

# 基于遗传算法的无人机飞控边缘性能 评估建模方法研究

唐勇<sup>1,2</sup>, 徐天宇<sup>2</sup>, 马健成<sup>2</sup>, 曹敬帅<sup>3</sup>, 唐世兴<sup>2</sup>, 王涛<sup>3,4</sup>

(1. 西北工业大学 民航学院, 西安 710073;

2. 中航(成都)无人机系统股份有限公司, 成都 610097;

3. 中山大学 智能工程学院, 广东 深圳 518027;

4. 广东省南方海洋科学与工程实验室, 广东 珠海 519000)

**摘要:** 针对物理试验下固定翼无人机飞控能力评估效率低、成本高且存在安全风险的问题, 开展了基于边缘性能评估的无人机飞行仿真测试和飞控能力评估方法研究; 建立了无人机运动仿真模型和仿真环境, 并结合遗传算法搭建了飞行管理系统需求测试环境, 实现了飞行系统批量测试用例生成, 针对性提出了固定翼无人机俯仰姿态稳定性的测试判据和边缘性能评估方法; 开展基于 ROSflight 的仿真试验, 通过大量飞行测试, 获取了飞机的飞行安全边缘, 实现了无人机俯仰姿态飞控边缘能力分析评估; 为无人机飞控系统预先发现缺陷提供重要技术支撑。

**关键词:** 固定翼无人机; 飞控能力评估; 边缘性能评估; 遗传算法; 仿真建模

## Edge Performance Evaluation and Modeling Method of UAV Flight Control Capability Based on Genetic Algorithm

TANG Yong<sup>1,2</sup>, XU Tianning<sup>2</sup>, MA Jiancheng<sup>2</sup>, CAO Jingshuai<sup>3</sup>, TANG Shixing<sup>2</sup>, WANG Tao<sup>3,4</sup>

(1. School of Civil Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710073, China;

2. Unmanned Aerial System Co., Ltd., Aviation Industry Corporation of China (Chengdu), Chengdu 610097, China;

3. School of Intelligent Systems Engineering, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518027, China;

4. Guangdong Southern Marine Science and Engineering Laboratory (Zhuhai), Zhuhai 519000, China)

**Abstract:** Aiming at the problems of low efficiency, high cost, and safety risks in evaluating the flight control capability of fixed wing unmanned aerial vehicles (UAVs) under physical experiments, research has been conducted on UAV flight simulation testing and flight control capability evaluation methods based on edge performance evaluation. A simulation model and environment for unmanned aerial vehicle (UAV) motion were established, and a flight management system requirement testing environment was built using genetic algorithm. Batch test cases for the flight system were generated, and targeted testing criteria and edge performance evaluation methods for the stability of pitch attitude of fixed wing UAVs were proposed. Conducted simulation experiments based on ROSflight, obtained the flight safety edge of the aircraft through a large number of flight tests, and achieved the analysis and evaluation of the pitch attitude flight control edge capability of the drone. Providing important technical support for the prediscovery of defects in the design of unmanned aerial vehicle flight control systems.

**Keywords:** fixed-wing drones; flight control capability evaluation; edge performance evaluation; genetic algorithm; simulation modeling

## 0 引言

随着科技的发展, 无人机 (UAV, unmanned aerial vehicle) 被逐渐广泛应用于各个领域<sup>[1-3]</sup>。无人机主要分为固

定翼和多旋翼两种类型, 与多旋翼无人机相比, 固定翼无人机因其在载重能力、飞行续航、巡航速度以及飞行海拔等方面优势, 能够胜任更为复杂、要求更高的任务<sup>[4]</sup>。先进无人机通常造价昂贵且执行特殊任务时常需携带高价值

收稿日期: 2024-09-26; 修回日期: 2024-10-28。

基金项目: 四川省科技计划资助(2024NSFTD0046)。

作者简介: 唐勇(1982-), 男, 博士, 研究员, 总设计师。

通讯作者: 王涛(1981-), 男, 博士, 副教授, 博导。

引用格式: 唐勇, 徐天宇, 马健成, 等. 基于遗传算法的无人机飞控边缘性能评估建模方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(12): 236-243.

载荷, 如何评估无人机的飞行控制能力, 摸清系统漏洞, 成为确保无人机飞行安全的重要任务。

现代无人机的飞行控制系统十分复杂, 涉及多个精密的机载硬件设备和相应驱动软件。在其实际应用过程中, 即使单个设备或软件在测试中表现正常, 但集成后的系统性能也可能因为相互之间的不兼容性或交互效应而出现问题。此外无人机飞行控制系统在保持飞机姿态平稳的同时, 还必须能够完成各种复杂的飞行任务。飞行控制律的性能测试对于确保飞行控制系统稳定性至关重要。通过对控制律进行测试, 可以验证飞控系统的实际开发效果, 测试过程中需要无人机飞控系统以机体数据, 如气动参数、位置姿态作为反馈输入, 根据运动学和动力学方程解算出期望的飞行姿态角控制量, 以及空速保持的控制指令, 从而达到控制飞机的目的。无人机在不同场景下飞行时, 飞机机身的气动特性和空气扰动都存在差异, 传感器和其他机载设备在不同温度、气压下也会表现出不同的数值波动, 产生不同的温漂, 这些变动对飞行控制的效果产生程度不同的影响。在设计测试用例时, 需要充分考虑这类随机扰动的参数, 构建高效率、全覆盖的测试用例, 这是确保无人机飞行安全的关键。然而, 传统的实机飞行测试依赖于人工设计的测试用例, 存在成本高昂、效率低下、覆盖程度低、安全风险等缺点, 利用仿真方法进行研究成为解决实际问题的有效途径<sup>[5-7]</sup>, 因此, 为提高测试的全面性和效率, 急需高效的方法开展飞控性能评估和测试, 发现并排除潜在的安全隐患, 降低测试成本和风险。

