

无人机全包线变增益调参控制律设计

付国强¹, 王立鹏¹, 魏雅川¹, 牛晓博²

(1. 北京航天无人机系统工程研究所, 北京 100094;

2. 海军蚌埠士官学校 信息技术系, 安徽 蚌埠 233012)

摘要: 中高空察打一体无人机具有长航时、多任务剖面的飞行特点, 针对采用固定控制参数难以满足全包线飞行品质的问题, 利用雅克比线性化方法建立了时变系统模型, 研究了无人机空速、高度、质量变化对飞行品质的影响特性, 设计了纵向和横向的短周期模态控制律, 结合样例无人机在的典型工况得到了调参调度表, 采用参数拟合的方法设计了基于参数摄动的全局调参控制器; 仿真结果表明, 所设计的变增益控制器能够有效改善无人机在全包线内的飞行品质, 提升了无人机的使用性能。

关键词: 无人机; 全包线; 变增益; 调参

Variable Gain Schedule Control Law Design of UAV Within Full Envelope

Fu Guoqiang¹, Wang Lipeng¹, Wei Yachuan¹, Niu Xiaobo²

(1. Beijing Aerospace Unmanned Vehicles System Engineering Research Institute, Beijing 100094, China;

2. Department of Information Technology, Bengbu Naval Petty Officer Academy, Bengbu 233012, China)

Abstract: Reconnaissance and strike integrated unmanned aerial vehicle (UAV) has the characteristics of long-endurance and multitask profile. For the problem that using fixed control parameters is difficult to meet the flight quality within full envelope, the linear-time-variable mode was established and the influences of airspeed, altitude and mass were studied to the flight quality. Both longitudinal and latitudinal control laws for the short period mode were designed and the gain-schedule table was obtained at the typical working points of the sample UAV. At last, the global gain-schedule controller was designed by means of parameter-fitting. The simulation results show that the variable gain controller can effectively improve the flight quality the within the full envelope and the operational performance of UAV.

Keywords: UAV; full envelope; variable gain; adjust parameter

0 引言

中高空长航时察打一体无人机在现代战争中起着越来越重要的作用, 如已经畅销国外的翼龙、彩虹 4 等军贸型号。这类无人机具有多用途、滞空时间长的特点, 在飞行过程中外挂任务载荷状态、起落架收放状态、燃油重量、重心以及转动惯量等参数都会发生较大的摄动, 这时仅靠一套固定的控制参数难以满足无人机在大空域范围内执行多种典型任务的飞行品质使用要求。目前改善飞行器全包线飞行品质的控制方法主要包括两类: 基于实时线性参变模型的现代鲁棒变增益控制方法和基于典型工况的传统变增益控制方法。文献[1-5]分别研究了鲁棒 H_∞ 变增益控制、滑模变结构控制、反馈线性化控制等现代变增益控制方法, 但现代控制理论实现复杂, 应用于工程实际仍需要克服重重障碍^[6]。

基于典型工况的变增益控制方法可以利用成熟的线性控制理论实现非线性系统的控制, 是国内无人机飞控系统

设计的主要手段^[7-8]。文献[9]研究了无人机程序分段 PID 调参方法, 但控制器切换时系统性能会发生突变。文献[10]研究了无人机俯仰角增益调参的设计方法, 但设计过程没有考虑质量的大幅度变化因素。

本文基于 PID 增益调参的思想, 利用雅克比线性化方法建立了无人机的时变系统模型, 研究了空速、高度、质量等参数摄动对纵向和横向飞行品质的影响, 结合某样例中空长航时无人机的典型任务剖面, 设计了特征点控制器并得到了增益调参调度表, 最后采用参数拟合的方法得到了无人机全包线的增益调参控制器, 改善了无人机的飞行品质, 提升了无人机的使用性能。

1 线性时变系统建模及运动特性研究

1.1 线性时变系统建模

线性时变系统建模目前主要有 3 种方法: 雅克比线性化方法、状态变换方法和方程替换方法。雅克比线性化方法的基本思想是在无人机全包线飞行范围内, 根据不同的典型工况选取平衡点, 得到一组涵盖全任务剖面的线性时不变模型, 再通过插值拟合得到无人机纵向和横侧向的线性时变系统模型。状态变换方法和方程替换法是分别通过状态变换或方程替换将非线性因素去掉, 从而建立系统的线性时变模型。无人机飞行过程中, 质量和气动参数的摄

