

## 直升机强跟踪自适应变稳控制器设计

盛守照, 朱彦菘, 魏春燕, 蒋晓亮

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 变稳控制是直升机飞行模拟的关键技术之一, 气动参数的不确定性是其设计的困难所在. 对此, 提出了利用双目标直升机模型构造原型直升机的强跟踪自适应变稳控制器, 它将强跟踪的反馈补偿机构和自适应控制参数设计相分离, 简化了控制设计, 同时实现了提高自适应参数修正过程的系统稳定裕度和显著降低跟踪误差的目的. 仿真实验结果验证了所提出方法的有效性和可行性.

**关键词:** 变稳飞行控制; 自适应控制; 强跟踪; 双模型; 直升机

**中图分类号:** TP391.9

**文献标志码:** A

## Strong tracking adaptive controller design for variable stability helicopter

SHENG Shou-zhao, ZHU Yan-song, WEI Chun-yan, JIANG Xiao-liang

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China. Correspondent: SHENG Shou-zhao, E-mail: shengsz@nuaa.edu.cn)

**Abstract:** Variable stability flight control is one of the key techniques in helicopter flight simulation. Main difficulties in variable stability flight controller design are attributable to aerodynamic parameter uncertainties. A strong tracking adaptive controller with double target helicopter models is presented for variable stability helicopter, which has significant advantages of separating strong tracking feedback compensation facility from parameters design of adaptive control, and the system stability margin is improved in process of adjustable parameter correction and tracking error is reduced remarkably. Simulation results show the effectiveness and feasibility of the proposed method.

**Key words:** variable stability flight control; adaptive control; strong tracking; dual-model; helicopter

### 0 引言

直升机变稳又称空中飞行模拟, 是利用控制技术将原型直升机改变为与所需模拟直升机具有相同的操稳特性, 这样驾驶员便可通过实际飞行来评价所需研究直升机的飞行品质. 变稳直升机具有较真实的运动反馈和心理环境, 它是地面飞行模拟和实际直升机试飞之间的理想过渡.

相对于各国对变稳飞机的研制和应用, 变稳直升机的研究较少, 目前已知的有美国 CH-46C, 加拿大 Bell 205A、412, 德国 BO-105、BK117, 俄罗斯米-6 等变稳直升机<sup>[1-3]</sup>. 我国对变稳直升机的控制技术研究尚未起步. 直升机的气动参数具有不确定性, 采用经典控制设计变稳控制器客观上需要根据飞行状态实时调整控制参数, 因此确定合适的调参规律是变稳控制器设计的困难和复杂所在. Ian 等<sup>[4]</sup>、Gubbels 等<sup>[5]</sup>

和 McVicar 等<sup>[6]</sup>采用鲁棒控制器初步实现了直升机变稳飞行试验, 但这些学者过多关注了控制的鲁棒性而并未达到预期操纵品质. Clarke 等<sup>[7]</sup>、Srinathkumar<sup>[8-9]</sup>采用特征根配置方法获得了期望的姿态响应特性并用于模拟设定的操纵品质, 但由于气动参数的未知性使得设计与应用困难, 而且未考虑直升机通道间的耦合影响. Lee 等<sup>[10]</sup>利用神经网络以及 Bagnell 等<sup>[11]</sup>、Andrew 等<sup>[12]</sup>利用强化学习研究直升机控制问题, 针对给定飞行模式获得了良好的飞行品质, 但不能保证控制的初始性能.

本文提出一种利用双目标直升机模型构造原型直升机的强跟踪自适应变稳控制器设计方法. 该方法简单可行, 既能提高参数修正过程的系统稳定裕度, 又能降低跟踪误差, 显著提高飞行模拟品质, 可大幅度减少试飞次数, 缩短研制周期和经费.

收稿日期: 2012-08-21; 修回日期: 2013-04-15.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61374188); 航空科学基金项目(20101352015); 南京航空航天大学基本科研业务费研究基金项目(NS2013032).

作者简介: 盛守照(1977—), 男, 副教授, 博士, 从事先进飞行控制等研究; 朱彦菘(1990—), 男, 硕士生, 从事飞行控制的研究.

