

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.004

## 双螺旋桨推进复合式直升机操纵分配与 最优过渡路线设计

王涌钦<sup>1</sup>, 余新<sup>1</sup>, 陈仁良<sup>1</sup>, 叶尚卿<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;

2. 中航金城无人系统有限公司, 南京 210002)

**摘要:** 针对双螺旋桨推进复合式直升机在过渡阶段存在的操纵面冗余问题, 设计了不同操纵机构之间操纵分配系数以及最优俯仰角过渡路线。建立了复合式直升机动力学模型并提出复合式高速直升机操纵策略。对于过渡段以全机功率最优为优化目标, 使得操纵杆量连续光滑过渡为边界条件, 优化得到最优过渡路线以及不同操纵机构之间操纵分配系数。对于低速阶段会出现的推进螺旋桨涡环状态, 选择最优过渡路线规避推进螺旋桨涡环状态。仿真结果显示, 优化得到的分配系数及过渡路线能够使复合式直升机不同通道的操纵杆量光滑连续过渡, 确保驾驶员的操纵性能。

**关键词:** 复合式高速直升机; 控制策略; 分配系数; 过渡路线; 飞行动力学模型

**中图分类号:** V212.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)02-0211-08

## Redundant Control and Optimal Transition Route Design of Compound Helicopter

WANG Yongqin<sup>1</sup>, YU Xin<sup>1</sup>, CHEN Renliang<sup>1</sup>, YE Shangqing<sup>2</sup>

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Jincheng Unmanned System Co. Ltd., Nanjing 210002, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of control surface redundancy in the transition phase of dual propeller propulsion compound helicopter, the control distribution coefficient between different control mechanisms and the optimal transition route are designed. The dynamic model of the compound helicopter is established, and the control strategy of the compound high-speed helicopter is proposed. The optimal power of the whole helicopter is taken as the optimization objective, and the continuous smooth transition of the control lever is taken as the boundary condition. The optimal transition route and the control distribution coefficient between different control mechanisms are obtained. The simulation results show that the optimized distribution coefficient can guarantee the smooth and continuous transition of the control lever in different channels of the compound helicopter, thus ensuring the pilot's control performance.

**Key words:** compound high speed helicopter; control strategy; distribution coefficient; transition route; flight dynamics model

复合高速直升机是一种用于实现直升机高速飞行的快速构型。传统直升机的速度受到前行桨叶的气流压缩性和后行桨叶失速的限制, 但推力复合和升力复合的引入推迟了这两种气动限制<sup>[1]</sup>。

收稿日期: 2021-06-27; 修订日期: 2022-02-13

通信作者: 陈仁良, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: rlchen@nuaa.edu.cn。

引用格式: 王涌钦, 余新, 陈仁良, 等. 双螺旋桨推进复合式直升机操纵分配与最优过渡路线设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 211-218. WANG Yongqin, YU Xin, CHEN Renliang, et al. Redundant control and optimal transition route design of compound helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 211-218.

2010年欧洲直升机公司对外展示了X3型直升机,其前飞时使用两侧的双推进螺旋桨提供推力,升力由机翼和主旋翼提供,通过降低主旋翼转速,延缓了旋翼前行侧的气流压缩性问题,最终突破常规直升机最大飞行速度限制。

国内外研究人员针对复合式高速直升机进行了建模及操稳特性分析,研究了设计过程中飞行器参数对性能的影响,而对于双螺旋桨推进式复合直升机则少有过渡阶段的飞行控制及过渡路线等方面的设计或研究。在复合式直升机的飞行力学建模方面,南京航空航天大学陈仁良等在2011年针对UH-60L/VTDP复合式高速直升机,进行了飞行动力学建模及配平分析<sup>[2]</sup>。文献[3]通过采用常规直升机的既定飞行力学模型,将螺旋桨和机翼的复合引入设计中,建立了X2和X3复合式高速直升机结构的飞行力学数学模型,并与常规直升机结构进行了比较,研究了复合直升机的配平特性、稳定性和操纵性,并在此基础上讨论了复合直升机的操纵品质问题。文献[4]研究了总体参数对于复合式直升机性能之间的影响。文献[5]以复合式直升机升力分配量作为优化变量,需用功率最低作为优化目标进行优化,获得了最低需用功率下的升力分配规

律。文献[6]针对倾转旋翼机优化得到最优倾转过渡过程,最终得到对应的操纵策略以及飞行轨迹。

以X3为代表的双螺旋桨推进复合式高速直升机与常规直升机相比,增加了一对推进螺旋桨、副翼、升降舵和方向舵,意味着增加了4个操纵量,造成的操纵冗余问题对复合式直升机控制系统设计以及配平分析提出了难题。本文针对此问题,在复合式直升机飞行动力学模型的基础上,提出复合式高速直升机操纵策略,根据操纵策略设计优化得到不同操纵机构之间操纵分配系数以及过渡过程中俯仰姿态角过渡路线,使得各个操纵量光滑过渡以及将姿态量维持在合理范围之内。

