

DOI: 10.3901/JME.2022.21.016

多飞行器集联平台的设计与轨迹线性化几何控制*

俞玉树¹ 王凯迪¹ 杜健睿¹ 徐彬^{2,3} 项昌乐^{2,3}

(1. 北京理工大学机电学院 北京 100081;

2. 北京理工大学机械与车辆学院 北京 100081;

3. 北京理工大学重庆创新中心 重庆 401135)

摘要: 将多个无人机组为“集联”飞行平台,能够解决单一无人机通常存在的欠驱动问题,实现六维全向运动,构建飞行操作平台。同时,多飞行器集联平台相比单一飞行器在带载能力、容错能力等方面具有优势。多飞行器集联平台的设计与控制是这一新型平台实现过程中的关键问题。设计了以三架子飞行器在星形连接形式下的集联平台结构,这一集联形式下,集联平台整体具备同时调整六维位置和姿态的能力。对集联平台整体系统进行动力学建模,进而设计了系统整体的控制器。为简化控制,采用奇异摄动理论的思想将整体系统分离为快变子系统和慢变子系统,其中快变子系统对应于飞行器的姿态运动,慢变子系统对应于集联平台的整体运动。由于飞行器的位形空间位于非欧空间,首次运用流形上的轨迹线性化控制设计了慢变子系统的控制器。基于 Lyapunov 稳定性理论证明了闭环系统的稳定性。采用现场总线技术设计了多个子飞行器间的实时、可扩展通信架构。在此基础上,开发研制了多飞行器集联平台的原理样机软硬件系统。通过仿真测试和样机上的实际飞行测试,验证了集联平台设计与控制方法的有效性。这些工作为发展具备六维全向运动、可拓展的多飞行器集联平台奠定了理论和实验基础。

关键词: 多飞行器集联平台; 六维全向运动; 几何控制; 总线通信; 实际飞行测试

中图分类号: TP242

Design and Trajectory Linearization Geometric Control of Multiple Aerial Vehicles Assembly

YU Yushu¹ WANG Kaidi¹ DU Jianrui¹ XU Bin^{2,3} XIANG Changle^{2,3}

(1. School of Mechatronic Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081;

2. School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081;

3. Chongqing Innovation Center, Beijing Institute of Technology, Chongqing 401135)

Abstract: An assembly composed of multiple aerial vehicles is capable of achieving omnidirectional motion in SE(3). Meanwhile, such assembly has advantages in payload and fault tolerance capacity compared with a single aircraft. Because of these characteristics, it has the potential to become an ideal platform for manipulation and observation. The mechanism and structure of the assembly aerial platform is designed. Such a platform has the ability to adjust its six-dimensional pose simultaneously. The dynamics of the overall system is investigated. Using singular perturbation theory, the entire system is partitioned into two subsystems, the fast varying system which represents the rotational motion of each aircraft, and the slowly varying system which represents the overall motion of the integrated assembly. Since the configuration space of the aircraft is non-Euclidean space, the controller of the slowly varying subsystem is designed using the trajectory linearization control on the manifold. On this basis, the stability of the overall closed loop system is proved using the Lyapunov theory. The real time communication architecture among the different sub-aircraft is designed. Furthermore, the software and the hardware of the real world prototype is developed. Both simulation and real-world tests are conducted, validating the feasibility of the mechanism and control design for the novel assembly containing multiple aerial vehicles proposed.

* 国家自然科学基金面上资助项目(62173037)。20211118 收到初稿,
20220518 收到修改稿

Key words: aerial vehicles assembly; omnidirectional motion; geometric control; bus communication; real-world flight

0 前言

近年来,随着传感器技术、控制理论以及通信技术的发展,具备操作、处置能力的飞行操作机器人逐渐成为无人机研究领域中的一个研究热点^[1]。与传统的飞行机器人相比,飞行操作机器人具有许多优点,例如可实现对物体的抓取、定位、装配和拆卸^[2-3]。

鲜斌等^[4-5]针对飞行机器人的视觉引导算法进行了研究。刘云平等^[6]设计了一种基于滑膜 PID 控制的飞行机械臂。SUTHAR 等^[7-8]对四旋翼飞行平台上的可展缩机械臂进行了研究,分别就可展缩机构的挂载空间和机械效率的问题,提出了不同的构型。ZHANG 等^[9]所设计的飞行操作臂能够完成对空中移动目标的抓取任务。ESTRADA 等^[10]在微小四旋翼无人机的操作机构末端添加微刺结构,利用可控附着力使得其可以牢固地附着在墙面上并使用绞盘牵引重物。ORSAG 等^[11]则在四旋翼飞行平台上使用具有六个自由度的双臂机械手,可完成例如抓取零件、拧紧阀门等空中操作任务。LIPPIELLO 等^[12]在四旋翼飞行平台上挂载冗余自由度的双机械臂,并通过在末端执行机构上增加视觉和力传感器,使飞行操作平台具备更好的环境交互能力。WELDE 等^[13]则研究了欠驱动飞行操作平台在动态环境中路径规划问题。

飞行操作机器人大多依托于微小型飞行器平台。而现有的微小型飞行器为了提高飞行能量效率,一般采用欠驱动的方式,即由三维力矩与一维推力驱动。采用这样的欠驱动方式保证了飞行器的能控性与飞行能量效率。然而欠驱动飞行器难以跟踪 SE(3)中的任意六维轨迹,通常需要位置轨迹与姿态轨迹满足一定的动态约束条件。同时,由于微小型飞行器大多负载较小,在进行与环境的接触式交互时,所能产生的力与力矩不足。事实上,微小型欠驱动飞行器的这些特点使其更适宜作为观察平台,而非操作平台。

由多架小型无人机组成的无人机集群系统可灵活编队,相互协作,能适应不同环境,执行复杂任务,因此无人机集群系统飞行器是目前的研究热点之一。史振庆等^[14]分析了航空集群最优空间构型。传统的无人机集群中各个无人机之间不存在物理交互,多个无人机的负载能力无法叠加,对操作处置

任务的适应性不好。SANALITROL 等^[15]提出并设计了多飞行器基于柔性线缆连接的飞行平台。但由于采用柔性连接,该平台不适用于对外界环境产生压力时的操作。PARK 等^[16]设计了由多架无人机通过铰链连接成线性构型的飞行机器人,但这一飞行机器人不适于挂载操作机构。PARK 等^[17]设计了一种由两架子飞行器组成的可全向运动的飞行操作平台,但由于其子机采用的并不是通用的四旋翼飞行器,因此系统的可扩展性较差。

综合上述分析结果,本文提出将多个无人机组成的群体以物理联接的方式进行组合,实现“集联”操作,这样既可以充分发挥飞行器集群的优势,也可利用多机之间的物理交互,提高飞行器的带载能力、操作能力。

集联飞行平台具备独特的优势。相比于设计全新结构的飞行器,集联体通过对现有飞行器进行组合得到,更易实现。这一“集联体”可将多个飞行器提供的力与力矩进行合成,整体上可获得全向驱动力,即具有六个独立的力螺旋输入。从而使得“集联体”具备全向运动能力,即可以同时、独立地改变“集联体”的六维位置和姿态。以这一“集联体”作为操作平台,可以在一定程度上弥补单一飞行器作为操作平台的缺陷,有望获得更高的操作灵活性和更大的操作力,具有实现与环境六自由度柔顺交互的潜力。

