

doi: 10.7690/bgzdh.2018.03.018

一种倾转四旋翼无人机及其过渡段姿态控制

沈杨杨, 杨 忠, 张 翔, 李劲松

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 为解决常规四旋翼无人机前飞速度慢、续航时间短、固定翼飞行器无法垂直起降和悬停的不足, 设计一种小型倾转四旋翼 QTR(quad tilt-rotor)无人机。建立 QTR 无人机的动力学模型, 针对该无人机的过渡段姿态控制特点设计基于鲁棒伺服 LQR 控制理论的姿态控制器, 针对 QTR 由垂直模式切换水平模式的过渡阶段设计控制策略, 并通过仿真实验, 对比传统控制方法进行验证。仿真结果表明: 该无人机既兼顾传统四旋翼无人机的飞行功能, 又能像固定翼飞行器一样进行长距离快速飞行。

关键词: 倾转旋翼机; 鲁棒伺服 LQR; 倾转过渡

中图分类号: TP24 **文献标志码:** A

Attitude Control in Transition Period for a Quad Tilt-rotor UAV

Shen Yangyang, Yang Zhong, Zhang Xiang, Li Jinsong

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

Abstract: Since the conventional quad rotor UAV is limited by the slow flight speed, short battery life and fixed wing aircraft cannot VTOL and hover, a small QTR (Quad Tilt-Rotor) UAV was designed. The dynamic model of QTR was constructed. Considering the characters of attitude control in transition period, design the attitude controller based on robust servo LQR control theory. Then a control maneuver for the QTR transition from vertical mode to horizontal mode was proposed. And control method was verified by the simulation, comparing with the traditional control method. The simulation results show that the UAV can not only take into account the abilities of traditional quad rotor UAV, but also can fly long distances like the fixed wing aircraft.

Keywords: tilt-rotor UAV; RSLQR(Robust Servo LQR); tilt transition

0 引言

无人机在过去的几十年内发挥着重要作用。它们能取代载人飞行器执行许多常规和危险的任务, 在治安消防、灾难救援、输电线路巡检和低空航拍等领域被广泛应用。在军事国防领域, 无人机可以执行侦查监视、通信中继和目标打击等任务。

无人机主要分为固定翼无人机、旋翼无人机和混合式无人机 3 类。固定翼无人机的种类繁多, 应用也最广泛。该类无人机能实现高速、长距离的飞行, 并且结构设计相比另 2 种无人机更为简单。这些特点和优势使固定翼无人机诞生出了从翼展 35.4 m 的 RQ-4A 全球鹰无人机到翼展为 74 cm 的 WASP 无人机^[1-2]。固定翼无人机的特点决定了其对起降环境要求更高, 而旋翼无人机不仅对起降环境几乎没有要求, 而且能实现固定翼无人机所不能实现的垂直起降、悬停等飞行模式, 但旋翼无人机也面临着诸如飞行速度低和航程短等不足。应运而生的混合式无人机是融合旋翼机垂直起降特点、固定翼高速

和长距飞行能力复合设计的无人机类型。它虽然存在结构复杂和控制问题, 但融合了旋翼与固定翼优点的混合式无人机能胜任繁杂和苛刻的飞行任务。而在众多混合设计的无人机中, 倾转旋翼无人机因其对固定翼和旋翼飞行器优点的继承更为成功, 获得各大院校和科研单位的关注^[3-5]。从大尺寸的载人倾转旋翼机 V-22 鱼鹰、“鹰眼”到小型的倾转旋翼机^[6], 如 Flores G 等设计的机翼固定仅旋翼倾转的倾转旋翼无人机^[7-8], 与之相似的以色列航空工业的 Mini-Panther。Jeffrey、David 等设计的倾转双旋翼无人机的 Harvec^[9]。但倾转双旋翼无人机需要螺旋桨的循环控制来实现飞行器的稳定, 增加了机械和控制上的复杂性, 降低了机动性能。针对这一问题, 一些高校和研究单位开展了关于倾转四旋翼无人机的设计研制, 如日本宇航探索局的 QUX-02 和日本千叶大学的 QTW-UAV^[10-11]。相较于 QUX-02 和 QTW-UAV。为了寻求具有更优飞行性能, 更高自主化的无人机, 笔者对一种尺寸更小、构型设计和控制结构上更为简洁的倾转四旋翼无人机进行研究。