收稿日期: 2018-10-02; 修回日期: 2018-11-07。

作者简介: 付国强(1983-), 男, 山东滨州市人, 硕士, 高级工程师, 主要从事无人机飞行控制技术、无人机总体设计技术方向的研究。

王立鹏(1986-), 男, 山东临沂人, 博士, 高级工程师, 主要从事无人机飞行控制技术方向的研究。

动是缓慢变化的, 雅克比线性化方法运算直观, 对非线性系统的要求宽松, 因此本文采用雅克比线性化方法建立系统的线性时变模型。

假设系统的非线性系统状态空间方程为:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u, t) \\ y = g(x, u, t) \end{cases} \quad (1)$$

其中: $x \in R^n, u \in R^m, y \in R^v$ 。

利用雅克比线性化方法可得到无人机在平衡点 $\{x_0, y_0, z_0\}$ 附近的线性化模型为:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax + Bu \\ y(t) = Cx + Du \end{cases} \quad (2)$$

其中:

$$\begin{aligned} A &= \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{(x_0, u_0)}, & B &= \frac{\partial f}{\partial u} \Big|_{(x_0, u_0)}, \\ C &= \frac{\partial g}{\partial x} \Big|_{(x_0, u_0)}, & D &= \frac{\partial g}{\partial u} \Big|_{(x_0, u_0)}. \end{aligned}$$

选取空速、高度、质量为参变量, 在不同的工作点处根据式 (2) 可建立一组线性化模型, 只要各平衡点处的线性化模型都是稳定的, 非线性系统在平衡点附近就稳定^[11]。

1.2 无人机运动特性研究

1.2.1 纵向运动特性

无人机的纵向运动表现为长周期模态和短周期模态的特性。长周期运动模态振荡周期长、衰减慢, 短周期模态振荡周期短、衰减快。无人机的纵向运动特性主要取决于短周期模态, 短周期振荡通常持续几秒钟, 期间迎角、俯仰角和俯仰角速率剧烈变化, 速度基本保持不变。对于定直平飞, 无人机航迹倾角为零, 同时忽略气动参数小量, 根据公式 (2) 可以得到简化的纵向短周期传递函数为^[12-13]:

$$G_z(s) = \frac{q(s)}{\delta_c(s)} = \frac{M_{\delta_c}(s + Z_a)}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \quad (3)$$

式中, M_{δ_c} 反映了飞机升降舵的操纵效应, Z_a 为理想飞机的升力系数, ξ_{sp} 为等效短周期运动的阻尼比, ω_{sp} 为等效短周期自然频率。其中:

$$\omega_{sp} = \sqrt{\frac{Z_a M_q}{v_0} - M_a} \quad (4)$$

$$\xi_{sp} = -\frac{M_q + M_a + Z_a/v_0}{2\omega_{sp}} \quad (5)$$

式中, $Z_a, M_q, M_a, M_{\delta_c}, M_{\delta_c}$ 为纵向动力学导数, 可由式 (6) ~ (10) 计算得出:

$$Z_a = -\frac{C_{L\alpha}QS_w}{m} \quad (6)$$

$$M_q = C_{mq} \left(\frac{c_A}{2v_0} \right) \frac{QS_w c_A}{I_y} \quad (7)$$

$$M_a = C_{ma} \frac{QS_w c_A}{I_y} \quad (8)$$

$$M_{\delta_c} = C_{m\delta_c} \frac{c_A}{2v_0} \frac{QS_w c_A}{I_y} \quad (9)$$

$$M_{\delta_i} = C_{m\delta_i} \frac{QS_w c_A}{I_y} \quad (10)$$

式中, m 为无人机的质量, I_y 为俯仰转动惯量, $C_{L\alpha}$ 为升力系数对迎角的导数, C_{mq} 为俯仰力矩系数对俯仰角速度的导数, C_{ma} 为俯仰力矩系数对迎角的导数, $C_{m\delta_c}$ 为俯仰力矩系数对迎角变化率的导数, v_0 为真空速, Q 为动压, S_w 为机翼参考面积, c_A 为平均气动弦长。