然而,集联平台中的多个飞行器存在相互位形和力耦合,这一复杂系统的设计问题是一个难点。此外,飞行器的位形空间是非欧流形,由于集联飞行平台具备全向运动能力,为最大限度发挥集联平台运动灵活性的潜力,有必要在其非欧流形位形空间上研究其几何控制方法^[18-19]。为实现在强耦合下的多飞行器协同控制,还要求子飞行器之间具备可拓展、高可靠、低延时通信。传统的无人机集群采用无线通信的方式,但无线通信间的延时不利于集联体中强耦合约束下的多飞行器的协同控制。

针对上述问题,本文设计了一种由三架子飞行器组成的集联飞行平台结构,开发了一种基于现场总线的主从通信架构和通信协议,可用于提高系统子机间通信的可靠性和实时性,而且也便于对集联体平台中子机数量进行扩展。为实现多飞行器集联平台的运动控制,本文研究了集联体飞行平台的动力学模型,并依据奇异摄动理论的思想对整体运动方程进行分解和降阶处理,分离为快变子系统和慢

变子系统。快变子系统的控制器即为单个子机的飞行控制器。由于集联平台的位形空间位于非欧空间,因此运用流形上的轨迹线性化控制设计了慢变子系统的控制器。基于 Lyapunov 稳定性理论证明了闭环系统整体的稳定性。通过仿真测试和实际的飞行测试,验证了集联平台的设计与控制方法。

1 集联平台设计与动力学建模

1.1 集联平台设计与动力学建模

在多飞行器集联平台中,多个飞行器可以采用多种数量和布局形式进行组合。当子机的数量 $n \geq 3$,并且不排列在一条直线上时,可以使集联平台整体具备六维全向运动的能力。为此,本文设计了采用“星形”排列,由三架子机组合而成的集联平台样机。除去子飞行器以外,集联飞行平台还应搭载任务载荷。在所设计的集联平台样机中,任务挂载平台位于“星形”结构的中心位置,其上可根据需要挂载任务载荷,如操作臂等操作处置机构,以及相机等观测设备。在这一组合方式下,集联平台整体具备同时改变其六维位置和姿态的能力。例如,可以保持悬停的同时,改变集联平台的姿态。这是一般的欠驱动飞行平台难以实现的。集联平台实现操作处置等任务过程中,需根据任务平台的位姿进行反馈控制,因此,任务平台上还应搭载相应的运算与传感设备。图 1 所示即为所设计的三架子飞行器通过星形连接组成的集联飞行平台。

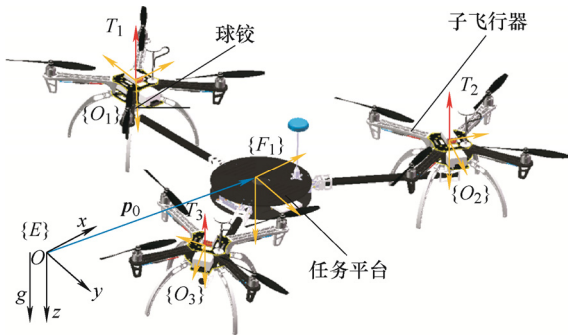


图 1 具有三架子飞行器的集联飞行平台示意图

集联飞行平台中的子飞行器都与任务平台通过球副连接。球副具有三个自由度,可限制平移运动,但不会对转动运动进行限制。本文中的球铰是球副的典型结构,易于实现和安装。通过球铰的方式对子飞行器进行集联,每个子飞行器可以围绕球铰自由转动,即每个子飞行器的姿态可以被自由改变。

本文设计中,将球铰布置于靠近子飞行器质心的位置。球铰的转动中心与子飞行器的质心应尽量

重合,以减小子飞行器运动过程中的相互耦合,提高控制精度。为实现这一目的,在设计阶段,借助于 CAD 软件对子飞行器的质心进行估计,通过对整体结构的设计,以及各个部分的配置调整,可调整子飞行器的质心,使其尽量接近球铰的转动中心。然而,由于设计与装配误差,实际采用的球铰转动中心不可能与子飞行器的质心严格重合。从后文的动力学建模中可以看出,球铰转动中心与子飞行器质心之间的偏差将产生未建模干扰。这一干扰在小范围内可以被控制器补偿。球铰的转动范围也是有限的,实际设计中采用的球铰转动范围大约为 45 度。从后文中可以看出,这一转动范围可以满足需求。

相较于铰链、固连等子机与任务平台的连接方式,通过球铰连接组合方式下,每个子飞行器可以围绕球铰自由转动。通过改变子飞行器的姿态和拉力,即可改变每个子飞行器所产生的拉力矢量。协同控制多个子飞行器产生的拉力大小和方向,可以对集联平台整体的六维位姿同时进行调整,从而使得集联平台整体具有六维全向运动能力。

1.2 动力学建模

为研究集联平台的动力学模型,建立固连于地面的世界坐标系 $\{E\}$,在集联平台的整体质心处建立与平台固连的坐标系 $\{F_1\}$ 。建立固连于任务平台的坐标系 $\{F_2\}$,坐标系的原点位于任务平台的质心处。另外,在每个子飞行器的质心处建立固连于每个子机的机体坐标系 $\{O_i\}$,其中 $i=1,2,\dots,n$ 。因此系统的动力学模型可由牛顿-欧拉方程得到

$$M\dot{V}_0 + CV_0 + G = \begin{bmatrix} R_0 & \theta \\ 0 & I \end{bmatrix} u_0 + d_0 \quad (1)$$

式中, $V_0 := (v_0, \omega_0) \in \mathbf{R}^6$ 表示整体系统质心处的速度,其中 $v_0 \in \mathbf{R}^3$ 是在世界坐标系 $\{E\}$ 下的线速度, $\omega_0 \in \mathbf{R}^3$ 是机体坐标系 $\{F_1\}$ 下的角速度, $M \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$, $C \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$, $G \in \mathbf{R}^6$ 分别代表质量矩阵、科里奥利矩阵和重力加速度矩阵, $R_0 \in \text{SO}(3)$ 旋转矩阵表示任务平台的姿态, I 是单位矩阵, $u_0 \in \mathbf{R}^6$ 是在机体坐标系 $\{F_1\}$ 下描述的子机产生的合力与力矩。质量矩阵、科里奥利矩阵、重力加速度矩阵的表示如下

$$\begin{cases} M = \begin{bmatrix} m_t I & 0 \\ 0 & M_t \end{bmatrix} \\ C = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -(M_t \omega_0)^\wedge \end{bmatrix} \\ G = \begin{bmatrix} m_t g e_3 \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

$$m_t = \sum_{i=0}^n m_i \quad \mathbf{M}_t = \mathbf{M}_0 - \sum_{i=1}^n m_i \hat{\mathbf{w}}_i (\hat{\mathbf{w}}_i - \hat{\mathbf{w}}_c) \quad (3)$$

