

doi: 10.7690/bgzdh.2018.01.016

# 一种新型矢量推力自转旋翼机的设计与建模

孙 瑜, 杨 军, 渠尊尊, 张鲁遥

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 针对传统自转旋翼机巡航速度较低、机动性差的问题, 设计一种新型矢量推力自转旋翼机。介绍新型矢量推力自转旋翼机的主要结构, 对自转旋翼桨盘、矢量推力装置的原理进行了阐述和建模, 并得出该机型的运动学和动力学模型。参考混合控制思路, 提出一种双回路混合控制方法, 并进行数值仿真。仿真结果表明: 该类机型具有较好的飞行稳定性、响应速度和性能, 且具有一定的鲁棒性。

**关键词:** 自转旋翼机; 矢量推力技术; 混合控制; 新构型无人机

**中图分类号:** TJ85 **文献标志码:** A

## Design and Modeling of a New Type Vector Thrusting Autorotation Rotor UAV

Sun Yu, Yang Jun, Qu Zunzun, Zhang Luyao

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics &amp; Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of low speed and poor maneuverability of the traditional autorotation rotorcraft, designed a new type of vector thrust autorotation rotorcraft. This paper introduces the main structure of the new type of autorotation rotorcraft. The principle of the rotor paddle and the vector thrust device are elaborated and modeled, and the kinematics and dynamics model of the model are obtained. Based on the hybrid control idea, We proposed a double loop hybrid control method and carried out the numerical simulation. Experimental results show: This kind of model has better flight stability, better response speed and performance, and also has certain robustness.

**Keywords:** rotational rotorcraft; vector thrust technology; hybrid control; new configuration of UAVs

### 0 引言

自转旋翼机的出现要早于直升机十几年, 是旋翼升力原理的最先实际应用。由于自转旋翼机具有结构简单、成本低、安全性好、操纵简单等特点, 近年来引起航空界的关注, 被广泛地应用在军事、民用领域<sup>[1]</sup>。尽管传统自转旋翼机的研究在现有的理论上已经比较成熟, 但是由于其结构和动力上的特点, 传统自转旋翼机巡航速度较低、机动性差, 在军用、民用领域都受到极大限制。

矢量推力技术对载人飞机的隐身性、机动性的改善已被广泛验证, 因此, 矢量推力技术的应用已成为无人机发展的重要趋势。笔者提出了一种新型矢量推力自转旋翼机, 通过矢量推力装置协助, 为飞行器提供垂直平面内的可变向推力, 从而进一步简化结构、增强机动性、提高巡航速度, 并实现超短距离起飞。笔者针对此类机型提出了一种双回路混合控制方法并进行了数学建模与数值仿真。

## 1 新型矢量推力自转旋翼机

### 1.1 传统自转旋翼机结构

传统自转式旋翼机与直升机都是以旋转桨盘作

为主要升力和操纵机构, 但两者驱动动力来源不同, 直升机旋翼是由发动机直接驱动产生, 而旋翼机旋翼是由机体前飞而获得迎面来流吹动旋翼旋转, 获得升力。传统自转旋翼机与直升机转盘旋转方向一致, 桨叶剖面迎角为正, 而两者倾转方向不同, 传统自转旋翼机桨盘平面后倾, 直升机桨盘平面前倾。其中传统自转旋翼机的旋翼转速及拉力与桨盘迎角、桨距角、前飞速度等因素有关。

### 1.2 矢量推力技术

矢量推力技术是发动机推力线方向不仅指向机身前进方向, 而且还可以通过机械装置或喷管转向, 偏转推力线方向, 产生对机体的附加力与力矩, 可辅助舵面产生的气动力对机体进行飞行控制<sup>[2]</sup>。矢量推力的基本原理是: 由发动机转向机械装置偏转或喷流装置转向, 使发动机推力可沿机体坐标系分解为轴向力、侧向力和法向力, 而侧向力和法向力可沿重心对机体产生 2 个偏转力矩。

### 1.3 新型矢量推力自转旋翼机结构设计

如图 1 所示, 该型自转旋翼机是在传统自转旋翼机的基础上, 增加了矢量推力技术<sup>[3-4]</sup>。增加的矢

收稿日期: 2017-09-22; 修回日期: 2017-11-07

基金项目: 江苏省研究生培养创新工程(SJLX16\_0100); 研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20160323)

