

小型无人倾转旋翼机全模式飞行操纵控制

郭剑东 宋彦国 夏品奇

(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:研究了倾转旋翼机的飞行数学方程,建立了小型无人倾转旋翼机在直升机、倾转及飞机飞行模式的飞行力学仿真模型,计算得出配平工作点处各通道的操纵量和飞行器的飞行姿态,通过各飞行模式的仿真结果确定了该飞行器的全模式飞行策略,飞行试验表明仿真结果符合倾转旋翼机的飞行特性。最后利用特征结构配置算法对小型倾转旋翼机进行解耦控制,并得到良好的解耦效果。

关键词:倾转旋翼机;配平;解耦控制

中图分类号:V212.5 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2009)04-0439-06

Full Envelope Flight Control Method for Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft

Guo Jiandong, Song Yanguo, Xia Pinqi

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

Abstract: The flight dynamic equations of tilt rotor aircraft are studied, and the flight dynamically mathematical model for the helicopter, tilting and airplane flight modes is established. Through the simulation, the control quantity of every control access and flight attitudes at the tilt rotor aircraft trim points in full envelope flight is obtained, and the flight strategy in full envelope is determined. Flight test results indicate that the simulation results are in agreement with the flight characteristics. Finally, the good uncoupled effects are obtained by using eigen-structure assignment method.

Key words: tilt rotor aircraft; trimming; decoupling control

倾转旋翼机属于短距离垂直起降飞行器(Vertical or short take-off and landing, V/STOL)的一个重要分支,兼有直升机和飞机的优点,具有直升机垂直起降和空中悬停,螺旋桨飞机高速前飞的特点^[1]。飞行模式多样,具有直升机飞行模式、倾转飞行模式和飞机飞行模式。国外在倾转旋翼机的技术研究方面逐步取得了辉煌成绩,如倾转旋翼机的气动干扰分析^[2]、气弹耦合^[3]、飞行控制^[4]等问题都得到了很大的发展,2005年10月进入全速产型阶段;Bell-Agusta 研制的第一架民用型倾转旋翼机 BA609 在 2005 年 7 月成功完成全模式飞行。近年

来,我国十分重视倾转旋翼机相关技术的发展和理论知识的积累,南京航空航天大学率先在国内研制倾转旋翼关键技术的验证机,用于研究、验证倾转旋翼机的相关关键技术,并在飞行试验方面取得了突破。本文针对某小型无人倾转旋翼机作为研究对象,建立各部件数学模型,根据数学模型在 Simulink 环境下建立仿真模型,通过配平计算出各飞行模式定常飞行时的平衡工作点,总结出该小型倾转旋翼机的操纵策略,最后采用特征结构配置算法实现小型倾转旋翼机角速率与垂向速度的解耦控制。

基金项目:国家自然科学基金(60705034)资助项目。

收稿日期:2008-06-05; **修订日期:**2009-04-09

作者简介:郭剑东,男,博士研究生,1983年5月生;宋彦国(联系人),男,副教授, E-mail: songyg@nuaa.edu.cn。

1 飞行动力学模型

如图1所示小型无人倾转旋翼机由旋翼、机身、机翼、发动机短舱、水平安定面、垂直安定面、传动机构、机载增稳系统和起落装置等部分组成。总体设计上采用正常上单翼飞机布局,在机翼上分别安装襟副翼,机翼外侧布置可倾转的旋翼短舱系统,尾部安装水平安定面、垂直安定面以及升降舵和方向舵,布置前三点式起落架,两台发动机通过同步协调轴分别驱动两副旋翼系统,保证两副旋翼转速一致,倾转轴部分采用蜗轮蜗杆机构配合高精度位置控制系统,提供准确的发动机短舱倾角控制。