## 1 直升机变稳控制问题

设机体坐标系原点  $O$  为重心, 纵轴  $OX$  在机体对称面内, 与机身纵轴一致指向机头为正, 立轴  $OZ$  在机身对称面内, 与桨毂轴平行向下为正, 横轴  $OY$  与  $XOZ$  平面垂直. 假设机身刚体, 旋翼转速恒定, 则在给定平衡点处, 直升机六自由度线性化方程可表示为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U}. \quad (1)$$

其中:  $\mathbf{X} = [u, v, w, \theta, \phi, \psi, q, p, r]^T$  为状态变量;  $\mathbf{U} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_c]^T$  为控制变量;  $u, v, w$  分别为飞行速度在机体轴  $OX, OY, OZ$  上的投影;  $\phi, \theta, \psi$  分别为滚转、俯仰和偏航角;  $q, p, r$  分别为转动角速度在  $OX, OY, OZ$  上的投影;  $\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_c$  分别为纵向周期变距、横向周期变距、尾桨距和总距.

限于篇幅, 不失一般性, 下文以原型直升机悬停时俯仰通道为例进行说明. 将式 (1) 俯仰通道线性化模型表示为

$$\begin{aligned} \dot{q} = & M_u^q u + M_v^q v + M_w^q w + M_\theta^q \theta + M_\phi^q \phi + \\ & M_\psi^q \psi + M_q^q q + M_p^q p + M_r^q r + M_{\delta_e}^q \delta_e + \\ & M_{\delta_a}^q \delta_a + M_{\delta_r}^q \delta_r + M_{\delta_c}^q \delta_c, \end{aligned} \quad (2)$$

其中  $M_\bullet^q$  为气动导数.

考虑到悬停时  $M_\phi^q, M_\psi^q, M_r^q, M_{\delta_c}^q \approx 0$ , 且  $q \approx \dot{\theta}$ , 可将式 (2) 近似改写为

$$\begin{aligned} \theta(s) = & \frac{1}{s^2 - M_q^q s - M_\theta^q} \{ M_{\delta_e}^q \delta_e(s) + \\ & M_u^q u(s) + M_v^q v(s) + M_w^q w(s) + \\ & M_p^q p(s) + M_{\delta_a}^q \delta_a(s) + M_{\delta_r}^q \delta_r(s) \}. \end{aligned} \quad (3)$$

为了表示方便, 下文在式 (3) 的基础上以下标  $m$  分别表示目标直升机模型及相关状态变量、控制变量和气动导数, 相应的俯仰通道模型记为

$$\begin{aligned} \theta_m(s) = & \frac{1}{s^2 - M_{q_m}^q s - M_{\theta_m}^q} \{ M_{\delta_{em}}^q \delta_{em}(s) + \\ & M_{u_m}^q u_m(s) + M_{v_m}^q v_m(s) + \\ & M_{w_m}^q w_m(s) + M_{p_m}^q p_m(s) + \\ & M_{\delta_{am}}^q \delta_{am}(s) + M_{\delta_{rm}}^q \delta_{rm}(s) \}. \end{aligned} \quad (4)$$

直升机变稳控制的核心是: 在相同外部操纵杆量  $\delta_e^c$  作用下, 通过控制使得原型直升机与目标直升机具有相同的姿态响应, 从而实现改变目标直升机模型便能利用原型直升机模拟其飞行性能的目的.

## 2 强跟踪自适应变稳控制器设计

直升机变稳控制本质上是通过对原型直升机具有与目标直升机等效的操纵性能. 图 1 所示为利用两个相同的目标直升机模型构成的强跟踪自适应变稳控制器, 通过包含目标直升机 1 信息的自适应机

构调节  $k_c, k_\theta, k_q$ , 使得俯仰通道输出具有与目标直升机相同的操纵品质; 同时为了体现目标直升机通道的耦合特性, 考虑到原型直升机与目标直升机的动态差异性, 通过调节  $k_\bullet^q$  消除原型直升机自身通道间的耦合影响, 同时引入目标直升机的耦合特性, 即: 通过包含目标直升机 2 信息的反馈补偿机构  $k_\theta^c, k_q^c$  实现原型直升机对目标直升机的强跟踪, 并提高原型直升机控制的稳定裕度.