对于动稳定的无人机, M_{δ_c} 的值决定了短周期阻尼 ξ_{sp} 的大小, 式 (4)、(5) 可分别简化为:

$$\omega_{sp} \approx \sqrt{-M_a} = v_0 \sqrt{-\frac{\rho S_w c_A}{2I_y} C_{ma}} \quad (11)$$

$$\xi_{sp} = -\sqrt{\rho S_w} \frac{C_{mq} c_A^2 + C_{ma} c_A^2 - \frac{2C_{L\alpha} I_y}{m}}{4 \sqrt{-2c_A I_y C_{ma}}} \quad (12)$$

由式 (11)、(12) 可以得出, 自然频率 ω_{sp} 近似正比于空气密度平方根 $\sqrt{\rho}$ 、空速 v_0 , 反比于纵向静稳定导数 C_{ma} ; 阻尼比 ξ_{sp} 与空气密度平方根 $\sqrt{\rho}$ 近似成正比, 与空速无关。无人机随飞行高度的增加, 空气密度逐渐减小, 因此 ω_{sp} 和 ξ_{sp} 均逐渐减小; 随着飞行速度的增加, ω_{sp} 逐渐增大, ξ_{sp} 基本不变; 随着燃油的逐渐消耗, 如果无人机重心前移, 则飞机的 C_{ma} 减小, 静稳定性增大, 因此自然频率 ω_{sp} 增大, 阻尼比 ξ_{sp} 取决于质量 m 和 C_{ma} 变化的幅度; 如果无人机重心后移, 则飞机的 C_{ma} 增大, 则 ξ_{sp} 增大。纵向模态特征参数随高度、空速、质量变化的关系如表 1 所示。

表 1 特征参数随高度、空速、质量的变化

特征参数	高度增加	速度增加	质量减小 重心前移	质量减小 重心后移
ω_{sp}	减小	增大	增大	减小
ξ_{sp}	减小	不变	不确定	增大

1.2.2 横航向运动特性

无人机的横航向运动包括滚转模态、荷兰滚模态和螺旋模态等 3 种典型的运动状态。其中主要取决于滚转运动, 滚转运动期间, 其它变量变化缓慢, 假设 $\Delta\beta = \dot{\Delta\beta} = \Delta\psi = r = \dot{r} = 0$, 其中 $\Delta\beta$ 为侧滑角变化量, $\dot{\Delta\beta}$ 为侧滑角速度变化量, $\Delta\psi$ 为偏航角变化量, r 为偏航角速度, \dot{r} 为偏航角加速度。同时忽略侧力和偏航力矩方程, 由公式 (2) 可得到滚转模态的近似传递函数为:

$$G_h(s) = \frac{C_{\beta_r}}{\left(\frac{I_x}{QS_w b} s - C_{l\beta} \frac{b}{2v_0} \right)} \quad (13)$$

其中: I_x 为无人机滚转转动惯量, b 为机翼展长, C_{β_r} 为滚转力矩系数对副翼的导数, $C_{l\beta}$ 为滚转力矩系数对滚转角速度的导数。由公式 (13) 可得滚动时间常数 T_L :

$$T_L = \frac{4I_x}{\rho v_0 S_w b^2 C_{l\beta}} \quad (14)$$

由公式 (14) 可以得出 T_L 与 ρv_0 成反比。空气密度 ρ 随

飞行高度的增加逐渐减小,无人机的滚转响应会逐渐变慢,需要调节控制参数减小阻尼以提升无人机的突防机动性能。

2 增益调参控制器的设计

2.1 特征点控制器的设计

2.1.1 俯仰增稳控制器的设计

纵向短周期运动特性的改进方式主要有两种:

- 1) 把俯仰角度 q 反馈到升降舵 δ_e 上;
- 2) 把迎角 α 反馈到升降舵 δ_e 上。

方式 $q \rightarrow \delta_e$ 经过一个积分器作为反馈,除了对动态调节因子产生有利影响外,还直接有利于减小俯仰角速度扰动 q_w 对俯仰角速度的影响。方式 $\alpha \rightarrow \delta_e$ 也可有效的抑制纵向短周期扰动,但迎角传感器价格较为昂贵,测量代价较大,且易受到误差影响。因此为增大无人机纵向短周期运动的阻尼,俯仰角控制内回路采用俯仰角速率 q 反馈,使短周期阻尼满足一级飞行品质要求。外回路采用比例控制,使俯仰角能够快速跟踪参考输入。俯仰角控制结构框图如图 1 所示。

