

倾转旋翼机平均驻留时间切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制

杨洁, 陈谋[†], 熊师洵, 熊英

(南京航空航天大学自动化学院, 江苏南京 210016)

摘要: 针对倾转旋翼飞行器模态转换阶段的飞行控制问题, 本文给出了倾转旋翼机纵向运动飞行控制系统模型和一种基于参考模型的鲁棒跟踪控制方法. 为了保证闭环系统在切换过程中稳定并同时满足指定的鲁棒 H_∞ 性能指标, 利用状态观测器对系统不可观测状态进行估计, 结合模型依赖平均驻留时间方法提出了一种倾转旋翼机切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制方法, 通过求解线性矩阵不等式得到控制器增益, 并分析了系统的鲁棒稳定性. 仿真结果表明, 所提出的方法能够使飞行器系统准确跟踪指令, 且对于控制器切换具有鲁棒性.

关键词: 倾转旋翼飞行器; 鲁棒 H_∞ 控制; 平均驻留时间; 状态观测

引用格式: 杨洁, 陈谋, 熊师洵, 等. 倾转旋翼机平均驻留时间切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制. 控制理论与应用, 2020, 37(5): 1018 – 1027

DOI: 10.7641/CTA.2019.90235

Average dwell time switching robust H_∞ tracking control for a tiltrotor aircraft

YANG Jie, CHEN Mou[†], XIONG Shi-xun, XIONG Ying

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

Abstract: Considering the tracking control problem in the process of mode transition phase of tiltrotor aircraft, the model of the longitudinal motion flight control system and a reference model based robust tracking control scheme for tiltrotor aircraft are given in this paper. In order to ensure that the closed-loop system is stable and meets the specified robust H_∞ performance indicators, a state observer is used to estimate system unmeasured states, with mode-dependent average dwell time, a robust H_∞ tracking control switching method for tiltrotor aircraft is proposed. The controller gain is obtained by solving linear matrix inequality (LMI) and the robust stability of the closed-loop system is analyzed. Simulated results show that the aircraft system is able to track command signal accurately by using the proposed method and is robust to controller switching.

Key words: tiltrotor aircraft; robust H_∞ control; average dwell time; state observation

Citation: YANG Jie, CHEN Mou, XIONG Shixun, et al. Average dwell time switching robust H_∞ tracking control for a tiltrotor aircraft. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(5): 1018 – 1027

1 引言

倾转旋翼飞行器是一种具有短距离垂直起降功能的飞行器, 它在固定翼飞机翼尖添加了两个可旋转的短舱, 该设计使它兼备了直升机和固定翼的优点, 既能如同直升机直升直降, 又能实现如同固定翼飞机进行高空以及远距离巡航的功能^[1]. 倾转旋翼机不仅克服了固定翼飞机起飞降落时必须需要跑道的问题, 还克服了直升机飞行包线小、飞行速度低、飞行时长有限等缺点. 军用层面上由于它不受跑道限制且高巡航载重大, 经常参与作战救援与支援行动; 在民用层面上, 倾转旋翼机在交通运输方面以及民生安全方面也

展示了他的优势. 因此国内外众多学者专注于倾转旋翼机的研究, 并且已经取得了很多重要的成果. 20世纪50年代, 贝尔直升机公司研制出了XV-3型倾转旋翼机, 试飞验证了倾转旋翼机的基本原理^[2], 该公司又于1973年成功研制出了实用型倾转旋翼机XV-15^[3]. 在此基础上, 1985年美国又研制出了V-22“鱼鹰”^[4]倾转旋翼飞行器. 为了进一步提高倾转旋翼机的飞行控制性能, 国内外学者开展了很多研究: Farid Kendoul等人^[5]自行设计了一款新型倾转旋翼机, 在整个飞控系统设计中应用了backing-stepping控制方法. 乔治亚理工学院的Anthony J. Calise教授^[6]和Rolf T. Rysdyk

收稿日期: 2019-04-11; 录用日期: 2019-09-27.

[†]通信作者. E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn.

本文责任编辑: 贺威.

国家自然科学基金项目(61803207, 61751210), 江苏省自然科学基金BK(20171417)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61803207, 61751210) and the Jiangsu Natural Science Foundation BK (20171417).

将自适应神经网络和动态逆技术相结合应用到了XV-15的纵向通道和横向通道中. 近些年我国也逐渐开始了对倾转旋翼机的研究, 很多高校和研究所都在积极地探索相关理论. 郭剑东等人^[7]建立了无人倾转旋翼机的飞行动力学模型, 设计了控制器和微小型捷联惯导性导航系统. 程尚等人^[8]建立了倾转旋翼机的空气动力学模型, 进行了配平计算并详细分析了飞机在不同模态下的稳定性, 将内外回路结构和特征结构配置法运用到XV-15样例机的姿态控制上. 张义涛等人^[9]在建模时考虑了旋翼诱导速度在桨盘上的分布不均匀因素且在处理桨盘处的诱导速度时采用了Pitt模型. 朱源等人^[10]在建模时考虑了倾转旋翼飞行器在过渡过程中的质心随着短舱倾角的改变不断变化的情况.

由于飞行器在飞行过程中会受到干扰等影响, 使得传感器存在噪声干扰, 为了保证所设计控制器的有效性, 需设计状态观测器对不可观测状态进行测量估计. 吴敏等人^[11]为了解决线性系统中存在干扰的问题设计了状态观测器, 简化了控制器的设计. 侯中喜等人^[12]以滑翔飞行器为研究对象, 针对在滑翔过程中会存在测量误差等问题设计了状态观测器, 提高了控制器的性能. 檀姗姗等人^[13]以四旋翼为研究对象, 针对其模型存在不确定性问题以及会受到外部未知干扰的影响, 设计了扩张状态观测器, 对状态进行估计补偿. 考虑倾转全程都会存在气动参数摄动和阵风干扰, 蔡系海等人^[14]在每个工作点都设计了鲁棒 H_∞ 控制器, 实现各模态之间的平稳过渡. 李玮等人^[15]针对实际存在的动力学切换现象设计了非理想切换系统模型, 并针对系统所存在的干扰设计了鲁棒 H_∞ 切换控制器, 保证切换系统渐近稳定. 夏川等人^[16]针对变体飞行器变型过程中的跟踪控制问题, 设计了鲁棒 H_∞ 切换控制器, 抑制了变型过程中控制器切换和不确定性的影响. 在对倾转旋翼机实际状态跟踪过程中, 往往会有很多不确定性干扰会影响到系统的稳定性, 引入模型参考控制可以有效地实现状态跟踪的目的. 王志强等人^[17]研究了有限时间模型参考状态跟踪控制问题. 解决了干扰和不确定性等问题, 且结合鲁棒 H_∞ 便可以实现对参考系统的状态跟踪切换控制.

本文的模型选为XV-15, 对其纵向模型进行配平线性化, 得出在不同短舱倾角不同飞行模式定常飞行时的平衡工作点^[18], 采用平均驻留时间切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制方法对飞行器从直升机模态转换到固定翼模态的过渡过程进行切换跟踪控制.

论文章节如下: 第2节具体描述了倾转旋翼飞行器纵向动力学模型以及各个模型参数的物理意义; 第3节具体描述了鲁棒 H_∞ 控制器的设计过程, 其中包括状态观测器的设计方法和基于平均驻留时间方法的 H_∞ 鲁棒切换跟踪控制器的设计; 第4节为仿真结果及

分析; 第5节为全文的总结.

