# 变旋翼转速飞行控制对涡轴发动机输出响应的影响\*

颜秋英<sup>1</sup>, 杜紫岩<sup>2</sup>, 周秀清<sup>1</sup>, 黄开明<sup>1</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002;2. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏南京 210016)

摘 要:为探明变旋翼转速条件下飞行控制对涡轴发动机输出响应的影响,在变旋翼转速直升机/ 传动机构/发动机综合仿真平台的基础上,考虑系统不确定因素的存在,提出并设计了增量式非线性动 态逆飞行控制器,提高对系统的控制效果,控制器主要包括角速率控制器、姿态角控制器和航迹控制 器;由于执行机构的物理限制,引入伪控制模块,以提高系统的稳定性。典型飞行任务下的仿真结果表 明:相对于增量式非线性动态逆飞行控制器而言,伪控制模块不仅可显著提升飞行控制效果,使爬升速 度的超调量减小50%以上,还可有效减小动力涡轮转速的超调量9.0%左右,有助于增强发动机的动态 控制品质。

关键词:涡轴发动机;变旋翼转速;非线性增量式动态逆;伪控制模块;发动机输出响应 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 03-0683-09 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200105

## Effects of Variable Rotor Speed Flight Control on Output Response of Turboshaft Engine

YAN Qiu-ying<sup>1</sup>, DU Zi-yan<sup>2</sup>, ZHOU Xiu-qing<sup>1</sup>, HUANG Kai-ming<sup>1</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;

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

**Abstract**: In order to find out the effects of flight control on the output response of turboshaft engine under the condition of variable rotor speed, based on the integrated simulation platform of variable rotor speed helicopter / transmission mechanism / engine, considering the existence of system uncertainties, an incremental nonlinear dynamic inverse flight controller was proposed and designed to improve the control effect of the system. The controller mainly includes angle rate controller, attitude angle controller and track controller. Due to the physical limitation of the actuator, the pseudo control module was introduced to improve the stability of the system. The simulation results of a typical flight mission show that, compared with the incremental nonlinear dynamic inverse flight controller, the pseudo control module can not only significantly improve the flight control effect, reduce the overshoot of climb speed by more than 50%, but also effectively reduce the overshoot of the power turbine speed by about 9.0%, which is helpful to enhance the dynamic control quality of the engine.

Key words: Turboshaft engine; Variable rotor speed; Incremental nonlinear dynamic inversion; Pseudo-control hedging; Engine output response

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-03-04; 修订日期: 2020-06-19。

基金项目:国家自然科学基金 (51576069);国家科技重大专项 (2017-V-0004-0054)。

通讯作者:颜秋英,硕士,高级工程师,研究领域为发动机控制。E-mail: d473828950@163.com

<sup>引用格式:颜秋英,杜紫岩,周秀清,等.变旋翼转速飞行控制对涡轴发动机输出响应的影响[J].推进技术,2021,42(3):
683-691. (YAN Qiu-ying, DU Zi-yan, ZHOU Xiu-qing, et al. Effects of Variable Rotor Speed Flight Control on Output Response of Turboshaft Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3):683-691.)</sup> 

### 1 引 言

随着旋翼飞行器、发动机设计技术的迅速发展, 之前变旋翼转速技术存在的技术瓶颈已经逐步消除。美国军工业大学最近一项研究表明,相比传统 的定旋翼转速,根据不同的飞行条件,选择适宜的主 旋翼转速,可以使飞行器的工作状态更好,更充分地 发挥其性能,并使发动机的耗油率明显降低,从而增 加旋翼飞行器的航程,使各部件具有更长的服役时 间,还能获得良好的声学特性<sup>[1-3]</sup>。变旋翼转速技术 对变旋翼尺寸直升机、乃至重型直升机、倾转旋翼机 等技术的研究有着举足轻重的意义,是其关键技术 之一<sup>[4-5]</sup>。

目前,直升机推进系统的设计通常基于定传动 比变速器,因此,若要实现变旋翼转速,只能通过调 整发动机转速。然而,仅仅在较小的转速范围内,现 代燃气涡轮发动机的最优耗油率才可以适用,从而 此策略所达到的效果大大下降<sup>[6]</sup>。因此,变传动比实 现变旋翼转速有更高的效益。

新一代直升机对空作战能力很强,能够完成更 加灵活、更高难度的动作,所适用的领域越来越广, 所要完成的任务也越来越多种多样<sup>[6]</sup>,从而对直升机 的安全性、控制系统品质等要求也越来越严格。与 此同时,直升机各个子系统之间,一部分的工作状态 会影响另一部分,各部分之间存在很强的耦合关系, 尤其是直升机飞行控制系统与涡轴发动机控制系 统,其品质要求不断提高、复杂性显著增强。发动机 不仅是直升机的动力提供者,同时也深深影响着飞 行速度和飞行姿态;涡轴发动机动力涡轮通过减速 器驱动主旋翼,直接参与飞行控制。一个功能齐备 的飞行控制系统是直升机高机动性、高稳定性的重 要保证<sup>[7-9]</sup>。