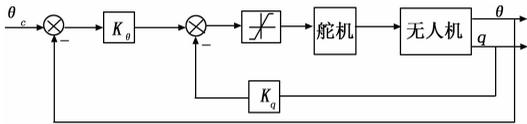


图 1 俯仰角增稳控制回路框图

由图 1 可得到俯仰角控制律为:

$$\Delta\delta_e = K_\theta(\theta_c - \theta) - K_q q \quad (15)$$

K_θ 为俯仰角比例系数, K_q 俯仰角阻尼系数, $\Delta\delta_e$ 为升降舵舵偏。

2.1.2 滚转增稳控制器的设计

副翼是无人机滚转控制的唯一操纵面,在改善滚转运动特性的同时,为了抑制螺旋模态和滚转模态,采用滚转角到副翼的姿态反馈 ($\varphi \rightarrow \delta_a$) 和滚转角速率到副翼的阻尼反馈 ($p \rightarrow \delta_a$) 相结合的方案,当滚转角 φ 和滚转角速率 p 同时反馈到副翼上时,可使螺旋模态根和滚转模态根都向左移动,并且对荷兰滚振动极点的影响也比较小,利于横向增稳系统的设计。滚转角控制结构设计框图如图 2 所示。

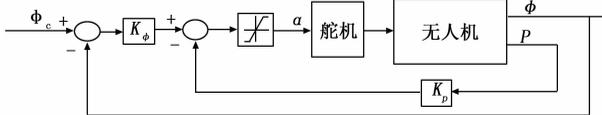


图 2 滚转角增稳控制回路框图

由图 2 可得到滚转角控制律为:

$$\Delta\delta_a = K_\varphi(\varphi_c - \varphi) - K_p p \quad (16)$$

其中: K_φ 为滚转角比例系数, K_p 为滚转角阻尼系数, $\Delta\delta_a$ 为副翼舵偏。

2.1.3 舵回路设计

舵回路是增稳回路的重要组成部分,舵机的扭矩和带宽性能应与无人机的动态性能指标相匹配。为满足中型无

人机轻量化、大铰链力矩使用要求,舵回路采用驱动控制电路和电机集成一体化的旋转式无刷电动舵机。电动舵机主要由电机、减速器、角位置传感器、控制电路板、接插件、壳体 and 摇臂组成,如图 3 所示。

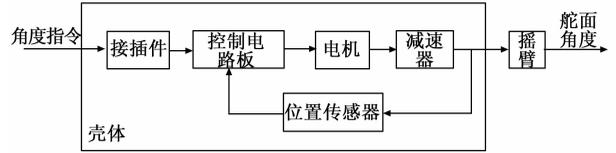


图 3 舵回路组成

由图 3 可得舵回路的简化结构如图 4 所示。其中, K_A 为放大器的增益, $\frac{K_M}{S}$ 为电机及减速箱的近似传递函数, K_{bf} 为电位计角度反馈系数, θ_u 为增稳回路解算的控制指令, θ_δ 为舵面控制指令, $-1/K_i$ 为舵机摇臂和传动机构的简化传递函数。

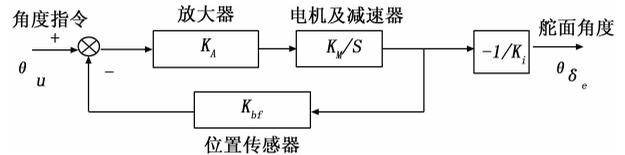


图 4 舵回路简化结构框图

由图 4 可得舵回路的传递函数为:

$$G_0(s) = \frac{-K_\delta}{T_\delta s + 1} \quad (17)$$

其中: 舵回路的静态增益 $K_\delta = 1/K_i K_{bf}$, 时间常数 $T_\delta = 1/K_A K_M K_{bf}$ 。

参照相关文献[14-16],舵回路的带宽应不小于无人机纵向和横向的短周期自然频率 ω_p 的 3~5 倍。通常舵机的带宽 ω_c 可通过带载试验测定,因此可得到舵机的时间常数 T_δ 。为了便于测量和舵面标定,传动比 K_i 通常取 1,角度反馈采用电位计实现,反馈系数 K_{bf} 取 1,因此静态增益 K_δ 为 1。由此可求得舵回路的传递函数。

