

# 基于最优分配的复合式高速无人直升机纵向控制设计与验证



曹宇燕, 金鑫, 彭永涛, 王琳, 王云鹤

航空工业西安飞行自动控制研究所, 陕西 西安 710075

**摘要:** 高速直升机因其独特构型造成过渡段操纵复杂, 控制系统设计难度大。本文针对复合式共轴双旋翼高速无人直升机, 设计了全飞行模式控制, 为高速直升机的安全飞行提供理论基础。采取分块建模思路, 搭建了无人直升机数学模型, 设计了过渡模式的操纵策略。采用经典控制理论设计了低速模式和高速模式纵向飞行控制律, 低速模式时, 为提高位置响应的快速性, 直接采用并行控制结构, 将位置指令引入姿态通道; 高速模式时, 在俯仰通道引入航迹倾斜角补偿损失高度。针对过渡段的控制分配问题, 分别考虑速度和操纵面反应速度快慢的影响, 设计分配权值, 采用加权伪逆法进行最优分配求解。仿真结果表明, 所设计的纵向飞行控制律可以有效合理分配过渡段的不同操纵量, 实现平滑过渡飞行。

**关键词:** 高速直升机; 飞行控制; 操纵策略; 控制分配; 过渡模式

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.11.010

随着飞行环境日益复杂, 为提高直升机的任务能力和生存能力, 对其性能水平尤其是飞行速度提出了更高要求<sup>[1-3]</sup>。复合式共轴高速直升机结合了旋翼具备垂直升降能力和固定翼飞机高速航程远的优点, 是一种应用前景广泛的新型飞行器。共轴高速直升机具有低速模式、过渡模式和高速模式三种飞行模式, 涉及常规直升机和固定翼飞机的控制, 存在操纵机构冗余、控制难度大的问题。因此, 设计共轴高速无人直升机的飞行控制系统, 保证飞行安全稳定, 具有重要的应用价值。

目前, 国内外针对复合式共轴高速直升机的研究大多集中于气动性能和动力学模型等方面<sup>[4]</sup>。K. Ferguson等<sup>[5-8]</sup>构建了通用仿真模型, 研究了配平和操纵性分析, 以及复合构型对飞机飞行力学的影响。袁野等<sup>[9-10]</sup>研究了周期变距和旋翼控制相位角对飞行动力学特性的影响。有学者聚焦于复合式共轴高速直升机的飞行控制研究。D. Schafroth等<sup>[11]</sup>利用协方差矩阵自适应进化策略辨识模型参数, 设计了微型复合式共轴直升机的 $H_{\infty}$ 鲁棒控制器。Feng Lin等<sup>[12]</sup>研发了一款概念式共轴双旋翼无人直升机, 结合 $H_{\infty}$ 设计非线性飞行控制律。G. T. Ozdemir等<sup>[13]</sup>设计了基于动态逆的飞行控制律。T. Berger等<sup>[14-15]</sup>设计了内环的显模型跟踪控

制器和外环的动态逆控制器, 实现全包线飞行。以上研究工作主要针对飞行的稳定控制, 对于复合式共轴高速直升机特有的过渡飞行操纵冗余分配并没有专门提及。Qiu Yuqing等<sup>[16]</sup>针对过渡段飞行提出了多步控制分配方法, 实现平滑过渡。江顺<sup>[17]</sup>通过约束旋翼后倒角和机身俯仰角采用配平分析法确定过渡走廊。杨洋<sup>[18]</sup>给出了各个飞行模式下的操纵权重系数分配图。

上述研究聚焦于高速直升机的模型特性分析和控制算法, 本文将重点关注复合式共轴无人高速直升机的控制律架构和过渡段操纵分配研究, 针对共轴高速无人直升机的纵向飞行控制系统, 设计控制律, 合理分配过渡段控制权重, 实现安全飞行。

## 1 无人高速直升机模型

复合式共轴高速无人直升机样机如图1所示。采用共轴上下双旋翼、取消常规尾桨、尾部安装推进螺旋桨、机身尾部融合固定翼飞机的升降舵和方向舵的复合式布局。

### 1.1 基本模型

采取分块法建模思路, 将共轴高速无人直升机分为共

收稿日期: 2023-06-28; 退修日期: 2023-09-05; 录用日期: 2023-10-28

引用格式: Cao Yuyan, Peng Yongtao, Jin Xin, et al. Longitudinal control design and verification of compound high speed unmanned helicopter based on optimal allocation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 75-80. 曹宇燕, 彭永涛, 金鑫, 等. 基于最优分配的复合式高速无人直升机纵向控制设计与验证[J]. 航空科学技术, 2023, 34(11): 75-80.

