

doi: 10.7690/bgzd.2023.03.017

基于 LQR 的无人倾转旋翼机全模式控制律设计

徐志鹏¹, 李志宇², 肖莉萍²

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学中小型无人机先进技术工信部重点实验室, 南京 210016)

摘要: 针对无人倾转旋翼机的倾转过程阶段存在操纵舵面冗余、垂纵向通道耦合的问题, 对倾转过程中的冗余操纵量分配策略和垂纵向通道控制量融合策略进行分析, 开展基于线性二次型调节器 (linear quadratic regulator, LQR) 的姿态控制器的设计与验证。以短舱倾角作为权重因子综合 2 套基于 LQR 的多环控制器, 通过增益调度对其进行优化, 克服倾转过程中由模型特性差异引起的控制效果不佳的问题, 实现无人倾转旋翼机倾转过程中的姿态平滑控制; 最后进行“直升机前飞-倾转过渡-固定翼巡航”的全模式飞行仿真。结果表明: 控制系统能够有效解决舵面冗余及通道耦合问题, 在倾转过程中体现出较优的系统性能。

关键词: 倾转旋翼机; LQR; 控制律设计; 增益调度; 过渡过程

中图分类号: V249.122 **文献标志码:** A

Design of Full Mode Control Law for Unmanned Tiltrotor Aircraft Based on LQR

Xu Zhipeng¹, Li Zhiyu², Xiao Liping²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory of Unmanned Aerial Vehicle Technology Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the problem of control surface redundancy and vertical-longitudinal channel coupling in the tilting process of unmanned tilt-rotor aircraft, this paper analyzes the allocation strategy of redundant control variables and the fusion strategy of vertical-longitudinal channel control variables in the tilting process. The attitude controller based on linear quadratic regulator (LQR) is designed and verified. 2 sets of LQR-based multi-loop controllers were synthesized with the nacelle tilt angle as the weighting factor, and optimized by gain scheduling to overcome the problem of poor control effect caused by the difference of model characteristics in the tilt process, and the attitude smooth control of unmanned tilt-rotor aircraft in the tilt process was realized. Finally, the full-mode flight simulation of “helicopter forward flight-tilt transition-fixed-wing cruise” was carried out. The results show that the control system can effectively solve the problem of rudder redundancy and channel coupling, and the system performance is better in the tilting process.

Keywords: tiltrotor aircraft; LQR; control law design; gain scheduling; transition process

0 引言

无人倾转旋翼机结合了直升机和固定翼飞机的优点, 既具有垂直/短距起降、空中悬停、低速低空飞行这类直升机的特性, 又兼具高速巡航、航程远、载重大等优点, 具有特殊的工程应用价值^[1-2]。然而, 它在动态倾转过程中会引起飞机构型变化和气动干扰, 同时还存在垂、纵向通道间耦合强、操纵面冗余等不利因素, 为飞控系统控制器设计带来极高的难度; 因此, 飞行控制律设计是无人倾转旋翼机飞控系统设计时亟待解决的关键技术问题。

文献[3]针对无人倾转旋翼机俯仰、滚转、偏航 3 通道的传递函数设计了 PID 控制器, 采用根轨迹

法来分析控制系统的性能。因为其不确定的飞机构型和非线性耦合, 导致 PID 控制器的控制效果十分有限; 同时, 在动态倾转过渡过程需要多组控制器的协调^[4], 控制器的设计较为复杂。文献[5]基于四旋翼无人倾转旋翼机模型, 设计其垂直起降阶段的线性二次型调节器 (LQR) 最优控制器, 能够将非线性飞机模型稳定在配平点的附近。

针对无人倾转旋翼机倾转过程中的复杂控制问题, Sato 提出 2 类新的控制方法: 分治增益调度 (divide and conquer gain scheduling) 和光滑切换控制 (smooth transition control)。分治增益调度控制方法在设计控制器时需按短舱倾角来进行划分, 包含

收稿日期: 2022-11-06; 修回日期: 2022-12-28

作者简介: 徐志鹏 (1995—), 男, 江苏人, 硕士, 从事无人机飞行控制研究。E-mail: xzploveslife@163.com。

多套控制器，结构复杂^[6]。而光滑切换控制方法仅需2套控制器，通过控制器输出权重的动态调整来实现动态倾转过程的控制，该结构更为简单清晰，但无法达到最优控制。

无人倾转旋翼机的控制难点是动态倾转过程的控制，由于短舱发生倾转，导致飞行动力学特性及稳定性差别很大；因此，需针对不同短舱倾角下的飞行状态分别设计对应的控制律来改善飞机的动态响应特性，这使得控制器结构复杂。

