

基于改进樽海鞘群算法的飞行器 航迹自适应控制系统设计

方霞

(四川信息职业技术学院 网络与通信学院, 四川 广元 628040)

摘要: 飞行器在实际飞行过程中会受到风力、气流等外界干扰, 会引起飞行器航迹偏离期望航迹, 导致传感器获取的飞行器状态信息存在误差; 为及时反馈飞行器的飞行状态, 设计基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统; 改装姿态角测量传感器、位置测量传感器、空速计等传感器, 调整处理器与航迹控制器的内部结构, 实现硬件系统的优化设计; 根据飞行器飞行任务, 规划飞行器期望航迹作为系统的控制目标; 利用改进樽海鞘群算法自适应检测飞行器位姿, 计算气压、风速等飞行环境参数, 在考虑飞行环境干扰的情况下, 通过当前飞行器位姿与目标航迹的对比, 得出飞行器航迹控制量的求解结果, 通过控制指令的执行, 实现系统的航迹自适应控制功能; 实验结果表明, 所设计系统应用下飞行器直线、曲线航迹控制偏差的平均值分别为 0.8 km、2.1 km, 飞行器的抖振幅值为 2.5 dB。

关键词: 改进樽海鞘群算法; 飞行器航迹; 飞行器位姿; 姿态角测量传感器; 自适应控制

Design of Aircraft Flight Trajectory Adaptive Control System Based on Improved Slap Swarm Algorithm

FANG Xia

(School of Network and Communications, Sichuan Vocational College of Information Technology,
Guangyuan 628040, China)

Abstract: During actual flight processes, aircraft are prone to external disturbances such as wind and air flow, which caused deviations from desired trajectory, resulting in errors in aircraft's state information obtained from sensors. To feedback aircraft's flight statuses in time, a flight trajectory adaptive control system based on an improved slap swarm algorithm was designed. The hardware system was optimized through the retrofit of attitude angle measurement sensors, position measurement sensors, and an airspeed indicator. The internal structure of the processor and trajectory controller was adjusted. Based on the aircraft's flight mission, the desired trajectory was generated as the system's control object. The improved slap swarm algorithm was utilized to adaptively detect the aircraft's pose and calculate environmental parameters such as air pressure and wind speed. By considering the influences of flight environment disturbances, the solution results for the aircraft's trajectory control signal were derived by comparing the current aircraft pose with the target trajectory. The adaptive control commands were then operated to achieve the functionality of the system's adaptive trajectory control. Experimental results show that the designed system achieves an average deviation of 0.8 km and 2.1 km for straight-line and curved trajectory control of the aircraft, respectively, with an aircraft's oscillation amplitude of 2.5 dB.

Keywords: improved slap swarm algorithm; aircraft trajectory; aircraft posture; attitude angle measurement sensor; adaptive control

0 引言

飞行器的工作主要就是根据测量任务设置飞行路线, 并在控制系统的作用下保证飞行器的实际飞行轨迹与设置路线一致。在无人机领域, 航迹自适应控制系统可以帮助无人机在复杂环境中精确地执行任务, 如航拍、侦查、送货等。飞行器航迹自适应控制是飞行器控制领域的一个重要研究方向, 无人机航迹自适应控制是指在不同环境条件

下, 无人机能够根据飞行任务要求和飞行环境的变化, 实时调整飞行轨迹以确保飞行器沿着期望航迹准确、稳定地飞行的能力。航迹指的是飞行器在飞行过程中的轨迹, 在实际的飞机飞行过程中, 由于受多种因素的影响或扰动, 会造成航行误差, 因此, 航迹通常不会是一条直线, 同时也会与设定航迹之间产生偏差。

为了保证飞行器在执行工作过程中能够严格按照设置轨迹飞行, 且不会出现抖振现象, 相关领域研究学者对飞

收稿日期: 2023-07-05; 修回日期: 2023-08-10。

作者简介: 方霞(1993-), 女, 硕士, 助教。

引用格式: 方霞. 基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(8): 145-152.

飞行器航迹控制方法做出了研究,并得出了一系列发展较为成熟的成果。文献 [1] 提出基于扩张状态观测器的无人机飞行器航迹控制系统,通过扩张状态观测器实现了对无人机飞行器的强干扰及参数摄动的精度补偿,从而实现对飞行器飞行轨迹的控制。文献 [2] 提出基于状态扩展的双反馈模型预测控制器,实现无人机航迹控制。利用动力学逆法建立基于横向偏移的无人机横向轨迹跟踪模型,利用状态扩展设计双反馈模型预测控制器,利用量子粒子群优化算法对控制器参数进行优化,并利用扩展性状态观测器对扰动进行观测,完成对飞行器的控制。文献 [3] 提出基于改进 NSGAI 的多无人机航迹协同规划方法,采用了二重染色体编码的方法来表达轨迹,通过比较群体间的拥挤距离和平均拥挤距离,将交叉变异的概率和迭代数相结合,提高算法的寻优能力和收敛性。以目标的路径长度和雷达对目标的威胁度为评价指标,编写代价函数,实现航迹协同规划。将上述传统控制系统应用到无人机飞行器航迹的控制系统中,存在控制效果不佳的问题,主要体现在轨迹控制偏差和抖振程度两个方面,其主要原因是传统控制系统无法及时将飞行器的实时状态反馈给控制终端。

针对上述问题,本文设计基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统。改进樽海鞘群算法是一种较为新颖的群智能优化算法,该算法模拟了深海中的樽海鞘群体的生存行为。将改进的樽海鞘群算法应用于无人机航迹自适应控制系统的设计中,通过对无人机的动力学模型进行建立和分析,结合航迹规划和控制理论,设计出适应性强、鲁棒性好的控制系统。以期能够在保证航迹控制精度的情况下,提高无人机飞行器的飞行稳定性。