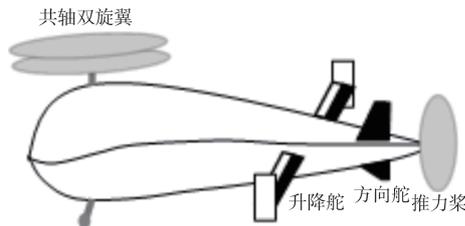


图1 共轴高速无人直升机样机

Fig.1 Coaxial high speed unmanned helicopter prototype

轴双旋翼、机身、升降舵、方向舵、推力桨5个部分并分别建模,得到各个部分的受力,然后在飞机重心处合成各个部分的力和力矩,最后代入飞机六自由度运动方程,即可得到高速无人直升机的数学模型,如图2所示。图2中模型输入为

$$\mathbf{u} = [\delta_{B1}, \delta_{A1}, \delta_c, \delta_{dc}, \delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_T]^T \quad (1)$$

式中, $\delta_{B1}$ ,  $\delta_{A1}$ ,  $\delta_c$ ,  $\delta_{dc}$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_a$ ,  $\delta_r$ ,  $\delta_T$ 分别为纵向周期变距、横向周期变距、总距、差动总距、升降舵偏角、升降舵差动偏角、方向舵偏角和推力桨距。

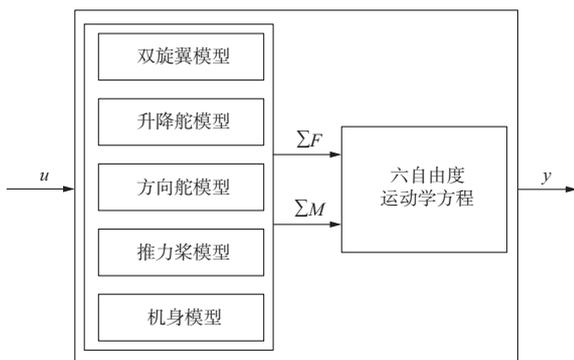


图2 高速无人直升机模型结构框图

Fig.2 Block diagram of model of high speed unmanned helicopter

## 1.2 操纵策略

共轴高速直升机既有常规直升机的操纵机构(周期变距、共轴双旋翼差动全动总距),又有固定翼飞机的舵面(升降舵、方向舵、推力螺旋桨)。根据两类操纵机构的适用范围,当直升机处于低速飞行模式时,纵向周期变距控制俯仰,横向周期变距控制滚转,上下旋翼差动总距控制偏航,上下旋翼全动总距控制高度。

当直升机处于高速飞行模式时,升降舵起到常规固定翼飞机升降舵和副翼的作用,俯仰由升降舵控制,滚转由升降舵差动控制,偏航由方向舵控制,速度由推进桨距决定。当直升机处于过渡飞行模式时,两套操纵机构共同参与控制,操纵存在冗余,需要合理设计操纵分配策略。

## 2 高速无人直升机控制系统设计

### 2.1 纵向控制律设计

#### 2.1.1 低速飞行模式

设计高速直升机在悬停/小速度段的纵向控制律,主要包括纵向通道和总距通道。在保证姿态内回路控制稳定的基础上设计速度和位置外回路。总体设计如图3所示。

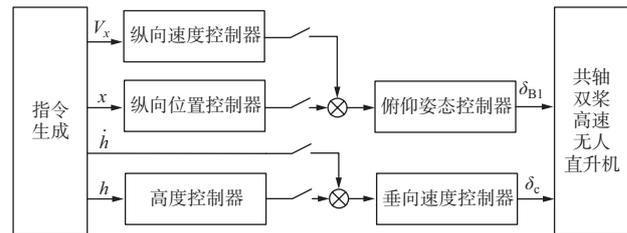


图3 低速飞行模式纵向飞行控制框图

Fig.3 Block diagram of longitudinal flight control in low speed flight mode

俯仰姿态控制由纵向周期变距实现,采用俯仰角PI控制和俯仰角速率反馈,阻尼作用快速抑制俯仰姿态震荡。

$$\delta_{B1} = K_{\phi ph}(\theta_g - \theta) + K_{\phi ih} \int (\theta_g - \theta) dt - K_{\phi ph} \dot{\theta} + \delta_{B1_{min}} \quad (2)$$