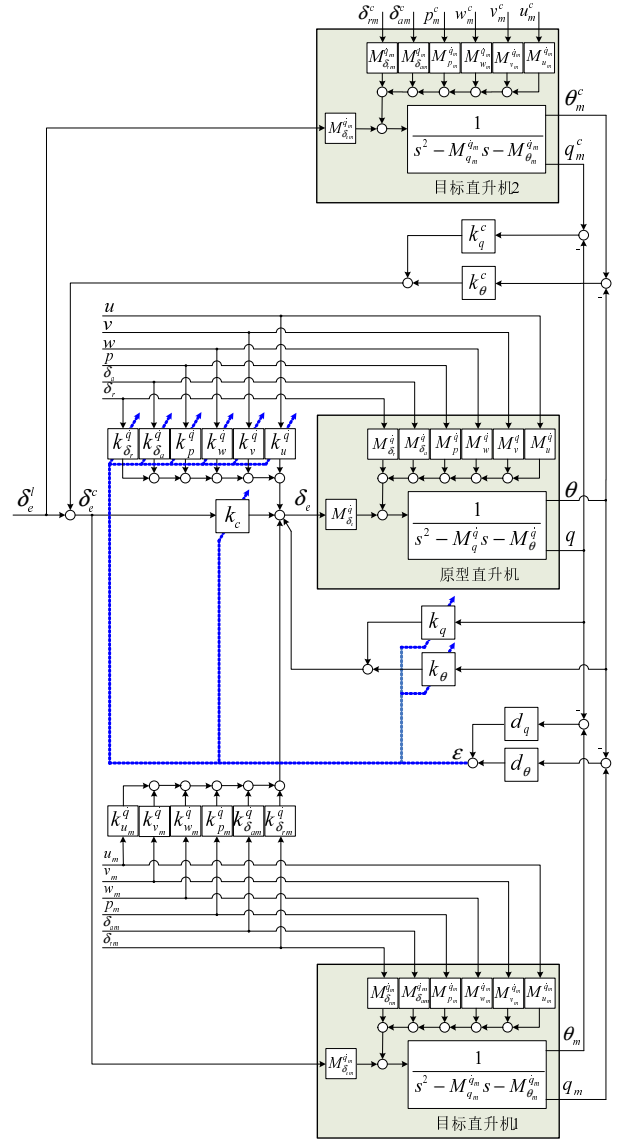


图 1 强跟踪自适应变稳控制器结构

参照图 1, 首先分析原型直升机和目标直升机 1. 记原型直升机的等效耦合输入

$$\begin{aligned} \delta^q = & \frac{1}{k_c} (D_u^q u + k_{u_m}^q u_m + D_v^q v + k_{v_m}^q v_m + \\ & D_w^q w + k_{w_m}^q w_m + D_p^q p + k_{p_m}^q p_m + \\ & D_{\delta_a}^q \delta_a + k_{\delta_{am}}^q \delta_{am} + D_{\delta_r}^q \delta_r + k_{\delta_{rm}}^q \delta_{rm}), \end{aligned} \quad (5)$$

其中  $D_\bullet^q = k_\bullet^q + \frac{M_\bullet^q}{M_{\delta_e}^q}$ . 于是式 (3) 可改写为

$$\theta(s) = G_p(s) \{ \delta_e^c(s) + \delta^q(s) \}. \quad (6)$$

其中

$$G_p(s) = \frac{b_{p0}}{s^2 + a_{p1}s + a_{p0}}, \quad (7)$$

$$\begin{cases} a_{p0} = -(k_\theta M_{\delta_e}^q + M_\theta^q), \\ a_{p1} = -(k_q M_{\delta_e}^q + M_q^q), \\ b_{p0} = k_c M_{\delta_e}^q. \end{cases} \quad (8)$$

相应地, 记目标直升机1的等效耦合输入

$$\delta^{qm} = D_{u_m}^{qm} u_m + D_{v_m}^{qm} v_m + D_{w_m}^{qm} w_m + D_{p_m}^{qm} p_m + D_{\delta_{am}}^{qm} \delta_{am} + D_{\delta_{rm}}^{qm} \delta_{rm}, \quad (9)$$