笔者旨在有效减少倾转过程繁杂控制律的设计，简化控制器结构，设计如下的控制策略：

1) 首先在直升机模式和固定翼模式下分别设计基于LQR的多环最优控制器，完成直升机模式加速前飞和固定翼模式巡航的控制，并通过增益调度的方法优化控制器动态性能。

2) 在动态倾转过程中，不进行额外控制器设计，采用短舱倾角作为权重因子，融合直升机模式和固定翼模式2套控制器的控制量输出，以实现倾转过程姿态平滑过渡，以及操纵量平缓变化。

最后通过全模式飞行仿真，验证笔者设计的控制策略的有效性。

1 无人倾转旋翼机模型

笔者以某型无人倾转旋翼机作为建模对象，在Matlab/SIMULINK仿真环境中搭建仿真模型，仿真模型包括3个模块：

1) 冗余操纵量分配模块：倾转旋翼机综合双旋翼型直升机与固定翼的操纵特性，各舵面操纵量 Δ 定义为：总距 δ_{col} ，总距差动 δ_{colc} ，纵向周期变距 δ_{lon} ，纵向周期变距差动 δ_{colc} ，横向周期变距 δ_{lat} ，副翼差动 δ_{ail} ，方向舵 δ_{rud} ，升降舵 δ_{ele} 。倾转旋翼机飞行模式有直升机、倾转过渡和固定翼3种，在不同的飞行模式下，舵面操纵量需根据实时操纵效率作对应的调整。笔者根据倾转旋翼机的操纵特性，将四通道控制量 U 定义为：垂向通道 u_{vert} 、横向通道 u_{roll} 、纵向通道 u_{pitch} 和航向通道 u_{yaw} ，通过合理的混合操纵，达到不同飞行模式下舵面操纵量的合理分配，笔者做出如下定义：

$$\Delta = \mathbf{K} \cdot \mathbf{U}. \quad (1)$$

式中： \mathbf{K} 为 8×4 矩阵，是各操纵量分配权值矩阵； Δ 为各舵面操纵量； U 为4通道控制量。

$$\begin{bmatrix} \delta_{col} & \delta_{colc} & \delta_{lon} & \delta_{lonc} & \delta_{lat} & \delta_{ail} & \delta_{ele} & \delta_{rud} \end{bmatrix}^T = \mathbf{K} \cdot \begin{bmatrix} u_{vert} & u_{roll} & u_{pitch} & u_{yaw} \end{bmatrix}^T. \quad (2)$$

直升机模式的操纵策略如下： u_{roll} 控制副翼差动的同时还与 u_{vert} 共同控制左右旋翼的总距； u_{pitch} 控制升降舵和旋翼纵向周期变距同步实现对俯仰的控制，同时还与 u_{yaw} 共同作用实现对左右旋翼纵向周期变距的差动控制。此时 \mathbf{K} 矩阵如下：

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T. \quad (3)$$

倾转过渡模式的操纵策略如下：旋翼的周期变距控制量按短舱倾角 β_n 的三角函数规则逐渐降低直至退出控制， \mathbf{K} 矩阵变为：

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta_n & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \beta_n & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \beta_n & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T. \quad (4)$$

固定翼模式的操纵策略如下：倾转结束后，旋翼的周期变距退出控制，此时 u_{vert} 控制旋翼的总距， u_{roll} 控制副翼差动， u_{pitch} 控制升降舵， u_{yaw} 控制方向舵。 \mathbf{K} 矩阵变为：

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T. \quad (5)$$

通过上述冗余操纵策略，能根据短舱倾角实时改变各舵面操纵量所占的权重，实现各飞行模式下各舵面操纵量的合理分配。

2) 气动力和力矩计算模块：对包括左右旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾和短舱在内的部件分别进行建模，具体建模数据见文献[7]，计算得到的气动力及力矩均转到体轴系再进行叠加求和，得到飞机重心处的气动合力和力矩如式(6)所示：

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_R + X_W + X_F + X_{HT} + X_{VT} + X_{NAC} \\ Y_R + Y_W + Y_F + Y_{HT} + Y_{VT} + Y_{NAC} \\ Z_R + Z_W + Z_F + Z_{HT} + Z_{VT} + Z_{NAC} \\ L_R + L_W + L_F + L_{HT} + L_{VT} + L_{NAC} \\ M_R + M_W + M_F + M_{HT} + M_{VT} + M_{NAC} \\ N_R + N_W + N_F + N_{HT} + N_{VT} + N_{NAC} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

式中： X 、 Y 、 Z 、 L 、 M 、 N 分别表示气动合力和合力矩，下标 R 、 W 、 F 、 HT 、 VT 、 NAC 分别表示旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾和短舱。