式中, $\theta_g$ 为俯仰角指令给定; $\theta$ 为俯仰角信号; $K_{\phi ph}$ 、 $K_{\phi ih}$ 、 $K_{\phi ph}$ 为控制器参数; $\delta_{B1_{min}}$ 为纵向周期变距配平值。

纵向速度控制在姿态内环稳定控制的基础上,反馈纵向速度,输出俯仰姿态内环指令。通过控制内环姿态确定纵向周期变距操纵量来达到速度控制的目的。

$$\theta_g = K_{V_{xph}}(V_{xg} - V_x) + K_{V_{xih}} a_x \quad (3)$$

式中, $V_{xg}$ 为纵向速度给定值; $V_x$ 为纵向速度; $a_x$ 为纵向加速度; $K_{V_{xph}}$ 、 $K_{V_{xih}}$ 为控制器参数。

纵向位置控制采用比例控制律,直接引入纵向速度和加速度作为阻尼控制,输出纵向比例指令到俯仰姿态内环,简化控制结构。

$$\theta_g = K_{xph}(x_g - x) + K_{V_{xph}} V_x + K_{V_{xih}} a_x \quad (4)$$

式中, $x_g$ 为纵向位置给定值; $x$ 为纵向位置; $K_{xph}$ 为控制器参数。

垂直速度控制由总距操纵实现,采用垂直速度反馈PI控制,得到总距通道操纵量。指令输出与航向控制输出综合后给至上下旋翼。

$$\delta_c = K_{hph}(\dot{h}_g - \dot{h}) + K_{hih} \int (\dot{h}_g - \dot{h}) dt \quad (5)$$

式中, $\dot{h}_g$ 为垂向速度期望值; $\dot{h}$ 为垂向速度; $\delta_c$ 为总距量, $K_{hph}$ 、 $K_{hih}$ 为控制器参数。

高度控制采用高度信号的PI控制,以垂向速度控制为

内回路,并引入垂向速度增加系统阻尼,保证高度响应变化平稳,满足控制精度要求

$$\dot{h}_c = K_{h_{ph}}(h_g - h) + K_{h_{ih}} \int (h_g - h) dt - K_{h_{ph}} \dot{h} \quad (6)$$

式中, $h_g$ 为期望高度; $h$ 为高度; $K_{h_{ph}}$ 、 $K_{h_{ih}}$ 为控制器参数。

### 2.1.2 高速飞行模式

高速飞行模式下,高速无人直升机周期变距、上下主旋翼总距只需提供配平量,配合参与控制的主舵面是升降舵,推力桨旋翼转速一般固定,通过调节桨距从而改变推力。纵向控制律设计主要包括俯仰姿态控制、垂向速度控制、高度控制和前飞速度控制。总体设计如图4所示。

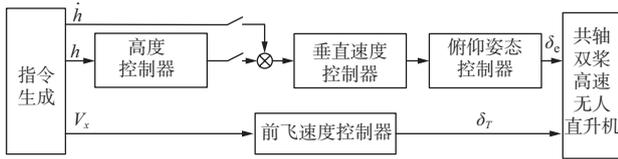


图4 高速飞行模式纵向飞行控制框图

Fig.4 Block diagram of longitudinal flight control in high speed flight mode

俯仰姿态控制以俯仰角速率控制为内回路,采用俯仰角反馈比例控制,输出俯仰角速率内环指令。俯仰角速率控制反馈俯仰角速率信号,同时引入掉高补偿,输出操纵指令至升降舵。

$$\delta_c = K_{\theta_{pp}}(\dot{\theta}_g - \dot{\theta}) + K_{\theta_{ip}} \int (\dot{\theta}_g - \dot{\theta}) dt + K_{\gamma p} \dot{\gamma} \cos(1 - \gamma) + \delta_{c,trim} \quad (7)$$

$$\dot{\theta}_g = K_{\theta_{pp}}(\theta_g - \theta + \theta_{trim}) \quad (8)$$