## 1 动力学模型与操纵策略

### 1.1 飞行动力学建模

本文基于双螺旋桨复合式直升机验证样机进行操纵策略设计以及操纵机构分配系数计算,该样机总体参数如表1所示。使用推力与升力复合的设计方案,其中升力由主旋翼和一个与机身连接盒式机翼提供,该机翼形成了闭合三角结构,4个机翼上各装有1个副翼,在两对机翼两端各装有1个推进螺旋桨。在机身尾部加装水平尾翼以及垂直尾翼。

表1 样例直升机总体参数

Table 1 Overall parameters of the compound helicopter

参数	数值	参数	数值
总质量/kg	15	推进桨翼型	NACA0015
主旋翼半径 $R$ /mm	670	机翼展长/mm	770
主旋翼桨叶片数	3	机翼弦长/mm	125
主旋翼转速 $\Omega$ /( $r \cdot \text{min}^{-1}$ )	2 100	机翼安装角/ $(^\circ)$	2
主旋翼弦长 $c$ /m	0.055	机翼翼型	EPPLER398
主旋翼翼型	NACA0015	尾翼翼型	NACA0015
推进桨桨叶半径 $R_{\text{prop}}$ /mm	155	平尾弦长/m	0.15
推进桨桨叶片数	4	平尾展长/m	0.3
推进桨转速/( $r \cdot \text{min}^{-1}$ )	6 000	垂尾弦长/m	0.1
推进桨扭度/ $(^\circ)$	0	垂尾展长/m	0.1
推进桨弦长/m	0.02		

计算样机主旋翼相对于重心垂向位置为0.23 m,横向、纵向位置与重心重合,推进桨位于重心上方0.08 m。本文计算样机模型如图1所示,建立如图所示的惯性坐标系 $(O_D, x_D, y_D, z_D)$ 和机体坐标系 $(O_b, x_b, y_b, z_b)$ 。

复合式直升机机身气动部件有旋翼、螺旋桨、机翼、机身、平尾以及垂尾,分别对气动部件计算气动力,得到各个部件气动力以及力矩。

#### (1) 旋翼气动力

复合式直升机主旋翼建模与常规直升机无异,旋翼模型采用叶素理论建模,均匀入流诱导速度迭代求解,桨叶只考虑一阶刚性挥舞,根据叶素理论

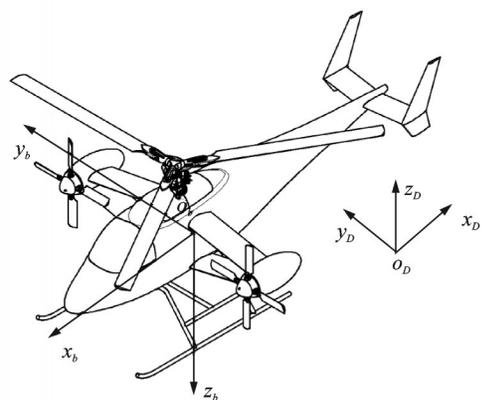


图1 复合式直升机坐标系

Fig.1 Coordinate systems of compound helicopter

计算桨叶微段气动力<sup>[7]</sup>

$$dF_A = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 a_{\infty c} (\bar{u}_T^2 \theta + \bar{u}_T \bar{u}_P) dr \quad (1)$$

式中: $\theta$ 为桨叶剖面处的变距角, $\bar{u}_T$ 、 $\bar{u}_P$ 为桨叶剖面正则化的切向和法向气流速度。除了气动力造成的气动力矩,桨叶微段上的力矩还有离心力矩、桨叶惯性矩、挥舞较弹簧力矩和哥氏力矩。积分得到主旋翼产生的力与力矩。

### (2) 推进螺旋桨气动力

推进桨的建模是将桨叶分为若干微段,关键是计算桨叶微段处的速度,桨叶轴系下1/4弦线处的速度为

$$\mathbf{v}_p^{bbl} = \mathbf{v}_{ph}^{bbl} + (\boldsymbol{\omega}^{bbl} \times \mathbf{r}_p^{bbl}) \quad (2)$$

式中: $r_p^{bbl}$ 表示桨叶轴系下桨叶微段到桨毂中心的距离; $\boldsymbol{\omega}^{bbl}$ 为桨叶轴系下的角速度; $\mathbf{v}_{ph}^{bbl}$ 表示桨叶轴系下桨毂中心的速度,是前向来流与诱导速度的叠加。得到了桨叶微段的速度之后,可以计算其有效迎角

$$\alpha = \theta_{prop} - \arctan\left(\frac{v_n}{v_t}\right) + \theta_{twist}\left(\frac{r_p^{bbl}}{R_{prop}}\right) \quad (3)$$

式中: $v_t$ 、 $v_n$ 分别为桨叶微段的切向速度和垂向速度; $\theta_{twist}$ 为桨叶负扭; $\theta_{prop}$ 为推进桨浆距角。再通过查表的方式得到其升阻系数以及相应的力和力矩,之后进行积分可得整个螺旋桨对桨毂中心的力和力矩。

### (3) 机翼、垂尾、平尾气动力

机翼、垂尾、平尾建模方法类似,以机翼建模方法为例。在悬停状态下,旋翼尾流诱导空气动力负载到机翼上,从而降低低速性能<sup>[8]</sup>,体轴系下机翼微段的速度为

$$\mathbf{v}_w^b = \mathbf{v}_{c.g.}^b + (\boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{r}_w^b) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -kV_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