2 倾转旋翼飞行器纵向动力学模型

倾转旋翼飞行器设计的特点就在于它在两侧副翼翼尖各安装一套可在水平位置与垂直位置之间转动的旋翼倾转系统组件. 如图1所示, 该机型是呈左右对称结构^[19].



图1 倾转旋翼机XV-15图

Fig. 1 Tiltrotor aircraft XV-15

本文采用分体法对XV-15进行建模, 就旋翼、短舱、机翼、平尾、垂尾、机身分别计算其各个部件的气动力及力矩^[20], 将所有的气动力和力矩转换到机体坐标系中并进行合成. 假设飞行器水平无侧滑飞行, 将所有横侧向参数都设成0, 简化成纵向动力学模型, 整个外挂吊舱可实现在整个纵向平面内 $0\sim 90^\circ$ 的倾转. 由于倾转旋翼机具有直升机、过渡和直升机这三种飞行模态, 其复杂的结构很难用单一的模型进行描述, 为此本文提出了多模型来逼近系统的动态特性, 这种控制器设计方法能够很好地应对系统参数或结构的突变, 对复杂系统能达到较好的控制精度、跟踪速度及稳定性. 建立模型之前^[21], 需要做出以下几点假设:

- 1) 忽略地球的自转与公转, 将地面坐标系作为惯性坐标系;
- 2) 忽略机体形变, 机体和桨叶都是刚体;
- 3) 重力加速度值恒为 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$, 机体的质量和质量分布不随时间改变;
- 4) 因为过渡过程中不会出现侧滑、翻滚、偏航等运动, 所以假设惯性积 I_{xy}, I_{zy} 为0;
- 5) 大气密度不变, 忽略空气的压缩性以及旋翼的下洗流对机身的干扰.

在上述假设条件下, 控制输入为总距 δ_c 、升降舵 δ_e , 状态量^[22]为前飞速度 u_1 、垂向速度 w 、俯仰角速度 q 和俯仰角 θ , 则倾转旋翼机的纵向动力学模型^[22]为

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = -wq - g \sin \theta + \frac{F_x}{m}, \\ \dot{w} = u_1q + g \cos \theta + \frac{F_z}{m}, \\ \dot{q} = \frac{M_y}{I_y}, \\ \dot{\theta} = q, \end{cases} \quad (1)$$

其中: m 为飞行器的质量, I_y 为俯仰转动惯量, F_x 为机体所受到的合力在机体轴 x 轴上的分量, F_z 为机体所受到的合力在机体轴 z 轴上的分量, M_y 为合力产生的俯仰力矩, g 为重力加速度^[23].

倾转旋翼机气动力方程为

$$F_x = X_{u_1}u_1 + X_w w + X_q q + X_{\delta_c} \delta_c + X_{\delta_e} \delta_e, \quad (2)$$

$$F_z = Z_{u_1}u_1 + Z_w w + Z_q q + Z_{\delta_c} \delta_c + Z_{\delta_e} \delta_e. \quad (3)$$

倾转旋翼机气动力矩方程为

$$M_y = M_{u_1}u_1 + M_w w + M_q q + M_{\delta_c} \delta_c + M_{\delta_e} \delta_e, \quad (4)$$

式中: $X_{u_1}, X_w, X_q, X_{\delta_c}, X_{\delta_e}, Z_{u_1}, Z_w, Z_q, Z_{\delta_c}, Z_{\delta_e}$ 为气动力系数, $M_{u_1}, M_w, M_q, M_{\delta_c}, M_{\delta_e}$ 为气动力矩系数. 令 $X = [u_1 \ w \ q \ \theta]^T, U = [\delta_c \ \delta_e]^T$, 则倾转旋翼机的小扰动线性化状态方程为

$$\Delta \dot{X} = A \Delta X + B \Delta U, \quad (5)$$

其中: A 为系统状态矩阵, 矩阵内的元素是由力和力矩对状态变量的偏导数组成; B 为操纵导数矩阵, 矩阵内的元素是由力和力矩对控制变量的偏导数组成.

$$A = \begin{bmatrix} \frac{X_{u_1}}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_q}{m} & -w_0 & -g \\ \frac{Z_{u_1}}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_q}{m} & +u_{10} & 0 \\ \frac{M_{u_1}}{I_y} & \frac{M_w}{I_y} & \frac{M_q}{I_y} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_c}}{m} & \frac{X_{\delta_e}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_c}}{m} & \frac{Z_{\delta_e}}{m} \\ \frac{M_{\delta_c}}{I_y} & \frac{M_{\delta_e}}{I_y} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

短舱倾角 β_M 在过渡过程中可以从 0° 转换到 90° , 随着短舱倾角的变化, I_y 也会随着变化, 可以用线性公式近似表示为 $I_y = I_{y0} - K\beta_M$. 其中: I_{y0} 为初始惯性矩^[24], $K = 11.24$.

3 倾转旋翼飞行器鲁棒 H_∞ 跟踪控制器设计

由于倾转旋翼飞行器在过渡过程中存在参数不确定、外部干扰等情况, 因此设计鲁棒 H_∞ 控制器实现飞行器沿着预定的参考模型轨迹完成跟踪飞行^[17].

由于整个过渡过程较为复杂, 难以用单一的状态函数描述清楚, 需要将过渡过程的飞行动力学模型建模成如下一般形式的切换系统:

$$\begin{cases} \dot{x} = A_i x + B_{2i} u + B_{1i} w, \\ y = C_i x, \end{cases} \quad (7)$$

其中 $i: [0, +\infty) \rightarrow M = \{1, 2, \dots, m\}$ 是切换信号,

它是分段常值函数且依赖于状态 x ; $i \in M$ 表示第 i 个子系统正在运行; $x(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ 为系统不可观测状态; $y(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ 为系统的输出; $w(t) \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$ 为系统的外部扰动; $u(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ 为系统的控制输入; $A_i \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ 为系统的状态矩阵; $B_{2i} \in \mathbb{R}^{4 \times 2}$ 为系统的控制矩阵; $B_{1i} \in \mathbb{R}^{4 \times 2}$ 为系统的扰动矩阵, 该矩阵^[14]一般是通过阵风实验获取, 因条件限制, 选取扰动矩阵 B_{1i} 等同于控制矩阵 B_{2i} ; $C_i \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ 为系统的输出矩阵.

3.1 状态观测器设计

由于飞行器在飞行过程中会受到阵风等因素的影响, 使得传感器存在故障或是干扰, 导致测量值不准确, 为了保证所设计的控制器的有效性, 需设计状态观测器对其状态进行估计.

引入状态观测器对系统的状态变量进行观测估计^[17]. 全维状态观测器设计为

$$\dot{\hat{x}} = A_i \hat{x} + B_{2i} u + L_i (y - \hat{y}), \quad \hat{y} = C_i \hat{x}, \quad (8)$$

其中 $L_i \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 为观测器增益矩阵. 定义观测误差 $e = x - \hat{x}$, 则

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{x} - \dot{\hat{x}} \\ &= A_i x + B_{2i} u + B_{1i} w - A_i \hat{x} - B_{2i} u - L_i (y - C_i \hat{x}) \\ &= (A_i - L_i C_i) e + B_{1i} w. \end{aligned} \quad (9)$$

对倾转旋翼机的状态观测器设计可总结为如下定理:

定理 1 给定扰动抑制水平 $\gamma_i > 0$, 若存在正定对称矩阵 P_i 和矩阵 X_i , 使得不等式

$$\begin{bmatrix} \Pi_i & (B_{1i}^T P_i)^T \\ * & -\gamma_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0 \quad (10)$$

成立, 系统状态观测器增益满足 $L_i = P_i^{-1} X_i$ 且

$$\Pi_i = A_i^T P_i - C_i^T X_i^T + P_i A_i - X_i C_i + I_{4 \times 4},$$

则所设计的状态观测器(8)能有效地观测系统状态, 且观测误差满足给定的性能指标函数.

