

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.011

## 四旋翼倾转飞行器操纵冗余设计

杨 洋, 陈维芹, 陈仁良

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

**摘要:**建立了四旋翼倾转飞行器旋翼、机翼、机身的非线性气动模型和飞行动力学模型,并在 Matlab/Simulink 环境下搭建了仿真模型,根据仿真模型计算各个操纵面的操纵效率,确定了不同状态下各个通道需要用到的操纵方式,结合飞行动力学模型和操纵方式,在纵向通道上进行了全包线的配平计算,表明了操纵策略的可行性。

**关键词:**四旋翼倾转;飞行动力学;操纵策略;配平计算

**中图分类号:**V212.4      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2020)02-0255-09

### Design of Redundant Manipulation for Quad Tilt Rotor Aircraft

YANG Yang, CHEN Weiqin, CHEN Renliang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Nonlinear aerodynamic model and flight dynamics model of the quad tilt rotor aircraft are developed by calculating the airframe forces and moments of each component, including rotor, wing and fuselage. A simulation model is built under the Matlab/Simulink environment, then according to the simulation model, the control efficiency of each control surface is calculated, and the control methods used for each channel in different states are determined. Combining the flight dynamics model with control mode, the trimming value with the whole envelope is calculated on the longitudinal channel. The feasibility of manipulation strategies is verified.

**Key words:** quad tilt rotor; flight dynamics; manipulation strategy; trim

四旋翼倾转飞行器(Quad tilt rotor, QTR)左右、前后各有两副旋翼和两个机翼,每个机翼的翼尖装有一个可以倾转的短舱,驱动每副旋翼,当每副旋翼的旋翼轴与机翼垂直时,为直升机飞行模式,当每副旋翼的旋翼轴转过 $90^\circ$ 后,为固定翼飞机飞行模式,倾转过渡飞行模式介于直升机和飞机飞行模式之间。如图 1 所示为四旋翼倾转飞行器的直升机飞行模式。从表面上看,四旋翼倾转飞行器仅仅在 V-22 的基础上增加一对机翼和一对倾转旋翼,但四旋翼倾转飞行器的有效载荷能在 V-22 的基础上显著提升,可达到 C-130 的水平,速度超过

500 km/h。

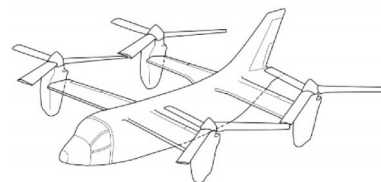


图 1 四旋翼倾转飞行器布局

Fig.1 Configuration of quad tilt rotor aircraft

四旋翼倾转飞行器除了具有高速巡航和垂直起降能力外,由于增加了一对旋翼和一对机翼,其

**基金项目:**南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20170120)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

**收稿日期:**2019-01-08;**修订日期:**2019-01-17

**通信作者:**陈仁良,男,教授,博士生导师,E-mail:crlae@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**杨洋,陈维芹,陈仁良.四旋翼倾转飞行器操纵冗余设计[J].南京航空航天大学学报,2020,52(2):255-263.  
YANG Yang, CHEN Weiqin, CHEN Renliang. Design of redundant manipulation for quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2):255-263.

载荷能力得到了显著的提升<sup>[1-2]</sup>。四旋翼倾转飞行器包括3个飞行模式<sup>[3-4]</sup>:垂直起降/小速度前飞的直升机模式、高速巡航前飞的固定翼模式以及在直升机模式和固定翼模式之间转换的过渡模式。

四旋翼倾转飞行器在低速直升机模式飞行时,旋翼作为主升力面、操纵面以及推进器;到了高速固定翼模式飞行以后,机翼作为主升力面,旋翼作为推进器。因此要求四旋翼倾转飞行器可对旋翼系统、机翼系统进行操纵,即可对旋翼进行总距和纵横向周期变距操纵;可对机翼的襟副翼进行操纵,再加上飞行器前后短舱可以独立地倾转,这对于四旋翼倾转飞行器来说,可操纵量有很多,会出现严重的操纵冗余问题,将直接影响飞行器的飞行品质。所以需要一套合适的操纵策略来解决四旋翼倾转飞行器的操纵冗余问题。

另外,四旋翼倾转飞行器特殊的构型使其气动特性和稳定性随着短舱倾角和飞行速度的变化发生明显的变化,这也将给飞行器的操纵策略带来巨大困难<sup>[5-7]</sup>。特别是在过渡模式时,飞行器的操纵策略需要由直升机时的操纵转换到固定翼飞机时的操纵,且随着短舱发动机的倾转,各个操纵之间存在较强的耦合性,这使得过渡飞行模式时的事故率很高,因此合适的操纵策略是实现四旋翼倾转飞行器安全平稳飞行的关键技术。

四旋翼倾转飞行器的结构要比一般的飞机复杂,它不仅具有固定翼飞机的机身、机翼、垂尾,而且有直升机部件中最复杂的旋翼,因而它具有固定翼飞机和直升机所拥有的各种技术难点,同时还带来许多倾转旋翼机独有的一些新的技术困难。

贝尔直升机公司建立了XV-15倾转旋翼飞行器的实时仿真数学模型,并给出飞行器混合操纵模型的具体数据<sup>[8]</sup>。从给出的具体数据可以看出,倾转旋翼机的操纵系数与倾转角和前飞速度有关,其中倾转角为主要考虑的因素。波兰的Miller和Narkiewicz建立了V-22倾转旋翼机的数学模型,其采用旋翼总距、旋翼纵横向周期变距、副翼、升降舵以及短舱倾角对飞行器进行操纵<sup>[9]</sup>。国内南京航空航天大学的唐正飞课题组针对“十”字形布局的四轴倾转无人机进行飞行仿真、控制律的设计,并在过渡模式采用二次倾转的方式进行倾转过渡<sup>[10]</sup>;夏青元等对倾转旋翼机模型进行操纵分配策略研究,过渡模式下短舱倾转角与前飞速度一一对应,且短舱倾角采用匀速倾转的方式<sup>[11]</sup>。

本文在考虑旋翼系统、机翼系统、机身系统气动模型基础上,建立四旋翼倾转飞行器的动力学模型,并在Matlab/Simulink仿真环境中,对飞行器的数学模型进行数值计算与分析,为以后的控制系统

