

doi: 10.7690/bgzdh.2020.09.011

基于 T-S 模糊的复合式高速直升机鲁棒控制器

杨 杰, 陈燕云, 何 伟, 盛守照

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对复合式高速直升机在不同飞行模式过渡过程中气动特性和操纵方式变化显著, 并存在参数不确定的特点, 设计一种基于 T-S 模糊的鲁棒跟踪控制器。根据 T-S 模糊理论, 将复合式高速直升机纵向非线性模型转化为 T-S 模型, 在设计跟踪控制器时引入模糊前馈, 采用 Lyapunov 方法证明系统跟踪误差渐近稳定, 并运用线性矩阵不等式求解控制器参数。仿真结果表明: 该控制器能确保复合式高速直升机准确跟踪空速参考指令, 对系统的不确定具有强鲁棒性。

关键词: 复合式高速直升机; T-S 模糊; 鲁棒跟踪控制; 模糊前馈

中图分类号: TP202 **文献标志码:** A

Robust Controller of Compound High Speed Helicopter Based on T-S Fuzzy

Yang Jie, Chen Yanyun, He Wei, Sheng Shouzhao

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

Abstract: In order to solve the problem of wide variation of aerodynamic and manipulation characteristics, parameter uncertainty of compound high-speed helicopter during the transition of different flight modes, a robust tracking controller based on T-S fuzzy theory is designed. According to the T-S fuzzy theory, the longitudinal non-linear compound high-speed helicopter model is transformed into the T-S model. Fuzzy feedback is introduced in tracing controller design. The Lyapunov method is used to prove that the asymptotic stability of system tracking error, and the linear matrix inequality (LMI) is used to solve the controller parameter. The simulation shows that the controller can guarantee that the compound high-speed helicopter could accurately track the airspeed reference command with strong robustness to uncertainty of system.

Keywords: compound high-speed helicopter; T-S fuzzy, robust tracking control; fuzzy feed forward

0 引言

随着各国军事水平的不断提高, 对直升机这一具有良好的低空低速性能机种也有了更高的要求, 高速直升机应运而生^[1]。现阶段, 高速直升机大致分为 3 类: 1) 以 V-22 “鱼鹰” 为代表的倾转式; 2) 以 X2 为代表的复合式; 3) 以“蜻蜓”为代表的停转式^[2-3]。倾转式与停转式高速直升机悬停能力相对较差, 而复合式在传统直升机基础上通过辅助动力提高飞行速度, 特别是前行桨叶概念 (advanced blade concept, ABC) 旋翼的发展^[4], 使得复合式高速直升机成为当前高速直升机研究的热点之一。

由于其万能逼近性, T-S (Takagi-Sugeno) 模糊模型自 1985 年由日本学者 Takagi 和 Sugeno 提出以来就取得了不少研究成果^[5-6]。T-S 模糊控制器通过隶属度函数可以平滑连接各个子控制器, 以避免控制器切换带来的抖动问题^[7]。文献[8]研究了 T-S 模

糊系统的鲁棒镇定问题; 文献[9]结合 T-S 模型与鲁棒控制方法, 将参考输入作为增广干扰的分量设计鲁棒跟踪控制器, 但增广系统状态方程个数过多, 大大增加了控制器求解难度。

笔者以 Sikorsky 公司研制的 X2 复合式高速直升机为对象, 最大飞行速度可达 430 km/h。该型高速直升机采用“ABC 旋翼+推进螺旋桨”构型。在大包线飞行过程中, 随着飞行模态的改变, 高速直升机的气动特性和操纵方式发生较大变化, 要求控制器能随着飞行状态的改变而自适应切换控制器, 并且对系统不稳定有较强的鲁棒性, 从而保证高速直升机在整个包线范围内的稳定性。

笔者基于模糊理论建立高速直升机 T-S 模糊模型, 设计模糊鲁棒跟踪控制器实现高速直升机整个包线模态切换与空速指令跟踪, 引入模糊前馈以降低控制器设计的保守性, 并通过仿真验证了算法的有效性。