3) 输出模块：将式(6)中算出的气动力和力矩

代入如式(7)所示的六自由度运动学方程组:

$$\left. \begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \vartheta & \cos \phi \tan \vartheta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \vartheta & \cos \phi \sec \vartheta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} &= \mathbf{I}_B^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \mathbf{I}_B^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \mathbf{I}_B \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} rv - qw - g \sin \vartheta + X / m_B \\ pw - ru + g \cos \vartheta \sin \phi + Y / m_B \\ qu - pv + g \cos \vartheta \cos \phi + Z / m_B \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} (7)$$

式中: \mathbf{I}_B 为机体转动惯量矩阵; m_B 为总重量。

通过计算可得无人倾转旋翼机的运动状态, 包括姿态角速率、姿态角、机体轴系速度。飞行动力学仿真模型如图 1 所示。

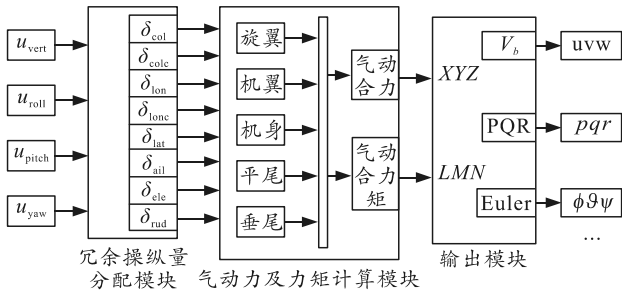


图 1 飞行动力学仿真模型

在动态倾转过程中, 无人倾转旋翼机的短舱倾角 β_n 与前飞速度 u 之间存在安全倾转走廊^[8], 经配平计算得到图 2 中方块表示的配平点。配平的约束条件如下: 1) 机翼升力不足限制最小前飞速度; 2) 旋翼桨叶的失速、机体结构及发动机限制最大前飞速度; 3) 为保证倾转过程中姿态的平稳过渡, 配平时俯仰角限制在 $\pm 10^\circ$ 之间^[8]。

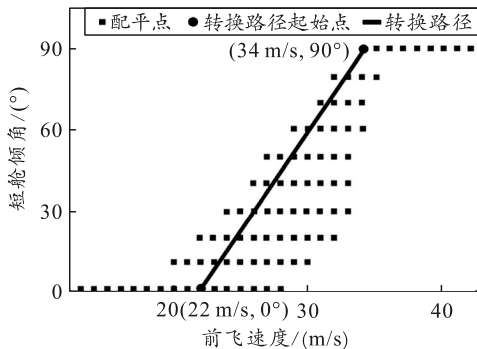


图 2 安全倾转走廊及倾转过渡的转换路径

为保证倾转过渡阶段的安全进行, 需在安全走廊内设计转换路径^[9]。笔者选取图 2 中的路径作为倾转过渡的转换路径, 即前飞速度达 22 m/s 时开始倾转, 倾转完成时速度为 34 m/s。

2 通道控制量融合策略

在动态倾转过程中, 由于短舱倾角发生变化, 无人倾转旋翼机的模型特性差异增加, 需针对不同短舱倾角的飞行状态设计多套控制器, 控制结构复杂。笔者设计 2 套基于 LQR 的多环最优控制器, 分别实现直升机模式和固定翼模式下的控制策略, 通过控制量融合策略综合这 2 套控制器, 简化了控制器结构。笔者设计的完整控制器结构如图 3 所示。

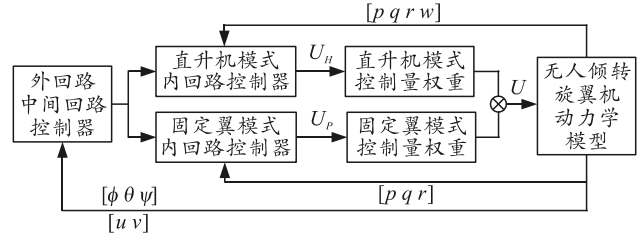


图 3 完整控制器结构

通道控制量融合策略如下: 倾转前期旋翼主要提供纵向拉力, 采用直升机模式的控制策略, 通过俯仰角实现对前向速度的有效控制, 垂向通道的高度由总距控制。进入倾转中后期, 旋翼前倾, 主要提供前向拉力, 仅靠直升机模式的控制策略无法实现速度及高度的有效跟踪; 因此, 需引入固定翼模式的控制策略, 在垂/纵向通道上进行操纵变更, 由总距来控制前飞速度, 俯仰来控制高度。

笔者采用分配权重的方式实现直升机与固定翼模式控制器输出控制量的融合, 权重按短舱倾角的三角函数规则进行设计。记直升机、固定翼模式控制器输出的 4 通道控制量 U_H 、 U_P 如下:

$$U_H = [u_{h\text{-vert}} \quad u_{h\text{-roll}} \quad u_{h\text{-pitch}} \quad u_{h\text{-yaw}}]^T; \quad (8)$$

$$U_P = [u_{p\text{-vert}} \quad u_{p\text{-roll}} \quad u_{p\text{-pitch}} \quad u_{p\text{-yaw}}]^T. \quad (9)$$