其中  $D_{\delta_{em}}^{qm} = \frac{M_{\delta_{em}}^{qm}}{M_{\delta_{em}}^{qm}}$ . 于是式(4)可改写为

$$\theta_m(s) = G_m(s) \{ \delta_e^c(s) + \delta^{qm}(s) \}. \quad (10)$$

其中

$$G_m(s) = \frac{b_{m0}}{s^2 + a_{m1}s + a_{m0}}, \quad (11)$$

$$a_{m0} = -M_{\theta_m}^{qm}, a_{m1} = -M_{q_m}^{qm}, b_{m0} = M_{\delta_{em}}^{qm}.$$

由式(6)和(10), 将原型直升机和目标直升机1的状态方程写成

$$\begin{cases} \dot{x}_p^q = A_p^q x_p^q + B_p^q u^q, \\ \dot{x}_m^q = A_m^q x_m^q + B_m^q u^q. \end{cases} \quad (12)$$

其中

$$x_p^q = [\theta \ \dot{\theta}]^T, A_p^q = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_{p0} & -a_{p1} \end{bmatrix},$$

$$B_p^q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{p0} & b_u^q & b_v^q & b_w^q & b_p^q & b_{\delta_a}^q & b_{\delta_r}^q & \end{bmatrix} \rightarrow$$

$$\leftarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{u_m}^q & b_{v_m}^q & b_{w_m}^q & b_{p_m}^q & b_{\delta_{am}}^q & b_{\delta_{rm}}^q & \end{bmatrix},$$

$$x_m^q = [\theta_m \ \dot{\theta}_m]^T, A_m^q = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_{m0} & -a_{m1} \end{bmatrix},$$

$$B_m^q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{m0} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{u_m}^{qm} & M_{v_m}^{qm} \end{bmatrix} \rightarrow$$

$$\leftarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_{w_m}^{qm} & M_{p_m}^{qm} & M_{\delta_{am}}^{qm} & M_{\delta_{rm}}^{qm} \end{bmatrix},$$

$$u^q = [\delta_e^c \ u \ v \ w \ p \ \delta_a \ \delta_r \ u_m \ v_m \ w_m \ p_m \ \delta_{am} \ \delta_{rm}]^T.$$

这里

$$\begin{aligned} b_u^q &= M_u^q + k_u^q M_{\delta_e}^q, & b_v^q &= M_v^q + k_v^q M_{\delta_e}^q, \\ b_w^q &= M_w^q + k_w^q M_{\delta_e}^q, & b_p^q &= M_p^q + k_p^q M_{\delta_e}^q, \\ b_{\delta_a}^q &= M_{\delta_a}^q + k_{\delta_a}^q M_{\delta_e}^q, & b_{\delta_r}^q &= M_{\delta_r}^q + k_{\delta_r}^q M_{\delta_e}^q, \\ b_{u_m}^q &= k_{u_m}^q M_{\delta_e}^q, & b_{v_m}^q &= k_{v_m}^q M_{\delta_e}^q, \\ b_{w_m}^q &= k_{w_m}^q M_{\delta_e}^q, & b_{p_m}^q &= k_{p_m}^q M_{\delta_e}^q, \\ b_{\delta_{am}}^q &= k_{\delta_{am}}^q M_{\delta_e}^q, & b_{\delta_{rm}}^q &= k_{\delta_{rm}}^q M_{\delta_e}^q. \end{aligned} \quad (13)$$

由此可得

$$\dot{e}_p^q = A_p^q e_p^q + (A_m^q - A_p^q) x_p^q + (B_m^q - B_p^q) u^q, \quad (14)$$

其中  $e_p^q = x_p^q - x_m^q$ .

