

基于两时间尺度模型的直升机非线性控制器设计

宋 崎^{1,2}, 江紫亚¹, 韩建达¹, 王洪光¹

(1. 中国科学院沈阳自动化所 机器人学国家重点实验室, 沈阳 110016;
2. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136)

摘要: 提出一种基于两时间尺度模型的直升机非线性控制方法. 该方法利用直升机不同状态达到稳定的时间不同的特点, 将直升机模型分为快速和慢速两种模型. 反步控制方法和逆动力学控制方法分别被用于进行快慢两种模型控制器的设计, 并在控制过程中采用了不同的控制周期. 仿真结果表明, 利用上述方法设计的控制器, 对于阶跃变化和正弦变化的速度轨迹具有良好的跟踪效果.

关键词: 直升机; 两时间尺度模型; 反步控制; 逆动力学控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Design of two time-scale model based nonlinear controller for a helicopter

SONG Qi^{1,2}, JIANG Zi-ya¹, HAN Jian-da¹, WANG Hong-guang¹

(1. State Key Laboratory of Robotics, Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Science, Shenyang 110016, China; 2. Aerospace Engineering College, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China.
Correspondent: SONG Qi, E-mail: songqim@163.com)

Abstract: Two time-scale model based nonlinear control method for a helicopter is proposed. According to the characteristics of the helicopter that different state is with different settling time, the helicopter model is divided into the fast model and the slow model. The backstepping control method and the inverse dynamic control method are separately used to design the controllers for the fast and the slow model. And different control intervals are used for different models. Simulation results show that good performances are achieved by the proposed controller for step and sine change velocity tracking.

Key words: helicopter; two time-scale model; backstepping control; inverse dynamic control

0 引 言

直升机由于其具备悬停、任意方向飞行以及小区域起降等优良的飞行性能, 已被广泛应用于军事和民用领域^[1]. 直升机是一个高度耦合、强非线性、不稳定的多输入多输出系统, 其控制器设计非常困难. 为了解决这一问题, 人们进行了大量研究.

人们在早期的研究中, 通常是通过对直升机模型的小扰动线性化方法将直升机变成一个线性系统, 从而应用线性控制方法对其进行控制^[2-3]. 这样设计出的控制器, 只在工作点附近很小的区域内稳定, 当直升机的飞行状态改变或者外界扰动很大时, 控制器的性能会急剧下降. 为了改善直升机的性能, 人们转向了非线性控制方法的研究^[4-6], 但采用这些控制方法设计的控制器, 其结构通常较为复杂、控制参数多且

难以调节. 因此, 人们尝试根据直升机的姿态响应速度快于位置响应速度的特点, 利用时标分离理论将直升机的系统分为快慢两个不同的回路, 分别设计控制器^[7-9]. 但是, 期望内环的姿态能够在很短的时间(大概一个控制周期)内立即跟踪上姿态设计轨迹是不现实的. 为此, 人们提出对姿态和位移控制回路采用不同的控制周期^[10-11], 例如姿态采用0.01 s控制周期, 位移采用0.1 s控制周期, 期望姿态能够在位移系统一个控制周期内跟上设计姿态的变化.

与文献[10-11]不同, 本文尝试使用反步法对直升机的姿态进行控制, 而平移速度的控制则采用基于逆动力学控制的方法实现. 首先介绍直升机的动力学模型; 然后以该模型为基础, 将直升机的动力学模型分为快慢两时间尺度模型, 并为快速和慢速模型分别

收稿日期: 2013-03-29; 修回日期: 2013-08-14.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61035005).

作者简介: 宋崎(1978—), 女, 讲师, 博士, 从事直升机控制与建模等研究; 韩建达(1968—), 男, 研究员, 博士生导师, 从事直升机控制、规划与设计等研究.

设计控制器;最后通过数值仿真验证了所提出方法的有效性.

