

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.02.018

## 基于参考观测器的无人直升机航迹跟踪控制

张瑾, 袁锁中

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 为实现无人直升机在工程应用中的精确航迹跟踪控制, 从工程应用的角度提出基于参考观测器的航迹跟踪控制方法。根据航迹指令, 通过参考观测器实时估算出无人直升机期望跟踪的状态量与控制量, 作为航迹跟踪控制器的参考输入, 再利用全状态反馈控制, 操纵直升机跟踪期望的航迹, 并以某型直升机为控制对象, 在典型机动下进行航迹跟踪控制仿真验证。结果表明, 该系统具有良好的航迹跟踪性能, 且算法简单, 易于实现。

**关键词:** 无人直升机; 航迹跟踪控制; 观测器; 最优控制

**中图分类号:** V279; TP273 **文献标志码:** A

## Trajectory Tracking Control of Unmanned Helicopter Based on Reference Observer

Zhang Jin, Yuan Suozhong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A reference observer-based tracking control system is designed to achieve accurate trajectory tracking control in engineering application for an unmanned helicopter. According to the desired flight path, a real-time reference observer is developed to estimate the desired states and feed-forward control signals as the inputs of the tracking controller. Then the controller uses full-state feedback control method to realize trajectory tracking. A certain unmanned helicopter is chosen as the control plant, and the flight simulation is carried out in the typical maneuver of the helicopter. Simulation result shows the satisfactory performance of the system and the control approach is easy to be implemented in engineering for its simple algorithm.

**Keywords:** unmanned helicopter; trajectory tracking; observer; optimal control

### 0 引言

无人直升机是指装备有传感器、机载计算机、传动系统、通讯设备, 能在一定范围内自主飞行并完成一定任务的旋翼式飞行器。相对于固定翼飞机, 无人直升机可垂直起降、悬停、朝任意方向飞行, 机动灵活; 相对于有人直升机, 无人直升机具有无人人员伤亡、体积小、造价低等优点。

自主飞行与航迹跟踪是无人直升机关键技术之一。多年来, 飞控界的学者和科研人员提出了各种控制策略, 有些已经在工程中得以应用。传统的增益调参方法<sup>[1]</sup>不能处理模型不确定的情况。非线性动态逆控制<sup>[2-4]</sup>理论已较为成熟, 并得到较多的应用, 但控制器阶次高, 可能会产生控制饱和及不稳定的动态零点, 只适用于最小相位或相似最小相位系统。对  $H_\infty$  控制和  $\mu$  综合法的研究也比较多<sup>[5-7]</sup>,  $H_\infty$  控制的优势在于能够克服参数不确定性和干扰影响,  $\mu$  综合法则进一步克服了  $H_\infty$  控制对结构不确定性系统设计保守性的缺点, 但这些理论并不易于工程实现。故从工程应用的角度出发, 提出基于参考观测器的航迹跟踪控制方法, 利用参考观测器实时估算出无人直升机期望跟踪的状态量与控制

量, 再通过全状态反馈控制, 实现航迹跟踪控制。与以往的研究相比, 本控制方法具有两级跟踪控制结构, 跟踪速度快; 考虑各轴向间的耦合, 有利于改善控制器性能; 算法简单, 易于在工程中实现。

### 1 航迹跟踪控制系统总体结构

如图 1, 控制系统由参考观测器和航迹跟踪控制器组成。

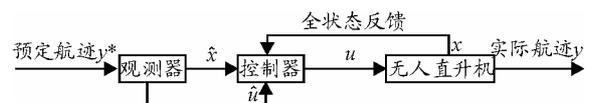


图 1 无人直升机航迹跟踪控制系统结构图

系统中, 无人直升机的线性模型表示为:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $x = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x_e, y_e, z_e]$  为无人直升机的状态量,  $u, v, w$  为机体轴的速度,  $p, q, r$  为机体轴角速率,  $\phi, \theta, \psi$  为姿态角,  $x_e, y_e, z_e$  为地面坐标轴系下的空间位置变化。  $u = [\delta_{col} \quad \delta_{lat} \quad \delta_{lon} \quad \delta_{ped}]$  为无人直升机的控制输入, 分别表示总距、横向周期变距、纵向周期变距、尾桨距。  $y = [x_e \quad y_e \quad z_e \quad \psi]$  为无人直升机的航迹跟踪控制的输出。