目前直升机在实际工程中使用 PID 控制方法进行控制,这种方法经过多年实际应用的检验,可靠性很高,同时整个控制结构简单明了,整定参数比较容易,且能适应发动机的较大包线,但是当外界产生高频干扰时,控制效果较差。在20世纪90年代,美国NASA的 Ames 直升机研究中心,ADOCS项目中黑鹰直升机的飞行控制采用显模型跟踪技术<sup>[10]</sup>。Srinath-kumar<sup>[11]</sup>将特征结构配置方法应用于 BO-105 直升机的飞行控制中,此方法的缺点同样是对模型精度要求很高。Avanzini等<sup>[12]</sup>针对加入旋翼挥舞运动的UH-60 直升机非线性模型,分别进行了逆动态飞行控制律的研究。Bibik 等<sup>[13]</sup>基于 UH-60 直升机四自

由度模型(前飞、爬升、俯仰以及旋翼转速四个自由 度)来优化自旋下滑初始状态的高度-速度包线容许 区,上述飞行控制研究中的直升机动力学模型侧重 于实时飞行动力学行为的模拟,对于发动机及传动 系统动态则采用反映扭矩输出的线性动力学环节来 代替,因而不能准确模拟飞行动力学变化和飞行控 制对动力系统动静态的影响。Litt等<sup>[14]</sup>提出了一种 扭矩序列的变旋翼转速飞行控制方案,经过线性的 UH-60直升机/T700发动机综合系统模型验证,发现 当直升机处于巡航状态时,其噪声和油耗有明显的 降低。Benini等<sup>[15-16]</sup>基于非线性 UH-60 直升机/T700 发动机动力学模型,离线计算出了适用于不同直升 机结构、重量条件下的飞行包线内的最优经济性转 速变化规律。韩东[17]在最优巡航转速规律以及动 态变转速飞行控制规律方面的工作。上述研究仅 单一地考虑了飞行控制或发动机控制对直升机或 者发动机性能与稳定性的影响,而未能综合考虑飞 行控制品质对变旋翼转速涡轴发动机输出响应的 影响。

因此,本文首先基于增量式非线性动态逆原理, 提出并分别设计角速率、姿态角、航迹控制器,同时 加入对飞行控制执行机构的物理限制的考虑,将伪 控制限制模块分别引入到非线性动态逆控制器中; 最后,基于变旋翼转速直升机/发动机综合仿真模型, 在典型的飞行条件下,进行有无伪控制限制飞行控 制效果对比。

#### 2 基于增量式非线性动态逆的飞行控制

由于直升机要满足6个自由度的机动飞行,同时 为了控制率设计的简单方便,分别控制直升机的角 速度、姿态角、速度/位置,设计相应的角速率控制器、 姿态角控制器、航迹控制器,其控制结构框图如图1 所示。

#### 2.1 增量式非线性动态逆原理

直升机在机动飞行时,迎角、侧滑角、滚转角迅 速变化且相互耦合,产生的气动力和力矩都具有极 强的非线性。非线性动态逆的方法对系统是否是线 性不做要求,当有多个变量存在时,可以对其进行解 耦控制,且增益调节简单,当被控参数发生变化,其 控制结构和增益不会随之改变<sup>[18-19]</sup>,因此在飞行控制 领域受到了广泛的关注。

假设非线性系统可表示为式(1)所示的微分方 程形式



Fig. 1 Structure diagram of flight control system

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}$$
  
$$\boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})$$
 (1)

式中 $x(t) \in \mathbb{R}^n$ 为状态向量, $y(t) \in \mathbb{R}^n$ 为输出向量,  $u(t) \in \mathbb{R}^m$ 为输入向量,实际控制中,g(x)不需要实时求取,根据上式,求得输出对时间的导数为

$$\dot{\mathbf{y}} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} = \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial x} f(x) + \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial x} g(x) \mathbf{u} = F(x) + G(x) \mathbf{u}$$
(2)

合适的控制信号可以使系统产生的输出很好地 跟踪上参考指令信号,控制信号可通过对上式求逆 获得。

$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{G}^{-1}(\boldsymbol{x}) \left( \dot{\boldsymbol{y}}_{\text{des}} - \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) \right)$$
(3)