1 直升机的动力学模型

直升机的六自由度动力学模型^[12]为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} vr - wq - g \sin \theta + X/m \\ wp - ur + g \sin \phi \cos \theta + Y/m \\ uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + Z/m \\ p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \\ qr(I_y - I_z)/I_x + L/I_x \\ pr(I_z - I_x)/I_y + M/I_y \\ pq(I_x - I_y)/I_z + N/I_z \end{bmatrix}. \quad (1)$$

其中: u, v, w 表示直升机在机体坐标系中沿机体轴 x, y, z 的速度; ϕ, θ, ψ 为欧拉角; p, q, r 为横滚、俯仰、偏航角速度; m 为直升机的质量; I_x, I_y 和 I_z 为直升机质量对机体坐标系各轴的惯性矩; X, Y, Z 和 L, M, N 分别为机体轴系中 x, y, z 轴向的合力和合力矩^[13], 可以表示为

$$\begin{aligned} X &= -T_M \sin a_{1s}, \quad Y = T_M \sin b_{1s}, \\ Z &= -T_M \cos a_{1s} \cos b_{1s}, \quad L = S_{L1} b_{1s} + S_{L2} Q_M, \\ M &= S_{M1} a_{1s} + S_{M2} T_M + S_{M3} Q_T, \\ N &= S_{N1} Q_M + S_{N2} T_T, \quad T_M = S_{TM1} \theta_M + S_{TM2}, \\ T_T &= S_{TT1} \theta_T + S_{TT2}, \quad Q_M = S_{QM1} \theta_M + S_{QM2}, \\ Q_T &= S_{QT1} \theta_T + S_{QT2}. \end{aligned} \quad (2)$$

式中: a_{1s} 和 b_{1s} 是主桨的纵向和横向周期变矩角; $S_{L1}, S_{L2}, S_{M1}, S_{M2}, S_{M3}, S_{N1}, S_{N2}, S_{TM1}, S_{TM2}, S_{TT1}, S_{TT2}, S_{QT1}, S_{QT2}, S_{QM1}, S_{QM2}$ 是物理参数; T_M 和 Q_M 是主桨的力和力矩; T_T 和 Q_T 是尾桨的力和力矩; θ_M 和 θ_T 是主桨和尾桨的总矩角. 直升机是由 9 个状态变量 $\mathbf{x}_h = [u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$ 和 4 个控制输入 $\mathbf{u}_h = [a_{1s}, b_{1s}, \theta_M, \theta_T]^T$ 组成的复杂非线性系统. 对这样的系统进行控制器设计非常困难, 因此本文尝试将系统基于不同的时间尺度进行建模.

2 直升机的两时间尺度模型

文献 [10] 利用蒙特卡洛仿真的方法, 验证了直升机的姿态角和平移速度达到稳态所需的时间是不同

的, 其中 3 个平移速度 u, v, w 达到稳态的时间分别为 1.999 4 s、1.993 7 s 和 0.405 9 s, 而两个状态角 ϕ 和 θ 达到稳态的时间分别为 0.056 9 s 和 0.057 0 s. 据此, 可以将式 (1) 所示的直升机模型分为快速和慢速两时间尺度模型, 并在随后的控制器设计中选择不同的控制周期.

2.1 慢速模型

在慢速模型中, 状态变量为 $\mathbf{x}_s = [u, v, w]^T$. 直升机的姿态角被认为是系统输入量的一部分, 可以驱动直升机的平移速度达到期望值. 系统的输入量为 $\mathbf{u}_s = [\phi, \theta, \theta_M]^T$. 文献 [10] 的研究表明, 在慢速系统中, 姿态角速度以及与其相关的控制输入主桨的周期变矩角已经达到稳态值, 故为已知量. 慢速模型的控制输入除了 θ_M 为直升机系统的真实输入外, 另外两个控制量 ϕ 和 θ 都是系统的状态, 是伪控制输入. 控制过程中, 伪控制输入作为快速模型的状态期望值, 控制器根据其大小获得直升机系统的真实控制输入. 慢速系统的状态空间方程为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_s &= \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} v\bar{r} - w\bar{q} - g \sin \theta - T_M \cdot \sin \bar{a}_{1s}/m \\ w\bar{p} - u\bar{r} + g \sin \phi \cos \theta + T_M \cdot \sin \bar{b}_{1s}/m \\ u\bar{q} - v\bar{p} + g \cos \phi \cos \theta - T_M \cdot \cos \bar{a}_{1s} \cos \bar{b}_{1s}/m \end{bmatrix} = \\ &= \mathbf{A} \mathbf{x}_s + \mathbf{G}_s(\mathbf{u}_s). \end{aligned} \quad (3)$$