m_i 为编号为 i 的子飞行器的质量, m_0 为任务平台的质量, \mathbf{M}_0 为任务平台相对于坐标系 $\{F_2\}$ 的转动惯量, \mathbf{G} 为重力加速度, $\mathbf{w}_i \in \mathbf{R}^3$ 是在坐标系 $\{F_2\}$ 中编号为 i 的子飞行器的位置, $\mathbf{w}_c \in \mathbf{R}^3$ 是整个系统的质心在坐标系 $\{F_2\}$ 中的坐标, $\mathbf{e}_3 = (0, 0, 1)^T$ 。定义矢量 $\mathbf{a} = (a_1, a_2, a_3)^T \in \mathbf{R}^3$, 则 $\hat{\mathbf{a}}$ 为相应的反对称矩阵

$$\hat{\mathbf{a}} = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

系统的运动学模型可由以下的公式得到

$$\dot{\mathbf{p}}_0 = \mathbf{v}_0, \dot{\mathbf{R}}_0 = \mathbf{R}_0 \hat{\boldsymbol{\omega}}_0 \quad (5)$$

式中, $\mathbf{p}_0 \in \mathbf{R}^3$ 表示整体系统的质心在世界坐标系 $\{E\}$ 的位置。

由于集联平台中, 连接球铰位于子飞行器的质心处, 每一架子飞行器的转动运动遵循如下的公式

$$\dot{\mathbf{R}}_i = \mathbf{R}_i \hat{\boldsymbol{\omega}}_i \quad (6)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \mathbf{M}_i^{-1} (\boldsymbol{\tau}_i - \hat{\boldsymbol{\omega}}_i \mathbf{M}_i \boldsymbol{\omega}_i) \quad (7)$$

式中, $\mathbf{R}_i \in \text{SO}(3)$ 和 $\boldsymbol{\omega}_i \in \mathbf{R}^3$ 分别代表第 i 个子机的姿态旋转矩阵和角速度, 其中 $i=1, 2, \dots, n$, $\boldsymbol{\tau}_i \in \mathbf{R}^3$ 代表第 i 个子机的输入力矩。

除了力矩, 第 i 个子飞行器产生的拉力用 $T_i \in \mathbf{R}$ 表示。根据四旋翼飞行器的结构可知, 拉力作用在机体坐标系上, 指向 $\mathbf{R}_i \mathbf{e}_3$ 的负方向。因此, 每个子机产生的拉力矢量可用公式(8)表示为

$$\boldsymbol{\gamma}_i = \mathbf{R}_0^T \mathbf{R}_i \mathbf{e}_3 T_i \quad (8)$$

结合上述结果, 式(1)中的输入 \mathbf{u}_0 可以被表示为

$$\mathbf{u}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{I} & \dots & \mathbf{I} \\ \hat{\mathbf{l}}_1 & \hat{\mathbf{l}}_2 & \dots & \hat{\mathbf{l}}_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \vdots \\ \gamma_n \end{bmatrix} := \mathbf{B} \boldsymbol{\gamma} \quad (9)$$

式中, $\mathbf{l}_i = \mathbf{w}_i - \mathbf{w}_c$, $i=1, 2, \dots, n$ 。

式(1)、(5)~(7)共同组成集联飞行器系统的动力学模型。

2 控制器设计

2.1 控制器整体架构

从动力学模型中可以看出, 集联平台中的每个子机的姿态运动不受集联体整体运动的影响。因此, 在控制器设计中, 将采用奇异摄动的思想, 将整体

系统分离为慢变子系统和快变子系统, 慢变子系统对应于整体系统的运动, 快变子系统对应于每个子飞行器的姿态运动。通过这样的分离, 整体系统的运动控制是子飞行器姿态控制的外环。子飞行器的姿态运动控制较为成熟, 可以采用已有的飞行器姿态控制方法。本文主要针对集联平台外环的运动控制进行设计。可以证明, 在采用这一思想设计的控制器作用下, 集联平台整体闭环系统是稳定的。

集联体飞行平台的整体控制器由位置控制器和姿态控制器组成, 位置控制器的输出为集联飞行平台的三维力矢量, 即 \mathbf{u}_0 的前三分量, 姿态控制器输出为三维力矩矢量, 即 \mathbf{u}_0 的后三分量, 控制器的整体架构如图 2 所示。

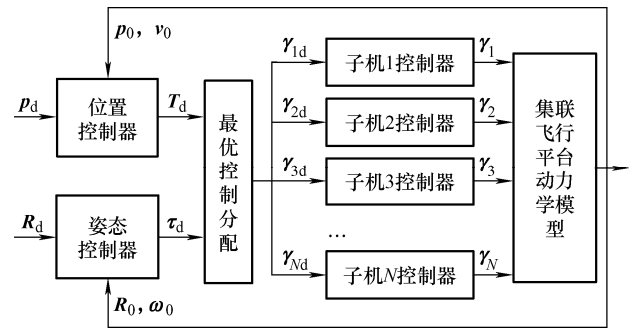


图 2 集联平台完整的控制器架构

在外环控制中, 位置控制和姿态控制产生的六维力与力矩, 需要映射为子机的拉力矢量。这一控制分配映射的输入为控制量 $\mathbf{u}_0 \in \mathbf{R}^6$, 输出为各个子机的拉力矢量。求解各个子飞行器的拉力矢量由以下公式得到

$$\mathbf{A} := -\mathbf{B}^T [\mathbf{B} \mathbf{B}^T]^{-1} \mathbf{u}_0 \quad (10)$$

式中, $\mathbf{A} = [\gamma_1^T, \gamma_2^T, \gamma_3^T]^T \in \mathbf{R}^9$, $\mathbf{B}^T [\mathbf{B} \mathbf{B}^T]^{-1} \in \mathbf{R}^{9 \times 6}$ 是 $\mathbf{B}(\mathbf{d})$ 的 Moore-Penrose 伪逆。

2.2 集联平台姿态的轨迹线性化几何控制

集联平台的姿态空间 $\text{SO}(3)$ 是一个非欧位形空间。传统的控制方法将 $\text{SO}(3)$ 映射至欧氏空间进行控制。但是由于 $\text{SO}(3)$ 与欧氏空间不全局同胚, 采用这样的映射方式易导致混淆性、奇异性等问题。为发挥集联平台的运动灵活性优势, 本文采用轨迹线性化控制方法直接在 $\text{SO}(3)$ 上设计集联平台的姿态控制器。

姿态控制器的架构如图 3 所示, 由内环和外环两个部分组成, 外环的输出作为内环的输入。外环可以看作是角度控制, 内环可以看作是角速度控制。根据轨迹线性化的设计思路, 每一回路均由开环伪逆环节和闭环跟踪误差调节器组成。

