

# 一种直升机自旋训练过程涡轴发动机 控制规律设计与仿真

严长凯, 周 骁, 张海波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 针对直升机自旋训练过程中涡轴发动机快速响应要求, 提出了一种以燃油流量和导叶角为控制量的鲁棒控制规律抑制自由涡轮转速瞬态下垂. 首先, 通过改进 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型, 使之能够模拟自旋进入及自旋恢复过程动态变化. 其次, 提出并设计一种基于燃油流量和导叶调节的涡轴发动机鲁棒控制规律, 并通过典型的自旋训练过程仿真, 验证了该控制规律相比仅以燃油流量为变量的控制规律, 自由涡轮转速瞬态下垂量降低至 3% 以下, 且燃油流量变化更加平缓, 改善了执行机构的工作条件.

**关 键 词:** 涡轴发动机; 直升机; 自旋训练; 燃油流量; 导叶角; 鲁棒控制

**中图分类号:** V233.7

**文献标志码:** A

## Design and simulation of a control scheme for turbo-shaft engine in helicopter autorotation training process

YAN Chang-kai, ZHOU Xiao, ZHANG Hai-bo

(College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** According to the special need of turbo-shaft engines for fast response in helicopter autorotation training process, a robust control scheme for turbo-shaft engines, including both fuel mass flow and guided vanes angle control, was proposed and designed to reduce the turbine speed transient droop. Firstly, an improved comprehensive model of UH-60 helicopter/T700 engines, which can simulate autorotation decent and autorotation recovery, was presented. Secondly, robust control scheme for turbo-shaft engine based on fuel mass flow and guided vanes adjustment was preset in the simulation cases. The result shows clearly that the turbine speed transient droop, controlled by the proposed robust control scheme, is sharply reduced to 3% than traditional method only exploring fuel mass flow control, while the variation of fuel mass flow is much slower and the operation condition of the actuator is improved.

**Key words:** turbo-shaft engine; helicopter; autorotation training; fuel mass flow; guided vanes angle; robust control

随着航空科技的不断进步,装备于直升机的涡轴发动机可靠性不断提高,但有飞行事故分析表明,由涡轴发动机故障引起的应急情况仍占飞

行事故的 73%<sup>[1]</sup>. 因此,在直升机失去动力后,直升机旋翼利用动能和势能,保持自身转速恒定,驾驶员利用其产生的拉力,操纵直升机以安全的速

收稿日期:2013-04-15

基金项目:航空科学基金(20120652)

作者简介:严长凯(1989—),男,甘肃永昌人,硕士生,主要研究方向为航空发动机建模与控制.

通讯作者:张海波(1976—),男,山东潍坊人,教授,博士,主要研究方向为航空发动机建模与控制.

度降落,即自旋下滑过程,无疑成为保证直升机安全的重要措施,能很大程度上提高飞行员生存能力.直升机的自旋性能是直升机适航的重要指标,在飞行员训练中,自旋下滑操作也成为重要科目<sup>[2]</sup>.

自旋训练分为低空悬停下滑训练和高空前飞自旋训练.自旋训练过程中,为保证安全,直升机在安全飞行区域内首先将旋翼轴和自由涡轮输出轴离合器脱开,以模拟直升机动力失效过程,同时把发动机下降至慢车状态.飞行员通过快速降低总距维持旋翼转速不变,以产生足够的拉力使直升机以安全的速度滑翔,该过程称为自旋进入<sup>[3]</sup>.若飞行员退出训练过程,则需做提升总距操作,旋翼转速下降,当下降至与自由涡轮转速接近时离合器闭合,自由涡轮迅速提供扭矩给旋翼轴,直升机恢复正常飞行,该过程称为自旋恢复.

由此可见,在自旋训练过程中,尤其是自旋恢复阶段,涡轴发动机伴随着极大的负载变化,若其不能迅速提供直升机需求扭矩,自由涡轮转速将出现很大的瞬态下垂<sup>[4-5]</sup>.国内外针对直升机自旋训练过程的研究只局限于直升机或者涡轴发动机单个对象,无法正确反映出自旋训练过程中发动机负载的真实变化情况.由于自旋下滑的强非线性以及相关实验数据的缺乏,建立能够模拟自旋下滑的直升机非线性模型难度极大<sup>[6]</sup>.针对自旋恢复等机动过程设计的涡轴发动机控制器,为了增强燃油回路对负载变化的“敏感程度”,通常采用单变量控制器加操纵量前馈或者扭矩前馈的方式,但不可避免地会出现瞬态燃油量过大、过快的情况,其对于燃油执行机构的工作是很不利的<sup>[7]</sup>.

同时,气路调节的作用也得到了研究.如英国在直升机/发动机综合研究计划“先进动力系统发动机控制(APSEC)”计划中,通过导叶调节加快发动机系统对直升机负载变化的响应速度,进而抑制自由涡轮转速瞬态下垂<sup>[8]</sup>.21世纪初,美国军方针对黑鹰直升机综合控制研究中,亦采用通过压气机导叶开环调节来实现涡轴发动机快速响应<sup>[9]</sup>.上述研究针对的研究对象均是涡轴发动机本身,而未从直升机/发动机综合模型的角度出发,其耦合因素难以完全反映.国内针对直升机不同工作状态利用导叶进行稳态优化的研究工作较多<sup>[10-11]</sup>,但鲜有提出基于导叶角的涡轴发动机瞬态控制方法,显然这方面对于机动飞行中的涡轴发动机控制是尤为重要.