对于无人机而言, 安全可靠的飞行性能边界是执行飞行任务的基本条件, 为保障 UAV 飞行过程安全, 需要尽可能解算或测试出各种危险飞行状态的临界值, 主要包括高度、速度、过载、姿态角等状态参数。鉴于 UAV 的边缘飞行性能对保证其飞控安全的重要意义, 若能够明确危险飞行状态的边缘性能, 并采取相应的策略则可以使 UAV 有效避免安全问题。评估飞控性能的关键是生成测试用例, 合理高效的测试用例能够提高对被测系统测试的覆盖性。罗渊文<sup>[8]</sup>提出了基于蒙特卡洛法生成大量测试用例的方法, 对某款飞行软件进行测试分析; 张伟等人<sup>[9]</sup>基于贪心算法改进了测试用例生成方法并分析测试覆盖率; 吴黎明等人<sup>[10]</sup>以模型驱动方法, 基于时间自动机模型设计了高效的测试用例; 王子元等人<sup>[11]</sup>使用高维和变力度组合测试覆盖来减少测试用例数量, 从而提高系统测试效率。测试用例生成过程中, 需考虑多个参数的组合, 常采用蚁群算法、粒子群算法、遗传算法等启发式算法解决该类多目标优化<sup>[12-14]</sup>问题, 进而高效找出飞行边缘性能, 评估飞控能力。

本文研究了一种基于边缘性能评估的无人机飞控能力评估方法。通过建立固定翼无人机运动学仿真模型、动力学仿真模型、飞控系统模型以及飞行仿真环境为飞行边缘性能评估提供基础, 结合 GA 优化算法搭建飞管系统需求

测试环境, 研究飞行仿真测试系统和测试用例生成方法。针对固定翼无人机的飞行性能评估需求研究相应的测试判据和边缘性能评估方法, 采用 Gazebo 作为仿真模拟器, 提供仿真飞行环境<sup>[15-16]</sup>, 针对无人机边缘性能和进行仿真测试, 进行大量飞行测试, 实现飞控能力仿真评估。

## 1 固定翼无人机仿真计算建模

### 1.1 运动学方程

常见的固定翼无人机是一种通过翼面产生升力, 利用发动机带动螺旋桨提供推进力的航空飞行器<sup>[17-19]</sup>。其运动学涉及飞机在空中的运动和姿态控制。为了表示飞机的相对运动, 本文使用 NED (North-East-Down) 坐标系<sup>[20]</sup>作为飞机惯性坐标系。图 1 展示的是飞机的机体坐标系, 假设飞机在起飞前机头朝向正北, 那么起飞点设为惯性坐标系原点。

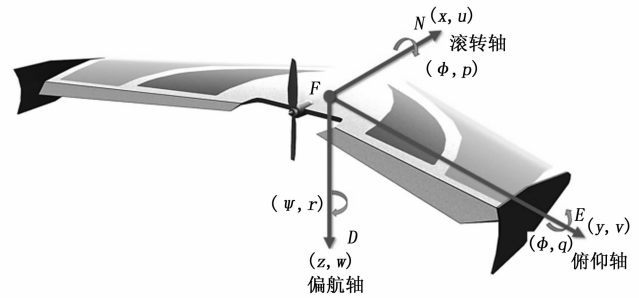


图 1 飞机机体坐标系

在建立固定翼无人机的运动方程时, 需要引入 12 个相关状态变量, 包括与平移运动相关的 3 种位置状态量和 3 种速度状态量、与转动运动相关的 3 种角度状态量和 3 种角速度状态量。在惯性坐标系中,  $p_n, p_e, p_d$  分别为无人机相对于起飞原点向北、向东、向下位置分量; 在机体坐标系中,  $u, v, w$  分别为无人机相对于当前飞机中心点向北、向东、向下的速度分量,  $p, q, r$  分别为无人机沿着滚转轴测量的滚转角速率、沿着俯仰轴测量的俯仰角速率、沿着偏航轴测量的偏航角速率;  $\varphi, \theta, \psi$  分别为无人机相对于平飞状态下的滚转角、俯仰角、偏航角。

因为固定翼无人机的速度表示在机体坐标系, 而其位置表示在惯性坐标系<sup>[21]</sup>, 所以无人机的速度和位置之间的转换需要结合微分方程和旋转变换矩阵, 如下式:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{bmatrix} = \mathbf{R}_v^b \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = (\mathbf{R}_v^b)^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{R}_v^b$  表示机体坐标系转换到惯性坐标系的旋转矩阵,  $\mathbf{R}_v^b$  表示惯性坐标系转换到机体坐标系的旋转矩阵,  $(\mathbf{R}_v^b)^T$  通过叠加 3 个轴的旋转矩阵得出, 其关于三轴的角度关系如下:

$$(\mathbf{R}_v^b)^T = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\varphi S_\theta S_\psi - C_\varphi S_\psi & C_\varphi S_\theta C_\psi + S_\varphi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\varphi S_\theta C_\psi - C_\varphi C_\psi & C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi C_\psi \\ -S_\theta & S_\varphi C_\theta & C_\varphi C_\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

由式 (1) 和式 (2) 可得:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_\theta C_\psi & S_\varphi S_\theta S_\psi - C_\varphi S_\psi & C_\varphi S_\theta C_\psi + S_\varphi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\varphi S_\theta S_\psi - C_\varphi C_\psi & C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi C_\psi \\ -S_\theta & S_\varphi S_\theta & C_\varphi C_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (3)$$