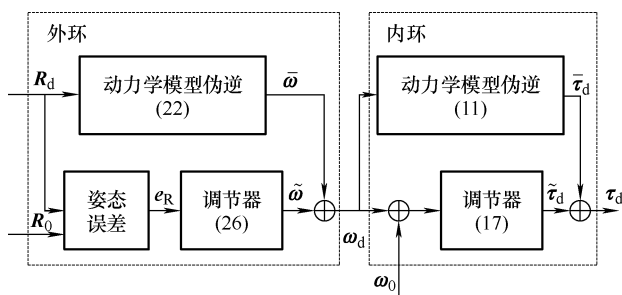


图 3 姿态的轨迹线性化几何控制器架构

2.2.1 姿态控制的内环

集联飞行平台的姿态控制器内环的伪逆环节可根据对其转动动力学方程求伪逆得到, 如公式(11)所示

$$\bar{\tau}_d = M_t \dot{\omega}_d + C\omega_d \quad (11)$$

设定广义角速度矢量为

$$\mu = \begin{bmatrix} \int \omega_0 dt \\ \omega_0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

则广义角速度的跟踪误差可定义为

$$e_\mu = \begin{bmatrix} \int E_\omega dt \\ E_\omega \end{bmatrix} \quad (13)$$

上式中 $E_\omega = \omega_0 - \omega_d$, 广义角速度矢量的状态表示

$$\dot{\mu} = f_1(\mu, \tau_d) = \begin{bmatrix} \omega_0 \\ M_t^{-1}(\tau_d - C\omega_0) \end{bmatrix} \quad (14)$$

将上式进行线性化处理, 可以得到跟踪误差的动力学方程

$$\dot{e}_\mu = A_1 e_\mu + B_1 \tilde{\tau}_d \quad (15)$$

式中, $\tilde{\tau}_d$ 为姿态控制内环的控制力矩。公式(15)中的系数矩阵由以下方程决定

$$\begin{cases} A_1 = \frac{\partial f_1}{\partial \mu} \Big|_{\bar{\mu}, \bar{\tau}_d} = \begin{bmatrix} 0 & I_3 \\ 0 & A_{12} \end{bmatrix} \\ B_1 = \frac{\partial f_1}{\partial \tau_d} \Big|_{\bar{\mu}, \bar{\tau}_d} = \begin{bmatrix} 0 \\ M_t^{-1} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (16)$$

式(16)中 A_{12} 可由 $A_{12} = -M_t^{-1} \frac{\partial C\omega}{\partial \omega} \Big|_{\bar{\omega}}$ 求得。

设计姿态控制器内环的闭环跟踪误差调节器如下所示

$$\tilde{\tau}_d = -K_1 e_\mu \quad (17)$$

设计使用 PI 类型的调节器, 则 $K_1 = (K_{11} | K_{p1})$ 。

期望闭环系统矩阵设计为如下的解耦多变量标准形式

$$A_{c1} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 \\ A_{c11} & A_{c12} \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中, A_{c11} 和 A_{c12} 均为对角矩阵, $A_{c11} = \text{diag}(-\alpha_{1j1})$, $A_{c12} = \text{diag}(-\alpha_{1j2})$, 系数 α_{1jk} ($j=1,2,3, k=1,2$) 用以下公式得到

$$\alpha_{1j1}(t) = \omega_j^2(t) \quad \alpha_{1j2}(t) = 2\xi_j \omega_j(t) \quad (19)$$

之后可以通过求解 $A_1 - B_1 K_1 = A_{c1}$, 得到式(17)中的增益,

$$K_{11} = -M_t A_{c11} \quad K_{p1} = M_t (A_{12} - A_{c12}) \quad (20)$$

最后, 姿态控制器内环的指令控制输出为伪逆环节的输出和反馈调节器输出的总和, 由式(21)表示

$$\tau_d = \bar{\tau}_d + \tilde{\tau}_d \quad (21)$$

2.2.2 姿态控制的外环

由公式(1)可以得到姿态控制器外环的动力学方程伪逆

$$\bar{\omega} = R_0^T R_d (R_d^T \dot{R}_d)^\vee \quad (22)$$

这里 \vee 运算符表示的是 \wedge 运算符的逆运算。在 $SO(3)$ 上定义如下的姿态跟踪误差,

$$e_\Sigma = \begin{bmatrix} \int e_R dt \\ e_R \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$e_R = \frac{1}{2} (R_d^T R_0 - R_0^T R_d)^\vee \quad (24)$$

线性化姿态控制器外环的跟踪误差, 如式(25)所示

$$\dot{e}_\Sigma = A_2 e_\Sigma + B_2 \tilde{\omega} \quad (25)$$

用以下控制律计算 $\tilde{\omega}$

$$\tilde{\omega} = -K_2 e_\Sigma \quad (26)$$

式中, $K_2 = (K_{12} | K_{p2})$ 。式(25)中的系数矩阵可写成

$$A_{c2} = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 \\ A_{c21} & A_{c22} \end{bmatrix} \quad (27)$$

式(27)中, A_{c21} 和 A_{c22} 为对角矩阵, $A_{c21} = \text{diag}(-\alpha_{2j1})$, $A_{c22} = \text{diag}(-\alpha_{2j2})$ 系数 α_{2jk} ($j=1,2,3, k=1,2$) 由以下公式定义

$$\alpha_{2j1}(t) = \omega_j^2(t), \alpha_{2j2} = 2\xi_j \omega_j(t) \quad (28)$$

式中, ξ_j 和 $\omega_j(t)$ 分别表示期望闭环系统的阻尼比和自然频率。

考虑式(25) ~ (27), 可以推导出

$A_2 - B_2 K_2 = A_{c2}$, 因此增益矩阵可以由式(29)计算得到

$$K_{12} = -A_{c21} \quad K_{p2} = -(\hat{\omega} + A_{c22}) \quad (29)$$

因此, 可由下式计算得到姿态控制器外环的输出

$$\omega_d = \bar{\omega} + \tilde{\omega} \quad (30)$$

ω_d 即为姿态控制器内环的控制输入, 其所代表的物理意义是期望角速度。

2.3 集联平台的位置控制

设定系统质心世界坐标系 $\{E\}$ 下的位置为 $p_0 \in \mathbf{R}^3$, 系统质心的期望位置为 $p_d \in \mathbf{R}^3$, 则位置偏差 $e_p \in \mathbf{R}^3$ 可由式(31)表示

$$e_p = p_0 - p_d \quad (31)$$

因此采用 PID 控制器设计集联平台包含重力的期望合力矢量

$$F_d = -K_{pp}e_p - K_{pl} \int e_p - K_{pD}\dot{e}_p \quad (32)$$

式中, $K_{pp}, K_{pl}, K_{pD} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$, 且均为对角矩阵, 对角线上的元素分别表示在 X, Y, Z 轴方向的比例, 积分, 微分控制增益。

集联平台中, 任务空间的位置控制和姿态控制可视为相互独立。因此控制输入 $u_0 \in \mathbf{R}^6$ 可以被表示为

$$u_0 = \begin{bmatrix} F_d + m_t g e_3 \\ \tau_d \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^6 \quad (33)$$

