DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2021.01.047

复合式高速直升机过渡模式控制器设计

江顺,陈燕云,何伟,盛守照

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 210016)

摘 要:以复合式高速直升机为研究对象,建立整机气动模型。针对复合式高速直升机过渡模式中存在强非线性、控制输入转移的问题,提出一种基于操稳性和推进功率最优的控制分配方法,设计过渡模式自适应 PID 控制器,进行仿真验证。仿真结果表明:该控制器可以有效保证 复合式高速直升机过渡模式的安全性和平稳性。 关键词:复合式高速直升机;过渡模式;控制分配;控制器设计

中图分类号:TP391 文献标识码:A 文章编号:1671-5276(2021)01-0184-04

Controller Design for Compound High-speed Helicopter Under Transition Mode

JIANG Shun, CHEN Yanyun, HE Wei, SHENG Shouzhao

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautic and Astronautics, Nanjing 210016, China) Abstract: Taken the compound high-speed helicopter as the research object, the aerodynamic models of the whole helicopter is established. As to the problem of strong nonlinearity and control input transfer in the transition mode of compound high-speed helicopter, a control allocation method based on the optimal operation stability and propulsion power is proposed initially. Then a transition mode adaptive PID controller is designed, and simulation verification is undertaken in the end. The simulati on results show that the controller is effectively in guaranteeing the safety and stability of the transition mode of the compound high-speed helicopter. Keywords:compound high-speed helicopter; transition mode; control allocation; controller design

0 引言

复合式高速直升机是一种区别于常规固定翼飞机和 直升机的新型飞行器,兼具常规直升机的垂直起降功能 和固定翼飞机的高速巡航能力,具有极大的应用 前景^[1]。

然而,复合式高速直升机飞行性能大幅提高的同时也 加大了控制系统的设计难度。复合式高速直升机具有 3 种飞行模式:低速模式、高速模式及在低速模式与高速模 式间切换的过渡模式。在低速模式和高速模式时可以分 别按直升机和固定翼飞机的控制方法进行控制,但过渡模 式存在强非线性和控制输入转移等问题,研究过渡模式的 控制器设计对实现全包线飞行具有非常重要的意义。

当前,高速直升机过渡模式是国内外的研究热点。 文献[2]提出了基于指数权重分配的鸭式旋翼/固定翼 飞机的过渡模式控制律设计方法,并经过仿真验证过渡 模式的位置、姿态的稳定性。文献[3]提出了一种基于 饱和关联 lyapunov 设计的非线性控制策略,利用该控制 律可以在保持飞机飞行高度的同时进行过渡机动。文献 [4]采用一种基于李雅普诺夫理论及李雅普诺夫指数趋 近律的滑模变结构控制算法提高过渡模式的稳定性,通 过试验验证了该控制算法具有更高的鲁棒性和稳态控制 精度。

本文采用自适应 PID 控制应用于复合式高速直升机 过渡模式,建立高速直升机气动模型,利用改进的操纵分 配方法,结合自适应 PID 控制器保证过渡模式的安全性和 稳定性。

1 复合式高速直升机建模

1.1 样机基本构型

复合式高速直升机采用共轴双旋翼和推进螺旋桨的 布局形式,具有直升机和固定翼飞机两种操纵机构。与带 机翼的高速直升机不同的是,本文研究对象不设机翼而把 机身作为高速飞行的主要升力部件,不足部分由共轴双旋 翼提供,同时由推进螺旋桨提供高速前飞动力。

由于其操纵机构的特殊性,复合式高速直升机在3种 飞行模式下的操纵系统也有所区别。通过控制总距、差动 总距和纵横向周期变距实现低速模式飞行,通过控制升降 舵偏转角、差动偏转角、方向舵偏转角和螺旋桨桨距来实 现高速模式飞行。在过渡模式下,低速模式操纵机构和高 速模式操纵机构均参与操纵分配,由旋翼和机身共同提供 复合式高速直升机前飞所需的升力,配合操纵量变化,实 现过渡模式飞行。

基金项目:国防重大项目培育基金项目(NP201845)