收稿日期: 2010-08-31; 修回日期: 2010-11-01

作者简介: 张瑾 (1985—), 女, 江苏人, 硕士研究生, 从事飞行控制与仿真的研究。

### 2 参考观测器设计

假定预定航迹为  $y^*$ , 则存在期望的状态量  $x^*$  和期望控制量  $u^*$ , 满足:

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

定义向量

$$X^* = [x^* \quad u^{*T}]^T \quad (3)$$

对式 (3) 求导, 可得

$$\begin{cases} \dot{X}^* = A_o X^* + B_o \dot{u}^* \\ y^* = C_o X^* \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $A_o = \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ ,  $B_o = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}$ ,  $C_o = [C \quad 0]$ ,  $0$  为空矩阵,  $I$  为单位矩阵。

所设计的观测器的结构图如图 2, 数学表达式为:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}} = A_o \hat{X} + L C_o (X^* - \hat{X}) \\ \hat{y} = C_o \hat{X} \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $\hat{X} = [\hat{x} \quad \hat{u}]^T$ ,  $\hat{x}$  为期望状态量的估计值;  $\hat{u}$  为期望控制量的估计值;  $L$  为观测器的增益, 且  $L = [L_1 \quad L_2]^T$ 。

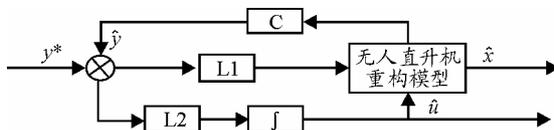


图 2 观测器结构图

接下来, 定义期望值和估计值之间的差值为观测误差  $e$ , 即:

$$e = X^* - \hat{X} \quad (6)$$

对式 (6) 求导, 并将式 (4) 和式 (5) 代入, 可得:

$$\dot{e} = (A_o - LC_o)e + B_o \dot{u}^* \quad (7)$$

经检验  $(C_o, A_o)$  可观, 依据线性二次型最优控制理论, 设计观测器增益  $L$ 。

$$L = P_o C_o^T R_o^{-1} \quad (8)$$

其中,  $P_o$  是 Riccati 微分方程

$$PA_o^T + A_o P - PC_o^T R_o^{-1} C_o P + Q_o = 0 \quad (9)$$

的一个正定解。式中  $Q_o \geq 0, R_o \geq 0$ 。

由式 (8)、式 (9) 求得的观测增益  $L$  能够任意配置  $(A_o - LC_o)$  的特征根, 使式 (7) 表示的误差系统稳定并收敛。

### 3 航迹跟踪控制器设计

航迹跟踪控制的最终目的是使无人直升机以足够的准确度保持或跟踪预定的飞行航迹。若直升机偏离预定航迹, 航迹跟踪控制器将根据偏差, 以一定的控制规律, 使直升机以要求的准确度回到预定的航迹。

定义实际状态量和期望状态量之间的误差为:

$$\tilde{x} = x - x^* \quad (10)$$

实际控制量和期望控制量之间的误差为:

$$\tilde{u} = u - u^* \quad (11)$$

对式 (10) 求导, 代入式 (1)、式 (2), 可得

$$\dot{\tilde{x}} = A\tilde{x} + B\tilde{u} \quad (12)$$

为提高系统的稳态跟踪精度, 引入输出量的积分信号, 令:

$$\dot{z} = y - y^* = C(x - x^*) = C\tilde{x} \quad (13)$$

取增广状态量

$$X = [z \quad \tilde{x}]^T \quad (14)$$

对式 (14) 求导, 则增广系统方程可表示成:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\tilde{x}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C \\ 0 & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ \tilde{x} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B \end{bmatrix} \tilde{u} = A_c X + B_c \tilde{u} \quad (15)$$