式中 ý<sub>des</sub>(t)为期望输出。如图 2 所示,由参考指 令和输出信号经线性控制器产生。



Fig. 2 Structure diagram of nonlinear dynamic inverse control

假设系统内部参数会发生改变,且不忽略不确 定因素的影响,将构成对象的主要部分f和g加上Δf 和Δg以表示系统本身的不确定因素和内部参数变 化,则系统可写成

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + (g(x) + \Delta g(x))u$$
 (4)  
此时动态逆控制量为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x}) \left[ \boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) \right]$$
(5)  
 
$$\vec{x} + \boldsymbol{\nu} = \boldsymbol{\dot{x}}, \boldsymbol{\mathcal{H}} \boldsymbol{\lambda} \boldsymbol{S} \boldsymbol{\hat{x}} \boldsymbol{\hat{5}} \boldsymbol{\mathcal{R}} \boldsymbol{\Pi} \boldsymbol{\mathcal{H}}$$

 $\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + (g(x) + \Delta g(x))g^{-1}(x)(\nu - f(x)) =$ 

 $\Delta f(x) - \Delta g(x) g^{-1}(x) f(x) + (I_{n \times n} + \Delta g(x) g^{-1}(x)) \nu$ (6)

 $I_{n \times n}$ 为 n 阶单位矩阵,由上式可知,线性关系  $\dot{x} = v$ 只有在  $\Delta f = \Delta g = 0$  才合理,由于系统的不确定性因素,系统变为非线性,动态逆方法的解耦能力降

低、控制效果变差,从而系统稳定性降低,因此提出 增量形式的非线性动态逆方法,简称 INDI(Incremental Nonlinear Dynamic Inversion)。

NDI是指系统动态逆的增量形式,所求的控制输入是当前时刻相对于前一时刻系统输入的增量。在系统(x<sub>0</sub>, u<sub>0</sub>)的状态下,将当前系统的解进行一阶泰 勒展开

$$\dot{\boldsymbol{x}} \approx \dot{\boldsymbol{x}}_{0} + \frac{\partial}{\partial x} \Big[ \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \boldsymbol{u} \Big]_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} (\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{0}) + \frac{\partial}{\partial u} \Big[ \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \boldsymbol{u} \Big]_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0}) = \frac{\partial}{\partial u} \Big[ \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \boldsymbol{u} \Big]_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} (\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{0}) + \frac{\partial}{\partial u} \Big[ \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \boldsymbol{u} \Big]_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0}) \Big]$$
(7)

式中 $\dot{x}_0$ 和控制向量 $u_0$ 是已知的,对于非常小的时间增量,当控制步长足够小时,控制变量 $x - x_0$ 可以忽略,因此

 $\boldsymbol{\nu} = \dot{\boldsymbol{x}} \approx \dot{\boldsymbol{x}}_0 + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}_0)(\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_0)$ (8) 相应的控制定律为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x}_0)(\boldsymbol{\nu} - \dot{\boldsymbol{x}}_0) + \boldsymbol{u}_0 \tag{9}$$

#### 2.2 角速率控制器设计

角速率控制器的设计是为了当给定指令值后, 系统的角速度能够达到给定的期望值,在直升机中, 这种类型的控制器被用于控制速度指令/姿态 (RCAH)<sup>[20]</sup>。

这里首先基于 INDI 设计角速率控制器,这种控制器优点是可以降低对模型精度的要求,并且对模型不确定性因素的鲁棒性有所提高。

在角速率控制器中,系统的输出向量包含直升 机角速度的三个分量,其一阶导数可由直升机旋转 动力学获得

$$\mathbf{y}_{\text{rot}} = \mathbf{h}_{\text{rot}}(x) = \mathbf{\omega} = [p \quad q \quad r]^{\text{T}}$$
  
$$\dot{\mathbf{y}}_{\text{rot}} = \dot{\mathbf{\omega}} = \mathbf{J}^{-1}[\mathbf{m} - \mathbf{\omega} \times \mathbf{J}\mathbf{\omega}]$$
(10)

式中J是直升机的惯性矩阵,而m是由其所有部件的贡献之和产生的矩矢量,其中一部分与直升机的控制量u相关,另一部分与状态向量x相关,下标

rot表示角速度回路。因此,按照与控制输入是否相关将上式分成两项

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{f}(x) + \boldsymbol{g}(x,u)$$
$$\boldsymbol{f}(x) = \boldsymbol{J}^{-1} [\boldsymbol{m}_{\text{fus}}(x) + \boldsymbol{m}_{\text{ht}}(x) + \boldsymbol{m}_{\text{vt}}(x) - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}](11)$$
$$\boldsymbol{g}(x,u) = \boldsymbol{J}^{-1} [\boldsymbol{m}_{\text{mr}}(x,u) + \boldsymbol{m}_{\text{tr}}(x,u)]$$