机翼气动力具有以下结构

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho (\mathbf{v}_w^b)^2 S C_L(\delta_A, S) \\ D &= \frac{1}{2} \rho (\mathbf{v}_w^b)^2 S C_D(\delta_A, S) \\ M &= \frac{1}{2} \rho (\mathbf{v}_w^b)^2 S \bar{c} C_M(\delta_A, S) \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}^b$ 为机体角速度, $r_w^b$ 为机翼微端到机体重心的距离, $\mathbf{v}_{c.g.}^b$ 为飞行器飞行速度, $\rho$ 为空气密度, $\bar{c}$ 为机翼弦长, $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_M$ 分别为升力、阻力、俯仰力矩系数, $S$ 为垂直投影面积, $\delta_A$ 为机翼微端处迎角。最终求得的机翼、垂尾、平尾升力、阻力与俯仰力矩要经过坐标转换转化到机体轴系下。当前机翼模型使用假设经验系数和主旋翼尾流均匀诱导速度

的乘积来干扰机翼。匹配由Felker等在V-22机翼负载实验测试中测量的悬停负载经验系数 $k$ 选为1.5<sup>[9]</sup>,尾翼模型中这一数值为0。

### (4) 机身气动力

本文机身直接采用在风洞中的试验数据计算得到机身的迎角和侧滑角,进而根据试验表册得到 $C_{FD}$ 阻力系数, $C_{FL}$ 升力系数, $C_{FS}$ 侧力系数, $C_{FM_x}$ 滚转力矩系数, $C_{FM_z}$ 偏航力矩系数, $C_{FM_y}$ 俯仰力矩系数,求得气动中心处的机身气动力。

得到复合式直升机各个气动部件产生的力和力矩,将复合式直升机看作一个刚体,建立六自由度运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{M} \begin{bmatrix} F_x^b \\ F_y^b \\ F_z^b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_n^{-1} \begin{bmatrix} M_x^b \\ M_y^b \\ M_z^b \end{bmatrix} - I_n^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $I_n$ 为飞行器惯性矩阵。复合式直升机操纵杆量包括总距操纵杆量(旋翼总距)、横向操纵杆量(旋翼横向周期变距和副翼)、纵向操纵杆量(旋翼纵向周期变距和升降舵)、航向操纵杆量(螺旋桨差分螺距和方向舵)以及平均螺距杆量(螺旋桨平均螺距)。其中各操纵机构的操纵量通过分配系数合并为各操纵杆量。进行配平计算时,机身的合力为零,机身合力矩为零<sup>[10]</sup>,因此建立机身的运动方程组为

$$\begin{aligned} \sum F_x - G \sin \theta &= 0 \\ \sum F_y + G \cos \theta \sin \phi &= 0 \\ \sum F_z + G \cos \theta \cos \phi &= 0 \\ \sum M_x &= 0 \\ \sum M_y &= 0 \\ \sum M_z &= 0 \end{aligned} \quad (8)$$

机身运动方程为6个,待配平量为总距操纵杆量、横向操纵杆量、纵向操纵杆量、航向操纵杆量、平均螺距操纵杆量、俯仰角以及滚转角共7个,需要规定一个附加状态,减少方程组的维数。因为俯仰姿态角直接影响双推进螺旋桨需产生的推力,两侧机翼产生的升力也受迎角的影响,所以选择在配平过程中规定俯仰姿态角。

最终待配平的量为总距操纵杆量、横向操纵杆量、纵向操纵杆量、航向操纵杆量、平均螺距操纵杆量以及滚转角。

## 1.2 复合式直升机操纵策略

### 1.2.1 悬停/低速操纵策略

在悬停/低速模式下,复合式直升机与常规直

升机类似,主要操纵机构有旋翼(总距、纵向周期变距、横向周期变距)和双推进螺旋桨(平均螺距、差分螺距)。该模式飞行速度为0~10 m/s。复合式直升机的飞行速度主要由双螺旋桨、纵向周期变距产生的推力控制,调整复合式直升机的俯仰姿态可以改变两者推力的匹配。

俯仰、滚转、偏航通道是复合式直升机3个姿态控制通道,主要依靠直升机舵面控制;速度、高度通道是飞行速度、高度的控制通道,由推进桨平均螺距、俯仰姿态、总距操纵进行控制。采用这种控制策略复合式直升机能够在不同飞行速度改变机翼迎角,使机翼能够保持最优工作状态。具体的操纵策略如表2所示。

表2 低速/悬停模式下的操纵策略

通道	固定翼	主旋翼	螺旋桨
俯仰通道		纵向周期变距	
滚转通道		横向周期变距	
航向通道			差分螺距
速度通道		平均螺距、俯仰通道	
高度通道		总距操纵	

### 1.2.2 高速前飞操纵策略

在高速前飞时,机翼承担绝大部分重力,主要操纵机构为双螺旋桨、机翼和尾翼,该模式飞行速度区间为大于45 m/s,可以通过降低主旋翼转速延迟前行桨叶处激波阻力。具体的操纵策略如表3所示,姿态控制依靠固定翼的操纵舵面,通过俯仰通道和平均螺距控制速度及高度。