收稿日期: 2020-05-10; 修回日期: 2020-06-07

基金项目: 南京航空航天大学国防重大项目培育基金 (NP201845)

作者简介: 杨 杰 (1995—), 男, 河南人, 硕士, 从事先进飞行器控制研究。E-mail: 850881696@qq.com。

1 复合式高速直升机 T-S 模糊模型

1.1 复合式高速直升机布局

与传统直升机相比，复合式高速直升机采用了共轴双旋翼和推进螺旋桨布局。共轴双旋翼代替了尾桨，推进螺旋桨用以提高飞行速度。低速飞行模式下，旋翼不但提供升力，而且提供前向和侧向拉力；在高速飞行模式下，前向力主要由推进螺旋桨提供，升力由机身和双旋翼提供。

随着飞行速度的提高，升降舵、方向舵的操纵效率逐渐增大。根据不同执行机构的操纵效率，将复合式高速直升机分为低速模态 (0~40 m/s)、过渡模态 (40~50 m/s) 和高速模态 (50~120 m/s) 3 个阶段。低速模态下，操纵方式与传统共轴双旋翼直升机类似。高速模态下，通过升降舵偏转、升降舵差动偏转、方向舵偏转以及推进螺旋桨实现高速飞行。低速模态和高速模态之间的过程称为过渡模态。过渡模态为 2 套执行机构的操纵权限转换。3 种飞行模态操纵方式如表 1 所示。

表 1 高速直升机 3 种飞行模态操纵方式

飞行模态	操纵方式			
	滚转	俯仰	偏航	功率(拉力)
低速	横向周期变距	纵向周期变距	旋翼差动总距	旋翼总距
过渡	低速模态操作机构与高速模态操纵机构共同参与			
高速	升降舵差动	升降舵	方向舵	推进螺旋桨距

1.2 纵向动力学模型

建立可信度高的复合式高速直升机模型是进行直升机特性分析与控制研究的前提。笔者采用机理建模方式，建立高速直升机机身、水平尾翼、垂直尾翼、推进螺旋桨、上下旋翼气动模型，在此基础上构建整个飞行器非线性动力学模型如图 1。

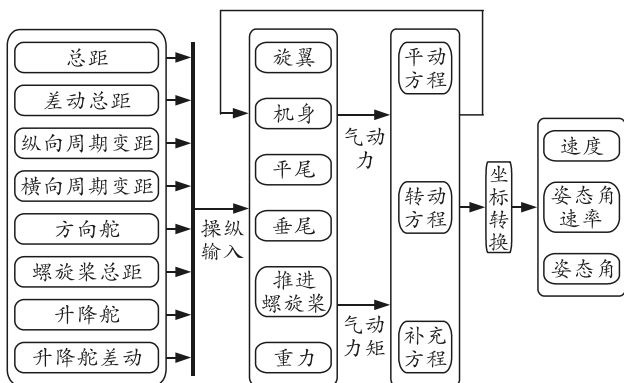


图 1 高速直升机飞行动力学建模

高速直升机的气动特性和操纵特性随前飞速度变化而大幅改变，其纵向非线性动力学模型为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{v} &= (T \cos \alpha - D) / m + g(-\cos \alpha \sin \theta + \sin \alpha \cos \theta) \\ \dot{\alpha} &= q - [T \sin \alpha + L - mg(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \theta)] \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= M / I_y \\ \dot{H} &= v \sin(\theta - \alpha) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： v, α, θ, q, H 分别为空速、迎角、俯仰角、俯仰角速度和高度； T, D, L, M 分别为前向拉力、阻力、升力以及俯仰力矩，由各个部件气动力、气动力矩相加得到； I_y 为绕机体 Y 轴的转动惯量。

1.3 复合式高速直升机 T-S 模糊模型

T-S 模糊系统一般定义^[10]为：

Rule i : IF z_1 is M_{i1} and z_2 is M_{i2} and $\dots z_n$ is M_{in} ,

Then $y_{TS_i} = f_{TS_i}(z_1, z_2, \dots, z_n), i = 1, 2, \dots, r$ 。 (2)

