

四旋翼无人机寿命预测和自主维护方法

申富媛^{1,2}, 李 炜^{1,2}, 蒋栋年^{1,2}

(1. 兰州理工大学 电气工程与信息工程学院, 兰州 730050; 2. 兰州理工大学 甘肃省工业过程先进控制重点实验室, 兰州 730050)

摘 要: 针对四旋翼无人机运行过程中执行器退化引起的剩余寿命缩短问题, 提出一种基于风险评价函数的模型预测控制自主维护策略。首先, 通过深入分析无人机控制机理构建了自主维护体系架构。其次, 基于系统失效阈值的定义, 得到悬停状态下无人机剩余寿命分布的解析解, 并依据风险评价结果自适应修正模型预测权值矩阵 Q 和 R 中元素值实现自主维护, 从而在无人机性能与寿命之间达到更好的折中平衡。最后, 仿真实验结果表明, 本文提出的自主维护策略, 可使执行器隐含退化的无人机剩余寿命延长 616 min, 并保持较好的机体性能。

关键词: 控制理论与控制科学; 四旋翼无人机; 执行器退化; 剩余寿命预测; 模型预测控制; 在线自主维护

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5497(2023)03-0841-12

DOI: 10.13229/j.cnki.jdxbgxb20221249

Life prediction and self-maintenance method of quadrotor unmanned aerial vehicle

SHEN Fu-yuan^{1,2}, LI Wei^{1,2}, JIANG Dong-nian^{1,2}

(1. College of Electrical and Information Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. Key Laboratory of Gansu Advanced Control for Industrial Processes, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: A model predictive control autonomous maintenance strategy based on risk evaluation function was proposed to address the remaining life shortening problem caused by actuator degradation during the operation of quadrotor unmanned aerial vehicle(UAV). Firstly, the architecture of autonomous maintenance system was constructed through in-depth analysis of the control mechanism of the UAV. Secondly, based on the definition of the system failure threshold, the analytical solution of the remaining life distribution of the UAV under hovering condition was obtained, and the values of Q and R elements of the prediction weight matrix of the model were adaptively modified based on the risk evaluation results to realize autonomous maintenance, so as to achieve a better compromise between UAV performance and life.

收稿日期: 2022-09-27.

基金项目: 国家自然科学基金项目(62063017, 62263020).

作者简介: 申富媛(1985-), 女, 博士研究生. 研究方向: 动态系统故障诊断与容错控制, 故障预测与健康评估.

E-mail: shenfy@lut.edu.cn

通信作者: 李炜(1963-), 女, 教授, 博士生导师. 研究方向: 动态系统故障诊断与容错控制, 故障预测与健康评估.

E-mail: liwei@lut.edu.cn

Finally, the simulation experiment results show that the proposed autonomous maintenance strategy can extend the remaining life of the UAV with implied actuator degradation by 616 min and maintain better airframe performance.

Key words: control theory and control science; quadrotor UAV; actuator degradation; residual life prediction; model predictive control; online self-mainte

0 引言

四旋翼无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)由于具有垂直起降、对起飞场地要求低、灵活性高等优点,广泛应用于各个领域^[1-3]。随着服役时间的增加和任务频次的累积,机体部件不可避免地会因疲劳、磨损和老化等问题而逐步退化。电机作为无人机执行各种任务的动力之源,其退化也是导致系统性能下降乃至失效的主要原因。由于电机在工程系统中的重要作用,其寿命预测受到了人们广泛关注^[4-7],电机退化多表现为机械参数或电气参数连续缓慢且随机的变化,维纳(Wiener)过程模型由于具有清晰的物理解释和良好的数学性质成为一种合理的建模选择。

文献[8,9]在阐述无人机故障预测和健康管理(Prognostic and health management, PHM)基本概念的基础上,提出了无人机PHM技术框架,分析总结了无人机故障诊断和故障预测的研究现状。当前针对无人机PHM的研究包括故障检测^[10]、诊断^[11]和预测^[12]三方面,其中针对故障检测和诊断方面的研究居多,作为PHM技术的核心内容,故障预测的研究则相对匮乏,少量关于无人机剩余寿命(Remaining useful life, RUL)预测的研究^[13]也均是针对其个体部件。近年来,针对反馈控制系统RUL预测和自主维护的研究取得了初步进展^[14,15],但对象多为单输入单输出系统,对于控制任务具有较严苛时间约束、多输入多输出、强耦合欠驱动的四旋翼UAV,还鲜见报道。此外,现存延寿策略多采用固定量对权值矩阵进行修正,维护效果有待提升。

鉴于此,本文针对具有单一执行器隐含退化的四旋翼UAV,通过引入PHM功能,并结合模型预测控制(Model predictive control, MPC)策略,构建了具有自主维护能力的四旋翼UAV新型控制架构;将实际执行器隐含退化过程建模为一类具有测量误差的非线性Wiener隐含退化模型,采用Kalman方法估计执行器的实际退化状

态,并基于无人机运行各状态的稳态误差范数确定控制系统退化阈值,获取四旋翼UAV系统RUL的解析解;对RUL不满足时限性约束的系统,基于MPC控制策略,构建了与执行器退化状态和期望最短延寿时间相关的运行风险评价函数,并依据评价结果在线调整权值矩阵,延长了无人机使用寿命,保障了机体和随机设备的安全。

1 执行器退化下四旋翼UAV自主维护系统构建

四旋翼UAV机体控制系统是一种典型的欠驱动、强耦合非线性系统,若要对其进行实时寿命预测和健康维护,需在深入分析无人机控制机理的基础上,基于PHM思想建立四旋翼UAV的自主维护体系架构。

1.1 四旋翼UAV控制机理分析

针对图1所示四旋翼UAV,忽略风干扰,利用牛顿-欧拉公式,在混合坐标系下建模如下^[16]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\phi \sin\theta \cos\Psi + \sin\phi \sin\Psi)u_z/m \\ \ddot{y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\Psi - \sin\phi \cos\Psi)u_z/m \\ \ddot{z} = (\cos\phi \cos\theta)u_z/m - g \\ \ddot{\phi} = [\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + u_\phi]/I_{xx} \\ \ddot{\theta} = [\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + u_\theta]/I_{yy} \\ \ddot{\Psi} = [\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + u_\Psi]/I_{zz} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x, y, z 为四旋翼UAV的实际位置; ϕ, θ, Ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角; m 为机体总质量; g 为重力加速度; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 分别为无人机绕机体各轴的转动惯量; $u_z, u_\phi, u_\theta, u_\Psi$ 均为控制输入, U_z 用于 x, y, z 三个方向的位置控制, u_ϕ, u_θ, u_Ψ 分别用于滚转、俯仰和偏航3个姿态的控制。

四旋翼UAV是一个典型的闭环控制系统,如图2所示,其基本组成包括:控制器、执行器、四旋翼无人机机体和测量反馈单元。四旋翼UAV的执行机构大多数采用无刷直流电机,第 i 个电

机产生的推力 T_i 与第 i 个脉宽调制 (Pulse width modulation, PWM) 输入 u_i 之间的函数关系为:

$$T_i = K_u \frac{\omega}{s + \omega} u_i, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (2)$$