依据线性二次型最优控制律:

$$\tilde{u} = -KX \quad (16)$$

设计反馈增益  $K$ ,  $K = [K_i \quad K_p]$ 。  $(A_c, B_c)$  可控, 则反馈增益  $K$  为:

$$K = R_c^{-1} B_c^T P_c \quad (17)$$

$P_c$  是 Riccati 方程

$$PA_c + A_c^T P - PB_c R_c^{-1} B_c^T P + Q_c = 0 \quad (18)$$

的一个正定解。式中  $Q_c \geq 0, R_c \geq 0$ 。

反馈增益  $K$  决定了  $(A_c - B_c K)$  的极点, 因而决定了跟踪误差的衰减速度, 由式 (17)、式 (18) 求得的反馈增益  $K$ , 可以使跟踪误差迅速消失。

在系统中, 参考观测器估算出的状态量  $\hat{x}$  和控制量  $\hat{u}$  替代期望值作为控制器的输入, 采用全状态反馈控制, 使直升机跟踪  $\hat{x}$  和  $\hat{u}$ , 控制器的结构图如图 3。

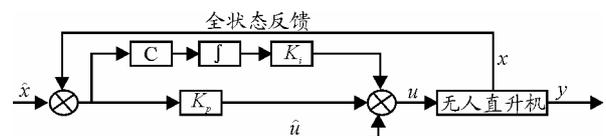


图 3 航迹跟踪控制器结构图

### 4 观测器和控制器组合使用

根据式 (10)、式 (11)、式 (14) 和式 (16) 可改写成:

$$u = \hat{u}^* - K_i z + K_p \hat{x}^* - K_p x \tag{19}$$

用估计值  $\hat{x}$  和  $\hat{u}$  替代式 (19) 中的期望值, 得

$$u = \hat{u} - K_i \hat{z} + K_p \hat{x} - K_p x \tag{20}$$

式中,  $\hat{z}$  是  $\dot{\hat{z}} = C(x - \hat{x})$  的积分。

将式 (20)、式 (11) 代入式 (15), 可得

$$\dot{X} = A_c X + B_c (\hat{u} - K_i \hat{z} + K_p \hat{x} - K_p x - u^*) \tag{21}$$

对式 (21) 进行变换, 可化为:

$$\dot{X} = (A_c - B_c K) X + \begin{bmatrix} B_c K_p & B_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} - x^* \\ \hat{u} - u^* \end{bmatrix} + B_c K_i (z - \hat{z}) \tag{22}$$

为简化方程, 令  $\varepsilon = z - \hat{z}$ , 则

$$\dot{\varepsilon} = [-C \ 0] \cdot e \tag{23}$$

联立式 (7)、式 (22) 和式 (23), 得到如下状态方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{e} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_c - B_c K & -[B_c K_p \ B_c] & B_c K_i \\ 0 & A_0 - LC_0 & 0 \\ 0 & [-C \ 0] & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ e \\ \varepsilon \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B_c \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \dot{u}^* \tag{24}$$

由式 (24) 可以看出, 观测器误差方程是独立的, 与跟踪误差无关, 可以分别对控制器阵  $K$  和观测器增益  $L$  进行设计。组合系统的特征值由  $(A_c - B_c K)$  和  $(A_0 - LC_0)$  的特征值组成, 组合系统各部分的性能和稳定性也会保持。在输入  $\dot{u}^*$  有界的情况下, 通过适当选择  $K$  和  $L$ , 可以保证系统稳定, 观测误差和跟踪误差可以保持得非常小。

### 5 仿真结果

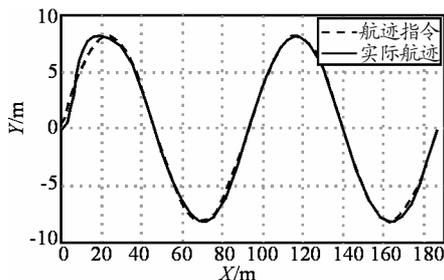


图 4 蛇形机动的水平平面运动轨迹仿真曲线

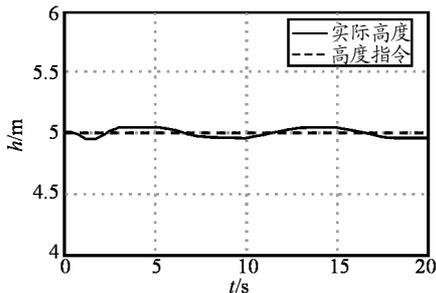


图 5 蛇形机动高度仿真曲线

以某型无人直升机 10 m/s 下的蛇行机动为例, 验证航迹跟踪控制系统的性能。蛇行机动是一个典型、实用的机动动作。在贴地飞行中, 直升机为了避开前进方向上的一系列障碍物(如树木、楼房等), 或空中格斗中为了摆脱敌方的攻击, 做出连续左、右转弯, 类似于蛇前进的机动动作。仿真结果如图 4、图 5、图 6。仿真表明, 无人直升机能够跟踪航迹指令, 效果良好。