表3 高速前飞模式下的操纵策略

Table 3 Control strategy in high-speed forward flight mode

通道	固定翼	主旋翼	螺旋桨
俯仰通道	升降舵		
滚转通道	副翼		
航向通道	方向舵		
速度通道	俯仰通道		平均螺距
高度通道	俯仰通道		平均螺距

### 1.2.3 过渡前飞操纵策略

复合式直升机在大速度飞行时体现出固定翼的飞行特点,在设计前飞时的飞行控制策略需适合固定翼的飞行特点与操纵习惯。复合式直升机在过渡阶段主旋翼还参与机身姿态、速度及高度控制。过渡阶段速度区间为10~45 m/s,10 m/s机翼开始承担10%升力。

复合式直升机过渡阶段的操纵量为8个,按照控制通道不同对其进行分类,如表4所示<sup>[11]</sup>。此阶

表4 过渡前飞模式下的操纵策略

通道	固定翼	主旋翼	螺旋桨
俯仰通道	升降舵	纵向周期变距	
滚转通道	副翼	横向周期变距	
航向通道	方向舵		差分螺距
速度通道	俯仰通道		平均螺距
高度通道	俯仰通道	总距操纵	平均螺距

段,固定翼和直升机的操纵舵面同时参与姿态控制,通过俯仰角和平均螺距跟踪速度及高度信号,同时,高度还会有主旋翼总距参与控制。

## 2 过渡路线及分配系数优化设计

低速时,前飞来流会使负螺距的推进桨进入涡环状态,影响飞行安全。过渡阶段中,由于俯仰角影响平均螺距和纵向周期变距之间的匹配,所以俯仰角的选择对功率影响较大。同时,各个通道舵面的分配系数影响着周期变距操纵量,对功率同样也存在影响,所以分配系数与俯仰角过渡路线的设计在复合式直升机中尤为重要。为解决低速阶段及过渡阶段中复合式直升机出现的推进桨涡环状态及操纵冗余问题,本节以俯仰通道为例,设计以速度为参考量的冗余操纵分配系数,并优化得到各个状态下的俯仰角,从而获得复合式直升机的过渡路线。

### 2.1 优化目标与边界条件

由于俯仰角大小影响的是重力在机体纵向的分力,改变推进桨的桨距、纵向周期变距操纵及总距操纵之间的匹配,进而影响当前状态下的全机功率<sup>[12]</sup>,所以本文优化俯仰角使得当前状态下全机功率最优。

在进行控制律设计时,希望俯仰通道的纵向操纵杆量能够随着飞行速度的增加光滑过渡,因此优化策略以操纵杆量光滑过渡为前提,优化俯仰角使功率最低,并求出此时操纵功效最大的分配系数。

定义当前状态下纵向周期变距与升降舵分配系数分别为 $K'_{cyc} = a$ 、 $K'_{ele} = 1 - a$ ,优化的目标函数是使复合式直升机全机功率最优,描述为

$$M_{ob} = P(a, \theta) \quad (9)$$

上述分析得到,优化策略中边界条件的确定是使操纵杆量能够随着飞行速度的增加光滑过渡,这些边界条件的值根据直升机的配平特性来选择,以确保操纵杆量能够随着飞行速度增加沿相同方向过渡,所以确定的边界条件为

$$0.1 \geq \frac{d\delta_{lon,trim}(a)}{dV_f} \geq 0.005 \quad (10)$$

式中:  $\frac{d\delta_{lon,trim}(a)}{dV_f}$  为配平条件下俯仰通道操纵杆量

随速度变化的导数,  $V_f$  为飞行速度。

滚转通道的边界条件确定为

$$0.2 \geq \frac{d\delta_{lat,trim}(a)}{dV_f} \geq 0.016 \quad (11)$$

式中:  $\frac{d\delta_{lat,trim}(a)}{dV_f}$  为配平条件下滚转通道操纵杆量

随速度变化的导数。

由于复合式直升机前飞速度增加,旋翼总距及旋翼反扭距均减小,航向操纵量逐渐减小接近于 0,所以航向分配系数不做优化。为保证平均螺距的行程范围,设定航向分配系数为保证操纵功效最大的策略,高速前飞时保持为 0.5。

## 2.2 优化策略

### 2.2.1 过渡阶段优化策略

采用牛顿法优化不同速度下功率最优的过渡路线,并以此俯仰角作为分配系数优化计算时的规定量。由于分配系数的优化也会影响功率最优的俯仰角,因此采取两层循环优化,最终得到满足边界条件的使目标函数达到最优的过渡路线与分配系数,算法流程如图 2 所示。