本文通过改进 UH-60 直升机/T700 发动机

综合模型,使之能模拟自旋训练过程中综合系统的状态变化.提出一种以燃油流量和导叶角为控制量,并基于 LMI(linear matrix inequality)区域极点配置的鲁棒控制规律,以降低自由涡轮转速瞬态下垂量,并通过降低燃油流量变化速度,改善执行机构工作条件.

## 1 改进的 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型

直升机在自旋下滑状态,所受气动负荷与带动力飞行时有很大差别.图 1 所示为自旋状态下旋翼叶素受力图,图中  $L$  表示叶素升力,  $D$  表示叶素阻力.  $U_p$ ,  $U_t$  表示桨毂轴系下的速度,  $\varphi$  表示来流入流角.在自旋状态下,旋翼拉力主要依靠上洗流获得,且旋翼转速依靠叶素升力和阻力的增减维持,而可模拟带动力飞行的直升机非线性模型旋翼转速由连接自由涡轮的传动系统直接给出<sup>[6]</sup>,因此该模型不能模拟自旋时旋翼转速的动态变化.

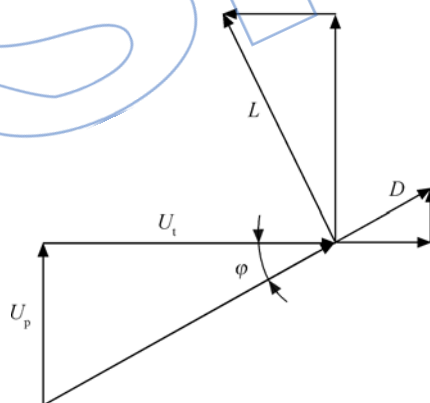


图 1 自旋状态下旋翼叶素受力图

Fig. 1 Schematic of rotor blade element force in autorotation state

鉴于此,在文献[12]所建立的 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型的基础上,借鉴文献[13]的方法,加入旋翼转速动力学方程,使其可模拟综合系统自旋训练过程的动力学状态.其推导过程如下.

视直升机为质点,在桨轴处有

$$T = -\rho \pi R^2 |V_z - v| 2v \quad (1)$$

式中  $R$  表示旋翼桨叶长度,  $T$  表示旋翼拉力,  $V_z$  表示直升机爬升速度,  $v$  表示诱导速度.对于直升机旋翼尾流速度,由文献[14]得出其为  $2v$ .

引入动量功率<sup>[13]</sup>

$$P_m = T(V_z - v) = P_p + P_i \quad (2)$$

该功率表示诱导功率和驱动功率之和. 其中  $P_p = TV_z$  为驱动功率, 在自旋下滑中是克服阻力矩的主要来源, 在自旋下滑过程中, 该功率为负值. 而  $P_i = -T_v$  为诱导功率, 因诱导速度方向与拉力方向相反, 因而该力矩为正值.

对于旋翼转子而言, 有下式成立:

$$I_r \dot{\Omega} = P_s - P_r = P_s - (P_i + P_p) \quad (3)$$

式中  $I_r$  表示旋翼轴转动惯量,  $\Omega$  表示旋翼转速,  $P_s$  表示涡轴发动机输出功率,  $P_r$  表示旋翼转子功率, 为驱动功率  $P_p$  与诱导功率  $P_i$  的代数和. 驱动功率  $P_p$  可由式(2)求得, 诱导功率  $P_i$  由文献[13]得到, 由此, 建立直升机自旋动态工作方程组

$$\begin{cases} \dot{V}_x = f(X_{\text{sum}}, G, r, q, V_y, V_z) \\ \dot{V}_y = f(Y_{\text{sum}}, G, p, r, V_x, V_z) \\ \dot{V}_z = f(Z_{\text{sum}}, G, p, q, V_x, V_y) \\ \dot{p} = f(L_{\text{sum}}, N_{\text{sum}}, p, q, r) \\ \dot{q} = f(M_{\text{sum}}, p, r) \\ \dot{r} = f(L_{\text{sum}}, N_{\text{sum}}, p, q, r) \\ \dot{\theta}_b = f(q, r, \varphi_b) \\ \dot{\varphi}_b = f(q, r, \varphi_b, \theta_b) \\ \dot{\phi}_b = f(p, \theta_b) \\ \dot{\Omega} = f(P_p, P_i, \Omega) \end{cases} \quad (4)$$

式中  $X_{\text{sum}}, Y_{\text{sum}}, Z_{\text{sum}}, L_{\text{sum}}, M_{\text{sum}}$  和  $N_{\text{sum}}$  分别表示直升机机体坐标系下直升机所受的合力和合力矩.  $V_x, V_y, V_z$  分别表示直升机的前飞速度、侧飞速度和爬升速度.  $p, q, r$  分别表示直升机滚转率、俯仰率和偏航率.  $\theta_b, \varphi_b, \phi_b$  分别表示机体滚转角、俯仰角和偏航角. 采用龙格-库塔方法求解直升机自旋动态工作方程组, 即可求解直升机自旋动态过程.