第一作者简介:江顺(1995—),男,安徽合肥人,硕士研究生,研究方向为先进飞行器控制。

1.2 动力学模型

复合式高速直升机动力学模型包括上旋翼、下旋翼、 机身、平尾和升降舵、垂尾、方向舵及推进螺旋桨。

1)旋翼气动力

与常规直升机相比,复合式高速直升机的上、下两副 旋翼转速相同但转向相反,双旋翼之间气动干扰严重,气 动特性难度分析较大^[5]。双旋翼气动力模型采用叶素理 论建模,计算得到上、下旋翼在机体轴系下的力和力矩的 分量为:

$$\begin{bmatrix} F_{x1/2} \\ F_{y1/2} \\ F_{z1/2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\delta & \sin\delta & 0 \\ -\sin\delta & \cos\delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_{1/2} \\ T_{1/2} \\ S_{1/2} \end{bmatrix}$$
(1)
$$\begin{bmatrix} M_{x1/2} \\ M_{y1/2} \\ M_{y1/2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\delta & \sin\delta & 0 \\ -\sin\delta & \cos\delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{G1/2} \\ -M_{k1/2} \\ L_{G1/2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{z1/2}y_{1/2} - F_{y1/2}z_{1/2} \\ F_{x1/2}z_{1/2} - F_{z1/2}x_{1/2} \\ F_{y1/2}x_{1/2} - F_{z1/2}y_{1/2} \end{bmatrix}$$
(2)

式中:下标 1 表示上旋翼,下标 2 表示下旋翼; $H_xT_xS_xM_k$ 分别为双旋翼的拉力、侧向力、后向力和转矩; $M_c_xL_c$ 分别为俯仰、滚转力矩; x_xy_z 为旋翼桨毂中心到机身质心的相对距离; δ 为旋翼前倾角。

2) 机身气动力

文献[6]采用气动系数计算机身气动力和力矩,这里 分别用 C_{Df}、C_{Lf}、C_{sf}、C_{of}、C_{of}表示机身阻力系数、升力 系数、侧力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩 系数。机身气动力与力矩为:

$$\begin{bmatrix} F_{xf} \\ F_{yf} \\ F_{xf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_{Df}q_{t}A_{f} \\ C_{Lf}q_{t}A_{f} \\ C_{sf}q_{t}A_{f} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_{xf} \\ M_{yf} \\ M_{yf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{\varphi f}q_{t}l_{t}A_{f} \\ C_{\theta f}q_{t}l_{t}A_{f} \\ C_{\phi f}q_{t}l_{t}A_{f} \end{bmatrix}$$
(3)

式中: l_f 为机身长度; q_f 为机身来流动压; A_f 为机身截面积。

3) 平尾和升降舵气动力

平尾的升力和阻力分别表示为

$$\begin{bmatrix} L_{\rm h} \\ D_{\rm h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\rm h} q_{\rm h} A_{\rm h} & 0 \\ 0 & k_{\rm h} q_{\rm h} A_{\rm h} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{\rm lh} \\ C_{\rm dh} \end{bmatrix}$$
(4)

式中: q_h 为来流动压; k_h 为平尾动压损失系数; C_{lh} 为平尾 升力系数,是与平尾迎角、升降舵偏转角有关的函数; C_{dh} 为平尾阻力系数,是与平尾迎角、平尾来流速度有关的函数; d_h 、为平尾截面积。

升降舵的升力可表示为

$$L_{\delta e} = q_{\rm h} A_{\rm h} C^{\alpha}_{\rm lh} \eta_{\rm e} \delta_{\rm e} \tag{5}$$

式中: C_h 为升降舵升力系数; η_e 为升降舵效率, 是与升降 舵面积、平尾后掠角有关的函数。

4) 垂尾和方向舵气动力

垂尾的升力和阻力可由垂尾处的速度、迎角计算得到

$$\begin{bmatrix} L_{v} \\ D_{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{v}q_{v}A_{v} & 0 \\ 0 & k_{v}q_{v}A_{v} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{1v} \\ C_{dv} \end{bmatrix}$$
(6)

式中: q_v 为来流动压; k_v 为平尾动压损失系数; C_{lv} 为垂尾 升力系数,是与垂尾迎角、方向舵偏转角有关的函数; C_{dv} 为垂尾阻力系数,是与垂尾迎角、来流速度有关的函数; A_v 为垂尾截面积。