式中, $\dot{\theta}_g$ 为俯仰角速率给定指令; $\theta_{trim}$ 为俯仰角配平值; $\gamma$ 为航迹倾斜角; $\dot{\gamma}$ 为航迹倾斜角速率; $K_{\theta_{pp}}$ 、 $K_{\theta_{ip}}$ 、 $K_{\gamma p}$ 和 $K_{\theta_{pp}}$ 为控制器参数; $\delta_{c,trim}$ 为升降舵配平值。

垂直速度控制以俯仰姿态控制为内回路,反馈垂直速度,采用PI控制,输出俯仰姿态内环指令。通过控制内环姿态确定升降舵偏转量来达到速度控制的目的。

$$\theta_g = K_{h_{pp}}(\dot{h}_g - \dot{h}) + K_{h_{ip}} \int (\dot{h}_g - \dot{h}) dt \quad (9)$$

式中, $K_{h_{pp}}$ 、 $K_{h_{ip}}$ 为控制器参数。

高速飞行模式下高度控制以垂速控制为内环,直接反馈高度信号,经过比例控制,产生垂速控制指令。

$$\dot{h}_g = K_{h_{pp}}(h_g - h) \quad (10)$$

式中, $K_{h_{pp}}$ 为控制器参数。

由于高速阶段无人直升机配平俯仰角为0,因此仅利用推力桨距控制实现纵向前飞速度控制。反馈纵向速度信

号,采用PI控制,输出推力桨距操纵量。

$$\delta_T = K_{V_{xpp}}(V_{xg} - V_x) + K_{V_{xip}} \int (V_{xg} - V_x) dt + \delta_{T,trim} \quad (11)$$

式中, $K_{V_{xpp}}$ 、 $K_{V_{xip}}$ 为控制器信号; $\delta_{T,trim}$ 为推力桨距配平值。

### 2.1.3 过渡飞行模式

过渡模式是直升机速度在40~50m/s的过渡飞行阶段,两套操纵机构共同参与控制,操纵量个数超过控制通道数量,存在操纵冗余。过渡过程中,横侧向主要进行姿态保持控制,纵向设计姿态、速度和高度控制。根据设计的控制分配策略,合理分配两套操纵机构的权重,完成过渡段飞行控制。整体思路如图5所示。

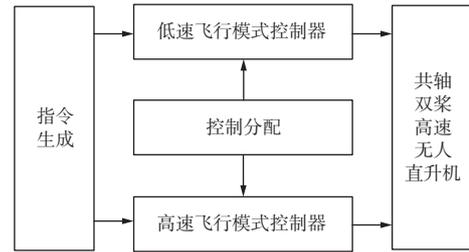


图5 过渡飞行模式纵向飞行控制框图

Fig.5 Block diagram of longitudinal flight control in transition flight mode

## 2.2 基于最优分配的过渡操纵控制

### 2.2.1 控制分配问题描述

直升机期望的转矩系数矢量为 $\mathbf{v}$ ,称为虚拟控制信号,各个操纵面的偏转矢量为 $\mathbf{u}$ ,即为实际控制量。则控制分配问题转化为已知实际控制量 $\mathbf{u}$ 和虚拟控制量 $\mathbf{v}$ 之间的关系 $g(\cdot)$ 以及虚拟控制量 $\mathbf{v}$ ,在约束条件下求解实际控制量 $\mathbf{u}$ 的问题。当分配是线性分配时满足