证 考虑Lyapunov函数 $V_i = e^T P_i e$, 其中 P_i 为正定对称阵, 求取Lyapunov函数导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= \dot{e}^T P_i e + e^T P_i \dot{e} = \\ &= ((A_i - L_i C_i) P_i e + B_{1i} w)^T P_i e + \\ &= e^T P_i ((A_i - L_i C_i) e + B_{1i} w) = \\ &= e^T ((A_i - L_i C_i)^T P_i + P_i (A_i - L_i C_i)) e + \\ &= (e^T P_i B_{1i} w)^T + (e^T P_i B_{1i} w). \end{aligned} \quad (11)$$

其次证明状态观测器误差系统(9)满足 H_∞ 范数界 γ ^[25].

在零初始条件下, 即 $e(t) \equiv 0$, 给定一个正常数 γ_i ,

引入性能指标函数

$$J_i = \int_0^\infty (e^T e - \gamma_i^2 w^T w) dt. \quad (12)$$

由于闭环系统渐近稳定, 利用构造的Lyapunov泛函和零初始条件^[26], 对任意的非零扰动 $\omega(t) \in L_2[0, \infty)$, 有

$$J_i \leq \int_0^\infty (e^T e - \gamma_i^2 w^T w + \dot{V}_i(e(t))) dt. \quad (13)$$

已知令 $P_i L_i = X_i$, 则不等式(10)可写为

$$\begin{bmatrix} \Upsilon_i & (B_{1i}^T P_i)^T \\ B_{1i}^T P_i & -\gamma_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0, \quad (14)$$

式中

$$\Upsilon_i = A_i^T P_i - C_i^T L_i^T P_i + P_i A_i - P_i L_i C_i + I_{4 \times 4}.$$

将式(14)重新整理可得

$$\begin{bmatrix} \Gamma_i & (B_{1i}^T P_i)^T \\ B_{1i}^T P_i & -\gamma_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0, \quad (15)$$

式中 $\Gamma_i = I_{4 \times 4} + (A_i - L_i C_i)^T P_i + P_i (A_i - L_i C_i)$, 则有

$$[e^T \ w^T] \begin{bmatrix} \Gamma_i & (B_{1i}^T P_i)^T \\ B_{1i}^T P_i & -\gamma_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ w \end{bmatrix} < 0 \quad (16)$$

成立. 由不等式(16)可得

$$\begin{aligned} & e^T e - \gamma_i^2 w^T w + e^T ((A_i - L_i C_i)^T P_i + \\ & P_i (A_i - L_i C_i)) e + (e^T P_i B_{1i} w)^T + \\ & (e^T P_i B_{1i} w) < 0. \end{aligned} \quad (17)$$

结合不等式(13)有

$$J_i \leq \int_0^\infty (e^T e - \gamma_i^2 w^T w + \dot{V}_i(e(t))) dt < 0. \quad (18)$$

由式(18)可知, 所设计的系统状态观测器估计误差满足给定的性能指标函数. 证毕.

3.2 基于状态观测器的参考模型切换H_∞控制

上一节设计了倾转旋翼机的状态观测器, 实现了其对原系统的状态观测. 本小节设计模型参考系统, 目的使得系统(7)能跟踪上所设计的参考模型给出的期望信号.

给定如下模型参考^[27]状态方程:

$$\dot{x}_r = A_r x_r + B_r r, \quad (19)$$

其中: $x_r(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ 为系统可观测状态量, $A_r(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ 是已知的Hurwitz矩阵, $B_r(t) \in \mathbb{R}^{4 \times 2}$ 为已知的参考模型的控制矩阵, $r(t)$ 为已知的参考模型的有界输入^[14].

给定扰动抑制水平 $\xi_i > 0$, 定义如下跟踪系统的性能指标:

$$\int_0^\infty E^T E dt \leq \int_0^\infty \xi_i^2 w^T w dt. \quad (20)$$

定义模型参考状态跟踪误差 $e_1 = \hat{x} - x_r$, 则

$$\dot{e}_1 = \dot{\hat{x}} - \dot{x}_r =$$

$$A_i \hat{x} + B_{2i} u + L_i (y - C_i \hat{x}) - A_r x_r - B_r r. \quad (21)$$

设计控制器为

$$u = K_{1i} \hat{x} + K_{2i} r + K_{3i} e_1. \quad (22)$$

将控制器(22)代入式(21)可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= \dot{\hat{x}} - \dot{x}_r = \\ & A_i \hat{x} + B_{2i} K_{1i} \hat{x} + B_{2i} K_{2i} r + B_{2i} K_{3i} e_1 + \\ & L_i C_i (x - \hat{x}) - A_r x_r - B_r r = \\ & (A_i + B_{2i} K_{1i}) \hat{x} + B_{2i} K_{2i} r + B_{2i} K_{3i} e_1 + \\ & L_i C_i e - A_r x_r - B_r r. \end{aligned} \quad (23)$$

根据已知参考模型矩阵 A_r, B_r 计算得 K_{1i}, K_{2i} , 满足 $A_r = A_i + B_{2i} K_{1i}, B_r = B_{2i} K_{2i}$, 则有

$$\dot{e}_1 = A_r e_1 + B_{2i} K_{3i} e_1 + L_i C_i e. \quad (24)$$

将状态观测误差系统与跟踪误差系统增广可得

$$\begin{bmatrix} \dot{e} \\ \dot{e}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_i - L_i C_i & 0 \\ L_i C_i & A_r + B_{2i} K_{3i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ e_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{1i} \\ 0 \end{bmatrix} w, \quad (25)$$

即

$$\dot{E} = \bar{A}_i E + \bar{B}_i w, \quad (26)$$

式中:

$$\begin{aligned} \bar{A}_i &= \begin{bmatrix} A_i - L_i C_i & 0 \\ L_i C_i & A_r + B_{2i} K_{3i} \end{bmatrix}, \\ \bar{B}_i &= \begin{bmatrix} B_{1i} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad E = [e^T \ e_1^T]^T. \end{aligned}$$

为了证明倾转旋翼机的闭环控制系统稳定, 需要如下的定义与引理:

定义1 已知在控制输入 $u = u(t)$ 和切换信号 $i \in M$ 的作用下, 如果切换系统(26)的状态 $E(t)$ 满足

$$\|E(t)\| \leq \alpha e^{-\lambda(t-t_0)} \|E(t_0)\|, \quad \forall t \geq t_0, \quad (27)$$

其中: $\alpha \geq 0, \lambda > 0$, 则切换系统(26)是鲁棒指数稳定的^[26].

定义2 对于系统(26), 如果存在 $u = u(t)$ 和切换信号 $i \in M$ 使得系统(26)在 $w \equiv 0$ 时鲁棒指数稳定, 在初始状态条件为式(19)和式(26)且 $w \neq 0$ 时式(20)成立, 那么切换系统(26)就满足H_∞模型参数的鲁棒跟踪性能指标^[26].