收稿日期: 2017-12-28; 修回日期: 2018-01-14

作者简介: 沈杨杨(1993—), 男, 浙江人, 硕士, 从事飞行器设计, 导航、制导与控制研究。

1 Quad Tilt-rotor 无人机

1.1 QTR 3 维模型

笔者设计的倾转四旋翼无人机 QTR 主机身由上下 2 层碳纤维板连接而成，飞控、传感器、电池等置于机身上下碳板中间，其 3 维模型如图 1 所示。机翼不带有副翼，前后 2 对机翼的倾转由前后 2 个舵机分别通过连杆驱动。倾转过程中，置于机翼前缘的旋翼随机翼一同倾转。机体底部设有可收放的起落架，便于飞行器的垂直起降，同时减小对飞行过程和航拍视角等的影响。

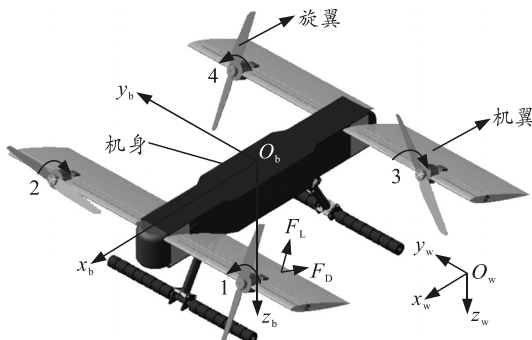


图 1 QTR 3 维模型及坐标系

笔者设计的 QTR 主要有 3 种操纵模式：

- 1) 垂直模式，机翼与机身垂直，QTR 可像传统旋翼飞行器一样实现垂直起降、悬停等飞行方式。
- 2) 过渡模式，如图 1 所示，QTR 在该模式下机翼倾转角度发生改变，完成垂直模式到水平模式（水平模式到垂直模式）的切换，该过程的控制策略将在第 3 节进行阐述。
- 3) 水平模式，机翼与机身呈 10° 夹角，QTR 能像固定翼飞行器一样快速前飞。

考虑到垂直模式下旋翼作用在机翼上气流产生的压差问题，会对控制产生一定的影响，同时综合考虑各类翼型的特点，旋翼采用对称翼型 NACA0009，如图 2^[12]所示。考虑到对称翼型的气动特性，当迎角在 0° 附近的时候，升力系数为零，经过 Profili 软件对该翼型进行分析后，故确定 QTR 水平模式所对应的倾转角度为 10°。

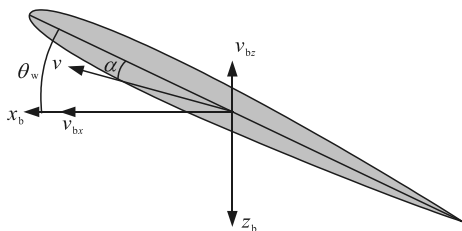


图 2 NACA0009 型翼型及攻角

通过对 Catia 软件中建立的模型添加相应材质和材料参数，可以得出所设计的 QTR 模型的部分参数，如表 1 所示。

表 1 QTR 模型参数

符号	描述	数值
M/kg	QTR 质量	1.4
l_x/m	电机到质心横向距离	0.2
l_y/m	电机到质心纵向距离	0.2
$I_x/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	QTR 绕 x 轴转动惯量	0.012
$I_y/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	QTR 绕 y 轴转动惯量	0.028
$I_z/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	QTR 绕 z 轴转动惯量	0.036
$J_{\text{prop}}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	QTR 单个旋翼转动惯量	6×10^{-5}
A/m^2	QTR 单个机翼有效面积	0.045^2

2 系统动力学模型

QTR 无人机是一种具有多个工作模式、高度耦合的非线性控制系统。由于在不同的工作模式下，QTR 对电机推力和机翼攻角的响应不同，其控制律和策略会发生显著的变化。

为便于 QTR 动力学模型建立，做出如下假设：

- 1) QTR 无人机在每种操纵模式下是一个具有 6 自由度的刚体；
- 2) 忽略旋翼气流对机翼气动力的影响；
- 3) 前后机翼倾转角度相同。

2.1 坐标系和状态量定义

数学建模过程中用到“北东地 (NED)”大地坐标系 $W:(O_w, x_w, y_w, z_w)$ 和“前右下”机体坐标系 $B:(O_b, x_b, y_b, z_b)$ ，其中 x_b 指向飞行器正前方， y_b 指向飞行器右侧， z_b 指向飞行器正下方，如图 1 所示。