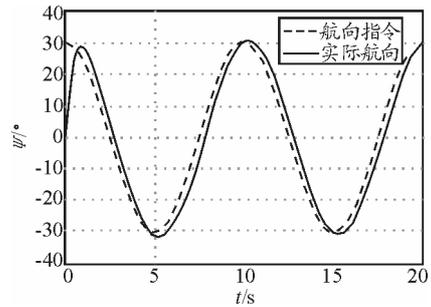


图 6 蛇形机动航向跟踪仿真曲线

### 6 结论

仿真结果表明, 该跟踪控制系统能较好地跟踪期望航迹, 具有良好的跟踪精度, 且算法简单, 易于工程实现。下一步, 将进行硬件在环仿真, 加入各种传感器信号, 使仿真结果更接近于实际的飞行状态, 使系统的性能更完善、运行更可靠。

### 参考文献:

- [1] Snell S A, Enns D F, and Garrard W L. Nonlinear Control of a Supermaneuverable Aircraft[R]. AIAA 89-3486-cp, 1989.
- [2] Snell S A, Enns D F, and Garrard W L. Nonlinear inversion flight control for a super- maneuverable aircraft[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(4): 976-984.
- [3] Reiner J, Balas G J, and Garrard W L. Flight Control design using robust dynamic inversion and time-scale separation[J]. Automatic, 1996, 32(11): 1493-1540.
- [4] Snell S, and Stout P. Robust longitudinal control design using dynamic inversion and quantitative feedback theory[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(5): 933-940.
- [5] Shim H, Koo T, Hoffmann F, and Sastry S. A comprehensive study of control design for an autonomous helicopter[C]. USA: Proc of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Florida, 1998: 3653-3658.
- [6] Dudgeon G and Gribble J. Helicopter attitude command attitude hold using individual channel analysis and design[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(5): 962-971.
- [7] Yang C D, Liu W H. Nonlinear  $H_\infty$  Decoupling Control for Hovering Helicopter[C]// Proc of the American Control Conf. Anchorage, 2002: 4353-4358.

[8] Marcel Bergerman, Omead Amidi, James Ryan Miller, Nicholas Vallidis, and Todd Dudek. Cascade Position and Heading Control of a Robotic Helicopter[C]. USA: Proc of the 2007 IEEE/ RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Diego, CA, 2007: 135-140.

[9] Michael Trentini, Jeff K. Pieper. Model-Following Control of a Helicopter in Hover[C]. Proc of the 1995 IEEE International Conference on Control Applications, Dearborn, September, 1996: 7-12.

[10] Bilal Ahmed, Hemanshu R. Pota, and Matt Garratt. Flight Control of a Rotary wing UAV-A Practical Approach[C]. Proc of the 47th IEEE Conference on Decision and Control, Cancun, Mexico, 2008: 5042-5047.

[11] 于志, 赵佳, 申功璋. 基于鲁棒观测器结构的直升机

飞控系统设计[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(8): 1776-1779.

[12] Johnson E N, and Kannan S K. Adaptive trajectory control for autonomous helicopters[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(3): 524-538.

[13] Mettler B, Tischler M B, and Kanade T. Attitude control optimization for a small-scale unmanned helicopter[R]. Washington, D.C.: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2000.

[14] Hess R A, Gao C, and Wang S H. Generalized technique for inverse simulation applied to aircraft maneuvers[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1991, 14(5): 920-926.

[15] 祁飞, 刘成国. 无人机航迹跟踪控制与仿真[J]. 计算机仿真, 2006, 23(11): 75-78.

