

倾转旋翼机过渡飞行模式的有限时间切换控制

孙 振, 汪 锐[†], 周文雅

(大连理工大学 航空航天学院, 辽宁 大连 116024)

摘 要: 基于有限时间切换控制方法, 研究倾转旋翼机过渡模式, 即短舱倾角从 $0^\circ \sim 90^\circ$ 变化过程中的飞行控制问题. 根据过渡模式下的动力学特性, 单一的系统模型已不能满足现代控制精度的要求, 为此将其建模成用多模态刻化的切换系统. 基于平均驻留时间方法, 给出纵向运动飞行控制系统在有限时间内镇定的充分条件. 仿真结果表明, 所设计的切换控制律能够使得倾转旋翼机在过渡过程中有效快速地实现平稳转换.

关键词: 倾转旋翼机; 切换系统; 驻留时间方法; 有限时间镇定

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Finite-time switching control for flight mode transition of tiltrotors

SUN Zhen, WANG Rui[†], ZHOU Wen-ya

(School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: This paper studies the control problem of the tiltrotor transition mode, which requires the regulation of nacelle inclination from 0 to 90 degree based on a finite-time switching control technique. Because of the dynamic characteristic of tiltrotor conversion, a single system model can not meet the requirements for control precision. Therefore, a switched system is used to characterize the multimodes of the system. Then, based on the average dwell time method, a sufficient condition for finite-time stabilization of the longitudinal motion flight control system is developed. Finally, simulation results show that smooth transition of tiltrotor transition modes can be implemented effectively by using the proposed switching control strategy.

Keywords: tiltrotor; switched system; average dwell time method; finite-time stabilization

0 引 言

倾转旋翼机是一种将固定翼飞机和直升机特点融为一体的新型飞行器. 由于倾转旋翼机具有对起降场地要求低、巡航能力强、操纵包线大等优点, 引起了国内外学者的广泛关注^[1-5]. 但是, 倾转旋翼机在建模与控制方面较固定翼飞机和直升机更为复杂, 一方面, 由于倾转旋翼机有旋翼和固定翼两个升力部件, 两侧旋翼相对机身以恒定的速度转动, 其数学模型的复杂性远超常规的直升机和固定翼飞机; 另一方面, 倾转旋翼机没有尾桨, 全部飞行操纵皆由旋翼和舵面执行, 当倾转旋翼机从一种模式向另一种模式过渡时, 旋翼所产生的下洗流会发生较大的变化, 从而影响旋翼与固定翼的升力, 导致飞行器的动力学特性变得十分复杂, 使得过渡模式下飞行控制系统设计变得非常复杂.

针对倾转旋翼机过渡过程的研究, 特别是过渡段

控制方案的研究, 国内外学者提出了多种解决办法: 文献[6]考虑了倾转旋翼机建模时平尾和垂尾的滑流影响和机翼的扭转和垂向弯曲效应; 文献[7]进行了倾转旋翼机横纵向解耦的最优二次型控制器设计; 文献[8]针对倾转旋翼机的俯仰姿态等进行自适应控制系统设计. 虽然上述方案能够使飞行器达到稳定的控制效果, 但是没有更多地针对倾转旋翼机本身的特性来选择控制方法.

本文考虑倾转旋翼机过渡模式下的耦合问题, 在建模过程中建立纵向时变非线性多变量模型, 由于倾转旋翼机在过渡状态中其动力学模型参数会随着短舱倾角的不断变化而变化, 在不同飞行模式下具有不同的动力学特征, 单一的状态函数无法准确描述状态, 而且过渡过程需要在有限时间内完成. 已提出的控制方法越来越难以得到理想的性能, 切换系统有限时间镇定^[9-11]控制方法提供了解决这一问题的可行

收稿日期: 2016-10-24; 修回日期: 2017-06-27.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61374072); 中央高校基本科研业务费专项基金项目(DUT17GF204).