同理,无人机的三轴角度和角速率也是基于不同的坐标系得到的,下式给出角度和角速率的关系:

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (4)$$

反转式 (4) 中角度和角速率的关系,可得:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi\sec\theta & \cos\varphi\sec\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (5)$$

### 1.2 动力学方程

假定固定翼无人机运行在平坦的地球模型中,由牛顿第二定律分析无人机的平移运动可知:

$$m \left( \frac{d\mathbf{v}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b|i}^b \times \mathbf{v}^b \right) = \mathbf{f}^b \quad (6)$$

其中: $b$ 为基于机体坐标系, $\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b$ 为无人机相对于惯性坐标系的角速度, $\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b = (p, q, r)^T$ , $\mathbf{v}^b = (u \ v \ w)^T$ , $\mathbf{f}^b \triangleq (f_x \ f_y \ f_z)^T$ 。

$d\mathbf{v}^b/dt_b$ 表示基于机体坐标系下速度的变化率,而 $u, v, w$ 是 $\mathbf{v}^b$ 在机体坐标下三轴的瞬时投影,因此有:

$$\frac{d\mathbf{v}^b}{dt_b} = (\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w})^T \quad (7)$$

由式 (6) 和 (7),可得:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (8)$$

式 (8) 表示 3 个平移方向的动力学方程。同样使用牛顿第二定律分析无人机旋转运动,可知:

$$\frac{d\mathbf{h}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b|i}^b \times \mathbf{h}^b = \mathbf{m}^b \quad (9)$$

其中: $\mathbf{h}^b$ 是矢量形式的角动量, $\mathbf{m}^b$ 是所有外力矩之和。对于刚体,其角动量恒等于惯量矩阵和角速度的乘积:

$$\mathbf{h}^b \triangleq \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b \quad (10)$$

式中,惯量矩阵 $\mathbf{J}$ 如下式所示:

$$\mathbf{J} \triangleq \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix} \quad (11)$$

矩阵 $\mathbf{J}$ 的对角线项成为转动惯量,其他项成为转动惯量积,结合式 (9) 得到:

$$\mathbf{J} \frac{d\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b}{dt_b} + \boldsymbol{\omega}_{b|i}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b = \mathbf{m}^b \quad (12)$$

$d\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b/dt_b$ 表示基于机体坐标系下角速度的变化率,而 $p, q, r$ 是 $\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b$ 在机体坐标下三轴的瞬时投影,因此有:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{b|i}^b = \frac{d\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b}{dt_b} = (\dot{p} \ \dot{q} \ \dot{r})^T \quad (13)$$

由式 (12) 可知:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{b|i}^b = \mathbf{J}^{-1}[-\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{b|i}^b + \mathbf{m}^b] \quad (14)$$

因为固定翼无人机的机身通常关于滚转轴和偏航轴对称,所以有 $J_{xz} = J_{yz} = 0$ ,则有:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix} \quad (15)$$

因此有:

$$\mathbf{J}^{-1} = \frac{\text{adj}(\mathbf{J})}{\det(\mathbf{J})} = \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \quad (16)$$

用 $\Gamma$ 表示无量纲常数,其中 $\Gamma \triangleq J_x J_z - J_{xz}^2$ 。

定义无人机关于俯仰轴、滚转轴和偏航轴的力矩分量为 $\mathbf{m}^b \triangleq (l \ m \ n)^T$ ,由式 (13) ~ (16) 可知:

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr + \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix} \quad (17)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Gamma_1 &= \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\Gamma}, \Gamma_2 = \frac{J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma} \\ \Gamma_3 &= \frac{J_z}{\Gamma}, \Gamma_4 = \frac{J_{xz}}{\Gamma}, \Gamma_5 = \frac{J_z - J_x}{J_y}, \Gamma_6 = \frac{J_{xz}}{J_y} \\ \Gamma_7 &= \frac{J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma}, \Gamma_8 = \frac{J_x}{\Gamma} \end{aligned} \quad (18)$$

式 (17) 为固定翼无人机的旋转动力学方程,无人机在六自由度空间内关于 12 个状态变量的运动学和动力学方程由式 (3) (5) (8) 和 (17) 构成。

### 1.3 飞控系统模型分析

固定翼无人机在飞行时,主要受到地球的重力、气动力、发动机推力和风扰动的影响。无人机的空速和翼面形状影响着气动力的合力大小和方向,通过同时调节舵面控制量和发动机推力大小,可以实现无人机的爬升、转弯、高度保持等飞行控制。固定翼无人机自身是一个非线性系统,为了能够更方便地控制,通常把无人机系统线性化,同时将系统分为横向控制和纵向控制<sup>[22-23]</sup>。

横向控制器用于控制无人机的滚转角、航向角和侧滑角。滚转角控制主要通过操纵飞机的副翼来实现。航向角

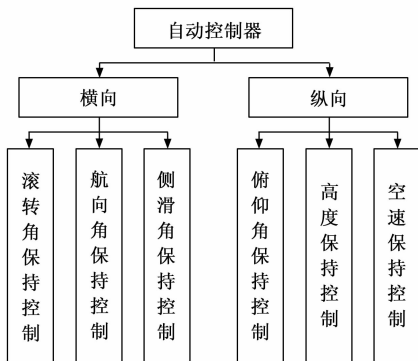


图 2 固定翼无人机自动驾驶仪

控制通常通过控制飞机的方向舵来实现。侧滑角控制用于调整飞机相对于气流的侧滑角度。通过控制侧滑角调整飞机的横向稳定性, 确保飞机沿着期望的航线飞行。侧滑角控制通常通过控制飞机的方向舵来实现。

