

文章编号:1000-8055(2013)09-2016-13

倾转旋翼飞行器的建模和操纵分配策略

夏青元, 徐锦法, 金开保

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对倾转旋翼飞行器试飞样机建立了旋翼、机翼、短舱、机身、平尾、垂尾等部件的非线性气动模型和飞行动力学模型,研究了直升机模式、倾转过渡模式和飞机模式下的操纵特性,根据配平分析和小扰动线性化处理结果得到了不同飞行模式下的操纵效率,提出了一套适用于全飞行模式的操纵分配策略,解决了飞行控制随飞行模式变化出现的气动结构部件变化与操纵冗余的难题.利用所提出的操纵分配策略可使飞行控制器统一设计,无需按不同飞行模式设计不同控制律,有效降低了飞行控制器的设计难度.仿真验证了倾转旋翼飞行器飞行动力学模型的可信性和操纵分配策略的有效性.

关 键 词: 倾转旋翼飞行器; 气动模型; 飞行力学模型; 操纵策略; 飞行控制; 仿真验证; 操纵导数
中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A

Tilt-rotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy

XIA Qing-yuan, XU Jin-fa, JIN Kai-bao

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: Nonlinear aerodynamic models and flight dynamic models of the flight test prototype with tilt-rotor were developed by calculating the airframe forces and moments of each component, including rotors, wings, nacelles, fuselage, horizontal tail and vertical tail. Its control characteristics on helicopter mode, the conversion mode and the airplane mode were researched. A manipulation assignment strategy of full-mode flight was presented based on the results of the trim value and the small perturbation linearized model. A difficult problem, involving aerodynamic structural components change and the manipulation redundancy with the change of flight mode in the process of flight control was overcome. A unified flight controller was designed with the help of the manipulation assignment strategy, without need to design a controller for different flight modes. The design difficulty of the flight controller was effectively reduced. Simulation results demonstrate the credibility of the tilt-rotor aircraft flight dynamics model and the effectiveness of the manipulation assignment strategy.

Key words: tilt-rotor aircraft; aerodynamic model; flight dynamics model;
manipulation strategy; flight control; simulation and demonstration;
manipulation derivative

收稿日期:2012-09-21

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2016_030.html

基金项目: 预研项目(B2520110008)

作者简介: 夏青元(1980—),男,江苏盐城人,博士生,主要从事直升机飞行控制与飞行仿真方面的研究.

推力矢量控制(thrust vector control, TVC)技术已成为飞行器设计领域的一大研究热点,运用 TVC 技术可使飞行器具有更高的机动能力,飞行速度和航程范围得以扩展,可使直升机朝飞行速度更高、航程更大方向发展,可使固定翼飞机(战斗机)朝短距起降、高机动方向发展^[1-4]。一些先进的新型飞机如 F-22, Su-37, X-31 等均采用 TVC 技术,大大提高了性能。20 世纪中期美国军方投入大量资金利用 TVC 技术研究了一种全新的飞行器——倾转旋翼飞行器。由最初的 XV-3 发展到 XV-15,成熟于 V-22“鱼鹰”^[3],目前 V-22 倾转旋翼飞行器已正式开始装备美军,并将陆续在其日本冲绳军事基地部署几十架 V-22“鱼鹰”。倾转旋翼飞行器独特的结构和动力装置设计使其同时具备了直升机垂直起降能力和螺旋桨飞机高速巡航能力,可在军事领域发挥重要的作用^[5-7]。

倾转旋翼飞行器气动特性和稳定性会随着短舱倾角和飞行速度的变化发生明显的改变,变化过程不仅是时变的,而且是高阶强耦合和非线性的,给飞行控制系统设计带来了极大的挑战^[8-9]。国外已经获得了大量的倾转旋翼飞行器试验数据^[10-11],但是由于技术保密等原因,关于过渡模式下的操纵分配策略和实现方法等核心技术至今还鲜有文献报道。近年来,我国十分重视倾转旋翼飞行器的相关研究,国内一些高校和研究所对倾转旋翼飞行器的相关理论进展了探索研究^[12-13],并取得一些成果,但对于倾转旋翼飞行器还稀见真正的试验飞行数据,仍处于探索阶段,还未投入工程应用。本文研究针对自行设计的无人倾转旋翼飞行器试飞样机,通过对其飞行动力学建模和操纵效率分析,力图弄清楚不同飞行模式下操纵输入的分配策略,为试飞样机的操纵分配策略实现提供理论依据,为飞行控制系统工程实现、试飞试验及后续工程应用奠定理论基础。

1 倾转旋翼飞行器及其气动模型

自行设计的无人倾转旋翼飞行器试飞样机如图 1 所示,由旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾、发动机、倾转机构、传动机构、起落架装置和航电设备等组成。两边机翼均安装副翼,机翼两端外侧设计有可倾转的旋翼短舱系统,尾部设计有平尾、垂尾以及升降舵和方向舵,采用四点式起落架,发动机位于机身内,其动力通过减速器分别传动到两个副旋翼系统,以保证两个副旋翼转速一致,倾转机构为蜗轮蜗杆机构。机翼翼型为 NACA64A125,

主要参数见表 1 所列。



图 1 无人倾转旋翼飞行器照片

Fig. 1 Photo of unmanned tilt-rotor aircraft

表 1 无人倾转旋翼飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of unmanned tilt-rotor aircraft

参数	数值	参数	数值
质量/kg	30	发动机功率/kW	8.2
转速/(r/min)	2000	桨盘负载/(N/m ²)	129.9
桨叶数量	3	机翼弦长/m	0.40
旋翼半径/m	0.70	机翼载荷/(N/m ²)	694.4
机翼展长/m	0.72	飞机长度/m	2.15
飞机宽度/m	2.06	飞机高度/m	0.90

1.1 旋翼气动模型

与常规飞行器相比,倾转旋翼飞行器的气动特性复杂,不仅涉及旋翼、机翼间的相互气流干扰^[14-15],而且还需考虑不同短舱倾角下的不同入流。旋翼下洗流会在机翼处交汇形成“喷泉流效应”,增大旋翼诱导速度,机翼阻塞效应会减小诱导速度,倾转旋翼飞行器在悬停状态和低速飞行时,机翼对旋翼的阻塞效应与喷泉流效应相当,所以忽略机翼对旋翼的气流干扰。故文中将旋翼作为孤立气动模型。

倾转旋翼飞行器左右两个副旋翼旋转方向相反,右旋翼为逆时针旋转,左旋翼为顺时针旋转,两个旋翼在入流、挥舞运动方程、前进比及其气动力和力矩等方面只是方位角符号不同,其他并无差别。为了减少篇幅,文中以右旋翼为例给出气动模型。桨叶上的力由离心力、重力、挥舞惯性力和气动力构成,各力对挥舞铰构成的合力矩为 0,即 $\sum M = 0$ 。根据飞行力学理论可得挥舞运动方程为

$$I_b \ddot{\beta} + I_b \Omega^2 \beta = M_t - M_s g \quad (1)$$

桨叶挥舞运动含吹风挥舞、操纵挥舞和随动挥舞,用傅里叶级数展开,忽略2阶以上谐波分量得^[16]

$$\beta = a_0 - a_{1s} \cos \psi - b_{1s} \sin \psi \quad (2)$$

$$a_{1s} = \frac{2\mu}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \left[\frac{4}{3}\theta_0 + \theta_1 + \mu\alpha_s - \frac{v_{1d}}{\Omega R} \right] - \frac{1 + \frac{3}{2}\mu^2}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} B_1 + \frac{-\frac{16}{\gamma_b} \frac{q}{\Omega} + \frac{p}{\Omega}}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \quad (3)$$

$$b_{1s} = \frac{2\mu}{1 + \frac{1}{2}\mu^2} \frac{4}{3} \mu\alpha_0 + A_1 + \frac{-\frac{16}{\gamma_b} \frac{p}{\Omega} - \frac{q}{\Omega}}{1 + \frac{1}{2}\mu^2} \quad (4)$$