式中: K_u 为增益, 表示电机转矩系数; ω 为电机带宽。

式(2)可近似为:

$$T_i \approx K_u u_i \quad (3)$$

每个电机都位于距离质心 o_b 的 L_d 处, 当旋转时, 电机产生的转矩 τ_i 与推力 T_i 直接相关, 有:

$$\tau_i = K_\Psi T_i \quad (4)$$

式中: K_Ψ 为正的增益。

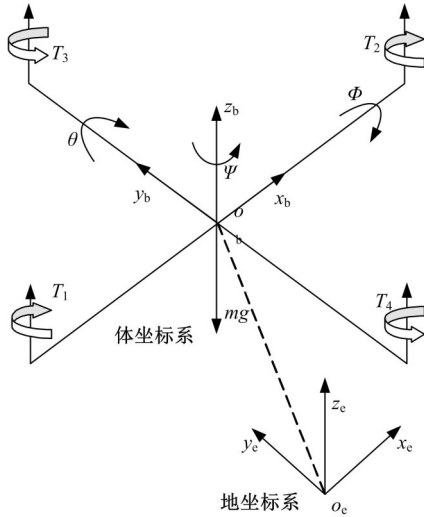


图1 四旋翼无人机结构图

Fig. 1 Structural diagram of quadrotor UAV

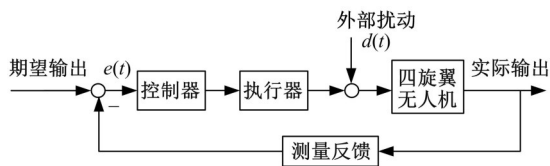


图2 四旋翼无人机闭环系统框图

Fig. 2 Closed-loop system block diagram of quadrotor UAV

执行机构电机采用 PWM 控制, 其输入 u_i 与产生的力和转矩之间的关系可以表示为:

$$\begin{cases} u_z = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ u_\theta = L_d (T_1 - T_2) \\ u_\phi = L_d (T_3 - T_4) \\ u_\Psi = \tau_1 + \tau_2 - \tau_3 - \tau_4 \end{cases} \quad (5)$$

假设四旋翼 UAV 处于无偏航 ($\Psi = 0$) 和小滚转角及俯仰角的悬停状态下, 忽略阻力项、陀螺效应和科里奥利向心效应, 结合式(3)~(5), 式(1)可简化为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \theta g \\ \ddot{\phi} = u_\phi / I_{xx} \\ \ddot{y} = -\phi g \\ \ddot{\theta} = u_\theta / I_{yy} \\ \ddot{z} = u_z / m - g \\ \ddot{\Psi} = u_\Psi / I_{zz} \end{cases} \quad (6)$$

令 $\ddot{z}_1 = \ddot{z} + g$, 定义状态向量 $y = [x \ y \ z_1 \ \phi \ \theta \ \Psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}_1 \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\Psi}]^T$, 系统输入 $u = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$, 利用该状态向量, 得到四旋翼 UAV 的线性化模型为:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (7)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} K_u & \frac{1}{m} K_u & \frac{1}{m} K_u & \frac{1}{m} K_u \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{xx}} L_d K_u & -\frac{1}{I_{xx}} L_d K_u \\ \frac{1}{I_{yy}} L_d K_u & -\frac{1}{I_{yy}} L_d K_u & 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{zz}} K_\Psi K_u & \frac{1}{I_{zz}} K_\Psi K_u & -\frac{1}{I_{zz}} K_\Psi K_u & -\frac{1}{I_{zz}} K_\Psi K_u \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

模型(7)进一步表明四旋翼 UAV 是一个具有 4 输入、6 输出的典型欠驱动系统。飞控系统产生系统输入 u_i , 由它控制各个电机的转速进而控制飞机的位置和姿态。为了实现四旋翼 UAV 的自主飞行以及高可靠性的任务需求, 获得良好的四旋翼 UAV 跟踪性能, 各种控制方案相继被提出, 如比例积分微分(Proportional integral derivative, PID)控制^[17]、线性二次型调节器(Linear quadratic regulator, LQR)控制^[18]、 H_∞ 控制^[19]、MPC^[20]、滑模控制^[21]、反步控制^[22]等。

处于悬停状态的无人机 4 个旋翼转速相同, 则 $T_1 = T_2 = T_3 = T_4$, $U_\phi = U_\theta = U_\psi = 0$, 仅通过 U_z 控制机体在空中的位置。假设执行器 1 出现性能退化, 尽管由飞控系统得到的输入 u_1 保持不变, 但执行器执行能力下降将导致 T_1 减小, 引起 U_z 、 U_θ 、 U_ψ 变化, 故除滚转通道不改变, 其余位置

和姿态均随之改变, 致使机体性能下降乃至失稳。

1.2 自主维护体系构建

无人机 PHM 是指依据机体状态监测数据, 进行机体剩余寿命预测和健康管理, 但诊断和预测信息多用于离线健康评估和健康维护, 除用于对故障的“事后”容错外, 很少用于在线的“事前”退化性自主维护。因此, 结合前述控制机理分析和 PHM 功能, 图 3 给出了具有自主维护能力的四旋翼 UAV 系统结构图。其中, $y_d(t)$ 为期望轨迹; $y(t)$ 为实际轨迹; $u(t)$ 为施加在执行器上的控制作用; $D(t)$ 为执行器退化状态; $\eta(t) \in [a, 1]$ 为执行器执行效率, 假设执行器初始执行能力为 c_{a0} , 则 $\eta(t) = (c_{a0} - D(t))/c_{a0}$; $e(t)$ 为系统偏差。执行器的实际输出通常与控制作用及其执行效率成正比, 因此, 在 t 时刻执行器的输出可表示为: $u_a(t) = \eta(t)u(t)$ 。

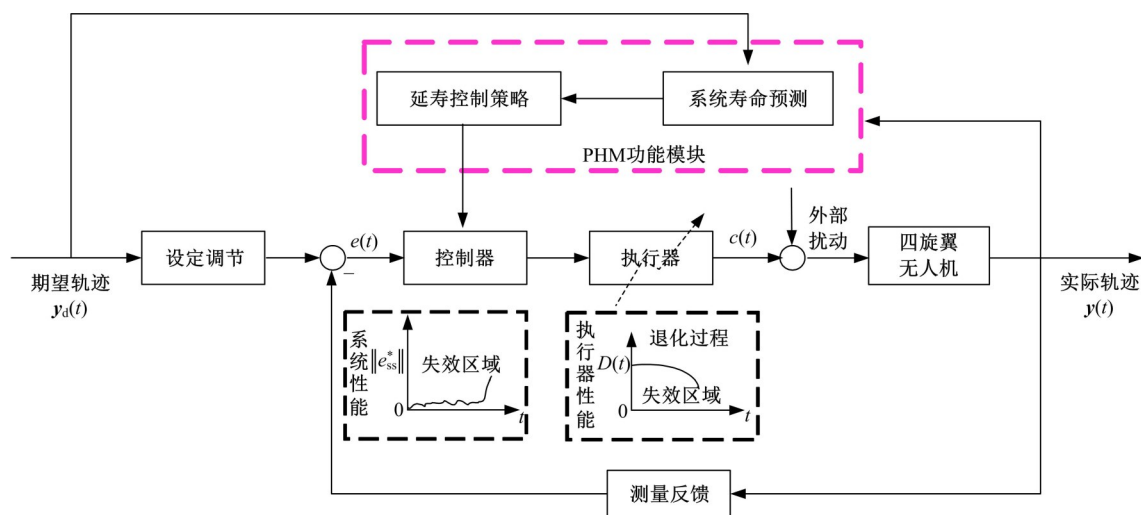


图 3 四旋翼无人机系统自主维护结构图

Fig. 3 Autonomous maintenance structure of quadrotor UAV

四旋翼 UAV 系统 PHM 模块的主要功能包括两方面: 一是在执行器退化时实时预测机体 RUL, 即依据无人机运行状态和执行器退化量等信息, 预测无人机的实时剩余寿命; 二是依据 RUL 判决无人机是否需要延寿, 采用怎样的策略, 即当 RUL 不满足期望的工作时限要求时, 通过增强施加在执行器上的约束, 减缓执行器退化, 延长四旋翼 UAV 的有效使用时间。