经通道融合后的 4 通道控制量 U 的设计规则如下:

$$U = \cos \beta_n \cdot U_H + \sin \beta_n \cdot U_P; \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} u_{\text{vert}} \\ u_{\text{roll}} \\ u_{\text{pitch}} \\ u_{\text{yaw}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_n \cdot u_{h\text{-vert}} + \sin \beta_n \cdot u_{p\text{-vert}} \\ \cos \beta_n \cdot u_{h\text{-roll}} + \sin \beta_n \cdot u_{p\text{-roll}} \\ \cos \beta_n \cdot u_{h\text{-pitch}} + \sin \beta_n \cdot u_{p\text{-pitch}} \\ \cos \beta_n \cdot u_{h\text{-yaw}} + \sin \beta_n \cdot u_{p\text{-yaw}} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

然后根据上文设计的冗余操纵量分配策略, 将 4 通道控制量 U 转化为各舵面操纵量 Δ , 以实现无人倾转旋翼机的控制。

3 基于 LQR 的控制律设计

3.1 LQR 最优控制简介

LQR 即为线性二次型最优控制, 其研究对象是

用状态空间描述的线性系统，由线性系统的权矩阵 Q 和 R 唯一确定系统的状态反馈阵 K ，实现以最优输入信号 u 使二次型性能指标函数 J 达到最小，从而获得最佳的性能指标^[10-11]，系统原理如图 4 所示。

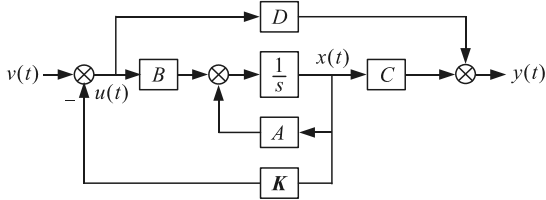


图 4 线性二次型最优控制原理

图中： y 为系统输出； x 为状态量； u 为线性二次型最优控制量； K 为最优状态反馈增益。

对于一个线性系统，状态空间方程的表示如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

选取如下形式的能量函数：

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt \quad (13)$$

若系统 (A, B) 完全可控，则通过反馈阵 K 的选择，可以将该系统的特征值配置到任意位置。此时该系统状态方程变为：

$$\dot{x} = (A - BK)x = A_c x \quad (14)$$

将 $u(t) = v(t) - Kx(t)$ 代入上述能量函数中得到：

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} x^T (Q + K^T RK) x dt \quad (15)$$

假设存在一个常量矩阵 P 能使得：

$$\frac{d}{dt} (x^T P x) = -x^T (Q + K^T RK) x \quad (16)$$

假设闭环系统是稳定的，即 t 趋于无穷时， $x(t)$ 趋于 0，将式(16)代入式(15)，可得：

$$\begin{aligned} J &= -\frac{1}{2} \int_0^{\infty} \frac{d}{dt} (x^T P x) dt = \frac{1}{2} (x(0)^T P x(0) - \\ &x(\infty)^T P x(\infty)) = \frac{1}{2} x(0)^T P x(0) \end{aligned} \quad (17)$$

现将式(16)进行微分展开得到：

$$\dot{x}^T P x + x^T P \dot{x} + x^T Q x + x^T K^T R K x = 0 \quad (18)$$

整理可得：

$$x^T (A_c^T P + P A_c + Q + K^T R K) x = 0 \quad (19)$$

式(19)要始终成立，则括号内的项必须恒为 0，并代入 A_c ，得到：

$$(A - BK)^T P + P(A - BK) + Q + K^T R K = 0 \quad (20)$$

观察上式，包含 K 的二次项，计算复杂，因此通过选取 $K = R^{-1} B^T P$ ，将二次项约掉，得到 Riccati

方程：

$$A^T P + PA + Q - PBR^{-1} B^T P = 0 \quad (21)$$

综上所述，LQR 控制器反馈阵 K 的计算步骤如下：

- 1) 选择权矩阵 Q 、 R 。由于权矩阵的选取并无量化准则可以参考，一般通过经验法确定；
- 2) 求解式(21)的 Riccati 方程得到矩阵 P ；
- 3) 计算 $K = R^{-1} B^T P$ ，得到反馈阵 K 。