式中： $z_j (j = 1, 2, \dots, n)$ 为前件输入变量； M_{ij} 为模糊子集； r 为模糊规则数； $f_{TS_i}(\bullet)$ 为线性或非线形函数。对于高速直升机纵向动力学模型，可以由以下 T-S 模糊模型进行逼近：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= \sum_{i=1}^N h(z(t))(A_i x(t) + B_i u(t)) + \varepsilon(x(t), t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中

$$h(z(t)) = \mu_i(z(t)) / \sum_{j=1}^N \mu_j(z(t)) \quad (4)$$

其中： $\mu_i(\bullet)$ 为当 $z(t)$ 取第 i 个模糊子集时的隶属度函数； u 为纵向通道执行机构 $[B_1 \ \delta_c \ \delta_e \ \delta_T]$ ，分别为纵向周期变距、旋翼总距、升降舵偏转角、推进螺旋桨总距，低速模态下升降舵和推进螺旋桨不参与控制，高速模态下纵向周期变距不参与控制，旋翼总距仅用于平衡重力； $\varepsilon(x(t), t)$ 表示系统不确定性，为连续有界可微函数； $y(t)$ 为系统输出。

在低空飞行时，空速 v 对高速直升机的气动特性与操纵特性影响最大，直接关系到控制器的设计；因此，以 v 为前件输入变量，从高速直升机悬停状态 $v=0$ m/s 到 $v=120$ m/s 进行模糊划分。取关于 v 的模糊集合

$$v = \{0, 40, 50, 85, 120\} \text{ m/s} \quad (5)$$

经过反复实验对比，得到各个前件输入变量对应的隶属度函数如下：

$$\mu_{v=0 \text{ m/s}}(v) = \frac{1}{1 + e^{0.3(v-20)}} \quad (6)$$

$$\mu_{v=40 \text{ m/s}}(v) = \frac{1}{1 + e^{-0.3(v-20)}} \cdot \frac{1}{1 + e^{v-45}}; \quad (7)$$

$$\mu_{v=50 \text{ m/s}}(v) = \frac{1}{1 + e^{-v+45}} \cdot \frac{1}{1 + e^{-0.4(v-67.5)}}; \quad (8)$$

$$\mu_{v=85 \text{ m/s}}(v) = \frac{1}{1 + e^{-0.4(v-67.5)}} \cdot \frac{1}{1 + e^{0.4(v-102.5)}}; \quad (9)$$

$$\mu_{v=120 \text{ m/s}}(v) = 1 / (1 + e^{-0.4(v-102.5)}). \quad (10)$$

模糊隶属度函数曲线如图 2 所示。

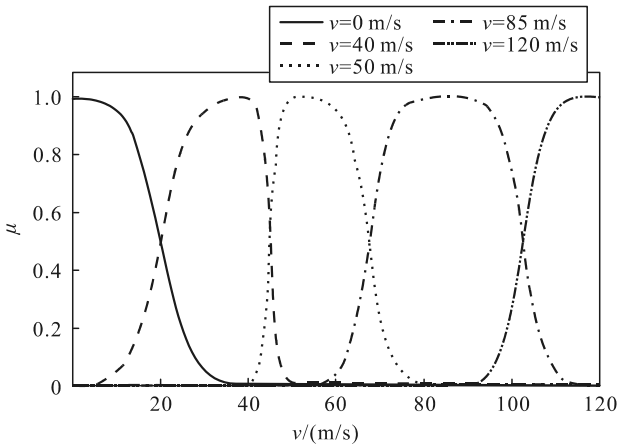


图 2 前件输入变量的模糊隶属度函数

2 复合式高速直升机鲁棒跟踪控制器设计

考虑式(3)所示系统, 假设各线性子系统可控, 设计跟踪控制律 $u(t)$ 使得系统输出 $y(t)$ 跟踪参考空速指令 $y_r(t)$, $y_r(t)$ 可由以下参考模型生成:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_r(t) &= A_r x_r(t) \\ y_r(t) &= C_r x_r(t) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中: $x_r(t) \in \mathbb{R}^m$, $x_r(0) = x_{r0}$, $y_r(t) \in \mathbb{R}^l$; $A_r \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $C_r \in \mathbb{R}^{l \times m}$, 通常 $m < n$ 。