飞行器质心的位置和线速度在大地坐标系下定义为：

$$\mathbf{P} = [X, Y, Z]^T, \quad \mathbf{v}_w = \dot{\mathbf{P}} = [\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}]^T. \quad (1)$$

飞行器的姿态角和姿态角速度在大地坐标系下定义为：

$$\boldsymbol{\alpha}_w = [\phi, \theta, \psi]^T, \quad \boldsymbol{\Omega}_w = \dot{\boldsymbol{\alpha}}_w = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T. \quad (2)$$

式中 ϕ 、 θ 和 ψ 分别对应滚转、俯仰和偏航角度。机体坐标系转换到大地坐标系的转换矩阵如式(3)所示，式中 $c_{(*)}$ 和 $s_{(*)}$ 分别代表 $\cos_{(*)}$ 和 $\sin_{(*)}$ 。

$$\mathbf{R}_{wb} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ s_\psi c_\theta & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}. \quad (3)$$

机体坐标系下的线速度可由 \mathbf{v}_w 经转换矩阵 \mathbf{R}_{wb} 变换得到，表达式为：

$$\mathbf{v}_b = [v_x, v_y, v_z]^T = \mathbf{R}_{wb}^T \cdot \mathbf{v}_w. \quad (4)$$

机体绕各轴旋转角速度和与姿态角之间的转换关系如下式所示:

$$\boldsymbol{\Omega}_b = [p, q, r]^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & s_\phi c_\theta \\ 0 & -s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}_w \quad (5)$$

式中 p, q, r 分别为绕机体 x_b, y_b, z_b 轴的角速度。

2.2 动力学建模

根据牛顿欧拉公式, 可得到 QTR 的动力学方程如下:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & I_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}}_w \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\Omega}_b \times (I_b \boldsymbol{\Omega}_b) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_t \\ \mathbf{M}_t \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 m 和 I_b 分别为飞行器质量和转动惯量。等式(6)左侧的表达式对广义上的飞行器都适用, 而等式(6)右侧表达式中的总推力项 F_t 和总力矩项 M_t 则根据所研究飞行器不同而存在差异。笔者研究的 QTR 为倾转四旋翼飞行器, 其总推力项 F_t 与电机推力 F_{th} 、机翼产生的升阻力 F_w 、重力 F_g 以及倾转角等间的函数表达式, 如下式所示:

$$F_t = \mathbf{R}_{wb} (\mathbf{F}_{th} + \mathbf{F}_w + \mathbf{F}_g) \quad (7)$$

其中:

$$\mathbf{F}_{th} = \begin{bmatrix} c_{\theta_w} & c_{\theta_w} & c_{\theta_w} & c_{\theta_w} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -s_{\theta_w} & -s_{\theta_w} & -s_{\theta_w} & -s_{\theta_w} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_w = \begin{bmatrix} (F_D^1 + F_D^2 + F_D^3 + F_D^4) \\ 0 \\ (F_L^1 + F_L^2 + F_L^3 + F_L^4) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_g = \begin{bmatrix} -s_\theta \\ s_\phi c_\theta \\ c_\phi c_\theta \end{bmatrix} mg.$$

式中: θ_w 为机翼倾转角度; k 为电机的升力系数; ω_i 为第 i 个电机的转速; F_D^i 为第 i 个机翼产生的阻力; F_L^i 为第 i 个机翼产生的升力。

由图 2 所示, 每个机翼产生的气动力表达式为:

$$\begin{bmatrix} F_D^i \\ 0 \\ F_L^i \end{bmatrix} = \mathbf{R}(\theta_w - \alpha) \begin{bmatrix} -0.5c_D(\alpha)\rho Av_\alpha^2 \\ 0 \\ -0.5c_L(\alpha)\rho Av_\alpha^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

在大地坐标系下, 机翼产生的总气动力表达式为:

$$\mathbf{W} = [W_x \quad W_y \quad W_z]^T = \mathbf{R}_{wb} \sum_{i=1}^4 [F_D^i \quad 0 \quad F_L^i]^T \quad (9)$$