针对式(14)描述的系统, 当线性补偿器

$$\varepsilon = d_\theta(\theta_m - \theta) + d_q(q_m - q) \quad (15)$$

中参数  $d_\theta$  和  $d_q$  满足

$$d_\theta + M_{q_m}^{qm} d_q < 0 \quad (16)$$

时,  $\frac{d_q s + d_\theta}{s^2 + a_{m1}s + a_{m0}}$  为严格正实函数. 结合式(8)和(13), 并考虑到  $M_{\delta_e}^q < 0, M_{\delta_{em}}^{qm} < 0$ , 取自适应规律

$$\begin{cases} k_\theta(t) = - \int_0^t K_\theta(t-\tau) \varepsilon(\tau) \theta(\tau) d\tau - K'_\theta(t) \varepsilon(t) \theta(t) + k_\theta(0), \\ k_q(t) = - \int_0^t K_q(t-\tau) \varepsilon(\tau) q(\tau) d\tau - K'_q(t) \varepsilon(t) q(t) + k_q(0), \\ k_c(t) = - \int_0^t K_c(t-\tau) \varepsilon(\tau) \delta_e^c(\tau) d\tau - K'_c(t) \varepsilon(t) \delta_e^c(t) + k_c(0), \\ k_\chi^q(t) = - \int_0^t K_\chi(t-\tau) \varepsilon(\tau) \chi(\tau) d\tau - K'_\chi(t) \varepsilon(t) \chi(t) + k_\chi^q(0). \end{cases} \quad (17)$$

其中: 为了表达简便, 采用符号  $\chi$  分别代表  $u, v, w, p, \delta_a, \delta_r$ ;  $\varepsilon = d_\theta(\theta_m - \theta) + d_q(q_m - q)$ ;  $K_\bullet(t-\tau)$  为正定积分核;  $K'_\bullet(t)$  为非负函数;  $k_\bullet(0), k_\bullet^q(0)$  为初值. 则式(14)描述的系统是超稳定的<sup>[13]</sup>.

再次比较原型直升机与目标直升机2之间的跟踪误差  $e(s) = \theta_m^c(s) - \theta(s)$ , 则有

$$e(s) = \frac{1}{s^2 + (a_{p1} + k_q^c b_{p0})s + a_{p0} + k_\theta^c b_{p0}} \times \{ G_m(s)(s^2 + a_{p1}s + a_{p0}) \{ \delta_e^l(s) + \delta^{qm}(s) \} - b_{p0} \{ \delta_e^l(s) + \delta^q(s) \} \}. \quad (18)$$

其中  $\delta^{qm} = D_{u_m}^{qm} u_m^c + D_{v_m}^{qm} v_m^c + D_{w_m}^{qm} w_m^c + D_{p_m}^{qm} p_m^c + D_{\delta_{am}}^{qm} \delta_{am}^c + D_{\delta_{rm}}^{qm} \delta_{rm}^c$ . 设

$$\begin{cases} a_{p0} + k_\theta^c b_{p0} = \omega_\theta^2, \\ a_{p1} + k_q^c b_{p0} = 2\xi_\theta \omega_\theta. \end{cases} \quad (19)$$

若已知  $a_{p0}, a_{p1}, b_{p0}$  的界, 选取  $k_\theta^c, k_q^c$  使得  $\omega_\theta$  足够大,  $\xi_\theta \in (0.4, 0.8)$ , 则有

$$e(s) \approx \frac{1}{\omega_\theta^2} \{ G_m(s)(s^2 + a_{p1}s + a_{p0}) \{ \delta_e^l(s) + \delta^{qm}(s) \} - b_{p0} \{ \delta_e^l(s) + \delta^q(s) \} \}. \quad (20)$$

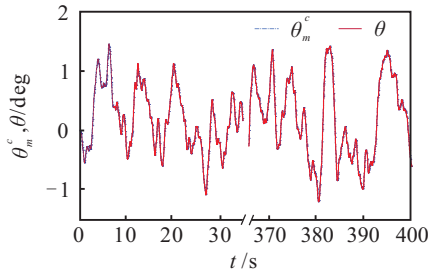
这表明通过选取反馈补偿机构参数  $k_\theta^c, k_q^c$  提高  $\omega_\theta$  可大大降低跟踪误差, 尤其对降低系统运行时的初始跟踪误差尤为显著, 实现了原型直升机对目标直升机的强跟踪, 同时又改善了控制系统稳定裕度.

综上所述, 式(16)、(17)和(19)确定了原型直升

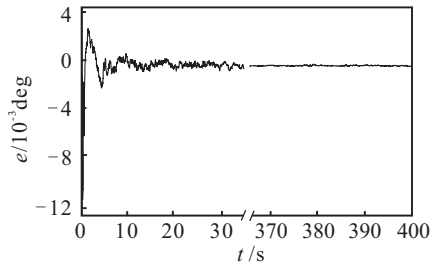
机相应的控制参数. 需要特别指出的是, 引入两个相同的目标直升机模型, 还有利于反馈补偿机构参数  $k_\theta^c, k_q^c$  与自适应控制参数分离设计.