其中: $\bar{\sigma}$ 表示 σ 的稳态值 (上一时刻达到稳态的值), 而

$$\mathbf{G}_s(\mathbf{u}_s) = \begin{bmatrix} -g \sin \theta - T_M \cdot \sin \bar{a}_{1s}/m \\ g \sin \phi \cos \theta + T_M \cdot \sin \bar{b}_{1s}/m \\ g \cos \phi \cos \theta - T_M \cdot \cos \bar{a}_{1s} \cos \bar{b}_{1s}/m \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \bar{r} & -\bar{q} \\ -\bar{r} & 0 & \bar{p} \\ \bar{q} & -\bar{p} & 0 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

2.2 快速模型

在快速模型中, 状态变量为 $\mathbf{x}_f = [\phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$, 系统输入量为 $\mathbf{u}_f = [a_{1s}, b_{1s}, \theta_T]^T$, 在进行姿态控制时认为主桨的总矩角是常值, 则快速系统的状态模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \\ qr(I_y - I_z)/I_x + (S_{L1} b_{1s} + S_{L2} \bar{Q}_M)/I_x \\ pr(I_z - I_x)/I_y + (S_{M1} a_{1s} + S_{M3} S_{QT1} \theta_T + S_{M2} \bar{T}_M + S_{M3} S_{QT2})/I_y \\ pq(I_x - I_y)/I_z + (S_{N2} S_{TT1} \theta_T + S_{N1} \bar{Q}_M + S_{N2} S_{TT2})/I_z \end{bmatrix}. \quad (6)$$

3 控制器设计

基于上一节介绍的两时间尺度模型, 可设计如图1所示的控制器结构. 该控制器由慢速模型控制器和快速模型控制器串联而成. 其中慢速模型控制器用于控制直升机的平移速度, 输入为系统的平移速度期望值, 输出为直升机主旋翼的总矩角以及为达到指定平移速度而期望直升机达到的姿态角 ϕ_d 和 θ_d , 控制周期为 0.1 s. 快速模型控制器用于控制直升机的姿态角和姿态角速度, 输入为慢速模型计算得到的期望姿态角 ϕ_d 和 θ_d , 输出为周期变矩角和尾桨的总矩角, 控制周期为 0.01 s. 以上述控制器结构为基础, 分别为慢速模型和快速模型设计相应的控制算法.

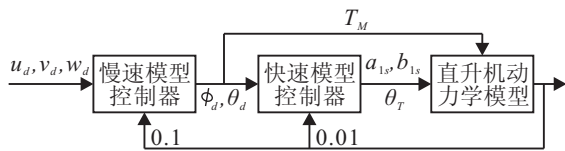


图1 控制器结构

3.1 慢速模型控制器

对于位移控制系统, 即慢速模型, 采用逆动力学模型控制. 根据式(3), 有

$$G_s(\mathbf{u}_s) = \dot{\mathbf{x}}_s - \mathbf{A}\mathbf{x}_s. \quad (7)$$

设计 PID 控制律, 使得

$$G_s(\mathbf{u}_s) = \dot{\mathbf{x}}_s^d + \mathbf{K}_p \mathbf{e}_s(k) + \mathbf{K}_d (\mathbf{e}_s(k) - \mathbf{e}_s(k-1)) + \mathbf{K}_i \sum_{j=0}^k \mathbf{e}_s(j) - \mathbf{A}\mathbf{x}_s, \quad (8)$$

其中跟踪误差

$$\mathbf{e}_s(k) = \mathbf{x}_s^d(k) - \mathbf{x}_s(k).$$

将式(7)代入(8), 可得

$$\dot{\mathbf{e}}_s(k) + \mathbf{K}_p \mathbf{e}_s(k) + \mathbf{K}_d (\mathbf{e}_s(k) - \mathbf{e}_s(k-1)) + \mathbf{K}_i \sum_{j=0}^k \mathbf{e}_s(j) = 0. \quad (9)$$

显然, 如果 \mathbf{u}_s 满足式(8), 则慢速系统的跟踪误差就能满足式(9), 即 $\mathbf{e}_s \rightarrow \mathbf{0}$.