## 2 基于燃油流量和导叶调节的涡轴发动机控制规律设计

### 2.1 压气机导叶的作用

燃气涡轮发动机导叶在压气机调节中的主要任务是通过导叶的偏转, 改变流向级工作轮叶片的气流攻角, 以保证在改变流量系数时, 气流攻角不至于过大偏离设计状态<sup>[15]</sup>. 在涡轴发动机综合控制技术研究, 导叶角作为优化变量之一, 使涡轴发动机能工作在不同的性能寻优模式之下<sup>[10-11]</sup>. 另外, 工程中也通过压气机进口导叶调节空气流量来控制输出功率, 与传统的仅靠燃油流量调节核心机转速来控制输出功率相比, 调节速

度更快, 使涡轴发动机对负载变化的响应也更快<sup>[8]</sup>. 由此, 本文提出了一种包含涡轴发动机燃油流量及压气机导叶角的双变量鲁棒控制规律.

### 2.2 基于 LMI 区域极点配置的 $H_2/H_\infty$ 保性能控制

为了充分利用燃油流量和导叶角两个控制量的耦合作用, 本文基于 LMI 区域极点配置的  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律<sup>[17]</sup>设计涡轴发动机鲁棒控制规律, 将系统的闭环极点配置在复平面上的一个适当区域, 保证系统稳态特性和动态特性, 以降低传统  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律的保守性. 对于系统

$$\dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u \quad (5)$$

$$y = Cx + D_{11} w + D_{12} u$$

式中  $x$  为系统状态量,  $y$  为系统输出量,  $u$  为控制量,  $w$  为系统扰动,  $A, B_1, C, D_{11}, B_2, D_{12}$  为适维矩阵.

取增广状态向量为  $\bar{x} = [\dot{x}^T \ e^T]^T$ ,  $e$  为误差向量, 增广后的系统状态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}_1 \bar{w} + \bar{B}_2 \bar{u} \\ z_1 = y &= \bar{C}_1 \bar{x} + \bar{D}_{11} \bar{w} + \bar{D}_{12} \bar{u} \end{aligned} \quad (6)$$

式中  $\bar{u} = u$ ,  $\bar{w} = w$ ,  $\bar{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix}$ ,  $\bar{y} = y$

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}, \bar{B}_1 = \begin{bmatrix} B_1 \\ -D_{11} \end{bmatrix}, \bar{B}_2 = \begin{bmatrix} B_2 \\ -D_{12} \end{bmatrix},$$

$$\bar{C}_1 = [C \ 0], \bar{D}_{11} = D_{11}, \bar{D}_{12} = D_{12}.$$

增加辅助信号

$$z_2 = \bar{C}_2 \bar{x} + \bar{D}_{22} \bar{u}$$

式中

$$\bar{C}_2 = \begin{bmatrix} Q^{1/2} \\ 0 \end{bmatrix}, \bar{D}_{22} = \begin{bmatrix} 0 \\ R^{1/2} \end{bmatrix}$$

式中  $Q = Q^T \geq 0, R = R^T > 0$  为可调的权值矩阵. 则最终所要描述的系统为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}_1 \bar{w} + \bar{B}_2 \bar{u} \\ z_1 &= \bar{C}_1 \bar{x} + \bar{D}_{11} \bar{w} + \bar{D}_{12} \bar{u} \\ z_2 &= \bar{C}_2 \bar{x} + \bar{D}_{22} \bar{u} \end{aligned} \quad (7)$$

设计一个控制器, 满足以下指标:

- 1)  $H_\infty$  性能指标: 对给定的正常数  $\gamma$ ,  $\|T_{w_1}(s)\|_\infty \leq \gamma$ ;
- 2)  $H_2$  性能指标: 对给定的正常数  $\eta$ ,  $\|T_{w_2}(s)\|_2 \leq \eta$ ;
- 3) 闭环系统极点落在图2所示阴影区域内. 闭环系统极点落在该扇形区域能够保证系统

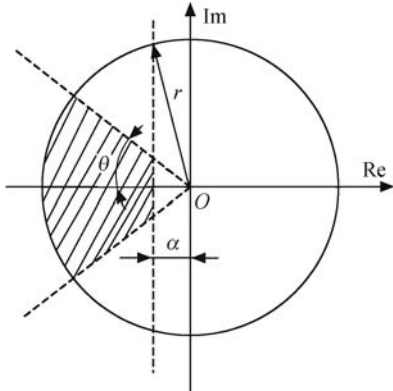


图2 LMI极点配置扇形区域

Fig. 2 Sector of LMI pole assignment

具有最小衰减度  $\alpha$ 、最小阻尼比  $\zeta = \cos \theta$  和一个最大自然频率  $\omega_n = r \sin \theta$ . 由此可以保证系统的最大超调、衰减时间、上升时间和调节时间等过渡过程指标不超过各自规定上界。