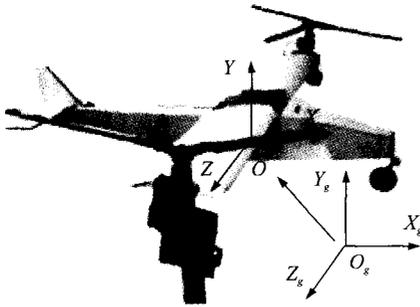


图1 体轴与地轴坐标系

分析该飞行器飞行操纵控制策略的基础是系统的飞行动力学数学模型。在分析时假定小型倾转旋翼机为刚体,在空中的运动有6个自由度,即质心的3个移动自由度和绕质心的3个转动自由度。为了简化计算分别在图1建立机体坐标系 $OXYZ$,地面坐标系 $O_g X_g Y_g Z_g$,并分别建立旋翼、机翼、发动机短舱、机身、平尾和垂尾的当地风轴坐标系。假设小型倾转旋翼机体坐标系的 OXY 平面近似为纵向对称面,故惯性积 $I_{xz} \approx I_{yz} \approx 0$,根据牛顿定律和动量矩定理可得如下的机体运动学方程。

质心移动的动力学方程

$$\begin{aligned} m\left(\frac{dv_x}{dt} + v_z\omega_y - v_y\omega_z\right) + mg\sin\vartheta &= F_x \\ m\left(\frac{dv_y}{dt} + v_x\omega_z - v_z\omega_x\right) + mg\cos\vartheta\cos\phi &= F_y \\ m\left(\frac{dv_z}{dt} + v_y\omega_x - v_x\omega_y\right) - mg\cos\vartheta\sin\phi &= F_z \end{aligned} \quad (1)$$

绕三轴的力矩平衡方程

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y\omega_z(I_z - I_y) + (\omega_x\omega_z - \frac{d\omega_y}{dt})I_{xy} &= M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x\omega_z(I_x - I_z) - (\omega_y\omega_z + \frac{d\omega_x}{dt})I_{xy} &= M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x\omega_y(I_y - I_x) + (\omega_x^2 - \omega_y^2)I_{xy} &= M_z \end{aligned} \quad (2)$$

补充姿态角与角速率之间的运动方程

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_x \cos\phi + \omega_y \sin\phi$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \omega_x - \tan\vartheta(\omega_y \cos\phi - \omega_z \sin\phi) \quad (3)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_y \cos\phi - \omega_z \sin\phi}{\cos\vartheta}$$

式(1-3)中: m 为小型倾转旋翼机的质量; v_x, v_y, v_z 分别为机体三轴方向线速度; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为机体三轴方向角速率; ϕ, ϑ, ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角。

由于小型倾转旋翼机固有的纵横向运动耦合,而且其飞行状态多,特别是倾转模式飞行存在强烈的操纵、气动耦合和动不稳定性。旋翼与机翼之间的气动耦合特性表现为:旋翼的下洗流对机翼的干扰作用,以及机翼对旋翼诱导速度的阻塞效应。建模时将旋翼尾流对机翼的干扰作用划分为自由区(不受旋翼尾流作用)和尾流区(受旋翼尾流作用)。直升机飞行模式悬停状态时,机翼受到旋翼尾流的干扰面积最大,在机翼上产生较大的载荷,随着前飞速度的增加旋翼下洗尾流向机翼后缘倾斜,干扰面积减小,载荷也逐渐减小。本文计算尾流区的面积时采用文献[5]的公式

$$S = S_{\max}[\sin(aI_n) + \cos(bI_n)] \frac{u_{\max} - u}{u_{\max}} \quad (4)$$

式中: S_{\max} 为直升机模式时最大的尾流区面积; u_{\max} 为最大前飞速度; u 为当前飞行速度; I_n 为短舱倾角; a, b 为约束系数。其满足条件

$$\begin{aligned} \sin\left(a\frac{\pi}{2}\right) + \cos\left(b\frac{\pi}{2}\right) &= 1 \\ \sin\left(a\frac{\pi}{3}\right) + \cos\left(b\frac{\pi}{3}\right) &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

从而得到机翼自由区和尾流区的面积,并分别计算自由区和尾流区的气动力和力矩。

计算旋翼气动力时,旋翼在体轴系中的坐标为 $X_m = [x_m \ y_m \ z_m]^T$,桨毂处的速度 $v_m = [v_{xm} \ v_{ym} \ v_{zm}]^T$ 可以通过下式得出

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} v_{xm} \\ v_{ym} \\ v_{zm} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos I_n & -\sin I_n & 0 \\ \sin I_n & \cos I_n & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} \cos I_n & -\sin I_n & 0 \\ \sin I_n & \cos I_n & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & z_m & -y_m \\ -z_m & 0 & x_m \\ y_m & -x_m & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