定义速度跟踪误差

$$e(t) = y(t) - y_r(t) = Cx(t) - C_r x_r(t). \quad (12)$$

使得 $e(t)$ 在控制律 $u(t)$ 作用下有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} (y(t) - y_r(t)) = 0. \quad (13)$$

设计并行分配补偿 (parallel distributed compensation, PDC) 鲁棒跟踪控制律, 规则为:

$$\begin{aligned} \text{Rule } j: & \text{ IF } z_j \text{ is } M_j, \\ \text{Then } & u(t) = F_j x_r(t) + \Delta u, j = 1, 2, \dots, r. \end{aligned} \quad (14)$$

式中 $F_j \in \mathbb{R}^{q \times m}$ 为未知实常数矩阵, 则控制器为

$$u(t) = \sum_{j=1}^r h_j(z) F_j x_r(t) + \Delta u. \quad (15)$$

假设存在实常数矩阵 $H \in \mathbb{R}^{n \times m}$, 满足

$$\left. \begin{aligned} \Delta x &= x(t) - Hx_r(t) \\ \Delta y &= y(t) - y_r(t) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

式中 $\Delta u, \Delta x, \Delta y$ 为被控对象与参考对象的控制量、状态量、输出量的偏差。把式(11)、式(15)、式(16)代入式(3), 有

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r h_i h_j(z) [(A_i H + B_i F_j - H A_r) x_r(t) + \\ & A_i \Delta x + B_i \Delta u] + \varepsilon(x(t), t), \\ \Delta y &= C \Delta x + (C H - C_r) x_r(t). \end{aligned} \quad (17)$$

为证明在控制器式(15)的作用下, 式(3)所示系统输出可以稳定跟踪参考输出, 给出以下定理。

定理 1 假设存在常数矩阵 $\Psi \in \mathbb{R}^{n \times n}$, 使得系统不确定函数 $\|\varepsilon(x(t), t)\| \leq \|\Psi \Delta x\|$, 即 $\varepsilon(x(t), t)$ 2 范数有界, 对于 $i, j = 1, 2, \dots, r$, 存在矩阵 F_j, H , 满足

$$A_i H + B_i F_j = A_r; \quad (18)$$

$$C H = C_r. \quad (19)$$

并且, 给定常数 $\gamma > 0$, 存在实对称正定矩阵 P 、实矩阵 k , 使得下式成立

$$\Xi = \begin{bmatrix} \bar{A}_{ij}^T P + P \bar{A}_{ij} + \frac{1}{\gamma^2} \Psi^T \Psi & P \\ P & -\frac{1}{\gamma^2} I \end{bmatrix} < 0. \quad (20)$$

式中 $\bar{A}_{ij} = A_i + B_i K_j$ 。那么, 控制器式(15)可满足系统

跟踪要求, $\Delta u = \sum_{j=1}^r h_j(z) K_j \Delta x$ 为系统式(17)的鲁棒镇定控制器, 证明如下。

证明: 式(18)、式(19)可通过求解 Lyapunov 型方程的方法求解得到 F_j, H 。将式(18)、式(19)代入式(17)可得:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{x} &= \sum_{i=1}^r h_i(z) (A_i \Delta x + B_i \Delta u) + \varepsilon(x(t), t) \\ \Delta y &= C \Delta x \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

上式描述了被控对象与参考输出偏离的动力学模型。

系统的状态反馈控制器为

$$\Delta u = \sum_{j=1}^r h_j(z) K_j \Delta x. \quad (22)$$

将式(21)代入式(20)可得

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{x} &= \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r h_i h_j (A_i + B_i K_j) \Delta x + \varepsilon(x(t), t) \\ \Delta y &= C \Delta x \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