式中: $\mathbf{R}(\theta_w - \alpha)$ 为机翼坐标到机体坐标系的转换矩阵; $v_\alpha = \sqrt{v_x^2 + v_z^2}$ 为来流速度; $\alpha = \theta_w - (-a \tan 2(v_z, v_x))$

为机翼与来流之间的攻角; ρ 为空气密度; A 为机翼有效面积。

总力矩 M_t 由电机产生的力矩 M_{th} , 机翼的气动力矩 M_w , 旋翼陀螺效应产生的力矩 M_{gyro} 组成。他们之间的关系为:

$$\mathbf{M}_t = \mathbf{M}_{th} + \mathbf{M}_w + \mathbf{M}_{gyro} \quad (10)$$

其中:

$$\mathbf{M}_{th} = \begin{bmatrix} l_s s_{\theta_w} - \lambda c_{\theta_w} & -l_s s_{\theta_w} + \lambda c_{\theta_w} & l_s s_{\theta_w} + \lambda c_{\theta_w} & -l_s s_{\theta_w} - \lambda c_{\theta_w} \\ l_l s_{\theta_w} & l_l s_{\theta_w} & -l_l s_{\theta_w} + 0 & -l_l s_{\theta_w} \\ l_s c_{\theta_w} + \lambda s_{\theta_w} & -l_s c_{\theta_w} - \lambda s_{\theta_w} & l_s c_{\theta_w} - \lambda s_{\theta_w} & -l_s c_{\theta_w} + \lambda s_{\theta_w} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_w = \begin{bmatrix} l_s (F_L^1 - F_L^2 + F_L^3 - F_L^4) \\ l_l (F_L^1 + F_L^2 - F_L^3 - F_L^4) \\ l_s (-F_D^1 + F_D^2 - F_D^3 + F_D^4) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{M}_{gyro} = \sum_{i=1}^4 J_{prop} \left[\boldsymbol{\eta}_i \boldsymbol{\Omega}_b \times \begin{bmatrix} c_{\theta_w} & 0 & s_{\theta_w} \end{bmatrix}^T \boldsymbol{\omega}_i \right].$$

式中: λ 为旋翼的反扭矩系数; l_s 和 l_l 分别为电机到质心的横向和纵向距离; J_{prop} 为旋翼关于各自转轴的转动惯量; $\boldsymbol{\eta}(1,2,3,4) = 1, -1, -1, 1$ 。

QTR 的控制输入量为总推力 u_1 、滚转力矩 u_2 、俯仰力矩 u_3 和偏航力矩 u_4 , 根据其控制分配可得:

$$\left. \begin{aligned} u_1 &= k(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_2 &= kl_s(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ u_3 &= kl_l(\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ u_4 &= k\lambda(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

根据式(6)–(10), QTR 在全模式下的动力学方程为:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{X} &= \frac{1}{m} \left[(c_\psi c_\theta c_{\theta_w} - (c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi) s_{\theta_w}) u_1 + W_x \right] \\ \ddot{Y} &= \frac{1}{m} \left[(s_\psi c_\theta c_{\theta_w} - (c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi) s_{\theta_w}) u_1 + W_y \right] \\ \ddot{Z} &= \frac{1}{m} \left[(-s_\theta c_{\theta_w} - c_\phi c_\theta s_{\theta_w}) u_1 + mg + W_z \right] \\ \dot{p} &= \frac{s_{\theta_w} u_2 - c_{\theta_w} u_4}{I_x} + \frac{I_y - I_z}{I_x} qr - \frac{J_{prop}}{I_x} q \omega_p s_{\theta_w} \\ \dot{q} &= \frac{s_{\theta_w} u_3}{I_y} + \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{J_{prop}}{I_y} (ps_{\theta_w} + rc_{\theta_w}) \omega_p \\ \dot{r} &= \frac{c_{\theta_w} u_2 + s_{\theta_w} u_4}{I_z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} pq - \frac{J_{prop}}{I_z} q \omega_p c_{\theta_w} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

3 QTR 姿态控制

过渡阶段的控制是倾转多旋翼飞行器的重点，也是难点之一，过渡段的姿态控制效果直接决定了 QTR 在这一阶段的飞行性能。笔者将针对 QTR 变倾转角的模型特点出发设计控制器，并制定由垂直模式切换水平模式的控制策略。