尽管延寿控制(Life extending control, LEC)中的 LQR 和 MPC 均有表征对系统误差和控制作用约束的权重矩阵 Q 和 R , 通过调整两者元素值的大小即可减小控制输出, 缓解执行器的执行压力, 进而延缓退化进程, 延长无人机使用寿命。但

LQR 对被控对象模型精度的依赖度高, 且鲁棒性不足。相比而言, 基于模型预测、反馈校正、滚动优化的 MPC 则更适用于系统变量存在物理约束要求、系统性能指标常有变化且运行环境复杂的无人机系统, 外加 MPC 在某些情况下对执行器故障也具有一定程度的容错能力, 因此, 将 MPC 应用于四旋翼 UAV 自主维护中不失为一种良策。

2 四旋翼 UAV 执行器隐含退化描述和 RUL 预测

2.1 执行器退化过程描述

无刷直流电机是四旋翼 UAV 的驱动单元, 被称为无人机的“心脏”, 其健康与否直接决定无人

机寿命的长短。结合前述影响电机退化因素,在长期运转过程中,因电机轴偏心、绝缘层老化、磁性退化、电刷磨损等致使电机执行力退化。上述退化过程均具有非线性平稳退化特征,因此可采用 Wiener 过程为执行器退化建模,描述如下:

$$D(t) = D(0) + \int_0^t \mu(\tau; \theta) d\tau + \sigma_B B(t) \quad (8)$$

式中: $D(0)$ 为执行器初始退化量,不失一般性地令 $D(0) = 0$; $\{B(t), t \geq 0\}$ 表示标准布朗运动, $\mu(t; \theta)$ 、 σ_B 分别为退化过程的漂移系数和扩散系数,其中, $\mu(t; \theta)$ 为时间 t 的非线性函数,本文采用 $\mu(t; \theta) = \alpha \beta t^{\beta-1}$ [23] 表征模型的非线性特性。

实际四旋翼 UAV 飞行过程中,由于测量噪声、零漂、磁场干扰等因素,不可避免会产生测量误差。为了更加准确地估计退化过程,考虑具有测量误差的执行器退化过程,如下所示:

$$\tilde{D}(t) = D(t) + \varepsilon \quad (9)$$

式中: $\varepsilon \sim N(0, \gamma^2)$ 为与 $B(t)$ 相互独立的随机测量噪声。

从式(9)中获得真实的退化信息 $D(t)$ 是准确预测无人机 RUL 的基础。

记录四旋翼 UAV 从开始运行到当前时刻 t_k 的执行器退化监测数据为 $\tilde{D}_{1:k} = (\tilde{d}_1, \tilde{d}_2, \dots, \tilde{d}_k)$, 其中, $\tilde{d}_k = \tilde{D}(t_k)$, $k = 1, 2, \dots$ 可通过式(10)表示:

$$\begin{cases} d_k = d_{k-1} + h(t_k, \theta) - h(t_{k-1}, \theta) + \nu_k \\ \tilde{d}_k = d_k + \varepsilon_k \end{cases} \quad (10)$$

式中: $h(t_k, \theta) = \int_0^{t_k} \alpha \beta \tau^{\beta-1} d\tau$; ε_k 为 ε 在 t_k 时刻的具体形式; $\nu_k = \sigma[B_M(t_k) - B_M(t_{k-1})]$, 且与 ε_k 是独立同分布的随机噪声序列,进一步有 $\nu_k \sim N(0, \sigma^2(t_k - t_{k-1}))$, $\varepsilon_k \sim N(0, \gamma^2)$ 。

尽管退化模型是对时间的非线性函数,但是对状态是线性的,因而采用 Kalman 滤波算法估计执行器的隐含退化量,如下所示。

状态估计:

$$\begin{cases} \hat{d}_{k|k-1} = \hat{d}_{k-1|k-1} + h(t_k, \theta) - h(t_{k-1}, \theta) \\ \hat{d}_{k|k} = \hat{d}_{k|k-1} + K(k)(\tilde{d}_k - \hat{d}_{k|k-1}) \\ K(k) = P_{k|k-1}(P_{k|k-1} + \gamma^2)^{-1} \\ P_{k|k-1} = P_{k-1|k-1} + \sigma_B^2(t_k - t_{k-1}) \end{cases} \quad (11)$$

方差更新:

$$P_{k|k} = (1 - K(k))P_{k|k-1} \quad (12)$$

据此估计可得执行器隐含退化量,实时更新得到更精确的无人机剩余寿命分布。

2.2 执行器隐含退化下四旋翼 UAV 退化过程分析

借鉴文献[15]对控制系统退化过程的描述,考虑全生命周期,可得到无人机退化过程的三阶段示意图(见图4),其中: l_n 、 l_{sf} 、 l_{af} 分别为四旋翼 UAV 由正常工作进入退化的临界阈值、机体性能不满足要求的退化阈值和执行器失效的退化阈值; t_n 、 t_{sf} 、 t_{af} 分别为机体由正常状态进入退化的时刻、机体性能不满足要求的时刻和执行器失效的时刻。

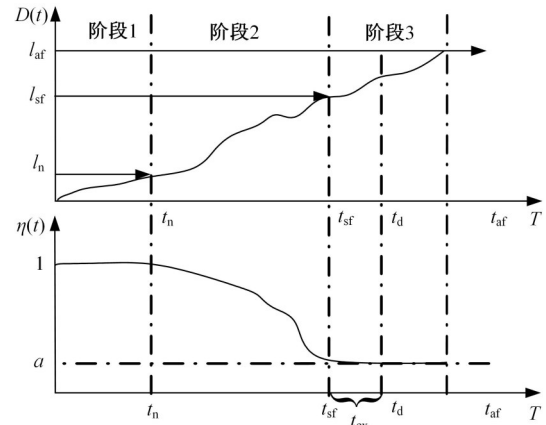


图4 执行器退化过程示意图

Fig. 4 Schematic diagram of actuator degradation process

四旋翼 UAV 三阶段退化可具体表述为: ① $D(t) \in [0, l_n]$, 执行器正常或轻微退化, 因反馈控制的作用, 对无人机整体性能影响甚微。此阶段执行器的执行效率 $\eta(t)$ 接近 1。② $D(t) \in (l_n, l_{sf}]$, 执行器退化程度逐渐加重, 且导致无人机性能下降, 剩余寿命可能不满足工作时限性要求。此阶段执行器的执行效率 $\eta(t) = (c_{a0} - D(t))/c_{a0}$, 其中, c_{a0} 为初始执行能力。③ $D(t) \in (l_{sf}, l_{af}]$, 执行器退化严重但未失效, 系统性能已不满足要求, 即系统失效。此阶段执行器仅能维持很小执行效率 $\eta(t) = a$ 。

2.3 执行器隐含退化下四旋翼 UAV 的 RUL 预测

尽管四旋翼 UAV 的 4 个旋翼上安装了相同参数的电机, 但由于制造、飞行等因素的影响, 其退化过程也有个体差异性, 若同时考虑多个执行器退化进行系统剩余寿命预测则过于复杂, 因此,

本文先从单一执行器退化下四旋翼 UAV 的剩余寿命预测入手。

执行器退化失效阈值为 l_{af} , 根据首达阈值定义, 则其对应的寿命分布 $f_T(t|\theta)$ 为^[26]:

$$f_T(t|\theta) \approx \frac{l_{af} - \alpha t^\beta (1 - \beta)}{\sigma_B \sqrt{2\pi t^3}} \exp \left\{ -\frac{(l_{af} - \alpha t^\beta)^2}{2\sigma_B^2 t} \right\} \quad (13)$$