其中 β 为旋翼挥舞角, ψ 为方位角, R 为桨盘半径, I_b 为桨叶质量惯性矩, Ω 为旋翼转速, M_t 为气动力矩, M_s 为桨叶对挥舞铰的质量静矩, a_0 为锥度角, a_{1s} 为后倒角, b_{1s} 为侧倾角。 μ 是前进比, θ_0 是桨根安装角, θ_1 是桨叶扭度, α_s 是桨盘迎角, B_1 为纵向周期变距, A_1 为横向周期变距, γ_b 为桨叶洛克数。

体轴系中桨毂中心处的速度为

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_h = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_h & -y_h \\ -z_h & 0 & x_h \\ y_h & -x_h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 x_h, y_h, z_h 分别为体轴系下右旋翼桨毂中心的位置参数(相对于机体重心), u, v, w 为体轴系下三向速度, p, q, r 为三向角速度。由体轴系到桨轴系的转换矩阵可得桨轴系下桨毂中心处速度矢量为

$$\begin{bmatrix} u_h \\ v_h \\ w_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_m & 0 & \sin \beta_m \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta_m & 0 & \cos \beta_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_h \quad (6)$$

前进比为

$$\mu = \sqrt{u_h^2 + v_h^2} / \Omega R \quad (7)$$

侧滑角为

$$\beta_w = \arcsin(v_h / \sqrt{u_h^2 + v_h^2}) \quad (8)$$

由叶素理论可计算知

$$u_t = \Omega r(r/R + \mu \sin \psi) \quad (9)$$

$$u_p = \Omega r(\lambda_0 - \mu \beta \cos \psi) - v_t - r\dot{\beta} \quad (10)$$

$$dF_y = \frac{1}{2} C_{y\rho} W^2 b dr \quad (11)$$

$$dF_x = \frac{1}{2} C_{x\rho} W^2 b dr \quad (12)$$

$$dT = dF_y \cos \beta_0 - dF_x \sin \beta_0 \quad (13)$$

$$dQ = dF_x \cos \beta_0 + dF_y \sin \beta_0 \quad (14)$$

式中 u_t 为叶素切向气流速度, u_p 为叶素垂向气流速度, λ_0 为旋翼入流比, C_y, C_x 分别为翼型升力系数和翼型阻力系数, F_x 为翼型阻力, W 为气流 u_t 和 u_p 的合速度, b 为桨叶宽度, ρ 为空气密度, dT 为旋翼拉力, β_m 为短舱倾角, dQ 为旋转阻力, β_0 为升力 dF_y 和旋翼拉力 dT 之间的夹角

$$\beta_0 = -\arctan(u_p / u_t) \quad (15)$$

旋翼的诱导速度难以直接计算获得,通常使用迭代方法获得,先将式(10)中的诱导速度 v_t 给定某一初值(为了提高收敛速度,可取上一周期的诱导速度值),根据式(11)~式(14)对3片桨叶上的叶素积分求和,得到旋翼拉力 T 和反扭矩 Q 后,由动量理论计算新的诱导速度 v'_t ,即

$$v'_t = v_{td} \left(1 + \frac{r}{R} \cos \psi \right) \quad (16)$$

式中 v_{td} 为相应旋翼的诱导速度

$$v_{td} = \frac{C_T}{4 \sqrt{\lambda_1^2 + \mu^2}} \Omega R \quad (17)$$

式中 C_T 为旋翼拉力系数, λ_1 为速度入流比,即

$$\lambda_1 = \lambda_0 - v_{td} / \Omega R \quad (18)$$

若 $\|v_t - v'_t\| \leq \epsilon$,退出迭代,获得旋翼诱导速度;否则更新 v_t ,即 $a \cdot v_t + (1-a) \cdot v'_t \rightarrow v_t$ ($0 < a < 2$),代入式(10),继续迭代计算,直至满足截止迭代条件,获得旋翼诱导速度,从而计算得右旋翼的力和力矩。

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_r = \begin{bmatrix} \cos \beta_m & 0 & -\sin \beta_m \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_m & 0 & \cos \beta_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ S \\ -T \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_r = \begin{bmatrix} \cos \beta_m & 0 & -\sin \beta_m \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_m & 0 & \cos \beta_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -z_h & y_h \\ z_h & 0 & -x_h \\ -y_h & x_h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_r \quad (20)$$

式中 H 为桨盘前向力, S 为桨盘侧向力,用相似方法可得体轴系下左旋翼的力和力矩。

1.2 机翼气动模型

飞行器以直升机模式悬停、低速前飞以及过渡模式飞行时,旋翼下洗流会对机翼产生气动干扰,而机翼两端的旋翼半径小于机翼展长,因而可

以把机翼分成两部分:滑流区和自由流区.滑流区受到旋翼尾流影响,自由流区不受旋翼尾流影响.

当前向速度达到一定值时,旋翼的尾流不再影响机翼,滑流区的面积为0.小于一定速度值时滑流区面积的计算是复杂的,本文使用近似估计公式

$$A_{wss} = A_{wss, \max} \left\{ \sin \left[1.386 \left(\frac{\pi}{2} - \beta_m \right) \right] + \cos \left[3.114 \left(\frac{\pi}{2} - \beta_m \right) \right] \right\} \frac{\mu_{\max} - \mu}{\mu_{\max}} \quad (21)$$

式中 $A_{wss, \max}$ 为滑流区最大面积, $\mu_{\max}$ 为直升机模式下机翼不受旋翼尾流影响时的旋翼前进比.求得机翼滑流区面积之后,用机翼面积减去滑流区面积即可得自由流区面积 A_{wfs} .

滑流区机翼气流速度是由旋翼在机翼处的诱导速度和远处来流叠加而成,自由流区则只考虑远处来流.机翼气流速度计算公式为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} u_{wss} \\ v_{wss} \\ w_{wss} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} 0 & z_{wss} & -y_{wss} \\ -z_{wss} & 0 & x_{wss} \\ y_{wss} & -x_{wss} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{ld} \sin \beta_m \\ 0 \\ -v_{ld} \cos \beta_m \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} u_{wfs} \\ v_{wfs} \\ w_{wfs} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_{wfs} & -y_{wfs} \\ -z_{wfs} & 0 & x_{wfs} \\ y_{wfs} & -x_{wfs} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (22)$$

式中 $x_{wss}, y_{wss}, z_{wss}$ 为体轴系下机翼滑流区气动压力中心坐标, $x_{wfs}, y_{wfs}, z_{wfs}$ 为体轴系下机翼自由流区气动压力中心坐标.左右机翼的 y_{wss} 和 y_{wfs} 大小相等,符号相反, v_{ld} 为相应旋翼的诱导速度.