纵向控制器用于控制无人机的俯仰角、高度和空速。俯仰角控制通常通过控制飞机的升降舵来实现。升降舵位于飞机水平尾翼上, 通过向上或向下运动来改变飞机的升力和俯仰角。无人机的高度保持控制受到俯仰角的影响, 在一定的空速下, 保持俯仰角度使得机头朝上, 飞机高度会随着时间的推移不断上升。空速保持控制可以通过控制俯仰角或推力大小实现。通过调整飞机的俯仰角度, 可以影响飞机的升力和阻力, 从而间接地影响飞机的速度。当飞机的俯仰角度增加时, 会增加升力并减少阻力, 导致飞机的速度增加; 反之, 当俯仰角度减小时, 会减少升力并增加阻力, 导致飞机的速度减小。通过控制飞机的油门来调整发动机的推力, 从而直接控制飞机的速度。

为了更好地控制无人机的高度, 设计一个高度状态机, 如图 3 所示, 通过组合调节俯仰角和推力来实现不同的飞行阶段。当飞机处于起飞阶段时, 操纵升降舵使俯仰角的大小保持一个固定的数值, 同时保持推力最大。之后飞机进入爬升阶段, 目标是在给定当前大气条件下使爬升率最大化。为了最大限度地提高爬升率, 保持最大推力和控制俯仰角度来调节空速。若空速增大高于基准值, 就会导致俯仰角增大, 爬升率升高, 进而空速减少。同样的, 当空速下降至基准值以下, 机体向下倾斜, 从而增加空速, 但也会降低爬升率。利用俯仰姿态调节空速可以有效地减少飞机失速风险。在高度保持阶段中, 通过调节推力大小控制飞机空速, 同时通过调节俯仰角控制飞机高度。而当飞机高度超出预设高度时, 进入下降阶段, 使推力保持最小, 通过控制俯仰角控制空速, 使其在避免失速情况下最短时间内减少机体高度。

1.4 飞行仿真环境构建

本文主要使用 Gazebo 作为仿真模拟器, 提供仿真飞行环境。构建带有多个活动部件的固定翼无人机模型, 导入到 Gazebo 仿真器, 依据无人机运动学和动力学模型设定相

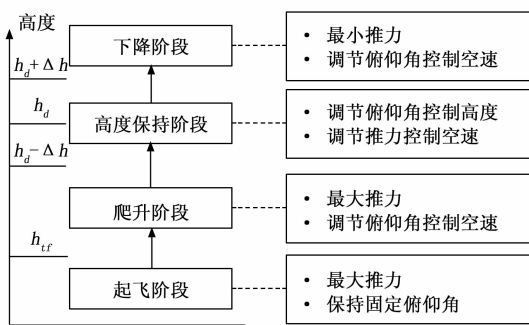


图 3 飞机高度状态机

关参数计算方法。

2 基于遗传算法的飞行边缘性能评估

2.1 边缘性能评估系统

飞机搭载众多精密的机载硬件设备, 通常不同设备都需要开发相应的驱动软件, 并使用一个飞行管理系统管控所有设备的数据, 并分析飞机当前的飞行状态信息, 控制飞机执行期望的运动以完成预设任务。

搭建飞行管理系统需求测试环境用来自动生成海量测试用例, 利用多线程技术同时驱动飞管系统进行不同场景的仿真飞行试验, 分析每次飞行的状态数据, 如图 4 所示。

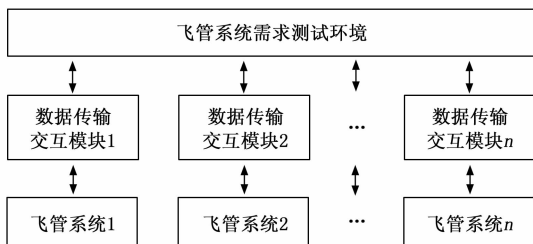


图 4 飞管系统需求测试环境

因为飞机的模拟飞行是一个全阶段、全流程的仿真过程, 包括滑行、起飞、爬升、巡航、进场、着陆等飞行阶段, 而对于不同的飞行阶段, 飞机有着不同的飞行性能边界, 为了针对性地测试每一个飞行阶段, 假定每个飞行阶段之间的飞机状态不存在耦合关系。因此对每个飞行阶段设计相应的飞行测试用例, 而每个测试用例包含着多个仿真时刻对应的输入变量组合, 如图 5 所示。

2.2 边缘性能评估方法

飞行边缘性能评估流程主要包括以下几个流程, 首先搭建飞管系统需求测试环境并通过蒙特卡洛方法和遗传算法生成海量测试用例, 蒙特卡洛方法作为生成系统测试用例初始输入值的一种随机抽样方法, 结合遗传算法进行测试用例输入条件优化处理。这些测试用例输入条件驱动飞管系统进行不同场景的仿真飞行试验, 通过数据传输交互模块实时交互飞行状态数据, 通过判断返回数据是否超出预设边界值判断飞机是否失控, 若判定飞机失控, 结束该

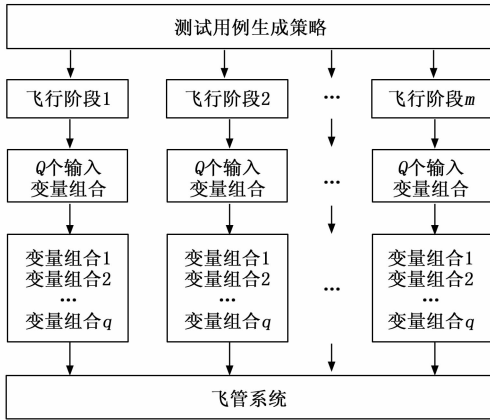


图 5 测试用例驱动飞管系统

仿真线程并存储当前的测试用例文件；否则计算输出值和对应边界值的欧氏距离，将距离值作为遗传算法的优化目标，最后通过分析存储的测试用例评估飞机飞行边缘性能和飞控能力，其流程如图 6 所示。

