b)为轨迹预报的位置与实际位置偏差的绝对值,可以看出,在 60 s 内的预报轨迹与实际轨迹之间的位置偏差不超过 250 m。经过坐标转换后可以计算出最大预报误差 250 m 所对应的指向误差为  $0.453 \text{ mrad}$ 。

#### 4.2 实验结果分析

在实际的通信实验中,高空飞机在经过水下平台所在的大致区域时,空中平台连续发射由航行参数信息调制的激光脉冲并进行扫描。水下平台被提前设置为通信模式,等待并采集光脉冲信号,当 PPM (pulse position modulation) 解调出数据后,对信息数据进行

预报时,1 s 内共计预报 40 次,生成 40 个指向向量表。

## 4 仿真与实验结果分析

### 4.1 轨迹预报仿真结果分析

实验中所使用的高空飞机飞行速度较快,考虑到激光发射设备窗口镜的角度以及接收视场角的限制,飞机在过顶时的有效通信时间有限,因此在接收到飞机坐标和航行参数信息后,进行 60 s 的轨迹预报。

先对轨迹位置预报算法进行仿真验证,通过计算机编写软件进行轨迹算法的仿真验证,由飞机的初始位置预报 60 s 内的轨迹数据。使用飞行轨道软件中的 HPOP (high precision orbit propagator) 模型计算了 60 s 内的轨迹真值。通过对比预报算法得到的轨迹数据与模拟飞行轨道软件生成的轨迹真值,可得到 60 s 内的轨迹预报误差。仿真  $10^3$  次得到平均误差结果,如图 5 所示。

RS (Reed-Solomon) 解码。根据解码的结果判断接收到的航行参数信息是否有误码,若没有误码则发射上行数据激光脉冲,并同步进行飞机轨迹预报及指向计算,驱动电机指向飞机。当飞机接收到正确的上行数据后便可认为上行链路建立完成,可进行大容量的数据传输。

系统使用以 FPGA 为核心的板卡进行轨迹递推算法的实时解算,充分利用 FPGA 的高速处理能力来预报获得  $(t_0 + 60)$  s 内的轨迹数据 ( $t_0$  为接收到信息的历元时刻)。通过监控预报完成的脉冲输出,记录并统计多次实验中 PS 端预报的 60 s 的轨迹数据,并生成 2400 组指向向量,其平均用时为 0.60 s。通过记录水下平台接收到正确航行参数信息的时间到飞机平台接收到上行数据的时间来表示上行链路的建立时间,结果如表 1 所示。链路建立的平均时间为 1.54 s,表明在接收到空中平台扫描发送的正确航行参数信

表 1 上行链路建立时间  
Table 1 Uplink establishment time

No. of experiments	Navigating parameters received time	Uplink data received time	Link establishment time /s
1	01:31:50.404	01:31:51.839	1.435
2	04:51:43.768	04:51:45.445	1.677
3	05:39:29.656	05:39:31.149	1.493

息后,系统可快速建立上行通信链路并成功接收上行数据信息。

系统根据接收的航行参数信息进行预报,从而得到飞机预报位置,对该预报位置与飞机实际的运行轨迹值进行对比,将其所在的位置信息转换至本地坐标系下,得到轨迹预报及指向角度的误差。进行了多次实验得到的误差结果如图 6 所示。

由于实际的飞机轨迹是经纬度坐标,为了与仿真结果对比,将该坐标统一转换至 J2000.0 坐标系下。其

中:三轴坐标的误差结果如图 6(a)所示,60 s 内的预报误差均小于 250 m;轨迹预报的位置与实际位置的距离误差如图 6(b)所示,该结果比仿真结果误差略偏大,随着预报时间的增加预报误差也逐渐增大,但最大误差小于 350 m;图 6(c)展示了在不考虑平台姿态的情况下,将轨迹坐标转换为本地坐标系下的指向矢量误差;图 6(d)为通过三轴的偏差获得的对应的光学指向角误差,在轨迹预报的 60 s 内由于轨迹预报误差所造成的光学指向角误差最大不超过 0.51 mrad。