作者简介: 孙 瑜(1990—), 男, 黑龙江人, 在读硕士, 从事无人机控制系统研究。

量推力机构可以绕机翼中心连杆轴线旋转，自转旋翼桨盘可绕固连在机身上的桨盘连杆自由转动，矢量推力  $F$  配合自传旋翼转盘拉力  $T$  完成姿态调节。该自转旋翼机由机身、垂尾、矢量推力机构、自转旋翼桨盘机构 4 部分构成，自转旋翼转盘连杆的安装角为  $10^\circ$ ，矢量推力机构的纵向可调范围为  $\pm 30^\circ$ 。

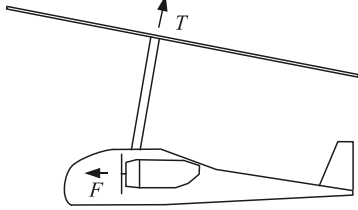


图 1 新型矢量推力自转旋翼机结构

## 2 数学建模

新型矢量推力自转旋翼机所受总力与力矩应包括刚性机体所受气动力与气动力矩、自转旋翼对机体的拉力与拉力矩、2 组矢量推力装置对机体的推力与推力矩、重力，它们具有各自的特点及独立性，又相互耦合、紧密联系。为准确描述动力学特性，笔者同时简化建模过程，作出如下假设：

- 1) 视地球为平板，忽略地球曲率；
- 2) 视旋翼机机体为刚体，且为沿机体轴系  $OX_bZ_b$  平面左右对称；
- 3) 视大气密度、重力加速度为常数。

### 2.1 矢量推力建模

假设 2 个矢量推力装置沿飞机的纵向对称面左右对称安装，且在纵向进行推力转向。以机身右侧矢量推力为例，推力记为  $T_r$ ，设  $T_r$  在飞机对称面内的投影与  $X_b$  坐标轴的夹角为  $\alpha_r = \delta\theta_r$ ，以在机体轴下方为正，则推力与推力偏转角关系如图 2 所示。

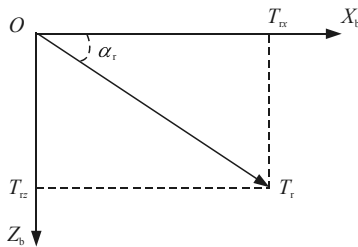


图 2 推力与推力偏转角关系

由图 2 可知，机体坐标系下推力分量与总推力  $T_r$  的关系如下：

$$T_r = \sqrt{T_{rx}^2 + T_{rz}^2}; \quad (1)$$

$$\tan \alpha_r = \frac{T_{rz}}{T_{rx}}. \quad (2)$$

所以机体坐标轴系下  $T_r$  的分量表示如下：

$$\begin{bmatrix} T_{rx} \\ T_{ry} \\ T_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{T_r}{\sqrt{1 + \tan^2 \alpha_r}} \\ 0 \\ \frac{T_r}{\sqrt{1 + \tan^2 \alpha_r}} \tan \alpha_r \end{bmatrix}. \quad (3)$$

设矢量推力装置推力  $T_r$  推力线到飞机对称平面  $OX_bZ_b$  距离为  $l_r$ ， $T_r$  推力线到机体轴系  $OX_bY_b$  距离为  $m_r$  (位于上方为正)，推理装置安装位置到机体轴系  $OY_bZ_b$  平面距离为  $n_r$  (位于后方为正)，所以在机体坐标系下力矩分量<sup>[5]</sup>表示如下：

$$\begin{bmatrix} M_{rx} \\ M_{ry} \\ M_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{ry}m_r + T_{rz}l_r \\ -T_{rx}m_r + T_{rz}n_r \\ -T_{rx}l_r - T_{ry}n_r \end{bmatrix}. \quad (4)$$

同理可得机身左侧矢量推力装置  $T_l$  的力和力矩如下：

$$\begin{bmatrix} T_{lx} \\ T_{ly} \\ T_{lz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{T_l}{\sqrt{1 + \tan^2 \alpha_l}} \\ 0 \\ \frac{T_l}{\sqrt{1 + \tan^2 \alpha_l}} \tan \alpha_l \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} M_{lx} \\ M_{ly} \\ M_{lz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{ly}m_l - T_{lz}l_l \\ -T_{lx}m_l + T_{lz}n_l \\ T_{lx}l_l - T_{ly}n_l \end{bmatrix}. \quad (6)$$