3.2 直升机模式控制律设计

直升机模式控制律设计分为内、中、外 3 层回路，控制器结构原理如图 5 所示。外回路控制对象为前向速度 u 与侧向速度 v 。该模式下采用飞机低头的方式来增加前飞速度，侧向速度由滚转角控制，偏航通道通过直接给定 0° 的偏航角信号实现航向的姿态保持。中间回路控制对象为姿态角 $[\phi \ \theta \ \psi]$ ，采用 PID 进行设计。内回路的控制对象为姿态角速率 $[p \ q \ r]$ 及机体轴系的垂向速度 w ，若内回路采用传统 LQR 进行设计，只针对短舱倾角为 0° 的工作点进行 LQR 设计，达不到理想的控制效果；因此，在内回路采用增益调度优化 LQR 的设计方法，以提高系统的闭环性能。

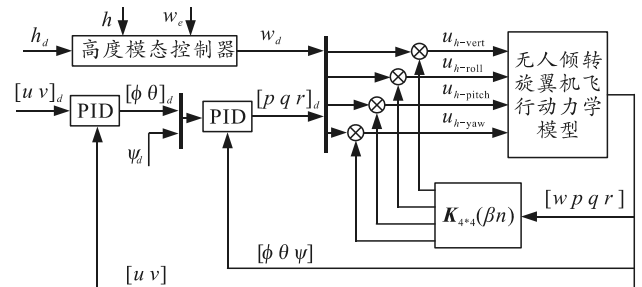


图 5 直升机模式控制器结构原理

首先针对不同的短舱倾角下的线性模型分别进行 LQR 设计，计算得到对应的反馈阵 K ，通过状态反馈实现各通道的解耦，达到内回路较好的阻尼特性。然后采用增益调度的方法，通过短舱倾角 β_n 调度反馈阵 K_{4*4} ，以优化控制效果，提高倾转过程中系统动态性能。直升机模式针对如表 1 所示工作点的线性模型进行 LQR 设计，包括其配平量。

表 1 直升机模式工作点配平量

$\beta_n / (^\circ)$	$u / (m/s)$	$u_{vert} / (^\circ)$	$u_{pitch} / (^\circ)$	$\mathcal{G} / (^\circ)$
0	22	13.3	-0.89	-2.7
30	26	22.5	-1.69	7.6

通过配平得到工作点处线性模型，即获得系统矩阵 A 、 B ，选取合适的权矩阵，然后解算 Riccati 方程，得到系统状态反馈阵 K_{H-0° 、 K_{H-30° ：

$$K_{H-0^\circ} = \begin{bmatrix} -1.7007 & 0.0136 & -2.7584 & -0.0007 \\ -0.0014 & 2.3546 & -0.0809 & 0.3839 \\ -0.3184 & -0.0163 & 10.6514 & -0.0031 \\ 0.0004 & -0.4782 & 0.0211 & 2.7685 \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$K_{H-30^\circ} = \begin{bmatrix} -1.5852 & 0.0096 & -2.5782 & 0.0043 \\ -0.0012 & 2.1251 & -0.0675 & 0.9353 \\ -0.1937 & -0.0151 & 12.7835 & -0.0135 \\ 0.0002 & -1.1807 & 0.0114 & 2.3023 \end{bmatrix} \quad (23)$$

此外，在倾转过程中发生高度突变被认为是不安全的，所以直升机模式的垂向通道上需要施加对高度的控制。该模式下将高度保持模态与内回路垂向速度 w 串联，通过总距来实现倾转过程中高度的保持。高度控制模态采用串级双回路 PID 的控制形式，引入地轴系垂向速度 w_e 和高度 h 作为控制对象。

3.3 固定翼模式控制律设计

固定翼模式下构型类似于螺旋桨飞机，旋翼为无人倾转旋翼机提供前向拉力，该模式下垂、纵向的控制方式发生变化：垂向通道由俯仰角控制，即俯仰控高度；纵向通道由总距控制，即总距控制前飞速度。固定翼模式控制器结构原理如图 6 所示。

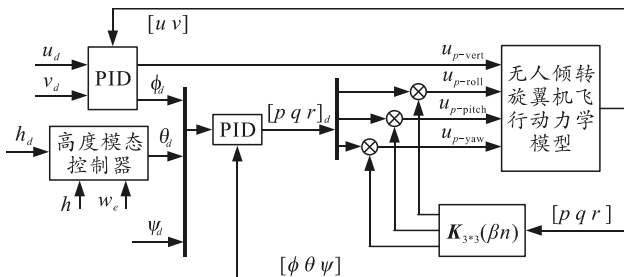


图 6 固定翼模式控制器结构原理

外回路控制对象为速度 $[u \ v]$ 及高度 h ，前飞速度由总距直接控制，侧向速度由滚转角控制，垂向通道的高度保持模态与俯仰控制器串联，实现俯仰角对高度的控制，偏航通道通过给定 0° 的偏航角信号实现航向保持。内回路控制对象为角速率 $[p \ q \ r]$ ，也采用增益调度优化 LQR 的设计方法，通过短舱倾角 β_n 调度反馈阵 K_{3*3} 。固定翼模式对如表 2 所示工作点的线性模型进行 LQR 设计。