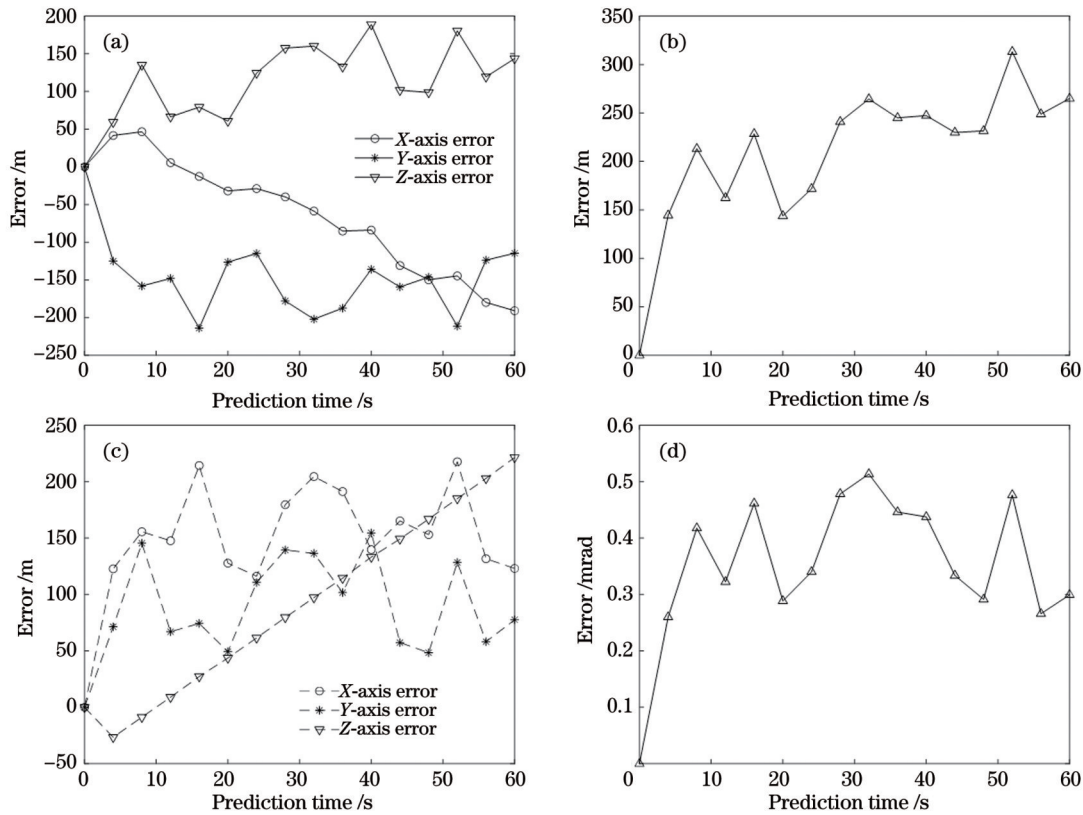


图 6 实际航行参数预报结果与飞机实际轨迹误差及指向误差。(a)预测结果与真值在 X、Y、Z 轴的误差;(b)绝对位置误差;(c)本地坐标系下的指向向量误差;(d)光学指向角度误差

Fig. 6 Errors between actual navigational parameter prediction results and aircraft actual orbit, and pointing errors. (a) Errors between forecasted value and actual value for X, Y, Z axes; (b) absolute position error; (c) pointing vector errors in the local coordinate system; (d) optical pointing angle error

### 4.3 指向结果分析

在指向目标所在位置时需要控制伺服电机快速转动到相应的位置,对电机的稳定性和转动时间有一定的要求。转动时间长短影响着轨迹预报的步长,在预报步长的时间内电机需要转动到相应的位置才不影响

指向的精度。

#### 4.3.1 指向伺服电机转动时间

对伺服电机进行了转动时间的测试,将电机的加速度与减速度均设置为  $200 \text{ r}/(\text{min}\cdot\text{s}^{-1})$ ,分别测试转动不同角度以及在不同转速下的转动时间,测量结果

平均值如表 2 所示。

在一定的加速度与减速度下,继续提高电机的转

表 2 电机实际转动时间  
Table 2 Actual motor rotation time

Angle / (°)	Speed / (r/min)	Time / ms
0.1	100/1000/2000	22.68
1.0	100/1000/2000	31.02
3.0	100/1000/2000	37.60
5.0	100/1000/2000	42.46
10.0	100/1000/2000	50.40