3.1 姿态控制器

随着机翼倾转角度变化，QTR 无人机的数学模型也随之改变，变模型结构这一特点使得所设计姿态控制器需要有较强的鲁棒性，同时能够快速跟踪位置环解析出的期望姿态角。

状态反馈无穷时间线性二次型调节器具有优良稳定性和鲁棒性能，结合伺服机构设计模型便形成了鲁棒伺服 LQR^[13-14]。RSLQR 增益矩阵 K_c 由代数 Riccati 方程求解得到，形成下式所示的状态反馈控制：

$$\mu = -K_c z. \quad (13)$$

当进行 β 次积分时，式(13)结合积分控制用于指令跟踪，结合状态反馈保持系统稳定性。利用伺服系统设计模型，RSLQR 设计问题可写作如下：

$$\dot{z} = \tilde{A}z + \tilde{B}\mu. \quad (14)$$

其中 z 为引入误差分量 $e = y_c - r$ 增广的新状态矢量，将 LQR 控制理论应用到式(14)中可得：

$$J = \int_0^{\infty} (z^T Q z + \mu^T R \mu) d\tau. \quad (15)$$

其中： $Q = Q^T \geq 0$ ； $R = R^T > 0$ ； (\tilde{A}, \tilde{B}) 稳定，且 $(\tilde{A}, Q^{\frac{1}{2}})$ 可测。对于无穷时间问题， μ 的最优控制律利用式(15)中的 Q 和 R 求解代数 Riccati 方程 (ARE) 形成，即

$$P\tilde{A} + \tilde{A}^T P - P\tilde{B}R^{-1}\tilde{B}^T P + Q = 0. \quad (16)$$

由此产生反馈控制器增益矩阵为：

$$K_c = R^{-1}B^T P. \quad (17)$$

状态反馈控制为 $\mu = -K_c z$ ，将增益矩阵 K_c 进行分块为：

$$K_c = [K_\beta \quad K_{\beta-1} \quad \dots \quad K_1 \quad K_x]. \quad (18)$$

将增广状态矢量 z 带入式(13)中可得：

$$\mu = u - \sum_{i=1}^{\beta} a_i u = -\sum_{i=1}^{\beta} K_i e - K_x \left[x - \sum_{i=1}^{\beta} a_i x \right]. \quad (19)$$

对式(19)进行 β 次积分后得到原系统模型的控

制解如下：

$$u = -K_x x + \sum_{i=1}^{\beta} s^{-i} \left[a_i \left(u + K_x x \right) - K_i e \right]. \quad (20)$$

针对 QTR 姿态环采用 RSLQR 设计控制律，需先对模型的状态方程进行线性化处理。为使选定的线性化模型工作点能最大程度适应于全倾转角度的模型，笔者选定机翼倾转角度为 45° ，机身姿态呈水平的状态作为工作点进行小扰动线性化，忽略旋翼陀螺效应项 M_{gyro} 的影响，并认为

$$\dot{\alpha}_w = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T = [p, q, r]^T.$$

以滚转通道为例，状态量为 $x = [\phi, p]^T$ ，线性配

平后的滚转通道状态方程为 $\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \phi \\ p \end{bmatrix} + B u_2$ ，滚转

角 ϕ 作为被控变量，其输出方程为 $y_c = C_c \begin{bmatrix} \phi \\ p \end{bmatrix} + D u_2$ 。

根据 RSLQR 控制理论，RSLQR 的控制结构如图 3 所示。在参考信号指令 r 作用下，引入一个误差 $e = y_c - r$ 作为状态量进行增广，系统的滚转通道状态模型可改写为 $\dot{z} = \tilde{A}z + \tilde{B}\mu$ ， $z = \begin{bmatrix} e \\ \dot{x} \end{bmatrix}$ ， $\mu = \dot{u}_2$ 。根据模型参数可得姿态环滚转通道系统矩阵为：

$$\tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \tilde{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 41.65 \end{bmatrix}, C_c = [1 \quad 0].$$

所选取的滚转通道状态量权重矩阵 Q_ϕ 阵和控制量权重矩阵 R_ϕ 为：

$$Q_\phi = \text{diag}[100 \quad 2 \quad 0.1] \quad \left. \begin{array}{l} \\ R_\phi = 1 \times 10^{-4} \end{array} \right\}. \quad (21)$$