作者简介: 汪锐(1977-), 女, 教授, 博士, 从事切换系统、鲁棒控制、飞行器姿态控制等研究; 孙振(1991-), 男, 硕士生, 从事飞行器控制的研究.

[†]通讯作者. E-mail: ruiwang@dlut.edu.cn

方案. 选取倾转旋翼机从垂直起飞末到过渡段结束作为一个周期, 将其动力学模型建模为切换系统, 根据工程经验选择适当的过渡时间. 受文献[11]控制方法的启发, 本文基于平均驻留时间方法^[12-14]研究倾转旋翼机过渡飞行过程的有限时间切换控制问题, 实现了倾转旋翼机从直升机模式到固定翼模式的平稳转换. 最后通过仿真实验验证了有限时间镇定控制方法的有效性.

1 飞行力学模型

倾转旋翼机最显著的特点是在两侧翼尖对称地安装可以旋转的发动机短舱和旋翼系统. 由于倾转旋翼机结构属于左右对称的基准结构^[5], 本文选择基准运动, 利用水平无侧滑飞行条件将其动力学模型简化为纵向模型. 在倾转旋翼机的纵向平面内, 整个外挂吊舱系统可以绕机翼转轴在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内倾转, 在机体坐标系下, 飞行器运动学方程如下:

$$\begin{aligned} m \frac{du}{dt} &= X - mg \sin \theta - mw_0 q, \\ m \frac{dw}{dt} &= Z + mg \cos \theta - mu_0 q, \\ I_y \frac{dq}{dt} &= M, \quad \frac{d\theta}{dt} = q. \end{aligned}$$

其中: u 和 w 分别为速度在机体坐标轴系上的水平分量和竖直分量, θ 为俯仰角, q 为俯仰角速度.

倾转旋翼机气动特性为

$$\begin{aligned} X &= X_u u + X_w w + X_q q + X_{\delta_c} \delta_c + X_{\delta_e} \delta_e, \\ Z &= Z_u u + Z_w w + Z_q q + Z_{\delta_c} \delta_c + Z_{\delta_e} \delta_e. \end{aligned}$$

飞机力矩特性为

$$M = M_u u + M_w w + M_q q + M_{\delta_c} \delta_c + M_{\delta_e} \delta_e.$$

将短舱转角看作特征参数, 对纵向运动方程小扰动线性化^[15]. 由于飞行器的基准运动为对称定直飞行, 所有横侧向参数均为零, 采用稳定轴系, $w = 0$, 纵向小扰动方程可简化为

$$\begin{aligned} m \frac{d\Delta u}{dt} &= X_u \Delta u + X_w \Delta w + X_q \Delta q + X_{\delta_c} \Delta \delta_c + \\ &\quad X_{\delta_e} \Delta \delta_e - mg \Delta \theta - mw_0 \Delta q, \\ m \frac{d\Delta w}{dt} &= Z_u \Delta u + (Z_q + mu_0) \Delta q + Z_w \Delta w + \\ &\quad Z_{\delta_c} \Delta \delta_c + Z_{\delta_e} \Delta \delta_e, \\ I_y \frac{d\Delta q}{dt} &= M_u \Delta u + M_w \Delta w + M_q \Delta q + \\ &\quad M_{\delta_c} \Delta \delta_c + M_{\delta_e} \Delta \delta_e, \\ \frac{d\Delta \theta}{dt} &= \Delta q. \end{aligned} \quad (1)$$

系统(1)转化为如下线性状态空间表达式:

$$\dot{x} = Ax + Bu. \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} x &= [u \ w \ q \ \theta]^T, \quad u = [\delta_c \ \delta_e]^T, \\ A &= \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_q}{m} - w_0 & -g \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_q}{m} + u_0 & 0 \\ \frac{M_u}{I_y} & \frac{M_w}{I_y} & \frac{M_q}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_c}}{m} & \frac{X_{\delta_e}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_c}}{m} & \frac{Z_{\delta_e}}{m} \\ \frac{M_{\delta_c}}{I_y} & \frac{M_{\delta_e}}{I_y} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

在过渡飞行状态, 短舱倾转角 I_n 按一定规律变化(从 $0^\circ \sim 90^\circ$ 或 $90^\circ \sim 0^\circ$ 变化). 随着 I_n 的改变, I_y 也会随之变化, 可以用线性公式近似表示为 $I_y = I_{y0} - KI_n$. 其中: I_{y0} 为初始惯性矩, $K = 11.24$.