方向舵产生的升力可表示为

$$L_{\delta r} = q_{v} A_{v} C^{\alpha}_{lv} \eta_{r} \delta_{r}$$
⁽⁷⁾

式中: C_l^α 为方向舵升力系数; η_r 为方向舵效率,是与方向 舵面积、垂尾后掠角有关的函数。

5) 推进螺旋桨气动力

复合式高速直升机处于高速模式时,由推进螺旋桨提 供前飞的推动力。推进螺旋桨在机体轴系下的力和力矩 表示为:

$$\begin{bmatrix} F_{xp} \\ F_{yp} \\ F_{zp} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{2}\rho\pi r_{p}^{2} \left(\Omega_{p}r_{p}\right)^{2}k_{pp} \\ 0 \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} M_{xp} \\ M_{yp} \\ M_{zp} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{2}\rho\pi r_{p}^{3} \left(\Omega_{p}r_{p}\right)^{2}k_{tp} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{zp}y_{p} - F_{yp}z_{p} \\ F_{xp}z_{p} - F_{zp}x_{p} \\ F_{yp}x_{p} - F_{xp}y_{p} \end{bmatrix}$$
(8)

式中: ρ 为空气密度; r_p 为螺旋桨半径; Ω_p 为推进螺旋桨 转速; k_{pp} 为推进螺旋桨拉力系数; k_{pp} 为推进螺旋桨反转 矩系数; x_p, y_p, z_p 为推进螺旋桨桨毂中心在机体系下的 坐标。

2 过渡模式操纵分配方法

复合式高速直升机的操纵机构在过渡模式不同时刻 效率也不同。以低速模式向高速模式过渡为例,随着速度 增加低速模式操纵机构效率降低,高速模式操纵机构效率 提高。根据操纵量效率值,将过渡区间定为 40~50 m/s。 在过渡模式中,所有操纵舵面同时参与操纵,操纵舵面的 增加造成耦合更加严重,控制难度更大。文献[7]提出了 线性过渡和功率最小优化过渡方案,本文在此基础上提出 基于直升机操稳性和推进功率最优的分配方法。

以低速模式向高速模式过渡为例,过渡模式开始瞬间 旋翼后倒角最大,这里记 α_{1,max}、α_{2,max}为上、下旋翼最大后 倒角。综合考虑线性过渡和功率最小优化方案,将操纵量 变为旋翼后倒角参数,即可得到基于双旋翼后倒角约束的 操纵分配方法。

$$\alpha_{1} = \frac{-\alpha_{1,\max}}{\mu_{1} - \mu_{0}} (\mu - \mu_{0}) + \alpha_{1,\max}$$
(9)

$$\alpha_2 = \frac{-\alpha_{2,\max}}{\mu_1 - \mu_0} (\mu - \mu_0) + \alpha_{2,\max}$$
(10)

式中: μ_0 , μ , μ_1 分别为过渡模式开始瞬间、过渡过程中和 过渡模式结束瞬间的复合式高速直升机前进比。

在速度<40 m/s 时,直升机低头加速前飞,过渡模式 开始瞬间俯仰角记为 θ_{min} 。在过渡过程中让飞机线性抬 头,纵向周期变距也要相应降低。同理,得到基于推进螺 旋桨功率最优的过渡方法。

$$\theta = \frac{-\theta_{\min}}{\mu_1 - \mu_0} (\mu - \mu_0) + \theta_{\min}$$
(11)

$$B_{1} = \frac{B_{1e} - B_{1s}}{\mu_{1} - \mu_{0}} (\mu - \mu_{0}) + B_{1s}$$
(12)

式中: *B*_{1s}、*B*_{1e}分别表示过渡模式开始、结束瞬间纵向周期 变距配平值。通过式(9)-式(12)即实现了过渡模式控制 分配。

3 过渡模式控制器设计

过渡模式控制器是复合式高速直升机的设计难点,也 是实现全包线飞行最重要的一环。本文采用自适应 PID 方法设计复合式高速直升机过渡模式控制器,按上节设计 的分配方法分配各操纵量,实现低速模式操纵量和高速模 式操纵量的淡入淡出。