控制系统性能退化虽不同于执行器性能退化, 但却密切相关。执行器退化之初, 由于闭环系统的反馈作用, 能够补偿退化引起的输出偏差, 使系统的稳态性能保持在允许范围内, 随着执行器性能的逐渐退化, 当其退化量积累并首次达到一定量值, 系统性能指标超出其对应约束范围, 此时系统失效。尽管系统可以继续运行, 但此时系统输出已偏离控制要求。结合 2.2 节分析可知, 对于四旋翼 UAV 而言, 失效意味着机体性能不再满足要求, 此时执行器还未达到失效阈值, 但机体性能已不满足要求。因此, 执行器隐含退化时四旋翼 UAV 的寿命是指机体正常工作至无法满足性能要求时的寿命。假设四旋翼 UAV 不满足性能要求时的退化阈值为 l_{sf} ($l_{sf} < l_{af}$), 故可将无人机寿命 t_{sf} 定义为:

$$t_{sf} = \inf \{ t: \hat{D}(t) > l_{sf} | D(0) < l_{sf} \} \quad (14)$$

式中: $\inf$ 为下确界算子; $\hat{D}(t)$ 为预测时刻对未来退化量的估计值。

系统剩余寿命 $RUL(t)$ 可表示为:

$$RUL(t) = \inf \{ t_{sf} > t, \hat{D}(t) > l_{sf} \} - t \quad (15)$$

对于处于悬停状态的四旋翼 UAV, 稳态误差 e_{ss} 是衡量系统性能的最主要的指标, 因此, 选择 e_{ss} 作为确定四旋翼 UAV 失效阈值的指标。定义失效阈值 l_{sf} 为稳态误差 e_{ss} 超出期望误差约束范围 e_{ss}^* 时所对应的执行器退化量, 则有:

$$l_{sf} = \left\{ \hat{D}(t) | e_{ss} > e_{ss}^* \right\} \quad (16)$$

考虑到四旋翼 UAV 是一个多输入、多输出系统, 这里假设 6 个状态对指标影响均等, 采用误差二范数作为评价指标, 即有:

$$\begin{cases} e_{ss} = \sqrt{\sum_{i=1}^N e_{iss}^2} \\ e_{iss} = y_{id} - y_{i\infty}, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \end{cases} \quad (17)$$

式中: y_{id} 为第 i 个状态的期望值; $y_{i\infty}$ 为第 i 个状态的实际输出值; $i = 1, 2, \dots, 6$ 分别为无人机 6 个状态。

设 t_{lk} 为 t_k 时刻预测得到的无人机剩余寿命时间, 借鉴文献[24], 并结合式(16)确定的系统退化阈值, 四旋翼 UAV 控制系统剩余寿命的概率密度函数(Probability density function, PDF)为:

$$\begin{aligned} f_{lk|\tilde{D}_{1:k}}(t_{lk}|\tilde{D}_{1:k}) &\approx \frac{1}{\sqrt{2\pi t_{lk}^2 (P_{k|k} + \sigma_B^2 t_{lk})}} \times \\ &\exp \left\{ -\frac{(l_{sf} - \hat{d}_{k|k} - \alpha v(t_{lk}; \theta))^2}{2(P_{k|k} + \sigma_B^2 t_{lk})} \right\} \times \\ &[l_{sf} - \alpha v(t_{lk}; \theta) + \alpha \beta t_{lk} (t_k + t_{lk})^{\beta-1} - \\ &\frac{P_{k|k} (l_{sf} - \alpha v(t_{lk}; \theta)) + \hat{d}_{k|k} \sigma_B^2 t_{lk}}{P_{k|k} + \sigma_B^2 t_{lk}}] \end{aligned} \quad (18)$$

式中: $v(t_{lk}; \theta) = (t_k + t_{lk})^\beta - t_k^\beta$ 。

据此解析表达式, 即可快速求取无人机 RUL 的实时预测值。

3 基于四旋翼 UAV 运行风险评价的 MPC 自适应延寿策略

在四旋翼 UAV 自主维护方法中, 延寿控制的主旨是无人机不满足时限性约束时, 通过小幅度降低性能约束、重构控制律等手段减缓执行器退化进程, 以延长机体连续使用寿命及停机检修的间隔时间。不难发现, 如何基于 RUL 预测结果和执行器的退化状态 $D(t)$, 结合 MPC 运算机设计恰当的延寿控制策略是延长系统寿命的关键。

3.1 基于 MPC 的延寿机理

假设四旋翼 UAV 期望的安全工作时间为 t_d , 若无人机寿命 $t_{sf} \geq t_d$, 则可以保证机体在工作时间内安全降落; 若飞行过程中发生执行器性能退化, 导致 $t_{sf} < t_d$, 如不及时采取有效措施延长剩余寿命, 机体及随机携带的设备都将存在极大的安全隐患。因此, 欲使四旋翼 UAV 达到期望工作时限 t_d , 则应基于 t_k 时刻剩余寿命预测结果 t_{lk} , 求取所需最短的期望延寿时间 t_{ex} , 而当 $t_{ex} > 0$ 时, 则需要对系统进行自主维护。 t_{ex} 的计算公式为:

$$t_{ex} = t_d - (t_{lk} + t_k) = t_d - t_{sf} \quad (19)$$

采用 MPC 实施延长寿命控制, 首先应基于 MPC 模型预测、反馈校正、滚动优化的基本步骤, 对模型(7)进行离散化, 则有:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}_k \mathbf{x}(k) + \mathbf{B}_k \mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k+1) = \mathbf{C} \mathbf{x}(k+1) \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{A}_k = \mathbf{A} \times \Delta t + \mathbf{I}$; $\mathbf{B}_k = \mathbf{B} \times \Delta t$ 。

构建差分系统方程:

$$\Delta x(k+1) = x(k+1) - x(k) = A_k \Delta x(k) + B_k \Delta u(k) \quad (21)$$

增广模型为:

$$\begin{bmatrix} \Delta x(k+1) \\ y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_k & 0_{12 \times 6} \\ CA_k & I_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x(k) \\ y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_k \\ CB_k \end{bmatrix} \Delta u(k) \quad (22)$$

令 $\Delta \tilde{x}(k+1) = [\Delta x(k+1) \ y(k+1)]^T$, 则有:

$$\begin{cases} \Delta \tilde{x}(k+1) = A_u \Delta \tilde{x}(k) + B_u \Delta u(k) \\ y(k) = C_u \Delta \tilde{x}(k) \end{cases} \quad (23)$$

式中: $A_u = \begin{bmatrix} A_k & 0_{12 \times 6} \\ CA_k & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}$; $B_u = \begin{bmatrix} B_k \\ CB_k \end{bmatrix}$; $C_u = [0_{6 \times 12} \ I_{6 \times 6}]$ 。

假设当前时刻为 k , N_c 为控制步长、 N_p 为预测步长, 则有如下递推方程:

$$Y = F \Delta \tilde{x}(k) + \Phi U \quad (24)$$

式中: $F = [C_u A_u \ C_u A_u^2 \ \cdots \ C_u A_u^{N_p}]^T$;

$$\Phi = \begin{bmatrix} C_u B_u & 0 & \cdots & 0 \\ C_u A_u B_u & C_u B_u & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_u A_u^{N_p-1} B_u & C_u A_u^{N_p-2} B_u & \cdots & C_u A_u^{N_p-N_c} B_u \end{bmatrix};$$