2.2 增益调参调度表的设计

2.2.1 典型工况选取

本文所研究的样例无人机的飞行高度为 0~7000 m,飞行速度为 35~53 m/s,质量变化范围为 520~750 kg。飞行包线及典型工况的选取如图 5 所示,在飞行包线内以每升高 1000 m 作为一个高度层,在每个高度层上结合无人机的典型质量、最小飞行速度和最大飞行速度进行配平并建立数学模型,从而设计特征点控制器。

2.2.2 特征点控制参数设计准则

为提高全局调参控制器的准确性,特征点控制参数设计时在各平衡点处应尽可能具有较好的鲁棒性。结合经典控制理论[17]和工程实践,得出特征点控制参数设计准则如下:

- 1) 提高阻尼回路的阻尼比 ξ_{sp} 至 0.76 左右,改善无人机的动态特性;

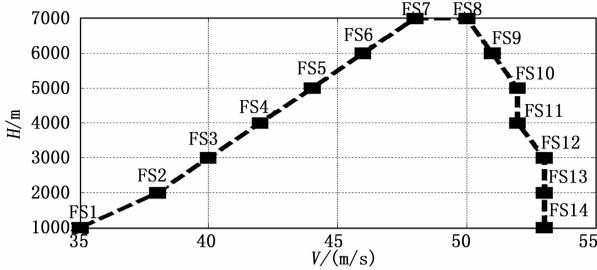


图 5 典型工况选取

到系统全包线的调参控制器。Matlab 中的 `sftool(X,Y,Z,W)` 函数提供了一个快速有效的多参数拟合方法, 其中 X, Y, W 为参与拟合的变量, Z 为拟合变量, 实现方法如下:

- 1) 将各个特征点的空速值、高度值、质量值分别组成空速矢量 V, H, M ;
- 2) 将各个特征点的比例系数值、阻尼系数值组成比例系数矢量 K_p 、阻尼系数矢量 K_d ;
- 3) 分别组成 `sftool(V,H,Kp,M)` 和 `sftool(V,H,Kd,M)` 采用多项式拟合方式进行拟合。

由此可分别得到比例系数 K_p 、阻尼系数 K_d 与空速、高度及质量的关系:

$$K_p = -18.55 + 0.9926v - 1.028 \times 10^{-3}h - 0.01176v^2 + 2.007 \times 10^{-5}vh \quad (19)$$

$$K_d = 0.4288 - 0.0161v + 8.274 \times 10^{-5}h - 3.3317 \times 10^{-4}v^2 - 8.178 \times 10^{-7}vh \quad (20)$$

由式 (19)、(20) 可以看出, 对于样例无人机, 控制参数主要随飞行速度和飞行高度波动, 质量的变化主要是通过改变飞机的纵向静稳定性而影响飞行品质, 由于燃油、外挂武器等通常位于无人机重心位置处, 质量的大幅度变化对重心位置的改变较小, 因此质量变化对控制参数的波动影响较小。

2.4 仿真实验及结果分析

根据设计的全局调参控制器, 在典型的高度层上取特征点进行验证, 特征点选取及频域控制性能如表 3 所示。由表 3 可以看出, 拟合的控制参数能够保证无人机纵向在全包线范围内具有一级飞行品质, 短周期阻尼比 ξ_{sp} 在 ± 0.2 以内波动, 有利于无人机在不同的高度和速度下执行侦察和打击任务, 一定程度上提升了无人机的使用性能。

表 3 特征点验证及频域控制性能

特征点 (V, H, m)	比例系数 K_p	阻尼系数 K_d	阻尼比 ξ_{sp}	自然频率 ω_{sp}
(37, 1500, 730)	1.65	0.65	0.7468	4.8204
(39, 2500, 710)	1.66	0.68	0.7608	4.9025
(41, 3500, 700)	1.66	0.70	0.7651	4.9207
(43, 4500, 695)	1.65	0.72	0.7672	4.9006
(45, 5500, 690)	1.62	0.73	0.7606	4.8132
(46, 6500, 685)	1.54	0.76	0.7476	4.7690