$$\begin{bmatrix} \bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y + (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T & \bar{B}_1^T (\bar{C}_1 \bar{X} + \bar{D}_{12} Y)^T \\ \bar{B}_1^T (\bar{C}_1 \bar{X} + \bar{D}_{12} Y) & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} M & \bar{C}_2 \bar{X} + \bar{D}_{22} Y \\ (\bar{C}_2 \bar{X} + \bar{D}_{22} Y)^T & \bar{X} \end{bmatrix} > 0 \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} -r\bar{X} & \bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y \\ (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T & -r\bar{X} \end{bmatrix} < 0 \quad (13)$$

$$\gamma < \gamma_0 \quad (14)$$

对于指标 2), 有

$$\text{Trace}(\mathbf{M}) < \eta^2 \quad (15)$$

最终优化目标为

$$\min_{\gamma, \bar{X}, Y, M} [\alpha\gamma + \beta \text{Trace}(\mathbf{M})] \quad (16)$$

上述矩阵不等式(式(8)~式(15))即描述了闭环系统(式(7))的 LMI 扇形区域极点约束的线性矩阵不等式显式表达式. 其中  $\gamma_0, \eta, \alpha, \beta, \alpha, r$  和  $\theta$  为设计者给定参数. 如果  $(\gamma^*, \bar{X}^*, Y^*, M^*)$  为该优化问题的最优解, 则该状态反馈的控制率是

$$\bar{u} = Y^* (\bar{X}^*)^{-1} = \bar{K}\bar{x} = [\bar{K}_x \quad \bar{K}_e] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix}$$

### 2.3 涡轴发动机控制规律设计

以第 1 节所改进的综合模型为基础, 设计涡轴发动机控制规律结构图如图 3. 图中  $N_{pr}$  表示自

已知  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律为  $\bar{u} = \bar{K}\bar{x} =$

$$[\bar{K}_x \quad \bar{K}_e] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix}. \text{ 有引理}^{[17]}: \text{对于式(7)所描述闭环}$$

系统矩阵  $A_c = \bar{A} + \bar{B}_2 \bar{K}$  的所有特征值均在该区域中的充分必要条件是存在一个对称正定矩阵  $\bar{X}$ , 使得

$$\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y + (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T + 2\alpha_2 \bar{X} < 0 \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} -r\bar{X} & \bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y \\ (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T & -r\bar{X} \end{bmatrix} < 0 \quad (9)$$

$$[\mathbf{A}_1 \quad \mathbf{A}_2] < 0 \quad (10)$$

其中

$$Y = \bar{K}\bar{X}$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} \sin \theta [\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y + (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T] \\ \cos \theta [(\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T - \bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y] \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} \cos \theta [\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y - (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T] \\ \sin \theta [\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y + (\bar{A}\bar{X} + \bar{B}_2 Y)^T] \end{bmatrix}$$

对于指标 1), 有以下矩阵不等式成立:

由涡轮相对转速指令,  $N_{gr}$  表示燃气涡轮相对转速指令,  $N_p$  表示自由涡轮相对转速,  $N_g$  表示燃气涡轮相对转速,  $W_f$  表示燃油流量,  $\Delta\theta_0$  表示导叶角偏差量,  $Q_h$  表示直升机扭矩.

在自旋训练过程中, 除自旋恢复阶段, 其他阶段涡轴发动机负载变化均不是很迅速, 因此采用单变量控制即可满足控制要求. 进入自旋恢复阶段, 当旋翼转速与自由涡轮转速接近时, 离合器闭合, 此时涡轴发动机需要迅速输出至少维持直升机悬停的扭矩量, 因而在该阶段, 设计基于压气机导叶控制的双变量控制策略, 通过加入导叶调节, 提高控制系统响应速度.

设计基于 LMI 区域极点配置的  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律, 其中输入量  $u = [W_f \quad \Delta\theta_0]^T$ , 状态量  $x = [N_p \quad N_g]^T$ , 输出变量  $y = [N_p \quad N_g]^T$ , 干扰量  $w = [Q_h]$ .

在涡轴发动机工作基准点飞行高度  $H=0\text{m}$ ,  $V_x=0\text{m/s}$  直升机悬停点做涡轴发动机小偏差化线性模型, 则式(5)所表示模型如下:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.22216035 & 1.49429340 \\ 0.16858711 & -4.10271154 \end{bmatrix}$$

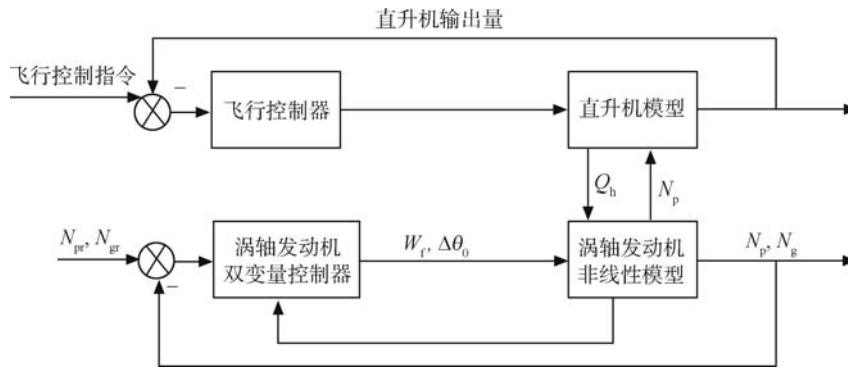


图 3 涡轴发动机控制规律结构图

Fig. 3 Structural chart of control scheme for turbo-shaft engines

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} -0.19388908 \\ 0.12241036 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} 0.01231494 & -0.23316214 \\ 0.61157183 & 0.82807525 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