机翼滑流区和自由流区的迎角为

$$\alpha_{wss} = \arcsin(w_{wss} / \sqrt{u_{wss}^2 + w_{wss}^2}) \quad (24)$$

$$\alpha_{wfs} = \arcsin(w_{wfs} / \sqrt{u_{wfs}^2 + w_{wfs}^2}) \quad (25)$$

则当地风轴系下左右机翼在滑流区和自由流区的升力、阻力和俯仰力矩为

$$L_{wing, r} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} [a_w (\alpha_w - \alpha_0) + \frac{\partial C_{l, flap}}{\partial \delta_{flap}} \delta_{flap} + \frac{\partial C_{l, ail}}{\partial \delta_{ail}} \delta_{ail}] \quad (26)$$

$$L_{wing, l} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} [a_w (\alpha_w - \alpha_0) + \frac{\partial C_{l, flap}}{\partial \delta_{flap}} \delta_{flap} - \frac{\partial C_{l, ail}}{\partial \delta_{ail}} \delta_{ail}] \quad (27)$$

$$D_{wing, r} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} C_{d, wing, r} \quad (28)$$

$$D_{wing, l} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} C_{d, wing, l} \quad (29)$$

$$M_{wing, r} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} c_w C_{m, wing, r} \quad (30)$$

$$M_{wing, l} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{wing} c_w C_{m, wing, l} \quad (31)$$

式中 A_{wing} 为机翼的面积, a_w, α_0, α_w 分别为翼型升力线斜率、平尾零升力攻角和机翼迎角, $\partial C_{l, flap} / \partial \delta_{flap}, \partial C_{l, ail} / \partial \delta_{ail}$ 分别表示襟翼、副翼操纵量的升力效率, $C_{d, wing}, C_{m, wing}$ 分别为翼型阻力系数和俯仰力矩系数, c_w 为机翼弦长.

由风轴系到体轴系的转换矩阵可得左右机翼在体轴系下的气动力和力矩.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_w = \begin{bmatrix} \cos \alpha_w & 0 & -\sin \alpha_w \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_w & 0 & \cos \alpha_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_{wing} \\ 0 \\ -L_{wing} \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_w = \begin{bmatrix} 0 & -z_w & y_w \\ z_w & 0 & -x_w \\ -y_w & x_w & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_w + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

式中 M_w 为机翼力矩.

1.3 平尾和升降舵气动模型

忽略旋翼尾流对平尾的影响,平尾气动中心处气流速度矢量为

$$\begin{bmatrix} u_{ht} \\ v_{ht} \\ w_{ht} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_{ht} & 0 \\ -z_{ht} & 0 & x_{ht} \\ 0 & -x_{ht} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中 x_{ht}, z_{ht} 分别为体轴系下平尾气动中心的位置参数(相对于机体重心).

可以得出平尾迎角 α_{ht} 为

$$\alpha_{ht} = \arcsin(w_{ht} / \sqrt{u_{ht}^2 + w_{ht}^2}) \quad (35)$$

当地风轴系下平尾的升力、阻力为

$$L_{ht} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ht} \left[a_{ht} (\alpha_{ht} - \alpha_0) + \frac{\partial C_{l, h}}{\partial \delta_e} \delta_e \right] \quad (36)$$

$$D_{ht} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ht} C_{d, ht} \quad (37)$$

式中 A_{ht} 为平尾的面积, a_{ht} 为平尾升力线斜率, α_0 为平尾零升力攻角, $\partial C_{l, h} / \partial \delta_e$ 为升降舵操纵量的升力效率, $C_{d, ht}$ 为平尾阻力系数.

由风轴系到体轴系的转换矩阵可得体轴系下

平尾气动力和力矩为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{ht} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{ht} & 0 & -\sin \alpha_{ht} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{ht} & 0 & \cos \alpha_{ht} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{ht} \\ 0 \\ -L_{ht} \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{ht} = \begin{bmatrix} 0 & -z_{ht} & 0 \\ z_{ht} & 0 & -x_{ht} \\ 0 & x_{ht} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{ht} \quad (39)$$

1.4 垂尾和方向舵气动模型

建立垂尾的气动模型与平尾类似,得体系系下垂尾气动力和力矩为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{vt} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{vt} & 0 & -\sin \alpha_{vt} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{vt} & 0 & \cos \alpha_{vt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{vt} \\ -L_{vt} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{vt} = \begin{bmatrix} 0 & -z_{vt} & y_{vt} \\ z_{vt} & 0 & -x_{vt} \\ -y_{vt} & x_{vt} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{vt} \quad (41)$$

式中 L_{vt}, D_{vt} 为当地风轴系下垂尾升力、阻力。

$$L_{vt} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{vt} \left[C_{l,vt} (\alpha_{vt} - \alpha_0) + \frac{\partial C_{l,vt}}{\partial \delta_{rud}} \delta_{rud} \right] \quad (42)$$

$$D_{vt} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{vt} C_{d,vt} \quad (43)$$

式中 $C_{l,vt}$ 为垂尾升力系数, α_0 为初始迎角, $\frac{\partial C_{l,vt}}{\partial \delta_{rud}}$ 为压力线斜率, A_{vt} 为垂尾面积, $C_{d,vt}$ 为垂尾阻力系数。

垂尾迎角 $\alpha_{vt} = \arcsin(\omega_{vt} / \sqrt{u_{vt}^2 + \omega_{vt}^2})$, 垂尾气动中心处的气流速度矢量为

$$\begin{bmatrix} u_{vt} \\ v_{vt} \\ \omega_{vt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_{vt} & -y_{vt} \\ -z_{vt} & 0 & x_{vt} \\ y_{vt} & -x_{vt} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (44)$$

1.5 机身气动模型

倾转旋翼飞行器机身形状相对复杂,且缺乏有关机身气动参数,只能对机身模型进行简化处理,并且忽略旋翼和机翼对机身的气动干扰。

动压 q_f 为

$$q_f = \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + \omega^2) \quad (45)$$

机身迎角 $\alpha_f = \arcsin(\omega / \sqrt{u^2 + \omega^2})$. 当地风轴系下机身的升力、阻力和俯仰力矩为

$$L_{fuse} = \frac{1}{2} q_f A_{fuse} [a_f (\alpha_f - \alpha_0)] \quad (46)$$

$$D_{fuse} = \frac{1}{2} q_f f \quad (47)$$

$$M_{fuse} = q_f A_{fuse} c (C_{M,f} + C_{M,f} \alpha_f) \quad (48)$$

式中 a_f, α_f, α_0 分别为机身升力线斜率、机身迎角和零升力攻角, $f, c, C_{M,f}, C_{M,f}$ 分别表示机身阻力、机身弦长、初始力矩系数和俯仰力矩系数. 则有体系系下机身的气动力和力矩为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{fuse} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_f & 0 & -\sin \alpha_f \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_f & 0 & \cos \alpha_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{fuse} \\ 0 \\ -L_{fuse} \end{bmatrix} \quad (49)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{fuse} = \begin{bmatrix} 0 & -z_f & 0 \\ z_f & 0 & -x_f \\ 0 & x_f & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{fuse} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (50)$$

式中 x_f, z_f 分别为体系系下机身气动中心的位置参数(相对于机体重心), M_{fuse} 为机身力矩。

1.6 倾转旋翼运动方程

综合上述分析,可得到倾转旋翼飞行器在体系系下的气动合力和合力矩为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{r, left} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{r, right} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{w, left} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{w, right} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{ht} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{vt} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{fuse} \quad (51)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{r, left} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{r, right} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{w, left} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{w, right} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{ht} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{vt} + \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{fuse} \quad (52)$$

动力学方程组为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \phi \cos \theta \\ g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \boldsymbol{\omega}^* \begin{bmatrix} u \\ v \\ \omega \end{bmatrix} \quad (53)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = -\boldsymbol{\Gamma}^{-1} \boldsymbol{\omega}^* \boldsymbol{I} + \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (54)$$

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega}^* = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

运动学方程组为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\sin \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (55)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_g = \\ u \cos \theta \cos \phi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \phi - \cos \phi \sin \phi) + \\ \quad \omega (\sin \phi \sin \phi + \cos \phi \sin \theta \cos \phi) \\ \dot{y}_g = \\ u \cos \theta \sin \phi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \phi + \cos \phi \cos \phi) + \\ \quad \omega (-\sin \phi \cos \phi + \cos \phi \sin \theta \cos \phi) \\ \dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - \omega \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (56)$$