设计提供研究对象。

## 1 四旋翼倾转飞行器飞行力学建模

本文研究四旋翼倾转飞行器主要组成部分包括:旋翼系统、机翼、机身3个部分。其示意图如图1所示,主要参数见表1。

表1 四旋翼倾转飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of quad tilt rotor aircraft

参数	数值	参数	数值
质量/kg	60	前后机翼间距/m	1.2
转速/(r·min <sup>-1</sup> )	2100	全机长/m	2
桨叶数量	3	全机宽/m	2.6
旋翼半径/m	0.58	全机高/m	0.5
前机翼展长/m	1.6	绕机体X轴转动惯量/(kg·m <sup>2</sup> )	18.64
后机翼展长/m	2.2	绕机体Y轴转动惯量/(kg·m <sup>2</sup> )	11.23
机翼弦长/m	0.3	绕机体Z轴转动惯量/(kg·m <sup>2</sup> )	14.68

飞行器飞行力学的建模过程主要是对飞行器各部件进行抽象、分析和综合的复杂过程,必须全面考虑飞行器各部件的物理模型及数学表达式的可行性。在模型建立过程中为了简便,针对不同部分的模型需要进行简化假设:

(1)不考虑结构的弹性效应,把机体、桨叶、机翼等看作是绝对刚体;不考虑旋转部件的陀螺效应;旋翼转速是常数。

(2)桨叶挥舞角、变距角和入流角均为小量。

(3)桨叶挥舞运动只考虑低频响应,旋翼力和力矩是周期平均值,不考虑其周期效应;不计桨叶的摆振运动。

### 1.1 旋翼气动模型

与常规飞行器相比,四旋翼倾转的气动特性较为复杂,主要体现在旋翼和机翼之间的气动干扰<sup>[12]</sup>。气动干扰主要表现为3个方面:①旋翼下洗流在机翼处交汇形成“喷泉”效应,增大旋翼的诱导速度;②机翼的阻塞效应使得诱导速度减小;③机翼升力对旋翼诱导速度存在影响,需要用到修正系数<sup>[13]</sup>。悬停和低速前飞时,喷泉效应与阻塞效应相当,因此忽略机翼对旋翼的气流干扰。

四旋翼倾转的四副旋翼除了位置和旋向不同,其他参数均相同,所以在旋翼建模中只涉及单个旋翼。

桨毂相对重心位置为

$$\text{pos} = \begin{bmatrix} l_h \\ b_h \\ h_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_p + L' \cos i_n \\ Y_p \\ Z_p + L' \sin i_n \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $L'$ 代表旋翼桨毂中心到短舱旋转轴的距离; $X_p, Y_p, Z_p$ 代表短舱倾转点在体轴系下的坐标; $i_n$ 代表旋翼轴前倾角,当 $i_n = 90^\circ$ 时为直升机模式,当 $i_n = 0^\circ$ 时为固定翼飞行模式。

设机体的运动参数为:体轴系下的机体速度 $u_b, v_b, w_b$ ,角速度 $p, q, r$ ,则旋翼桨毂中心速度在机体坐标系下的表达式为

$$\begin{bmatrix} u_h \\ v_h \\ w_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_h \\ b_h \\ h_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{l}_h \\ \dot{b}_h \\ \dot{h}_h \end{bmatrix} \quad (2)$$

将桨毂系下的速度转换到风轴系下

$$\begin{bmatrix} u_{rw} \\ v_{rw} \\ w_{rw} \end{bmatrix} = T_{rws} T_{sh} \begin{bmatrix} u_h \\ \Delta v_h \\ w_h \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $\Delta = 1$ 代表右旋旋翼, $\Delta = -1$ 为左旋旋翼。

对于旋翼桨毂系下的角速度与机体轴系下的角速度相同,类似速度坐标系的转换,将体轴系下的角速度转换到风轴系下

$$\begin{bmatrix} p_{rw} \\ q_{rw} \\ r_{rw} \end{bmatrix} = T_{rws} T_{sh} \left( \begin{bmatrix} \Delta p \\ q \\ \Delta r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{i}_n \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (4)$$

旋翼的诱导速度与其对应的拉力关系由动量理论给出,它们相互隐含,在进行数值计算时,需要进行迭代求解,关系式为

$$\lambda_1 = \lambda_0 - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda_1^2}} \quad (5)$$

桨叶挥舞运动包含吹风挥舞、操纵挥舞和随动挥舞<sup>[14]</sup>,用傅里叶级数展开,忽略高阶项,桨叶挥舞角可以表示为

$$\beta = a_0 - a_{1s} \cos \psi - b_{1s} \sin \psi \quad (6)$$

桨轴系下的周期变距转换到风轴系下

$$\begin{bmatrix} A_1 \\ B_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_s & -\Delta \sin \beta_s \\ \Delta \sin \beta_s & \cos \beta_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{1s} \\ B_{1s} \end{bmatrix} \quad (7)$$

桨叶剖面变距角为

$$\theta = \theta_0 + \bar{r} \theta_{tw} - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi - K_1 \beta \quad (8)$$

式中: $\theta_0$ 为旋翼桨根总距, $\theta_{tw}$ 为旋翼桨叶扭度, $K_1$ 为桨叶挥舞调节系数。

桨叶剖面正则化的切向和法向气流速度表示为

$$\begin{aligned} \bar{U}_T &= \mu \sin \psi + \bar{r} \cos \beta \\ \bar{U}_p &= \lambda \cos \beta - \mu \sin \beta \cos \psi - \end{aligned} \quad (9)$$

$$\frac{\dot{\beta}}{\Omega} (\bar{r} - \epsilon) + \bar{r} (\bar{p} \sin \psi + \bar{q} \cos \psi)$$

根据二维翼型气动力理论,桨叶单位展长的气动升力和阻力分别为

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 a_\infty c dr \quad (10)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d dr \quad (11)$$

$$U = \Omega R \sqrt{\bar{U}_T^2 + \bar{U}_p^2} \approx \Omega R \bar{U}_T \quad (12)$$

$$\alpha = \theta + \arctan \left( \frac{\bar{U}_p}{\bar{U}_T} \right) \quad (13)$$