### 3 仿真实验

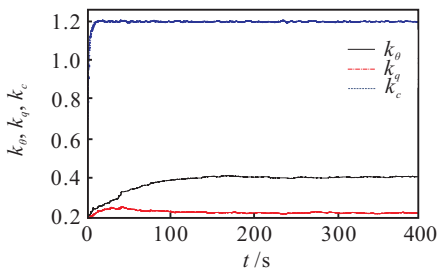
设原型直升机悬停时气动参数  $M_u^q = 1.12, M_v^q = 0.35, M_w^q = -0.91, M_\theta^q = 0, M_q^q = -0.87, M_p^q = 0.19, M_{\delta_e}^q = -5.38, M_{\delta_a}^q = 0.29, M_{\delta_r}^q = -0.16$ ; 包含增稳辅助环节的被模拟目标直升机等效气动参数



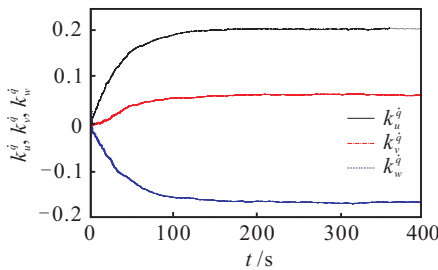
(a) 原型直升机与目标直升机俯仰角输出对比



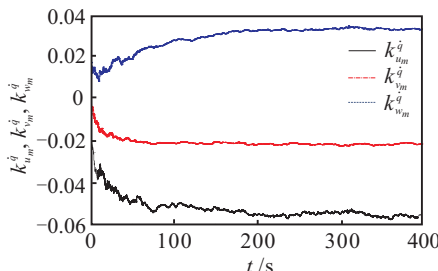
(b) 原型直升机与目标直升机俯仰角跟踪误差



(c)  $k_\theta, k_q, k_c$  曲线

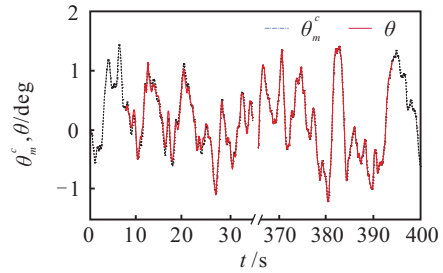


(d)  $k_u^q, k_v^q, k_w^q$  曲线

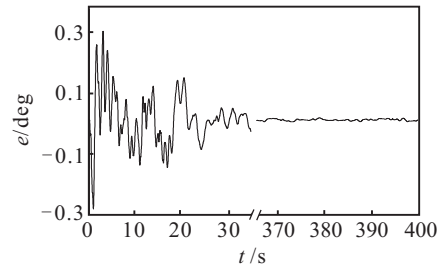


(e)  $k_u^q, k_v^q, k_w^q$  曲线

图 2 仿真曲线



(a) 原型直升机与目标直升机俯仰角输出对比



(b) 原型直升机与目标直升机俯仰角跟踪误差

图 3 不含反馈环节  $k_\theta^c, k_q^c$  的仿真曲线

$M_{u_m}^q = 0.31, M_{v_m}^q = 0.12, M_{w_m}^q = -0.18, M_{\theta_m}^q = -2.25, M_{q_m}^q = -2.10, M_{p_m}^q = 0.08, M_{\delta_{em}}^q = -6.52, M_{\delta_{am}}^q = 0.07, M_{\delta_{rm}}^q = -0.02$ .

为简单起见, 选取可调参数的初值  $k_\theta(0) = 0.2, k_q(0) = 0.2, k_c(0) = 0.2, k_\bullet^q(0) = 0, K_\bullet(t - \tau) = 10.0, K'_\bullet(t) = 0$ .

参考式 (16) 和 (19), 选取  $k_\theta^c = 65.0, k_q^c = 10.0, d_\theta = 0.3, d_q = 0.3$ . 当输入采用伪随机序列信号时, 部分实验曲线如图 2 和图 3 所示.