式中 m 是整机质量, $\mathbf{I}$ 为惯性矩阵, $\boldsymbol{\omega}^*$ 为旋转矩阵, $[u \ v \ w]^T$ 为速度分量, $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 是机体姿态欧拉角, $[p \ q \ r]^T$ 为角速度, $[x_g \ y_g \ h]^T$ 为地面坐标系下位移。

倾转旋翼飞行器质心和惯性矩应随着短舱倾角的变化而变化,即质心位置和惯性矩大小是倾转旋翼飞行器短舱倾角的函数。本文所设计的无人倾转旋翼飞行器采用单发动机,位于机舱内部,故左右短舱的质量比较小,为了便于简化计算,忽略短舱的倾角对机体的质心位置和惯性矩的影响。

依据所建的倾转旋翼飞行器非线性对象模型,在 Simulink 软件中构建仿真模型如图 2,由操纵输入模块、部件气动模块、6 自由度运动方程模块和输出模块构成。操纵输入模块有 8 个操纵输入:总距同向联动 δ_c 、总距反向差动 δ_{cc} 、纵向同期变距同向联动 δ_e 、纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 、副翼操纵 δ_{ail} 、升降舵偏转角 δ_{ele} 、方向舵偏转角 δ_{rud} 和短舱倾角 β_m 。图中 BG 为将体轴系转换到地轴系的转换矩阵。

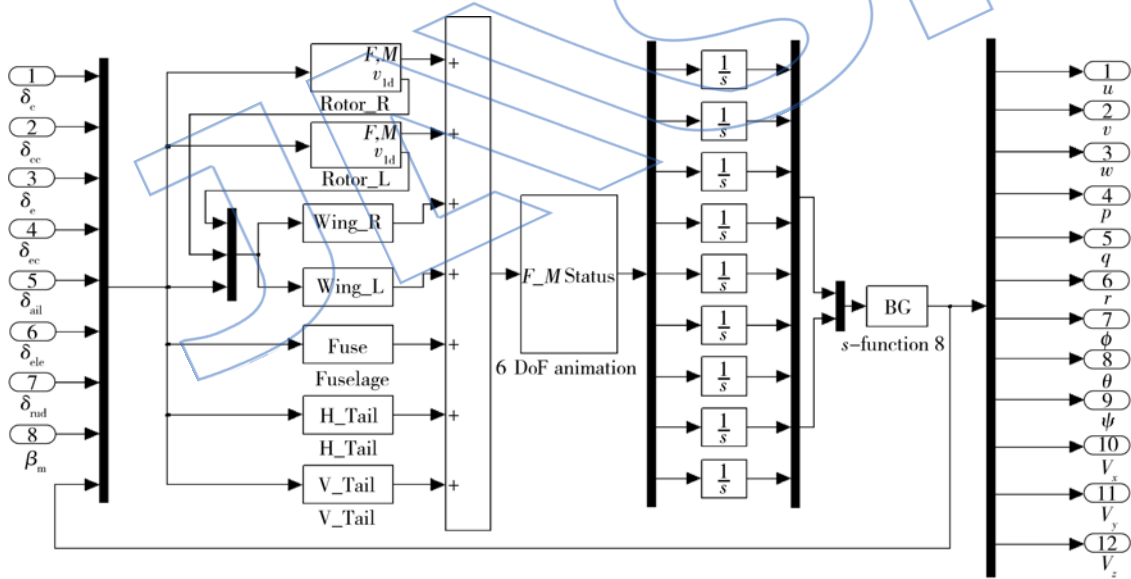


图2 倾转旋翼飞行器非线性模型

Fig. 2 Tilt-rotor aircraft nonlinear model

2 操纵分配策略

2.1 操纵导数与操纵效率

前述非线性动力学模型用一般函数描述为

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t) \quad (57)$$

式中向量 $\mathbf{X}$ 是系统状态变量,含地面坐标系下三维位置、体轴系下三维速度,即

$$\mathbf{X} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (58)$$

式(57)中向量 $\mathbf{U}$ 是系统控制变量,分别是旋翼总

距同向联动 δ_c 、纵向周期变距同向联动 δ_e 、总距反向差动 δ_{cc} 、纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 、副翼操纵 δ_{ail} 、升降舵偏转角 δ_{ele} 、方向舵偏转角 δ_{rud} 以及短舱倾角 β_m ,即

$$\mathbf{U} = [\delta_c \ \delta_e \ \delta_{cc} \ \delta_{ec} \ \delta_{ail} \ \delta_{ele} \ \delta_{rud} \ \beta_m]^T \quad (59)$$

将式(57)在平衡点处进行泰勒级数展开,保留线性部分,忽略高阶部分,则有

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}_{trim}} \Delta \mathbf{X} + \left. \frac{\partial f}{\partial \mathbf{U}} \right|_{\mathbf{U}_{trim}} \Delta \mathbf{U} \quad (60)$$

式中下标 trim 表示配平值, $\Delta \mathbf{X}, \Delta \mathbf{U}$ 分别是系统状态变量和控制变量的增量, 也就是

$$\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}_{\text{trim}} = [\Delta u \ \Delta v \ \Delta w \ \Delta p \ \Delta q \ \Delta r \ \Delta \phi \ \Delta \theta \ \Delta \psi]^T \quad (61)$$

$$\Delta \mathbf{U} = \mathbf{U} - \mathbf{U}_{\text{trim}} = [\Delta \delta_c \ \Delta \delta_e \ \Delta \delta_{cc} \ \Delta \delta_{ec} \ \Delta \delta_{ail} \ \Delta \delta_{ele} \ \Delta \delta_{rud} \ \Delta \beta_m]^T \quad (62)$$

式(60)可写成矩阵形式的倾转旋翼飞行器小

扰动线性化状态方程^[16]

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{X} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{U} \quad (63)$$

其中 $\mathbf{A}$ 是系统状态矩阵, 由力和力矩对状态变量的偏导数组成; $\mathbf{B}$ 是控制矩阵, 由力和力矩对控制变量的偏导数组成, 也称为操纵导数矩阵, 是单位操纵量产生的空气动力变化, 反映操纵输入对飞行器的操纵效率.

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_x}{\partial \beta_m} \\ \frac{\partial F_y}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_y}{\partial \beta_m} \\ \frac{\partial F_z}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_z}{\partial \beta_m} \\ \frac{\partial M_x}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_x}{\partial \beta_m} \\ \frac{\partial M_y}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_y}{\partial \beta_m} \\ \frac{\partial M_z}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_z}{\partial \beta_m} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (64)$$

2.2 过渡模式短舱倾角控制

直升机飞行模式下最大前向速度受纵向变距行程和旋翼气动分离所限制. 通过计算和综合分析得到直升机模式最大前向速度为 $u_{\max} = 21.5 \text{ m/s}$; 飞机飞行模式下最小飞行速度受机翼的最大升力系数限制. 由直升机重力 $G = 0.5 k \rho V_{\min}^2 C_{y, \max} s$ 计算得到飞机模式下最小飞行速度 $V_{\min}^p = 26.9 \text{ m/s}$, 其中 $k = 0.9$ 为气动干扰系数 $C_{y, \max}$ 为最大升力系数. 速度 $V_{\max}^h$ 和 $V_{\min}^p$ 比较接近, 有利于飞行器在直升机飞行模式和飞机飞行模式间的安全切换, 实现过渡飞行. 过渡切换过程利用短舱倾角从 $\beta_m = 0^\circ$ 逐渐向 90° 变化 (或从 $\beta_m = 90^\circ$ 逐渐向 0° 变化). 设计中短舱倾角变化过程尽量连续光滑, 短舱倾角转动角加速度足够小^[17]. 鉴于此要求, 短舱倾角 β_m 采用匀速倾转, 即

$$\beta_m = \omega_\beta t \quad (64)$$

式中 ω_β 为短舱倾转速率.