3 稳定性分析

如前所述, 集联平台是一个高阶复杂系统。在设计控制器的过程中, 对整体系统进行了摄动分离。子飞行器的运动对应于整体闭环系统的内环。根据奇异摄动的相关思路, 子飞行器的运动跟踪在满足稳定与快速的条件下, 不影响整体系统的稳定性。因此, 本文主要对控制器的外环稳定性进行分析。

3.1 姿态控制器稳定性

考虑系统动力学方程式(1), 假设子飞行器的姿态跟踪误差可被忽略, 慢变子系统中姿态控制器由式(21)和式(30)设计, 则可得出以下定理。

(1) 若存在正常数 r_ω , 使得 $\|E_\omega\| < r_\omega$, 则姿态控制器内环的闭环跟踪误差在原点 $E_\omega = 0$ 处是指数稳定的。

(2) 假设集联平台任务平台的初始姿态误差满

足 $0.5\text{tr}(I - R_d^T R) < 2$, 若存在正常数 λ , 使得公式(29)中的控制增益满足 $\lambda_m(-A_{c22}) > \lambda$, 则整个姿态控制的闭环跟踪误差在 $E_\omega = 0, e_R = 0$ 处是指数稳定的。

证明: 由于矩阵 A_{c12} 是闭环系统的 Hurwitz 矩阵, 因此通过求解方程 $A_{c12}^T P_1 + P_1 A_{c12} = -I$ 得到一个正对称矩阵 P_1 。

姿态控制器内环的动态跟踪误差用公式(34)表示

$$\begin{aligned} \dot{E}_\omega &= M_t^{-1} \tilde{\tau}_d - M_t^{-1} C \omega_0 + M_t^{-1} C \omega_d = \\ &A_{c12} E_\omega - A_{12} E_\omega - M_t^{-1} C \omega_0 + M_t^{-1} C \omega_d = \\ &A_{c12} E_\omega + \Delta_\omega \end{aligned} \quad (34)$$

式中, Δ_ω 是线性化误差, 由于动力学方程的连续性, 对于给定的正常数 r_1 , 存在正常数 L_1 使得

$$\Delta_\omega \leq L_1 \|E_\omega\|^2 \quad \|E_\omega\| \leq r_1 \quad (35)$$

考虑以下 Lyapunov 方程

$$V_1 = E_\omega^T P_1 E_\omega \quad (36)$$

由于 P_1 是正定对称矩阵, 则可得

$$\lambda_m(P_1) \|E_\omega\|^2 \leq V_1 \leq \lambda_M(P_1) \|E_\omega\|^2 \quad (37)$$

这里的 $\lambda_m(A)$ 和 $\lambda_M(A)$ 分别表示所给矩阵的最小特征值和最大特征值。

V_1 对时间求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \dot{E}_\omega^T P_1 E_\omega + E_\omega^T P_1 \dot{E}_\omega = \\ &(A_{c12} E_\omega + \Delta_\omega)^T P_1 E_\omega + E_\omega^T P_1 (A_{c12} E_\omega + \Delta_\omega) = \\ &-E_\omega^T E_\omega + 2E_\omega^T P_1 \Delta_\omega \leq \\ &-\|E_\omega\|^2 + 2L_1 \lambda_M(P_1) \|E_\omega\|^3 \end{aligned} \quad (38)$$

给定一个正常数 c_1 , 则存在 r_ω 使得

$$\dot{V}_1 \leq -c_1 \|E_\omega\|^2 \quad \|E_\omega\| \leq r_\omega \quad (39)$$

式中 r_ω 可以通过公式(40)得到。

$$r_\omega = \min(r_1, \frac{1-c_1}{2L_1 \lambda_M(P_1)}) \quad (40)$$

因此, 存在 $\|E_\omega\| \leq r_\omega$, 使得姿态控制器内环的闭环跟踪误差在 $E_\omega = 0$ 处是指数稳定的。定理的第一个部分即被证明。

对于定理第二个部分的证明, 首先给出如下 Lyapunov 方程

$$V_2 = \frac{1}{2} \text{tr}(I - R_d^T R_0) \quad (41)$$

公式(41)通过 Rodrigues 公式进行扩展, 可以得到

$$V_2 = \frac{1}{2} \text{tr}(-\sin(\|\alpha\|) \frac{\hat{\alpha}}{\|\alpha\|} - \frac{\hat{\alpha}^2}{\|\alpha\|^2} [1 - \cos(\|\alpha\|)]) \quad (42)$$

上式中 $\alpha \in \mathbf{R}^3$, $(\sin \|\alpha\|) \frac{\hat{\alpha}}{\|\alpha\|} = 0$, $\text{tr}(\hat{\alpha}^2) = -2\|\alpha\|^2$, 因此可得

$$V_2 = 1 - \cos(\|\alpha\|) \quad (43)$$

同样使用 Rodrigues 公式则姿态误差可由公式(44)表示

$$\|\mathbf{e}_R\|^2 = \sin^2 \|\alpha\| \quad (44)$$

由于 $\frac{\sin^2(\|\alpha\|)}{1 + \cos(\|\alpha\|)} = 1 - \cos(\|\alpha\|)$, 可得

$$V_2 > \frac{1}{2} \|\mathbf{e}_R\|^2 \quad (45)$$

并且, 如果姿态误差满足初始的误差限制, 那么 V_2 的上限可以表示为

$$V_2 = \frac{\|\mathbf{e}_R\|^2}{2 - V_2} \leq \frac{\|\mathbf{e}_R\|^2}{2 - e_0} \quad (46)$$

公式(46)中 e_0 为 V_2 的初始值。

对 V_2 求时间导数可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \frac{1}{2} \text{tr}[\mathbf{R}_d^T \mathbf{R}_0 (\mathbf{R}_0^T \mathbf{R}_d \hat{\omega}_d \mathbf{R}_d^T \mathbf{R}_0) - \hat{\omega}_0] = \\ &= \frac{1}{4} \text{tr}[(\mathbf{R}_0^T \mathbf{R}_d \hat{\omega}_d \mathbf{R}_d^T \mathbf{R}_0 - \hat{\omega}_0)(\mathbf{R}_d^T \mathbf{R}_0 - \mathbf{R}_0^T \mathbf{R}_d)] = \\ &= \mathbf{e}_R^T \mathbf{e}_\omega \end{aligned} \quad (47)$$

式中, $\mathbf{e}_\omega \in \mathbf{R}^3$ 是角速度跟踪误差。

如果只考虑姿态控制器的外环, 可将控制律替换为(47), 因此可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \mathbf{e}_R^T (\hat{\omega} + \mathbf{A}_{c22}) \mathbf{e}_R = \\ &= \mathbf{e}_R^T (\mathbf{A}_{c22}) \mathbf{e}_R \leq \\ &= -\lambda_m(-\mathbf{A}_{c22}) \|\mathbf{e}_R\| \end{aligned} \quad (48)$$

显然在不考虑姿态控制器内环与外环间耦合的情况下, 姿态控制器的外环系统是指数稳定的。接下来将姿态控制内环的跟踪误差考虑进去, 可得如下的表达式

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_\omega &= \omega_0 - \mathbf{R}_0^T \mathbf{R}_d (\mathbf{R}_d^T \dot{\mathbf{R}}_d)^v = \\ &= \tilde{\omega} + \mathbf{E}_\omega = \\ &= -\mathbf{K}_2 \mathbf{e}_R + \mathbf{E}_\omega \end{aligned} \quad (49)$$