式中**m**<sub>fus</sub>是机身力矩,**m**<sub>ht</sub>是平尾力矩,**m**<sub>vt</sub>是垂尾 力矩,**m**<sub>mr</sub>是主旋翼力矩,**m**<sub>tr</sub>是尾桨力矩,由上式可 得,角速度对应着实际控制量

$$v_{\rm rot} = \dot{\boldsymbol{\omega}}$$
 (12)

 $(x_0, u_0)$ 的状态下,将当前系统进行一阶泰勒 展开,对于非常小的时间增量 $x \approx x_0$ ,因此

$$\boldsymbol{\nu}_{\text{rot}} = \dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{0} + \frac{\partial}{\partial x} \Big[ f(x) + g(x,u) \Big]_{x_{0},u_{0}} (\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_{0}) + \frac{\partial}{\partial u} \Big[ f(x) + g(x,u) \Big]_{x_{0},u_{0}} (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0}) = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{0} + \frac{\partial g(x,u)}{\partial u} \Big|_{x_{0},u_{0}} (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0}) = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{0} + \boldsymbol{J}^{-1} \frac{\partial}{\partial u} \left[ \boldsymbol{m}_{\text{mr}}(x,u) + \boldsymbol{m}_{\text{tr}}(x,u) \right]_{x_{0},u_{0}} (\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0})$$
(13)

由式(13)可得到雅各比矩阵为

$$\boldsymbol{D}(x_0, u_0) = \frac{\partial}{\partial u} \left[ \boldsymbol{m}_{mr}(x, u) + \boldsymbol{m}_{tr}(x, u) \right]_{x_0, u_0} \quad (14)$$
  
其中

$$\frac{\partial \boldsymbol{m}_{ur}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}}\Big|_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} = \rho A_{u} \left(\Omega_{u} R_{u}\right)^{2} F_{u} \frac{\sigma_{u} C_{\text{La,tr}}}{2} \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^{2} u}{2}\right) \left[ \begin{array}{cccc} 0 & 0 & h_{u} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -l_{u} \end{array} \right] \\ \\
\frac{\partial \boldsymbol{m}_{mr}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}}\Big|_{\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0}} = \left[ \frac{\boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} + \left[\boldsymbol{\tau}_{\theta_{0}} & 0 & 0 \right]^{T}\right) - \boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} - \left[\boldsymbol{\tau}_{\theta_{0}} & 0 & 0 \right]^{T}\right)}{2\boldsymbol{\tau}_{\theta_{0}}} \\ \frac{\boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} + \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0 & 0\right]^{T}\right) - \boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} - \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0 & 0\right]^{T}\right)}{2\boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}}} \\ \frac{\boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} + \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right) - \boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} - \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right)}{2\boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}}} \\ \frac{\boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} + \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right) - \boldsymbol{m}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} - \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right)}{2\boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}}} \\ \frac{\boldsymbol{u}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{u}_{0},\boldsymbol{u}_{0} + \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right) - \boldsymbol{u}_{mr}^{T} \left(\boldsymbol{x}_{0},\boldsymbol{u}_{0} - \left[\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}} & 0\right]^{T}\right)}{2\boldsymbol{\tau}_{\theta_{1}}} \\ \end{array}\right]$$

式中 $\rho$ 表示大气密度, $A_u$ 表示尾桨叶片面积, $\Omega_u$ 表示为尾桨旋转速度, $R_u$ 表示尾桨桨盘半径, $\sigma_u$ 表示 尾桨实度, $F_u$ 表示尾桨废阻面积, $\mu_u$ 表示尾桨推进 比, $C_{\text{La},u}$ 表示尾桨升力系数, $h_u$ 表示尾桨垂向位置, $l_u$ 表示尾桨纵向、横向位置, $0_{1\times 3}$ 是一行三列的零矩阵,  $\tau_{\theta_0}, \tau_{\theta_{1u}}, \tau_{\theta_{1u}}$ 是固定的无穷小量。由于雅可比矩阵**D**的 行小于列,因此其伪逆矩阵形式为

$$\boldsymbol{D}^{+} = \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}} \left( \boldsymbol{D} \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}} \right)^{-1} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{D} (x_0, u_0)^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{D} (x_0, u_0) \boldsymbol{D} (x_0, u_0)^{\mathrm{T}})^{-1} \boldsymbol{J} (\boldsymbol{\nu}_{\mathrm{rot}} - \boldsymbol{\dot{w}}_0) + \boldsymbol{u}_0$$
(17)