根据 Lyapunov 方法证明该系统渐近稳定。假设 $\exists P \in \mathbb{R}$ ，令 Lyapunov 函数为

$$v(t) = \Delta x^T P \Delta x + \int_0^t \left(\left\| \frac{1}{\gamma} \Psi \Delta x(t) \right\|^2 - \left\| \frac{1}{\gamma} \varepsilon(x(\tau), \tau) \right\|^2 \right) d\tau. \quad (24)$$

式中根据假设 $\|\varepsilon(x(t), t)\| \leq \|\Psi \Delta x\|$ ，有

$$\int_0^t \left(\left\| \frac{1}{\gamma} \Psi \Delta x(t) \right\|^2 - \left\| \frac{1}{\gamma} \varepsilon(x(\tau), \tau) \right\|^2 \right) d\tau \geq 0. \quad (25)$$

则 $v(t) > 0$ ， $v(t)$ 对时间 t 求导，有

$$\begin{aligned} \dot{v}(t) &= \Delta \dot{x}^T P \Delta x + \Delta x^T P \Delta \dot{x} + \left\| \frac{1}{\gamma} \Psi \Delta x(t) \right\|^2 - \left\| \frac{1}{\gamma} \varepsilon(x(t), t) \right\|^2 = \\ &= \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r h_i h_j \Delta x^T (\bar{A}_{ij}^T P + P \bar{A}_{ij}) \Delta x + \Delta x^T P \varepsilon(x(t), t) + \\ &= \left\| \frac{1}{\gamma} \Psi \Delta x(t) \right\|^2 - \left\| \frac{1}{\gamma} \varepsilon(x(t), t) \right\|^2 = \\ &= \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r h_i h_j \begin{bmatrix} \Delta x \\ \varepsilon(x(t), t) \end{bmatrix}^T \Xi \begin{bmatrix} \Delta x \\ \varepsilon(x(t), t) \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (26)$$

由式 (19) 可知 $\Xi < 0$ ，则 $\dot{v}(t) < 0$ ，即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta x(t) \rightarrow 0$ ，由式(23)可知， $\Delta y \rightarrow 0$ ，即系统输出可以渐进跟踪参考输出。证毕。

将式(16)、式(22)代入式(15)可得：

$$\Delta u = \sum_{j=1}^r h_j K_j (x - Hx_r); \quad (27)$$

$$u = u_1 + u_2. \quad (28)$$

式中： $u_1 = \sum_{j=1}^r h_j K_j x$ 为镇定反馈控制律； K_j 为镇定反

馈增益； $u_2 = \sum_{j=1}^r h_j K_{rj} x_r$ 为跟踪前馈控制律，其中，

$K_{rj} = F_j - K_j H$ 为前馈控制增益。可将式(14)所示的控制律化为：

Rule j : IF z_j is M_j ,

Then $u(t) = K_j x_j(t) + K_{rj} x_r(t), j = 1, 2, \dots, r.$ (29)

由此可得出该反馈加前馈控制系统结构图。

由图 3 可知，控制器由模糊前馈控制器和模糊反馈控制器组成。矩阵 F_j, H 由式(18)、式(19)解得，矩阵 K_j 满足式(20) $\Xi < 0$ ，由于该式为非线性矩阵不等式，较难求解；因此，给出以下定理，求解矩阵 K_j 。

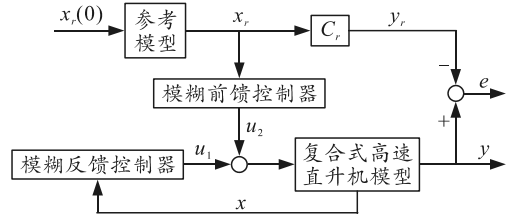


图 3 高速直升机模糊鲁棒控制器结构

首先列出证明定理 2 所需要的 Schur 补引理。

引理 1 Schur Complement:

对于分块矩阵 $X = \begin{bmatrix} X_{11} & X_{12} \\ X_{12}^T & X_{22} \end{bmatrix}$ ，下述 3 个条件

等价：

- 1) $X < 0$;
- 2) $X_{11} < 0$ ，且 $X_{22} - X_{12}^T X_{11}^{-1} X_{12} < 0$;
- 3) $X_{22} < 0$ ，且 $X_{11} - X_{12}^T X_{22}^{-1} X_{12} < 0$ 。

定理 2 对 $i, j = 1, 2, \dots, r$ ， $\exists X \in \mathbb{R}$ ， $W_j \in \mathbb{R}$ 使得

下式成立：

$$\left. \begin{aligned} \psi_{ii} < 0, i = 1, 2, \dots, r \\ \psi_{ij} + \psi_{ji} < 0, 1 \leq i < j \leq r \end{aligned} \right\}. \quad (30)$$

式中

$$\psi_{ij} = \begin{bmatrix} X A_i^T + A_i X + W_j^T B_i^T + B_i W_j + \gamma^2 I & X \Psi^T \\ \Psi X & -\frac{1}{\gamma^2} I \end{bmatrix}. \quad (31)$$

则根据式(30)的解 X, W_j ，可得反馈控制增益矩阵 $K_j = X^{-1} W_j$ 。

证明：对定理 1 中式(20)左右同时乘矩阵

$$\begin{bmatrix} P^{-1} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}, \text{ 有}$$

$$\begin{bmatrix} P^{-1} \bar{A}_{ij}^T + \bar{A}_{ij} P^{-1} + \frac{1}{\gamma^2} P^{-1} \Psi^T \Psi P^{-1} & I \\ I & -\frac{1}{\gamma^2} I \end{bmatrix} < 0. \quad (32)$$

令 $X = P^{-1}$ ，则

$$\begin{bmatrix} X \bar{A}_{ij}^T + \bar{A}_{ij} X + \frac{1}{\gamma^2} X \Psi^T \Psi X & I \\ I & -\frac{1}{\gamma^2} I \end{bmatrix} < 0. \quad (33)$$

根据 Schur 补引理，将上式改写为：

$$X \bar{A}_{ij}^T + \bar{A}_{ij} X + \frac{1}{\gamma^2} X \Psi^T \Psi X + \gamma^2 I < 0. \quad (34)$$

将 $\bar{A}_{ij} = A_i + B_i K_j$ 代入上式有

$$X(A_i + B_i K_j)^T + (A_i + B_i K_j)X + \frac{1}{\gamma^2} X \Psi^T \Psi X + \gamma^2 I < 0. \quad (35)$$

令 $W_j = K_j X$, 有

$$X A_i^T + A_i X + W_j^T B_i^T + B_i W_j + \gamma^2 I + \frac{1}{\gamma^2} X \Psi^T \Psi X < 0. \quad (36)$$

根据 Schur 补引理可得

$$\begin{bmatrix} X A_i^T + A_i X + W_j^T B_i^T + B_i W_j + \gamma^2 I & X \Psi^T \\ \Psi X & -\frac{1}{\gamma^2} I \end{bmatrix} < 0. \quad (37)$$

即 $\psi_{ij} < 0$ 。根据 T-S 模糊模型二次稳定条件, $\psi_{ij} < 0$ 等价于式(30)成立。证毕。采用 Matlab 的 LMI 工具包可以求出矩阵 X, W_j , 即得到反馈控制增益 $K_j = X^{-1} W_j$ 。

3 仿真实验

高速直升机主要参数如表 2 所示。

表 2 高速直升机基本参数

项目	参数	项目	参数
机体质量/kg	2 406	旋翼半径/m	4.02
发动机功率/kW	1 029	翼型	NACA0012
机身长度/m	12.45	旋翼转速/(rad/s)	230
机身高度/m	3.94	上下旋翼间距/m	0.452
机身宽度/m	3.55		

假设高速直升机处于悬停状态 $v=0$ m/s, 飞行高度为 500 m, 参考空速指令为斜坡信号。

$$v = \begin{cases} 1.87t, 0 \leq t < 64 \\ 120, t > 64 \end{cases}. \quad (38)$$