1 飞行器航迹自适应控制硬件系统设计

本文飞行器对象为固定翼无人机。由于飞行器体积较小、飞行状态复杂,使得其对飞行控制器硬件系统有较高的要求。为了确保飞行器在飞行中的信息准确、安全,需要有较强的存储能力,能够对飞机的飞行状态进行实时、准确地记录,并且在飞机出现事故时不会造成信息的丢失。此外,飞行器的飞行控制器必须具备强大的计算能力,以确保在一个控制循环中完成对控制输出的计算,并能够执行改进樽海鞘群算法,迅速地执行数据融合、数据传输、指令发出等工作。因此,此次飞行器航迹自适应控制系统的硬件部分从传感器、处理器、控制器等多个方面进行优化设计。飞行器航迹自适应控制系统中的传感器、处理器和航迹控制器的选型和配置是为了确保系统能够准确感知飞行器的姿态角、位置、距离和空速,并通过处理器进行实时数据处理和算法优化,最终由航迹控制器执行指令以控制飞行器的航迹。

1.1 传感器

飞行器航迹自适应控制系统中传感器的作用是采集飞行器的实时飞行数据,同时也用来感知飞行器飞行环境数据。

1.1.1 姿态角测量传感器

采用陀螺仪作为飞行器实时姿态角的测量设备,陀螺仪主要检测机体角速度的元件,能够稳定地获取飞行器角加速度数据,但是由于该元件温度漂移比较严重,必须通过软件和硬件的协同工作才能获得更精确的角速度。优化设计系统中使用的陀螺仪采用 ADXRS610 的封装形式进行处理,并调整陀螺仪的引脚连接方式,陀螺仪中模拟电源引脚 AVCC 电荷接地引脚 PGND 和模拟接地 AGND 之间采用 0 欧姆电阻器进行绝缘,P1 中的接口 rateout 是表示陀螺仪角度变化的电压输出信号,该端口与处理器中的 ADC 的输入信道相连。充电电容和滤波电容与片上电阻结合可以构成低通滤波器,减少高频噪音的干扰。

1.1.2 位置测量传感器

采用 GPS 定位器测量飞行器的实时飞行位置,GPS 定位器的工作原理是 GPS 定位器从全球定位系统中接收到的信号,获取所需的位置信息,并通过一些数据处理,运算出接收器的位置。在定位器工作的时候,因为卫星的原子钟和地面站的时钟不能达到完美的同步,所以会导致载波相位测量的误差^[4]。影响飞行器的位置测量精度,间接影响飞行器的航迹控制精度,为解决位置测量传感器的测量误差问题,在传感器内部加设一个滤波器,图 1 为优化设计位置测量传感器的内部结构。

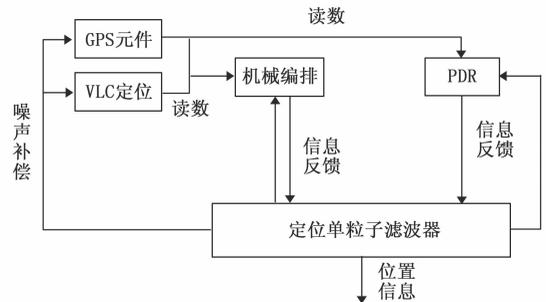


图 1 位置测量传感器内部结构图

在实际运行过程中,需要通过多源数据的融合,才能获得更精确的飞行器位置信息。

1.1.3 测距传感器

选择超声波传感器作为系统的测距传感器,其基本测距原理是时间渡越法,即以波的定向特性、反射特性和相同环境下波速不变特性为基础,通过波传播的时间,推算出波传播的总路程^[5]。测距传感器的工作电路如图 2 所示。

测距传感器中安装收发分体式超声波探头,这种类型的可以有效避免两个探头互相干扰而产生余震问题。

1.1.4 空速计

空速计的主要作用是采集飞行器相对于周围空气之间的相对速度,也就是用来检测飞行器飞行环境数据,空速计的精确与否直接关系到飞行器的位置控制的精确程度。选择 MPXV7002 型号的空速计,在空速计中设置静态和动态两个接口,两个接口分别可以测得两种压强,即静压和

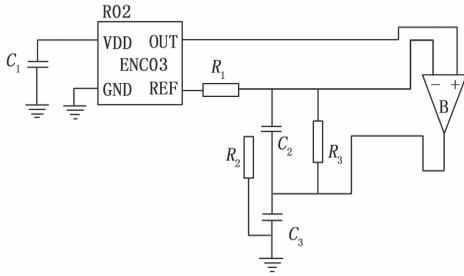


图 2 测距传感器工作电路图

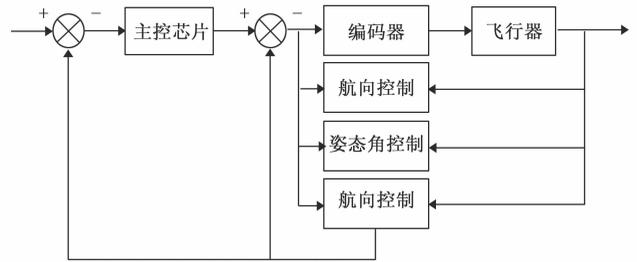


图 4 航迹控制器运行逻辑结构图

动压^[6]。在使用时需要将静压接口塞住并在管子上打孔，静压接口处要放置在机身内部，动态接口需要用皮托管连接并安装在机舱外部。

1.2 处理器

飞行器航迹自适应控制系统中的处理器主要用来处理传感器实时感知的飞行与环境数据，同时为改进樽海鞘群算法的运行提供硬件支持。为满足系统的运行需求，采用 STM32F107VCT6 型号的处理器，其内部总线结构如图 3 所示。