\*\*\*\*\*

(上接第 48 页)

实验中用  $d = (11011001)_2$  作为单片机中 RSA 加密算法的私钥, 并采集相应的功耗轨迹等待进一步的划分。每次都猜测密钥位  $d'_i$  为 1, 中间值就可以选取每轮循环中完成乘法操作后的  $A$  (即算法 1 中的  $A \leftarrow A \cdot m \bmod n$ )。之所以选  $A$  为进行划分的中间值, 是因为  $A$  的值既与密钥相关, 又与明文相关, 它的汉明重量最有可能与功耗存在一定的关系。

图 1 是猜测密钥第一位  $d'_1 = 1$  时, 经过仿真分组, 再利用 Matlab 7.0 进行计算后得到的差分功耗轨迹图。从图 1 中可以看出在  $d'_1 = 1$  所在的区域里出现了一个很明显的尖峰, 这就说明猜测密钥第一位  $d'_1 = 1$  是正确的  $d'_2 = 1$ 。

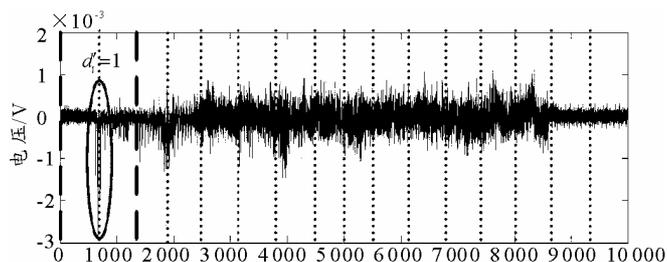


图 1 ZEMD 算法第一位实验结果

图 2 是猜测密钥第二位  $d'_2 = 1$  时, 经过仿真分组, 再利用 Matlab 7.0 进行计算后得到的差分功耗轨迹图。图 2 中可以看出: 在  $d'_2 = 1$  所在的区域里没有出现明显的尖峰。但事实上  $d'_2$  的猜测与输入的未知密钥是一致的, 却没有获得预期的实验结果。通过分析发现是由于明文的随机输入, 使得模乘运算的时间消耗会有所不同, 导致功耗轨迹无法对齐, 最终导致实验结果无法达到预期效果。由于第一位

猜测受到功耗轨迹无法对齐的影响很小, 所以第一位猜测的实验结果比较理想。

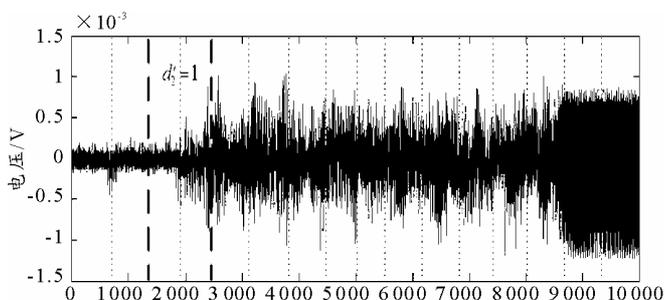


图 2 ZEMD 算法第二位实验结果

### 5 结论

针对单片机实现的 RSA 加密算法的 ZEMD 攻击实验在第一位的结果证明, 在功耗轨迹能够对齐时, 该攻击方法的可行性。而由于 FPGA 自身的运算特点, 在 FPGA 上实现的 RSA 加密算法, 不会出现单片机上类似的无法对齐的现象, 因此, ZEMD 攻击算法是能取得很好的攻击效果的。但该实验在第二位以后存在失效现象, 下一步将进行重点研究。

### 参考文献:

[1] P. Kocher, J. Jaffe, and B. Jun. Differential power analysis[C]// In: M. Wiener, editor. Advances in Cryptology: Proceedings of CRYPTO'99. Volume 1666 in Lecture Notes in Computer Science, Santa Barbara, CA, USA: Springer-Verlag, 1999: 388-397.

[2] 韩军, 曾晓洋, 汤庭鳌. RSA 密码算法的功耗轨迹分析及其防御措施[J]. 计算机学报, 2006, 29(4): 590-596.

[3] T. S. Messerges, E. A. Dabbish, R. H. Sloan. Investigations of power analysis attacks on smartcards. Proc. USENIX Workshop on Smartcard Technology, 1999.

[4] D. E. Kunch. Seminumerical Algorithm. In the Art of Computer Programming, Vol. 2, Addison-Wesley, 1981.