2 切换控制方法

将过渡过程的飞行动力模型(2)建模为

$$\dot{x} = A_\sigma x(t) + B_\sigma u(t). \quad (3)$$

其中: $\sigma(t) : [0, +\infty) \rightarrow M = \{1, 2, \dots, m\}$ 为切换信号, A_i, B_i 分别为倾转旋翼机短舱倾角 I_n 在不同角度时的状态矩阵和控制输入矩阵.

定义1^[11] 给定3个常数 c_1, c_2 和 $T_f (c_1 < c_2)$, 1个正定矩阵 R 和1个切换信号 $\delta(t)$, 如果

$$x_0^T R x_0 \leq c_1 \Rightarrow x^T(t) R x(t) < c_2, \quad \forall t \in [0, T_f],$$

则切换系统(3)关于 $(c_1, c_2, T_f, R, \delta)$ 有限时间镇定.

注1 文中 T_f 表示工程经验中倾转旋翼机的过渡时间.

定义2^[12] 对于切换信号 σ 和 $t \geq \tau \geq 0$, $N_\delta(\tau, t)$ 表示在时间段 (τ, t) 上切换的次数. 如果存在 $N_0 \geq 0, \tau_a > 0$, 使得

$$N_\sigma(T, t) \leq N_0 + \frac{T-t}{\tau_a} \quad (4)$$

成立, 则正数 τ_a 称为平均驻留时间. 本文 $N_0 = 0$.

定理1 考虑切换系统(3), 假设存在正定矩阵 P_i 和正数 α_i, λ, μ , 记 $\bar{P}_i = R^{-\frac{1}{2}} P_i R^{-\frac{1}{2}}$, 使得

$$A_i \bar{P}_i + \bar{P}_i A_i^T - 2\alpha_i B_i B_i^T - \lambda \bar{P}_i < 0, \quad (5)$$

$$\mu < \frac{c_2}{c_1} e^{-\lambda T_f}, \quad (6)$$

则对于任意满足如下平均驻留时间的切换信号 $\delta(t)$:

$$\tau_a > \tau_a^* = \frac{T_f \ln \mu}{\ln(c_2 c_1) - \ln \mu - \lambda T_f}. \quad (7)$$

其中: $\mu = a/b, a = \inf_{i \in M} \lambda_{\max}(P_i), b = \sup_{i \in M} \lambda_{\min}(P_i)$. 系统(3)关于 $(c_1, c_2, T_f, R, \delta)$ 有限时间镇定, 其中控制增益为 $K_i = -\alpha_i B_i^T P_i^{-1}$.

证明 选择如下形式的分段Lyapunov函数:

$$V(t) = V_i(x) = x^T \bar{P}_i^{-1} x.$$

当第 i 个子系统被激活时, 结合式(5)可得 $V_i(x)$ 沿着

相应的子系统对时间 t 的导数为

$$\dot{V}_i(x) < \lambda x^T \overline{P}_i^{-1} x = \lambda V_i. \quad (8)$$

对 $\forall t > 0$, 令 $0 = t_0 < t_1 \cdots < t_k = t_{N_\sigma(t,0)}$ 表示在时间段 $(0, t)$ 上的切换点, 由式(8)可得

$$\begin{aligned} V(t) &\leq V(t_k) e^{\lambda(t-t_k)} \leq \\ &\mu [V(t_{k-1}) e^{\lambda(t_k-t_{k-1})}] e^{\lambda(t-t_k)} \leq \dots \leq \\ &\mu^{N_\sigma(t,0)} e^{\lambda t} V(0). \end{aligned} \quad (9)$$