式中: $\epsilon = \frac{e}{R}, \bar{r} = \frac{e+r'}{R}$ , $a_\infty$ 为翼型升力线斜率; $c$ 为弦长; $C_d$ 为翼型阻力系数, $e$ 为桨叶挥舞铰偏置量, $r'$ 为从桨叶剖面到挥舞铰的径向长度。

桨叶微段上的力矩有:作用在桨叶上的气动力矩,离心力矩,桨叶惯性力矩,哥氏力矩和挥舞铰弹簧力矩。根据作用在挥舞铰上的力矩平衡推导出桨叶挥舞运动方程为

$$\begin{aligned} I_\beta \ddot{\beta} &= \kappa \int_0^{R-\epsilon} \frac{1}{2} \rho a_\infty c (\Omega R)^2 (\bar{U}_T \theta + \bar{U}_T \bar{U}_p) r' dr' + \\ & 2(I_\beta + eM_\beta) (p\Omega \cos \psi' - q\Omega \sin \psi') - \\ & K_\beta \beta - (I_\beta \cos \beta + eM_\beta) \Omega^2 \sin \beta \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $I_\beta$ 为桨叶关于挥舞铰的惯性矩; $\rho$ 为当地大气密度; $c$ 为桨叶微段弦长; $\kappa$ 为旋翼叶尖损失系数; $M_\beta$ 为桨叶关于挥舞铰的质量静矩, $K_\beta$ 为挥舞铰弹簧刚度。

计算方程中的积分,并分别令方程左端与右端中的常数项、一阶谐波项系数相等,可以得到旋翼风轴系下桨盘轨迹平面动力学方程表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{a}_0 \\ \ddot{a}_{1s} \\ \ddot{b}_{1s} \end{bmatrix} + D_r \begin{bmatrix} \dot{a}_0 \\ \dot{a}_{1s} \\ \dot{b}_{1s} \end{bmatrix} + K_r \begin{bmatrix} a_0 \\ a_{1s} \\ b_{1s} \end{bmatrix} = f_r \quad (15)$$

式中: $D_r$ 为旋翼阻尼矩阵; $K_r$ 为旋翼刚度矩阵; $f_r$ 为旋翼激励向量。

旋翼的诱导速度、挥舞运动、气动力和力矩计算均在旋翼风轴系下进行,因此风轴系下的旋翼力为

$$\begin{bmatrix} F_{x,rw} \\ F_{y,rw} \\ F_{z,rw} \end{bmatrix} = \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \begin{bmatrix} -C_H \\ C_s \\ -C_T \end{bmatrix} \quad (16)$$

通过坐标转换,将其转换到桨毂系下

$$\begin{bmatrix} F_{x,h} \\ F_{y,h} \\ F_{z,h} \end{bmatrix} = (T_{rws} T_{sh})' \begin{bmatrix} F_{x,rw} \\ F_{y,rw} \\ F_{z,rw} \end{bmatrix} \quad (17)$$

最终转换到体轴系下

$$\begin{bmatrix} F_{x,b} \\ F_{y,b} \\ F_{z,b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{x,h} \\ \Delta F_{y,h} \\ F_{z,h} \end{bmatrix} \quad (18)$$

旋翼桨毂力矩为

$$M_{G_x} = \frac{1}{2} k \Omega^2 M_\beta e b_{1s} \quad (19)$$

$$M_{G_y} = \frac{1}{2} k \Omega^2 M_\beta e a_{1s}$$

因此风轴系下的旋翼力矩为

$$\begin{bmatrix} M_{x,rw} \\ M_{y,rw} \\ M_{z,rw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{G_x} \\ M_{G_y} \\ M_k \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中  $M_k = \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 m_k$

风轴系下转换到桨毂系下

$$\begin{bmatrix} M_{x,h} \\ M_{y,h} \\ M_{z,h} \end{bmatrix} = (T_{rws} T_{sh})' \begin{bmatrix} M_{x,rw} \\ M_{y,rw} \\ M_{z,rw} \end{bmatrix} \quad (21)$$

最终将其转换到体轴系下

$$\begin{bmatrix} M_{x,b} \\ M_{y,b} \\ M_{z,b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta M_{x,h} \\ M_{y,h} \\ \Delta M_{z,h} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} F_{x,b} \\ F_{y,b} \\ F_{z,b} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_h \\ b_h \\ h_h \end{bmatrix} \quad (22)$$

## 1.2 机翼模型

悬停和小速度前飞时,将倾转旋翼飞行器机翼分为两部分:一部分受到旋翼尾流的干扰作用,另一部分不受旋翼尾流的干扰作用。将不受旋翼尾流影响的机翼部分称为自由流区,受到旋翼尾流影响的机翼部分称为滑流区,滑流区的机翼受到旋翼下洗冲击产生向下载荷<sup>[15]</sup>。机翼的气动模型也相应分为两部分:滑流区气动模型和自由流区气动模型。为了区分滑流区和自由区,用下角标 ss 和 fs 分别表示。

从直升机模式的悬停状态开始,随着前飞速度的增加,机翼滑流区面积也会相应地改变。最终,当速度达到某一值时,机翼滑流区的面积不再改变,此时  $S_{w_{ss}} = 0$ 。

短舱倾角也会影响诱导速度的方向,由直升机模式向飞机模式过渡的过程中,诱导速度开始向后移动,逐渐离开滑流区,最终与机翼平齐。当短舱倾角  $i_n < 60^\circ$  时,  $S_{w_{ss}} = 0$ 。当短舱倾角  $i_n \geq 60^\circ$  时,滑流区的面积可以由式(23)确定。

$$S_{w_{ss}} = S_{ss \max} [\sin(1.386 \cdot i_n) + \cos(3.114 \cdot i_n)] \frac{u_{\max} - u}{u_{\max}} \quad (23)$$

式中  $S_{ss \max} = 2\eta_{ss} R c$ 。

自由区机翼气动中心的速度为

$$\begin{bmatrix} u_{w_{fs}} \\ v_{w_{fs}} \\ w_{w_{fs}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_w \\ b_w \\ h_w \end{bmatrix} \quad (24)$$