旋翼的前进比 μ ,入流比 λ_1 分别为

$$\mu = \frac{\sqrt{v_{xm}^2 + v_{zm}^2}}{\Omega R} \quad (7)$$

$$\lambda_1 = -\frac{v_{ym}}{\Omega R} - \frac{C_T}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda_1^2}} \quad (8)$$

式中: Ω 为旋翼的转速; R 为旋翼半径; C_T 为拉力系数。 C_T, C_H, C_S, m_k 的计算表达式参考文献[6],从而得出旋翼的拉力 T ,后向力 H ,侧向力 S 以及反扭矩 M_k 。考虑旋翼挥舞铰偏置量 $e \approx 0.05$ 的桨毂力矩 M_{G_x}, M_{G_z} 作用,将计算的力及力矩从桨轴系转化到机体坐标系。

由于小型倾转旋翼机飞行模式多,各部件之间气动干扰复杂,导致机翼、平尾与垂尾的气动迎角变化范围宽,很难准确地确定升力系数和阻力系数,本文在计算建模时参考文献[7]的方法确定机翼、水平安定面和垂直安定面大迎角变化区域的升力、阻力及力矩系数。将倾转旋翼机各部件的气动力及力矩转换到体轴系,其合力及力矩分别为

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} F_i \\ M_i \end{Bmatrix} &= \begin{Bmatrix} F_{ir} \\ M_{ir} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{il} \\ M_{il} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{iw} \\ M_{iw} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{ip} \\ M_{ip} \end{Bmatrix} + \\ &\begin{Bmatrix} F_{if} \\ M_{if} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{ih} \\ M_{ih} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} F_{iv} \\ M_{iv} \end{Bmatrix} \quad i = x, y, z \quad (9) \end{aligned}$$

式中:下标 ir 表示右旋翼, il 表示左旋翼; iw 表示机翼(包括副翼), ip 表示发动机短舱, if 表示机身, ih 表示平尾(包括升降舵), iv 表示垂尾(包括方向舵)。

2 飞行力学仿真模型

根据第 1 节的数学模型,在 Simulink 的仿真

环境中建立小型倾转旋翼机的飞行力学仿真模型。该模型包括 3 个基本模块:

(1)操纵输入模块 包括总距、横向周期变距、纵向周期变距、总距差动、纵向周期变距差动、副翼操纵、升降舵、方向舵以及发动机短舱倾角。根据不同的飞行模式,选择相应的操纵输入。在直升机模式定常飞行操纵输入量包括总距操纵 δ_c ,横向周期变距 δ_s ,纵向周期变距 δ_r ,总距差动 δ_{cc} ,纵向差动 δ_{cc} ;在过渡飞行模式包括总距操纵 δ_c ,纵向周期变距 δ_r ,升降舵 δ_w ,短舱倾角 I_n ,而在飞机飞行模式操纵输入包括总距操纵 δ_c ,副翼操纵 δ_i ,升降舵 δ_w ,方向舵 δ_r ,总距差动 δ_{cc} 。

(2)气动力计算模块 包括旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾以及发动机短舱,对每个部件分别建立相应的气动力及力矩计算模块,将得到的气动力及力矩矢量叠加后作为运动方程的输入量。

(3)输出模块 包括机体三轴方向线速度 v_x, v_y, v_z ,角速率 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$,姿态角 ϕ, θ, ψ 。并通过反馈机体的飞行速度和角速率至气动力计算模块,提取系统的平衡工作点。通过 Matlab 的分析函数对建立的非线性模型进行配平计算,确定系统平衡工作点处的操纵量和飞行状态,根据各飞行模式的配平结果展开全包线飞行研究,并得到工作点处的线性模型。完整的飞行动力学仿真模型如图 2 所示。