从图 2 可以看出, 本文设计方法使得原型直升机具有很好的跟踪目标直升机姿态输出的能力. 另外需要指出的是, 仿真实验还表明自适应参数收敛速度受  $k_\theta^c$  和  $k_q^c$  的影响: 若  $k_\theta^c, k_q^c$  较大, 则由反馈补偿环节对模型跟踪误差的强抑制导致自适应参数收敛较慢, 反之则快. 但通过与图 3 不采用  $k_\theta^c, k_q^c$  的结果对比可以看出, 引入并适当加大  $k_\theta^c$  和  $k_q^c$ , 有利于抑制跟踪误差, 实现原型直升机对目标直升机的强跟踪, 提高其变稳控制的能力.

### 4 结 论

针对直升机变稳控制问题, 本文采用双目标直升机模型构造强跟踪自适应控制器, 从而通过改变目标直升机模型便能实现利用原型直升机模拟其飞行性能的目的, 具有显著的创新性. 该方法还通过将目标直升机反馈补偿机构和自适应控制律设计相分离, 简化了设计难度, 引入反馈补偿机构在获得很好的初始跟踪品质的同时, 能够提高整个自适应参数修正过程的系统稳定裕度, 降低跟踪误差. 仿真结果验证了本文方法的有效性和可行性.

## 参考文献(References)

- [1] Padfield G D, White M D. Flight simulation in academia: HELIFLIGHT in its first year of operation[J]. The Aeronautical J of the Royal Aeronautical Society, 2003, 107(1075): 529-538.
- [2] Gubbels A W, Carignan S J R P. The NRC Bell 412 advanced system research aircraft — A new facility for airborne simulation[J]. Canadian Aeronautics and Space J, 2000, 46(2): 106-115.
- [3] Du Val R W. A real-time multi-body dynamics architecture for rotorcraft simulation[C]. Proc of the RAeS Conf — The Challenge of Realistic Rotorcraft Simulation. London: Royal Aeronautical Society, 2001: 265-276.
- [4] Ian Postlethwaite, Emmanuel Prempain, Ercument Turkoglu, et al. Design and flight testing of various  $H_\infty$  controllers for the Bell 205 helicopter[J]. Control Engineering Practice, 2005, 13(3): 383-393.
- [5] Gubbels A W, Goheen K R. Digital re-design of the Bell 205 airborne simulator artificial feel system[J]. Canadian Aeronautics and Space J, 1997, 43(1): 57-68.
- [6] McVicar J S G, Bradley R. Efficient and robust algorithms for trim and stability analysis of advanced rotorcraft simulations[J]. The Aeronautical J, 1997, 101(1008): 375-387.
- [7] Clarke T, Ensor J, Griffin S J. Desirable eigenstructure for good short-term helicopter handling qualities: The attitude command response case[J]. Proc of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J of Aerospace Engineering, 2003, 217(1): 43-56.
- [8] Srinathkumar S. Eigenstructure control: A flight vehicle handling qualities design tool[C]. Proc of the Int Conf on Aerospace Science and Technology. Bangalore: National Aerospace Laboratories, 2008: 1-5.
- [9] Srinathkumar S. Design of helicopter stability augmentation system using eigenstructure assignment and minimal order functional observers[C]. The 61st Annual Forum Proc. Texas: AHS International, 2005, 2(6): 1170-1182.
- [10] Lee S, Ha C, Kim B S. Adaptive nonlinear control system design for helicopter robust command augmentation[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(3): 241-251.
- [11] Bagnell J A, Schneider J G. Autonomous helicopter control using reinforcement learning policy search methods[C]. 2001 ICRA IEEE Int Conf on Robotics and Automation. Pittsburgh: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2001: 1615-1620.
- [12] Andrew Y Ng, Adam Coates, Mark Diel, et al. Autonomous inverted helicopter flight via reinforcement learning[J]. Springer Tracts in Advanced Robotics, 2006, 21(1): 363-372.
- [13] 刘兴堂. 应用自适应控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2003: 19-20.  
(Liu X T. Applied adaptive control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2003: 19-20.)

(责任编辑: 李君玲)