根据设计的 Q_ϕ 阵和 R_ϕ 阵通过求解式(16)中的 Riccati 方程获得 P 阵，代入式(17)中求解出状态反馈控制器增益矩阵 $K = [k_1 \quad k_2 \quad k_3]$ 阵。根据 RSLQR 控制器结构， $K_i = k_1$ ， $K_x = [k_2 \quad k_3]$ 。

由图 3 可知：状态反馈项 $-K_x [\phi \quad p]^T$ 加强了姿态回路的闭环稳定性，积分器 K_i/s 提供了积分误差控制，保证系统能无差跟踪期望的姿态信号。

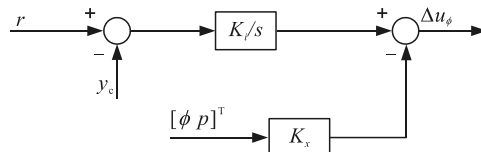


图 3 RSLQR 控制器结构

另外俯仰和偏航通道的状态量权重矩阵 Q_θ 、 Q_ψ 阵和控制量权重矩阵 R_θ 、 R_ψ 阵选取如下：

$$\left. \begin{aligned} Q_\theta &= \text{diag}[150 \ 2 \ 0.1], Q_\psi = \text{diag}[100 \ 5 \ 0.1] \\ R_\theta &= 1 \times 10^{-4}, R_\psi = 1 \times 10^{-4} \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

3.2 倾转过渡阶段控制策略

倾转过渡阶段的控制是 QTR 控制的关键问题之一，倾转过程中 QTR 的物理模型随倾转角度变化而改变。针对这一关键问题，笔者制定了从垂直模式切换为水平模式的过渡阶段控制策略，即确定倾转角度的变化规律。

首先根据 QTR 电机总推力和气动力数据，计算出 QTR 的飞行包线^[15]，如图 4 实线所示，然后根据飞行包线拟定一条裕度较大的倾转轨迹曲线，且保证在过渡阶段飞行器的飞行高度保持稳定。经过仿真实验将倾转过渡分成 2 个阶段完成：

1) 从悬停状态，倾转角以 25 (°)/s 倾转到 40°，历时 2 s，前向速度加速到 9 m/s；

2) 倾转角以 15 (°)/s 倾转到 10°，历时 2 s，前向速度加速到 13 m/s。

由图 4 中虚线表示的倾转轨迹曲线可知：在起始倾转过程中，QTR 的前向速度变化较慢，第 1 阶段末，即倾转角为 40°时，前飞速度增加到 8 m/s；第 2 阶段倾转角变化到 20°左右时，QTR 已经到达较为稳定的前飞速度，为保持定高下的平稳飞行，速度保持在 13 m/s。

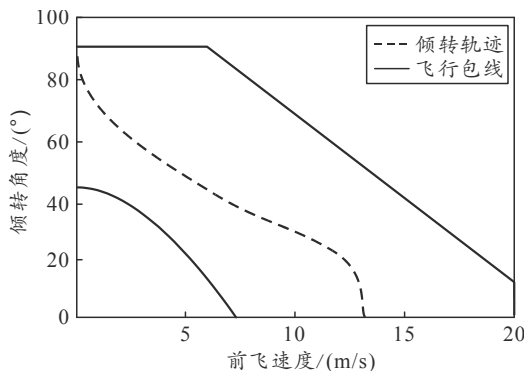


图 4 飞行包线及倾转轨迹曲线

4 仿真实验

对比 RSLQR 和 PID 2 种控制方法在特定倾转角度下各通道的阶跃响应和倾转过渡阶段角度连续变化下姿态保持 2 类情况，分析设计 QTR 姿态控制器的控制效果。

图 5—7 所示是选取的 4 个特定倾转角度下，分别采用 RSLQR 和 PID 控制的俯仰、滚转和偏航 3 个通道的阶跃响应。选取的 4 个倾转角度包括垂直模式下对应的 90°，过渡过程中的 60°和 30°，及水平模式下对应的 10°。由图 5 各倾转角下的阶跃响应对比可知：使用 RSLQR 控制器，在 4 个倾转角度下俯仰通道的阶跃响应效果相似，且时域响应动态性能良好，相比于 PID 控制器，稳态时间短。由图 6 所示，RSLQR 控制器作用下的滚转通道的阶跃响应情况与俯仰通道相似，时域动态性能明显优于 PID 控制器。由图 7 可见，使用 RSLQR 控制器，不同倾转角下偏航通道的时域性能较为良好。相比使用 PID 控制器下的偏航通道阶跃响应，时域动态性能也明显较优。由图 8 所示，使用 RSLQR 控制器，在倾转角度连续变化下，QTR 能保持 3 个通道的姿态角稳定不变。