飞行器过渡切换是一种变速、变构型过程, 必须合理控制旋翼和机翼间的气动力分配. 若前向速度过低容易导致机翼失速, 反之, 前向速度过高, 由于旋翼前行桨叶的压缩性与后行桨叶的失速限制、旋翼可用功限制等不利因素, 致使飞行器在倾转过程中, 短舱倾角 β_m 只能在一定前向速度

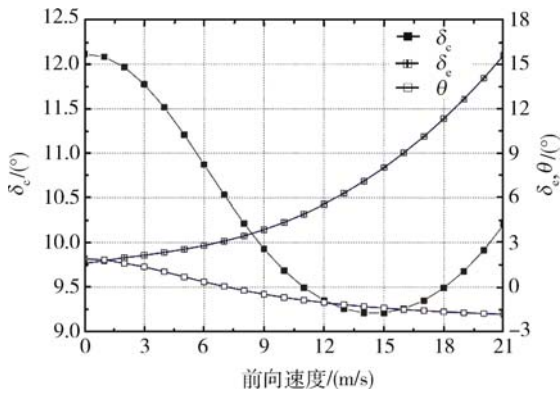
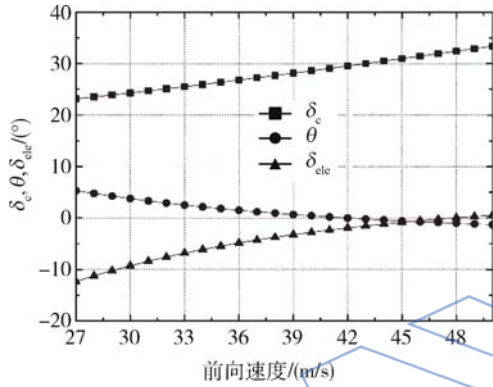
u 范围内进行, 即“过渡走廊”^[18]. 综合考虑, 飞行器在直升机模式下前向速度 $u = 15 \text{ m/s}$ 开始进入过渡模式, 短舱倾角增加需同时控制前向速度, 当前向速度 $u = 35 \text{ m/s}$ 时退出过渡模式进入飞机模式, 反之亦然. 倾转过程前向中心速度 u_β 变化规律函数为

$$u_\beta = 15 + 20\beta_m / \left(\frac{\pi}{2} \right) \quad (65)$$

2.3 配平分析

倾转旋翼飞行器过渡飞行模式输入操纵存在冗余, 难于直接配平, 暂先就直升机模式和飞机模式进行配平计算. 图 3 是直升机模式 ($\beta_m = 0^\circ$) 下前向速度 $u \in [0, 21]$ 时的总距同向联动 δ_c 和纵向周期变距 δ_e 两个操纵量和俯仰角 θ 变化曲线; 图 4 是飞机模式 ($\beta_m = 90^\circ$) 下前向速度 $u \in [27, 50]$ 时的总距同向联动 δ_c 和升降舵偏转角 δ_{ele} 两个操纵量和俯仰角 θ 变化曲线.

由图 3 可知, 飞行器由悬停开始前飞, 随着前向速度增加, 机翼对旋翼的阻塞效应降低, δ_c 开始减小; 随着速度逐步增大到一定程度, 飞行器前飞阻力会有较大增加, δ_c 又开始增加. δ_e 随着速度增大而增大, 以提供更大的前向力以平衡前飞的飞行阻力. 由图 4 可发现, 飞行器在飞机飞行模

图 3 直升机模式前飞配平曲线图 ($\beta_m = 0^\circ$)Fig. 3 Forward flight trim figure of helicopter mode ($\beta_m = 0^\circ$)图 4 飞机模式前飞配平曲线图 ($\beta_m = 90^\circ$)Fig. 4 Forward flight trim figure of airplane mode ($\beta_m = 90^\circ$)

式下,随前向速度的增大, δ_c 必须随之增大,才能使旋翼产生最大的拉力.随着前向速度的增大,升降舵的偏转效率增强,偏转角度逐渐减小.

2.4 过渡模式操纵分配

倾转旋翼飞行器在直升机模式和飞机模式时的操纵与常规直升机和常规飞机的操纵类似,如表 2 所示.在过渡模式时,操纵较为复杂,同时并存两种飞行模式的操纵,而且还会随着前向速度及短舱倾角的变化而变化,操纵效率也随之发生变化,变化过程是非线性变化过程^[18-19].

表 2 直升机、飞机模式下的操纵输入

Table 2 Manipulation input of helicopter and airplane modes

	横滚操纵	纵向操纵	航向操纵
直升机模式	δ_{cc}	δ_c	δ_{ec}
飞机模式	δ_{ail}	δ_{ele}	δ_{rud}

在飞行器倾转过渡过程中定义 4 个控制通道,即总距通道 u_{col} 、横向通道 u_{lat} 、纵向通道 u_{lon} 和

航向通道 u_{rud} ,这样就与其他两个飞行模式相一致,有助于控制系统的设计和实现,能实现 3 种飞行模式的操纵统一.不同飞行模式的操纵输入源于 4 个控制器输出,只需按不同飞行模式进行比例分配即可.

$$\Delta \delta_{hi} = K_{hi} \Delta u_i \quad (66)$$

$$\Delta \delta_{pi} = K_{pi} \Delta u_i \quad (67)$$

$\Delta \delta_{hi} = [\Delta \delta_c \Delta \delta_{cc} \Delta \delta_e \Delta \delta_{ec}]^T$ 为直升机模式控制的操纵量增量; $\Delta \delta_{pi} = [\Delta \delta_c \Delta \delta_{ail} \Delta \delta_{ele} \Delta \delta_{rud}]^T$ 为飞机模式控制的操纵量增量; $\Delta u_i = [\Delta u_{col} \Delta u_{lat} \Delta u_{lon} \Delta u_{rud}]^T$ 为通道控制器输出增量. K_{hi} 和 K_{pi} 分别为直升机模式和飞机模式操纵权限系数.

图 5~图 8 是不同飞行模式下操纵输入对姿态响应的操纵效率随前向速度变化曲线,即俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩与操纵输入间的操纵导数变化过程(图中网格区域为“过渡模式”区,下同).

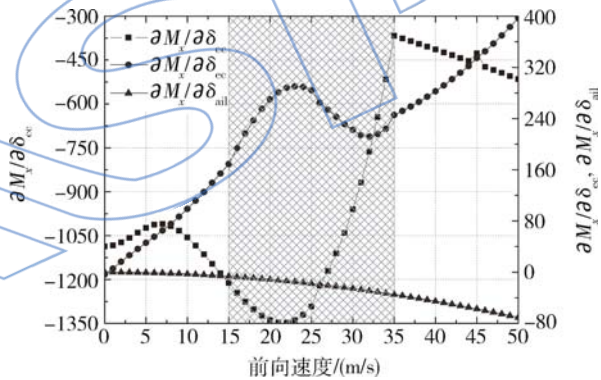
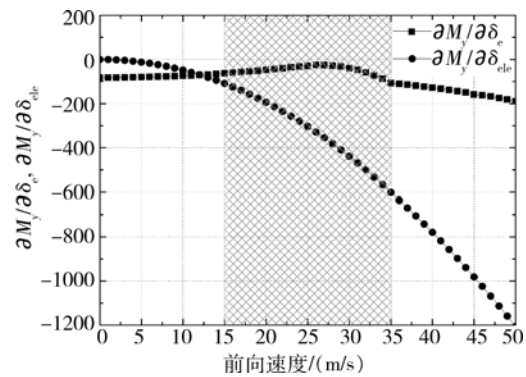
图 5 操纵导数 $\frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ail}}$ 变化曲线