选取  $\mathbf{Q} = \text{diag}[950 \ 1500 \ 1000 \ 3000]$ ,  $\mathbf{R} = \text{diag}[36 \ 16]$ , 并给定  $\gamma_0 = 40^\circ$ ,  $\eta_p = 40^\circ$ ,  $\alpha = 1$ ,  $\beta = 1$ ,  $\alpha_2 = 0.95$ ,  $r = 20$ ,  $\theta = 30^\circ$ . 由此, 求得双变量控制器增益矩阵

$$\mathbf{K}_x = \begin{bmatrix} 12.7288 & 3.6736 \\ -6.0245 & 9.5567 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K}_e = \begin{bmatrix} -9.2897 & -6.4114 \\ 3.7016 & -16.0902 \end{bmatrix}$$

对于以燃油流量为单输入, 自由涡轮转速为单输出的单变量鲁棒控制器, 其燃油流量控制回路增益与双变量控制的相同, 即  $\mathbf{K}_x = [12.7288]$ ,  $\mathbf{K}_e = [-9.2897]$ .

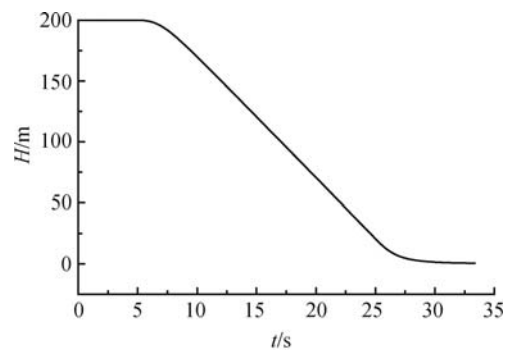
### 3 仿真结果

#### 3.1 直升机自旋下滑仿真试验

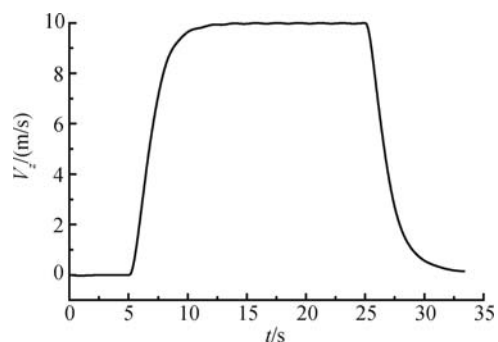
为验证所改进的综合模型是否可模拟直升机自旋下滑, 本文以第 1 节所建立的改进的 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型为基础, 在低空悬停下滑点进行自旋下滑仿真试验. 由于直升机飞行高度不高于 500 m, 故选择直升机飞行包线内回避区以外的任意点, 这里以低空悬停点(飞行高

度  $H = 200 \text{ m}$ , 前飞速度  $V_x = 0 \text{ m/s}$ ) 进行仿真试验, 如图 4 所示, 图中  $\Omega'$  为旋翼相对转速,  $\theta_m$  为总距.

典型的自旋下滑经历自旋进入、稳定自旋、减速拉平、瞬时增距、着陆等过程. 模拟直升机在 5 s 时自旋进入, 此时总距迅速减小(如图 4(d) 所示)以保证旋翼桨叶不失速, 旋翼产生足够的拉力. 此时驱动功率大于诱导功率, 旋翼相对转速增大. 当爬升速度至最大时, 驱动功率大致等于诱导功率, 此时旋翼相对转速恒定, 直升机进入稳定自旋阶段. 当直升机快要接近地面时, 通过瞬时提升总距, 使直升机爬升速度减小以保证机体安全着陆(如图 4(b) 所示), 此时旋翼相对转速迅速衰减