$U = [\Delta u(k) \ \Delta u(k+1) \ \cdots \ \Delta u(k+N_p-1)]^T$ 。

设 k 时刻系统参考输入值为 $Y_r(k)$, 为使系统输出尽可能地接近输入, 对于 MPC 控制, k 时刻的控制量可以通过最小化性能指标 $J(k)$ 获得:

$$\min J(k) = [Y_r(k) - Y(k)]^T Q [Y_r(k) - Y(k)] + \Delta U(k)^T R \Delta U(k) \quad (25)$$

式中: 等号右边第1项反映了无人机对参考轨迹的跟随能力, 第2项反映了对控制量平稳变化的要求; Q 为误差权重矩阵, $Q = \text{diag}\{q_0, q_0, \dots, q_0\}_{N_p \times N_p}$, q_0 为 MPC 的初始值; R 为控制量权重矩阵, $R = \text{diag}\{r_0, r_0, \dots, r_0\}_{N_c \times N_c}$, r_0 为 MPC 的初始值。为调整参数方便, 这里将矩阵 Q 和 R 的对角元素均选为相同值。

根据延寿机理, 通过减小 Q 、增大 R , 即可实现放松误差性能指标约束、减小执行器执行压力, 延缓退化, 进而达到延长四旋翼 UAV 剩余寿命的目的。

由于执行器物理机构自身的限制, 会发生饱和现象, 引入如下输入约束:

$$\Delta u_{\min} \leq \Delta u(k+m) \leq \Delta u_{\max} \quad (26)$$

$$u_{\min} \leq u(k+m) \leq u_{\max} \quad (27)$$

3.2 基于运行风险评价的 MPC 自适应延寿算法

考虑到执行器退化程度不同时, 系统对延寿和性能的需求各有差异性, 文献[25]提出了分段延寿的思想, 在退化不严重且需要延长的 t_{ex} 较小时, 实施较弱的延寿参数调整; 当退化较为严重且需要延长的 t_{ex} 较大时, 则实施较强的延寿参数调整。然而, 这种调整策略的实质仍是采用固定值修正矩阵 Q 和 R , 且未将退化状态和期望的最短延寿时间 t_{ex} 考虑其中。

分段延寿这种与退化程度定性关联调整控制参数的延寿策略, 在一定程度上改善了延寿效果, 而且隐含了对系统运行风险的考虑, 即当风险较小时实施弱调整, 风险较大时实施强调整, 但其“定性”关联的精度过粗。受此启发, 将执行器退化状态 $D(t)$ 和期望的最短延寿时间 t_{ex} 作为风险变量, 可构造无人机运行风险评价函数 J_{risk} 如下:

$$J_{\text{risk}} = \frac{K_1}{1 + e^{\vartheta_1 D(t)}} + \frac{K_2}{1 + e^{\vartheta_2 t_{\text{ex}}(t)}} \quad (28)$$

式中: $J_{\text{risk}} \in (0, 1]$; ϑ_1, ϑ_2 分别为风险变量的权值; $K_1, K_2 \notin (0, 1)$ 为在无人机自主维护过程中不同风险变量对于系统风险的影响程度。

可见, J_{risk} 不仅与 $D(t)$ 、 t_{ex} 定量关联, 而且评价也更精细化。

图5为受执行器退化状态和期望最短延寿时间共同影响的风险评价函数 J_{risk} 随运行时间 t 的大致变化趋势。系统起初无退化, $J_{\text{risk}} = 0$, 随着执行器隐含退化的出现, 延寿的期许 t_{ex} 会增大, 系统运行风险也逐渐增大, 加之系统的复杂性, J_{risk} 以非线性向1趋近。

基于 PHM 功能可知, 无人机自主维护主要是通过修正权值矩阵 Q 、 R , 使机体在稳态性能与

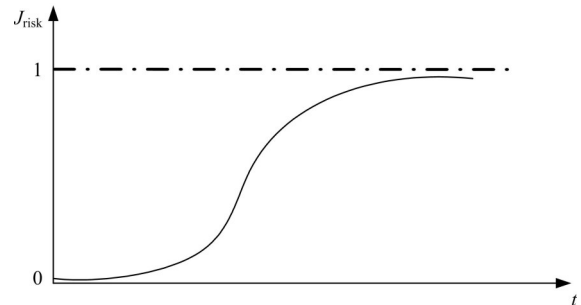


图5 风险评价函数 J_{risk} 曲线

Fig. 5 Curve of risk evaluation function J_{risk}

控制能力之间达到折中平衡。因此,结合风险评价结果和维护需求,可得到如下 Q 、 R 修正思想,即:当 $J_{\text{risk}} = 0$ 时,无需修正;当 J_{risk} 较小时,维护需求小,微调 Q 、 R ;当 J_{risk} 越大,维护需求越大,增大 Q 、 R 调整尺度;而当 J_{risk} 趋于 1 时,应停止对 Q 、 R 权值矩阵的修正。综上,进一步给出与 J_{risk} 定量关联的矩阵 Q 、 R 修正量 Δq 、 Δr 表达式:

$$\begin{cases} q(k+1) = q(k) - \Delta q, & \Delta q = \frac{1}{K_3 + e^{J_{\text{risk}}}} \\ r(k+1) = r(k) + \Delta r, & \Delta r = \frac{1}{K_4 + e^{J_{\text{risk}}}} \end{cases} \quad (29)$$

满足: $q(t) \geq q_{\min}$, $r(t) \leq r_{\max}$, 其中: $e^{J_{\text{risk}}}$ 决定了修正参数 Δq 和 Δr 的实时修正方向,通过调整参数 K_3 、 K_4 可改变调整参数 Δq 和 Δr 的范围,调整曲线如图 6 所示。

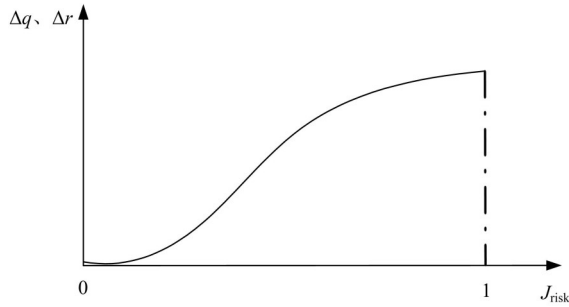


图 6 Δq 、 Δr 随风险函数 J_{risk} 调整示意图

Fig. 6 Schematic diagram of Δq and Δr adjusted with risk function J_{risk}

3.3 四旋翼 UAV 自适应延寿步骤和流程

结合 2.2 节系统退化过程分析和 3.2 节基于运行风险评价的 MPC 自适应延寿策略,综合考虑系统性能和时限性约束要求,四旋翼 UAV 在线自主维护策略实施步骤如下所示。

步骤 1 $D(t) \in [0, l_n]$, 执行器轻微退化, 且无延寿需求时, 运行风险很小, 无需进行延寿控制, Q 和 R 保持不变。

步骤 2 $D(t) \in (l_n, l_{sf}]$ 且 $t_{\text{ex}} > 0$, 执行器退化加大, 且有延寿需求时, 四旋翼 UAV 运行风险较大, 依据评价结果, 基于式(29)对 Q 和 R 中对角元素的权重值进行调整以实现延寿控制。