根据式(8)解出 \mathbf{u}_s 的值, 即可得到总矩角 θ_M 以及期望姿态角 ϕ_d 和 θ_d . 设 $G_s(\mathbf{u}_s) = [\hat{u}_{s1}, \hat{u}_{s2}, \hat{u}_{s3}]^T$, 则

$$\begin{aligned} \hat{u}_{s1} &= -g \sin \theta - T_M \cdot \sin \bar{a}_{1s} / m, \\ \hat{u}_{s2} &= g \sin \phi \cos \theta + T_M \cdot \sin \bar{b}_{1s} / m, \\ \hat{u}_{s3} &= g \cos \phi \cos \theta - T_M \cdot \cos \bar{a}_{1s} \cos \bar{b}_{1s} / m. \end{aligned} \quad (10)$$

主桨力矩 $T_M > 0$, 由式(10)可解出

$$T_M = \frac{-\lambda_2 + \sqrt{\lambda_2^2 - 4\lambda_1\lambda_3}}{2\lambda_2}. \quad (11)$$

其中: $\lambda_1 = (\sin^2 \bar{a}_{1s} + \sin^2 \bar{b}_{1s} + \cos^2 \bar{a}_{1s} \cdot \cos^2 \bar{b}_{1s}) / m^2$, $\lambda_2 = 2(\hat{u}_{s1} \sin \bar{a}_{1s} - \hat{u}_{s2} \sin \bar{b}_{1s} + \hat{u}_{s3} \cos \bar{a}_{1s} \cos \bar{b}_{1s}) / m$,

$\lambda_3 = \hat{u}_{s1}^2 + \hat{u}_{s2}^2 + \hat{u}_{s3}^2 - g^2$, 且 $\lambda_3 < 0$ (保证 $T_M > 0$), 进而可得到如下3个控制量:

$$\begin{aligned} \theta_M &= (T_M - S_{TM2}) / S_{TM1}, \\ \tan \phi &= (m\hat{u}_{s2} - T_M \sin \bar{b}_{1s}) / (m\hat{u}_{s3} + T_M \cos \bar{a}_{1s} \cdot \cos \bar{b}_{1s}), \\ \sin \theta &= -(m\hat{u}_{s1} + T_M \sin \bar{a}_{1s}) / (mg). \end{aligned} \quad (12)$$

其中: 角度 ϕ 和 θ 的计算可根据各自不同的取值范围选取不同的值; θ_M 为直升机系统的真实输入; ϕ 和 θ 为系统的伪控制输入, 作为下一节快速模型控制器的状态期望值. 为了保持系统的稳定, ϕ 和 θ 的值不宜过大, 一般取小于 0.3 rad 的值.

3.2 快速模型控制器

快速模型控制方法尝试使用反步法. 将式(6)改写成

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{f1} &= \mathbf{J}(\mathbf{x}_{f1})\mathbf{x}_{f2}, \\ \dot{\mathbf{x}}_{f2} &= \mathbf{f}_f(\mathbf{x}_{f2}) + \mathbf{G}_f \mathbf{u}_f + \mathbf{C}. \end{aligned} \quad (13)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{f1} &= \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f}_f(\mathbf{x}_{f2}) = \begin{bmatrix} qr(I_y - I_z) / I_x \\ pr(I_z - I_x) / I_y \\ pq(I_x - I_y) / I_z \end{bmatrix}, \\ \mathbf{x}_{f2} &= \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} S_{L2}\bar{Q}_M / I_x \\ (S_{M2}\bar{T}_M + S_{M2}S_{QT2}) / I_y \\ (S_{N1}\bar{Q}_M + S_{N2}S_{TT2}) / I_z \end{bmatrix}, \\ \mathbf{J}(\mathbf{x}_{f1}) &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}, \\ \mathbf{G}_f &= \begin{bmatrix} 0 & S_{L1} / I_x & 0 \\ S_{M1} / I_y & 0 & S_{M3}S_{QT1} / I_y \\ 0 & 0 & S_{TT1}S_{N2} / I_z \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