3.1 控制律设计

1) 纵向控制律

过渡模式的俯仰姿态控制律由俯仰姿态偏差产生的 纵向周期变距和高度变化产生的升降舵舵量两部分组成。 俯仰姿态控制系统如图1所示。



图1 过渡模式俯仰姿态控制系统

过渡模式的俯仰姿态控制律为:

$$\delta_{\text{lon}} = K_{\theta}^{P-\delta_{\text{lon}}}(V_x) \left(\theta_{V_x}^r + \theta_{\text{trim}} - \theta\right) + K_{\theta}^{l-\delta_{\text{lon}}}(V_x) \int \left(\theta_{V_x}^r + \theta_{V_x}^r + \theta_{V_x}^r\right) d\theta_{V_x} d\theta_{V_x}$$

$$\begin{split} \theta_{\rm trim} & -\theta \, \mathrm{d}t - K_{\omega_y}^{\delta_{\rm lon}}(V_{\scriptscriptstyle X}) \, \omega_y + \delta_{\rm lon_trim} \\ \delta_{\scriptscriptstyle e} & = K_{\theta}^{P-\delta_e}(V_{\scriptscriptstyle X}) \left(\, \theta_{\rm h}^{\rm r} + \theta_{\rm trim} - \theta \right) \; + \end{split}$$

 $K_{\theta}^{I-\delta_{\mathrm{e}}}(V_{x}) \int (\theta_{\mathrm{h}}^{r} + \theta_{\mathrm{trim}} - \theta) \,\mathrm{d}t - K_{\omega_{y}}^{\delta_{\mathrm{e}}}(V_{x}) \omega_{y} + \delta_{\mathrm{e_trim}}$

式中: θ_{V_x} , θ_h' 分别为前飞速度通道和高度通道的俯仰角指 令; θ_{trim} 为俯仰角配平量; $\delta_{lon_{trim}}$ 为纵向周期变距配平值; $\delta_{e_{trim}}$ 为升降舵舵量配平值。控制器的比例积分和阻尼系 数随前飞速度自适应调整。

过渡模式前飞速度主要由机体俯仰姿态和推进螺旋 桨控制。前飞速度控制系统如图2所示。



图 2 过渡模式前飞速度控制系统

过渡模式速度控制律为:

$$\theta^r_{V_x} = K^{P-\theta}_{V_x}(V_x) \left(V^r_x - V_x \right) + K^{I-\theta}_{V_x}(V_x) \int \left(V^r_x - V_x \right) \mathrm{d}t$$

$$\begin{split} \delta_{t} &= K_{V_{x}}^{p-\delta_{t}}(V_{x})(V_{x}-V_{x}) + K_{V_{x}}^{l-\delta_{t}}(V_{x}) \int (V_{x}-V_{x}) dt + \delta_{t_{trim}} \\ \vec{x} &= t \cdot \theta_{V_{x}} \end{pmatrix} & \vec{n} \cdot \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} \\ \tilde{v}_{x} & \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} & \vec{n} \cdot \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} \\ \tilde{v}_{x} & \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} \\ \tilde{v}_{x} & \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} \\ \tilde{v}_{x} & \vec{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} \end{pmatrix} \\ \tilde{v}_{x} = t \cdot \theta_{t_{x}} + t \cdot \theta_{t_{x}}$$

高度回路主要由主旋翼总距和机身俯仰姿态产生的 升力控制,高度控制系统如图 3 所示。



图 3 过渡模式高度控制系统

过渡模式的高度控制律为:

$$\begin{split} \delta_{\text{col}} &= K_h^{p-\delta_{\text{col}}}(V_x) \left(h^r - h\right) + K_h^{l-\delta_{\text{col}}}(V_x) \int (h^r - h) \, \mathrm{d}t - \\ &\quad K_{V_z}^{\delta_{\text{col}}}(V_x) V_z + \delta_{\text{col_trim}} \\ \theta_h^r &= K_h^{p-\theta}(V_x) \left(h^r - h\right) + K_h^{l-\theta}(V_x) \int (h^r - h) \, \mathrm{d}t - \\ &\quad K_{V_z}^{\theta}(V_x) V \end{split}$$

式中: θ_h 为高度通道的俯仰角指令; δ_{col_trim} 为总距配平 值。控制器的比例积分和阻尼系数随前飞速度自适应 调整。

2) 横侧向控制律

过渡模式下对滚转姿态控制通过横向周期变距和差 动平尾实现,滚转姿态控制系统如图4所示。



图 4 过渡模式滚转姿态控制系统

过渡模式滚转姿态控制律为:

$$\begin{split} \delta_{\text{lat}} &= K_{\varphi}^{p-\delta_{\text{lat}}}(V_x) \left(\varphi^r - \varphi\right) + K_{\varphi}^{l-\delta_{\text{lat}}}(V_x) \int (\varphi^r - \varphi) \, \mathrm{d}t - \\ &\quad K_{\omega_x}^{\delta_{\text{lat}}}(V_x) \omega_x + \delta_{\text{lat_trim}} \\ \delta_a &= K_{\varphi}^{p-\delta_a}(V_x) \left(\varphi^r - \varphi\right) + K_{\varphi}^{l-\delta_a}(V_x) \int (\varphi^r - \varphi) \, \mathrm{d}t - \\ &\quad K_{\omega_x}^{\delta_a}(V_x) \omega_x + \delta_{\text{a_trim}} \end{split}$$