未操纵襟翼的情况下,机翼的迎角为

$$\alpha_{w_{fs}} = \arctan \frac{w_{w_{fs}}}{u_{w_{fs}}} + \alpha_0 \quad (25)$$

滑流区机翼速度受到旋翼下洗速度的影响,可以表示为

$$\begin{bmatrix} u_{w_{ss}} \\ v_{w_{ss}} \\ w_{w_{ss}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_w \\ b_w \\ h_w \end{bmatrix} + \eta_i v_1 \begin{bmatrix} \cos(i_n - a_{1s}) \\ 0 \\ -\sin(i_n - a_{1s}) \end{bmatrix} \quad (26)$$

式中  $\eta_i (1 \leq \eta_i \leq 2)$  表示诱导速度对滑流区的影响系数。

由此可知滑流区的迎角为

$$\alpha_{w_{ss}} = \arctan \frac{w_{w_{ss}}}{u_{w_{ss}}} + \alpha_0 \quad (27)$$

两部分的动压可以表示为

$$q_{w_{fs}} = \frac{1}{2} \rho (u_{w_{fs}}^2 + v_{w_{fs}}^2 + w_{w_{fs}}^2) \quad (28)$$

$$q_{w_{ss}} = \frac{1}{2} \rho (u_{w_{ss}}^2 + v_{w_{ss}}^2 + w_{w_{ss}}^2) \quad (29)$$

体轴系下气动力可以表示为

$$\begin{bmatrix} F_{x,w} \\ F_{z,w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{x,w_{fs}} \\ F_{z,w_{fs}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x,w_{ss}} \\ F_{z,w_{ss}} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \cos \alpha_{w_{fs}} & -\sin \alpha_{w_{fs}} \\ \sin \alpha_{w_{fs}} & \cos \alpha_{w_{fs}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_{w_{fs}} \\ L_{w_{fs}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos \alpha_{w_{ss}} & -\sin \alpha_{w_{ss}} \\ \sin \alpha_{w_{ss}} & \cos \alpha_{w_{ss}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_{w_{ss}} \\ L_{w_{ss}} \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\begin{cases} L_{w_{fs}} = q_{w_{fs}} S_{w_{fs}} C_{L_w}(\alpha_{w_{fs}}, \delta_{ail}) \\ D_{w_{fs}} = q_{w_{fs}} S_{w_{fs}} C_{D_w}(\alpha_{w_{fs}}, Ma) \\ L_{w_{ss}} = q_{w_{ss}} S_{w_{ss}} C_{L_w}(\alpha_{w_{ss}}, \delta_{ail}) \\ D_{w_{ss}} = q_{w_{ss}} S_{w_{ss}} C_{D_w}(\alpha_{w_{ss}}, Ma) \end{cases} \quad (31)$$

体轴系下的气动力矩可以表示为

$$\begin{bmatrix} M_{x,w} \\ M_{y,w} \\ M_{z,w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ M_{ay,w} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} F_{x,w} \\ F_{z,w} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_w \\ b_w \\ h_w \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$M_{ay,w} = (q_{w_{fs}} S_{w_{fs}} + q_{w_{ss}} S_{w_{ss}}) c C_{M_w}(i_n) \quad (33)$$

## 1.3 机身模型

机身气动模型不考虑旋翼尾流的影响,则机身气动中心的速度可以表示为

$$\begin{bmatrix} u_f \\ v_f \\ w_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_f \\ b_f \\ h_f \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中:  $l_f, b_f, h_f$  为机身气动中心在机体坐标轴系下的坐标位置。

机身的迎角和侧滑角可以分别表示为

$$\alpha_f = \arctan \left( \frac{w_f}{u_f} \right) \quad (35)$$

$$\beta_f = \arctan \left( \frac{v_f}{\sqrt{u_f^2 + w_f^2}} \right)$$



机身气动中心处的动压可以表示为

$$q_t = \frac{1}{2} \rho (u_t^2 + v_t^2 + w_t^2) \quad (36)$$

则作用于机体轴系下的机身气动力和力矩分别为

$$\begin{bmatrix} F_{x,f} \\ F_{y,f} \\ F_{z,f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q_t A C_{df} \\ q_t A C_{sf} \\ -q_t A C_{lf} \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x,f} \\ M_{y,f} \\ M_{z,f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_t A l C_{mlf} \\ q_t A l C_{mmf} \\ q_t A l C_{nnf} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} F_{x,f} \\ F_{y,f} \\ F_{z,f} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l_f \\ b_f \\ h_f \end{bmatrix} \quad (38)$$

式中:  $C_{lf}, C_{df}, C_{sf}, C_{mlf}, C_{mmf}, C_{nnf}$  分别为体轴系下的机身气动数据,由CFD计算得到。

#### 1.4 机体运动方程

倾转旋翼飞行器的重心位置随着短舱倾转在飞行器纵向平面内移动,重心位置变化如图2所示。则短舱重心位置以及飞行器重心位置可以分别通过式(39,40)来确定。

$$\begin{cases} X_{na} = X_{shaft} + L \cos i_n \\ Z_{na} = Z_{shaft} - L \sin i_n \end{cases} \quad (39)$$

$$\begin{cases} X_{cg} = X_{cg90} + \frac{2m}{M} (L_f \cos i_{nf} + L_b \cos i_{nb}) \\ Z_{cg} = Z_{cg90} + \frac{2m}{M} [L_f (1 - \sin i_{nf}) + L_b (1 - \sin i_{nb})] \end{cases} \quad (40)$$

式中:  $X_{na}, Z_{na}$  分别代表短舱系统重心在体轴系下的纵向和垂向坐标;  $X_{shaft}, Z_{shaft}$  分别代表机翼倾转轴在体轴系下的纵向和垂向坐标;  $X_{cg}, Z_{cg}$  分别代表飞行器重心位置坐标;下角标90代表直升机模式下的重心位置坐标;  $L$  代表短舱系统重心到机翼倾转轴的距离,下角标  $f, b$  分别代表前后短舱;  $i_n$  为短舱倾转轴的旋转角度,  $0^\circ$  为飞机模式,  $90^\circ$  为直升机模式;  $m, M$  分别代表单个短舱的质量和全机的质量。