为了进行控制, 定义误差变量

$$\mathbf{z}_1 = \mathbf{x}_{f1} - \mathbf{x}_{f1d}, \quad \mathbf{z}_2 = \mathbf{x}_{f2} - \boldsymbol{\alpha},$$

其中 $\boldsymbol{\alpha}$ 是虚拟控制律. 显然有

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{z}}_1 &= \dot{\mathbf{x}}_{f1} - \dot{\mathbf{x}}_{f1d} = \mathbf{J}(\mathbf{x}_{f1})\mathbf{x}_{f2} - \dot{\mathbf{x}}_{f1d} = \mathbf{J}(\mathbf{x}_{f1})(\mathbf{z}_2 + \boldsymbol{\alpha}) - \dot{\mathbf{x}}_{f1d}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = \dot{\mathbf{x}}_{f2} - \dot{\boldsymbol{\alpha}}. \quad (15)$$

选择虚拟控制律 $\boldsymbol{\alpha}$ 为

$$\boldsymbol{\alpha} = \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{x}_{f1})(-\mathbf{k}_1 \mathbf{z}_1 + \dot{\mathbf{x}}_{f1d}), \quad (16)$$

其中 $\mathbf{k}_1 = \mathbf{k}_1^T > 0$. $\boldsymbol{\alpha}$ 对时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\alpha}} &= \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{x}_{f1})(-\mathbf{k}_1 \mathbf{z}_1 + \dot{\mathbf{x}}_{f1d}) + \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{x}_{f1})(-\mathbf{k}_1 \dot{\mathbf{z}}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_{f1d}). \end{aligned} \quad (17)$$

将式(16)代入(14), 并将式(13)代入(15), 可得

$$\dot{z}_1 = J(x_{f1})z_2 - k_1 z_1, \quad (18)$$

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_{f2} - \dot{\alpha} = f_f(x_{f2}) + G_f u_f + C - \dot{\alpha}. \quad (19)$$

设李亚普诺夫函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^T z_1, \quad (20)$$

则 V_1 的导数为

$$\dot{V}_1 = z_1^T \dot{z}_1 = -z_1^T k_1 z_1 + z_1^T J(x_{f1}) z_2. \quad (21)$$

方程右边第1项是负数. 下一步要做的是使第2项为零或者负数.

假设李亚普诺夫函数为

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^T z_2, \quad (22)$$

则由式(21), V_2 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = \dot{V}_1 + z_2^T \dot{z}_2 = & -z_1^T k_1 z_1 + z_1^T J(x_{f1}) z_2 + \\ & z_2^T (f_f(x_{f2}) + G_f u_f + C - \dot{\alpha}) = \\ & -z_1^T k_1 z_1 + z_2^T (J^T(x_{f1}) z_1 + \\ & f_f(x_{f2}) + G_f u_f + C - \dot{\alpha}). \end{aligned} \quad (23)$$

输入 u_f 可以取

$$u_f = G_f^{-1}(\dot{\alpha} - J^T(x_{f1}) z_1 - f_1(x_{f2}) - C - k_2 z_2), \quad (24)$$

其中 $k_2 = k_2^T > 0$. 由此可知, 在该控制律下快速系统在李亚普诺夫意义下是稳定的.

4 仿 真

下面将上一节提到的控制方法应用于直升机模型, 以证明其有效性.

这里使用文献[13]提供的模型参数, 其值如表1所示.