(a) 飞行高度变化



(b) 爬升速度变化

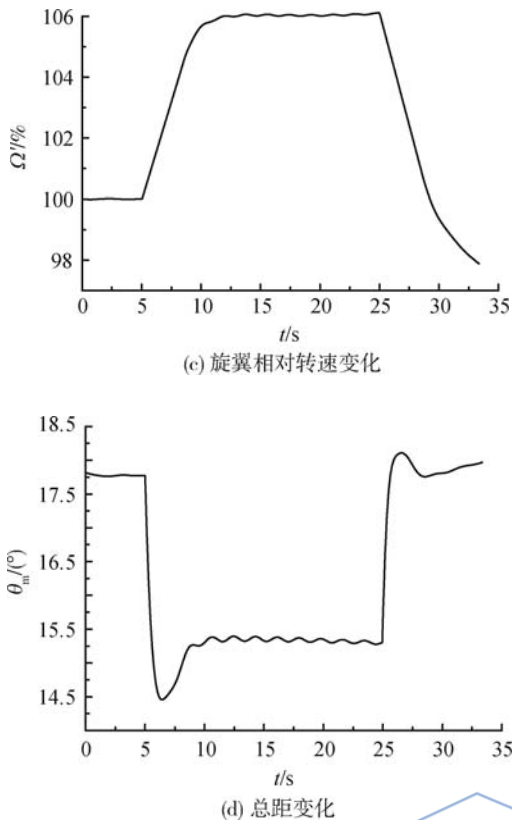


图4 直升机自悬下滑过程仿真

Fig. 4 Simulation for helicopter autorotation droop process

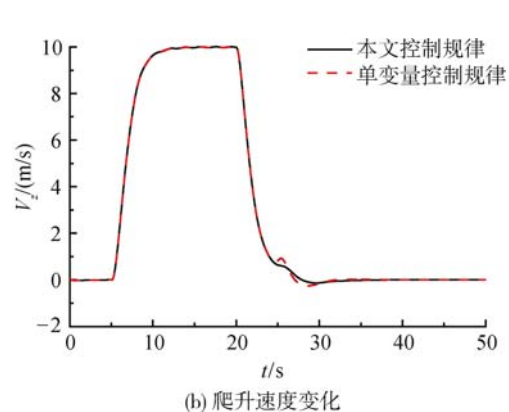
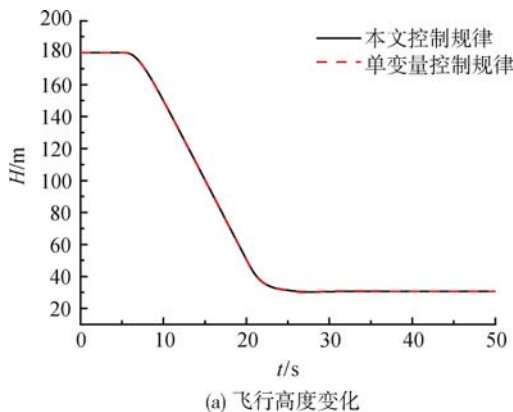
(如图4(c)所示). 上述仿真结果与文献[16]所述自旋下滑中, 自旋进入过程总距降低、旋翼相对转速增大, 以及着陆过程总距增大, 旋翼相对转速衰减的动态过程一致.

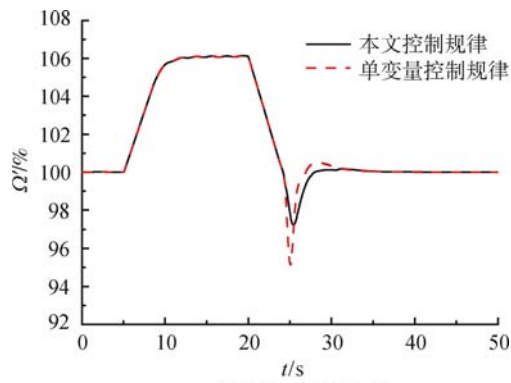
### 3.2 低空悬停自旋训练仿真验证

选择典型低空悬停训练点(飞行高度  $H=180\text{m}$ , 前飞速度  $V_x=0\text{m/s}$ ), 模拟自旋训练过程. 在自旋进入至稳定自旋阶段, 采用以燃油流量为

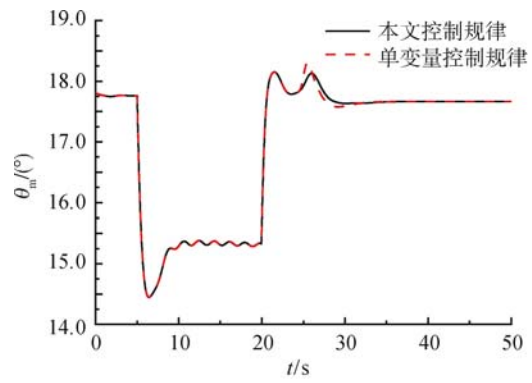
输入量、自由涡轮转速为状态量和输出变量的基于 LMI 区域极点配置的  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律的涡轴发动机单变量控制器, 自旋恢复过程离合器闭合瞬间控制器切换为双变量控制器. 该控制规律与全程均为基于 LMI 区域极点配置的  $H_2/H_\infty$  保性能控制规律进行对比.