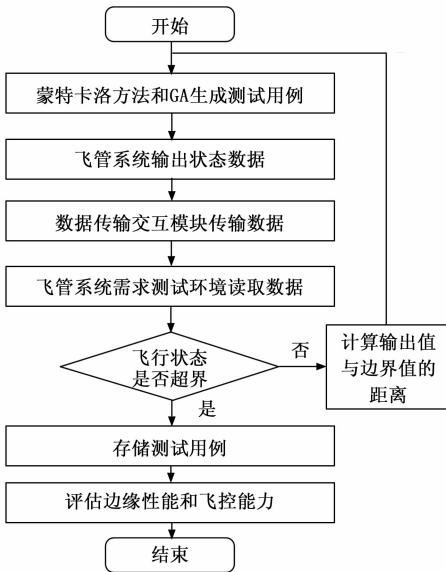


图 6 边缘性能和飞控能力评估

### 2.3 测试用例生成方法

测试用例文件由多个仿真时刻的系统输入组合构成，系统输入组合的数值通过在取值范围内使用蒙特卡洛法生成。首先确定每一个输入变量的取值范围和概率分布，在其所属分布中随机抽样，将采样得到的数值组合生成一个仿真时刻的系统输入。结合现实环境的条件因素和时间因素，无法遍历所有情况，考虑采用遗传算法迭代寻优评估飞行边缘性能。

针对于测试用例生成的多目标遗传算法的流程如下：

- 1) 初始化种群。随机生成一个初始种群，种群中包含着多个个体，每个个体代表着一个输入变量组合。
- 2) 迭代循环。进入一个循环，迭代有限次数，每一代

都是遗传算法的一次核心运算，用于生成新的种群。

3) 计算适应度。对于当前种群的每个个体，计算其适应度  $F(x)$ ，如式 (20) 所示。

一个输出变量的适应度计算如下：

$$R_i = \delta_i [\min(\|x_i - \hat{x}_i^+\|_2, \|x_i - \hat{x}_i^-\|_2)] \quad (19)$$

$R_i$  表示第  $i$  个输出变量的适应度值， $\delta_i$  表示权重值，该权重由人为根据经验设定， $\hat{x}_i^+$  表示该输出变量的上边界值， $\hat{x}_i^-$  表示该输出变量的下边界值， $\|\cdot\|_2$  表示欧氏距离。所有输出变量的综合适应度计算如下：

$$F(x) = R_1 + R_2 + \dots + R_k \quad (20)$$

4) 选择父代。对每个个体的适应度进行排序，选择适应度较高的一半个体作为父代个体。

5) 生成后代。如图 7 所示，随机不重复选择两个父代个体，随机生成交叉点进行交叉操作，形成新的后代，再对后代进行变异操作，引入一些随机性，也就是对个体中某个输入参数的数值增减一个小幅度的随机数。

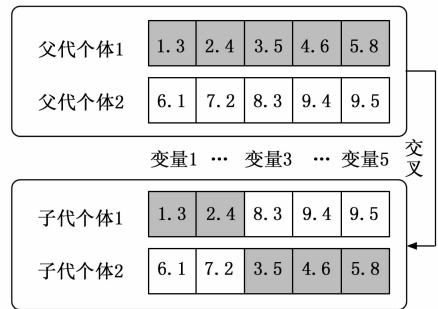


图 7 父代交叉生成子代

6) 更新种群。将保留下来的父代和生成的子代合并成一个新的种群，并继续下一代的进化（再次执行第 3、4、5 步），直至达到设定迭代次数。

在迭代进化中，每一代的输出结果都会优于或同优于上一代，通过控制迭代次数和种群个体数量这两个关键参数在有限的时间内使结果值越来越逼近期望值。

遗传算法用于测试用例输入参数组合生成能够较好地解决在测试用例输入系统参数组合中产生的组合爆炸问题，通过蒙特卡罗方法获得初始系统输入随机输入值条件，进一步采用遗传算法进行取值范围内的取值优化，减少对系统输入参数取值组合的重复使用，进一步优化测试用例生成的复杂度。由于本身从蒙特卡洛生成初始系统输入参数取值，到使用遗传算法进行优化参数取值遍历，这些参数取值都属于系统输入取值范围内，因此测试用例生成是符合无人机飞控性能参数内，在飞控性能测试过程中需要通过大量的测试用例来全面检验并预先发现各种合理输入参数取值条件下飞控性能边界，这也是本文的研究关键问题。

## 3 仿真试验与结果分析

### 3.1 仿真试验

使用开源飞行仿真工具包 ROSflight 搭建飞行管理系统

进行飞行边缘性能评估, 该软件提供了基于 Gazebo 仿真器的模拟飞行测试基础框架。在 Gazebo 中完成飞行控制算法的测试后, 将新算法无缝部署到固定翼无人机的机载电脑中, 实现从仿真到真机的切换, 在 Gazebo 中生成的无人机仿真模型如图 8 所示。