表1 仿真模型参数

符号	值	符号	值
$I_x/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.1634	S_{N1}	0.9
$I_y/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.5782	S_{TM1}	1777
$I_z/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.6306	S_{TM2}	39.8
S_{L1}	-65.04	S_{TT1}	106.2
S_{L2}	-0.06	S_{TT2}	6.9
S_{M1}	65.04	S_{QM1}	95.6
S_{M2}	-0.01	S_{QM2}	-1.8
S_{M3}	-1	S_{QT1}	-3.9
S_{N1}	-1	S_{QT2}	-0.03

直升机在初始时刻的全部状态为0, 仿真步长为0.001 s, 位移和速度的控制周期为0.1 s, 角度和角速度的控制周期为0.01 s, 使得系统在上述控制器的控制下跟踪如下参考轨迹:

1) 阶跃速度

$$\begin{cases} u = v = w = 1, & 0 \leq t < 5\text{s}; \\ u = v = w = 0, & t > 5\text{s}. \end{cases}$$

2) 正弦速度

$$u = v = w = \sin 0.2\pi t,$$

其中速度的单位是 m/s.

图2(a)所示为在本文前面提到的控制器作用下, 系统对阶跃变化的平移速度的跟踪情况. 由图2(a)可以看出, 控制器经过一段时间(大约2 s)的调整, 跟踪上了给定速度. 图2(b)所示为系统对正弦变化速度的跟踪情况. 由图2(b)可以看出, 系统对正弦变化的速度, 能够很好地跟踪上. 因为平移过程的控制周期为0.1 s, 即期望速度是每0.1 s更新一次, 而仿真步长为0.001 s, 所以图中的期望速度在每0.1 s时间间隔内是一条直线.

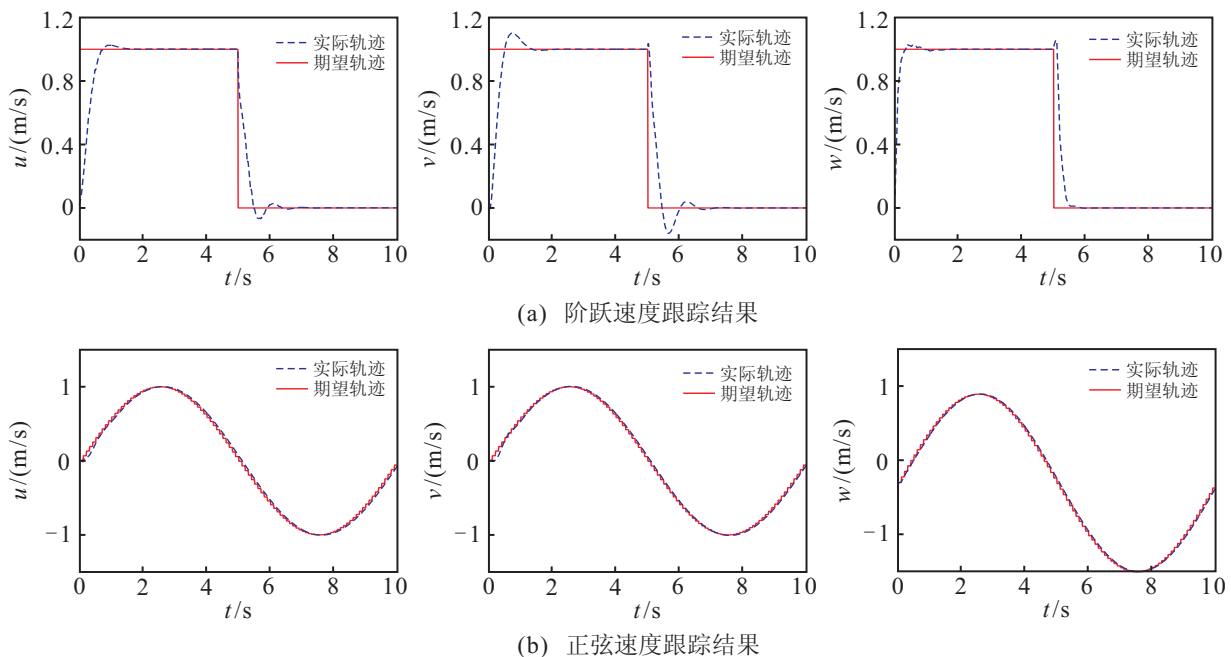


图2 控制器跟踪效果

5 结 论

本文提出了一种基于两时间尺度模型的直升机非线性控制方法. 该控制方法根据直升机状态响应时间不同的特点, 将直升机模型分为快速模型和慢速模型, 针对不同的模型分别设计相应的控制器. 因为每个模型相对简单, 所以设计出来的控制器结构简单、参数调节容易. 仿真实验结果也表明, 利用该方法设计出的控制器, 具有较好的跟踪效果. 但是, 该控制器也存在速度跟踪的调节时间过长, 没有考虑系统的不确定性等缺点, 这正是今后的研究重点.