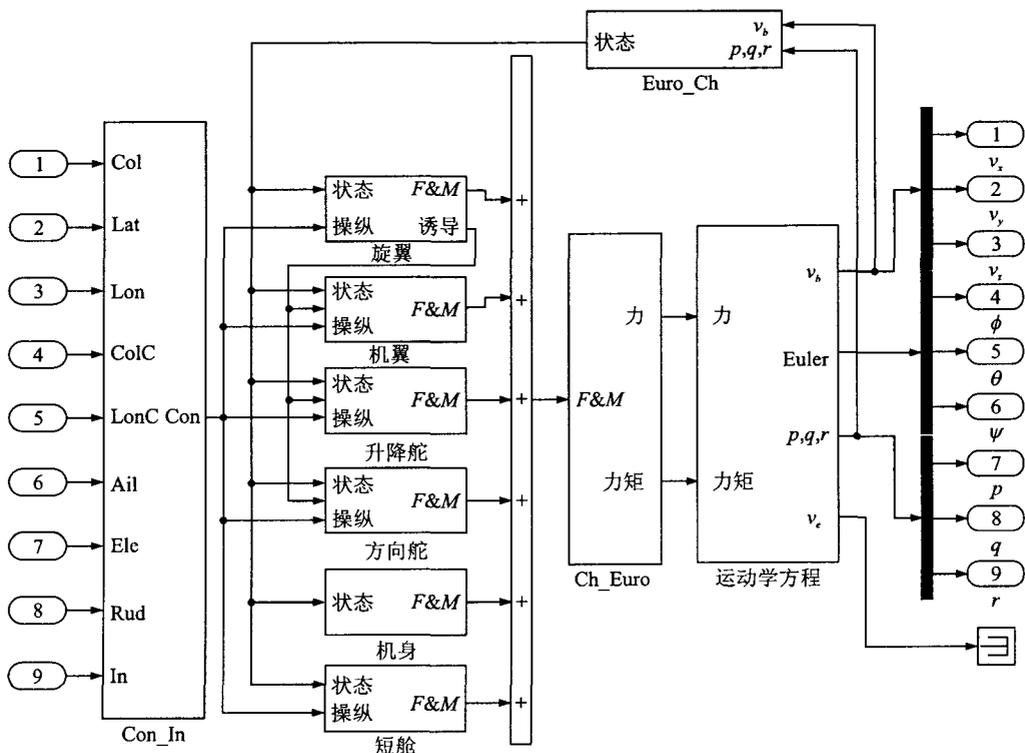


图 2 配平线性化仿真模型

3 仿真结果分析

3.1 直升机模式定常飞行

直升机模式飞行,通过仿真结果得出小型倾转旋翼机的飞行特点:图3中(0~16 m/s)反映从悬停状态到小速度前飞,旋翼的总距操纵先逐渐减小后增加,主要由于诱导速度随前飞速度的增加而减小导致旋翼的需用功率减小,当速度继续增大时则需要大功率保持前飞速度,从而导致总距增加;纵向周期变距随速度的增加逐渐增加,即需不断前推驾驶杆使旋翼产生大的前向力。

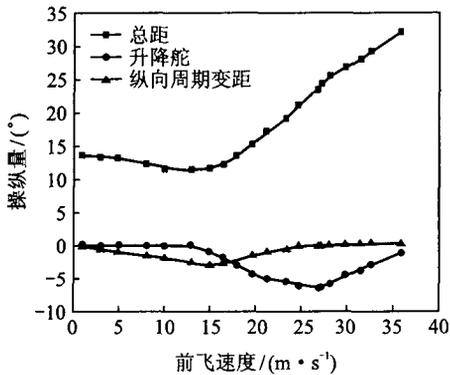


图3 全模式飞行前飞速度与操纵量

在图4中(0~15 m/s)反映出机身的俯仰角变化趋势,随着前飞速度的增加而减小,即机身逐渐低头,其主要原因是随着飞行速度的增加,小型倾转旋翼机的阻力增加,因此需要旋翼前倾产生更大的前向力维持外力平衡。