图5所示为模拟悬停自旋训练过程 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型仿真结果. 第5s时, 离合器脱开, 涡轴发动机至慢车状态, 开始进入直升机自旋状态. 该过程对涡轴发动机对负载的快速跟踪性能要求不高, 因此采用单变量控制即可满足控制要求. 至第20s时, 执行自旋恢复, 直升机迅速提升总距使旋翼相对转速下降, 当旋翼轴转速与自由涡轮轴转速接近时, 接入离合, 此时旋翼需求扭矩至少要能够达到悬停状态所需, 涡轴发动机应迅速满足其负载需求, 一般要求自由涡轮转速瞬态下垂量不大于3%. 导叶角偏差量在离合器闭合瞬间由于抗扰作用略微增大, 其后迅速减小(如图5(i)所示). 在导叶调节下, 压气机流量  $W_c$  迅速增加(如图5(j)所示), 提升了控制系统对负载变化的灵敏程度, 核心机转速提高的速率也更快(如图5(f)所示), 以达到涡轴发动机输出扭矩迅速提升的目的. 其后为了消除燃气涡轮转速控制回路静差, 导叶角偏差量经历一个缓变过程直至稳定. 从图5(g)可以明显看出, 基于导叶调节的控制规律能明显抑制自由涡轮转速瞬态下垂量, 抗扰效果明显. 更进一步可从图5(h)看到, 同时在关小导叶角的阶段, 由于压气机效率  $\eta_c$  的提高(如图5(k)所示), 发动机燃油流量变化更加平缓, 改善了执行机构的工作条件. 飞行包线内其他点的仿真结果亦可得到上述结论, 限于篇幅不再赘述.