结合上式各式,再设计带有增益K的比例环节作 为线性控制器,可共同构成基于INDI的直升机角速 度控制系统。

#### 2.3 姿态角控制器设计

角速率的变化比姿态角快,因此需在角速率控 制器外部设计姿态角控制器。

常用的直升机坐标系有地面坐标系和机体坐标系。地面坐标系(North-East-Down, NED)的坐标原

点在直升机的重心位置,x轴指向北,y轴指向东,z轴 指向地面。机体坐标系的坐标原点同样在直升机重 心位置,x轴指向前面并与机身中心线对齐,z轴指向 下面,根据右手参考系获得y轴。两个坐标系之间的 转换关系如图3所示。



Fig. 3 Rotations between the NED and the body-fixed reference frames

 $x_{o}, y_{o}, z_{o}$ 分别是地面坐标系的三个坐标轴, $x_{b}, y_{b}$ ,  $z_{b}$ 分别是机体坐标系的三个坐标轴, $\theta, \phi, \psi$ 分别是俯 仰角、滚转角和偏航角。

$$\boldsymbol{y}_{att} = \boldsymbol{h}_{att}(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{\theta} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\phi} & \boldsymbol{\theta} & \boldsymbol{\psi} \end{bmatrix}$$
$$\boldsymbol{\nu}_{att} = \boldsymbol{\dot{\theta}} = \boldsymbol{H}_{o}^{b} \boldsymbol{\omega}$$
$$\boldsymbol{H}_{o}^{b} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\boldsymbol{\phi} \tan\boldsymbol{\theta} & \cos\boldsymbol{\phi} \tan\boldsymbol{\theta} \\ 0 & \cos\boldsymbol{\phi} & -\sin\boldsymbol{\phi} \\ 0 & \sin\boldsymbol{\phi}/\cos\boldsymbol{\theta} & \cos\boldsymbol{\phi} \tan\boldsymbol{\theta} \end{bmatrix}$$
(18)

H。\*表示从机体坐标系转换到地面坐标系下的转 换矩阵,下标 att 表示姿态角回路。直升机的姿态角 由角速度确定,且姿态角回路只有确定因素,直升机 姿态角也可直接测量获得,因此可基于非线性动态 逆方法进行姿态角控制器设计。产生角速率指令的 控制率也可直接获得。

$$\dot{v}_{\rm E} = \frac{1}{m} T_{\circ}^{\rm b} f + \begin{bmatrix} 0\\0\\g \end{bmatrix}$$
$$T_{\circ}^{\rm b} = \left(T_{\rm b}^{\circ^{\rm T}}\right)^{-1}$$
$$T_{\rm b}^{\circ} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta\\\cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & s\\\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & s \end{bmatrix}$$

 $T_{o}^{b}$ ,  $T_{b}^{o}$ 和  $H_{o}^{b}$ ,  $H_{b}^{o}$ 作用相同, 都是转换矩阵。进一步地, cos $\alpha$ , sin  $\alpha$ 简写成  $c_{\alpha}$ ,  $s_{\alpha}$ 。

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{x} \\ \dot{V}_{y} \\ \dot{V}_{z} - g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{\psi}c_{\theta} & c_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} - s_{\psi}c_{\phi} & c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} + s_{\psi}s_{\phi} \\ s_{\psi}c_{\theta} & s_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} + c_{\psi}c_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} - c_{\psi}s_{\phi} \\ -s_{\theta} & c_{\theta}s_{\phi} & c_{\theta}c_{\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{x}/m \\ f_{y}/m \\ f_{z}/m \end{bmatrix}$$

$$(22)$$

航迹回路所需的姿态角可由姿态角控制器获得,则该回路的控制输入为

$$\boldsymbol{\nu}_{\text{nav}} = \begin{bmatrix} \nu_x & \nu_y & \nu_z \end{bmatrix}^{\text{T}} = \begin{bmatrix} \dot{V}_x & \dot{V}_y & \dot{V}_z \end{bmatrix}$$
(23)

假设偏航角确定,且*f<sub>x</sub>≫f<sub>x</sub>*,*f<sub>y</sub>*,因此*f<sub>x</sub>*,*f<sub>y</sub>*可忽略不 计。因此,式(24)可化简为

$$\begin{bmatrix} 0\\0\\f_z/m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{\psi}c_{\theta} & s_{\psi}c_{\theta} & -s_{\theta}\\c_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} - s_{\psi}c_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} + c_{\psi}s_{\phi} & c_{\theta}s_{\phi}\\c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} + s_{\psi}s_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} - c_{\psi}s_{\phi} & c_{\theta}c_{\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x\\v_y\\v_z - g \end{bmatrix}$$
(24)