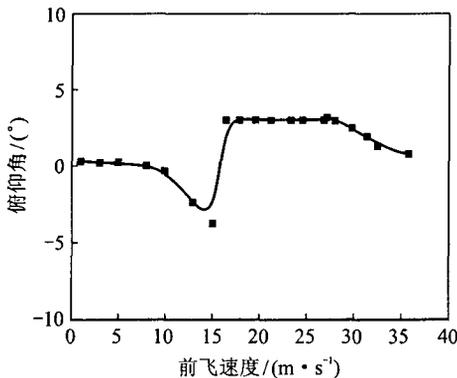


图4 全模式飞行前飞速度与俯仰角

3.2 倾转模式飞行

在倾转模式配平时,短舱倾角 I_n 由 0° 增至 90° ,前飞速度对应于图3中(16~25 m/s),由于前飞速度增加,旋翼的轴向来流增大,导致桨叶有效迎角减小,为了使旋翼提供足够推力,需要增加桨

叶的安装角,即相应的增加总距操纵。同时随着前飞速度的增加升降舵偏角逐渐增加,提供机身的俯仰力矩,即升降舵的效率逐渐体现,配合纵向周期变距共同完成倾转过渡段的前期转换飞行,进入倾转后期飞行时纵向周期变距作用明显减弱。

3.3 飞机模式飞行

进入飞机模式飞行小型倾转旋翼机转化为固定翼螺旋桨飞机,飞行速度对应于图3,4中(25~35 m/s),由于前飞速度大,机身的重力由机翼产生的升力平衡,旋翼提供前向的推力,为了维持不断增加的前飞速度,需要继续增加总距操纵使桨叶在有效迎角状态下工作。从图3中还可以得出纵向周期变距在飞机模式水平前飞时作用甚微,而升降舵则提供机身的俯仰力矩以保持飞行姿态。图4中机身的俯仰角随着前飞速度的增加而逐渐减小,均具有固定翼飞机的飞行特性。

3.4 全模式飞行

根据各飞行模式的配平状态和试飞试验,研究了该小型无人倾转旋翼机的转换走廊,如图5所示。小型倾转旋翼机首先以直升机模式垂直起飞,在直升机模式下,通过协调操纵总距和纵向周期变距,获得一定的前飞速度时进入倾转模式,此时机翼提供部分升力,机身姿态的平衡主要由旋翼和水平安定面相互协调操纵,同时根据前飞速度对短舱的倾角进行调整。当短舱倾角达到 90° 时,即进入飞机模式飞行,由机翼提供升力,旋翼提供前向的拉力,实现高速前飞。根据试飞结果表明上述分析是合理的。

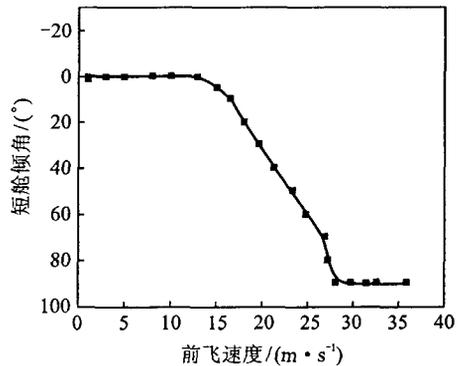


图5 全模式飞行转换走廊

4 解耦控制律设计

特征结构配置解耦控制方法是一种时域的设计方法,配置闭环系统的特征值和特征向量,从而改变系统的瞬态响应。根据小型倾转旋翼机直升机模式悬停状态平衡工作点处得到的线性模型,研究

三轴角速率 p, q, r 和垂向速度 w 的解耦控制效果。通常系统存在两种耦合形式,状态方程中的气动矩阵 A 称为动态耦合,而控制矩阵 B 称为操纵耦合^[8],对于动态耦合可以通过状态反馈阵 K 解耦,而操纵耦合可以通过前馈补偿阵 H 解耦,控制解耦结构如图 6 所示。

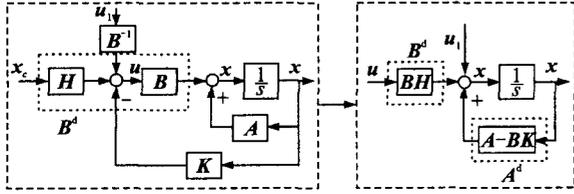


图 6 特征结构配置解耦控制原理图

系统期望的状态方程表示为

$$\dot{x} = A^d x + B^d u + u_1 \quad (10)$$

式中: A^d 为期望的状态阵; B^d 为期望的控制阵。系统的状态向量

$$A^d = \begin{bmatrix} -\lambda_u & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & T_u & 0 \\ 0 & -\lambda_v & 0 & 0 & 0 & 0 & T_v & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_w & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2\xi\omega_{np} & 0 & 0 & -\omega_{np}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -2\xi\omega_{nq} & 0 & 0 & -\omega_{nq}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_r & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B^d = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \omega_w & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \tau_p \omega_{np}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \tau_q \omega_{nq}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_r \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad u_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \delta_a \omega_{np}^2 / s \\ \delta_c \omega_{nq}^2 / s \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