整个飞行仿真系统是基于 ROS 框架搭建, 飞行系统数据通过 TCP 协议进行传输, ROS 的中控程序可以管理所有发布到系统的数据, 使用 ROS 自带的 plot 工具绘制二维曲线图表。图 9 展示了一段时间内无人机的位置数据, 通过订阅 Gazebo 发布到 ROS 的物体状态话题可以实时获取这些数据, 图 10 展示了一些关于无人机飞行的重要状态值, 如空速、攻角、侧滑角、三轴姿态角、三轴姿态角速度、地速、风速等, 通过订阅 ROSflight 发布到 ROS 的无人机状态话题实时获取这些状态数据。

基于 Qt5 开发人机交互界面, 主要功能: 1) 读取输入输出配置文件并显示每个参数的边界值, 图 11 中“黑框 1”显示选取到的配置文件, “黑框 2”显示读取到的参数变量名和边界值, “黑框 3”显示软件当前执行的操作; 2) 生成测试用例, 基于 GA 批量生成测试用例文件; 3) 推送测试用例, 该软件和飞行仿真软件之间通过 TCP 协议连接, 将测试用例文件中的输入变量推送至飞行仿真系统, 同时接收系统实时返回的状态变量数据, 用于判断当前的飞行状态是否超出设定的安全范围。

无人机在不同飞行阶段都有不同的飞行性能评判指标, 针对无人机巡航阶段的飞行状态做性能评估测试, 给出如表 1 所示的飞行边界限制, 考察无风状态下的飞行性能。

表 1 无风状态下飞行性能边界限制

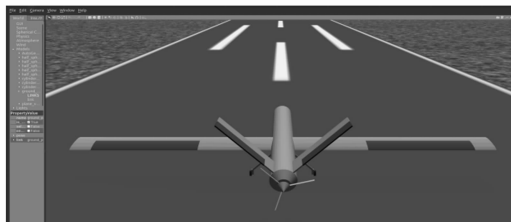
输出参数	边界限制
俯仰角/rad	-0.18,0.18
俯仰姿态保持精度/rad	-0.03,0.03

假定无人机的输入信号类型只有航点信息, 其中航点信息包含: NED 坐标下的空间点、航行角和空速。考察飞机在切换航路点和飞往航路点过程中是否存在超界现象, 进而分析飞机的飞行性能。

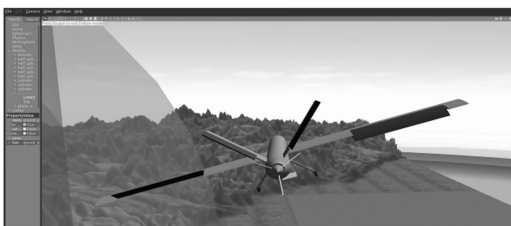
在使用遗传算法进行航点生成测试时, 算法中的个体也就是系统的输入由一个数组构成, 如下式:

$$Input = [P_x, P_y, P_z, \Psi_s, V_a] \quad (21)$$

其中:  $P_x, P_y, P_z$  是相对于上一个航点的偏移量,  $P_x \in (-300, 300)$  m,  $P_y \in (-300, 300)$  m,  $P_z \in (-10, 10)$  m。  $\Psi_s$  表示航向角,  $\Psi_s \in (0, 2\pi)$  rad。  $V_a$  表示空速,  $V_a =$