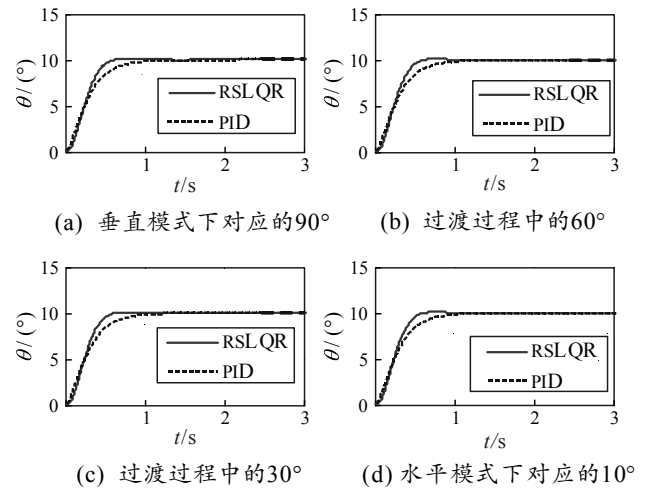


图 5 4 个倾转角度下俯仰通道阶跃响应

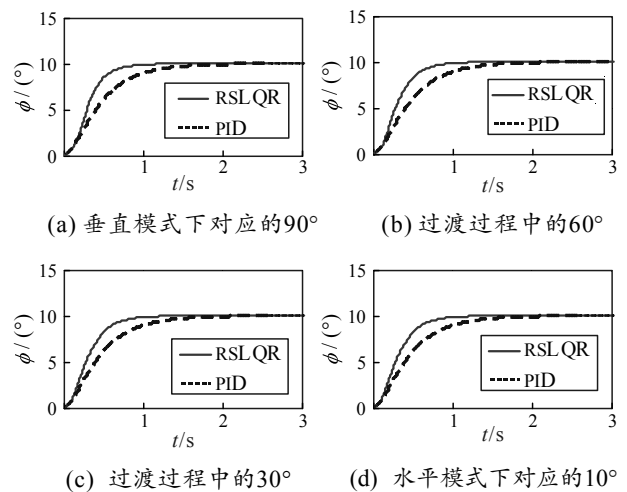


图 6 4 个倾转角度下滚转通道阶跃响应

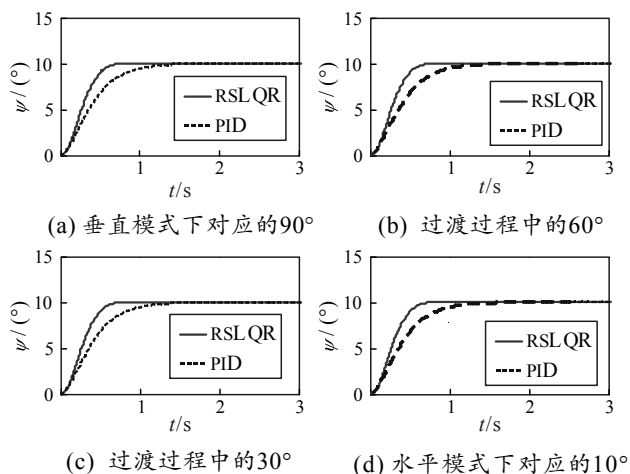


图7 4个倾转角度下偏航通道阶跃响应

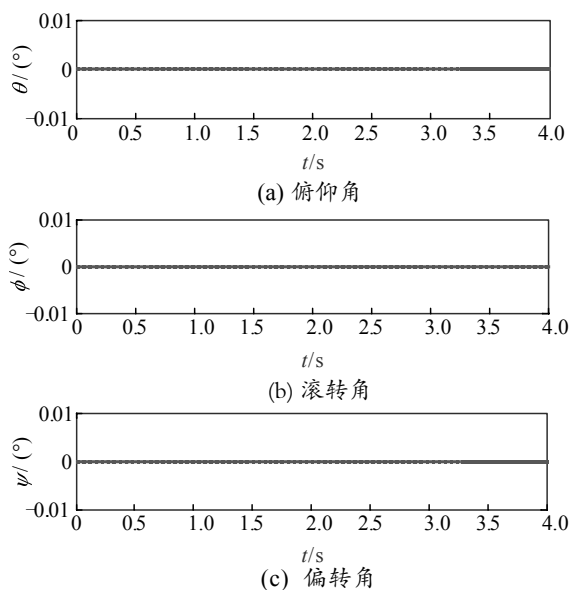


图8 RSLQR控制器下过渡过程姿态保持

5 结束语

笔者主要针对所设计的QTR无人机，建立了其动力学模型。针对QTR无人机倾转过渡过程的姿态控制问题，采用RSLQR控制理论设计了控制器，并制定了QTR在倾转过渡阶段的控制策略。最后通过对3个姿态通道的阶跃响应测试和倾转过渡阶段角度连续变化下姿态保持的仿真实验，对比了PID方法设计姿态控制器的控制效果，验证了所设计RSLQR控制器的有效性，为进一步研究QTR无人机打下了基础。

参考文献：

[1] 陈晶, 许军, 吴微露, 等. 全球鹰无人机的升级及试验情况[J]. 飞航导弹, 2015(5): 15-17.
 [2] Wasp III Offers Squad-Level Air Power[J]. Sea Power, 2010, 53(6): 39.

[3] KAHVECIOGLU A C, ALEMDAROGLU N. Optimal design of a miniature quad tilt rotor UAV[C]//International Conference on Unmanned Aircraft Systems. Denver, Colorado, USA: IEEE, 2015: 1118-1127.
 [4] LIN Q, CAI Z, YANG, et al. Trajectory tracking control for hovering and acceleration maneuver of Quad Tilt Rotor UAV[C]//Chinese Control Conference. Nanjing, China: IEEE, 2014: 2052-2057.
 [5] WANG X, CAI L. Mathematical modeling and control of a tilt-rotor aircraft[J]. Aerospace Science & Technology, 2015, 47(12): 473-492.
 [6] 马保军. 基于虚拟样机的倾转旋翼/机翼动特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 14-18.
 [7] FLORES G, LOZANO R. Transition flight control of the quad-tilting rotor convertible MAV[C]// International Conference on Unmanned Aircraft Systems. Atlanta: IEEE, 2013: 789-794.