定义3 对于给定的切换信号 $i \in M$, 存在 $T \geq t \geq 0$, 设 $N_i(t, T)$ 代表切换系统在 $[t, T]$ 内的切换次数^[26], $T_i(t, T)$ 表示第 i 个子系统运行的总时长. 如果存在正数 N_0 和 τ_{ap} 满足:

$$N_i(t, T) \leq N_0 + \frac{T_i(t, T)}{\tau_{ap}}, \quad \forall T \geq t \geq 0. \quad (28)$$

那么就说 τ_{ap} 是系统的模式依赖平均驻留时间.

引理 1 考虑连续切换系统如式(26), 对于给定的常数 $\lambda_i > 0, \mu_i > 1$, 假设存在 C^1 函数 $V_i(E(t)), \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$, 即 k_∞ 函数 k_{1i}, k_{2i} , 对 $\forall i \in \mathbb{Z}$, 若有

$$k_{1i}(\|E(t)\|) \leq V_i(E(t)) \leq k_{2i}(\|E(t)\|), \quad (29)$$

$$\dot{V}_i(E(t)) \leq -\lambda_i V_i(E(t)), \quad (30)$$

并且 $\forall (t_i = p, t_i^- = q) \in M \times M, p \neq q$,

$$V_p(E(t_i)) \leq \mu_p V_q(E(t_i)) \quad (31)$$

且

$$\tau_{ap} \geq \tau_{api} = \frac{\ln \mu_i}{\lambda_i}, \quad (32)$$

那么这个切换系统对于所有切换信号是全局一致指数稳定的^[26].

以上倾转旋翼机参考模型跟踪控制可以总结为如下定理:

定理 2 给定扰动抑制水平 $\xi_i > 0$, 如果存在正定对称矩阵 Q_{1i} 、矩阵 Y_i 和 Z_i , 使得不等式

$$\begin{bmatrix} \Omega_i & C_i^T L_i^T & Q_{1i} B_{1i} & 0 \\ * & \Psi_i & 0 & Y_i \\ * & 0 & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} & 0 \\ * & * & 0 & -I_{4 \times 4} \end{bmatrix} < 0 \quad (33)$$

成立, 只要切换时间满足 $\tau_{ap} \geq \tau_{api} = \frac{\ln \mu_i}{\lambda_i}$, 则模型

跟踪误差能有效地满足给定的 H_∞ 性能指标且状态反馈控制器增益矩阵是 $K_{3i} = Z_i^T Y_i^{-1}$, 式中:

$$\Omega_i = (A_i - L_i C_i)^T Q_{1i} + Q_{1i} (A_i - L_i C_i) + I_{4 \times 4} + \lambda_i Q_{1i},$$

$$\Psi_i = Y_i A_r^T + Z_i B_{2i}^T + A_r Y_i + B_{2i} Z_i^T + Y_i \lambda_i.$$

证 对于切换系统(26), 考虑Lyapunov泛函 $V_i = E^T Q_i E$, 其中 Q_i 为对称正定矩阵, 则求得Lyapunov函数导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= \dot{E}^T Q_i E + E^T Q_i \dot{E} = \\ &(\bar{A}_i E + \bar{B}_i w)^T Q_i E + E^T Q_i (\bar{A}_i E + \bar{B}_i w) = \\ &E^T (\bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i) E + (E^T Q_i \bar{B}_i w)^T + \\ &(E^T Q_i \bar{B}_i w). \end{aligned} \quad (34)$$

令 $Y_i = Q_{2i}^{-1}, Z_i = Q_{2i}^{-1} K_{3i}^T$, 不等式(33)可写为

$$\begin{bmatrix} \Omega_i & (L_i C_i)^T & Q_{1i} B_{1i} & 0 \\ L_i C_i & \Delta_i & 0 & Q_{2i}^{-1} \\ (Q_{1i} B_{1i})^T & 0 & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} & 0 \\ 0 & Q_{2i}^{-1} & 0 & -I_{4 \times 4} \end{bmatrix} < 0, \quad (35)$$

式中

$$\Delta_i = Q_{2i}^{-1} A_r^T + Q_{2i}^{-1} K_{3i}^T B_{2i}^T + A_r Q_{2i}^{-1} +$$

$$B_{2i} K_{3i} Q_{2i}^{-1} + Q_{2i}^{-1} \lambda_i.$$

对式(35)运用Schur补引理可得

$$\begin{bmatrix} \Omega_i & (L_i C_i)^T & Q_{1i} B_{1i} \\ L_i C_i & \Delta_i & 0 \\ (Q_{1i} B_{1i})^T & 0 & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q_{2i}^{-1} Q_{2i}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} < 0, \quad (36)$$

即

$$\begin{bmatrix} \Omega_i & (L_i C_i)^T & Q_{1i} B_{1i} \\ L_i C_i & \Delta_i + Q_{2i}^{-1} Q_{2i}^{-1} & 0 \\ (Q_{1i} B_{1i})^T & 0 & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0. \quad (37)$$

在不等式(37)左乘右乘正定对称阵

$$\begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & Q_{2i}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix}^{-1},$$

不等式值不变, 因而可得

$$\begin{bmatrix} \Omega_i & (L_i C_i)^T Q_{2i} & Q_{1i} B_{1i} \\ Q_{2i} L_i C_i & \Xi_i & 0 \\ (Q_{1i} B_{1i})^T & 0 & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0, \quad (38)$$

其中

$$\Xi_i = (A_r + B_{2i} K_{3i})^T Q_{2i} + Q_{2i} (A_r + B_{2i} K_{3i}) + I_{4 \times 4} + \lambda_i Q_{2i}.$$

已知 $\bar{A}_i = \begin{bmatrix} A_i - L_i C_i & 0 \\ L_i C_i & A_r + B_{2i} K_{3i} \end{bmatrix}$, 取正定对

称矩阵 $Q_i = \begin{bmatrix} Q_{1i} & 0 \\ 0 & Q_{2i} \end{bmatrix}$, 不等式(38)等价于

$$\begin{bmatrix} I_{4 \times 4} + \bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i & (\bar{B}_i^T Q_i)^T \\ \bar{B}_i^T Q_i & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} < 0. \quad (39)$$

1) 当 $w \equiv 0$ 时, 首先保证系统(26)在 $w \equiv 0$ 时是指数稳定的, 系统(26)变为

$$\dot{E} = \bar{A}_i E. \quad (40)$$

已知Lyapunov泛函 $V_i = E^T Q_i E$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V}_i + \lambda_i V_i &= \\ \dot{E}^T Q_i E + E^T Q_i \dot{E} + \lambda_i E^T Q_i E &= \\ (\bar{A}_i E)^T Q_i E + E^T Q_i (\bar{A}_i E) + \lambda_i E^T Q_i E &= \\ E^T (\bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i) E. \end{aligned} \quad (41)$$

根据Schur补引理, 式(39)等价于

$$I_{4 \times 4} + \bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i +$$

$$(\bar{B}_i^T Q_i)^T \xi_i^{-2} \bar{B}_i^T Q_i < 0. \quad (42)$$

由式(42)可得

$$\bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i < -I_{4 \times 4} - Q_i^T \bar{B}_i \xi_i^{-2} \bar{B}_i^T Q_i. \quad (43)$$