(a) 等待放飞指令的无人机



(b) 飞行过程中的无人机

图 8 在 Gazebo 中的无人机仿真

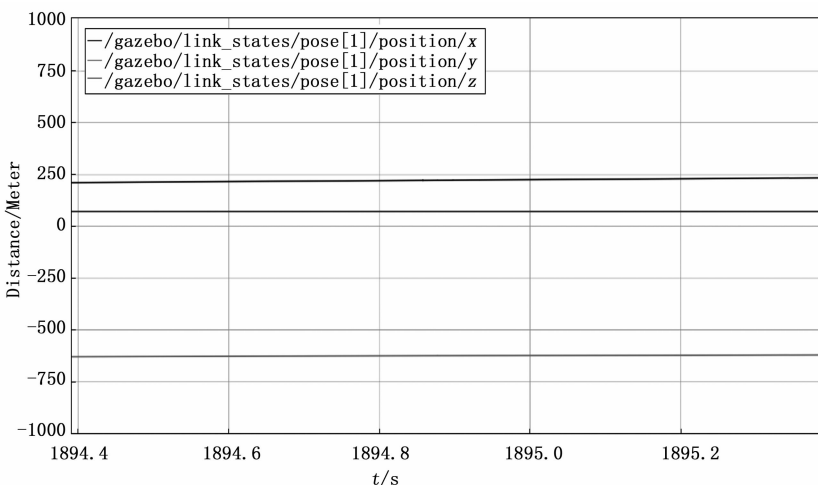


图 9 无人机的飞行位置数据示例

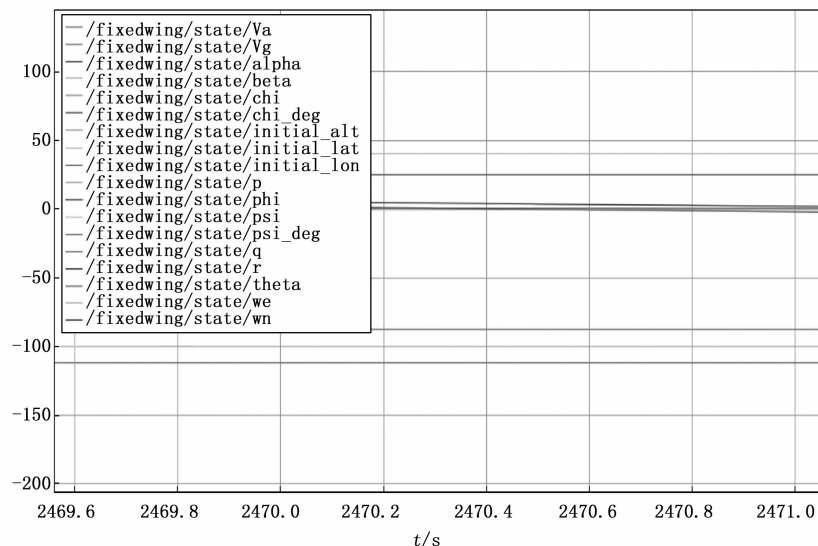


图 10 无人机的部分飞行状态数据示例

0.25 m/s。

为测试巡航阶段的飞行性能，设定飞机起始参数，起飞点为 (0, 0, 0)，首个航点为 [100, 0, 50, 0, 15]，即仿真开始后飞机从起飞点自动飞往首个航点，之后进入遗传算法更新流程。



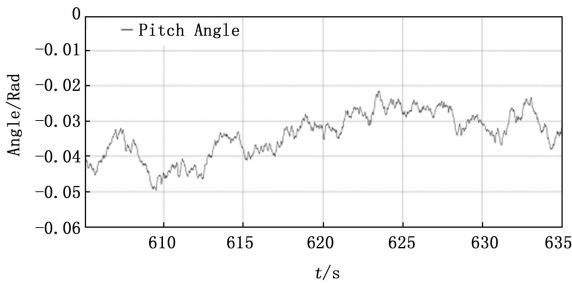
图 11 测试用例生成人机交互软件界面

### 3.2 结果分析

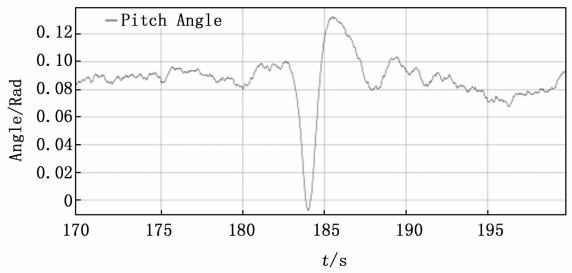
经过多轮迭代后得到飞行数据，部分飞行俯仰角数据

如图 12 所示。分析每一代的最优个体输入和输出数据后发现，影响俯仰角姿态和其保持精度的最大因素是空速。图 12 (a) 是空速保持为 15 的 m/s 时的数据，俯仰角始终处于负值，图 12 (c) 是空速保持为 8 m/s 时的数据，俯仰角始终处于正值，俯仰角虽然有上下振动，但保持精度一直都在边界限制内；图 12 (b) 和 (d) 展示的是转弯时的俯仰角数据，这时俯仰角的数值变化最大，但也都在边界限制内；当空速保持在 4 m/s 时，巡航平飞会周期性出现如图 12 (e) 的俯仰角数据突变，这是因为传感器检测到飞机达到失速临界迎角，为了保证飞机安全飞行，飞机加大油门推力，短暂提高空速达到提升升力的目的，从而控制飞机迎角。图 12 (e) 和 (f) 都显示了飞机在空速较低的情况下，俯仰角难以控制，都出现超出边界限制值。

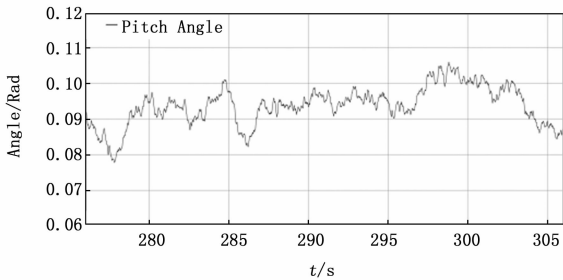
通过分析多组航路点的测试数据，发现空速对俯仰角控制影响最大，其次是航向，在低空速状态下实现转弯飞行，也会出现俯仰角大幅度振荡的情况，导致俯仰角超出边界限制。最终在经过遗传算法多轮迭代后，得到当空速维持在 6.8 m/s 时，不论其他输入取值如何变化，俯仰角都



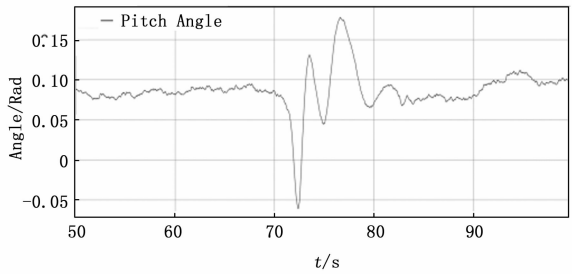
(a) 维持空速 15 m/s 的平飞俯仰角姿态



(b) 维持空速 15 m/s 的转弯俯仰角姿态



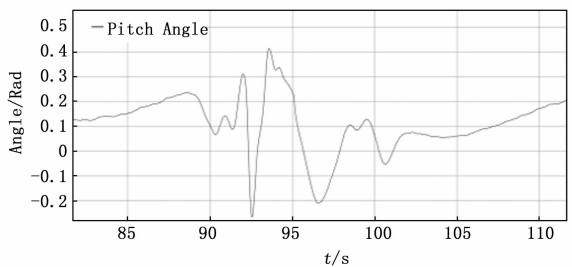
(c) 维持空速 8 m/s 的平飞俯仰角姿态



(d) 维持空速 8 m/s 的转弯俯仰角姿态



(e) 维持空速 4 m/s 的平飞俯仰角姿态



(f) 维持空速 4m/s 的转弯俯仰角姿态

图 12 持续 30 s 的飞行俯仰角姿态数据片段

稳定保持在边界限制范围内。

#### 4 结束语

本研究深入探讨了固定翼无人机的运动学与动力学模型, 成功推导出四个关键公式, 并据此构建了一个六自由度无人机模型。在此基础上, 进一步分析了无人机的飞行控制系统, 并设计了一种高效的纵向飞行控制策略, 提高了无人机达到并稳定在期望高度的速度。