Fig. 5 Curves of manipulation derivatives

$$\frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ail}}$$

图 6 操纵导数 $\frac{\partial M_y}{\partial \delta_c}, \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ele}}$ 变化曲线Fig. 6 Curves of manipulation derivatives $\frac{\partial M_y}{\partial \delta_c}, \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ele}}$

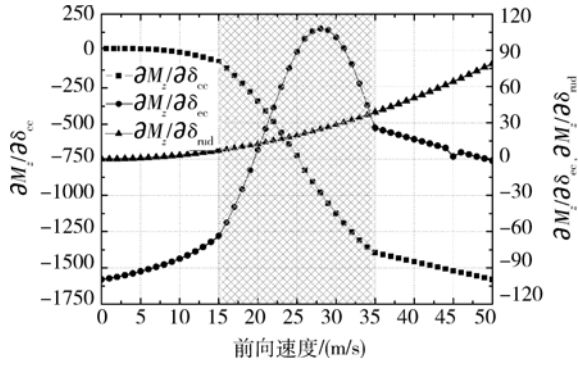
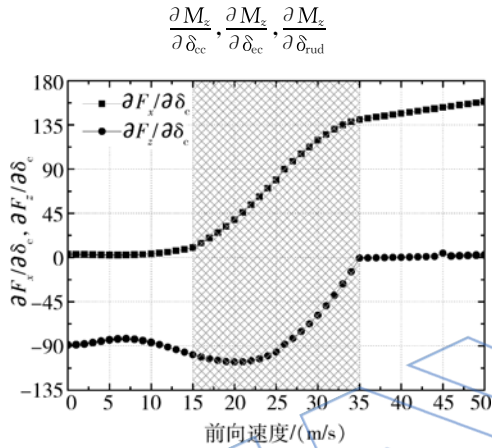
图7 操纵导数 $\frac{\partial M_z}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ec}}, \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{rud}}$ 变化曲线

Fig. 7 Curves of manipulation derivatives

图8 操纵导数 $\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ec}}$ 变化曲线Fig. 8 Curves of manipulation derivatives $\frac{\partial F_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ec}}$

2.4.1 横滚通道

图5显示了 δ_{cc} 、 δ_{ec} 和 δ_{ail} 对飞行器横滚力矩的操纵效率情况,看出随着前向速度的增加 δ_{ec} 和 δ_{ail} 的操纵效率也随之增强.观察 δ_{cc} 和 δ_{ec} ,在短舱倾转过程中这两项操纵效率存在明显的非单调性,图7显示了 δ_{cc} 和 δ_{ec} 对飞行器偏航角操纵效率,同样与 β_m 变化有关,且存在较强的操纵耦合.随着 β_m 的增大, δ_{cc} 操纵效率在滚转通道逐渐降低,而在偏航通道中逐渐增强.故飞行器进入倾转过渡模式后,对横滚操纵通道,应迅速衰减 δ_{cc} 操纵权限,同时提高具有低耦合的 δ_{ail} 权限,而且在过渡过程前半程完成切换.从图5容易看出 $\Delta\delta_{cc}$ 操纵效率明显优于 $\Delta\delta_{ail}$,为了在切换过程中使控制器输出无明显突变,在直升机模式下 δ_{cc} 操纵增加了弱化因子.综合考虑横滚通道权限系数如下:

$$K_{hlat} = \begin{cases} 1/500 & u < 15 \\ \left(1 - \frac{u-15}{10}\right)/500 & 15 \leq u \leq 25 \\ 0 & u > 25 \end{cases} \quad (68)$$

$$K_{plat} = \begin{cases} 0 & u < 15 \\ \frac{u-15}{10} & 15 \leq u \leq 25 \\ 1 & u > 25 \end{cases} \quad (69)$$

2.4.2 俯仰通道

从图6可看出 δ_e 和 δ_{ele} 对飞行器纵向俯仰操纵特性随前向速度的变化情况,随着飞行器速度的提高, δ_{ele} 操纵效率明显越来越好,而且变化比较平滑,短舱倾角变化对其无明显影响;相反 δ_e 随速度的提高,操纵效率越来越差,而且在过渡过程中变化单调性也发生明显的变化. δ_e 和 δ_{ele} 操纵与其他通道无明显耦合,为了能够平稳控制纵向通道,在直升机模式中提前引入 δ_{ele} 控制以增强纵向操纵效率,在过渡模式中衰减 δ_e 的操纵权限,故俯仰通道权限系数如下:

$$K_{hlon} = \begin{cases} 1 & u < 15 \\ 1 - \frac{u-15}{20} & 15 \leq u \leq 35 \\ 0 & u > 35 \end{cases} \quad (70)$$

$$K_{plon} = \begin{cases} u/15 & u < 15 \\ 1 & u \geq 15 \end{cases} \quad (71)$$

2.4.3 偏航通道

图7显示了 δ_{cc} 、 δ_{ec} 和 δ_{rud} 对飞行器偏航的操纵效率情况. δ_{cc} 随着前向速度提高,控制效率逐渐降低,当飞行器开始过渡时, δ_{cc} 效率急剧减弱,而且在过渡中, $u=20$ m/s附近时操纵效率极性发生转变;相反, δ_{rud} 操纵效率随速度的提高而越来越好,而且不受 β_m 变化的影响;同时随着 β_m 的增加, δ_{cc} 对飞行器航向操纵效率影响越来越明显.与前面的图5对比,航向操纵与横滚操纵存在严重的耦合,在通道分配时应尽量降低两者的耦合性.由以上分析, δ_{cc} 在进入倾转后操纵权限开始衰减,直至 $u=20$ m/s时完成,同样, δ_{rud} 操纵权限从 0° 开始,直至 $u=20$ m/s切换完成.故偏航通道权限系数如下:

$$K_{hrud} = \begin{cases} 1/10 & u < 15 \\ \left(1 - \frac{u-15}{5}\right)/10 & 15 \leq u \leq 20 \\ 0 & u > 20 \end{cases} \quad (72)$$

$$K_{prud} = \begin{cases} -u/15 & u < 15 \\ -1 & u \geq 15 \end{cases} \quad (73)$$

2.4.4 总距通道

图8显示了 δ_c 对飞行器前向速度 u 和垂向速

度 ω 的操纵效率,其操纵具有明显的变构型特性,随着 β_m 的变化总距操纵不仅影响前向速度,还影响垂向速度. 本文研究中在速度外回路实施对总距的控制.

利用以上操纵分配策略,飞行器的冗余操纵舵面直接由4通道控制器输出,完成全模式的飞行控制,4通道控制输出中的 u_{lat} , u_{lon} 和 u_{rud} 对其主控通道操纵导数效率仅与前向速度 u 有关,随 u 增加单调增强,与短舱倾角 β_m 无明显关联,如图9所示,3种飞行模式具有相同操纵特性,飞行器内回路姿态控制特性与常规固定翼飞机控制特性类似,因此可用同一控制器实现不同飞行模式下的飞行控制,简化了控制器设计难度.