求解式(24)的第一个方程,可获得需求的俯 仰角

$$\theta_{\rm com} \approx \arctan \frac{v_x \cos \psi_{\rm com} + v_y \sin \psi_{\rm com}}{v_z - g}$$
(25)

下标 com 表示需求量。

$$\boldsymbol{\omega}_{\rm com} = \boldsymbol{H}_{\rm b}^{\circ} \boldsymbol{\nu}_{\rm att} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \boldsymbol{v}_{\rm att} \quad (19)$$

 $H_{b}^{\circ}$ 表示从地面坐标系转换到机体坐标系下的转 换矩阵,当 $\cos\theta \neq 0$ 时,可以实现姿态角的动态逆控 制, $\nu_{att}$ 的线性控制法与角速率设计一致。

#### 2.4 航迹控制器设计

根据以上设计的角速率控制器和姿态角控制器,直升机可通过改变角速率调节姿态角。为了控制直升机的速度,还需控制回路,称为速度/位置保持(TRCPH)模式<sup>[21]</sup>。

在航迹控制回路中,直升机地面速度的三个分 量如下,并组成系统的输出矢量

$$\boldsymbol{y}_{\text{nav}} = \boldsymbol{h}_{\text{nav}}(x) = \boldsymbol{v}_{\text{E}} = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^{\text{T}}$$
(20)

下标 nav 表示航迹回路。地面坐标系下的各加 速度可以由机体坐标系下的气动力*f*计算出来

(21)

$\sin\psi\cos heta$	$-\sin\theta$
$in\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi$	$\cos\theta\sin\phi$
$in\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi$	$\cos\theta\cos\phi$

$$\begin{array}{c} v_{x} \\ v_{y} \\ v_{z} - g \end{array} \right\| \approx \left( \frac{f_{z}}{m} \right)^{2} \Rightarrow \frac{f_{z}}{m} = \pm \sqrt{v_{x}^{2} + v_{y}^{2} + \left( v_{z} - g \right)^{2}}$$

$$(26)$$

结合式(26)并联立求解式(24)的第二、三个方程,可得

$$\phi_{\rm com} \approx \arcsin \frac{-v_x \sin \psi_{\rm com} + v_y \cos \psi_{\rm com}}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + (v_z - g)^2}} \qquad (27)$$

动态逆控制方法的输入是一个控制律,其设计的基本原理是使地面速度与误差保持一致,由单个积分器表示输入-输出关系,线性增益的选择需要考虑时标分离原则。

结合上述各式,可实现基于非线性动态逆的飞 行控制器设计。

#### 2.5 伪控制模块设计

飞行控制的饱和限制通常由执行机构的物理限 制或控制信号的限制组成。这些限制项与执行机构 的位置和速率限制有关,涉及高阶动力学。通常所采 用的减小控制器增益的方式来抗饱和,可能会导致性

e

能变差。基于此,在前面飞行控制器的基础上引入了 伪控制模块来实现对执行机构特性的控制适应性。

对于单输入单输出系统(由于动态逆具有很好的解耦能力,因此与每个变量相关联的控制回路可 独立设计),NDI可根据所需的虚拟控制信号ν的逆 向求解输入指令 u<sub>com</sub>。由于执行机构动力学的作用, u<sub>com</sub>可能不等于实际控制控制量。然而根据系统的信 息,可以估计实际控制控制量对应的虚拟控制 û 值。则伪控制可定义为

$$\boldsymbol{\nu}_{\rm h} = \boldsymbol{\nu} - \hat{\boldsymbol{v}} = [\boldsymbol{a}(x) + \boldsymbol{b}(x)\boldsymbol{u}_{\rm com}] - [\boldsymbol{a}(x) + \boldsymbol{b}(x)\boldsymbol{u}] = (28)$$
$$\boldsymbol{b}(x)(\boldsymbol{u}_{\rm com} - \boldsymbol{u})$$

伪控制(PCH)在基于NDI的控制回路中的应用 如图4所示。由图4可知,PCH根据执行机构的模型 估计其对参考指令的响应。并通过与控制指令的差 值调整参考模型(RM),参考模型由比例积分环节构 成,当执行机构指令较大时,自动降低饱和强度以确 保稳定。

结合式(8),(28)可得

$$\boldsymbol{\nu}_{h} = \boldsymbol{\nu} - \hat{\boldsymbol{v}} = [\dot{x}_{0} + \boldsymbol{g}(x_{0})(\boldsymbol{u}_{com} - \boldsymbol{u}_{0})] - [\dot{\boldsymbol{x}}_{0} + \boldsymbol{g}(x_{0})(\boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_{0})] = \boldsymbol{g}(x_{0})(\boldsymbol{u}_{com} - \boldsymbol{u})$$
(29)