表 2 固定翼模式工作点配平量

$\beta_n / (^\circ)$	$u / (m/s)$	$u_{vert} / (^\circ)$	$u_{pitch} / (^\circ)$	$\mathcal{G} / (^\circ)$
30	26	22.5	-1.69	7.6
60	30	32.3	-1.69	8.0
90	33.8	38.4	-0.30	0.1

固定翼模式 LQR 设计过程与直升机类似，经计算得到反馈阵 K_{P-30° 、 K_{P-60° 、 K_{P-90° 如下：

$$K_{P-30^\circ} = \begin{bmatrix} 2.1250 & 0.0006 & 0.9352 \\ 0.0001 & 1.7548 & 0.0002 \\ -1.1807 & -0.0001 & 2.3023 \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$K_{P-60^\circ} = \begin{bmatrix} 1.8953 & 0.0005 & 0.8235 \\ 0.0001 & 1.6972 & 0.0004 \\ -1.2671 & 0.0002 & 1.7776 \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$K_{P-90^\circ} = \begin{bmatrix} 2.0233 & 0 & -0.0079 \\ 0 & 1.6511 & -0.0001 \\ -0.1810 & -0.0001 & 1.3610 \end{bmatrix} \quad (26)$$

4 无人倾转旋翼机全模式飞行仿真

为了验证上述控制器设计的有效性并分析控制策略的效果，在 Matlab2019a 的环境下，根据已完成的无人倾转旋翼机模型和控制器设计，按照图 2 设计的转换路径进行“直升机加速前飞—倾转过渡—固定翼匀速巡航”的全模式飞行仿真，共历时 40 s，具体仿真过程如下：

1) 直升机模式加速前飞阶段：无人倾转旋翼机以直升机模式开始加速前飞，前向速度以 2 m/s^2 的加速度加速到 22 m/s ，历时 10 s；

2) 倾转过渡阶段：在前飞速度达到 22 m/s 后，按照转换路径，短舱倾角以 $4.5 (^\circ)/s$ 的倾转角速率从 0° 转至 90° ，期间前飞速度以 0.6 m/s^2 的加速度从 22 m/s 加速至 34 m/s ，历时 20 s，进入固定翼巡航模式；

3) 固定翼模式匀速巡航阶段：保持 34 m/s 的前飞速度匀速飞行，历时 10 s。

图 7—14 给出前向速度、短舱倾角、侧向速度、偏航角、高度差、俯仰角角速率、俯仰角及 4 通道控制量的变化曲线，图 12—14 给出增益调度优化前后的俯仰角速率、俯仰角以及 4 通道控制量的变化曲线。