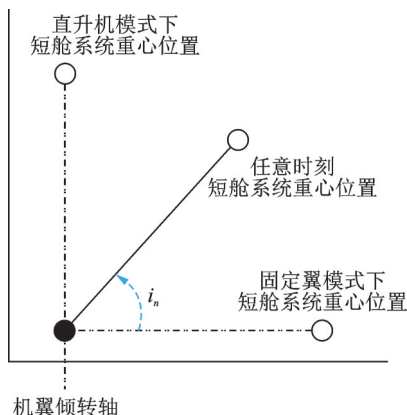


图2 飞行器短舱系统重心位置几何布局

Fig.2 Geometric layout of gravity center of the aircraft cabin system

根据以上计算的各部件气动力模型,可得到四旋翼倾转飞行器各部件的气动力和力矩,则四旋翼倾转飞行器平衡方程为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{x,r}(i_n) \\ F_{y,r}(i_n) \\ F_{z,r}(i_n) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x,w} \\ F_{y,w} \\ F_{z,w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x,f}(X_{cg}, Z_{cg}) \\ F_{y,f}(X_{cg}, Z_{cg}) \\ F_{z,f}(X_{cg}, Z_{cg}) \end{bmatrix} \quad (41)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_r(i_n) \\ M_r(i_n) \\ N_r(i_n) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_w \\ M_w \\ N_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_f(X_{cg}, Z_{cg}) \\ M_f(X_{cg}, Z_{cg}) \\ N_f(X_{cg}, Z_{cg}) \end{bmatrix} \quad (42)$$

式中:带有下标  $r, w, f$  的参数分别代表旋翼、机翼、机身的气动力和力矩,且旋翼的气动力和力矩与倾转角有关,体现在旋翼模型的转换矩阵中。机身气动力和力矩与重心位置相关。

将倾转旋翼飞行器视为刚体,运动方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{M} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I_n^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - I_n^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (44)$$

此外,倾转旋翼飞行器姿态角和角速度之间还满足3个运动学方程

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} (q \sin \phi + r \cos \phi) \end{aligned} \quad (45)$$

## 2 操纵分配策略

四旋翼倾转飞行器是直升机和固定翼飞机的混合,操纵量共有16个,分别是4副旋翼的总距、纵向周期变距、横向周期变距以及4个机翼的襟翼操纵量,这就带来了操纵冗余问题。根据四旋翼倾转飞行器的结构和特点,对冗余的操纵量进行融合与分配。表2为四旋翼倾转飞行器的操纵方式以及具体含义,图3进一步解释了表2的操纵方式。

### 2.1 操纵功效分析

根据机翼失速条件限制确定倾转走廊低速边界,根据需用功率不超过可用功率条件确定高速边界,并且取倾转角  $45^\circ$  所对应的最大前飞速度为中止速度,四旋翼倾转飞行器整个飞行过程中不得超过中止速度,最终得到四旋翼倾转飞行器倾转走廊,如图4所示。则定义直升机模式下的飞行速度为  $0 \sim 15$  m/s,固定翼模式下的飞行速度为  $25 \sim 40$  m/s,中间速度段为过渡模式。

表2 四旋翼倾转飞行器操纵方式  
Table 2 Manipulation of QTR aircraft

符号	名称	含义
$\delta_{ver\_c}$	旋翼总距同向联动量	全部旋翼总距同增(减)
$\delta_{lon\_cc}$	旋翼纵向总距差动量	前旋翼总距增(减),后旋翼减(增)
$\delta_{lat\_cc}$	旋翼横向总距差动量	左旋翼总距增(减),右旋翼减(增)
$\delta_{yaw\_cc}$	旋翼对角总距差动量	主对角总距增(减),副对角减(增)
$\delta_{lon\_cyc}$	纵向周期变距同向联动量	全部旋翼纵向周期变距同增(减)
$\delta_{lat\_cyc}$	横向周期变距同向联动量	全部旋翼横向周期变距同增(减)
$\delta_{yaw\_cyc}$	纵向周期变距反向差动量	左旋翼纵向周期变距增(减),右旋翼减(增)
$\delta_{lon\_ail}$	纵向襟副翼纵向差动量	前襟副翼偏转角增(减),后襟副翼减(增)
$\delta_{lat\_ail}$	横向襟副翼横向差动量	左襟副翼偏转角增(减),右襟副翼减(增)