步骤 3 $D(t) \in (l_{sf}, l_{af}]$, 执行器退化严重, 四旋翼 UAV 严重偏离期望值, 运行风险明显增大, 应尽快降落。

四旋翼 UAV 自适应延寿流程如图 7 所示。

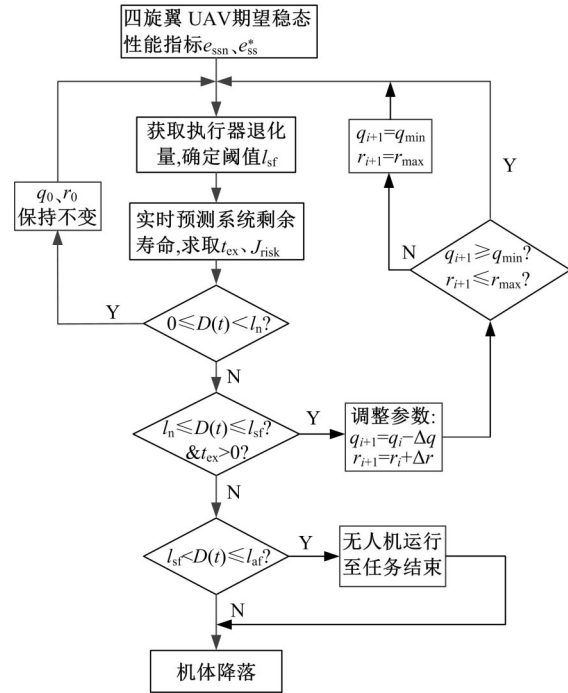


图 7 基于运行风险评价的四旋翼无人机自主维护算法流程图

Fig. 7 Flow chart of life extension control algorithm of quadrotor UAV based on MPC

4 仿真实验及结果分析

4.1 实验描述

为了验证执行器退化下四旋翼 UAV 寿命预测和自主维护方法的有效性, 对象参数选取如下: 质量 $m = 1.4$ kg; 重力加速度 $g = 9.8$ m/s²; $I = [I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz}] = \text{diag}[0.03 \ 0.03 \ 0.04]$; 电机增益 $K_u = 120$; 转矩增益 $K_\psi = 4$;

$$\begin{bmatrix} x & y & z & \varphi & \theta & \psi & \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} & \dot{\varphi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} x_d & y_d & z_d & \varphi_d & \theta_d & \psi_d & \dot{x}_d & \dot{y}_d & \dot{z}_d & \dot{\varphi}_d & \dot{\theta}_d & \dot{\psi}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3 & 4 & 5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

MPC 控制参数选取如下: 控制步长 $N_c = 3$; 预测步长 $N_p = 5$; 误差权重和控制量权重矩阵的初始值分别取为 $q_0 = 2$, $r_0 = 0.01$; $q_{\min} = 1.5$; $r_{\max} = 1.0$; 采样周期 $\Delta t = 0.1$ 。

4.2 四旋翼 UAV 寿命预测

考虑四旋翼 UAV 发生单一执行器非线性 Wiener 退化(见式(9)), 其中, 退化过程漂移参数 $\alpha = 0.009$, $\beta = 1.25$, 扩散系数 $\sigma_B = 0.05$, 得到图 8 所示退化过程的测量值、实际值和 Kalman 滤波估计值。

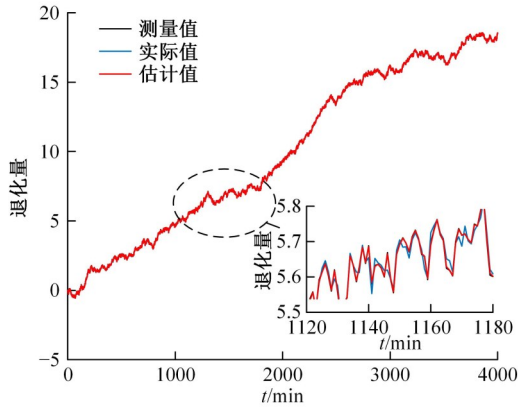


图8 执行器退化测量值和估计值

Fig. 8 Actuator degradation value and estimated value

图9给出了估计误差和测量误差的对比图,不难看出,估计误差小于测量误差,因而基于Kalman滤波估计的退化过程能够更好地反映真实退化过程,为无人机剩余寿命的准确预测奠定了基础。执行器初始执行能力 $c_{a0} = 18.56$ 。

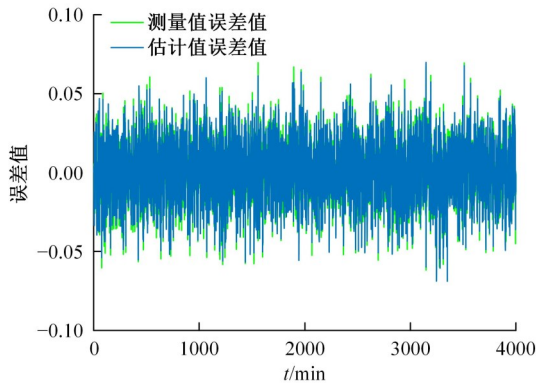


图9 估计误差与测量误差比较

Fig. 9 Comparison of estimation error with measurement

根据式(16)确定四旋翼UAV超出期望的误差约束范围 $e_{ss}^* = 30$ 时,系统失效阈值为 $t_{sf} = 6.8593$,预测得到无人机寿命 $t_{sf} = 1313 \text{ min}$ 。图10中蓝色曲线给出了未实施延寿策略时,一个执行器退化的四旋翼UAV位置和姿态变化趋势,可以看出,即使一个执行器发生退化也会造成机体三轴姿态的改变,且随着退化的加剧,机体性能也急剧下降,若仍然按照设定工作时限 t_d 操作机体降落可能造成机体失控,其RUL分布如图11所示。

需要说明的是,本文工作时限的设定是考虑四旋翼UAV处于悬停工作状态的累积时间,忽略了无人机电池退化引起的剩余寿命缩短问题,同时,忽略了单次飞行时上升和下降过程引起的

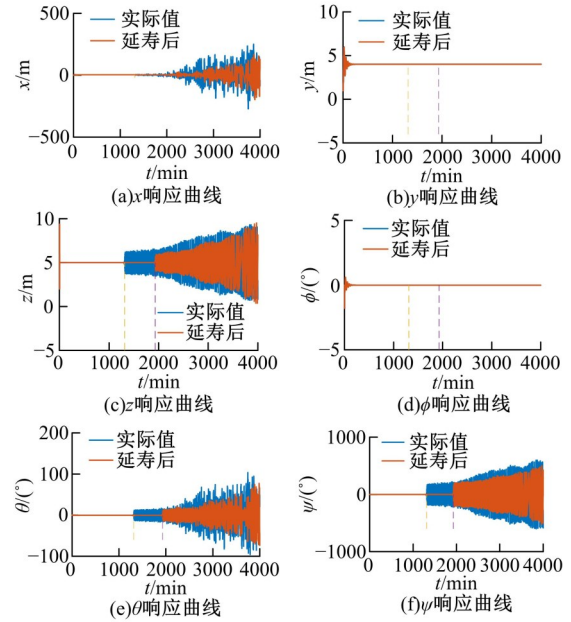


图10 执行器退化时四旋翼无人机响应曲线

Fig. 10 Response curve of quadrotor UAV when the actuator degenerates

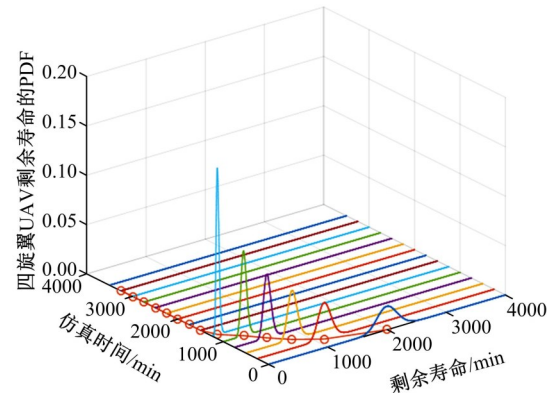


图11 四旋翼无人机剩余寿命分布

Fig. 11 Distribution of residual life of quadrotor UAV

4.3 四旋翼UAV延寿效果

为了验证本文延寿方法的效果,图10分别给出了未延寿和延寿的执行器退化时,四旋翼UAV的响应曲线,其中,蓝线、红线分别为未实施和实施延寿策略的响应曲线。由图10可知,无人机飞行至 $t_k = 1297 \text{ min}$ 时,稳态误差范数 $e_{ssn} = 1$,机体性能开始退化,而当 $t_k = 1313 \text{ min}$ 时,稳态误差范数 $e_{ss} = 30$,机体性能退化至不满足要求,利用式(15)(19)计算得,此时 $t_{lk} = 125 \text{ min}$, $t_{ex} = 262 \text{ min} > 0$ 。依据前述四旋翼UAV自主维护策略可知, $t_{ex} > 0$ 时,需基于式(28)风险评价和式(29)自适应调整 Δq 、 Δr 算法,通过减小 Q 矩阵和增大 R 矩阵中各对角元素的权重值,以降低稳态