$$\mathbf{B}_c \mathbf{u} = \mathbf{v} \quad (12)$$

式中, $\mathbf{B}_c$ 为控制效能矩阵; $\mathbf{u}$ 为执行机构偏转量,存在位置和速率限幅,有

$$u_{i_{min}} \leq u_i \leq u_{i_{max}} \quad (13)$$

$$\dot{u}_{i_{min}} \leq \dot{u}_i \leq \dot{u}_{i_{max}} \quad (14)$$

其中, $\dot{u}_i$ 可以表示为

$$\dot{u}_i(t) = \frac{u_i(t) - u_i(t-T)}{T} \quad (15)$$

式中, $T$ 为采样时间。

再结合式(13)和式(14),执行机构限制可以表示为

$$\underline{u}_i(t) \leq \dot{u}_i(t) \leq \bar{u}_i(t) \quad (16)$$

其中,上界为

$$\bar{u}_i(t) = \min \{ u_{i_{max}}, u_i(t-T) + T\dot{u}_{i_{max}} \}$$

下界为

$$\underline{u}_i(t) = \max \{u_{i,\min}, u_i(t-T) - T\dot{u}_{i,\min}\}$$

则控制分配问题可以表示为

$$\mathbf{B}_c \mathbf{u} = \mathbf{v}, \underline{u}_i(t) \leq \dot{u}_i(t) \leq \bar{u}_i(t) \quad (17)$$

即在期望力矩系数  $\mathbf{v}$  作用下, 计算分配输出  $\mathbf{u}$ 。

### 2.2.2 分配方法

由于各个操纵面偏转受行程、速率、带宽等影响, 采用加权伪逆法<sup>[19]</sup>进行协调分配, 优化目标为

$$\min J = \|\mathbf{W}\mathbf{u}\| \quad (18)$$

式中,  $\mathbf{W}$  为操纵面权值矩阵。

易得分配问题的解为

$$\mathbf{u} = \mathbf{W}^{-2} \mathbf{B}_c^T (\mathbf{B}_c \mathbf{W}^{-2} \mathbf{B}_c^T)^{-1} \mathbf{v} \quad (19)$$

令  $\bar{\mathbf{W}} = \mathbf{W}^{-2}$ , 则式(19)简化为

$$\mathbf{u} = \bar{\mathbf{W}} \mathbf{B}_c^T (\mathbf{B}_c \bar{\mathbf{W}} \mathbf{B}_c^T)^{-1} \mathbf{v} \quad (20)$$

由于式(16)已经考虑舵面偏转的行程和速度限幅, 则考虑操纵效率和响应速度的影响来确定权值矩阵  $\mathbf{W}$ 。

过渡模式为低速模式飞行到高速模式的阶段, 过渡前段以直升机的变距操纵为主导控制, 后段以固定翼舵面操纵为主, 则过渡阶段纵向周期变距和升降舵的控制权值分别为

$$K_{\delta_{bi}} = \begin{cases} 1, & V \leq 40 \\ 1 - (V - 40)/10, & 40 < V < 50 \\ 0, & V \geq 50 \end{cases} \quad (21)$$

$$K_{\delta_c} = \begin{cases} 0, & V \leq 40 \\ (V - 40)/10, & 40 < V < 50 \\ 1, & V \geq 50 \end{cases} \quad (22)$$

考虑操纵效率影响部分的权值矩阵记为  $\mathbf{W}_1$ , 有

$$\mathbf{W}_1 = \text{diag}(1/K_{\delta_{bi}}, 1/K_{\delta_c}) \quad (23)$$

相比固定翼的气动舵面, 由于经过旋翼挥舞这一过程, 直升机旋翼的响应滞后较大, 假设旋翼挥舞时间常数为  $T_F$ , 则旋翼操纵机构的滞后为相应舵机时间常数与挥舞时间常数之和, 固定翼操纵机构的滞后为相应的舵机时间常数。

$T_{\delta_{bi}}, T_{\delta_c}$  为纵向周期变距和升降舵的操纵时延, 则考虑操纵时延影响部分的权值矩阵记为  $\mathbf{W}_2$ , 有

$$\mathbf{W}_1 = \text{diag}(1/T_{\delta_{bi}}, 1/T_{\delta_c}) \quad (24)$$

综合式(23)和式(24), 操纵面权值矩阵为

$$\mathbf{W} = \mathbf{W}_1 \cdot \mathbf{W}_2 \quad (25)$$

## 3 数字仿真与分析

对样例高速无人直升机进行飞行数字仿真, 以飞行速度 30m/s、飞行高度 1000m 为起始状态点, 给定速度指令如图 6(a)中红色虚线所示。无人直升机从低速模式向高速转