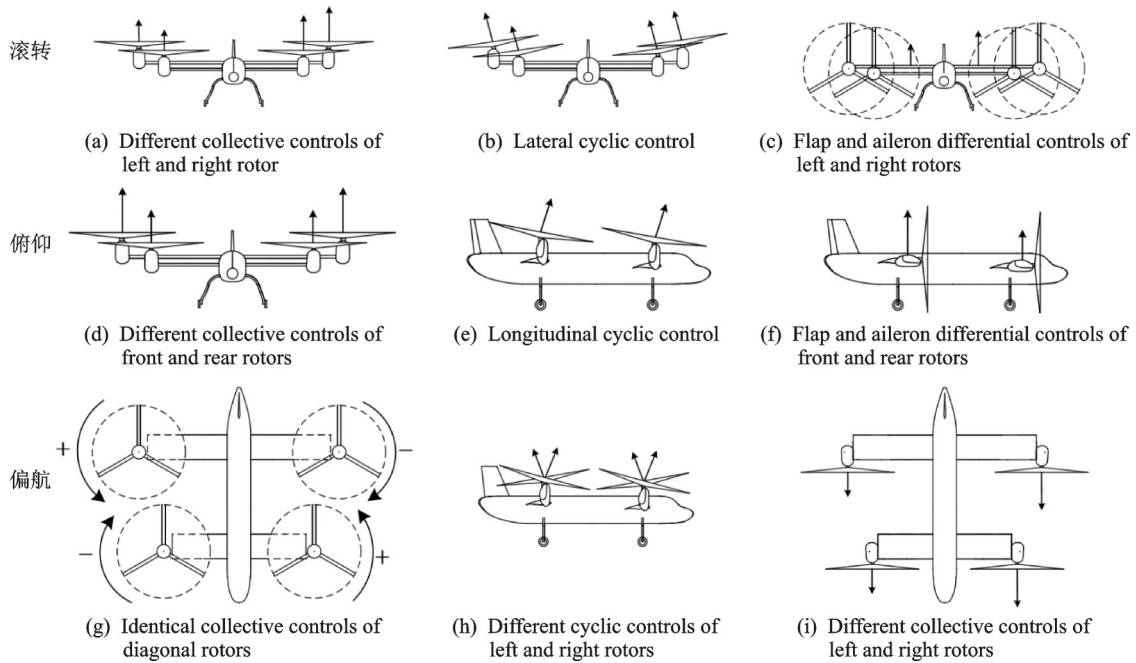


图3 四旋翼倾转飞行器操纵方式图

Fig.3 Manipulation of QTR aircraft

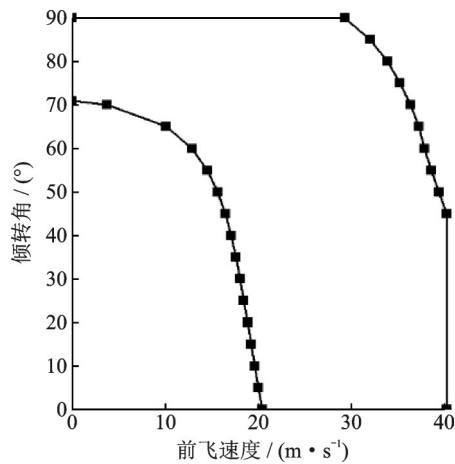


图4 四旋翼倾转飞行器倾转走廊

Fig.4 Conversion corridor of QTR aircraft

为了确定不同飞行模式下使用何种操纵方式,需要计算各个操纵方式的操纵功效。计算得到滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩对操纵输入之间的操

纵导数变化过程分别如图5—7所示。

滚转通道:图5显示横向总距差动量 $\delta_{lat\_cc}$ 、横向周期变距 $\delta_{lat\_cyc}$ 、襟副翼横向差动量 $\delta_{lat\_ail}$ 对四旋翼倾转飞行器滚转力矩的操纵功效。随着前飞速度的增加, $\delta_{lat\_ail}$ 的操纵效率随之增强,且呈现出单

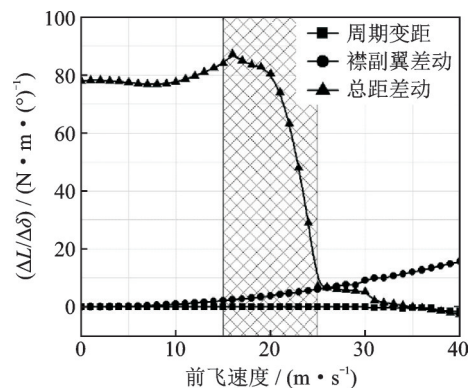


图5 滚转力矩对操纵输入的变化

Fig.5 Variation of rolling moment by manipulate

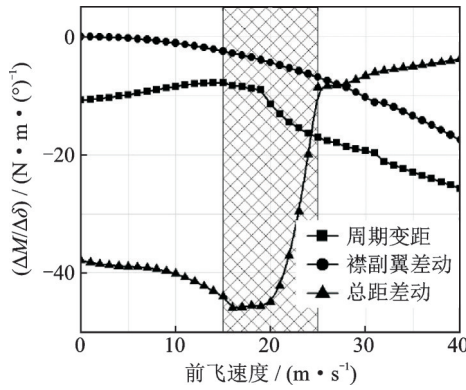


图 6 俯仰力矩对操纵输入的变化

Fig.6 Variation of pitch moment by manipulate

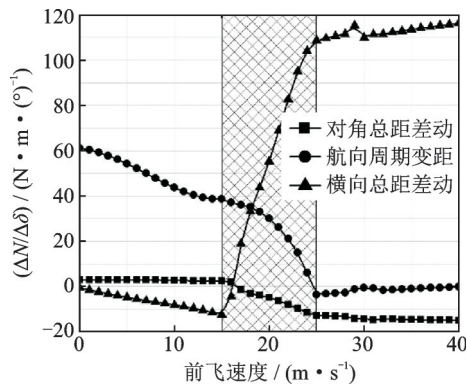


图 7 偏航力矩对操纵输入的变化

Fig.7 Variation of yawing moment by manipulate

调递增的趋势,这是因为随着前飞速度的增加,动压变大,同样的操纵量下产生力的变化量增加;而横向周期变距  $\delta_{lat\_cyc}$  功效基本上为 0,这是由于横向对称分布的四旋翼,周期变距产生的力矩会相互抵消;对于横向总距差动量  $\delta_{lat\_cc}$ ,在直升机模式下,基本上不变化,但随着短舱倾角的变化,其操纵效率急剧下降,这是因为随着短舱前倾,横向总距差动引起的力矩逐渐表现为偏航力矩,即随着短舱倾角  $i_n$  从  $90^\circ$  转变到  $0^\circ$  的过程中,横向总距差动的操纵效率在滚转通道逐渐降低,而在航向通道逐渐增强,这一较强的操纵耦合现象在图 7 中也可以看出。故飞行器进入倾转过渡模式后,在横向通道上应迅速减少横向总距差动量的权重系数,同时提高襟副翼横向差动量的权重系数。

俯仰通道:图 6 显示纵向总距差动量  $\delta_{lon\_cc}$ 、纵向周期变距  $\delta_{lon\_cyc}$ 、襟副翼纵向差动量  $\delta_{lon\_ail}$  对四旋翼倾转飞行器俯仰力矩的操纵功效。随着前飞速度的增加,与横向通道上的襟副翼差动输入一样,  $\delta_{lon\_ail}$  的操作效率随之增强。纵向周期变距  $\delta_{lon\_cyc}$  操纵效率在直升机模式下基本保持不变,在过渡模式和飞机模式下逐渐增强。在直升机模式下总距差动的操纵效率高且保持基本不变,过渡模式下迅

速减小,这是由于随着短舱倾角的变化导致旋翼上的气动力对机体重心的力臂减小,最终体现出操纵效率减小,当飞行器进入飞机模式时,操纵效率基本保持不变。为了能够平稳操纵,在直升机模式下采用总距差动和周期变距混合操纵;进入过渡模式后,周期变距逐渐增强,而总距差动权重系数减小;飞机模式下完全采用襟副翼纵向差动进行操纵。