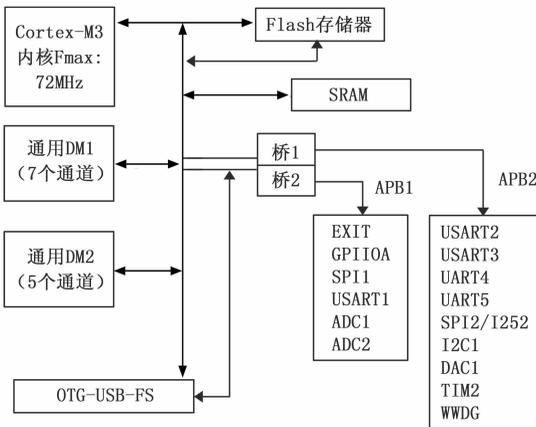


图 3 系统处理器内部总线结构图

如图 3 所示，优化设计系统中使用的数据处理器由命令和数据两种总线组成，该处理器使用 ARM Cortex-M332 位内核，操作频率 72 MHz，内有 256 K 的闪存、64 K 的 SRAM、足够的 I/O 接口及可与两个 APB 总线相连的外部设备。处理器中包含了 12 比特模数转换器、时序/计数器、PWM 定时器^[7]。此外，还包括了标准的通信接口、SPI 接口、USB-OTG-FS 接口、CAN 总线接口和 Ethernet 接口，通过打开端口复用功能，可以将这些引脚接口都映射到不同的端口上，方便处理器端口的分配。

1.3 航迹控制器

航迹控制器是优化设计飞行器航迹自适应控制系统中控制指令的执行元件，航迹控制器采用 STM32F407 型号芯片作为主控芯片，该芯片具备单周期浮点运算能力。航迹控制器的运行逻辑结构如图 4 所示。

系统使用的航迹控制器由航向控制、位置控制以及速

度控制 3 个部分组成，控制元件之间采用哈佛总线结构与主控芯片相连，控制器内部设置了独立的 16kB 指令高速缓存功能，能够及时存储输出的控制指令，添加一个 I²C 总线接口，可在标准模式 100 kbit/s 下进行双向数据传输，保证能够快速接收传感器上传的反馈数据并将生成的控制指令传输给飞行器控制目标^[8]。

根据系统各元件结构的优化设计结果，对系统中设备之间的连接电路进行调整，并最终接入到系统供电电源中，完成硬件系统的优化设计。

2 飞行器航迹自适应控制系统软件功能设计

在系统硬件设备的支持下，设计系统软件功能，系统控制软件功能的基本实现思路为：综合考虑飞行器的飞行环境与飞行任务，规划期望轨迹，以此作为飞行器航迹的自适应控制目标。引入改进樽海鞘群算法，该算法模拟了樽海鞘群体的行为方式，并通过交互和信息传递来实现对飞行器的位姿调整和自适应控制。改进的樽海鞘群算法在搜索空间中寻找最优的位姿解，并采用自适应调整策略来进一步提高检测精度和稳定性。利用改进樽海鞘群算法检测当前飞行器的位置与飞行姿态，根据当前位置与目标航迹节点位置之间的偏差情况，确定飞行器控制量并生成相应的控制指令^[9]。在实际控制过程中，飞行器飞行环境中的气压、风速等因素均会对控制效果产生影响，因此需要采集飞行环境参数，结合飞行器的运动学与动力学原理，计算最终的航迹控制量，从而完成飞行器航迹的控制工作。

2.1 飞行器目标航迹规划

综合考虑飞行器的飞行环境以及设置任务，对飞行器的目标航迹进行规划，规划航迹即为系统飞行器的控制目标。在开始目标航迹规划之前，需要对飞行环境进行数字化描述，量化描述结果为：

$$H = \begin{bmatrix} x_{\min} y_{\min} & \cdots & x_{\max} y_{\min} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{\min} y_{\max} & \cdots & x_{\max} y_{\max} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中， x_{\min} 、 y_{\min} 、 x_{\max} 和 y_{\max} 分别为环境中水平和竖直方向上的最小值和最大值，飞行环境中包含的栅格数量为：

$$N_H = \frac{x_{\max} - x_{\min}}{X} \times \frac{y_{\max} - y_{\min}}{Y} \quad (2)$$

式中, X 和 Y 对应的是水平和垂直方向上的划分单位^[10]。在上述飞行环境下, 以飞行器的初始位置 (x_0, y_0) 作为航迹的起始位置, 飞行器飞行最终工作目标位置 (x_{end}, y_{end}) 为航迹的终点位置, 采用直线规划的方式生成目标航迹的初始生成结果:

$$l_i = \frac{\mathbf{H}(x - x_0)(y_{end} - y_0) + y_0, x \in [x_{min}, x_{max}], y \in [y_{min}, y_{max}]}{N_H(x_{end} - x_0)} \quad (3)$$

飞行器在实际飞行过程中可能存在障碍物, 在考虑静态障碍物的情况下, 对初始生成航迹进行调整, 调整结果为:

$$l_a = l_i \pm \Delta x \pm \Delta y \quad (4)$$

式中, Δx 和 Δy 分别为航迹节点在水平和垂直方向上的调整量^[11]。另外, 飞行环境中的动态障碍物存在随机性, 误差提前做出相应规划, 因此需要在飞行器实际飞行过程中对航迹节点进行调整。最终对调整后的航迹进行平滑处理, 得出飞行器目标航迹的规划结果为:

$$\begin{cases} l_f = \kappa l_a \\ N_f = \frac{l_f}{N_H} \end{cases} \quad (5)$$

式中, κ 为平滑系数, 得出结果 l_f 和 N_f 为航迹表达式和航迹节点数量, 将规划飞行器目标航迹中的各个节点标记为 $(x_{plan}, y_{plan}, z_{plan})$ 。按照上述方式得出飞行器目标航迹的规划结果, 并以环境因素作为目标航迹的约束条件^[12]。