从图 4 可以看出, RM 用来生成控制系统的期望 响应 y<sub>m</sub>, 而且可以产生输入指令的一阶微分项, 用作 为控制器的前馈 v<sub>m</sub>。且

 $\boldsymbol{\nu} = K\boldsymbol{e} + \boldsymbol{\nu}_{\rm rm}$ 

$$= \mathbf{y}_{\rm rm} - \mathbf{y} \Rightarrow \dot{\mathbf{e}} = \dot{\mathbf{y}}_{\rm rm} - \dot{\mathbf{y}} = [\mathbf{\nu}_{\rm rm} - (\mathbf{\nu} - \hat{\mathbf{\nu}})] - [K\mathbf{e} + \mathbf{\nu}_{\rm rm}] = -K\mathbf{e} - (\mathbf{\nu} - \hat{\mathbf{\nu}})$$
(30)

K需保证式(30) 描述的系统渐进稳定,从上式等 号右侧第一项可以看出,当控制器比例增益 K>0时, 响应总是稳定的。由第二项知,对于理想的执行机 构,实际与指令偏差基本相等,此时 PCH 基本不起作 用;当两者不等时,系统响应与执行机构所允许的指 令值保持一致。综上所述,PCH 的应用是十分有 利的。

#### 3 变旋翼转速过程仿真验证

选择适宜的旋翼转速时,这里通过改变传动系统 的传动比实现旋翼转速的改变。当传动比指令信号 发生变化时,旋翼转速随之改变,经过飞行控制系统, 引起直升机所需扭矩的改变,此扭矩与发动机输出扭 矩不再平衡,使得发动机动力涡轮转速产生变化,经 过发动机控制系统调节,发动机输出扭矩与直升机需 求扭矩重新达到平衡,动力涡轮转速也保持稳定。

直升机与发动机综合控制结构图如图5所示<sup>[6]</sup>, 所采用的变旋翼转速飞行器/涡轴发动机综合一体化 仿真平台在文献[6]中得到验证,可以满足变旋翼转 速全过程的仿真需求。



在直升机前飞状态下,直升机机体飞行高度为

Fig. 4 INDI controller with pseudo control module



Fig. 5 Structure diagram of helicopter/engine integrated control<sup>[6]</sup>

400m,前飞速度为20m/s,侧飞速度、爬升速度指令n<sub>evt</sub> 一开始均设为0。10s时加入变传动比指令,具体过 程如图6(a)所示:在10s时,变传动比指令信号开始 改变,经5s从1线性减小至0.75,待系统稳定后,在 45s时,再由0.75经过均匀增大至1。由图6(f)所示, 在28s时,给爬升速度指令加载幅值为2,持续时间为 4s的双峰信号。整个仿真过程中,有、无PCH接入 时,直升机和发动机各相关参数变化情况如图6(b)~ (m)所示。

如图 6(b)、(g)所示,10s 后旋翼转速迅速降低, 直升机的拉力不能满足其需要,总距此时应该增大 以增加拉力。由图 6(h)可知,10~15s时,旋翼转速迅 速降至 75%,由于发动机的响应延迟,所以动力涡轮 输出转速存在 3.87% 的超调量,引入 PCH 模块后,超 调减小到 3.52%,减小了 9% 左右。同时,旋翼转速降 低,直升机需求功率随之减小,从而使涡轴发动机输 出的功率减小。通常,使涡轴发动机自由涡轮转速 保持100%恒定,因此相应的也要减小发动机输出轴 端的扭矩,使发动机的输出功率也随之减小。如图6 (g)所示,涡轴发动机工作状态向较小状态方向移动。 45~50s时,旋翼转速由135r/min增至180r/min,发动 机各参数变化趋势与减速过程相反。由图6(b)~(f) 可知,当直升机进行一般的正常飞行时,伪控制限制 模块(PCH)不会影响系统的响应。当直升机进行机 动动作大改变时,从图6(f)可以看出,参考模型的调 整可以通过PCH模块实现,从而使爬升速度达到期 望输出,超调量相对于无PCH模块时减小50%以上, 响应时间显著缩短,进一步说明了只有在这种情况 下,才能获得直升机爬升速度所期望的一阶响应。 从图6(b)所示的旋翼总距变化曲线可以看出,引







Fig. 6 Simulation results of variable rotor speed control

入 PCH 模块后,旋翼总距瞬间超调与下垂显著减小,减轻了执行机构的操作负担。由图 6(h)可知, INDI+PCH 除了有显著的飞行控制效果外,还可有效 减小动力涡轮相对转速的超调量 9% 左右,有助于增 强发动机的控制效果,提高发动机的稳定性。