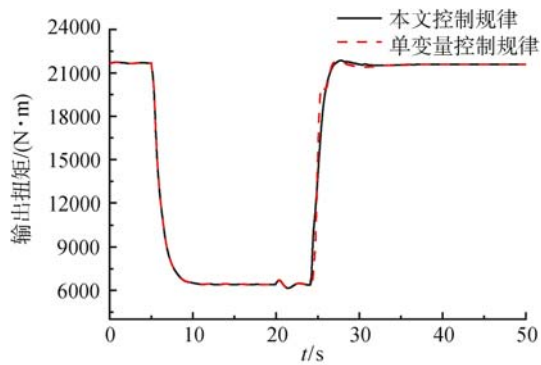




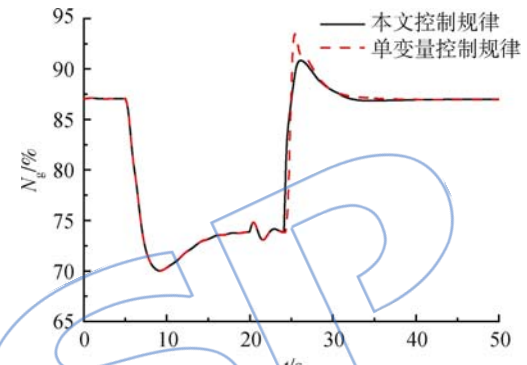
(c) 旋翼相对转速变化



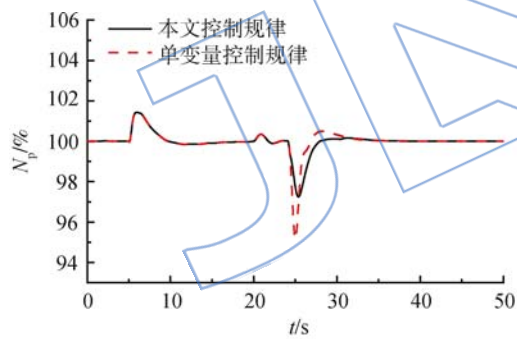
(d) 总距变化



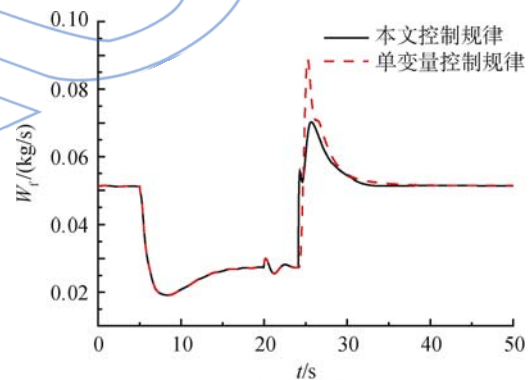
(e) 输出扭矩变化



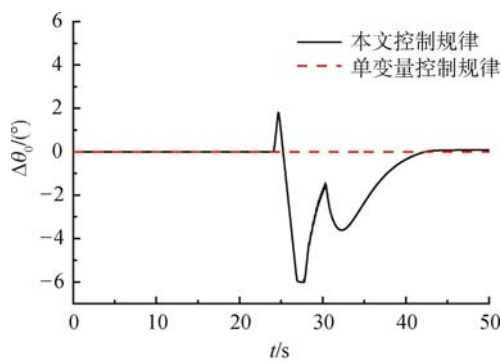
(f) 燃气涡轮相对转速变化



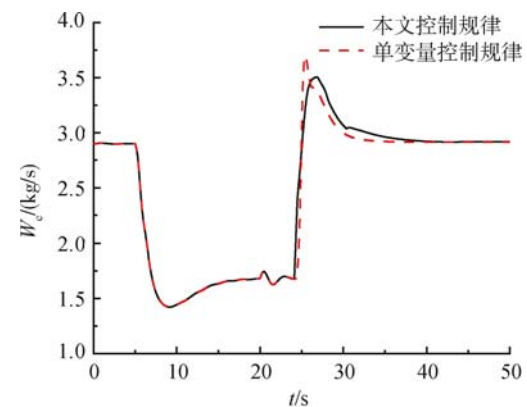
(g) 自由涡轮相对转速变化



(h) 燃油流量变化



(i) 导叶角偏差量变化



(j) 压气机流量变化

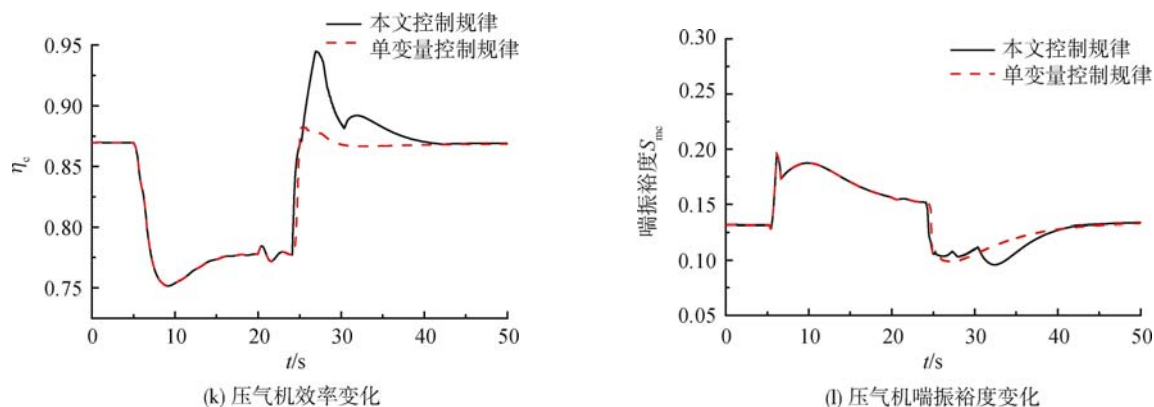


图5 直升机悬停自旋训练仿真

Fig. 5 Simulation for helicopter hovering autorotation training

## 4 结 论

本文通过改进 UH-60 直升机/T700 发动机综合模型,使其能够模拟直升机自旋训练过程,提出并设计了基于压气机导叶调节的涡轴发动机鲁棒控制规律,仿真结果表明该控制规律能有效抑制自旋恢复阶段自由涡轮转速的瞬态下垂量,并使发动机燃油流量变化更加平缓,改善了执行机构的工作条件。

## 参考文献:

- [1] Lee A Y, Bryson A E, Hindson W S. Optimal landing of a helicopter in autorotation[R]. NASA-CR-177082, 1985.
- [2] Rogers S P, Asbury C N. A flight training simulator for instructing the helicopter autorotation maneuver; enhanced version[R]. NASA-20010018610, 2000.
- [3] 德雷尔马克. 直升机和倾转旋翼飞行器飞行仿真引论[M]. 孙传伟, 孙文胜, 刘勇, 等译. 北京: 航空工业出版社, 2012: 210-211.
- [4] Shanthakumaran P, Harding J, Thompson T, et al. Flight simulation model application for AH-64A apache engine integration[C]//The 49th Annual Forum of the American Helicopter Society. St. Louis: American Helicopter Society, 1993: 261-282.
- [5] 黄开明, 黄金泉, 周文祥, 等. 直升机自转下滑过程发动机的控制规律[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2595-2600. HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang, et al. Control law of turboshaft engine for helicopter autorotation training[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2595-2600. (in Chinese)
- [6] Houston S S. Modeling and analysis of helicopter flight mechanics in autorotation[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 675-682.
- [7] 陈国强. 直升机/发动机实时优化控制规律与硬件平台研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. CHEN Guoqiang. Study for real-time optimization control and hardware platform based on integrated helicopter/turboshaft engine system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [8] Paramour M G, Jennings P D. Operational requirements for helicopter engine for UK services[R]. [S. l.]: Advisory Group for Aerospace Research and Development. Meeting on Technology Requirements for Small Gas Turbine, 1993.
- [9] Smith B J, Zaranski R D. Next generation control system for helicopter engines[R]. Washington DC: 57th International Annual Forum Proceedings of AHS, 2001.
- [10] 周剑波. 变几何涡轴发动机综合控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011. ZHOU Jianbo. Research on integrated control technology for variable geometry turbo-shaft engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [11] 周剑波, 时瑞军, 张秋贵, 等. 进口导叶可调的涡轴发动机性能寻优控制模式[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2371-2375. ZHOU Jianbo, SHI Ruijun, ZHANG Qiugui, et al. Performance seeking control of turbo shaft engine with variable inlet guide vanes[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2371-2375. (in Chinese)
- [12] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program[R]. NASA Contractor Report 166309, 1981.
- [13] Lee D J, Barg H, Baek K. Autorotation of an unmanned helicopter by a reinforcement learning algorithm [R]. AIAA-2008-7279, 2008.
- [14] Prouty R W. Helicopter performance, stability and control [M]. Melbourne: Krieger Publishing Company, 1995.
- [15] 聂洽耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 译. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [16] Dalamagkidis K, Valavanis K P, Piegl L A. Autonomous autorotation of unmanned rotor craft using nonlinear model predictive control[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2010, 57(1/2/3/4): 351-369.
- [17] 俞立. 线性矩阵不等式处理方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002: 104-107.