2.2 基于改进樽海鞘群算法的飞行器位姿自适应检测

针对处于飞行状态的飞行器, 利用改进樽海鞘群算法检测其位置与姿态信息, 由于飞行状态下, 飞行器的位姿处于实时变化的状态, 因此位姿检测采用自适应检测的方式, 即当飞行器参数发生变化时启动检测程序, 得出最新的位姿检测结果^[13]。根据改进樽海鞘群算法定义, 其工作原理就是模仿樽海鞘群体在海洋中的群体觅食行为, 群体觅食行为如图 5 所示。

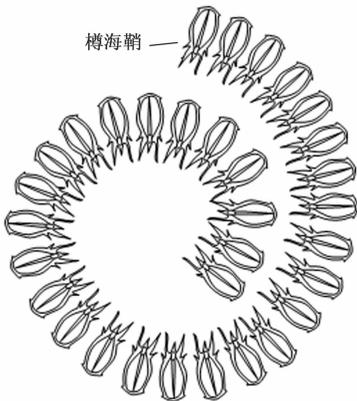


图 5 樽海鞘群觅食行为示意图

改进樽海鞘群算法采用了群体智能的思想, 模拟了樽海鞘群体的行为方式。改进樽海鞘群算法中引入了领导者和跟随者两个部分的概念, 其中领导者对环境具有最优的

判断能力, 并通过位置更新对其他樽海鞘个体产生影响, 而跟随者则受到领导者和前一个个体的直接影响。这种领导者-跟随者机制的引入可以提高算法的搜索效率和全局收敛性, 适用于处理复杂和动态的环境下的控制问题。改进樽海鞘群算法结合了全局搜索和局部搜索策略, 能够在搜索空间中较好地找到全局最优解或接近最优解的解决方案。这使得它在航迹规划和控制问题中具有一定的优势。改进樽海鞘群算法可以通过调整算法参数和引入适应性策略, 使得它能够应对多目标优化问题。在飞行器航迹控制中, 可能需要同时考虑气压、风速等多个目标, 改进的樽海鞘群算法可以有效地解决这些多目标问题。改进樽海鞘群算法具有较快的收敛速度和计算能力, 适合用于实时控制系统中。在飞行器航迹控制中, 实时性是一个重要的考虑因素, 采用改进樽海鞘群算法可以满足实时控制系统的要求。

在飞行器位姿自适应检测过程中, 改进樽海鞘群算法的执行过程如图 6 所示。

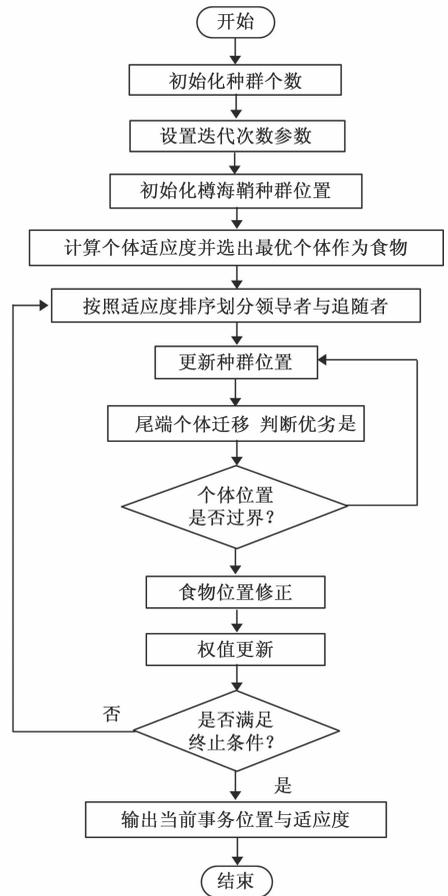


图 6 改进樽海鞘群算法流程图

改进樽海鞘群算法执行的第一步是对各个樽海鞘种群位置进行初始化, 初始化结果为:

$$Q_i = f_r(N_p, W) \times (\beta_u - \beta_l) \quad (6)$$

式中, $f_r()$ 为随机求解函数, N_p 和 W 分别对应的是樽海

鞘种群数量和空间维度, β_u 和 β_l 对应的是樽海鞘种群搜索范围的上限和下限。在飞行器位姿检测过程中, 变量 β_u 和 β_l 的具体取值为:

$$\begin{cases} \beta_u = x_{\min} \times y_{\min} \\ \beta_l = x_{\max} \times y_{\max} \end{cases} \quad (7)$$

从式(7)中可以看出, 飞行器位姿检测中樽海鞘种群的搜索范围即为飞行器的飞行环境。改进樽海鞘群算法中存在领导者和跟随者两个部分, 领航者位于链路的前端, 其他的都是跟随者^[14]。领导者对环境有着最优的判断, 能够影响到第二个樽海鞘个体的位置更新, 对其余樽海鞘位置影响程度会依次减弱, 并不会对群体的运动方向产生直接的影响。排在后面的个体会受到前一个个体的直接影响, 同时比前一个个体拥有更好的多样性。领导者的位置更新与飞行器实时位置有关, 并具有一定的随机性, 以发挥它在整个环境搜索中的带头作用, 即牵引着追随者向目标运动^[15]。领导者的位置更新过程可以描述为:

$$u_i = \begin{cases} E_d + \zeta_c [(\beta_u - \beta_l)\alpha + \beta_l], & \alpha \geq 0.5 \\ E_d - \zeta_c [(\beta_u - \beta_l)\alpha + \beta_l], & \alpha < 0.5 \end{cases} \quad (8)$$