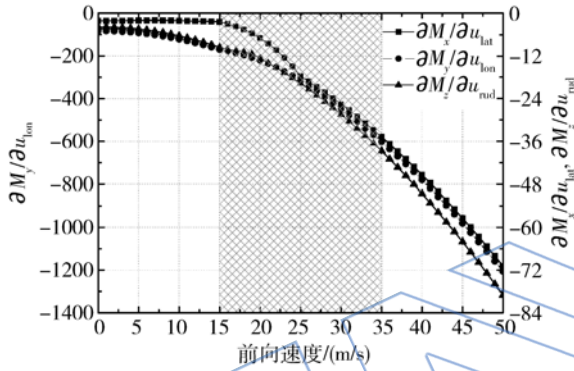


图9 操纵导数 $\frac{\partial M_x}{\partial u_{lat}}, \frac{\partial M_y}{\partial u_{lon}}, \frac{\partial M_z}{\partial u_{rud}}$ 变化曲线

Fig. 9 Curves of manipulation derivatives

$$\frac{\partial M_x}{\partial u_{lat}}, \frac{\partial M_y}{\partial u_{lon}}, \frac{\partial M_z}{\partial u_{rud}}$$

3 全模式飞行仿真验证

利用经典PID(比例-积分-微分)控制方法设计四通道控制器后,将通道控制器输出按前述操纵分配策略分配给冗余操纵舵面用于驱动飞行器运动,以验证全模式下操纵分配策略的合理性和非线性对象模型的可信性.

仿真用的非线性对象模型、PID控制器模型、操纵分配策略模型及全模式飞行控制指令模型如图10所示,非线性对象模型为图2的Simulink仿真模型,PID控制器模型设计为姿态内回路和轨迹外回路控制器,操纵分配策略模型按式(68)~式(73)规律设计,全模式飞行控制指令模型包含直升机模式的起飞、悬停、低速前飞、直升机模式向飞机模式的过渡、飞机模式的快速巡航、飞机模式返回直升机模式、减速回场等. 具体指令为:以直升机模式起飞,用30s加速到1m/s后悬停10s,然后10s顺时针转90°使机头朝东,再以1m/s²加速15s,飞行速度达15m/s后转入平飞状态,10s后开始进入倾转模式,短舱以 $\omega_p = 3^\circ/s$ 向前倾转,30s后完成倾转进入飞机模式,保持35m/s平飞10s后加速到45m/s进入飞机模式巡航飞行,然后以前相反次序从飞机模式转到过渡模式,再到直升机模式,直至悬停回场. 在前飞和倾转过渡中,保持垂向速度为0m/s,以实现定高飞行. 全模式飞行变化过程曲线如图11~图16所示.

由图11看出,倾转旋翼飞行器能实现直升机模式、过渡模式和飞机模式之间平稳切换. 图12

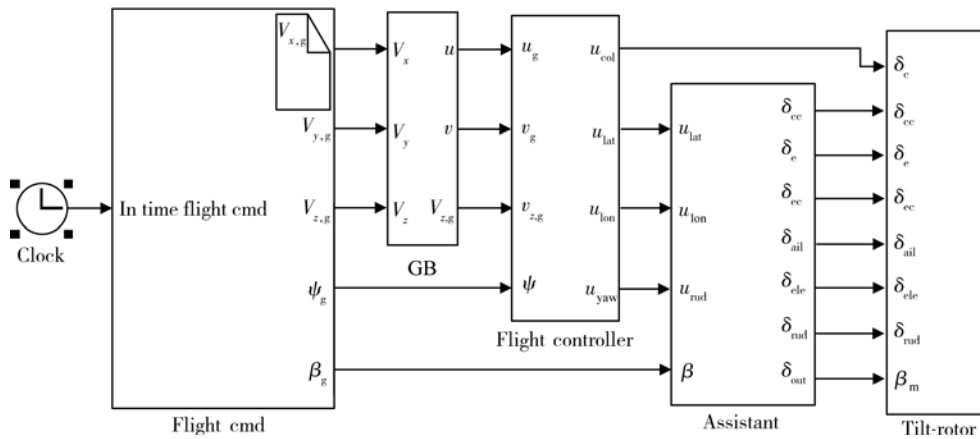
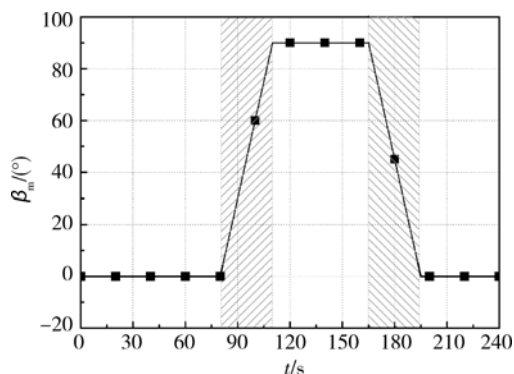
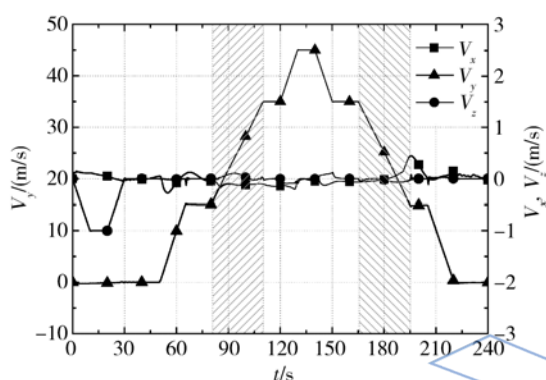
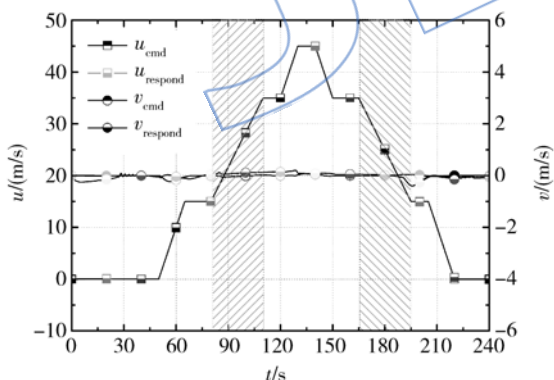


图10 倾转旋翼飞行器全模式飞行控制结构图

Fig. 10 Control block diagram of tilt-rotor aircraft full-mode flight

图 11 短舱倾角 β_m 变化曲线Fig. 11 Curve of nacelle angle β_m 图 12 飞行器北向 V_x 、东向 V_y 、垂向 V_z 速度变化曲线Fig. 12 Curves of north, east and vertical velocities V_x, V_y, V_z of aircraft图 13 飞行器前向速度 u 、侧向速度 v 对比曲线Fig. 13 Comparison curves of forward and lateral velocities u and v of aircraft

显示整个飞行过程中飞行器北、东、垂向速度变化曲线,速度波动比较小,表明飞行器在控制器作用下能稳定飞行,而且倾转过程中垂向速度最大误差仅为 0.1 m/s ,飞行器保持在同一高度飞行.前向速度与式(65)的前向中心速度保持一致,均在

“倾转走廊”速度范围内.图 13 表明飞行器前向速度和侧向速度与给定命令保持一致,跟随误差小.图 14~图 16 为飞行器姿态角、控制器输出和操纵分配后 7 个冗余舵面操纵输入变化曲线.由直升机模式向飞机模式倾转过渡过程中,旋翼总距随倾转角的增加而增加,控制器输出纵向周期变距是逐渐减小,当倾转结束时,旋翼的纵向周期变