考虑如下 Lyapunov 方程, $V_{s1} = V_2 + \mathbf{E}_\omega^T \mathbf{P}_1 \mathbf{E}_\omega$, 结合公式(37)、(45)、(46), V_{s1} 的边界可被表示为

$$\mathbf{e}_{s1}^T \begin{bmatrix} \lambda_m(\mathbf{P}_1) & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \mathbf{e}_{s1} \leq V_{s1} \leq \mathbf{e}_{s1}^T \begin{bmatrix} \lambda_m(\mathbf{P}_1) & 0 \\ 0 & \frac{1}{2 - e_0} \end{bmatrix} \mathbf{e}_{s1} \quad (50)$$

上式中 $\mathbf{e}_{s1} = [\|\mathbf{E}_\omega\|, \|\mathbf{e}_R\|]^T$ 。

则根据定理中的条件, \dot{V}_{s1} 可以用下式表示

$$\begin{aligned} \dot{V}_{s1} &= \dot{V}_1 + \mathbf{e}_R^T [(\hat{\omega} + \mathbf{A}_{c22}) \mathbf{e}_R + \mathbf{E}_\omega] \leq \\ &= -\mathbf{e}_{s1}^T \begin{bmatrix} c_1 & -\frac{1}{2} \\ -\frac{1}{2} & \lambda_m(-\mathbf{A}_{c22}) \end{bmatrix} \mathbf{e}_{s1} \end{aligned} \quad (51)$$

令 $\dot{V}_{s1} < 0$, 则可得

$$\lambda_m(-\mathbf{A}_{c22}) > \frac{1}{4c_1} \quad (52)$$

在公式(52)的条件下, 存在正常数 c_2 , 使得 $\dot{V}_{s1} \leq -c_2 \|\mathbf{e}_{s1}\|^2$, 则整个姿态控制的闭环跟踪误差在 $\mathbf{E}_\omega = 0$, $\mathbf{e}_R = 0$ 处是指数稳定的。

3.2 位置控制器稳定性

对于位置控制器的稳定性证明, 首先将位置控制器的跟踪误差动力学方程改写成如下形式

$$\dot{\mathbf{e}}_p = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{e}_p + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} \left(\frac{\mathbf{F}_d}{m_t} - \ddot{\mathbf{p}}_d \right) \quad (53)$$

因此很容易设计控制矢量 \mathbf{F}_d 中的参数, 使得位置控制闭环系统状态方程表示为

$$\dot{\mathbf{e}}_p = \mathbf{A}_{c3} \mathbf{e}_p \quad (54)$$

式中 $\mathbf{A}_{c3} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ \mathbf{A}_{c31} & \mathbf{A}_{c32} \end{bmatrix}$ 是 Hurwitz 矩阵, \mathbf{A}_{c31} 和 \mathbf{A}_{c32} 是对角矩阵。 \mathbf{A}_{c3} 所有特征根均小于零, 因此根据线性系统稳定性的充分必要条件, 位置控制器是稳定的。

4 样机研制与实验结果

4.1 仿真系统的构建及测试结果

在实际飞行测试之前, 首先在 Ubuntu 18.04 系统上基于 ROS 软件环境进行了集联平台的闭环控制仿真实验。依据式(1)和式(10)编写集联飞行平台的机体仿真 ROS 节点。在机体仿真节点中, 加入了扰动以模仿实际飞行中的不确定性干扰。机体仿真节点的输入为三架子飞行器的拉力矢量, 输出为集联体任务平台的位置、线速度、姿态和角速度。在

仿真中, 其余的 ROS 节点作为接口节点接收遥控器指令, 并将遥控器指令转换为集联体飞行器的期望位置和期望姿态。仿真系统架构如图 4 所示。

在仿真测试中, 集联飞行平台位置和姿态的跟踪效果如图 5 所示。通过仿真模型对所编写的控制器节点以及整体软件架构的可行性、正确性和完整

性进行了验证, 为进行实际飞行测试提供了基础。

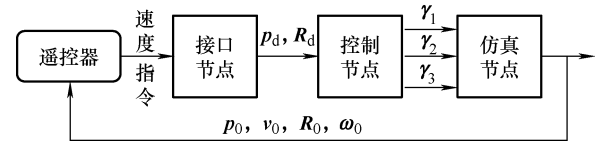


图4 集联飞行器仿真系统架构

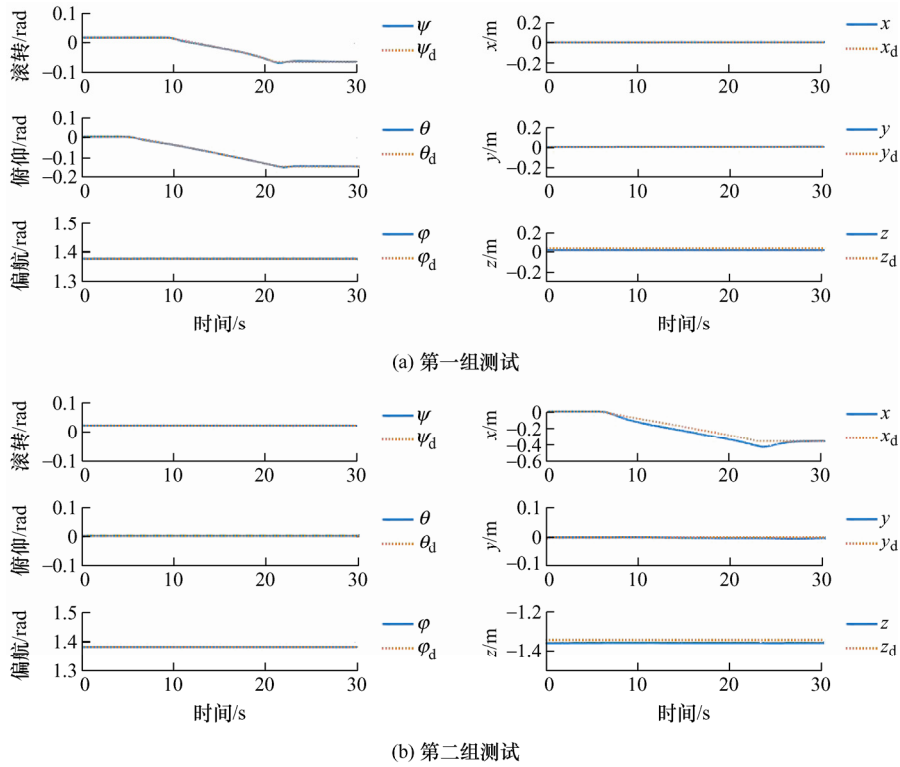


图5 仿真测试中的位置和姿态跟踪

4.2 集联平台样机软硬件系统研制

根据前述设计和仿真结果, 开发研制了集联飞行平台的原理样机软硬件系统。在集联飞行平台的任务平台上集成相应的航电设备, 包括: 飞控板、机载计算机、遥控器接收机、GPS、IMU 传感器、数传电台等。任务平台上的飞控板需要尽可能安装在任务平台的质心位置, 其用于获取遥控器发送的指令以及经过传感器融合算法得到的位姿数据, 并将指令和位姿数据通过 USB 串口发送给机载计算机。通过数传电台与地面站进行通信, 主要用于监控并记录飞行状态。集联飞行平台样机的主要结构件由碳纤维材料制作。样机所采用的球铰活动范围为 $\varphi = 45^\circ$ 。