 [8] FLORES-COLUNGA G R, LOZNO-LEAL R. A Nonlinear Control Law for Hover to Level Flight for the Quad Tilt-rotor UAV[C]// World Congress the International Federation of Automatic Control. CapeTown, South Africa: IEEE, 2014: 11055-11059.
 [9] DICKESON J J, MILES D, CIFDALOZ O, et al. Robust LPV H Gain-Scheduled Hover-to-Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft in the Presence of CG Variations[C]//American Control Conference. New York City, USA: IEEE, 2007: 5266-5271.
 [10] MURAOKA K, OKADA N, KUBO D. Quad Tilt Wing VTOL UAV: Aerodynamic Characteristics and Prototype Flight[C]//AIAA Infotech@Aerospace Conference. Seattle, Washington: AIAA, 2009: 1-10.
 [11] SUZUKO S, ZHIJIA R, HORITA Y, et al. Attitude Control of Quad Rotors QTW-UAV with Tilt Wing Mechanism[J]. Journal of System Design & Dynamics, 2010, 4(3): 416-428.
 [12] 刘丽娜, 吴国新. Profili 与 Fluent 环境下风力机翼型气动性模拟设计[J]. 北京信息科技大学学报(自然科学版), 2014(1): 68-70.
 [13] LAVRETSKY E, WISE K A. Robust and Adaptive Control[M]. London: Springer London, 2013: 51-61.
 [14] ZHAO S, AN H, ZHANG D, et al. A new feedback linearization LQR control for attitude of quadrotor[C]// International Conference on Control Automation Robotics & Vision. Singapore: IEEE, 2015: 1593-1597.
 [15] 陆宜. 某小型无人倾转旋翼机飞行控制系统设计与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 62-66.