## 4 结 论

本文研究了飞行控制对变转速涡轴发动机输出 响应的影响,在增量式非线性动态逆的飞行控制器 的基础上,引入 PCH模块,并在典型的飞行任务下, 进行有、无 PCH 仿真对比,得到如下结论: (1)在动态逆飞行控制器的基础上,引入 PCH模块,可以使爬升速度的超调量减小 50% 以上,显著提升直升机机动飞行时的响应跟踪能力,同时有效限制了控制量的瞬态变化,减轻了执行机构的工作负担。

(2) INDI+PCH 除了有显著的飞行控制效果外, 还可有效减小动力涡轮相对转速的超调量9%左右, 有助于增强发动机的控制效果,提高发动机的稳 定性。

**致** 谢:感谢国家自然科学基金和国家科技重大专项的 资助。

#### 参考文献

- [1] DeSmidt H A, Smith E C, Bill R C, et al. Comprehensive Modeling and Analysis of Rotorcraft Variable Speed Propulsion System with Coupled Engine/Transmission/Rotor Dynamics[R]. NASA/CR-2013-216502.
- [2] Welch Gerard E. Overview of Variable-Speed Power-Turbine Research [C]. Cleveland: NASA Fundamental Aeronautics Conference, 2011.
- [3] Yamauchi G K. NASA Subsonic Rotary Wing Project, Multidisciplinary Analysis & Technology Development: Overview [C]. Georgia: Fundamental Aeronautics Program Annual Meeting, 2009.
- [4] Endwell O Daso. NASA Overview: Fundamental Aeronautics Program Research Activities on Noise Impacts
   [C]. Washington: Noise Impacts Roadmap Annual Meeting, 2011.
- [5] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. NASA Heavy Lift Rotorcraft Systems Investigation [R]. SAE Technical Paper, 2005-01-3149.
- [6] 居新星.变转速直升机/传动系统/发动机综合建模与 控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [7] Smith B J, Zagranski R D. Next Generation Control System for Helicopter Engines [C]. Washington, DC: 57th International Annual Forum Proceedings of AHS, 2001.
- [8] Smith B J, Zagranski R D. Closed Loop Bench Testing of the Next Generation Control System for Helicopter Engines[C]. Canada: 58th Annual Forum of AHS, 2002.
- [9] Neighbors W K III, Rock S M, Kenneth Stephen. Integrated Flight/Propulsion Control Specification: Accounting for Two Way Coupling [C]. Scottsdale: Guidance, Navigation, and Control Conference, 1994.
- [10] Mare J, Jian F U. Review on Signal-by-Wire and Power-by-Wire Actuation for More Electric Aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(3): 857-870.
- [11] Srinathkumar S. Appendix C: BO-105 Helicopter State Variable Models[M]. Eigenstructure Control Algorithms:

Applications to Aircraft/Rotorcraft Handling Qualities Design, 2011.

- [12] Avanzini G, Thomson D, Torasso A. Model Predictive Control Architecture for Rotorcraft Inverse Simulation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36 (1): 207-217.
- Bibik P, Narkiewicz J. Helicopter Optimal Control after Power Failure Using Comprehensive Dynamic Model [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35 (4): 1354-1362.
- [14] Litt J S, Edwards J M, Decastro J A. A Sequential Shifting Algorithm for Variable Rotor Speed Control [C]. Virginia Beach: AHS International Annual Forum, 2007.
- [15] Misté G A, Garavello A, Benini E, et al. A New Methodology for Determining the Optimal Rotational Speed of a Variable RPM Main Rotor/Turboshaft Engine System [C]. Arizona: AHS 69th Annual Forum, 2013.
- [16] Misté G A, Benini E. Performance of a Turbo-Shaft Engine for Helicopter Applications Operating at Variable Shaft Speed[C]. Mumbai: Proceedings of the ASME Gas Turbine Conference, 2012.
- [17] Han D. Study on the Performance and Trim of Helicopters with Variable Speed Rotors [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2013, 34(6).
- [18] Park J S, Koo K S, Lee E J. The Changes of Soil Salinity in the Pinus Densiflora Forest after Seawater Spread Using a Fire-Fight Helicopter[J]. Journal of Ecology & Environment, 2015, 38(4): 443-450.
- [19] 苏丙未,万 胜,陈 欣,等.一种基于动态逆的控制方案在无人机中的应用研究[J].南京航空航天大学学报,2000,32(6):706-710.
- [20] 单海燕.四旋翼无人直升机飞行控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
- [21] Simplicio P. Helicopter Nonlinear Flight Control: An Acceleration Measurements-Based Approach Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion [J]. Control Engineering Practice, 2013, 21(8): 1065-1077.

(编辑:张 贺)