式中: φ' 为滚转角指令; δ_{lat_trim} 为横向周期变距配平值; δ_{a_trim} 为升降舵差动偏转角配平值。控制器的比例积分和 阻尼系数随前飞速度自适应调整。

航向控制主要由双旋翼的差动总距、机身滚转和方向 舵偏转实现,航向控制系统如图 5 所示。



图 5 过渡模式航向控制系统

过渡模式航向控制律为:

$$\begin{split} &\delta_{\text{ped}} = K_{\psi}^{p-\delta_{\text{ped}}}(V_x) \left(\psi^r - \psi\right) + K_{\psi}^{l-\delta_{\text{ped}}}(V_x) \int (\psi^r - \psi) \, \mathrm{d}t - \\ &K_{\omega_z}^{\delta_{\text{ped}}}(V_x) \omega_z + \delta_{\text{ped_trim}} \\ &\varphi_{\psi}^r = K_{\psi}^{p-\varphi}(V_x) \left(\psi^r - \psi\right) + K_{\psi}^{l-\varphi}(V_x) \int (\psi^r - \psi) \, \mathrm{d}t - K_{\omega_z}^{\varphi}(V_x) \omega_z \\ &\delta_r = K_{\psi}^{p-\delta_r}(V_x) \left(\psi^r - \psi\right) + K_{\psi}^{l-\delta_r}(V_x) \int (\psi^r - \psi) \, \mathrm{d}t - K_{\omega_z}^{\delta_r}(V_x) \omega_z + \end{split}$$

 $\delta_{
m r \ trim}$

式中: φ_{ψ}^{r} 为航向通道的滚转角指令; $\delta_{\text{ped_trim}}$ 为差动总距配 平值; $\delta_{r_{\text{trim}}}$ 为方向舵舵量配平值。控制器的比例积分和 阻尼系数随前飞速度自适应调整。

3.2 控制器参数自适应调整策略

本文根据复合式高速直升机在过渡模式不同速度对 应的不同舵效设计自适应调整参数策略。以速度通道为 例,过渡模式速度区间为40~50m/s。随着速度提升,尾 部推进螺旋桨的舵效上升,纵向周期变距的效率降低,根 据二者的关系计算推进螺旋桨和纵向周期变距控制通道 的分配系数。

$$\lambda_{\delta_{t}} = \frac{\partial M(V) / \partial \delta_{t} - \partial M(V_{s}) / \partial \delta_{t}}{\partial M(V_{e}) / \partial \delta_{t} - \partial M(V_{s}) / \partial \delta_{t}}, \ \lambda_{\delta_{lon}} = 1 - \lambda_{\delta_{t}}$$
(13)

式中: λ_{δ_t} 为推进螺旋桨通道的分配系数; $\lambda_{\delta_{lon}}$ 为纵向周 期变距通道的分配系数; $\partial M(V)/\partial \delta_t$ 表示当前时刻的推 进螺旋桨舵效; $\partial M(V_s)/\partial \delta_t$ 表示过渡模式开始时刻推进 螺旋桨舵效; $\partial M(V_e)/\partial \delta_t$ 表示过渡模式结束时刻推进螺 旋桨舵效。

过渡过程中纵向周期变距控制通道分配系数降低,推 进螺旋桨控制通道分配系数逐渐增加,最终完全由推进螺 旋桨控制前飞速度。由此可以得到自适应参数,即推进螺 旋桨控制通道的比例、积分系数。

$$k_{V}^{\delta_{i}}(V) = \lambda_{\delta_{i}} k_{V}^{\delta_{i}}(V_{s})$$

$$k_{V_{i}}^{\delta_{i}}(V) = \lambda_{\delta_{i}} k_{V_{i}}^{\delta_{i}}(V_{s})$$
(14)

式中: $k_{V}^{\delta_{1}}(V_{s})$ 、 $k_{V}^{\delta_{1}}(V_{s})$ 分别为过渡模式开始时刻的推进螺旋桨控制通道的比例、积分系数。