已知 $Q_i > 0, \xi_i > 0$, 则

$$\bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i < 0, \quad (44)$$

所以得出

$$\dot{V}_i + \lambda_i V_i < 0. \quad (45)$$

当 $t \in [t_k, t_{k+1}]$, $i \in \sigma(t)$ 时, 从 t_k 到 t 进行积分, 得

$$V(E_t) = V_{\sigma(t)}(E_t) \leq e^{-\lambda_i(t-t_k)} V_{\sigma(t_k)}(E_{t_k}). \quad (46)$$

根据式(28)(31), 得

$$V(E_t) \leq \mu_i^{N_0} \cdot e^{-(\lambda_i - \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ap}})(t-t_0)} V_{\sigma(t_0)}(E_{t_0}). \quad (47)$$

从式(29)(34)可得

$$\|E(t)\| \leq \alpha e^{-(\lambda_i - \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ap}})(t-t_0)} \|E(t_0)\|, \quad \forall t \geq t_0, \quad (48)$$

即满足定义1且得出 $V_i(E(t))$ 以 $\rho = \lambda_i - \frac{\ln \mu_i}{\tau_{ap}}$ 为收敛率收敛到平衡点. 也就是说当 $w \equiv 0$ 时, 系统(26)是指数稳定的^[28].

2) 当 $w \neq 0$ 时, 需要证明切换系统满足系统的性能指标. 已知不等式(39)等价于

$$[E^T \quad W^T] \begin{bmatrix} \mathfrak{R}_i & (\bar{B}_i^T Q_i)^T \\ \bar{B}_i^T Q_i & -\xi_i^2 I_{2 \times 2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E \\ W \end{bmatrix} < 0, \quad (49)$$

式中 $\mathfrak{R}_i = I_{4 \times 4} + \bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i + \lambda_i Q_i$, 即

$$E^T E - \xi_i^2 w^T w + E^T (\bar{A}_i^T Q_i + Q_i \bar{A}_i) E + (E^T Q_i \bar{B}_i w)^T + (E^T Q_i \bar{B}_i w) + \lambda_i E^T Q_i E < 0. \quad (50)$$

由式(50)可得

$$E^T E - \xi_i^2 w^T w + \dot{V}_i + \lambda_i V_i < 0. \quad (51)$$

已知 $\lambda_i > 0, V_i > 0$, 即可得

$$E^T E - \xi_i^2 w^T w + \dot{V}_i < 0. \quad (52)$$

在零初始条件下, 即 $E(t) \equiv 0$, 给定的正常数 ξ_i , 引入如下性能指标函数:

$$J_i = \int_0^\infty (E^T E - \xi_i^2 w^T w) dt. \quad (53)$$

根据式(13)可知

$$J_i \leq \int_0^\infty (E^T E - \xi_i^2 w^T w + \dot{V}_i) dt. \quad (54)$$

由式(52), 则得

$$J_i \leq \int_0^\infty (E^T E - \xi_i^2 w^T w + \dot{V}_i) dt < 0, \quad (55)$$

即证得不等式(21).

综上可知式(48)(55)表明系统(26)满足定义2, 因

此可以实现对倾转旋翼机纵向线性切换系统的鲁棒跟踪控制. 证毕.

4 仿真结果及分析

为了验证本文所设计的控制器是有效的, 以XV-15模型为研究对象进行仿真验证, 进行配平线性化后选择了5个子系统, 短舱倾角 β_M 分别为 $0^\circ, 15^\circ, 32^\circ, 65^\circ, 90^\circ$. 表1列出了不同短舱角下的状态配平量.

表 1 不同短舱角下的状态配平量

Table 1 Amount of trim state under at different tilt angles

$\beta_M / (^\circ)$	$u_1 / (m \cdot s^{-1})$	$\delta_c / (^\circ)$	$\delta_e / (^\circ)$	$\theta / (^\circ)$
0	0	17.94	-3.2	0.5615
15	37	15.0	-5.686	0
32	57	13.752	-1.65	4.675
65	74	22.432	2.61	3.925
90	90	30.374	4.056	-6.159

在XV-15过渡段分别取短舱倾角为 $0^\circ, 15^\circ, 32^\circ, 65^\circ, 90^\circ$ 时进行配平线性化, 得到如图2所示的是倾转旋翼飞行器过渡段的过渡路径^[29], 图3所示的是倾转旋翼飞行器过渡段的总距操纵量.

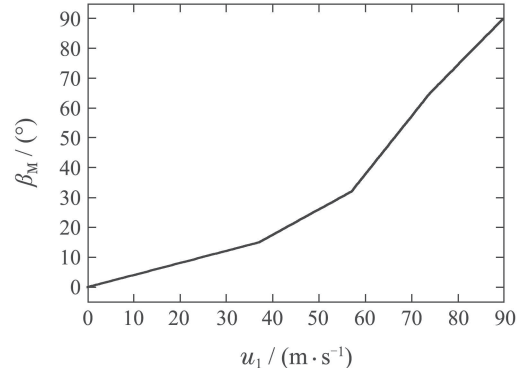


图 2 倾转旋翼机过渡路径

Fig. 2 Transition path of tiltrotor aircraft

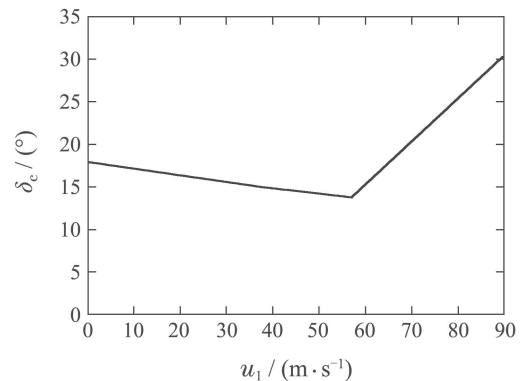


图 3 倾转旋翼飞行器过渡路径总距操纵量

Fig. 3 Transition path total distance manipulation of tiltrotor aircraft

图4所示的是过渡段的升降舵操纵量,图5所示的是过渡段的机体俯仰角。

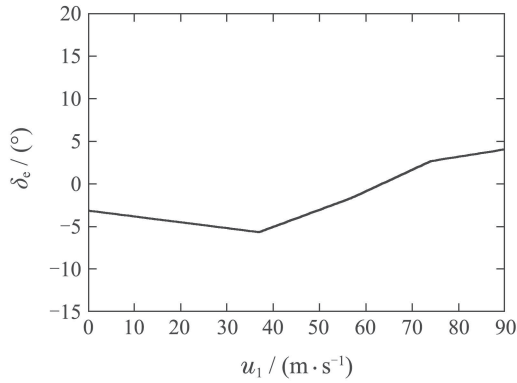


图4 倾转旋翼飞行器过渡路径升降舵操纵量

Fig. 4 Transition path elevator manipulation of tiltrotor aircraft

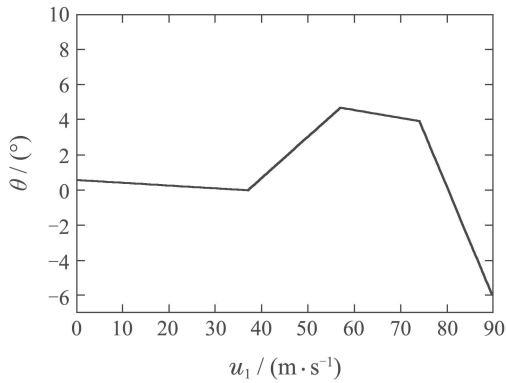


图5 倾转旋翼飞行器过渡路径机体俯仰角

Fig. 5 Transition path body pitch angle of tiltrotor aircraft

根据文献[30]所获得的倾转旋翼飞行器的参数,建立倾转旋翼器线性切换系统模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = A_i x + B_{2i} u + B_{1i} w, \\ y = C_i x. \end{cases} \quad (56)$$