旋翼总距、纵向周期变距、升降舵、推进螺旋桨的执行机构模型为:

$$W_{act}(s) = 1/(0.05s+1). \quad (39)$$

根据定理 1 与定理 2, 不失一般性, 取 $\gamma=1$, 系统不确定矩阵 $\Psi=0.01I_5$, I_5 为 5 阶单位矩阵。利用 Matlab 中的 LMI 工具包求解各模糊子集的控制, 并观察高速直升机各个状态响应曲线。

由图 4 和图 5 可知: 高速直升机可以稳定跟踪空速指令, 无稳态误差; 低速模态和高速模态下, 高速直升机保持高度稳定无变化, 高度仅在 20 s 开始进入过渡模态后有轻微起伏, 且偏差小于 0.6 m。

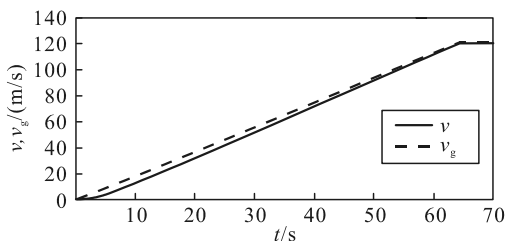


图 4 速度响应

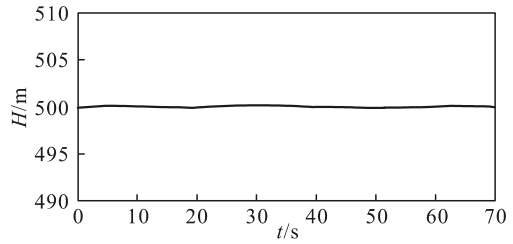


图 5 高度

由图 6—10 可知: 在低速模态加速过程中, 俯仰角和迎角都为负, 高速直升机低头, 旋翼提供前向拉力, 此时推进螺旋桨和升降舵不参与控制; 在第 20 s 左右, 高速直升机开始从低速模态转向过渡模态, 俯仰角速度由负转正, 俯仰角和迎角逐渐趋近于 0°, 旋翼总距和纵向周期变距逐渐减小并最终保持恒定, 退出闭环控制, 推进螺旋桨总距和升降舵开始参与闭环控制, 随着空速的增大, 推进螺旋桨总距、升降舵和纵向周期变距相互协调使俯仰角趋近 0°, 前向拉力逐渐并最终仅由推进螺旋桨提供; 进入高速模态后, 升降舵偏转角趋近于 0°, 此时俯仰角和迎角均保持在 0°左右, 旋翼总距和纵向周期变距趋近于配平值用以平衡机身重力, 前向拉力完全由推进螺旋桨提供, 达到稳态后, 推进螺旋桨总距亦保持在配平值附近。