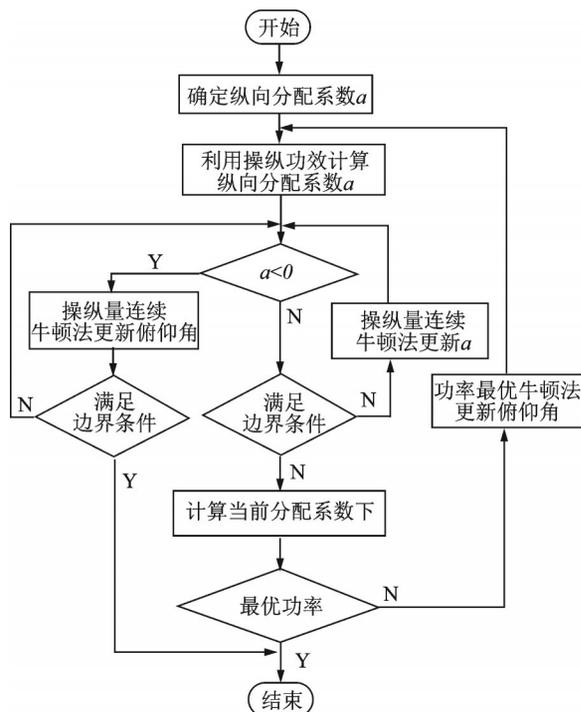


图 2 不同速度下俯仰角及俯仰分配系数优化

Fig.2 Optimization of pitch angle and pitch distribution coefficient at different speeds

使用牛顿法进行分配系数的优化,需要使用操纵功效最优的分配系数作为分配系数初值。每个飞行速度下对应一个分配系数使当前的操纵功效最大<sup>[13]</sup>

$$K'_{cyc} = \frac{\Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,cyc}}{\Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,cyc} + \Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,ele}} \quad (12)$$

$$K'_{ele} = \frac{\Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,ele}}{\Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,cyc} + \Delta M / \Delta \bar{\delta}_{lon,ele}}$$

式中:  $\Delta M / \Delta \bar{\delta}$  表示单位操纵量引起的俯仰力矩;  $\Delta \bar{\delta}_{lon,cyc}$ 、 $\Delta \bar{\delta}_{lon,ele}$  分别为单位纵向周期变距操纵及单位升降舵操纵;  $K'_{cyc}$ 、 $K'_{ele}$  分别表示当前状态下纵向周期变距与升降舵分配系数,规定  $K'_{cyc} + K'_{ele} = 1$ 。

某一计算速度下,规定俯仰角及分配系数初值。首先对分配系数进行迭代循环,朝向操纵量对分配系数光滑连续的负梯度方向进行牛顿法计算,得到当前俯仰角下的分配系数,再计算当前俯仰角是否满足功率最优的状态,若不满足,则朝向功率对俯仰角的负梯度方向进行牛顿法更新,最终迭代求解得到当前速度下的俯仰角以及分配系数。

当分配系数  $a$  优化到 0,操纵杆量随着飞行速度增加继续减小,此时无法通过优化分配系数使操纵杆量满足边界条件,则优化俯仰角,使得满足边界条件的前提下,达到最优功率。

纵向周期变距为  $\Delta \delta_{lon,cyc} = K'_{cyc} \cdot \delta_{lon}$ ,升降舵操纵量为  $\Delta \delta_{lon,ele} = K'_{ele} \cdot \delta_{lon}$ ,其中  $\delta_{lon}$  为俯仰通道操纵杆量。

### 2.2.2 低速阶段优化策略

飞行速度低、各舵面气动力小使得舵面功效甚微,因此将低速阶段旋翼与机翼舵面之间的分配系数设置为 1。

0~10 m/s 的速度范围内,若保持俯仰姿态为 0,需要左侧螺旋桨提供负推力平衡主旋翼反扭距,此时左侧螺旋桨的前飞速度和诱导速度方向相反,当前飞速度达到涡环边界速度时,左侧螺旋桨会进入涡环状态<sup>[14-16]</sup>,使螺旋桨存在拉力损失,影响过渡时的飞行安全。图 3 给出了推进桨为负螺距,前

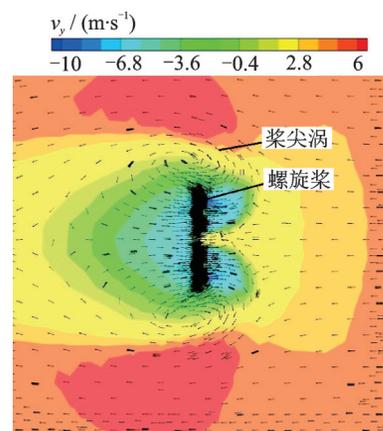


图 3 前飞速度 5 m/s,负螺距螺旋桨涡环状态图<sup>[14]</sup>

Fig.3 Cloud diagram of vortex ring state of negative pitch propeller at forward flying velocity of 5 m/s<sup>[14]</sup>