特征结构配置中的系数设计按照品质规范要求,滚转和俯仰通道期望模型为二阶系统,各通道的阻尼比 $\xi=0.7$,一阶零点 $\tau_p=\tau_q=0.5$,系统带宽 $\omega_b=4 \text{ rad/s}$,根据经典控制理论,系统的自然频率 ω_n 与系统的带宽 ω_b 及阻尼比 ξ 关系如下

$$\sqrt{1 + \tau^2 \omega_b^2} / \sqrt{(1 - \omega_b^2 / \omega_n^2)^2 + 4\xi \omega_b^2 / \omega_n^2} = 1 / \sqrt{2} \quad (12)$$

从而可以求得二阶模型的自然频率 ω_{np}, ω_{nq} 。

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \vartheta \ \psi]^T$$

输入向量

$$u = [\delta_c \ \delta_a \ \delta_c \ \delta_r]^T$$

分别表示总距、总距差动、纵向周期变距和纵向差动。

根据状态矩阵 A 得出各通道期望的微分方程表达形式如下

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -\lambda_u + T_u \vartheta \\ \dot{v} &= -\lambda_v + T_v \phi \\ \dot{w} &= -\omega_w w + \omega_w \delta_c \\ \dot{p} &= -2\xi\omega_{np} p - \omega_{np}^2 \phi + \tau_p \omega_{np}^2 \delta_a + \omega_{np}^2 \delta_a / s \\ \dot{q} &= -2\xi\omega_{nq} q - \omega_{nq}^2 \phi + \tau_q \omega_{nq}^2 \delta_c + \omega_{nq}^2 \delta_c / s \\ \dot{r} &= -\omega_r r + \omega_r \delta_r \end{aligned} \quad (11)$$

式中: $T_u, T_v, \lambda_u, \lambda_v$ 由系统的气动矩阵中对应元素决定;期望的矩阵 A^d, B^d 及 u_1 分别为

而总距通道和航向通道均为一阶模型,自然频率 $\omega_w = \omega_r = 2 \text{ rad/s}$ 。

由图 6 可知

$$\begin{aligned} A^d &= A - BK \\ B^d &= BH \end{aligned} \quad (13)$$

从而求得系统的前馈阵 H 和反馈阵 K 如下

$$\begin{aligned} H &= (B^T B)^{-1} B^T B^d \\ K &= (B^T B)^{-1} B^T (A - A^d) \end{aligned} \quad (14)$$

根据二阶特征结构配置设计方法,建立系统的结构仿真如图 7 所示。

在系统仿真时,先设定期望的垂向通道速度 $w=1.0 \text{ m/s}$,其他通道期望输入量 $p=q=r=0 \text{ rad/s}$ 时,仿真结果如图 8 所示,垂向通道的速度响应对各角速率通道没有耦合作用。

当设定期望滚转角速率 $p=0.5^\circ/\text{s}$,俯仰角速率 $q=0.8^\circ/\text{s}$,偏航角速率 $r=1.2^\circ/\text{s}, w=0 \text{ m/s}$,仿真结果如图 9 所示,各通道角速率之间已实现解耦控制且没有引起垂向通道的耦合作用,仿真计算