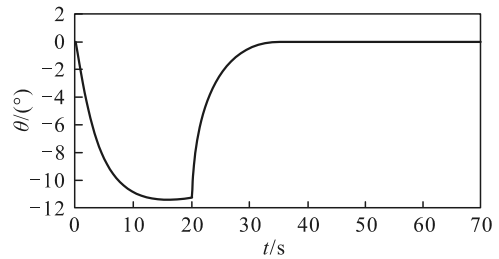


图 6 俯仰角响应

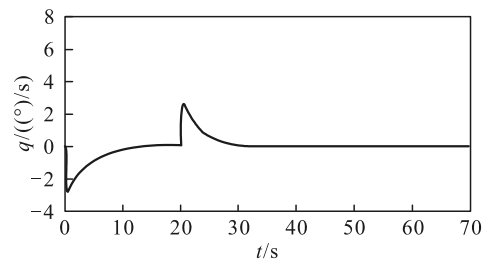


图 7 俯仰角速度响应

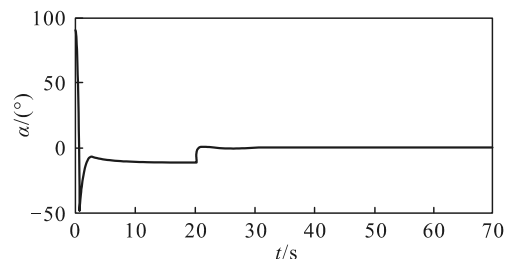


图 8 迎角响应

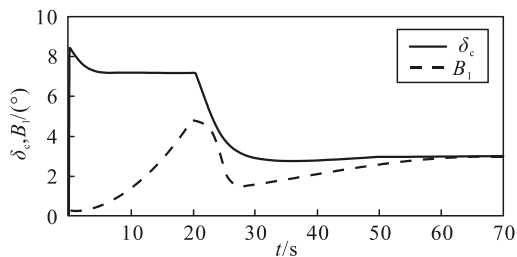


图9 旋翼总距、纵向周期变距

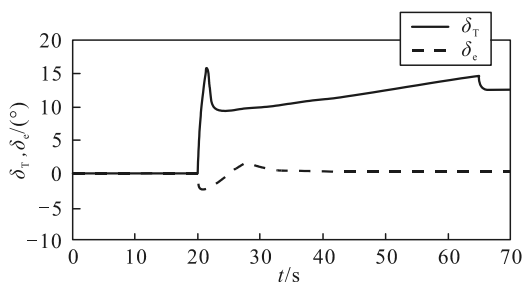


图10 推进螺旋桨总距、升降舵偏转角

由上述分析可以看出：高速直升机在各模态过渡过程中，飞行状态变化平缓，操纵量无明显跳变，飞行模态平滑切换无抖动。可见，该鲁棒跟踪控制器鲁棒性强、保守性低，能够保证高速直升机在大包线范围的指令跟踪。

4 结束语

笔者针对高速直升机大包线飞行过程中系统不确定以及模态切换导致的气动、操纵特性变化显著的问题，设计了鲁棒跟踪控制器。以空速为前件，输入变量的 T-S 模糊模型反应高速直升机动态特性，在模糊反馈控制的基础上引入模糊前馈，降低了控制器设计保守性和系统维数，减小计算量。通过模糊推理实现控制器的平滑切换，避免了由于模态切换带来的抖动，确保高速直升机包线内对空速指令的精确跟踪，对系统不确定有较强的鲁棒性。

参考文献：

- [1] ORCHARD M, NEWMAN S. Some Design Issues for the Optimization of the Compound Helicopter Configuration[C]//Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society[S.1.]. American Helicopter, 2000: 1357-1369.
- [2] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
- [3] 蔡婧, 蔡汝鸿. V-22“鱼鹰”倾转旋翼机研制历程与关键技术[J]. 航空科学技术, 2013(3): 11-14.
- [4] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012(3): 9-14.
- [5] TANIGUCHI T, TANAKA K, OHTAKE H, et al. Model construction, rule reduction, and robust compensation for generalized form of Takagi-Sugeno fuzzy systems[J]. Fuzzy Systems IEEE Transactions on, 2001, 9(4): 525-538.
- [6] WEI X J, DENG C H, JING Y W. Fuzzy tracking control for nonlinear time-delay systems[C]//WCICA 2004. Fifth World Congress on Intelligent Control and Automation. Hangzhou, China, IEEE, 2004.
- [7] GAO Q, ZENG X J, FENG G, et al. T-S-Fuzzy-Model-Based Approximation and Controller Design for General Nonlinear Systems[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part B (Cybernetics), 2012, 42(4): 1666-1670.
- [8] 周林娜, 张庆灵, 杨春雨. T-S 模糊系统的鲁棒局部稳定[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(12): 1863-1865, 1890.
- [9] TSENG C S. Model reference output feedback fuzzy tracking control design for nonlinear discrete-time systems with time-delay[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2006, 14(1): 58-70.
- [10] TAKAGI T, SUGENO M. Fuzzy Identification of Systems and its Applications to Modeling and Control[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1985, 15(1): 116-132.