根据定义2, 有 $N_\delta(t, 0) \leq T_f/\tau_a$, 进而有

$$V(t) < \mu^{T_f/\tau_a} e^{\lambda t} V(0). \quad (10)$$

根据 a 和 b 的定义有

$$V(t) = x^T \overline{P}_i^{-1} x \geq \lambda_{\min}(\overline{P}_i^{-1}) x^T R x \geq x^T R x / a, \quad (11)$$

$$V(0) = x_0^T \overline{P}_0^{-1} x_0 \leq \lambda_{\max}(\overline{P}_0^{-1}) x_0^T R x_0 \leq x_0^T R x_0 / b. \quad (12)$$

由式(10)~(12)可得

$$\begin{aligned} x^T R x &\leq a V(t) < a \mu^{T_f/\tau_a} e^{\lambda t} V(0) \leq \\ &\frac{a}{b} \mu^{T_f/\tau_a} e^{\lambda t} x_0^T R x_0 = \mu^{T_f/\tau_a + 1} e^{\lambda t} x_0^T R x_0. \end{aligned} \quad (13)$$

由式(6)可知 $\ln(c_2/c_1) - \ln \mu - \mu T_f > 0$. 由式(7)得

$$\begin{aligned} \frac{T_f}{\tau_a} + 1 &< \frac{\ln(c_2/c_1) - \ln \mu - \lambda T_f}{\ln \mu} + 1 = \\ &\log_\mu \left(\frac{c_2}{c_1} \right) - \frac{\lambda T_f}{\ln \mu}. \end{aligned} \quad (14)$$

将式(14)代入(13)可得

$$x^T R x < \frac{c_2}{c_1} e^{\lambda t} e^{-\lambda T_f} x_0^T R x_0 < \frac{c_2}{c_1} x_0^T R x_0 < c_2. \quad (15)$$

由于切换系统的状态轨迹在 T_f 处是连续的, 式(15)对所有的 $t \in [0, T_f]$ 都满足. 由定义1可知, 切换系统(3)有限时间稳定. \square

注2 令 $X_i = \overline{P}_i$, 则由矩阵不等式(5)和(6)可得

$$A_i X_i + X_i A_i^T - 2\alpha_i B_i B_i^T - \lambda X_i < 0, \quad (16)$$

$$c_1 e^{\lambda T_f} R^{-1} / c_2 < X_i < R^{-1}. \quad (17)$$

证明 对式(17)左右两边同时乘以 $R^{\frac{1}{2}}$ 后可以得到 $c_1 e^{\lambda T_f} I / c_2 < P_i < I$, 因为

$$\mu = a/b, a = \inf_{i \in M} \lambda_{\max}(P_i), b = \sup_{i \in M} \lambda_{\min}(P_i),$$

可以推出 $\lambda_1 > c_1 e^{\lambda T_f} / c_2$ 和 $\lambda_2 < 1$, 最终可以得到 $\mu < c_2 e^{-\lambda T_f} / c_1$. \square

3 仿真分析

在倾转旋翼机过渡过程本文选取3个子系统, 所对应的短舱倾角 I_n 分别为 $5^\circ, 45^\circ, 85^\circ$. 根据文献[6]对 XV-15 进行风洞实验所获得的参数, 倾转旋翼机的过渡过程可由如下切换系统表示:

$$\dot{x}(t) = A_\sigma x(t) + B_\sigma u_\sigma(t). \quad (18)$$

其中

$$\sigma(t) : [0, +\infty) \rightarrow M = \{1, 2, 3\},$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} -0.326 & 0.043 & 30.228 & -9.81 \\ 0.276 & -1.011 & 69.174 & 0 \\ 0.037 & -0.087 & -1.539 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} -0.364 & 0.050 & 8.86 & -9.81 \\ 0.231 & -1.093 & 97.96 & 0 \\ 0.069 & -0.107 & -1.915 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} -0.37 & 0.054 & 7.728 & -9.81 \\ 0.228 & -1.093 & 105.174 & 0 \\ 0.076 & -0.134 & -2.533 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} 9.539 & 1.292 \\ 6.188 & 1.483 \\ -15.263 & -1.324 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} 5.401 & 1.292 \\ 6.198 & 1.483 \\ -2.675 & -0.232 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_3 = \begin{bmatrix} 4.361 & 1.292 \\ 6.198 & 1.487 \\ -1.279 & -0.111 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

选取初始状态量

$$x = [u_0 \ w_0 \ q_0 \ \theta_0]^T = [47 \ -20 \ 1 \ -1]^T,$$

$$\frac{c_2}{c_1} = 1000, \lambda = 0.001, \alpha_i = 0.059, T_f = 15,$$

$$R = \text{diag}\{4.5, 0.12, 48, 183\}.$$

利用定理1求解 LMIs(16)和(17), 进而得到控制器增益 K_i 为

$$K_1 = \begin{bmatrix} -1.7516 & 0.0741 & 31.4814 & 17.9593 \\ 0.2913 & 0.0192 & 10.9622 & 3.0241 \end{bmatrix},$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} -2.3752 & 0.0951 & 17.4377 & 17.3662 \\ -0.6338 & 0.011 & 1.3525 & 3.2198 \end{bmatrix},$$

$$K_3 = \begin{bmatrix} -1.8564 & -0.0112 & 7.4778 & 4.4078 \\ -0.5533 & -0.0005 & 0.648 & 0.816 \end{bmatrix}.$$

根据式(7)可得 $\tau_a > \tau_a^* = 4.004$, 取平均驻留时间 $\tau_a = 5$, 选择如下切换信号:

$$\sigma(t) = \begin{cases} 1, & t \in [0, 4); \\ 2, & t \in [4, 11); \\ 3, & t \in [11, 15). \end{cases}$$

下面将本文所提出的有限时间切换控制方法与

PID控制方法作比较,对倾转旋翼机的过渡过程进行仿真.图1~图4分别为基于这两种控制方法得到的前飞速度、垂飞速度、俯仰角和俯仰角速率的状态响应曲线.由图1~图4的对比可以发现,PID控制系统在某一时刻的状态能够保持稳定,但在整个过渡过程中,出现了十分明显的跳变现象,系统的动态性能受到了较大的影响;而利用本文给出的有限时间镇定的切换控制方法,能够使得倾转旋翼机在整个过渡过程中有效快速地达到控制的效果,充分验证了切换控制方法相较于PID控制方法更适用于倾转旋翼机的控制.