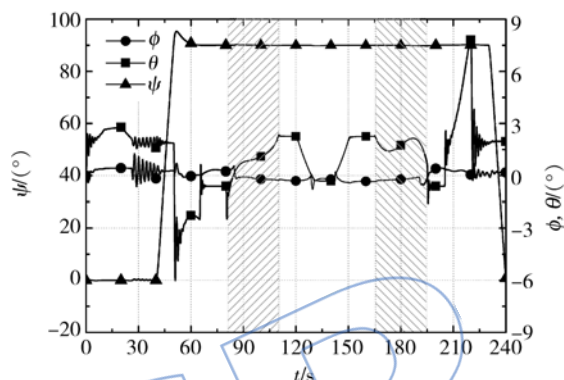


图 14 飞行器 3 轴姿态角变化曲线

Fig. 14 Curves of three-axis attitude angle of aircraft

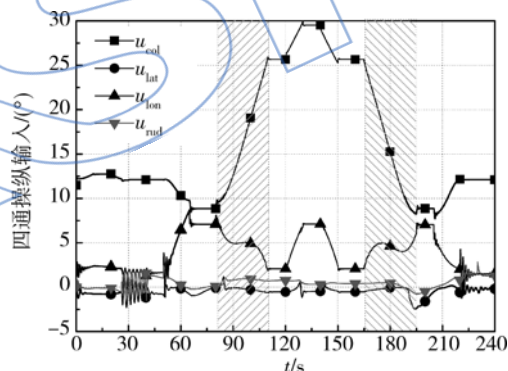


图 15 四通道控制器输出曲线

Fig. 15 Curves of four-channel controller output

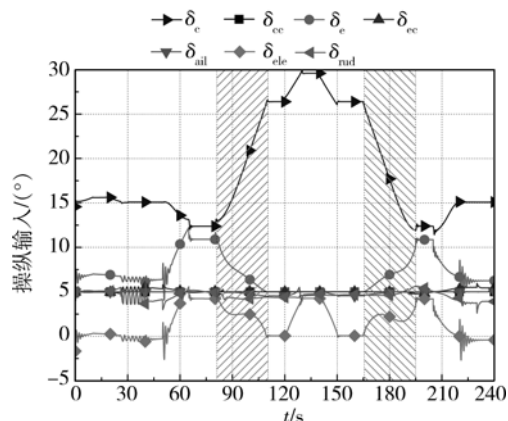


图 16 冗余的舵面操纵输入变化曲线

Fig. 16 Curves of rudder manipulate of redundant input

距变为 0° ,升降舵逐渐上偏以产生足够的抬头力矩以保证俯仰力矩的平衡.进入飞机飞行模式后,随着前向速度增加,因气动效率增强升降舵又开始逐渐向下偏转,此过程升降舵偏角均为连续过渡,验证了所提出的操纵分配规律是合理有效的.同时,也发现飞行器在飞行状态发生变化时会出现短暂的控制超调现象,表明倾转旋翼飞行器的复杂性,难以用同一的线性PID控制器参数达到理想的控制效果,需要对参数进行调节以适应飞行器状态变化.提高控制器控制性能和精度,减小超调量,具体措施可设计为模糊PID控制器、专家PID控制器、神经PID控制器、智能PID控制器等,后续工作将做进一步完善.

4 结 论

1) 建立了倾转旋翼飞行器的旋翼、机翼、机身、短舱、升降舵、平尾和垂尾非线性气动模型和飞行动力学模型,得到了全包线范围上的配平分析结果、状态导数矩阵和操纵导数矩阵.所建立的非线性对象模型适用于全模式飞行仿真,能为试飞样机飞行控制器的半实物仿真验证提供实时在线仿真被控对象,为试飞调试参数提供有效的理论分析依据,大大降低试飞风险、减少试飞工作量.

2) 针对倾转旋翼飞行器在直升机飞行模式与飞机飞行模式之间的复杂转换过程,从理论上分析了操纵导数在倾转过渡过程中变化情况,给出了操纵分配策略,解决了冗余操纵舵面与飞行器升力匹配、操纵控制时变性问题,简化了过渡飞行模式下的操纵控制.

3) 经典线性PID控制能使倾转旋翼飞行器得到稳定控制,通道控制输出通过操纵分配调节器能够有效控制其稳定飞行,全模式飞行仿真结果清楚表明所给出的操纵分配策略是有效的,实现了统一控制器结构下不同飞行模式的飞行控制,大大降低了飞行控制器的设计难度.

4) 本文研究成果为后续设计PID控制器参数调节、控制器工程实现及试飞试验奠定了理论基础和分析依据.

参考文献:

- [1] 王焕瑾,高正.高速直升机方案研究[J].飞行力学,2005,23(1):38-42.
WANG Huanjin,GAO Zheng. Research on the scheme of a high-speed helicopter[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(1): 38-42. (in Chinese)
- [2] 陈恒,左晓阳,张玉琢.倾转旋翼飞机技术发展研究[J].飞行力学,2007,25(1):5-8.
CHEN Heng,ZUO Xiaoyang,ZHANG Yuzhuo. Tiltrotor aircraft key technology developing research[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 5-8. (in Chinese)
- [3] Hwang S, Choi S. Ironbird ground test for tilt rotor unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Aeronautical and Space Science, 2010, 11(4): 313-318.
- [4] Miller M, Narkiewicz J. Tiltrotor modelling for simulation in various flight conditions[J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 44(4): 881-906.
- [5] Rozovski D. Control reversal mitigation and situational awareness improvement for tiltrotor aircraft pilots via re-design of the thrust/power control interface[D]. Urbana-Champaign, US: University of Illinois at Urbana-Champaign, 2008.
- [6] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. NASA heavy lift rotorcraft systems investigation [R]. NASA TP-2005-213467, 2005.
- [7] Barkai S M, Rand O, Peyran R J, et al. Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena[J]. Mathematical and Computer Modelling, 1998, 27(12): 17-43.
- [8] Kim M, Kim S, Kim W, et al. Flow control of tiltrotor unmanned-aerial-vehicle airfoils using synthetic jets[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(3): 1045-1057.
- [9] Calise A J, Rysdyk R T. Nonlinear adaptive flight control using neural networks[J]. Control Systems Magazine, 1998, 18(6): 14-25.
- [10] Peng C C, Hwang T S, Chen S W, et al. ZPETC path-tracking gain-scheduling design and real-time multi-task flight simulation for the automatic transition of tilt-rotor aircraft[C] // Proceedings of Robotics Automation and Mechatronics. Singapore: IEEE, 2010: 118-123.
- [11] Maisel M D, Giulianetti D J, Dugan D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft [R]. NASA SP-2000-4517, 2000.
- [12] 曹芸芸,陈仁良.倾转旋翼飞行器旋翼对机翼向下载荷计算模型[J].航空动力学报,2011,26(2):468-474.
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Mathematical model for calculation wing download of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 468-474. (in Chinese)
- [13] 郭剑东,宋彦国,夏品奇.小型无人倾转旋翼机全模式飞行操纵控制[J].南京航空航天大学学报,2009,41(4):439-444.
GUO Jiandong, SONG Yanguo, XIA Pinqi. Full envelope flight control method for small unmanned tilt rotor aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(4): 439-444. (in Chinese)
- [14] Dong L, Yang W, Xia P. Multi-body aeroelastic stability analysis of tiltrotor aircraft in helicopter mode[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 23(3): 161-167.
- [15] Kim C, Lee J Y. Numerical analysis of hovering tilt-rotor UAV for minimum download and ground effect analysis [R]. AIAA-2007-1400, 2007.

- [16] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.
- [17] 陈永,龚华军,王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术研究[J]. 飞行力学,2011,29(1):30-33.
CHEN Yong, GONG Huajun, WANG Biao. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 30-33. (in Chinese)
- [18] Choi S, Kang Y, Chang S, et al. Development and conversion flight test of a small tiltrotor unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 730-732.
- [19] Lin Y J, Hwang T S, Peng C C, et al. Neural network path-tracking and real-time multi-task flight simulation for the automatic transition of tilt-rotor aircraft[C]//Proceedings of 2011 8th Asian Control Conference (ASSC). Kaohsiung: IEEE, 2011: 459-464.

JALSP