### 2.2 自转旋翼建模

文献[6]给出了整个旋翼在桨轴坐标内沿 3 个方向的分力以及对桨毂中心的旋转转矩，分别为：

$$\left. \begin{aligned} T_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R dF_p(\psi_s) \\ S_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R dF_t(\psi_s) \cos \psi_s - dF_r(\psi_s) \sin \psi_s \\ K_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R dF_t(\psi_s) \sin \psi_s + dF_r(\psi_s) \cos \psi_s \\ L_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R -rdF_p(\psi_s) \sin \psi_s \\ M_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R -rdF_p(\psi_s) \cos \psi_s \\ Q_s &= k \int_0^{2\pi} \int_0^R rdF_t(\psi_s) \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

式中： $T_s$  为旋翼拉力，方向垂直于旋转平面向上； $S_s$  为侧向力，方向沿旋翼坐标系  $Z_s$  轴方向； $K_s$  为后向

力, 方向沿旋翼坐标系  $X_s$  轴负方向;  $L_s$ 、 $M_s$ 、 $Q_s$  分别为旋翼所受空气动力对桨毂中心的俯仰力矩、滚转力矩和旋转转矩。

$k$ 、 $R$  分别为旋翼桨叶片数及旋翼半径,  $F_p$ 、 $F_t$ 、 $F_r$  分别为旋翼拉力、旋翼阻力和  $F_p$  在旋翼平面的分力,  $\psi_s$  为方位角。且存在关系<sup>[6]</sup>:

$$\left. \begin{aligned} dF_p &= dL \cdot \cos \varepsilon + dD \cdot \sin \varepsilon \\ dF_t &= dL \cdot \sin \varepsilon + dD \cdot \cos \varepsilon \\ dF_r &= dF_p \cdot \sin \beta \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

其中:

$$\left. \begin{aligned} dL &= \rho u_s^2 c_{c_l} dr / 2 \\ dD &= \rho u_s^2 c_{c_d} dr / 2 \\ \varepsilon &= \arctan(u_p / u_t) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中:  $\rho$ 、 $c$ 、 $c_l$ 、 $c_d$  分别为空气密度、桨叶翼型弦长、翼型阻力系数和升力系数。 $u_s$ 、 $u_t$ 、 $u_p$  分别为气流的速度、周向来流、轴向来流; 其余变量如文献[6]所述。

### 2.3 新型矢量推力自转旋翼机建模

结合以上得到的矢量推力、推力矩以及自转旋翼拉力和拉力矩, 得机体坐标系下的总外力和总外力矩分别表示为:

$$\left. \begin{aligned} F_x &= S_{b/a}(-C_D Q S_w - K_s) + (T_{rx} + T_{lx}) \\ F_y &= S_{b/a}(C_Y Q S_w + T_s) + (T_{ry} + T_{ly}) \\ F_z &= S_{b/a}(-C_L Q S_w + S_s) + (T_{rz} + T_{lz}) \end{aligned} \right\}; \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} M_x &= (C_l Q S_w b) + (-S_b \cdot S_{b/s} \cdot K_s) + (M_{rx} + M_{lx}) \\ M_y &= (C_m Q S_w c_A) + (S_b \cdot S_{b/s} \cdot T_s) + (M_{ry} + M_{ly}) \\ M_z &= (C_n Q S_w b) + (S_b \cdot S_{b/s} \cdot S_s) + (M_{rz} + M_{lz}) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中:  $Q = \frac{1}{2} \rho v^2$  为动压;  $\rho$  为空气密度;  $S_w$  为机翼部分参考面积;  $b$  为机翼展长;  $c_A$  为机翼部分的平均几何弦长。

$S_{b/a}$ 、 $S_{b/s}$  分别为气流坐标系到机体坐标系、旋翼坐标系到机体坐标系的转换矩阵,  $S_b$  为桨毂中心位置力矩矩阵, 且:

$$S_{b/a} = \begin{bmatrix} C\alpha \cdot C\beta & -C\alpha \cdot S\beta & -S\alpha \\ S\beta & C\beta & 0 \\ S\alpha \cdot C\beta & -S\alpha \cdot S\beta & C\alpha \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$S_{b/s} = \begin{bmatrix} C\theta_R & S\theta_R & 0 \\ S\theta_R & -C\theta_R & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (13)$$

$$S_b = \begin{bmatrix} 0 & -z_s & y_s \\ z_s & 0 & -x_s \\ -y_s & x_s & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中:  $S$  为正弦函数  $\sin$  的缩写;  $C$  为余弦函数  $\cos$  的缩写;  $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\theta_R$  分别为机体迎角、机体侧滑角、旋翼坐标系与机体坐标系夹角。