样机所采用的子飞行器是现有的小型四旋翼飞行器。每一架子机上均包含一套完整的航电设备, 如飞控板, GPS, 遥控器接收机, IMU 传感器等。因此, 子无人机组合之后可以集联飞行, 分解以后也能够单独飞行。子飞行器的飞行控制基于现有的

PX4 开源飞行控制器构建。每一架子飞行器单独飞行的效果如图 6 所示。



图6 子飞行器单独飞行场景图

为满足集联平台稳定运动中, 子机之间通信的可靠性和实时性要求, 采用 CAN 总线的方式开发了任务平台与子飞行器之间相互的通信系统。任务平台上的机载计算机, 以及各个子飞行器的飞控均

被视为 CAN 总线上的节点挂载在总线上,采用这样的通信方式既能够保证通信的可靠性和实时性,同时也便于对集联体飞行平台中子无人机数量进行改变扩展。集联飞行平台整体的硬件架构如图 7 所示。

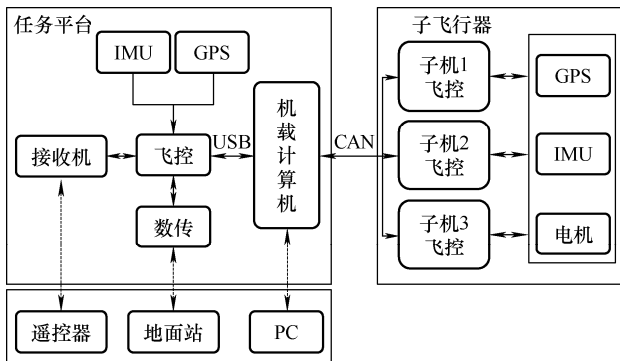


图 7 集联飞行平台样机的硬件架构

对于集联飞行平台的软件架构设计,采用基于 ubuntu 18.04 环境的 ROS 机器人操作系统,控制器作为 ROS 节点全部运行在任务平台的机载计算机上。同时设计了应用于集联飞行器通信的一对多通信协议 SwarmLink,在任务平台端和子机端均有相适应的解码和编码节点。系统整体的软件架构如图 8 所示,其中 Decision node 用于获取从任务平台上的飞控采集得到的遥控器指令和位姿数据,Controller node 为系统的控制器在 ROS 上基于 C++ 的实现。SwarmLink node 依据 SwarmLink 协议对通信数据包进行编码发布在总线上,同时,对接收到的总线传输数据包进行解码,转换为机载计算机上其他节点可接收的数据格式。

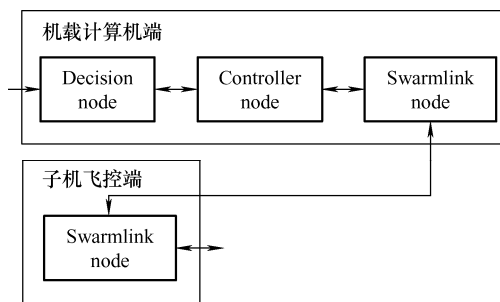


图 8 系统软件架构图

所研制的集联体样机中子无人机和样机整体的相关物理参数见于表 1。

表 1 子无人机和集联体样机相关物理参数

飞机	质量/kg	负载能力/kg	运算单元
子无人机	1.58	1.5	PX4 开源飞控板
集联飞行器	6.24	3.02	Nvidia nano 机载计算机 PX4 开源飞控板

系统姿态控制的内环增益采用 $K_{I1} = \text{diag}(6, 5, 4)$, $K_{P1} = \text{diag}(5, 6, 6)$; 姿态控制的外环增益采用 $K_{I2} = \text{diag}(1.6, 1.6, 1.4)$, $K_{P2} = \text{diag}(5.8, 4.5, 4)$; 位置控制器增益采用 $K_{pP} = \text{diag}(5, 5, 4)$, $K_{pI} = \text{diag}(1.4, 1.4, 1.2)$, $K_{pD} = \text{diag}(7.2, 7.0, 7.2)$ 。

4.3 实验结果

对具有三架子机的集联飞行平台样机在室外环境下进行位置和姿态的跟踪测试。图 9 为某次飞行测试场景。图 9 中的左图为集联平台在滚转和俯仰为 0 附近的稳定悬停,右图为集联平台在姿态倾斜状态下的悬停。图 9 直观显示了集联平台在改变滚转和俯仰角下依然能够保持悬停的效果,这是一般的欠驱动飞行器无法实现的。



图 9 集联体样机改变滚转和俯仰角下保持悬停

集联飞行器样机的跟踪测试结果如图 10 所示。从图中可以看出,集联飞行平台的姿态指令轨迹与位置指令轨迹无关,在第一组测试中姿态指令轨迹是一个时变轨迹,位置指令不变。第二组测试中位置指令轨迹是一个时变轨迹,姿态指令不变。需要注意的是,这 2 组测试中,位置与姿态指令轨迹均是独立的。为了便于显示,图中采用了欧拉角表示姿态。从中可以看出,滚转、俯仰、偏航方向的偏差均在 3° 以内。图 10 显示水平方向的位置最大跟踪误差约在 0.6 m,垂直方向最大跟踪误差约为 0.2 m。由于样机测试是在室外 GPS RTK 环境下进行,RTK 存在定位误差,并且在室外飞行测试过程中存在阵风等不确定因素的干扰,因此反馈控制中所用的反馈位置与速度与实际的位置与速度会存在偏差。然而,姿态与位置的跟踪误差均在合理范围之内,姿态与位置的跟踪均取得了理想效果。

从测试结果可以看出,集联平台样机可以实现六维的全向运动,能够同时对位置和姿态轨迹稳定跟踪,不要求位置和姿态轨迹满足动态约束条件。这也是一般的欠驱动飞行器所难以实现的。实际样机的测试结果也验证了本文所设计的控制器的稳定性。