式中, E_d 为飞行器位置的维度值, ζ_c 为收敛因子, α 为随机数, 该参数的具体取值由领导者樽海鞘位置更新的方向和步长决定。另外追随者位置的更新过程为:

$$u_f = \frac{1}{2}at_i^2 + v'_0 t_i \quad (9)$$

式中, v'_0 和 v'_f 分别为樽海鞘追随者的初始速度和目标速度, t_i 为迭代时间, a 为樽海鞘的加速度^[16]。在实际的位姿检测过程中, 判断当前迭代此时是否达到最大次数, 若未达到重复上述过程, 否则直接输出个体位置, 即为全局最优解, 也就是飞行器位置的检测结果。最终得出的飞行器位置检测结果为:

$$\begin{cases} x_a(t) = Q_i \cdot u_i(t) \\ y_a(t) = Q_i \cdot u_f(t) \\ z_a(t) = h_a \end{cases} \quad (10)$$

式中, h_a 为飞行器的飞行高度另外飞行器姿态信息的检测结果为:

$$\begin{cases} \theta_{\text{roll}}(t) = \arctan\left(\frac{a_y}{a_z}\right) \\ \theta_{\text{cabrage}}(t) = -\arcsin\left(\frac{a_x}{\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}}\right) \\ \theta_{\text{yaw}}(t) = \arctan\left(\frac{a_y}{a_x}\right) \end{cases} \quad (11)$$

式中, a_x 、 a_y 和 a_z 分别为飞行器在 x 、 y 和 z 轴方向上的加速度, 求解结果 $\theta_{\text{roll}}(t)$ 、 $\theta_{\text{cabrage}}(t)$ 和 $\theta_{\text{yaw}}(t)$ 为 t 时刻飞行器的俯仰角、偏航角和横滚角。上述变量满足式(12)表示条件:

$$a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \quad (12)$$

将相关数据代入式(10)和式(11)中, 即可得出飞行器实时位姿的检测结果, 根据飞行器的飞行状态对姿态检测结果进行自适应更新, 完成飞行器位姿的自适应检测

工作。

2.3 飞行器航迹自适应控制

飞行器飞行环境参数计算的目的是分析环境数据对飞行器的影响, 为保证系统能够实现对飞行器参数的直接控制^[17]。利用飞行器内置的传感器设备, 获取飞行器飞行环境中气压与风速的参数信息, 其中飞行气压的计算公式为:

$$P = \rho_{\text{air}} g h_a \quad (13)$$

式中, ρ_{air} 和 g 分别为飞行器飞行环境中的空气密度和重力加速度。另外飞行环境风速参数的计算公式为:

$$v_w = \frac{P\psi}{S_w} \quad (14)$$

式中, ψ 为飞行环境中的气流通风量, S_w 为飞行器与飞行环境之间的直接接触面积。同理可以得出飞行器飞行环境中所有参数的计算结果。

以当前飞行器的位姿检测结果为控制对象, 综合考虑飞行航迹目标规划结果、飞行环境干扰以及飞行器的基本飞行原理, 对飞行器的航迹控制量进行求解^[18]。飞行器航迹位置控制量的求解公式如下:

$$\begin{cases} C_x = x_{\text{plan}} - x_a(t) \\ C_y = y_{\text{plan}} - y_a(t) \\ C_z = z_{\text{plan}} - z_a(t) \end{cases} \quad (15)$$

若式(15)计算得出位置控制量结果为正值, 则沿飞行器当前飞行方向进行控制补偿, 若求解得出控制量为负值, 则航迹控制方向为当前飞行方向的反方向。在姿态角控制过程中, 需要综合考虑空气动力条件, 姿态角控制量的求解结果为:

$$\begin{cases} \Delta\theta_{\text{roll}} = \sigma_{\text{lift}} [\theta_{\text{roll}}(t) - \theta_{\text{roll-plan}}] \\ \Delta\theta_{\text{cabrage}} = \sigma_{\text{resistance}} [\theta_{\text{cabrage}}(t) - \theta_{\text{cabrage-plan}}] \\ \Delta\theta_{\text{yaw}} = \sigma_{\text{side force}} [\theta_{\text{yaw}}(t) - \theta_{\text{yaw-plan}}] \end{cases} \quad (16)$$

式中, 俯仰角、偏航角和横滚角的规划控制目标, σ_{lift} 、 $\sigma_{\text{resistance}}$ 和 $\sigma_{\text{side force}}$ 对应的是升力、阻力和侧力系数, 通过式(16)即可得出飞行器姿态角控制量的计算结果^[19], 最终将位置控制量与姿态角控制量进行融合, 得出飞行器航迹控制量的求解结果。

在系统运行过程中, 将求解的航迹控制量输入到硬件系统的控制器中, 叠加滚转、俯仰、航向和油门通道, 将叠加结果传输给飞行器执行机构, 改变电机转速, 从而实现对飞行器飞行方向与速度的控制, 输出的控制指令为:

$$K = \begin{cases} \varphi_r \cdot \Delta\theta_{\text{roll}} + \varphi_c \cdot \Delta\theta_{\text{cabrage}} + \varphi_y \cdot \gamma\Delta\theta_{\text{yaw}} \\ (C_x, C_y, C_z) \end{cases} \quad (17)$$

式中, φ_r 、 φ_c 和 φ_y 分别为滚转、俯仰、航向姿态角的控制分配量。根据控制任务实时生成相应的控制指令, 在控制器的作用下完成对飞行器航迹的控制任务^[20]。在控制任务执行过程中, 利用传感器对飞行器的飞行参数与环境参数进行实时更新, 根据飞行器运动状态的自适应结果, 调整控制量与控制指令, 当反馈得出当前飞行器的航迹与规划位置重合, 或飞行位置已达到航迹终点位置, 退出自适应控