偏航通道:图 7 显示横向总距差动量  $\delta_{lat\_cc}$ 、对角总距差动  $\delta_{yaw\_cc}$ 、纵向周期变距反向差动  $\delta_{yaw\_cyc}$  对四旋翼倾转飞行器偏航力矩的操纵功效。在直升机模式下纵向周期变距反向差动的操纵效率随着速度增大逐渐减小,但进入过渡模式时出现急剧下降,这是由于在横向滚转通道上出现了耦合,进入飞机模式时操纵效率为 0。而对于对角总距差动,其操纵效率在整个模式都太小,之后的研究中也将会忽略这一操纵方式。对于横向总距差动,直升机模式时主要是产生滚转力矩,而随着短舱开始倾转,在航向通道上的操纵效率逐渐增强,进入飞机模式以后基本上保持不变。故在直升机模式下,采用纵向周期变距反向差动的方式,过渡模式时,总距差动的权重系数逐渐增大而周期变距的权重系数逐渐减小,而飞机模式下则完全采用总距差动的方式。

根据以上分析,四旋翼倾转飞行器的操纵分配方式如表 3 所示。

表 3 四旋翼倾转飞行器操纵策略

Table 3 Manipulation strategy of QTR aircraft

模式	纵向通道	横向通道	航向通道	总距通道
直升机模式	$\delta_{lon\_cyc}/\delta_{lon\_cc}$	$\delta_{lat\_cc}$	$\delta_{yaw\_cyc}$	
过渡模式	$\delta_{lon\_cyc}/\delta_{lon\_cc}$	$\delta_{lat\_cc}/\delta_{lat\_ail}$	$\delta_{lat\_cc}/\delta_{yaw\_cyc}$	$\delta_{ver\_c}$
飞机模式	$\delta_{lon\_ail}$	$\delta_{lat\_ail}$	$\delta_{lat\_cc}$	

## 2.2 配平分析

依据所建的四旋翼倾转飞行器飞行动力学模型,并结合以上得出的操纵方式,在 Matlab/Simulink 环境下构建其仿真模型,如图 8 所示。主要由操纵输入模块、操纵分配模块、动力学模块、六自由度运动学方程模块以及输出模块组成。

四旋翼倾转飞行器的非线性数学模型可以表示为

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (46)$$

式中:  $X = [\phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ u \ v \ w]^T$  为飞行器状态量,包括欧拉角、体轴系角速度和线速度;  $U = [\delta_{ver\_c} \ \delta_{lon\_cc} \ \delta_{lat\_cc} \ \delta_{lon\_cyc} \ \delta_{yaw\_cyc} \ \delta_{lon\_ail} \ \delta_{lat\_ail} \ \beta_f \ \beta_b]^T$  为操纵量。文中选用前飞速度从 0~40 m/s 间隔 1 m/s 的 41 个点进行配平计算。结果分别如图 9—12 所示。