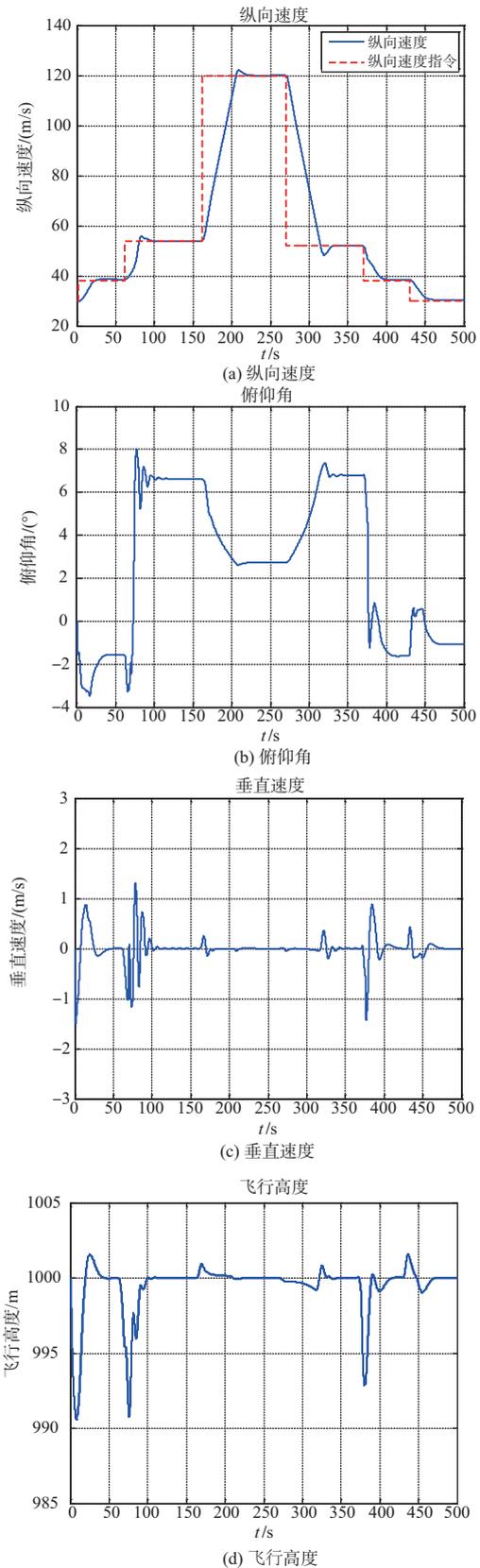


图6 全阶段飞行仿真结果

Fig.6 Full process flight simulation results

换,高速平飞后再反向过渡到低速模式。

随着速度由40m/s逐渐增加到50m/s,过渡过程中俯仰角也由负向减小转向正向增大,直升机由过渡前低速模式下的低头保持平衡状态转向高速模式下的微微抬头保持平衡状态。由于高速模式垂直速度控制以俯仰姿态控制为内回路,俯仰角变化会影响垂直速度的变化,越靠近高速模式,影响越大,所以高度存在一定扰动,但从图6(c)和图6(d)可以看出,垂直速度可以稳定到0,高度最终也可以保持到设定值。仿真结果表明设计的纵向飞行控制器可以实现纵向通道的安全飞行。

## 4 结论

本文结合工程实际,针对复合式高速无人直升机的纵向控制问题,采用经典控制思路设计了低速模式和高速模式的飞行控制律,在过渡段操纵策略的基础上,考虑旋翼和固定翼气动舵面的不同响应速度,设计了控制分配权重,并通过非线性飞行仿真验证了所设计的控制律和控制分配策略的合理性,具有一定的工程应用价值。