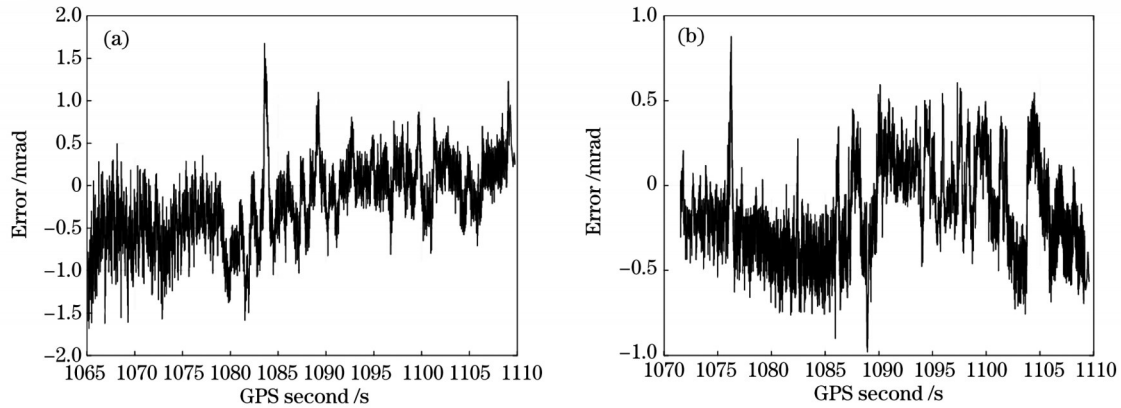


图 7 俯仰和翻滚方向实际指向与理论指向误差。(a)俯仰方向实际指向误差;(a)翻滚方向实际指向误差

Fig. 7 Actual pointing errors versus theoretical pointing errors in pitch and roll directions. (a) Actual pointing error in pitch direction; (b) actual pointing error in roll direction

图 7(a)展示了在俯仰方向实际反馈的电机角度与理论计算出的电机角度的误差,其均值为 0.20 mrad。图 7(b)展示了在翻滚方向上的角度误差,其均值为 0.16 mrad。最终的指向误差由轨迹预报与实际轨迹位置误差所造成的指向角度误差  $\delta_1$  以及轨迹所计算出的理论指向角度与实际电机运动反馈的指向角度的误差  $\delta_2$  相加所得,则总误差  $\delta = \delta_1 + \delta_2$ 。因此,得到最大的指向误差为 0.77 mrad。对于水下平台通信中发射激光到达高空飞机的光斑大小来说,所获得的指向偏差能够满足平台通信链路建立的要求。

## 5 结 论

针对高空激光系统与水下平台的双向通信问题,在高空飞机扫描发送数据后,水下平台需要快速地指向空中平台从而发射激光脉冲数据,因此,提出一种基于 FPGA 的高空飞机快速指向系统。系统在接收到飞机下发的坐标及航行参数后能在 0.6 s 内快速解算并预报之后 60 s 内的轨迹数据。根据预报的轨迹数据系统能实时地进行平台到飞行器的指向动作。仿真结果显示,在 60 s 内的运动轨迹仿真结果与轨迹预报算法计算出的飞行器轨迹误差不超过 250 m。实际测试中,水下平台接收到航行参数后进行轨迹预报,得到的

动速度,转动至相应角度所需的转动时间没有明显的变化。在不同的参数下对每种角度进行多次测量,获得转动时间的平均值,当转动角度增加时,转动所需的时间也随之增加。实验得到的转动时间与当前参数下所计算出的理论转动时间基本一致。

### 4.3.2 实际指向与仿真指向结果分析

读取伺服电机的角度反馈以获得实际指向结果,将其与理论计算出的设置角度进行对比。实际的指向结果是根据平台的实时姿态对计算出的指向矢量进行修正后得到的。在平台静止时,姿态传感器输出的结果可以用高斯分布来进行仿真,得到的俯仰方向和翻滚方向的角度误差如图 7 所示。

飞机轨迹与实际运行的轨迹相差最大不超过 350 m,所产生的指向误差最大不超过 0.54 mrad。平台根据预报的飞机位置所计算出的指向结果与实际电机转动所反馈的指向结果在俯仰方向的误差为 0.20 mrad,在翻滚方向的误差为 0.16 mrad。结合轨迹预报的误差和实际指向角度与理论计算的指向角度误差,最终水下平台对高空飞机的轨迹跟踪及指向误差最大不超过 0.77 mrad。所设计的系统在满足通信指向精度的同时减少了链路的建立时间,为水下平台与高空激光系统的猝发激光通信提供了可靠的保障,因此,基于高空飞机平台短时预报的跟踪指向系统具有实用性。