选择状态向量:

$$X = (u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x, y, h)^T$$

选择控制向量:  $U = (\delta T, \delta \theta_r, \delta \theta_l, \delta \theta_s)^T$ 。

其中:  $\delta T$  表示油门 ( $T_r$ 、 $T_l$  为同转速);  $\delta \theta_r$  表示右侧矢量推进装置偏角;  $\delta \theta_l$  表示左侧矢量推进装置偏角;  $\delta \theta_s$  表示自转旋翼桨盘纵向倾角。容易得到文中新型矢量推力自转旋翼机的动力学方程组、力矩方程组、运动学方程组和导航方程组如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + F_x^\alpha / m \\ \dot{v} &= pw - ru + F_y^\alpha / m \\ \dot{w} &= qu - pv + F_z^\alpha / m \\ \dot{p} &= ((I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}pq - (I_{zz}^2 + I_{xz}^2 - I_{yy}I_{zz})qr + \\ &\quad I_{zz}M_x^\alpha + I_{xz}M_z^\alpha) / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2) \\ \dot{q} &= ((I_{zz} - I_{xx})pr - I_{xz}(p^2 - r^2) + M_y^\alpha) / I_{yy} \\ \dot{r} &= ((I_{xx}^2 + I_{xz}^2 - I_{xx}I_{yy})pq - (I_{xx} - I_{yy}I_{zz})I_{xz}qr + \\ &\quad I_{xz}M_x^\alpha + I_{xx}M_z^\alpha) / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2) \\ \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \\ \dot{x} &= u \cos \theta \cos \psi + v(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + \\ &\quad w(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \dot{y} &= u \cos \theta \sin \psi + v(\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + \\ &\quad w(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{h} &= u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \right\}; \quad (15)$$

式中:  $\theta$ 、 $\psi$ 、 $\phi$  分别表示机体坐标系下的俯仰角、偏航角、滚转角;  $I$  代表惯性积, 其脚标代表对应坐标轴。

## 3 控制器设计与仿真

### 3.1 控制器设计

参考串级控制思路, 采用混合控制策略, 即在

自转旋翼桨盘气动力的基础上，增加推力变向直接力控制设计<sup>[7]</sup>。文中控制器设计分为内环回路和外环回路：内环回路是姿态回路，外环回路是位置、高度回路<sup>[8]</sup>。为使控制系统同时具有良好动态特性与阻尼特性，文中关于姿态控制均采用角位置与角速率双闭环反馈控制回路。新型矢量推力自转旋翼机的双回路控制系统结构如图 3 所示。图中： $P_g$  为期望位置； $\psi_g$  为期望偏航角； $H_g$  为期望高度； $\theta_g$  为期望俯仰角； $\phi_g$  为期望滚转角； $P$  为位置信息。

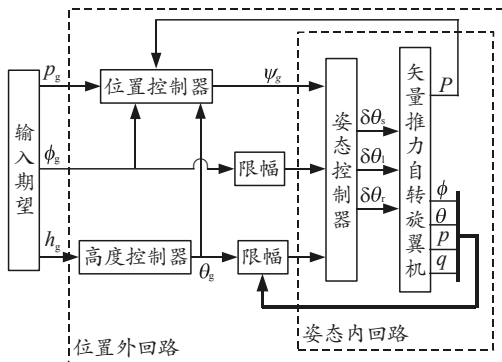


图 3 双回路控制系统结构

以纵向为例，在新型矢量推力自转旋翼机俯仰姿态角的控制过程中，通过操纵矢量推力转角  $\Delta\delta\theta_1$ 、 $\Delta\delta\theta_r$  和自转旋翼桨盘  $\Delta\delta\theta_s$  实现控制目的<sup>[9]</sup>。自转旋翼转盘和矢量推力的纵向控制率分别为：

$$\left. \begin{aligned} \Delta\delta\theta_s &= K_s^\theta (\theta_g - \theta) + K_s^q q \\ \Delta\delta\theta_1 &= K_1^\theta (\theta_g - \theta) + K_1^q q \\ \Delta\delta\theta_r &= K_r^\theta (\theta_g - \theta) + K_r^q q \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中气动控制参数： $K_s^\theta > 0$ 、 $K_s^q < 0$ 、 $K_1^\theta = K_r^\theta < 0$ 、 $K_1^q = K_r^q > 0$ 。