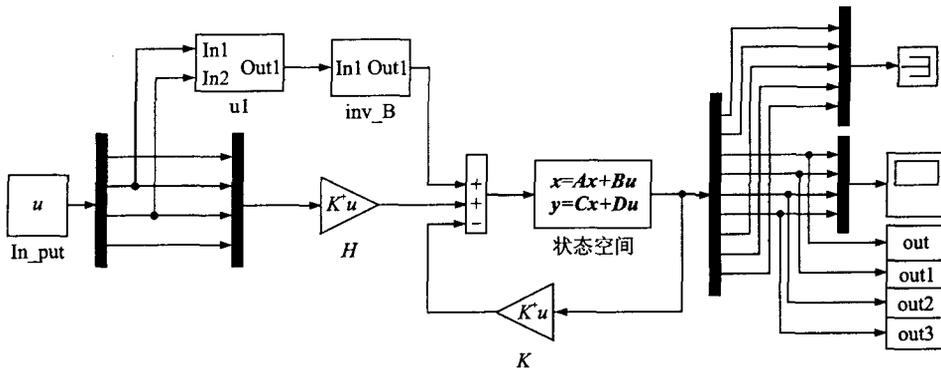


图7 w, p, q, r 控制解耦仿真图

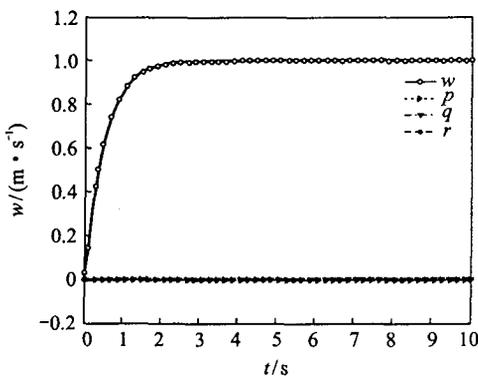


图8 $w=1.0, p=q=r=0$

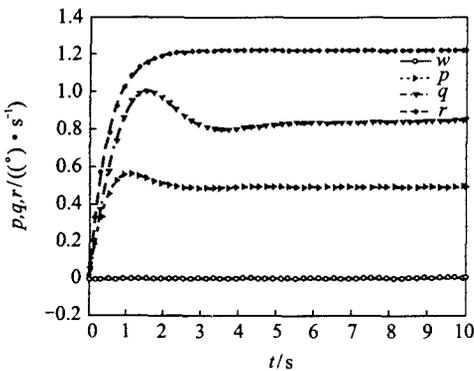


图9 $w=0, p=0.5, q=0.8, r=1.2$

结果表明各通道间已实现解耦控制。

5 结 论

本文研究小型无人倾转旋翼机数学模型,建立飞行力学仿真模型并结合特征结构配置算法实现解耦控制,通过对计算结果的分析得出以下结论:

(1)直升机模式飞行,主操纵量为总距和纵向周期变距,总距操纵负责垂向运动,总距差动实现滚转运动,纵向变距实现前飞、后飞,而纵向差动可以完成飞机的航向运动。

(2)倾转模式飞行,小型倾转旋翼机在直升机模式具有一定的前飞速度时可以实现倾转飞行,主操纵量为总距、短舱倾角,辅以纵向变距和升降舵。根据全模式飞行转换走廊曲线,得出在倾转飞行阶段短舱倾角与前飞速度具有对应关系。

(3)飞机模式定常飞行时主要操纵量为总距和升降舵,并具有飞机的操纵特点。

(4)采用特征结构配置方法,有效地实现小型倾转旋翼机的通道解耦控制,为进一步改善设计、试飞试验和增稳系统的设计提供依据。

参考文献:

- [1] Martin D M, Demo J G, Daniel C D. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight[R]. NASA SP-2000-4517, 2000:12-99.
- [2] Nagib H M, Dr Kiedaisch J W. First-in-flight full-scale application of active flow control: the XV-15 tiltrotor download reduction [R]. RT-MP-AVT-111, 2004:29-2-29-34.
- [3] Abrego A I, Betzina M D, Long K R. A small-scale tiltrotor model operating in descending flight [R]. NASA 20030063074, 2003.
- [4] Yearger W T, Jr Wilbur M L, Nixon M W. A review of recent rotorcraft investigations in the langley transonic dynamics tunnel [R]. AIAA 2003-1963, 1963:2-11.
- [5] Eric B C, Zhao Yiyuan, Robert T N C. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative [J]. AIAA-A99-36586, 1999:77-79.
- [6] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003:54-57.
- [7] McVeigh M A, Widdison C A. A mathematical simulation model of a 1985-era tilt-rotor passenger aircraft[R]. NASA CR-151949, 1976:44-50.
- [8] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,2007:119-126.