AST

## 参考文献

- [1] 李春华,樊枫,徐明. 共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术,2021,32(1):47-52.  
Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. The development overview of coaxial rigid rotor helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology,2021,32(1):47-52. (in Chinese)
- [2] 邓景辉. 直升机技术与展望[J]. 航空科学技术,2021,32(1):10-16.  
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology,2021,32(1):10-16. (in Chinese)
- [3] 武上景,鲁可,汪正中,等. 前行桨叶概念高速直升机操纵冗余问题研究[J]. 航空科学技术,2020,31(4):59-66.  
Wu Shangjing, Lu Ke, Wang Zhengzhong, et al. Research on control redundancy of advancing blade concept high-speed helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 59-66. (in Chinese)
- [4] 杨玉腾,李治权,冷俊杰. 基于任务需求的高速旋翼机多方案对比研究[J]. 航空科学技术,2023,34(5):7-13.  
Yang Yuteng, Li Zhiquan, Leng Junjie. Comparative study on multi-plan of high-speed rotorcraft based on mission requirements[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(5):7-13. (in Chinese)
- [5] Ferguson K, Thomson D. Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(1): 156-167.
- [6] Ferguson K. Towards a better understanding of the flight mechanics of compound helicopter configurations[D]. Glasgow, Scotland, University of Glasgow, 2015.
- [7] Ferguson K, Thomson D. Examining the stability derivatives of a compound helicopter[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(1235):1-20.
- [8] Ferguson K, Thomson D. Manoeuvrability assessment of a compound helicopter configuration[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61(1):1-15.
- [9] Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan. Trim investigation for coaxial rigid rotor helicopters using an improved aerodynamic interference model[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 293-304.
- [10] 袁野,陈仁良,李攀,等. 共轴刚性旋翼直升机旋翼控制相位角问题分析[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(10):2047-2053.  
Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan, et al. Rotor control phase angle analysis for coaxial rigid rotor helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10): 2047-2053. (in Chinese)
- [11] Schafroth D, Bermes C, Bouabdallah S, et al. Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 700-711.
- [12] Feng Lin, Ang K Z Y, Wang Fei, et al. Development of an unmanned coaxial rotorcraft for the DARPA UAVForge challenge[J]. Unmanned Systems, 2013, 1(2): 211-245.
- [13] Ozdemir G T, Horn J F, Thorsen A T. In-flight multi-variable optimization of redundant controls on a compound rotorcraft [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013.
- [14] Berger T, Blanken C L, Tischler M B, et al. Coaxial-compound helicopter flight control design and high-speed handling qualities assessment[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2022, 67(3): 1-16.

- [15] Berger T, Tischler M B, Horn J F. Outer-loop control design and simulation handling qualities assessment for a coaxial-compound helicopter and tiltrotor[C]. Vertical Flight Society 76th Annual Forum, 2020.
- [16] Qiu Yuqing, Li Yan, Lang Jinxi, et al. Dynamics analysis and control of coaxial high-speed helicopter in transition flight [J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 137: 1-13.
- [17] 江顺. 高速直升机过渡段飞行控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- Jiang Shun. Research on flight control technology of high speed helicopter in transition period[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [18] 杨洋. 复合式高速无人直升机飞行力学建模及操纵策略研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- Yang Yang. Research on flight dynamics and manipulation strategy of compound high speed helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [19] Oppenheimer M W, Doman D B, Bolender M A. Control allocation approaches for over-actuated systems[C]. Mediterranean Conference on Control and Automation, 2006.

## Longitudinal Control Design and Verification of Compound High Speed Unmanned Helicopter Based on Optimal Allocation

Cao Yuyan, Jin Xin, Peng Yongtao, Wang Lin, Wang Yunhe

*AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710075, China*

**Abstract:** The unique configuration of high speed helicopters results in complicated maneuvering in the transition mode and difficulties in the control system design. A full flight mode control system was designed for a compound coaxial dual-rotor high speed unmanned helicopter, providing a theoretical basis for the safe flight of high speed helicopters. The mathematical model of unmanned helicopter was built by the block method, and the control strategy of transition mode was designed. Based on the classical control theory, the longitudinal flight control law of low speed mode and high speed mode were designed. In order to improve the rapidity of position response in low speed mode, parallel control structure was directly adopted, and position command was introduced into attitude channel. In high-speed mode, flight path angle was introduced into the pitch channel to compensate the loss height. For the control allocation problem of transition mode, considering the influence of speed and control surface responsiveness respectively, the optimal allocation weight was designed and solved by the weighted pseudo inverse method. Simulation results show that the designed longitudinal flight control law can effectively and reasonably assign different control variables in transition mode and realize smooth transition flight.

**Key Words:** high speed helicopter; flight control; control strategy; control allocation; transition mode