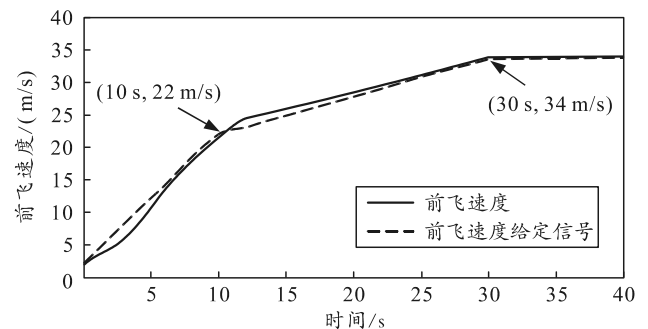


图 7 前飞速度给定信号及响应曲线

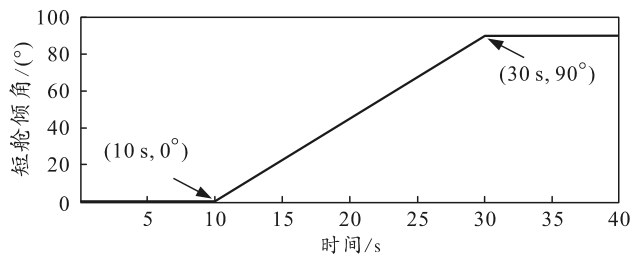


图 8 短舱倾角给定信号

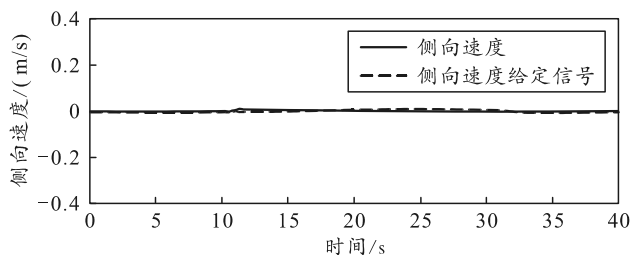


图 9 侧向速度给定信号及响应曲线

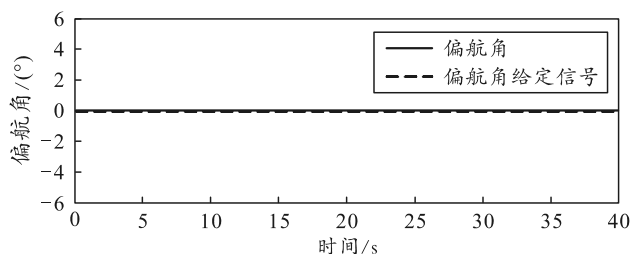


图 10 偏航角给定信号及响应曲线

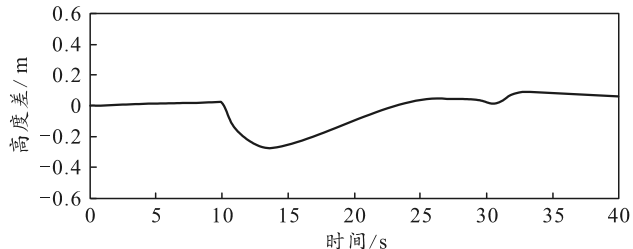
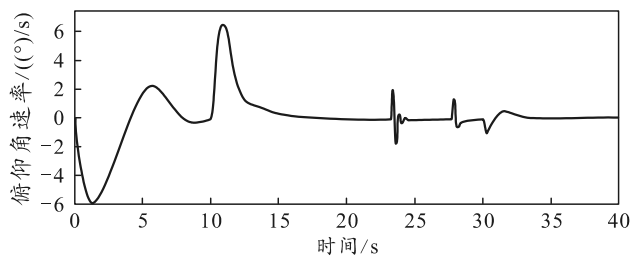
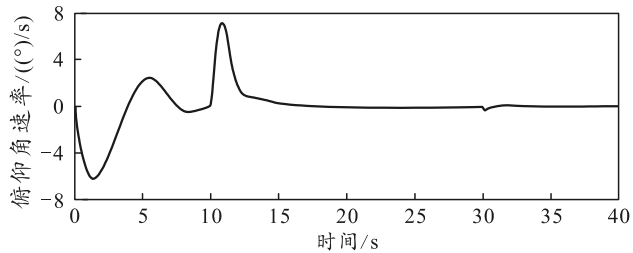


图 11 高度差响应曲线

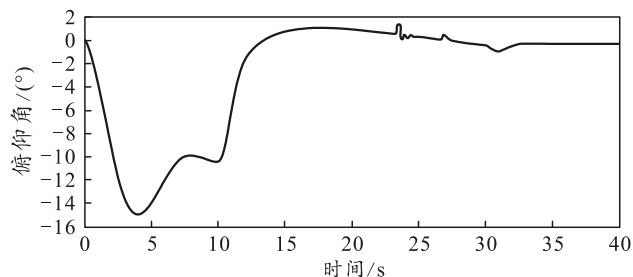


(a) 优化前

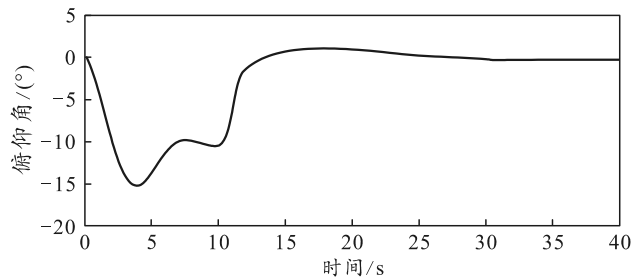


(b) 优化后

图 12 俯仰角速率响应曲线

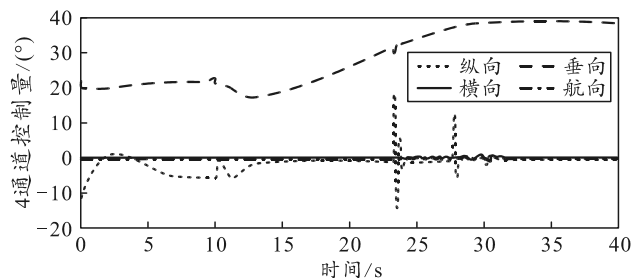


(a) 优化前

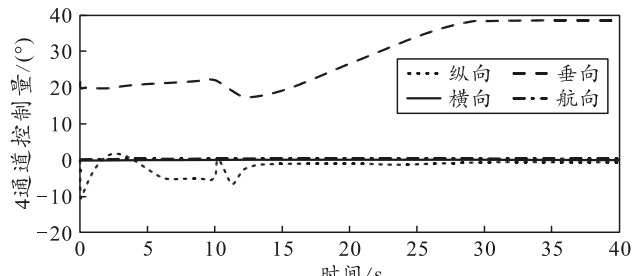


(b) 优化后

图 13 俯仰角响应曲线



(a) 优化前



(b) 优化后

图 14 4 通道控制量变化曲线

无人倾转旋翼机开始时以直升机模式低头加速前飞，加速度为 2 m/s^2 ，前飞速度能够很好地跟踪给定信号，高度保持稳定。当前飞速度达到 22 m/s 时开始按照倾转路径进行短舱倾转，前飞速度与短舱倾角的给定信号如图 7 和 8 所示。