3.3 仿真试验验证

复合式高速直升机在高度 100 m、前飞速度 40 m/s 的 稳定飞行条件下,给定高速模式最小前飞速度 50 m/s 的 斜坡信号,仿真结果如图 6-图 10 所示。

从以上图中可以看出,纵向速度响应迅速,高度误差



保持在 0.5 m 以内,且俯仰角姿态保持良好。从低速模式 操纵量和高速模式操纵量仿真曲线可以看出,在过渡前 期,低速模式操纵机构占主导地位;随着速度的提升进入 过渡模式后期,俯仰姿态逐渐回到 0°,高速模式操纵机构 占主导地位。因此,本文设计的复合式高速直升机过渡模 式自适应 PID 控制器达到了预期的效果,保证了高速直升 机过渡飞行的平稳性。

(下转第219页)

对板料印刷网格拉延后进行了 FLD 测试,测量点位 及测量数据如图 18 所示。



图 18 调整后 FLD 测试结果

从图 17 的 CMM 零件测量报告中可以看出,零件的刚 度明显提升,零件偏差量由整改前的 1.1 mm 降到 0.4 mm, 符合零件公差要求。

图 18 中点 9 和点 29 的厚度方向应变分别是 5.375% 和 4.171%,与整改前零件的应变对比,整改后板件的应变 达到 2%以上,满足了基本的塑性变形基本要求,保证了 零件的刚度。

6 结语

扣合件外板零件形状特征少,为保证零件的刚度,达 到强度变形的要求,前期 CAE 分析时需要保证零件中心 区产生足够的塑性变形,尤其是铝板合金。CAE 和现场 零件都要达到 2%以上的塑性变形,调试过程必须参考 CAE 模拟的状态,对比材料的流入量与 CAE 结果相匹配。 从零件在检具上的塌陷量及 FLD 实验测量的主次应变上 都能够很好地判断零件的塑性变形状态及刚度要求。

参考文献:

- [1] 梁峰. 浅谈奥迪铝车身技术[J]. 科技资讯, 2017, 15(23): 85-86.
- [2] 张支亮. 铝合金材料在车门冲压成形工艺优化研究[J]. 世界 有色金属, 2018(7): 191, 193.
- [3] 李颖, 李超. 铝合金板材力学性能和冲压成形研究[J]. 铸造 技术, 2018, 39(12): 2850-2853.
- [4] 李英, 焦洪宇, 牛曙光. 基于 Autoform-Sigma 的汽车顶盖后横 梁冲压工艺参数优化[J]. 锻压技术, 2015, 40(9): 16-20.
- [5] 吴琼兴. 汽车覆盖件用铝板成形特性及应用[J]. 模具工业, 2017, 43(1): 48-52.
- [6] 李硕本. 冲压工艺学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1982.

收稿日期:2019-11-20

(上接第 187 页)



4 结语

本文主要研究了复合式高速直升机过渡模式的操纵 特性,提出基于操稳性和推进功率最优的控制分配方法, 设计过渡模式自适应 PID 控制器。仿真验证该控制器能 够保证复合式高速直升机平稳、快速地完成低速模式与高 速模式的切换,过渡过程中直升机姿态保持良好,指令跟 踪迅速,为后期工程应用奠定了良好基础。

参考文献:

- [1] 陈铭, 武梅丽文, 曹飞. 复合式直升机技术特点及发展概述 [J]. 航空制造技术, 2017, 60(21): 94-101.
- [2] 黄晶, 李俨, 赵凯瑞, 等. 鸭式旋翼/固定翼飞机过渡模式控制律设计[J]. 飞行力学, 2012, 30(6): 523-526.
- [3] FLORES G, LOZANO R. Transition flight control of the quadtilting rotor convertible MAV[C]//2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Atlanta, GA, USA: IEEE, 2013: 789-794.
- [4] 邓云霏. 一种倾转定翼无人机的动力学建模与控制研究[D]. 南京: 南京信息工程大学, 2018.
- [5] 邓彦敏,陶然,胡继忠.共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞实验研究[J].航空学报,2003,24(1):10-14.
- [6] 段赛玉, 陈铭. 复合式共轴直升机飞行动力学数学模型研究 [J]. 飞机设计, 2011, 31(3): 13-17, 36.
- [7] 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.

收稿日期:2019-12-05