为了仿真评估飞机的飞控能力, 本文利用 Gazebo 平台构建了无人机飞行仿真环境, 并搭建了飞行管理系统的需求测试环境。通过遗传算法生成了大量测试用例, 对不同输入条件下的飞行性能进行了全面测试。实时监控分析了飞行状态, 确保了飞行参数始终在安全边界内。通过迭代分析, 本研究给出的测试用例生成方法能够有效识别出致飞行超界的输入变量组合, 并确定在航点设计中关键输入变量的有效取值, 从而确保了飞行的安全性和稳定性。从测试用例生成的覆盖性来说, 主要是针对遗传算法中适应度函数进行合理设置, 即可以对测试用例生成的数量以及测试覆盖率产生较大影响, 过小的适应度会严重增加测试用例生成计算量。遗传算法的使用能够在较小计算代价下快速找到飞控性能边缘最小超限范围, 从而确定接近最小的飞控性能超界输入条件。

仿真结果表明, 空速和航向对无人机的俯仰角控制具有显著影响。特别是在低空速条件下, 转弯飞行可能导致俯仰角出现大幅度振荡, 进而超出边界限制。这些发现对于理解和改进无人机的飞行控制具有重要意义。

总体而言, 本研究提出了一套无人机边缘性能和飞控能力的仿真评估方法, 为无人机的设计、研发和应用提供了一定的参考, 有助于提升无人机系统的可靠性和安全性。

#### 参考文献:

- [1] LI Y J, QIAO G, SERGEY P, et al. Unmanned aerial vehicle remote sensing for antarctic research: a review of progress, current applications, and future use cases [J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, 2023, 11 (1): 73-93.
- [2] FAN B K, LI Y, ZHANG R Y, et al. Review on the technological development and application of UAV systems [J]. *Chinese Journal of Electronics*, 2020, 29 (2): 199-207.
- [3] EVŞEN Y. Joint or decoupled optimization: Multi-UAV path planning for search and rescue [J]. *Ad Hoc Networks*, 2023, 138 (C): 103018-103021.
- [4] 李钦伦. 固定翼无人机路径规划算法研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2023.
- [5] 刘 闯, 鱼小军, 张 婷, 等. 无人集群装备仿真试验关键技术现状及趋势 [J]. *航空学报*, 2022, 43 (s1): 21-33.
- [6] 祁亚辉, 狄凌松, 闫 实, 等. 基于速度前馈的无人机编队控

- 制 [J]. *计算机测量与控制*, 2024, 32 (7): 176-180.
- [7] 刘玉军, 赵创新, 王振华, 等. 一种无人机飞行控制软件自动测试方法 [J]. *计算机测量与控制*, 2024, 32 (2): 50-55.
- [8] 罗渊文. 基于蒙特卡洛法的无人机控制律测试场景研究与实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2022.
- [9] 张 伟. 无人机航空软件测试用例自动生成方法研究与实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2018.
- [10] 吴黎明, 胡 军, 曹 东, 等. 无人机飞控软件系统建模与测试用例生成研究 [J]. *计算机科学*, 2012, 39 (7): 112-118.
- [11] 王子元, 徐宝文, 聂长海. 组合测试用例生成技术 [J]. *计算机科学与探索*, 2008, 2 (6): 571-588.
- [12] HUANG C. A novel three - dimensional path planning method for fixed-wing UAV using improved particle swarm optimization algorithm [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021 (1): 7667173.
- [13] QU Y, ZHANG Y, ZHANG Y. A global path planning algorithm for fixed-wing UAVs [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2018, 91 (9): 691-707.
- [14] GUNANTARA N. A review of multi-objective optimization: Methods and its applications [J]. *Cogent Engineering*, 2018, 5 (1): 1502242.
- [15] HARIDEVAN A D, KANG J, YUAN M, et al. ROS2-Gazebo simulator for drone applications [C] //2024 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE, 2024: 1232-1238.
- [16] GARCÍA J, MOLINA J M. Simulation in real conditions of navigation and obstacle avoidance with PX4/Gazebo platform [J]. *Personal and Ubiquitous Computing*, 2022, 26 (4): 1171-1191.
- [17] 王祥科, 刘志宏, 丛一睿, 等. 小型固定翼无人机集群综述和未来发展 [J]. *航空学报*, 2020, 41 (4): 15-40.
- [18] 饶进军, 高同跃, 龚振邦, 等. 国外超小型固定翼无人机研究进展与关键技术 [J]. *飞航导弹*, 2010 (3): 23-28.
- [19] DOROBANTU A, MURCH A, METTLER B, et al. System identification for small, low-cost, fixed-wing unmanned aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50 (4): 1117-1130.
- [20] CURIAC D I, VOLOSENCU C. Path planning algorithm based on Arnold cat map for surveillance UAVs [J]. *Defence Science Journal*, 2015, 65 (6): 483-488.
- [21] CAI G, CHEN B M, LEE T H, et al. Coordinate systems and transformations [M]. *Unmanned Rotorcraft Systems*, 2011.
- [22] BARTON J D. Fundamentals of small unmanned aircraft flight [J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 2012, 31 (2): 132-149.
- [23] MEHANOVIC D, RANCOURT D, DESBIENS A L. Fast and efficient aerial climbing of vertical surfaces using fixed-wing UAVs [J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, 4 (1): 97-104.