性能约束并减小执行器输出力,从而延缓执行器退化进程,延长机体使用寿命。

考虑执行器退化状态和期望最短延寿时间两个风险变量对整机运行具有等同的影响,取 $K_1 = K_2 = 0.8$ 、并令其他参数分别为 $\vartheta_1 = 0.5$ 、 $\vartheta_2 = 0.002$ 、 $K_3 = 800$ 和 $K_4 = 500$,由此可得到图 12 所示风险评价函数曲线和图 13 所示矩阵 Q 、 R 修正量 Δq 、 Δr 调整曲线。

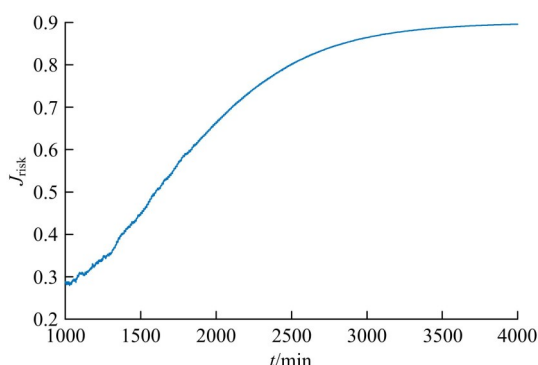


图 12 风险评价函数 J_{risk} 变化曲线

Fig. 12 Variation curve of risk function J_{risk}

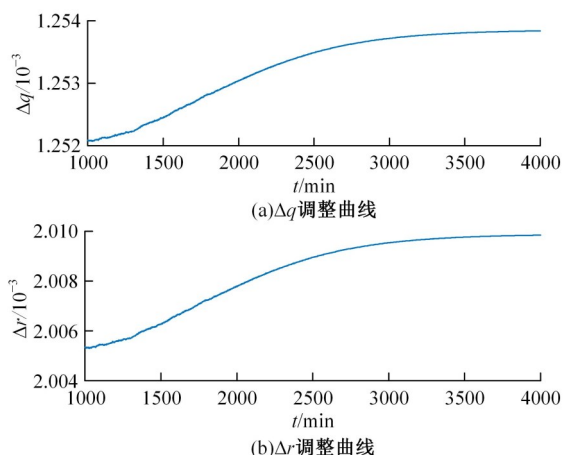


图 13 Δq 、 Δr 调整曲线

Fig. 13 Regulation curve about Δq , Δr

基于上述风险评价函数调整后的权值矩阵 Q 、 R 变化曲线如图 14 所示,预测得到的机体剩余寿命分布曲线如图 15 所示。

采用本文延寿方法后,机体寿命延长至 1929 min,在满足时限性约束的同时,为机体降落获得了更充裕的时间,这也验证了基于运行风险评价函数自适应调整权值矩阵对延寿的有效性。

为了验证本文基于运行风险评价的 MPC 自适应延寿策略较文献[25]方法的优势,取 $e_{ssn} = 1$ 、 $e_{sssf} = 10$ 、 $e_{ss}^* = 30$ 分别表示机体处于开始退化、退化较为严重和失效 3 种工作状态, Q 和 R

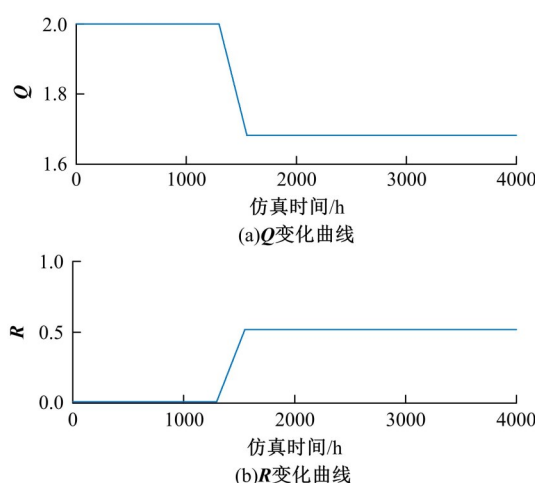


图 14 延寿控制 Q 、 R 调整曲线

Fig. 14 Q 、 R adjustment curve for life extension control

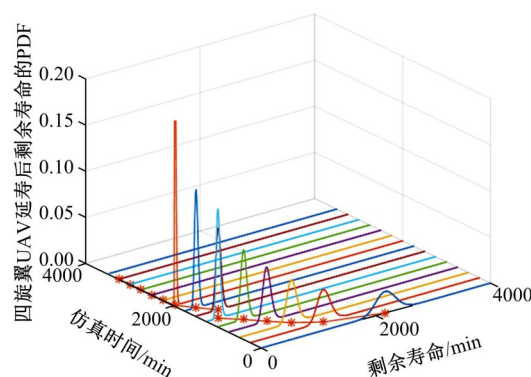


图 15 四旋翼无人机延寿后剩余寿命分布

Fig. 15 Distribution of residual life of quadrotor UAV after life extension

较小的调整因子 $\delta_1 = 0.0001$ 、 $\delta_2 = 0.0002$,较大的调整因子 $\delta_3 = 0.001$ 、 $\delta_4 = 0.002$,两种方法的延寿效果如表 1 所示。由表 1 可以看出:本文延寿策略较文献[25]分段延寿策略机体寿命延长了 15 min,这对于寸秒寸金的无人机无疑是极有意义的。究其原因主要体现在两个定量关联上:一是构造的无人机运行风险评价函数将执行器退化状态与期望最短延寿时间定量关联;二是将评价结果 J_{risk} 与权值矩阵 Q 、 R 修正量 Δq 、 Δr 定量关联,使得维护的针对性更强。

表 2 分别对不同预测时刻 ($t=1300$ 、 1500 、

表 1 不同延寿策略下失效阈值和机体寿命

Table 1 Failure threshold and body life under different life extension strategies

方法	失效阈值	机体寿命
未延寿	6.8593	1313
文献[25]	6.9570	1914
本文	7.5618	1929

1700、1900 min) 机体稳态性能进行了对比。从表 2 可以看出, 机体性能不满足要求后, 两种延寿策略都能够较好地改善机体性能, 而本文方法更优。

表 2 未延寿与不同延寿策略稳态性能(e_{ss})比较

Table 2 e_{ss} performance comparison between unextended and different life extended strategies

方法	预测时刻/min			
	1300	1500	1700	1900
未延寿	2.0946	123.6915	146.1453	173.0268
文献[25]	2.7201	2.99×10^{-4}	2.22×10^{-5}	6.5776
本文	1.6276	1.95×10^{-4}	3.57×10^{-7}	0.3058

5 结束语

本文针对具有单一执行器隐含退化的四旋翼 UAV, 深入分析了其控制机理, 构建了无人机自主维护 PHM 体系架构, 研究了寿命预测和自主维护方法。将无刷直流电机建模为一类带有测量误差的非线性 Wiener 隐含退化模型, 采用 Kalman 滤波实时估计隐含退化状态; 基于稳态误差范数首达失效阈值的定义, 得到悬停状态下的四旋翼 UAV 剩余寿命解析解; 同时, 考虑工作时限性约束, 建立与执行器退化和期望最短延寿时间相关的无人机运行风险评价函数, 在机体性能退化且不满足时限性约束时, 按照评价结果在线实时自适应调整依赖执行器退化和期望最短延寿时间 MPC 权值矩阵; 通过放松对机体性能的约束、减小执行器执行能力、延缓执行器退化过程, 达到延长无人机寿命的目的。最后, 通过仿真验证了本文方法的合理、有效性。

参考文献:

[1] 张友民, 余翔, 屈耀红, 等. 无人机自主控制关键技术新进展[J]. 科技导报, 2017, 35(7):39-48.
Zhang You-min, Yu Xiang, Qu Yao-hong, et al. New developments on key techniques in UAV autonomous control[J]. Science & Technology Review, 2017, 35(7): 39-48.