制程序。

3 实验结果与分析

以测试优化设计的基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统设计的航迹控制功能为目的, 设计系统测试实验, 此次实验主要分为两个部分, 第一部分就是测试在优化设计系统的控制下, 飞行器的实际移动航迹与目标航迹之间的偏差, 第二部分就是测试在优化设计系统控制功能的执行过程中是否会出现抖振现象, 通过上述两个方面的数据统计与分析, 得出优化设计系统控制功能的测试结果。为体现出优化设计系统在控制功能方面的优势, 采用对比测试的方式进行实验分析, 通过与传统系统的对比, 体现出优化设计系统在控制功能方面的优势。

3.1 测试参数

为降低人为操作对实验结果产生的干扰, 选用 Phantom 3 型号的无人机飞行器作为实验对象, 也就是自适应控制系统的控制目标。选择的无人飞行器由飞行器主体、遥控器、云台相机等部分组成, 主要应用于地形测绘、远程监测等方面。选择飞行器控制样机的最大上升和下降速度分别为 5 m/s 和 3 m/s, 最大飞行高度为 6 000 m, 续航时间约为 5 h, 俯仰角可转动范围为 $(-180^\circ, +180^\circ)$, 飞行器自重约为 0.5 kg。

为保证实验结果的可信度, 此次实验共设置 2 个控制任务, 按照飞行器航迹类型可以将控制任务分为直线航迹控制任务、曲线航迹控制任务, 其中 1 号控制任务和 2 号控制任务分别为直线航迹和曲线航迹控制任务, 生成的控制目标航迹如图 7 所示。

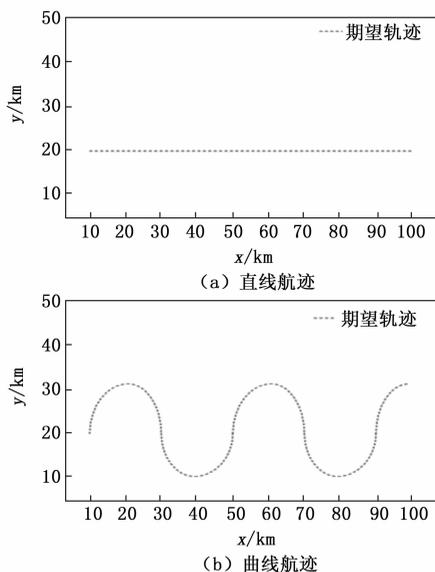


图 7 飞行器控制目标航迹示意图

记录飞行器控制目标航迹的位置数据, 以此作为判断系统控制功能的比对标准, 部分目标航迹位置数据的情况如表 1 所示。

表 1 飞行器航迹控制任务数据表

飞行时间/min	直线航迹/km	曲线航迹/km
0.5	(10,20,200)	(10,20,200)
1.0	(20,20,200)	(20,30,200)
1.5	(30,20,200)	(30,20,200)
2.0	(40,20,200)	(40,10,200)
2.5	(50,20,200)	(50,20,200)
3.0	(60,20,200)	(60,30,200)
3.5	(70,20,200)	(70,20,200)
4.0	(80,20,200)	(80,10,200)
4.5	(90,20,200)	(90,20,200)
5.0	(100,20,200)	(100,30,200)

根据飞行器飞行环境的大小, 将表 1 中位置信息的单位设置为 km, 从表 1 中可以看出, 直线、曲线航迹控制任务中飞行器的起始位置相同。

3.2 输入改进樽海鞘群算法运行参数

优化设计的飞行器航迹自适应控制系统以改进樽海鞘群算法作为技术支持, 为保证该算法在系统测试实验中的正常运行, 需对改进樽海鞘群算法的运行参数进行设置。将樽海鞘种群的初始数量设置为 50, 最大迭代次数为 100 次, 基准函数选择的是单峰值基准函数。单峰值基准函数通常具有简单的数学形式和次优解少的特点, 使得基于这样的函数进行算法性能评估相对容易。与复杂的多峰值函数相比, 单峰值函数的函数图像更简明、直观, 便于分析和解释。单峰值基准函数通常只有一个全局最优解, 即单峰值的峰顶点。这使得算法的评价结果更加明确和一致, 避免了多峰值函数可能引起的歧义和不确定性。由于单峰值基准函数的搜索空间相对较简单, 且存在唯一的全局最优解, 优化算法更容易迅速找到这个最优解。因此, 使用单峰值基准函数评估算法的收敛速度可以更好地体现算法的性能差异。

将上述运行参数的设置结果直接输入到系统运行程序中, 设计实验步骤如下:

1) 设计飞行任务和期望航迹: 根据实际需求, 确定飞行任务和期望航迹, 如图 7 和表 1 所示。

2) 采集飞行环境数据: 在实验过程中, 通过飞行器上的传感器或相关测量设备, 实时采集并记录飞行环境参数, 用于后续的飞行器航迹控制计算。

3) 进行飞行器位姿检测: 设置改进樽海鞘群算法参数, 通过利用改进樽海鞘群算法进行飞行器位姿检测, 使用实时采集到的飞行环境数据和期望航迹作为输入, 计算得出飞行器当前位姿与目标航迹之间的比对结果。这将得出飞行器航迹控制量的求解结果。

4) 执行控制指令: 根据飞行器航迹控制量的求解结果, 生成相应的控制指令, 如推力、方向舵角度等, 并确保这些指令能够被系统正确执行。

5) 验证航迹自适应控制功能: 根据实验设置, 对飞行

器进行实际飞行或仿真飞行。通过观察飞行器的实际航迹和期望航迹的一致性，评估航迹自适应控制功能的有效性和性能。

3.3 实验方法

实验选择宽敞的小型机场作为飞行器的飞行场地进行实际飞行实验，实验中机场环境风力可达 3~4 级，这是验证飞行器航迹控制系统控制性能的良好实验环境。为节省实验运行时间，可以采用同时起飞的方式，将 3 台型号与飞行参数相同的飞行器放置在起始位置，即坐标系中坐标为 (10, 20) 的位置上。将生成的控制任务输入到控制系统中，通过位姿检测、控制量计算等步骤，实现对飞行器航迹的控制。图 8 为直线航迹控制任务下的控制结果。