## 参 考 文 献

- [1] 董全睿,陈涛,高世杰,等.星载激光通信技术研究进展[J].中国光学,2019,12(6):1260-1270.  
Dong Q R, Chen T, Gao S J, et al. Progress of research on satellite-borne laser communication technology[J]. Chinese Optics, 2019, 12(6): 1260-1270.
- [2] 姜会林,安岩,张雅琳,等.空间激光通信现状、发展趋势及关键技术分析[J].飞行器测控学报,2015,34(3):207-217.  
Jiang H L, An Y, Zhang Y L, et al. Analysis of the status quo, development trend and key technologies of space laser communication[J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology, 2015, 34(3): 207-217.

- [3] Zhu S J, Chen X W, Liu X Y, et al. Recent progress in and perspectives of underwater wireless optical communication[J]. *Progress in Quantum Electronics*, 2020, 73: 100274.
- [4] Kaushal H, Kaddoum G. Underwater optical wireless communication[J]. *IEEE Access*, 2016, 4: 1518-1547.
- [5] Zeng Z Q, Fu S, Zhang H H, et al. A survey of underwater optical wireless communications[J]. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 2017, 19(1): 204-238.
- [6] Sun X B, Kang C H, Kong M W, et al. A review on practical considerations and solutions in underwater wireless optical communication[J]. *Journal of Lightwave Technology*, 2019, 38(2): 421-431.
- [7] Scheinfeild M, Kopeika N S, Melamed R. Acquisition system for microsattellites laser communication in space[J]. *Proceedings of SPIE*, 2000, 3932: 166-175.
- [8] Tan L Y, Yang Y Q, Ma J, et al. Pointing and tracking errors due to localized deformation in inter-satellite laser communication links[J]. *Optics Express*, 2008, 16(17): 13372-13380.
- [9] 赵馨, 宋延嵩, 佟首峰, 等. 空间激光通信捕获、对准、跟踪系统动态演示实验[J]. *中国激光*, 2014, 41(3): 0305005.  
Zhao X, Song Y S, Tong S F, et al. Dynamic demonstration experiment of acquisition, pointing and tracking system in space laser communications[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2014, 41(3): 0305005.
- [10] 滕云杰, 宋延嵩, 佟首峰, 等. 基于飞艇平台激光通信系统的捕获性能研究[J]. *光学学报*, 2018, 38(6): 0606005.  
Teng Y J, Song Y S, Tong S F, et al. Acquisition performance of laser communication system based on airship platform[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(6): 0606005.
- [11] Yano K, Takayama Y, Kunimori H, et al. A proposal of beaconless low earth orbit satellite to ground laser communication system by using GPS information[C]//2015 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), October 26-28, 2015, New Orleans, LA, USA. New York: IEEE Press, 2016.
- [12] 崔凯, 张延鑫. 一种低轨卫星轨道预报算法[J]. *飞行器测控学报*, 2017, 36(6): 420-425.  
Cui K, Zhang Y X. A novel algorithm for prediction of LEO satellite orbits[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2017, 36(6): 420-425.
- [13] 张舒阳. 卫星轨道方程的数值积分方法[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.  
Zhang S Y. Numerical integration method of satellite orbit equation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [14] Montenbruck O, Gill E. *Satellite orbits: models, methods, and applications*[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2000.

## Orbit Forecasting, Tracking, and Pointing System Based on High-Altitude Aircraft Laser Communication

Jiao Chongmiao<sup>1,2,3</sup>, He Yan<sup>1\*</sup>, Hu Shanjiang<sup>1</sup>, Hou Chunhe<sup>1</sup>, Chen Yongqiang<sup>1,2</sup>,  
Chen Weibiao<sup>1\*\*</sup>

<sup>1</sup>Key Laboratory of Space Laser Communication and Detection Technology, Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China;

<sup>2</sup>Center of Materials Science and Optoelectronics Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

<sup>3</sup>Hangzhou Institute for Advanced Studies, University of Chinese Academy of Sciences, Hangzhou, 310024, Zhejiang, China

### Abstract

**Objective** During communication between the high-altitude aircraft and the underwater platform, the high-altitude aircraft moves faster and passes through the area where the underwater platform is located in a shorter time. Additionally, limitations of the receiving field of view and laser emission window of the underwater platform restrict the effective communication time, impeding the establishment of a constant optical link. The utilization of a beacon light-based communication method extends the capture time and adds complexity to the link establishment in the underwater communication platform system. To overcome these challenges, a tracking and pointing system based on the orbit forecasting of the underwater platform is devised to establish an uplink between the underwater platform and high-altitude aircraft.