系统模型参数如下:

$$A_1 = \begin{bmatrix} -0.0069 & 0.0966 & -4.5930 & -9.8141 \\ -0.2743 & -0.1719 & 10.2850 & -0.0958 \\ -0.0006 & -0.0521 & -0.4185 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} -0.1199 & 0.0296 & -3.5828 & -9.8146 \\ -0.4524 & -0.8148 & 53.4277 & 0 \\ 0.0574 & -0.3044 & -1.5379 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} -0.1011 & 0.2863 & 1.8704 & -9.7819 \\ -0.2296 & -0.8660 & 56.7706 & 0.8004 \\ -0.0255 & -5.7410 & -21.7409 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_4 = \begin{bmatrix} -0.2148 & -0.0674 & 5.9032 & -9.7916 \\ -0.4927 & -0.9599 & 73.4214 & 0.6716 \\ -0.0818 & 0.2250 & 1.1947 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_5 = \begin{bmatrix} -0.2479 & -0.0069 & -9.0956 & -9.7578 \\ -0.1660 & -1.6630 & 87.4705 & -1.0540 \\ -0.0471 & 0.1538 & 0.7999 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} -1.8180 & 0.0618 \\ -40.7292 & -0.1226 \\ 1.1314 & -0.1737 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 33.6777 & 0.2464 \\ 44.0471 & -3.1746 \\ -9.6839 & -8.0719 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_3 = \begin{bmatrix} 28.6133 & -0.1463 \\ -49.1554 & -3.5822 \\ 0.0816 & 0.9967 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_4 = \begin{bmatrix} 47.8226 & -0.4193 \\ 42.6163 & -6.0331 \\ 8.8101 & 8.0348 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_5 = \begin{bmatrix} 59.8851 & 0.9496 \\ 13.4325 & -8.6937 \\ 7.1414 & 7.1247 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0.0098 & 0 & 4.9811 \\ -0.0098 & 1 & 0 & -10.1330 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 4.2077 \\ 0 & 1 & 0 & -54.2077 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_3 = \begin{bmatrix} 0.9967 & -0.0816 & 0 & 2.3545 \\ 0.0816 & 0.9967 & 0 & -57.6455 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_4 = \begin{bmatrix} 0.9977 & -0.0684 & 0 & -0.0685 \\ 0.0684 & 0.9977 & 0 & -74.9315 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_5 = \begin{bmatrix} 0.9942 & 0.1074 & 0 & 0.1076 \\ -0.1074 & 0.9942 & 0 & -90.1076 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

选取初始状态量:

$$x_0 = [u_0 \ w_0 \ q_0 \ \theta_0]^T = [0 \ -1 \ -1 \ 0]^T,$$

$$\mu_1 = \mu_2 = \mu_3 = \mu_4 = \mu_5 = 1.5,$$

$$\lambda_1 = 0.1, \lambda_2 = 0.2, \lambda_3 = 0.15, \lambda_4 = 0.13, \lambda_5 = 0.17,$$

$$\tau_{ap1} = \frac{\ln \mu_1}{\lambda_1} = \frac{\ln 1.5}{0.1} = 4.055,$$

$$\tau_{ap2} = \frac{\ln \mu_2}{\lambda_2} = \frac{\ln 1.5}{0.2} = 2.027,$$

$$\tau_{ap3} = \frac{\ln \mu_3}{\lambda_3} = \frac{\ln 1.5}{0.15} = 2.703,$$

$$\tau_{ap4} = \frac{\ln \mu_4}{\lambda_4} = \frac{\ln 1.5}{0.13} = 3.119,$$

$$\tau_{ap5} = \frac{\ln \mu_5}{\lambda_5} = \frac{\ln 1.5}{0.17} = 2.385,$$

$$\tau_{ap} \geq \tau_{ap1} = 4.055.$$

根据式(32)可知 $\tau_{ap} \geq \tau_{ap5} = 4.055$. 取平均驻留时间 $\tau_{ap} = 4.5$, 选择切换信号如下:

$$\sigma(t) = \begin{cases} 1, & t \in [0, 6), \\ 2, & t \in [6, 11), \\ 3, & t \in [11, 17.5), \\ 4, & t \in [17.5, 30), \\ 5, & t \in [30, 40). \end{cases}$$

图6是倾转旋翼机过渡过程切换信号图.

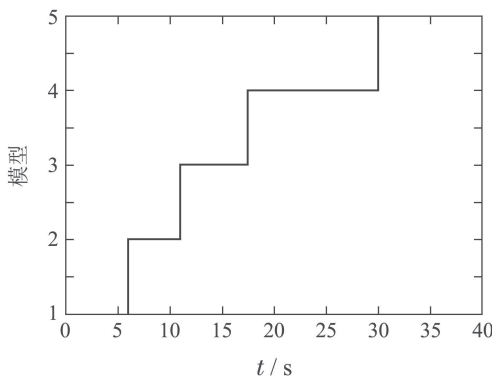


图 6 切换信号图

Fig. 6 Switching signal

通过定理1可求得LMI式(10), 并得到控制器增益

$$L_i, \gamma_1 = 4, \gamma_2 = 10, \gamma_3 = 5, \gamma_4 = 5, \gamma_5 = 2,$$

$$L_1 = 10^3 \times \begin{bmatrix} -0.0035 & 0.0067 & 0.0055 & 0.0751 \\ -0.0959 & 0.1326 & 0.1945 & 1.8125 \\ 0 & -0.005 & -0.005 & -0.049 \\ 0 & 0 & 0.0002 & 0.001 \end{bmatrix},$$

$$L_2 = 10^3 \times \begin{bmatrix} 0.3063 & 0.0543 & 0.8137 & 1.7732 \\ 0.2659 & 0.0624 & 1.1050 & 2.4347 \\ -0.4070 & -0.0368 & -0.2376 & -0.3075 \\ -0.0021 & -0.0002 & 0.0004 & 0.0002 \end{bmatrix},$$

$$L_3 = 10^4 \times \begin{bmatrix} -0.0702 & -0.0069 & -0.0658 & -0.2373 \\ 0.1447 & 0.0128 & 0.1161 & 0.4063 \\ 1.0549 & 0.0491 & 0.1277 & 0.4023 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0001 \end{bmatrix},$$

$$L_4 = 10^4 \times \begin{bmatrix} -0.2534 & 0.0403 & 1.7207 & 2.9558 \\ -0.1585 & 0.0366 & 1.5739 & 2.7104 \\ -0.1595 & 0.0068 & 0.3328 & 0.4717 \\ -0.0001 & 0 & 0.0033 & 0.0015 \end{bmatrix},$$

$$L_5 = 10^4 \times \begin{bmatrix} 0.0216 & 0.0128 & 2.2408 & 1.0615 \\ 0.0920 & 0.0061 & 0.5553 & 0.5131 \\ -0.0705 & -0.0009 & 0.2971 & -0.0798 \\ 0.0002 & 0 & 0.0008 & 0.0034 \end{bmatrix}.$$