### 3.2 仿真分析

笔者对纵向俯仰角在受到阶跃信号指令下无人机纵向姿态的稳定过程进行仿真<sup>[10]</sup>。机体模型采用非线性全量方程，其机体气动参数通过风洞实验获得，自转旋翼参数通过实验曲线拟合。考虑无人机在大地坐标系中的高度为 1 000 m，飞行速度为 24 m/s，自转旋翼桨盘安装角为  $10^\circ$ ，自转旋翼桨盘偏转角为  $4^\circ$  作平飞直飞。

假设在初始时刻开始给予机身俯仰角一个阶跃信号指令，指令大小为  $10^\circ$ ，对该机型姿态控制进行非线性数值仿真。俯仰角、俯仰角速率、桨盘倾角曲线结果如图 4、图 5 和图 6 所示。由图可知：飞行器可以按照指令信号稳定飞行，且调节时间和超调量等动态性能较好，并具有一定鲁棒性。

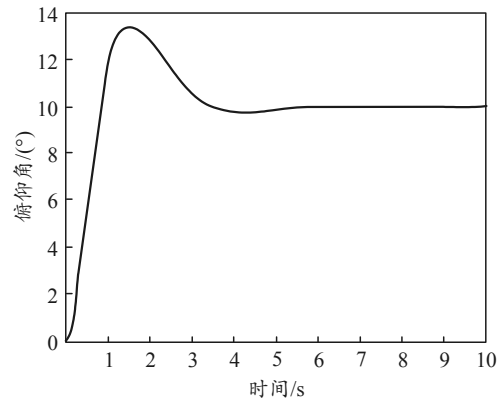


图 4 俯仰角指令响应过程曲线

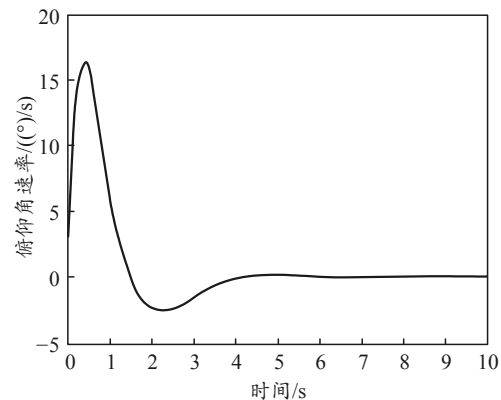


图 5 俯仰角速率稳定控制响应过程曲线

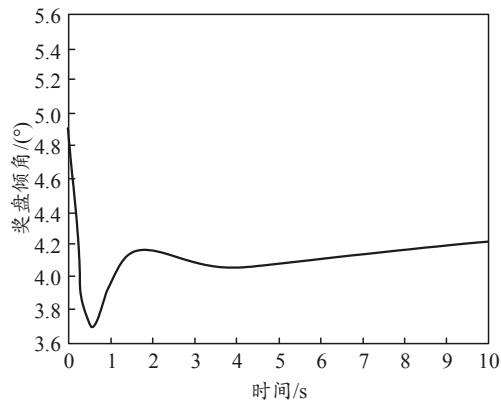


图 6 桨盘倾角稳定控制响应过程曲线

## 4 结束语

笔者针对传统自转旋翼机巡航速度较低、机动性差等问题，设计了一种新型矢量推力自转旋翼机。该矢量推力机构可在纵向平面  $\pm 30^\circ$  内为飞行器提供可变向推力，协助自转旋翼机构产生的拉力共同完成机体姿态控制，从而进一步简化结构、增强机动性、提高巡航速度。笔者建立了新型矢量推力自转旋翼机的运动学与动力学模型，通过理论分析与仿真实验研究，证明了该类机型的飞行稳定性，并具有一定的响应速度、性能和一定的鲁棒性。