**Method** In contrast to the acquisition, tracking, and pointing (ATP) systems employed in space laser communications, the system we developed eliminates the need for an acquisition module. Instead, the underwater platform is required to obtain the real-time position of the aircraft during communication to achieve precise pointing of the aircraft. Several theoretical algorithms for orbit forecasting are assessed, and the Runge-Kutta method is selected for its computational efficiency. The laser pointing system structure is designed for an underwater platform, and the correlation between the motor rotation angles in two directions and the aircraft coordinates is derived. Subsequently, we develop computer



software to simulate and analyze the orbit forecasting algorithm and pointing angles, which leads to the evaluation of the error results and running time. The findings support the feasibility of the tracking pointing method based on orbit forecasting. The system consists of several modules, including the laser receiver, transmitter, servo motor controller, attitude sensor, and field programmable gate array (FPGA) master control modules. To improve the reception sensitivity, the system utilizes a photomultiplier tube (PMT) with heightened sensitivity for reception. The laser receiver module is equipped with eight PMT, each with a maximum field of view (FOV) of  $15^\circ$ . These tubes are integrated to form a receiver array with a maximum FOV of  $30^\circ$ . The expansion of the receiving FOV enhances the communication coverage duration when the aircraft is in high-speed motion, thereby increasing the likelihood of receiving navigation parameter information. Additionally, the utilization of the diversity receiving technique enhances communication stability under low signal-to-noise ratios.

**Results and Discussions** The simulation results show that the orbit forecasting error does not exceed 200 m on the  $X$ -axis, 160 m on the  $Y$ -axis, and 150 m on the  $Z$ -axis within 60 s [Fig. 5(a)]. The maximum error between the forecast position and the actual position is no more than 250 m [Fig. 5(b)]. In experiments, the errors between the forecasted and actual orbits, as well as the errors in the  $X$ ,  $Y$ , and  $Z$  axes coordinates, are all less than 250 m within 60 s [Fig. 6(a)]. The optical pointing angle error due to the orbit forecasting error within 60 s does not exceed 0.51 mrad at most [Fig. 6(d)]. The actual pointing results are obtained by comparing the angle feedback from the servo motors to the theoretically calculated setup angle, resulting in a mean angular error of 0.20 mrad in the pitch direction [Fig. 7(a)] and a mean angular error of 0.16 mrad in the roll direction [Fig. 7(b)]. The system pointing error is a combination of the pointing angle error caused by the error between the track forecast and the actual track position, and the error between the theoretical pointing angle calculated by the track and the pointing angle feedback by the actual motor movement. The maximum pointing error is calculated to be 0.77 mrad.

**Conclusions** We design a tracking and pointing system to forecast and track the orbit of a high-altitude aircraft from an underwater platform. By receiving coordinates and navigation parameters from the aircraft, the system can rapidly calculate and forecast orbit data within 60 s, with a calculation time of 0.6 s. Based on the predicted orbit data, real-time pointing action from the platform to the aircraft can be performed. The error between the simulated motion trajectory within 60 s and the aircraft's orbit trajectory calculated by the orbit forecasting algorithm does not exceed 250 m. In the experiment, the maximum error between the aircraft orbit obtained from the orbit forecasting and the actual running orbit is within 350 m, resulting in a pointing error not exceeding 0.54 mrad. The error between the calculated pointing result from the forecasted aircraft position and the actual feedback pointing result is 0.20 mrad in the pitch direction and 0.16 mrad in the roll direction. The maximum pointing error of the system is 0.77 mrad. Our study presents a system that aims to minimize the duration required for establishing links while ensuring precise communication through pointing. The tracking and pointing system, based on a short-time prediction of the high-altitude aircraft platform is usable.

**Key words** laser communication; tracking; pointing system; pointing precision; orbit forecasting