图 8 飞行器直线航迹自适应控制系统运行界面

同理可以得出曲线航迹的自适应控制结果，记录飞行器的实时位置与抖振数据。为体现出优化设计系统在控制功能方面的优势，设置传统的基于扩张状态观测器的飞行器控制系统和基于状态扩展的双反馈模型预测控制器作为对比系统，重复上述操作得出对比系统的控制数据结果。

3.4 设置实验指标

根据系统测试实验目的，分别设置航迹控制偏差和抖振幅值作为实验的量化测试指标，其中航迹偏差的测试结果

$$\epsilon_{\text{flight path}} = |x_{\text{control}} - x_{\text{set}}| + |y_{\text{control}} - y_{\text{set}}| + |z_{\text{control}} - z_{\text{set}}| \quad (18)$$

式中， $(x_{\text{control}}, y_{\text{control}}, z_{\text{control}})$ 和 $(x_{\text{set}}, y_{\text{set}}, z_{\text{set}})$ 分别为系统控制下的飞行器航迹位置以及设置的航迹控制目标位置，其中 $(x_{\text{set}}, y_{\text{set}}, z_{\text{set}})$ 的具体设置情况可以通过表 1 直接得出。另外控制系统作用下，飞行器的抖振幅值测试结果为：

$$A = f_{\text{max}}(\varphi) - f_{\text{min}}(\varphi) \quad (19)$$

式中， φ 为飞行器的振动信号， $f_{\text{max}}()$ 和 $f_{\text{min}}()$ 分别为最大值和最小值的计算公式。要计算抖振幅值，需要先测量飞行器振动信号的最大值和最小值。通常通过传感器获取。然后，将最大值减去最小值即可得到振幅值。需要注意的是，计算抖振幅值时，需要确保最大值和最小值都是在相同的时间段内获得的。否则，可能会导致振幅值计算错误。最终计算得出飞行器航迹位置控制偏差越小、抖振幅值越小，证明对应系统的控制功能越优。

3.5 结果分析

通过相关数据的统计，得出航迹控制偏差指标的测试结果，表 2 表示的是直线航迹控制任务的控制结果。

表 2 飞行器直线航迹控制偏差测试数据表

飞行时间 /min	基于扩张状态观测器的飞行器控制系统下的控制结果/km			基于状态扩展的双反馈模型预测控制下的控制结果/km			基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统下的控制结果/km		
	x	y	z	x	y	z	x	y	z
0.5	10	20	200	10	20	200	10	20	200
1.0	28	26	206	22	16	205	20	21	200
1.5	39	27	207	33	22	196	30	20	199
2.0	47	12	192	42	2	201	39	20	200
2.5	53	14	191	53	14	203	50	20	200
3.0	68	11	208	64	17	194	59	21	200
3.5	76	29	206	74	19	195	70	20	199
4.0	87	27	190	83	23	195	80	20	200
4.5	94	26	207	95	21	196	89	20	200
5.0	107	14	205	103	18	204	100	21	200

将表 1 和表 2 中的数据代入式 (19) 中，计算得出 3 种控制系统作用下，飞行器直线航迹控制偏差的平均值分别为 18.9、10.6 和 0.8 km。另外 3 种系统控制作用下，飞行器曲线航迹控制功能的测试结果如表 3 所示。

表 3 飞行器曲线航迹控制偏差测试数据表

飞行时间 /min	基于扩张状态观测器的飞行器控制系统下的控制结果/km			基于状态扩展的双反馈模型预测控制下的控制结果/km			基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹自适应控制系统下的控制结果/km		
	x	y	z	x	y	z	x	y	z
0.5	10	20	200	10	20	200	10	20	200
1.0	16	34	195	21	26	203	21	29	202
1.5	25	26	193	34	22	204	30	20	201
2.0	43	17	192	43	14	202	39	10	202
2.5	56	14	206	47	19	198	50	20	201
3.0	68	27	207	58	28	197	61	31	201
3.5	74	25	203	72	18	204	70	20	202
4.0	72	16	193	81	12	196	79	11	201
4.5	98	27	205	92	21	199	90	20	202
5.0	107	22	193	95	31	202	101	30	201

通过式 (18) 的计算，得出曲线航迹控制任务下，3 种系统的平均控制偏差分别为 16.0、6.7 和 2.1 km。综合直线和曲线两个控制任务，通过数据分析得出系统控制精度的测试结果：与传统系统相比，优化设计系统的控制偏差得到明显降低。另外 3 种控制系统作用下，飞行器的抖振信号测试结果如图 9 所示。

分析图 9 可知，相较于两种对比系统，基于改进樽海鞘群算法的飞行器航迹控制系统应用下飞行器抖振信号的幅值较小，通过式 (19) 的计算，得出 3 种系统下飞行器的抖振幅值分别为 8.4、4.8 和 2.5 dB。由此可得，基于改进