2) 降低系统的频率 ω_{sp} , 使其稳定在 6.28 左右, 满足一级飞行品质使用要求;

3) 稳定回路幅值裕度大于 6 dB, 相位裕度大于 30° 。

2.2.3 特征点控制参数及响应

本文以纵向俯仰角控制为例研究增益调参控制器的效果, 横航向全局控制器的设计方法类似, 在此不再赘述。根据吹风数据, 可得无人机升降舵在极限工况下的铰链力矩为 $12.8 \text{ N} \cdot \text{m}$, 纵向短周期固有频率为 1 Hz, 考虑结构安装要求, 舵回路采用两台额定扭矩为 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的电动舵机, 满载频响为 5 Hz, 根据公式 (17) 可得舵回路的传递函数为:

$$G_0(s) = \frac{-1}{0.032s + 1} \quad (18)$$

结合无人机在各个典型工作点处的纵向短周期传递函数, 可得典型工作点处的纵向控制参数及响应如表 2 所示, 特征点 (V, H, m) 中 V 为空速 (m/s), H 为海拔高度 (m), m 为无人机的质量 (kg)。从表中可以看出, 特征点处闭环系统的阻尼比在全包线范围内维持在 0.76 左右, 自然频率在 $4 \sim 7 \text{ rad/s}$ 之间, 按照 GJB185-86 对飞行品质的规定, 系统满足一级飞行品质标准。

表 2 典型工作及纵向控制参数

特征点 (V, H, m)	比例系数 K_p	阻尼系数 K_d	阻尼比 ξ_{sp}	自然频率 ω_{sp}
(35, 1000, 750)	1.5	0.65	0.7617	4.3903
(38, 2000, 720)	1.6	0.66	0.7600	4.8160
(40, 3000, 700)	1.6	0.68	0.7643	4.8649
(42, 4000, 700)	1.6	0.7	0.7606	4.8593
(44, 5000, 690)	1.7	0.74	0.7668	4.9260
(46, 6000, 690)	1.7	0.76	0.7616	4.8576
(46, 7000, 680)	1.4	0.77	0.7650	4.2886
(50, 7000, 600)	1.4	0.69	0.7650	4.8246
(51, 6000, 590)	1.7	0.7	0.7607	6.2554
(52, 5000, 580)	1.2	0.53	0.7695	5.6290
(52, 4000, 580)	1.2	0.5	0.7668	6.4550
(53, 3000, 570)	1.1	0.44	0.7698	6.9200
(53, 2000, 560)	1.1	0.44	0.7655	6.8385
(53, 1000, 550)	1.1	0.42	0.7681	7.2888

2.3 全局调参控制器的设计

利用各特征点的控制参数, 采用参数拟合的方法可得

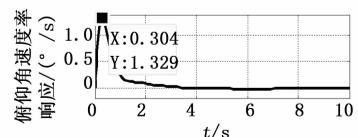


图 6 俯仰角速率阶跃响应

在任意特征点 (41, 3500, 700) 处的俯仰角速率、俯仰角阶跃响应及舵偏如图 6、图 7、图 8 所示。从图中可以看出俯仰角能够快速平稳无超调的跟踪俯仰角控制指令,

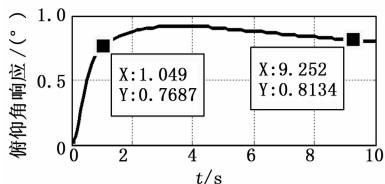


图 7 俯仰角阶跃响应

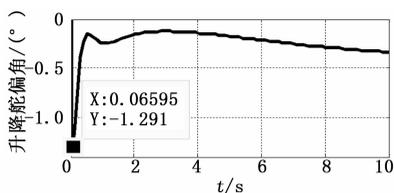


图 8 升降舵响应

由于采用 PD 控制, 稳态时存在一定的静差, 静差的存在一定程度上减小了无人机定俯仰角爬升或下滑时因俯仰角超调而导致失速的风险, 提高了飞行的安全性。

3 结束语

本文结合某中空长航时无人机的大包线、多任务剖面的应用需求和飞行特点, 研究了无人机空速、高度、质量大范围变化对纵向和横向飞行品质的影响, 利用 PID 变增益调参的方法, 设计了全局变增益调参控制器, 使无人机在全包线范围内具有一级飞行品质, 在一定程度上改善了无人机的使用性能。设计过程和仿真结果表明, 该方法对于飞行包线不是太大、飞行状态无急剧变化的中高空无人机实用有效, 特征点建模和控制参数设计计算工作量尚可接受, 通过多项式拟合得到的全局调参控制器也能保证整个系统在全包线、大尺度参数变化下具有良好的性能。但对于 1 万米以上、高速飞行的无人机 (如高速靶机等) 具有一定的局限性, 后续将针对如何结合现代鲁棒变增益控制思想减小特征点模态的选取作深入的研究, 扩展算法的应用领域。