向来流为 5 m/s 时开始进入涡环状态的推进桨周围气流速度云图。

考虑到产生负推力带来的气动力问题,推进桨应尽量规避负螺距,所以低速阶段的桨距角约束条件为

$$\text{Aver}(\theta) - \text{Diff}(\theta) > 0 \quad (13)$$

式中: Aver 及 Diff 分别为配平状态下的平均螺距与差分螺距。

### 2.2.3 高速阶段优化策略

高速阶段机翼承担 90% 的升力,舵面有足够操纵功效进行姿态操作,所以高速阶段旋翼与机翼舵面之间的分配系数为固定值。

高速阶段中机翼升力增加,主旋翼甚至出现负螺距状态,注意到旋翼吹风挥舞与旋翼锥度角有关,旋翼会由后倒变为前倒,这将影响旋翼前向力的改变,考虑到锥度角改变带来的气动力问题,应尽量保证总距为正,故高速阶段的总距角约束条件为

$$\text{Col} > 0 \quad (14)$$

## 3 优化结果与讨论

### 3.1 分配系数与俯仰过渡路线结果

依据设计的控制策略,使用优化算法对样例直升机进行计算,得到了操纵量连续、功率最优的分配系数和复合式直升机过渡路线。

俯仰、滚转通道的分配系数以及俯仰姿态角优化结果如图 4 所示。航向通道分配系数采用功效最大策略。俯仰角过渡路线随着飞行速度增加呈现出减小趋近于水平的规律。低速阶段俯仰角较大时,通过增加平均螺距增加来平衡旋翼后倒产生的后向力,从而保证正螺距并规避低速前飞时推进桨的涡环状态;飞行速度增加,机翼逐渐承担大部分升力,俯仰角为正值且逐渐向水平靠近,既保证了机翼的升力迎角,又维持旋翼后倒角在一定范围内。同时,低速阶段时,旋翼周期变距占据主要作用,随着速度增加,旋翼周期变距分配系数逐渐减小,固定翼舵面分配系数逐渐增加。

### 3.2 数值计算

配平计算中,根据过渡路线固定俯仰角,使待配平量减小为 6 个,完成配平计算。图 5 给出了随着速度增加,旋翼与机翼承担的升力变化图。低速时,旋翼承担主要升力,随着速度增加,机翼升力增加,为旋翼卸载升力。

求解得到各个通道的操纵量与复合式直升机功率如图 6 所示。优化得到的分配系数以及俯仰姿态角能够使各姿态通道操纵量随着飞行速度光滑过渡,并实现功率最优。图 6(a)显示,纵向操纵