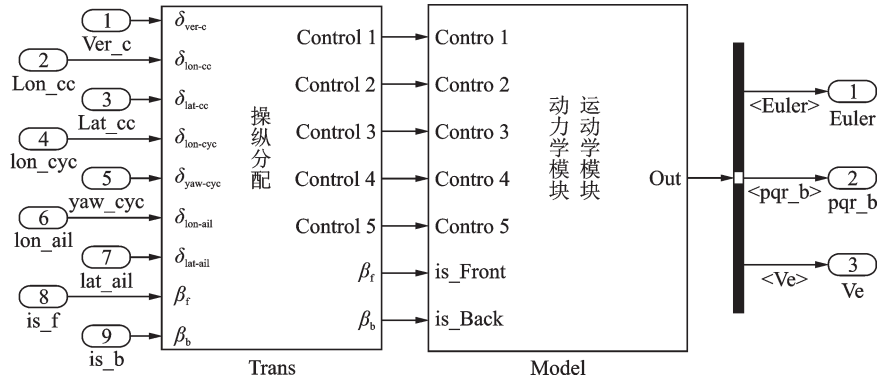


图8 四旋翼倾转飞行器非线性模型  
Fig.8 Nonlinear model of QTR aircraft

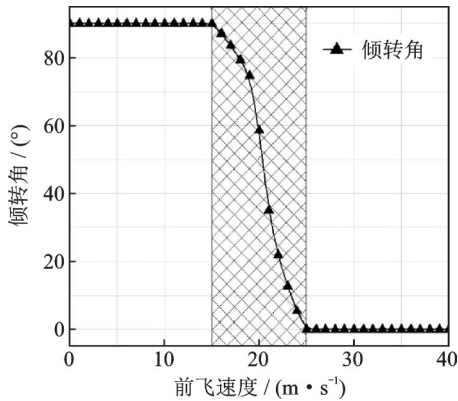


图9 飞行器短舱倾角配平结果  
Fig.9 Trim of aircraft nacelle angle

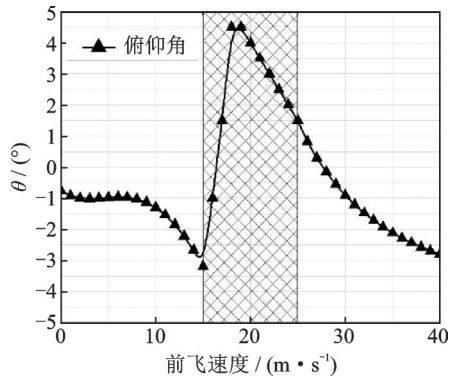


图12 飞行器俯仰角配平图  
Fig.12 Trim of pitch angle

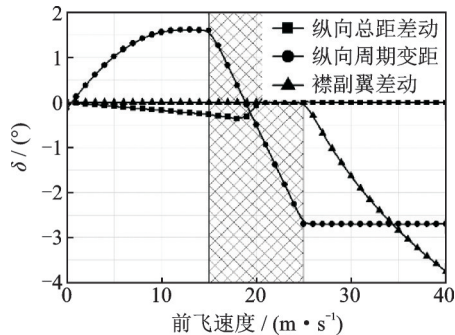


图10 飞行器纵向操纵量配平图  
Fig.10 Trim of longitudinal control

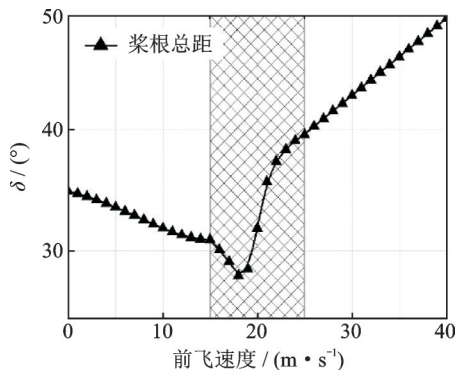


图11 飞行器总距配平图  
Fig.11 Trim of collective pitch

由图11总距配平图可以看出,直升机模式下,随着前飞速度的增大,旋翼总距逐渐减小,随着旋翼短舱倾转,总距开始变大;原因是直升机模式下,随着前飞速度增大,动压增大,机翼产生一部分升力,垂直方向上旋翼所需的拉力减小,从而总距减小;而到了短舱开始倾转以后,旋翼产生的拉力一部分分解到前飞方向,且旋翼的轴向来流速度增加,导致桨叶的迎角减小,所以,一方面需要加大总距来补偿桨叶总距的减小,另一方面飞行器抬头使机翼的迎角也相应增大,从而增大升力,最终平衡飞行器的重力以及阻力。

图10反映了纵向操纵量随着前飞速度的变化。在直升机模式下,随着前飞速度的增加纵向周期变距逐渐加大,表现为桨盘前倾,这就导致飞行器低头,当低头过于严重( $\delta < -5^\circ$ )时,会导致机翼产生负升力,所以在有周期变距的同时加上使飞行器产生抬头力矩的总距差动操纵,最终结果在图12中可以看出,其俯仰角最小为 $-3^\circ$ 。在过渡模式时,为了使飞行器抬头,需要减小周期变距的同时加大总距操纵量使飞行器快速抬头。进入飞机模式以后,纵向操纵量中,周期变距和总距差动两种操纵方式锁住,只用襟副翼差动这一操纵方式。



### 3 结 论

四旋翼倾转飞行器是一种大载荷垂直起降和高速前飞的飞行器,本文建立了无人四旋翼倾转飞行器的动力学非线性仿真模型,研究了适用的操纵策略,通过上述研究可得到以下结论:

(1)四旋翼倾转飞行器飞行过程中的气动环境不断改变,直升机操纵方式和固定翼飞机操纵方式相互混合,要求飞行动力学模型有很强的适应性,同时能综合处理构型变化引起的旋翼非定常气动、旋翼/机翼气动干扰、飞行器重心与惯量的变化,本文建立了四旋翼倾转飞行器的全飞行模式下的非线性飞行动力学数学模型。旋翼气动力模型采用的是叶素理论,根据机翼滑流区和自由区理论建立机翼气动力模型,利用CFD计算出的机身气动数据建立其气动力模型,并考虑短舱倾转引起的全机重心变化。

(2)四旋翼倾转飞行器可对旋翼系统、机翼系统进行操纵,旋翼的总距和纵横向周期变距操纵;机翼的襟副翼进行操纵,再加上飞行器前后短舱可以独立地倾转,这对于四旋翼倾转飞行器来说,可操纵量有很多,会出现严重的操纵冗余问题,本文提出了一种解决操纵冗余的方法,分析不同速度不同倾转角下相同通道各个操纵面的操纵功效,仿真结果合理。

#### 参考文献:

- [1] 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 Yuzuo. Research on technical development of tilting rotor aircraft[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 5-8.
- [2] DUGAN D C, ERHART R G, SCHROERS L G. The XV-15 tilt rotor research aircraft[J]. NASA TM, 1980, 19(11): 1005-1011.
- [3] 徐敏. 倾转旋翼机的发展与关键技术综述[J]. 直升机技术, 2003(2): 40-44.  
XU Min. Development and key technologies of tilting rotor aircraft[J]. Helicopter Technology, 2003(2): 40-44.
- [4] HWANG S J, CHOI S W, HWANG S J, et al. Iron-bird ground test for tilt rotor unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences, 2010, 11(4): 313-318.
- [5] CALISE A J, RYSDYK R T. Nonlinear adaptive flight control using neural networks[J]. Control Systems IEEE, 1998, 18(6): 14-25.
- [6] KIM M, KIM S, KIM W, et al. Flow control of tiltrotor unamned-aerial-vehicle airfoils using synthetic jets[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(3): 1045-1057.
- [7] NOTARSTEFANO G, HAUSER J. Modeling and dynamic exploration of a tilt-rotor VTOL aircraft[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2010, 43(14): 119-124.
- [8] HARENDRA P B, JOGLEKAR M J, GAFFEY T M, et al. V/STOL tilt rotor study. Volume 5: A mathematical model for real time flight simulation of the bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. Texas: Bell Helicopter Company, 1973: 18-25.
- [9] MILLER M, NARKIEWICZ J. Tiltrotor modeling for simulation in various flight conditions[J]. Journal of Theoretical & Applied Mechanics, 2006, 44(4): 881-906.
- [10] 王庆琥. 四旋翼倾转飞行控制律设计与验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
WANG Qinghu. Design and verification of quad tilt rotor flight control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [11] 夏青元,徐锦法,金开保. 倾转旋翼飞行器的建模和操纵分配策略[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2016-2028.  
XIA Qingyuan, XU Jinfa, JIN Kaibao. Tilt-rotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2016-2028.
- [12] KIM C, LEE J Y. Numerical analysis of hovering tilt-rotor UAV for minimum download and ground effect analysis[C]//Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: [s.n.], 2013: 682-683.
- [13] LIN F, ZHANG Y, LU Y, et al. A new style tilt-quadrotor: Modeling and exploration of its dynamical characteristics[C]//Proceedings of the 36th Chinese Control Conference. Dalian, China: [s. n.], 2017: 2259-2264.
- [14] 高正. 直升机飞行力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [15] CARLSON E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[D]. Minnesota: The University of Minnesota, 1999.

(编辑:夏道家)