[2] 郝伟, 鲜斌. 四旋翼无人机姿态系统的非线性容错控制设计[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1457-1463.
Hao Wei, Xian Bin. Nonlinear fault tolerant control design for quadrotor unmanned aerial vehicle attitude system[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(11): 1457-1463.

[3] Abbaspour A, Aboutalebi P, Yen K K, et al. Neural adaptive observer-based sensor and actuator fault detection in nonlinear systems: application in UAV[J]. ISA Transactions, 2017, 67: 317-329.

[4] 王燕萍, 吕震宙, 赵新攀. 基于 Markov Chain Monte Carlo 的幂律过程的 Bayesian 分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1):152-159.
Wang Yan-ping, Lv Zhen-zhou, Zhao Xin-pan. Bayesian analysis for the power law process based on Markov Chain Monte Carlo[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 152-159.

[5] 王华伟, 高军, 吴海桥. 基于竞争失效的航空发动机剩余寿命预测[J]. 机械工程学报, 2014, 50(6): 197-205.
Wang Hua-wei, Gao Jun, Wu Hai-qiao. Residual remaining life prediction based on competing failures for aircraft engines[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(6): 197-205.

[6] 朱磊, 左洪福, 蔡景. 基于 Wiener 过程的民用航空发动机性能可靠性预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1006-1012.
Zhu Lei, Zuo Hong-fu, Cai Jing. Performance reliability prediction for civil aviation aircraft engine based on Wiener process[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1006-1012.

[7] Muneer A, Taib S M, Fati S M, et al. Deep-learning based prognosis approach for remaining useful life prediction of turbofan engine[J]. Symmetry, 2021, 13(10): No. 1861.

[8] 苗建国, 王剑宇, 张恒, 等. 无人机故障诊断技术研究进展概述[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(9): 56-69.
Miao Jian-guo, Wang Jian-yu, Zhang Heng, et al. Review of the development of fault diagnosis technology for unmanned aerial vehicle[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(9): 56-69.

[9] 罗晓亮, 涂龙, 王浩旭, 等. 无人机故障预测与健康管理研究现状及发展[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(1): 1-5.
Luo Xiao-liang, Tu Long, Wang Hao-xu, et al. Research on status and development trend of prognostics and health management for military unmanned aerial vehicles[J]. Computer Measurement & Control 2021, 29(1): 1-5.

[10] Guo D F, Zhong M Y, Ji H Q, et al. A hybrid feature model and deep learning based fault diagnosis for unmanned aerial vehicle sensors[J]. Neurocomputing, 2018, 319: 155-163.

[11] Liang S J, Zhang S R, Huang Y P, et al. Data-driven

- en fault diagnosis of FW-UAVs with consideration of multiple operation conditions[J]. ISA Transactions, 2022, 126: 472-485.
- [12] Sierra G, Orchard M, Goebel K, et al. Battery health management for small-size rotary-wing electric unmanned aerial vehicles: an efficient approach for constrained computing platforms[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2019, 182: 166-178.
- [13] Vachtsevanos G, Georgoulas G, Nikolakopoulos G. Fault diagnosis, failure prognosis and fault tolerant control of aerospace/unmanned aerial systems[C]// 24th Mediterranean Conference on Control and Automation, Athens, Greece, 2016: 366-371.
- [14] Niu G, Liu S Y. Demagnetization monitoring and life extending control for permanent magnet-driven traction systems[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 103: 264-279.
- [15] Si, X S, Ren Z Q, Hu X X, et al. A novel degradation modeling and prognostic framework for closed-loop systems with degrading actuator[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(11): 9635-9647.
- [16] Zhang Y M, Chamseddine A, Rabbath C, et al. Development of advanced FDD and FTC techniques with application to an unmanned quadrotor helicopter testbed[J]. Journal of the Franklin Institute, 2013, 350: 2396-2422.
- [17] Gautam D, Cheolkeun H. Control of a quadrotor using a smart self-tuning fuzzy PID controller[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2013, 10: 1-9.
- [18] Joyo M K, Kadir S F A K. LQR based controller design for altitude and longitudinal movement of quadrotor[J]. Journal of Applied Sciences, 2016, 16(12): 588-593.
- [19] Wang H B, Li Z, Xiong H Y, et al. Robust H_∞ attitude tracking control of a quadrotor UAV on SO(3) via variation-based linearization and interval matrix approach[J]. ISA Transactions, 2019, 87: 10-16.
- [20] 曾小勇, 彭辉, 吴军. 基于 RBF-ARX 模型的改进多变量预测控制及应用[J]. 中南大学学报: 自然科学版, 2015, 46(10): 3710-3717.
- Zeng Xiao-yong, Peng Hui, Wu Jun. An improved multivariable RBF-ARX model-based nonlinear model predictive control approach and application[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2015, 46(10): 3710-3717.
- [21] 贾鹤鸣, 柳泽铭, 张金阳. 基于滑模 PID 的微型旋翼飞行器轨迹跟踪控制[J]. 吉林大学学报: 信息科学版, 2014, 32(4): 383-388.
- Jia He-ming, Liu Ze-ming, Zhang Jin-yang. Trajectory tracking control of rotating wing micro aerial vehicle based on sliding mode PID[J]. Journal of Jilin University (Information Science Edition), 2014, 32(4): 383-388.
- [22] 齐国元, 李阔, 王琨. 基于补偿函数观测器的四旋翼无人机姿态受限控制[J/OL]. [2022-09-20]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/detail.aspx?doi=10.13229/j.cnki.jdxbgxb20220612>
- [23] 司小胜, 胡昌华, 周东华. 带测量误差的非线性退化过程建模与剩余寿命估计[J]. 自动化学报, 2013, 39(5): 530-541.
- Si Xiao-sheng, Hu Chang-hua, Zhou Dong-hua. Nonlinear degradation process modeling and remaining useful life estimation subject to measurement error[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(5): 530-541.
- [24] 司小胜, 胡昌华, 张琪, 等. 不确定退化测量数据下的剩余寿命估计[J]. 电子学报, 2015, 43(1): 30-35.
- Si Xiao-sheng, Hu Chang-hua, Zhang Qi, et al. Estimating remaining useful life under uncertain degradation measurements[J]. Acta Electronica Sinica, 2015, 43(1): 30-35.
- [25] 李炜, 李宗仁, 毛海杰. 基于反馈控制系统实时寿命预测的延寿策略研究[J]. 兰州理工大学学报, 2021, 47(6): 74-83.
- Li Wei, Li Zong-ren, Mao Hai-jie. Study on life extension strategy based on real-time life prediction of feedback control system[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2021, 47(6): 74-83.