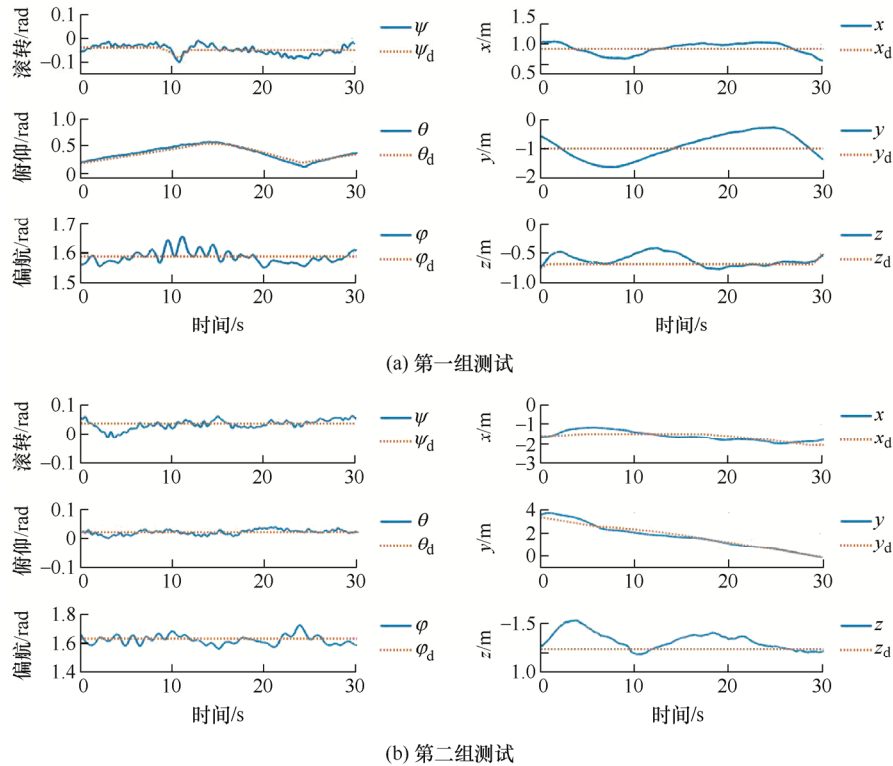


图 10 实际飞行中位置和姿态跟踪

5 结论

本文设计了包含三架子飞行器的集联飞行平台构型,研究了集联无人机系统的几何控制,开发研制了集联平台样机软硬件系统,为发展新型多飞行器集联平台奠定了设计与控制基础。

(1) 采用三机以球铰组合方式构成的集联体可以实现六维全向运动,是飞行操作平台的理想选择。在这一构型基础上,也可以进一步构造其他构型的集联平台。提出的集联平台不同于以往的单飞行平台,是对传统飞行平台的拓展。

(2) 所设计的几何控制器可有效用于集联平台的运动控制,这是几何控制器首次用于多飞行器集联平台。理论和实验结果都验证了所设计控制器的稳定性。另外,几何控制器的半全局稳定性可用于提升集联平台的运动灵活性。

(3) 采用现场总线技术开发了一种集联平台中子机间的低延时、高可靠新型通信协议,进一步研制了样机软硬件系统,通过实际飞行测试验证了所开发的集联飞行平台样机软硬件系统的正确性和完整性。

参 考 文 献

- [1] RUGGIERO F, LIPPIELLPO V, OLLERO A. Aerial manipulation: A literature review[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(3): 1957-1964.
- [2] MENG X D, HE Y Q, HAN J D. Survey on aerial manipulator: System, modeling, and control[J]. Robotica, 2020, 38(7): 1288-1317.
- [3] DING X L, GUO P, XU K, et al. A review of aerial manipulation of small-scale rotorcraft unmanned robotic systems[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32 (1): 200-214.
- [4] 鲜斌, 刘洋, 张旭, 等. 基于视觉的小型四旋翼无人机自主飞行控制[J]. 机械工程学报, 2015, 51(9): 58-63. XIAN Bin, LIU Yang, ZHANG Xu, et al. Autonomous control of a micro quadrotor unmanned aerial vehicle using optical flow using optical flow[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(9): 58-63.
- [5] 王营华, 宋光明, 刘盛松, 等. 一种视觉引导的作业型飞行机器人设计[J]. 机器人, 2019, 41(3): 353-361. WANG Yinghua, CONG Guangming, LIU Shengsong, et al. Design of a vision-guided aerial manipulator[J]. Robot, 2019, 41(3): 353-361.
- [6] 刘云平, 周玉康, 张永宏, 等. 基于滑模 PID 的飞行机

- 械臂稳定性控制[J]. 南京理工大学学报, 2018, 42(5): 525-532.
- LIU Yunping, ZHOU Yukang, ZHANG Yonghong, et al. Research on stability control of flight manipulator based on sliding mode PID[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2018, 42(5): 525-532.
- [7] SUTHAR B, JUNG S. Design and feasibility analysis of a foldable robot arm for drones using a twisted string actuator: FRAD-TSA[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2021, 6(3): 5769-5775.
- [8] KIM S J, LEE D Y, JUNG G P, et al. An origami-inspired, self-locking robotic arm that can be folded flat[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, Science Robotics, 2018, 3(16): 1-10.
- [9] ZHANG G, HE Y, DAI B, et al. Grasp a moving target from the air: System & control of an aerial manipulator[C]// 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Brisbane, QLD, 2018: 1681-1687.
- [10] ESTRADA M A, MINTCHEV S, CHRISTENSEN D L, et al. Forceful manipulation with micro air vehicles[J]. Science Robotics, 2018, 23(3): 1-7.
- [11] ORSAG M, KORPELA C, BOGDAN S, et al. Dexterous aerial robots mobile manipulation using unmanned aerial systems[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2017, 33(6): 1453-1466.
- [12] LIPPIELLPO V, FONTANELLI G A, RUGGIERO F. Image-based visual-impedance control of a dual-arm aerial manipulator[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(3): 1856-1863.
- [13] WELDE J, PAULOS J, KUMAR V. Dynamically feasible task space planning for underactuated aerial manipulators[J]. IEEE Robotics and Automation Letter, 2021, 6(2): 3232-3239.
- [14] 史振庆, 梁晓龙, 张佳强, 等. 基于协同攻击区的航空集群最优空间构型研究[J]. 兵工学报, 2019, 40(4): 788-798.
- SHI Zhenqing, LIANG Xiaolong, ZHANG Jiaqiang, et al. Study of optimal spatial configuration of aircraft swarm based on cooperative attack zone[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(4): 788-798.
- [15] SANALITROL D, SAVINO H J, TOGNONL M, et al. Full-pose manipulation control of a cable-suspended load with multiple UAVs under uncertainties[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(2), 2185-2191.
- [16] PARK S, LEE Y H, HEO J, et al. Pose and posture estimation of aerial skeleton systems for outdoor flying[C]// 2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Montreal, QC, Canada, 704-710, 2019.
- [17] PARK S, LEE J, AHN J, et al. ODAR: Aerial manipulation platform enabling omni-directional wrench generation[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018, 23(4): 1907-1918.
- [18] YU Y, DING X. A global tracking controller for underactuated aerial vehicles: Design, analysis, and experimental tests on quadrotor[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21(5): 2499-2511.
- [19] YU Y, LI P, GONG P. Finite-time geometric control for underactuated aerial manipulators with unknown disturbances[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2020, 30(13): 5040-5061.

作者简介: 俞玉树, 男, 1985 年出生, 博士, 副教授, 博士研究生导师。主要研究方向为机器人与控制。

E-mail: yushu.yu@bit.edu.cn

徐彬(通信作者), 男, 1982 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为陆空多域飞行器技术。

E-mail: bitxubin@bit.edu.cn