(上接第 71 页)

飞行控制技术还涉及到很多方面, 除了本文研究的姿态控制和轨迹控制问题, 还有对四旋翼无人机自主飞行和避障等方面的研究。关于四旋翼无人机的研究涉及到很多学科领域的技术和理论, 今后还仍然有很多工作要完成, 我们要为四旋翼无人机完成复杂的任务开展进一步研究。

参考文献:

- [1] 李博, 李小民, 杨森. 美国四旋翼无人机研究现状与关键技术 [J]. 飞航导弹, 2018 (2): 25-30.
- [2] 岳基隆, 张庆杰, 朱华勇. 微小型四旋翼无人机研究进展及关键技术浅析 [J]. 电光与控制, 2010, 17 (10): 46-52.
- [3] 潘春荣, 许化. 基于 STM32 的 X 型四旋翼无人机设计 [J]. 工程设计学报, 2017, 24 (2): 196-202, 210.
- [4] 郭晓鸿. 微型四旋翼无人机控制系统设计与实现 [D]. 南京:

参考文献:

- [1] 李文强. LPV 系统鲁棒变增益控制研究及其应用 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- [2] 邵朋院. 大尺度变参数无人机鲁棒变增益控制方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- [3] 张雪, 岳丽敏, 梁晓庚. 高超音速飞行器鲁棒控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2016, 24 (5): 77-80.
- [4] 葛东明. 临近空间高超声速飞行器鲁棒变增益控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [5] 武晓光, 刘林. 基于线性变参模型的大包线飞行控制系统设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26 (1): 353-356.
- [6] 中国科学技术协会, 中国自动化协会. 控制科学与工程学科发展报告 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008.
- [7] Biannic J M, Apkarian P. Missile autopilot design via a modified LPV synthesis technique [J]. Aerospace Science and Technique. 1999. 153-160.
- [8] 杨兴廷. 无人机增益调参飞行控制律设计 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2013.
- [9] 熊治国, 董新民. 程序调参飞行控制律的研究与展望 [J]. 飞行力学, 2003, 21 (4): 9-13.
- [10] 王波. 无人机俯仰角增益调参控制律设计 [J]. 电子测试, 2014, 17: 24-26.
- [11] Khalil H K. 非线性系统 [M]. 朱义胜, 董辉, 李作洲, 译. 北京: 电子工业出版社, 2005.
- [12] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [13] 何敏, 余长贵. 基于操稳特性的飞行器包线划分方法 [J]. 电光与控制, 2018, 25 (5): 88-91.
- [14] 章家保. 电动舵机的参数平衡设计 [J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33 (5): 29-33.
- [15] 闵荣, 王永军, 王俊彪, 等. 电动舵机快速设计技术研究 [J]. 航空制造技术, 2011, 7: 72-75.
- [16] 张明廉. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空学院; 南京: 南京航空学院, 1984.
- [17] 胡寿松. 自动控制原理 [M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [5] Michael N, Mellinger D, Lindsey Q, et al. The GRASP multiple micro-UAV testbed [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2010, 17 (3): 56-65.
- [6] Gillula J H, Huang H M, Michael P, et al. Design and analysis of Hybrid systems with applications to robotic aerial vehicles [J]. RoboticsResearch, 2011, 70: 139-149.
- [7] 刘伟. 四旋翼无人飞行器设计与实验研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
- [8] 周德新, 马腾达. 四旋翼无人机飞控系统仿真平台研究 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (2): 424-426.
- [9] 臧皖晋. 基于 FlightGear 的四旋翼无人机半实物仿真系统 [J]. 工业控制计算机, 2016, 29 (8): 12-14.
- [10] 姚元鹏. 四旋翼直升机控制问题研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.