通过定理2可求得LMI式(33), 并得到控制器增益 $K_{3i}, \xi_1 = 24.05, \xi_2 = 20, \xi_3 = 21, \xi_4 = 10, \xi_5 = 6.6$,

$$K_{31} = \begin{bmatrix} -0.5 & 75.5 & -5.4 & 0 \\ -150 & 10.7 & 50 & -3.1 \end{bmatrix},$$

$$K_{32} = \begin{bmatrix} -12.7874 & 5.5845 & -3.3722 & -0.0420 \\ 15.1666 & 405.5408 & 0.6948 & -0.0565 \end{bmatrix},$$

$$K_{33} = \begin{bmatrix} -90.8999 & 42.3328 & -17.3196 & -0.002 \\ 47.7825 & -22.3124 & 20.5274 & 0.0051 \end{bmatrix},$$

$$K_{34} = \begin{bmatrix} -530.5 & -100.9 & -150.8 & 9.5 \\ 2000.1 & -50.6 & 205.3 & -68.5 \end{bmatrix},$$

$$K_{35} = \begin{bmatrix} -699.6 & -31.7 & 39 & 30.2 \\ 701.3 & -17.6 & -108.3 & -30.5 \end{bmatrix}.$$

下面是运用鲁棒 H_∞ 跟踪控制方法结合平均驻留时间对倾转旋翼飞行器过渡段飞行切换进行切换仿真的结果图. 图7-10分别为基于上述控制方法所得到的前飞速度 u_1 、垂向速度 w 、俯仰角速度 q 和俯仰角 θ 状态响应图.

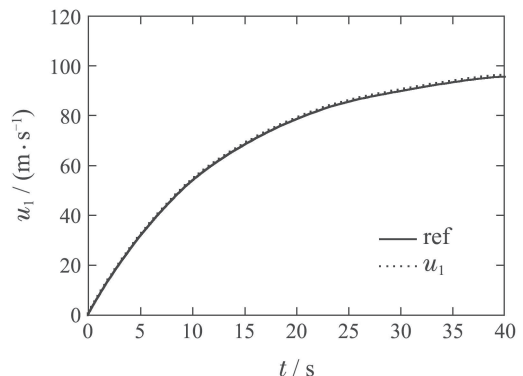


图 7 过渡过程前飞速度 u_1 状态响应

Fig. 7 Forward flight speed response u_1 during the transition

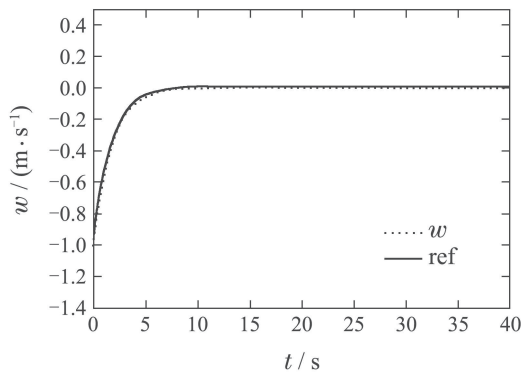
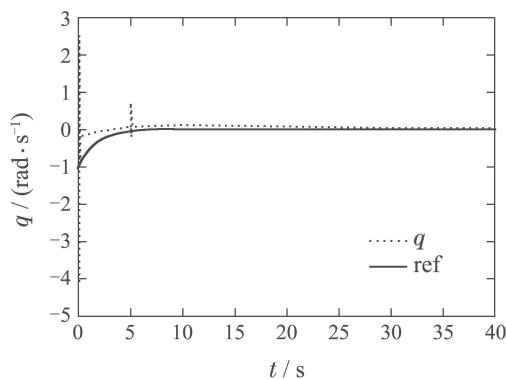
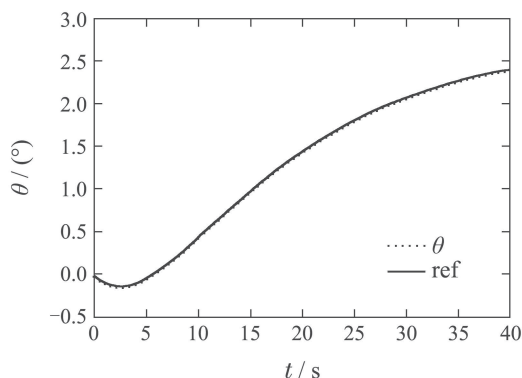
图8 过渡过程垂向速度 ω 状态响应Fig. 8 Vertical velocity state response ω during transition图9 过渡过程俯仰角速度 q 状态响应Fig. 9 Pitch angular velocity state response q during transition图10 过渡过程俯仰角 θ 状态响应Fig. 10 Pitch angle state response θ during transition

图7–10是基于平均驻留时间鲁棒 H_∞ 跟踪控制方法所得到的状态跟踪仿真响应图,从图像可以看出利用本文的方法可以使得倾转旋翼飞行器在整个过渡过程中能有效平稳地进行切换,充分验证此跟踪切换控制方法适用于倾转旋翼机从直升机模态转换到固定翼模态的飞行控制。

5 结束语

本文针对倾转旋翼飞行器过渡过程的跟踪切换问题,结合倾转旋翼飞行器的短舱倾角在其过渡飞行过程中会随着时间不断变化的特点,给出了纵向运动学模型,通过配平线性化得到了倾转旋翼机在平衡状态

下的工作点,而这几组平衡状态可近似描述倾转旋翼飞行器整个飞行过渡过程。同时,由于飞行过程中飞机会受到各种干扰的影响,设计状态观测器对不可观测状态进行估计,以提高系统的抗干扰能力。本文提出了一种平均驻留时间切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制的方法进行倾转旋翼机过渡段的飞行控制,通过求解线性矩阵不等式得到了系统跟踪切换过程稳定的可行解。仿真结果验证了所设计的控制器能保证飞行器过渡过程切换跟踪控制的稳定性,对进一步研究倾转旋翼飞行器过渡段切换控制技术具有很好的参考价值。未来工作将对倾转旋翼机的横侧向运动设计鲁棒跟踪控制器,同时设计线性干扰观测器来处理倾转旋翼机在飞行过程中会遇到的干扰等问题以提高系统的抗干扰能力。

参考文献:

- [1] FAN Yonghua, YANG Jun, LAI Shuiqing, et al. Design of an optimal flight control system for tiltrotor conversion. *Flight Dynamic*, 2007, 25(1): 47 – 50.
(凡永华, 杨军, 赖水清, 等. 倾转旋翼机过渡段最优飞行控制系统设计. 飞行力学, 2007, 25(1): 47 – 50.)
- [2] THOMPSON T H. *The Bell Helicopter XV-3 and XV-15 Experimental Aircraft*. Washington DC: AIAA, 1990.
- [3] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. *The History of XV-15 Tiltrotor Research Aircraft from Concept to Flight*. Washington DC: NASA Ames Research Center, 2000.
- [4] CAI Jing, CAI Ruhong. Development process and key technologies of the V-22 osprey tiltrotor aircraft. *Aeronautical Science Technology*, 2013, 3(1): 11 – 14.
(蔡婧, 蔡汝鸿. V-22 “鱼鹰”倾转旋翼机研制历程与关键技术. 航空科学技术, 2013, 3(1): 11 – 14.)
- [5] KENDOUL F, FANTONI I, LOZANO R. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors. *IEEE Transactions on Robotics*, 2006, 22(6): 1297 – 1302.
- [6] RYSDYK R, LEONHART B, CALISE A. Development of an intelligent flight propulsion & control system: Nonlinear adaptive control. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Dever, CO, USA: AIAA, 2000: 3943 – 3954.
- [7] GUO Jiandong. *Flight control of unmanned tiltrotor aircraft*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
(郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究. 南京: 南京航空航天大学, 2013.)
- [8] CHENG Shang. *Modelling and simulation of tiltrotor*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
(程尚. 倾转旋翼飞行器建模及仿真研究. 南京: 南京航空航天大学, 2010.)
- [9] ZHANG Yitao, LI Ming, LI Da. A simplified flight simulation model of tiltrotor aircraft. *Helicopter Technique*, 2008, 2(5): 11 – 16.
(张义涛, 李明, 李达. 倾转旋翼飞行器飞行仿真建模. 直升机技术, 2008, 2(5): 11 – 16.)
- [10] ZHU Yuan. *A mathematical model of tiltrotor flight dynamics and investigation of flight control in transition mode*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
(朱源. 倾转旋翼飞机过渡模式动力学建模与控制研究. 南京: 南京航空航天大学, 2005.)
- [11] WU Min, GUI Weihua, GUO Haijiao, et al. H_∞ state feedback control based on state observer. *Control Theory & Applications*, 1991, 9(6): 660 – 665.

- (吴敏, 桂卫华, 郭海蛟, 等. 基于状态观测器的 H_∞ 状态反馈控制. 控制理论与应用, 1991, 9(6): 660 – 665.)
- [12] HOU Zhongxi, LIU Jianxia. Controller design for hypersonic gliding vehicle based on trajectory linearization observer. *Journal of Ballistics*, 2011, 2(23): 1 – 5.
(侯中喜, 刘建霞. 基于状态观测器的高超声速滑翔飞行器控制系统设计. 弹道学报, 2011, 2(23): 1 – 5.)
- [13] TAN Shanshan, YANG Hongjiu, LU Jiyong, et al. Attitude control of aircraft based on extended state observer. *Journal of Yanshan University*, 2017, 6(41): 521 – 527.
(檀姗姗, 杨洪玖, 路继勇, 等. 基于扩张状态观测器的飞行器姿态控制研究. 燕山大学学报, 2017, 6(41): 521 – 527.)
- [14] CAI Xihai, FU Rong, ZENG Jianping. Robust H_∞ gain-scheduling control for mode conversion of tiltrotor aircrafts. *Journal of Xiamen University (Natural Science)*, 2016, 55(3): 382 – 389.
(蔡系海, 付荣, 曾建平. 倾转旋翼机模态转换的鲁棒 H_∞ 增益调度控制. 厦门大学学报(自然科学版), 2016, 55(3): 382 – 389.)
- [15] LI Wei, WANG Qing, DONG Zhaoyang. H_∞ controller design for a class of nonideal switched systems. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(10): 1405 – 1410.
(李玮, 王青, 董朝阳. 一类非理想切换系统的 H_∞ 控制器设计. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(10): 1405 – 1410.)
- [16] XIA Chuan, DONG Zhaoyang. Finite-time H_∞ tracking control for switched morphing aircraft. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(3): 485 – 493.
(夏川, 董朝阳. 变体飞行器有限时间切换 H_∞ 跟踪控制. 兵工学报, 2018, 39(3): 485 – 493.)
- [17] WANG Zhiqiang. *Research on finite time state tracking based on the model reference*. Dongbei: Northeast Electric Power University, 2010.
(王志强. 基于模型参考控制的有限时间状态跟踪研究. 东北: 东北电力大学, 2010.)
- [18] XIA Qingyuan. *Design and verification of an unmanned tiltrotor aircraft and its flight control system*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
(夏青元. 无人倾转旋翼飞行器飞行控制系统设计与验证. 南京: 南京航空航天大学, 2013.)
- [19] RYSDYK R T, CALISE A J. Adaptive model inversion flight control for tiltrotor aircraft. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1999, 22(3): 402 – 407.
- [20] CHEN Shang. *Modelling and simulation of tiltrotor*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
(陈尚. 倾转旋翼飞行器建模及仿真研究. 南京: 南京航空航天大学, 2010.)
- [21] HARENDRA P B, JOGLEKAR M J, GAFFEY T M. V/STOL tiltrotor study. *Volume 5: A mathematical Model for Real Time Flight Simulation of the Bell Model 301 Tiltrotor Research Aircraft*. NASA–CR–114614.
- [22] SHA Hongwei. *A mathematical model of unmanned tiltrotor aircraft and research on attitude control system design*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
(沙虹伟. 无人倾转旋翼机飞行力学建模与姿态控制技术. 南京: 南京航空航天大学, 2007.)
- [23] GAO Zheng, CHEN Renliang. *Helicopter Flight Dynamics*. Beijing: Science Press, 2003.
(高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学. 北京: 科学出版社, 2003.)
- [24] SUN Zhen, WANG Rui, ZHOU Wenya. Finite-time switching control for flight mode transition of tiltrotors. *Control and Decision*, 2018, 3(2): 381 – 384.
(孙振, 汪锐, 周文雅. 倾转旋翼机过渡飞行模式的有限时间切换控制. 控制与决策, 2018, 3(2): 381 – 384.)
- [25] WANG zhenfang, LUO Fang, MA Ruiqing. Design of observer-based state feedback controller for fractional-order continuous linear systems. *Natural Science*, 2018, 34(4): 27 – 30.
(王振芳, 罗芳, 马瑞青. 分数阶连续线性系统基于观测器的 H_∞ 状态反馈控制器的设计. 自然科学版, 2018, 34(4): 27 – 30.)
- [26] WANG Yaocheng, WANG Junqing. H_∞ controller design for networked control systems with time-delay. *Ludong University Journal (Natural Science Edition)*, 2006, 22(3): 164 – 167.
(王天成, 王军庆. 时滞网络控制系统的 H_∞ 控制器设计. 鲁东大学数学与信息学院, 2006, 22(3): 164 – 167.)
- [27] WAN Huafang. *Research on conversion mode of tiltrotor aircraft by simulation*. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
(万华芳. 倾转旋翼飞行器过渡段仿真研究. 南京: 南京航空航天大学, 2011.)
- [28] ZHANG Wen'an, LI Yu. Output feedback stabilization of networked control systems with packet dropouts. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2007, 53(9): 1705 – 1710.
- [29] CHEN Xiao, WANG Xiaoyan, WANG Xinmin. Improved design of smooth transition control system for tiltrotor aircraft. *Computer Engineering and Applications*, 2019, 1(14): 20 – 29.
(陈晓, 王晓燕, 王新明. 改进的倾转旋翼机平稳过渡控制系统设计. 计算机工程与运用, 2019, 1(14): 20 – 29.)
- [30] KLEINHESSE K M. *Stability and control modeling of tiltrotor aircraft*. 2007, <http://hdl.handle.net/1903/7016>.

作者简介:

杨洁 硕士研究生, 目前研究方向为倾转旋翼机过渡过程切换控制, E-mail: 736055821@qq.com;

陈谋 教授, 博士, 目前研究方向为非线性系统控制、综合火力、飞行推进控制, E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn;

熊师洵 博士研究生, 目前研究方向为无人机飞行控制系统, E-mail: xgybq321@163.com;

熊英 硕士研究生, 目前研究方向为变后掠翼近空间飞行器轨迹跟踪控制, E-mail: 904579394@qq.com.