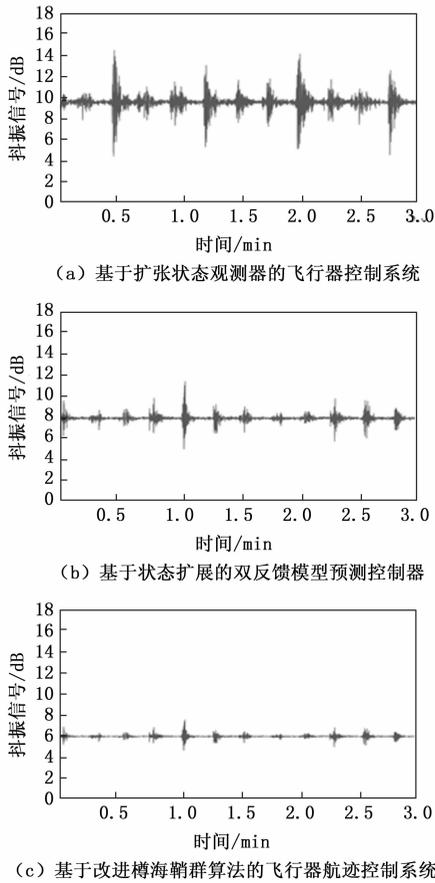


图 9 自适应控制系统下飞行器抖振信号波形图

樽海鞘群算法的飞行器航迹控制系统对飞行器航迹和抖振的控制效果均较好。这是因为所设计系统使用改进的樽海鞘群算法进行自适应检测飞行器位姿，这种算法具有较强的适应性和自学习能力，在变化的飞行环境下能够快速准确地检测飞行器的姿态，有效应对干扰和变化，在计算气压、风速等飞行环境参数的基础上，通过比对当前飞行器位姿与目标航迹，求解出飞行器航迹控制量的结果。这个过程通过考虑飞行环境干扰，使得航迹控制能够更好地适应环境变化和干扰的影响。通过执行控制指令，实现系统的航迹自适应控制功能。这种自适应控制功能不仅可以根据飞行器当前状态和飞行任务规划期望航迹，还能根据飞行环境的变化自动调整控制策略，确保飞行器按照期望航迹进行稳定和准确的飞行。

4 结束语

飞行器飞行的稳定性与安全性直接影响飞行任务的执行质量，飞行器飞行航迹与期望航迹直接的偏差，也会对飞行任务的执行结果造成影响。在此次研究中，以提高飞行器航迹与期望航迹之间的重合度为目的，利用改进樽海鞘群算法优化设计自适应控制系统，从实验结果中可以看出，通过优化设计系统的应用，能够在保证飞行器飞行航迹的同时降低抖振幅度，对于飞行器的稳定飞行具有积极

意义。

参考文献:

- [1] 曾子元, 李云桓. 基于扩张状态观测器的四旋翼无人机飞行控制系统研究 [J]. 微特电机, 2022, 50 (1): 41-44.
- [2] 王晓海, 孟秀云, 李传旭. 基于 MPC 的无人机航迹跟踪控制器设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43 (1): 191-198.
- [3] 王 猛, 王道波, 王博航, 等. 基于改进 NSGAI 的多无人机三维空间协同航迹规划研究 [J]. 机械与电子, 2021, 39 (11): 73-80.
- [4] 王 博, 王璐琦, 祝世兴. 基于改进樽海鞘群算法的磁流变减摆控制优化 [J]. 液压与气动, 2021, 45 (10): 150-159.
- [5] 金爱娟, 冯雅茹, 李少龙. 基于改进樽海鞘群算法的 PMSM 变论域模糊控制 [J]. 包装工程, 2022, 43 (13): 264-274.
- [6] 陈 猛, 成利兴. 基于改进樽海鞘群算法的电流控制器参数整定 [J]. 组合机床与自动化加工技术, 2023 (3): 122-126.
- [7] 吴晓燕, 刘笃晋. 基于樽海鞘群与粒子群混合优化算法的特征选择 [J]. 重庆邮电大学学报 (自然科学版), 2021, 33 (5): 844-850.
- [8] 白 钰, 彭珍瑞. 基于自适应惯性权重的樽海鞘群算法 [J]. 控制与决策, 2022, 37 (1): 237-246.
- [9] 秦钰或, 夏丰领, 黄国勇. 基于改进 A* 算法的飞行器航迹规划 [J]. 电视技术, 2022, 46 (6): 95-100.
- [10] 马立群, 孙晓哲. 考虑安全性的 BWB 民机飞行控制系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (4): 804-814.
- [11] 田 灿, 张 远, 倪少波. 一种带有观测器的高速飞行器预测滑模控制方法 [J]. 航天控制, 2022, 40 (2): 15-21.
- [12] 张君彪, 熊家军, 兰旭辉, 等. 基于自适应多通道交互式多模型的高超声速滑翔飞行器跟踪方法 [J]. 兵工学报, 2021, 42 (12): 2626-2636.
- [13] 路 遥. 一种非仿射高超声速飞行器输出反馈控制方法 [J]. 自动化学报, 2022, 48 (6): 1530-1542.
- [14] 马胡伟, 周建江, 周明月, 等. 基于 RTX64 的飞行器虚拟飞行软件控制系统的设计 [J]. 电光与控制, 2021, 28 (1): 90-93.
- [15] 吴春玉. 农用四轴飞行器避障控制系统设计——基于机器视觉和超声波测距 [J]. 农机化研究, 2022, 44 (4): 110-114.
- [16] 周文晟, 王子辉, 何致远. 基于 LADRC 策略的飞行器航拍增稳控制系统研究 [J]. 科技通报, 2021, 37 (4): 115-122.
- [17] 付超超, 李 健. 飞行器永磁同步舵机控制系统研究与设计 [J]. 中国测试, 2021, 47 (s1): 232-239.
- [18] 李传旭, 孟秀云, 王 捷. 基于扰动观测器的飞行器航迹跟踪控制器设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44 (8): 2593-2600.
- [19] 罗 飞, 张军红, 王 博, 等. 基于非线性动态逆的舰载机直接升力航迹控制 [J]. 飞行力学, 2021, 39 (1): 40-45.
- [20] 姜丽敏, 刘海亮, 陈曙暄. 基于姿态反馈实现过载跟踪的飞行器控制方法 [J]. 兵工学报, 2022, 43 (8): 1835-1844.