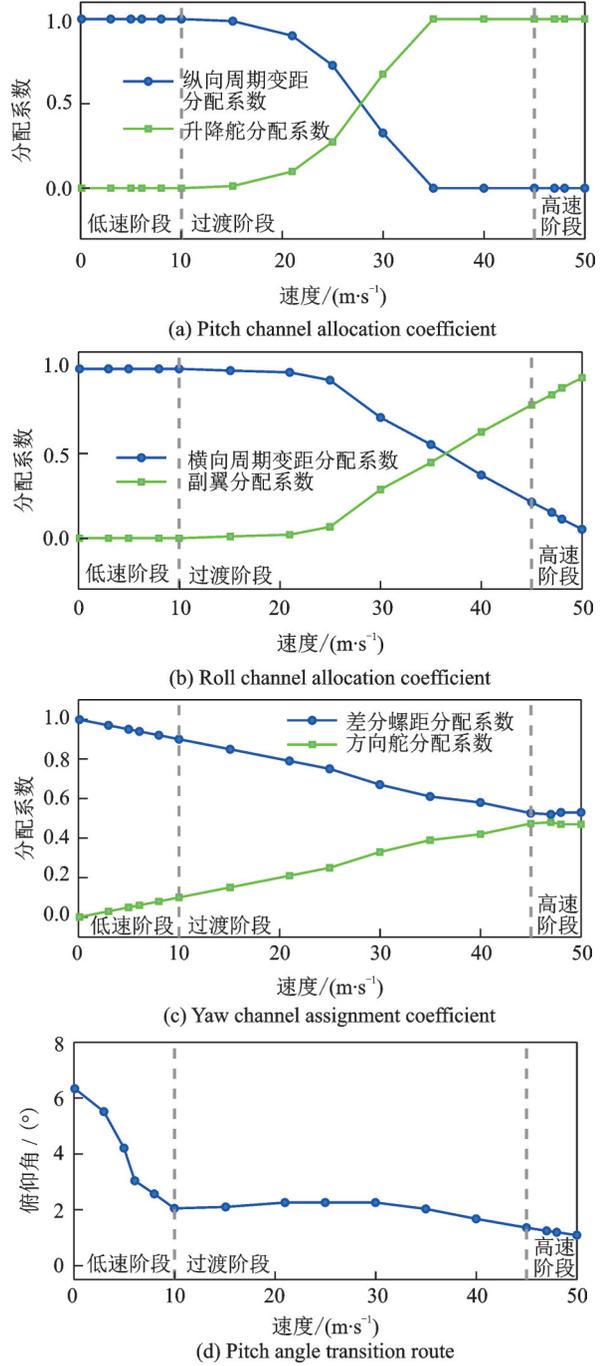


图 4 优化结果

Fig.4 Optimization results

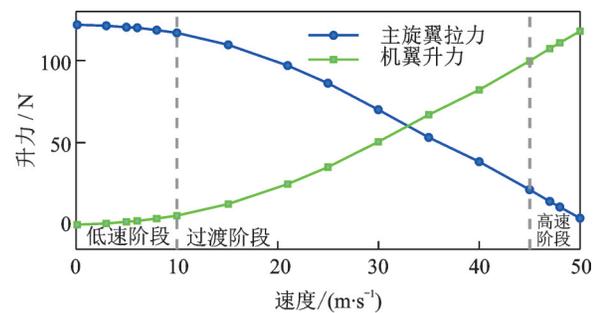


图 5 旋翼和机翼升力随速度变化曲线图

Fig.5 Rotor and wing lift curves vs velocity

量随着速度增加逐渐由纵向周期变距为主过渡为升降舵为主,同时其能够在加速过程中光滑过渡。

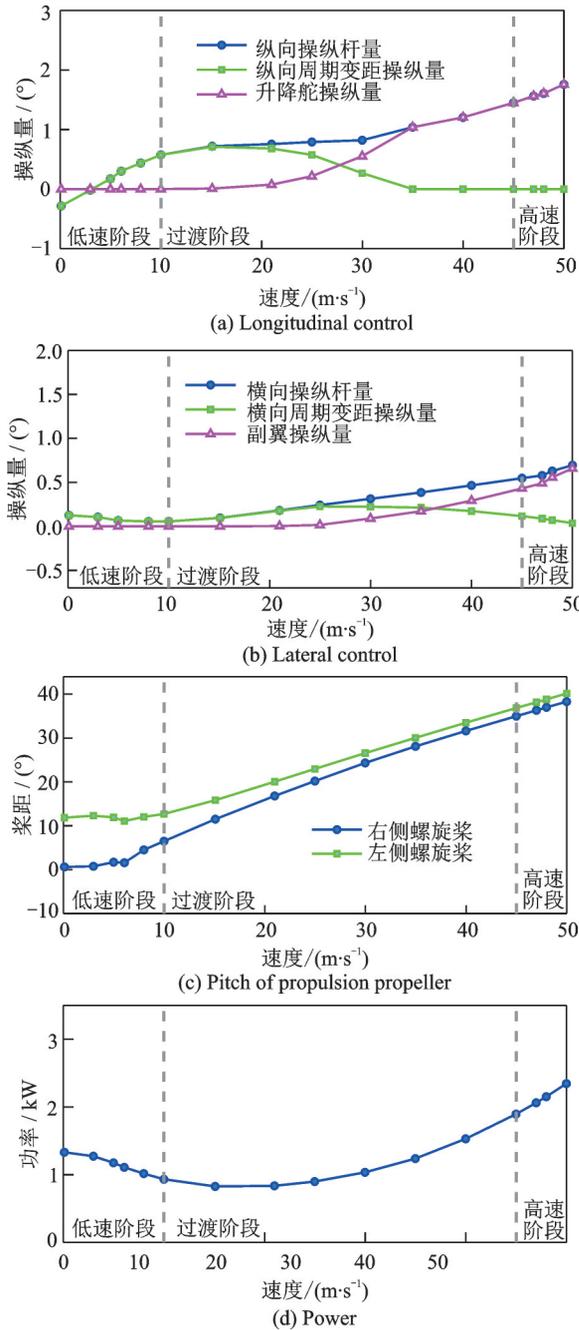


图 6 配平结果  
Fig.6 Trim results

图 6(b)中的横向操纵量同样实现了光滑过渡以及两种操纵机构的合理分配。图 6(c)显示,随着前飞速度增加,左右两侧推进桨桨距增加,其中推进桨入流速度较大,虽然大速度飞行时桨距较大,但有效迎角维持在一个合理范围内,50 m/s 时维持在  $10^\circ$  的有效迎角,未到达失速状态。在低速段保证桨距为正,推进螺旋桨在加速过程中不会遇到涡环状态。从图 6(d)中可以看出,复合式直升机功率呈现出马鞍线状的变化规律,这是因为随着速度增加,旋翼功率下降,推进桨功率逐渐增加。

### 3.3 结果讨论

本文求得的冗余操纵系数分配能够使得各个通道操纵量连续光滑地过渡,俯仰角过渡路线维持

在较小的变化范围内。将复合式直升机俯仰角固定,分配系数设置为 1,图 7、8 分别给出了与未进行优化设计的过渡路线和常规直升机旋翼变距前飞的操纵方式对比得到的功率与操纵量曲线。