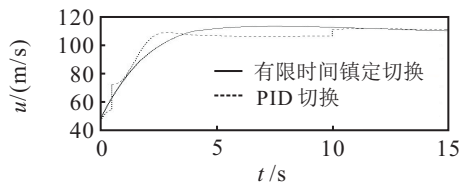


图1 过渡过程前飞速度 u 状态响应

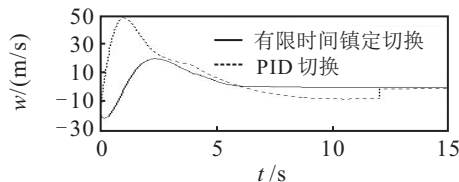


图2 过渡过程垂飞速度 w 状态响应

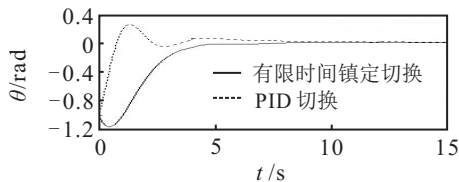


图3 过渡过程俯仰角 θ 状态响应

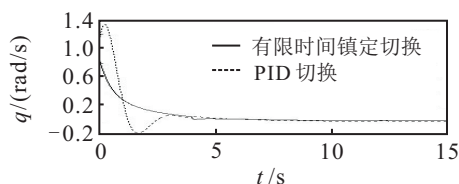


图4 过渡过程俯仰角速度 q 状态响应

4 结论

本文对倾转旋翼机过渡段控制技术进行了深入研究,结合倾转旋翼机本身状态随短舱倾角不断变化的特性,建立了纵向动力学模型,选择3个典型状态近似描述倾转旋翼机整个过渡过程,基于平均驻留时间的方法得到切换策略,再结合倾转旋翼机本身对于过渡时间的要求,以线性矩阵不等式的形式给出了系统有限时间镇定的充分条件.通过仿真结果验证了过渡段有限时间镇定切换控制方法的正确性和有效性,对进一步开展倾转旋翼机技术研究具有很好的理论参考价值.

参考文献(References)

- [1] 韩兵,孙兆年.双桨倾转旋翼飞行器的最优飞行控制[J].测控技术,2005,25(1):63-66.
(Han B, Sun Z N. Optimal flying control of the rotating wings aircraft with two propellers[J]. Measurement and Control Technology, 2005, 25(1): 63-66.)
- [2] Maisel M D, Giulianetti D J, Dugan D C. The history of the xv-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight[M]. Croatia Space Independent Publishing Platform, 2000: 194.
- [3] 周文雅,李立涛,杨涤.倾转旋翼航空器建模方法研究[J].飞行力学,2008,26(3):5-9.
(Zhou W Y, Li L D, Yang D. Study on tiltrotor aircraft modeling method[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(3): 5-9.)
- [4] Park S, Bae J, Kim Y, et al. Fault tolerant flight control system for the tilt-rotor UAV[J]. J of the Franklin Institute, 2013, 350(9): 2535-2559.
- [5] Rysdyk R T, Calise A J. Adaptive model inversion flight control for tilt-rotor aircraft[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(3): 402-407.
- [6] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. Bell Helicopter Company Report, 1973: 1-268.
- [7] 凡永华,杨军.倾转旋翼机过渡段最优飞行控制系统设计[J].飞行力学,2007,25(1):47-49.
(Fan Y H, Yang J. Design of an optimal flight control system for tiltrotor conversion[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 47-49.)
- [8] Rysdyk R, Calise A, Chen R, et al. Nonlinear adaptive control of tiltrotor aircraft using neural networks[C]. World Aviation Congress. Anaheim, 1997: 1-10.
- [9] Liberzon D. Switching in systems and control[M]. Boston: Birkhäuser, 2003.
- [10] Du H, Lin X, Li S. Finite-time boundedness and stabilization of switched linear systems[J]. Kybernetika Praha, 2010, 5(5): 1365-1372.
- [11] Lin X, Du H, Li S. Set finite-time stability of a class of switched systems[C]. Intelligent Control and Automation. Ji'nan: IEEE, 2010: 7073-7078.
- [12] Cao M, Morse A S. Dwell-time switching[J]. Systems and Control Letters, 2010, 59(1): 57-65.
- [13] 汪锐,冯佳昕,赵军.一类线性不确定切换系统的非脆弱控制器设计方法[J].控制与决策,2006,21(7):735-738.
(Wang R, Feng J X, Zhao J. The design methods of non-fragile controllers for a class of uncertain switched linear systems [J]. Control and Decision, 2006, 21(7): 735-738.)
- [14] Sun X M, Zhao J, Hill D J. Stability and 2-gain analysis for switched delay systems: A delay-dependent method [J]. Automatica, 2006, 42(10): 1769-1774.
- [15] Galor B. Fundamentals and similarity transformations of vectored aircraft[J]. J of Aircraft, 1994, 31(1): 181-187.