参考文献(References)

- [1] Ferruz J, Vega V M, Ollero A, et al. Reconfigurable control architecture for distributed systems in the HERO autonomous helicopter[J]. *IEEE Trans on Industrial Electronics*, 2011, 58(12): 5311-5318.
- [2] 王修岩, 刁国亮, 李宗帅. 基于LQR直升机模糊滑模跟踪控制[J]. *计算机仿真*, 2012, 29(3): 149-152.
(Wang X Y, Diao G L, Li Z S. Fuzzy sliding-mode tracking control of helicopter based on LQR[J]. *Computer Simulation*, 2012, 29(3): 149-152.)
- [3] Hou X, Li P, Fang Z, et al. An application of fuzzy PID algorithm on unmanned helicopter attitude control[C]. *IEEE Proc of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Dalian, 2006: 9129-9133.
- [4] Liu C J, Chen W H, Andrews J. Tracking control of small-scale helicopters using explicit nonlinear MPC augmented with disturbance observers[J]. *Control Engineering Practice*, 2011, 20(12): 258-268.
- [5] 邢小军, 闫建国. 直升机全包线飞行控制律的优化设计及其仿真[J]. *火力与指挥控制*, 2010, 35(11): 39-42.
(Xing X J, Yan J G. Optimal design of full-envelop flight control law for a certain helicopter and its simulation[J]. *Fire Control Command Control*, 2010, 35(11): 39-42.)
- [6] 邵康敏, 周鑫. 基于QFT的直升机全包线姿态控制器设计[J]. *兵工自动化*, 2011, 30(9): 53-55.
(Shao K M, Zhou X. Helicopter full envelope attitude controller design based on QFT[J]. *Ordnance Industry Automation*, 2011, 30(9): 53-55.)
- [7] Ahmed B, Kendoul F. Flight control of a small helicopter in unknown wind conditions[C]. *The 49th IEEE Conf on Decision and Control*. Atlanta: IEEE Press, 2010: 3536-3541.
- [8] Zhou H B, Pei H L, Zhao Y J. Trajectory tracking control of a small unmanned helicopter using MPC and backstepping[C]. *American Control Conf*. San Francisco, 2011: 1593-1597.
- [9] 孙秀云, 方勇纯, 孙宁. 小型无人直升机的双时标鲁棒控制系统设计[J]. *中国科技大学学报*, 2012, 42(9): 723-732.
(Sun X Y, Fang Y C, Sun N. Double timescale robust flight control system design for a small-scale unmanned helicopter[J]. *J of University of Science and Technology of China*, 2012, 42(9): 723-732.)
- [10] Xu Y J. Multi-timescale nonlinear robust control for a miniature helicopter[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2010, 46(2): 656-671.
- [11] Guo R X, Wu A G, Chen J S. Multi-timescale SDRE control for an unmanned helicopter[C]. *Int Conf on Advanced Computer Control(ICACC)*. Shenyang, 2010: 526-528.
- [12] 姜哲. 面向旋翼飞行机器人的控制方法研究[D]. 沈阳: 中国科学院沈阳自动化所, 2008.
(Jiang Z. Control methodology for flying robot with rotary wing[D]. Shenyang: Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Science, 2008.)
- [13] 何玉庆. 非线性机电系统的鲁棒及预测控制[D]. 沈阳: 中国科学院沈阳自动化所, 2008.
(He Y Q. Robust and predictive control of nonlinear mechatronic systems[D]. Shenyang: Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Science, 2008.)

(责任编辑: 曹洪武)