在倾转过渡前期，主要由直升机模式参与控制，由于给定前飞加速度降为 0.6 m/s^2 ，同时短舱倾转又带来额外的旋翼前向拉力，使得前飞加速过快，此时如图 14 所示纵向控制量快速回零、垂向控制量下降，即飞机快速抬头与总距减小共同约束前飞速度，使前飞速度能及时跟踪给定信号。当短舱偏转

一定角度后,旋翼的垂向拉力必然有所减小;因此在倾转前期有掉高趋势,此时高度保持模态起作用,通过增大总距保证高度的稳定。在倾转过渡中后期,固定翼模式的控制效果逐步显现,前飞速度主要由旋翼总距控制,高度由俯仰角控制,倾转后期通过飞机低头来降低高度,保证高度的稳定。在整个倾转过程中,垂向、纵向通道都能有效跟随给定的前飞速度及高度信号,且响应迅速,能及时消除与给定信号之间的偏差。

倾转结束后进入固定翼模式巡航阶段,巡航时速度保持 34 m/s 不变,因此总距也基本保持不变。此时高度略有增加但趋向于稳定,因此俯仰角回零并保持稳定。在整个仿真过程中,图 9 和 10 中的侧向速度和偏航角都能很好地跟踪给定量,横向与航向通道控制量基本保持稳定。

图 12—14 中(a)图给出未经过增益调度优化 LQR 的控制系统的俯仰角、俯仰角速率以及 4 通道控制量响应曲线。可以看出:未经优化前,由于倾转过程中模型特性存在差异,导致某些工作点处的俯仰角速率、纵向通道控制量曲线均存在一定频率和幅度的抖动,俯仰角存在小幅波动。笔者通过引入增益调度技术,对控制效果不佳的工作点进行 LQR 参数设计,并通过增益调度将该控制参数引入系统内,控制效果如图 12—14 中(b)图所示,优化后倾转过程中各曲线基本没有大的抖动,姿态平滑过渡,控制量变化柔和,动态性能得到明显改善。

综上所述,笔者设计的控制律能够实现较优的动态跟踪能力,无人倾转旋翼机能够按照期望的转化路径飞行,期间飞机的姿态过渡平滑,未出现高频/高幅度的角速率变化,高度变化控制在 ± 0.3 m 内,各舵面控制量变化比较平缓,表明控制系统在整个仿真过程中具有良好的系统性能。

5 结论

笔者建立无人倾转旋翼机的飞行动力学仿真模型,并针对控制对象的特征,设计合理的垂、纵向通道控制量融合策略与冗余操纵量分配策略,保证了无人倾转旋翼机在倾转过程中的有效控制。以短

舱倾角作为权重因子综合 2 套基于 LQR 的多环控制器并通过增益调度对其进行优化,能达到如下较优的控制效果:1) 姿态角速率及姿态角变化平滑;2) 速度跟踪效果良好;3) 操纵量变化柔和,无抖动,操纵品质较好;4) 通过引入高度保持模态,使得在整个仿真过程中能实现定高的效果。

参考文献:

- [1] 宋晓东,吴斌,桑涛. 基于增益调度法的倾转旋翼控制系统设计[J/OL]. 弹箭与制导学报, 2020(6): 1-9[2021-09-29].
- [2] 王东升,郭剑东,浦黄忠. 无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制[J]. 电光与控制, 2019, 26(4): 23-27.
- [3] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle[C]//IEEE International Conference on Advanced Robotics. IEEE, 2011: 465-470.
- [4] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(6): 1071-1082.
- [5] ONER K T, CETINSOY E, UNEL M, et al. Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism[J]. Proceedings of world academy of science engineering & technology, 2008: 58-63.
- [6] LIU Z, HE Y, YANG L Y, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 135-148.
- [7] 苏小恒. 基于加权伪逆法的倾转旋翼机冗余操纵分配研究[J]. 电子制作, 2021(3): 92-95.
- [8] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [9] 郭剑东,宋彦国,夏品奇. 小型无人倾转旋翼机全模式飞行操纵控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 439-444.
- [10] 罗玉涛,周天阳,许晓通. 基于遗传算法的四轮转向-驱动汽车时变 LQR 控制[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2021, 49(3): 114-122.
- [11] 刘安,杨振强,阴宏宇,等. 基于遗传算法优化的 LQR 主动磁悬浮轴承控制[J]. 机床与液压, 2020, 48(14): 157-162.