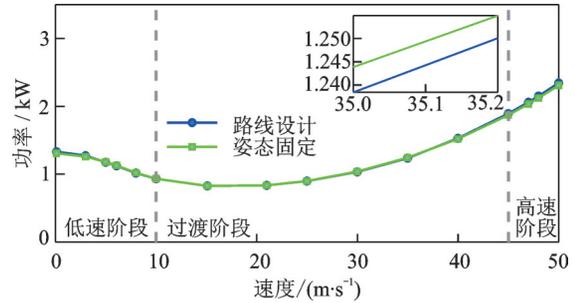


图 7 设计与未设计路线的功率对比

Fig.7 Power comparison between designed and undesigned routes

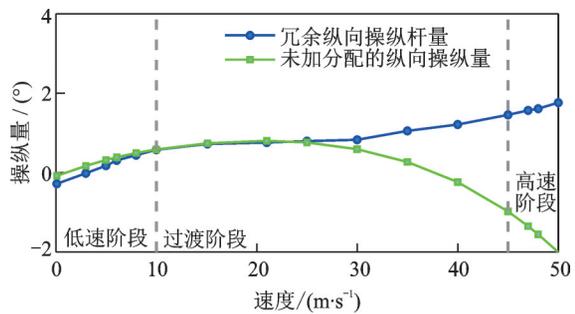


图 8 冗余操纵与未分配的纵向操纵量

Fig.8 Redundant manipulations and unallocated longitudinal manipulations

如图 8 所示,经过过渡路线设计后的复合式直升机在各个平飞配平状态下的全机功率优于姿态水平前飞。本文提出的设计方法得到的分配系数能够使纵向操纵杆量光滑连续过渡,更符合直升机操纵习惯。推进桨桨距始终为正,保证了低速过程中螺旋桨处于安全的工作状态,不进入涡环状态。

## 4 结 论

本文基于复合式直升机飞行力学建模分析进行了不同操纵机构之间分配系数设计,得到功率最优的过渡路线。设计方法目标使全机功率最优,优化分配系数使得操纵杆量随着飞行速度光滑变化,利用牛顿法寻优求解得到最优过渡分配系数以及过渡路线。得出以下主要结论:

(1)影响复合式直升机水平前飞时功率的主要因素有俯仰角以及此时的俯仰通道分配系数。进行最优过渡路线设计以及分配系数选取时,需将两者综合考虑。

(2)基于优化得到的俯仰角过渡路线及 3 个姿态通道的分配系数进行配平计算,计算得到 0~50 m/s 的配平计算数据,各通道操纵量光滑过渡,

达到预期设计目标。

(3)以功率最优作为目标函数,速度增加操纵量连续的边界条件符合驾驶员操纵习惯,进行迭代寻优能同时兼顾系统性能与操纵习惯。

(4)低速阶段采用的路线设计,确保了加速过程中推进螺旋桨桨距为正,避免遇到涡环状态。

#### 参考文献:

- [1] ORCHARD M, SOUTHAMPTON U O, NEWMAN S, et al. Some design issues for the optimisation of the compound helicopter configuration [C]//Proceedings of American Helicopter Society 56th Annual Forum. Virginia Beach, Virginia: AHS, 2000.
- [2] 孔卫红. 复合式高速直升机若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- KONG Weihong. Research on some key technologies of compound high speed helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [3] FERGUSON K M. Towards a better understanding of the flight mechanics of compound helicopter configurations[D]. Glasgow: University of Glasgow, 2015.
- [4] 林李李, 李建波, 刘晓昕, 等. 复合推力构型直升机飞行性能及参数敏感性研究[J]. 航空计算技术, 2019, 49(5): 90-95.
- LIN Lili, LI Jianbo, LIU Xiaoxin, et al. Research on flight performance and parameter sensitivity of compound thrust configuration helicopter[J]. Aeronautical Computing Technique, 2019, 49(5): 90-95.
- [5] YUAN Y, THOMSON D, CHEN R. Propeller control strategy for coaxial compound helicopters [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(10): 3775-3789.
- [6] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 54-64.
- YAN Xufei, CHEN Renliang. Control strategy optimization for tilt-rotor aircraft during dynamic tilt-rotor transition [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 54-64.
- [7] 曹义华. 现代直升机旋翼空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- CAO Yihua. Modern helicopter rotor aerodynamics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2015.
- [8] LYNN R R. Wing-rotor interactions [J]. Journal of Sound and Vibration, 1966, 4(3): 388-390.
- [9] FELKER F F, MAISEL M D, BETZINA M D. Full-scale tilt-rotor hover performance [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 10-18.
- [10] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- GAO Zheng, CHEN Renliang. Helicopter flight dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2003.
- [11] 王强, 陈铭, 徐冠峰. 复合式共轴直升机过渡模式的操纵策略[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 458-466.
- WANG Qiang, CHEN Ming, XU Guanfang. Control strategy for transition mode of compound coaxial helicopter [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 458-466.
- [12] 郭锁凤, 申功璋, 吴成富. 先进飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- GUO Suofeng, SHEN Gongzhang, WU Chengfu. Advanced flight control system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [13] 朱汉, 董睿, 江顺, 等. 复合式高速直升机过渡走廊和最优过渡路线研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(1): 188-192.
- ZHU Han, DONG Rui, JIANG Shun, et al. Research on compound high-speed helicopter transition corridor and optimal transition route [J]. Machine Building & Automation, 2021, 50(1): 188-192.
- [14] 王军杰, 陈仁良, 王志瑾, 等. 多旋翼飞行器涡环状态数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1018-1028.
- WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, et al. Numerical simulation of vortex ring state of multi rotor aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 35(5): 1018-1028.
- [15] TOROPOV M Y, STEPANOV S Y. Modeling of helicopter flight imitation in the vortex ring state [J]. Russian Aeronautics (Iz VUZ), 2016, 59(4): 517-522.
- [16] 黄明其, 兰波, 何龙. 旋翼模型垂直下降状态气动特性风洞试验[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(4): 131-137.
- HUANG Mingqi, LAN Bo, HE Long. Wind tunnel test on aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(4): 131-137.

(编辑: 孙静)